



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

# **Análise de Missão para Ponto L1 do Sistema Sol-Terra para Monitoramento Solar**

**Autor: Isa Alencar**  
**Professor Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva**

**Brasília, DF**  
**2024**



Isa Alencar

# **Análise de Missão para Ponto L1 do Sistema Sol-Terra para Monitoramento Solar**

Trabalho de conclusão de curso submetido ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE

Orientador: Prof. Dr. William Reis Silva

Brasília, DF

2024

Isa Alencar

## **Análise de Missão para Ponto L1 do Sistema Sol-Terra para Monitoramento Solar**

Trabalho de conclusão de curso submetido ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial

Trabalho em andamento. Brasília, DF.

---

**Prof. Dr. William Reis Silva**  
Orientador

---

**Dr Ronne Toledo**  
Convidado 1

---

**Dr Lui Txai Calvoso Habl**  
Convidado 2

Brasília, DF  
2024

*Dedico este projeto aos meus pais, cujos ensinamentos, apoio e amor incondicional me guiaram em cada etapa dessa jornada.*



# Agradecimentos

Este trabalho não seria possível sem as pessoas que me acompanham e me apoiam incondicionalmente todos os dias, me mantendo forte e segura e me impedindo de desistir.

Agradeço primeiramente à minha família, por estarem sempre estarem comigo em qualquer situação, seja boa ou ruim, me fazendo rir. Ao meu pai, Manoel, por ter acendido em mim a paixão pelo espaço e pela Engenharia. À minha mãe, Antonia, por me incentivar a começar minha vida e a cuidar do que é importante. E ao meu irmão, Erich, por trazer os momentos felizes e desimportantes, deixando minha vida mais leve.

Agradeço às minhas amigas, Camila Trindade, Geovanna Smith e Giulia Alcântara, que ouviram meus desabafos, apoiaram minhas conquistas, se estressaram junto comigo e me fizeram a pessoa que eu sou hoje, tudo isso sem perder o bom humor.

Finalmente, agradeço à Universidade de Brasília e aos professores da Faculdade do Gama, em especial ao meu orientador, William Reis Silva, que tornaram possível essa aventura, me ensinando tudo o que eu sei e fornecendo o suporte que eu precisava.

*"To boldly go where no one has gone before!"*  
(*Star Trek*)

# Resumo

Este trabalho teve como objetivo a simulação de uma missão orbital partindo da Terra para orbitar o ponto lagrangeano L1 do sistema Sol-Terra, visando uma futura análise de comportamento solar. Com uma descrição detalhada da teoria de Mecânica Orbital, o Problema Restrito de 3 Corpos e Pontos de Lagrange, foi possível explicar os conceitos necessários para a realização desta simulação. Além disso, a missão foi contextualizada por outras missões que tinham o mesmo objetivo de observar o Sol na posição L1, como a SOHO, ISSE3 e Aditya-L1. Estas missões oferecem base sólida para projetos semelhantes, desde manobras a resultados esperados. Então a simulação da missão foi feita com o auxílio do software STK - System Tool Kit, onde foram utilizadas as ferramentas Analysis Workbench e Astrogator para a modelagem da missão e análises. Na simulação foi utilizada uma trajetória balística eficiente em combustível para alcançar o ponto lagrangeano, seguido por ajustes finais para captura na órbita Halo, ideal para observação solar contínua. Por fim, foi alcançado o objetivo de implantar o satélite no ponto desejado, em órbita Halo em torno de L1. Além da modelagem da trajetória, foi realizada a configuração de um sensor solar na simulação, com análise geométrica de visada e validação da resolução angular.

**Palavras-chave:** Problema Circular Restrito de 3 Corpos, Pontos de Lagrange, Problema de n-corpos, Manobras Orbitais.

# Abstract

This paper has as objective to simulate an orbital mission leaving Earth to orbit Lagrange point L1 of the Sun-Earth System. It aims for future analysis of Solar behavior. With a detailed description of the Orbital Mechanics theory, the Three-Body Problem, and the Lagrange Points, it was possible to explain the necessary concepts to fulfill this simulation. Besides, the mission has been put into context by other missions with the same goal of observing the Sun in L1 position, such as SOHO, ISSE3, and Aditya-L1. These missions offer a solid basis to similar projects, from maneuvers to expected results. Therefore the mission simulation has been made with the assistance of STK - System Tool Kit - software, with which Astrogator and Analysis Workbench tools were used for modeling and analysing the mission. In the simulation a fuel efficient ballistic trajectory has been used to reach the Lagrange Point, followed by final adjustments for capture in Halo orbit, ideal for continuous solar observation. At last, the objective of implanting the satellite on the desired point, in Halo orbit around L1, has been achieved. In addition to trajectory modeling, a solar sensor was configured in the simulation, with geometric analysis of the view and validation of the angular resolution.

**Key-words:** Three-Body Problem, Lagrange Points, n-Body Problem, Orbital Maneuvers.

# Lista de ilustrações

Figura 1 – Modelo Explorer 10 no Museu do Ar e Espaço. . . . .	18
Figura 2 – Visualização das manobras do ICE. (WIKIPEDIA, 2023) . . . . .	19
Figura 3 – Trajetória da missão do Aditya-L1. (ISRO, 2024) . . . . .	20
Figura 4 – Imagem obtida pelo coronógrafo Lasco C2 no dia 02/07/2025. . . . .	24
Figura 5 – Primeiro espectro capturado em 21 de abril de 2020 pela Investigação Espectral do Ambiente Coronal (SPICE). . . . .	24
Figura 6 – Exemplo representativo do magnetômetro (MFI) da missão Wind, montado em um braço afastado da nave para minimizar interferência magnética da própria espaçonave. . . . .	25
Figura 7 – Representação esquemática dos instrumentos a bordo do Aditya-L1, onde o radiômetro direcional está fixado no topo voltado para o Sol. . . . .	26
Figura 8 – Imagem representativa do Telescópio de Raios X (XRT) a bordo da missão Hinode . . . . .	26
Figura 9 – Monitor MAVEN Extreme Ultraviolet (EUV). . . . .	27
Figura 10 – Imagem da coroa solar capturada no dia 27/05/2025 pelo Extreme Ultraviolet Imaging Telescope (EIT) da missão SOHO. . . . .	30
Figura 11 – Gráfico real obtido pelo instrumento SWE do satélite WIND. . . . .	32
Figura 12 – Visão completa do Sol em Raios-X capturada pelo XRT. . . . .	34
Figura 13 – Imagens da AIA em ultravioleta extremo mostrando buracos coronais que formam um padrão semelhante a um sorriso. . . . .	36
Figura 14 – Imagem do Sol registrado pelo IRIS em 12 de setembro de 2013 . . . . .	38
Figura 15 – Imagem do disco solar obtida pelo SUIT (Aditya-L1) na faixa do ultravioleta próximo, destacando detalhes cromosféricos. . . . .	39
Figura 16 – Problema Restrito de Três Corpos. (SAKARI, 2009) . . . . .	47
Figura 17 – Pontos de Lagrange no sistema Sol-Terra. (NASA, 2023) . . . . .	49
Figura 18 – Plot da Equação 3.14 mostrando as 3 raízes, para $\pi_2 = \mu_2$ e $\zeta = x$ (CURTIS, 2009) . . . . .	50
Figura 19 – Transferência para Órbita Halo (SOHO, 1997) . . . . .	51
Figura 20 – Configurações de Visualização da janela de gráficos 3D. . . . .	56
Figura 21 – Configuração de Projeção da janela gráfica 2D. . . . .	57
Figura 22 – Configuração de Formato da Projeção da janela 2D . . . . .	57
Figura 23 – Criando novo sistema de coordenadas. . . . .	58
Figura 24 – Planos novos na localização de L1. . . . .	59
Figura 25 – Novo sistema L1 LEO . . . . .	59
Figura 26 – Plano XY do sistema L1 LEO. . . . .	60
Figura 27 – Parâmetros utilizados para configurar Initial State. . . . .	61

Figura 28 – Resultado após injeção de impulso, visão 2D. . . . .	64
Figura 29 – Visão 2D do satélite começando a orbitar em L1 . . . . .	65
Figura 30 – Órbita Halo, vista 2D. . . . .	66
Figura 31 – Órbita Halo, vista 3D. . . . .	67
Figura 32 – Configurações de atitude do satélite simulado. . . . .	67
Figura 33 – Propriedades do sensor simulado. . . . .	67
Figura 34 – Configurações de apontamento do sensor. . . . .	68
Figura 35 – Opções disponíveis de relatório em Access. . . . .	68
Figura 36 – Relatório de acesso do sensor ao Sol obtido no STK. . . . .	69
Figura 37 – Órbita Halo, vista 3D. . . . .	70
Figura 38 – Gráfico AER (Azimuth, Elevation, Range) do sensor simulado no STK. . . . .	71
Figura 39 – Cone de visada do Sensor direcionado ao Sol a partir de L1, obtida na visualização 3D do STK . . . . .	72

# Lista de tabelas

Tabela 1	– Principais sensores utilizados para observação solar . . . . .	28
Tabela 2	– Resumo técnico dos sensores da missão SOHO . . . . .	31
Tabela 3	– Características técnicas selecionadas dos sensores da missão WIND . . . . .	33
Tabela 4	– Características técnicas dos sensores da missão Hinode. . . . .	35
Tabela 5	– Comparativo entre os sensores da missão SDO . . . . .	37
Tabela 6	– Comparativo entre os sensores da missão Aditya-L1 . . . . .	40
Tabela 7	– Parâmetros do sensor de observação solar utilizados na simulação . . . . .	55
Tabela 8	– Comparação entre os parâmetros do sensor EIT real (SOHO) e da simulação no STK . . . . .	73

# Lista de abreviaturas e siglas

UnB	Universidade de Brasília
FGA	Faculdade do Gama
PR3C	Problema Restrito de Três Corpos
NASA	National Aeronautics and Space Administration
SOHO	Solar and Heliospheric Observatory
ESA	European Space Agency
ISEE-3	International Sun-Earth Explorer 3
ICE	International Cometary Explorer
ACE	Advanced Composition Explorer
STK	Systems Tool Kit
MCS	Mission Control Sequence
LPO	Libration Point Orbit
L1	Primeiro Ponto Lagrangiano
DSCOVER	Deep Space Climate Observatory
LEO	Low Earth Orbit
CME	Coronal Mass Ejection
EUV	Extremo Ultravioleta
UV	Ultraviolet Coronagraph
IMF	Interplanetary Magnetic Field
TSI	Total Solar Irradiance
LASCO	Large Angle and Spectrometric
CDS	Chromatography Data System
SUMER	Solar Ultraviolet Measurements of Emitted Radiation



EIT	Extreme Ultraviolet Imaging Telescope
MDI	Michelson Doppler Imager
FoV	Field of View
AER	Azimuth Elevation Range
MCS	Mission Control Sequence
IRIS	Interface Region Imaging Spectrograph
WIND	Wide-Field Investigation of the Near-Sun Dynamic
MFI	Magnetic Fields Investigation)
GGG	Global Geospace Science
SWE	Solar Wind Experiment
3DP	Three-Dimensional Plasma)
WAVES	Waveform Analyzer for the Study of Solar Wind
EPACT	Energetic Particles Acceleration and Transport
JAXA	Agência Japonesa de Exploração Aeroespacial
SOT	Solar Optical Telescope
XRT	X-Ray Telescope
EIS	EUV Imaging Spectrometer)
SDO	Solar Dynamics Observatory
AIA	Atmospheric Imaging Assembly
HMI	Helioseismic and Magnetic Imager
EVE	Extreme Ultraviolet Variability Experiment
ISRO	Indian Space Research Organisation
VELC	vIsible Emission Line Coronagraph)
SUIT	Solar Ultraviolet Imaging Telescope)
SoLEXS	Solar Low Energy X-ray Spectrometer
HELIOS	Heliospheric Solar Energetic Particle Experiment

ASPEX	Aerosol Spectrometer for Planetary Exploration
PAPA	Plasma and Particles Analyzer
ATHRM	Advanced Thermal Radiation Monitor
RE	Raio da Terra

# Lista de símbolos

$G$	Constante gravitacional
$m_1$	Massa do corpo 1
$m_2$	Massa do corpo 2
$r$	Distância entre dois corpos
$j$	Corpo arbitrário
$i$	Corpo arbitrário diferente de $j$
$F_j$	Soma de forças $j$
$r_j$	Vetor posição do corpo $j$
$r_i$	Vetor posição do corpo $i$
$m_i$	Massa do corpo $i$
$F_{ext}$	Forças externas
$\mu$	Constante de separação
$\mu_1$	Massa adimensional do corpo 1
$\mu_2 = \pi_2$	Massa adimensional do corpo 2
$x_1$	Componente no eixo x da posição do corpo 1
$x_2$	Componente no eixo x da posição do corpo 2
$y_1$	Componente no eixo y da posição do corpo 1
$y_2$	Componente no eixo y da posição do corpo 2
$z_1$	Componente no eixo z da posição do corpo 1
$z_2$	Componente no eixo z da posição do corpo 2
$x = \zeta$	Componente no eixo x do vetor posição
$y$	Componente no eixo y do vetor posição
$z$	Componente no eixo z do vetor posição

$\dot{x}$	Componente no eixo x do vetor velocidade
$\dot{y}$	Componente no eixo y do vetor posição
$\dot{z}$	Componente no eixo z do vetor posição
$\ddot{x}$	Componente no eixo x do vetor posição
$\ddot{y}$	Componente no eixo y do vetor posição
$\ddot{z}$	Componente no eixo z do vetor posição
$f(\mu_2, x)$	Função dos pontos lagrangeanos colineares
$\beta$	Cone Half Angle
$FoV$	Field of View
$arcsec$	Segundos por Arco
$R$	Resolução angular por pixel
$n_{px}$	Número de pixels
$nm$	Nanômetro
$km$	Quilômetro

# Sumário

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>18</b>
<b>1.1</b>	<b>Objetivos</b>	<b>21</b>
1.1.1	Objetivos Gerais	21
1.1.2	Objetivos Específicos	21
<b>1.2</b>	<b>Motivação</b>	<b>21</b>
<b>1.3</b>	<b>Justificativa</b>	<b>22</b>
<b>1.4</b>	<b>Estrutura do Trabalho</b>	<b>22</b>
<b>2</b>	<b>MONITORAMENTO</b>	<b>23</b>
<b>2.1</b>	<b>Sensores de Monitoramento Solar</b>	<b>23</b>
<b>2.2</b>	<b>Missões de Monitoramento Solar e seus Sensores Orbitais</b>	<b>28</b>
2.2.1	Missão Soho	29
2.2.2	Missão WIND	31
2.2.3	Missão Hinode	33
2.2.4	Missão SDO	35
2.2.5	Missão IRIS	37
2.2.6	Missão Adytia-L1	38
<b>3</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>41</b>
<b>3.1</b>	<b>Mecânica Orbital de Dois Corpos</b>	<b>41</b>
3.1.1	Leis de Kepler	42
3.1.2	Contribuição de Isaac Newton	43
3.1.3	Lei da Gravitação Universal	43
<b>3.2</b>	<b>O Problema de N Corpos</b>	<b>45</b>
<b>3.3</b>	<b>O Problema de Três Corpos</b>	<b>46</b>
3.3.1	Problema Circular Restrito de Três Corpos	47
3.3.2	Equações do Movimento	47
<b>3.4</b>	<b>Pontos de Lagrange</b>	<b>48</b>
<b>3.5</b>	<b>Órbita Halo</b>	<b>50</b>
3.5.1	Transferência Balística	51
<b>4</b>	<b>METODOLOGIA</b>	<b>52</b>
<b>4.1</b>	<b>STK</b>	<b>52</b>
4.1.1	Astrogator	52
4.1.2	Analysis Workbench	52
<b>4.2</b>	<b>Missão</b>	<b>53</b>

<b>4.3</b>	<b>Sensor</b> . . . . .	<b>54</b>
<b>5</b>	<b>APLICACAO</b> . . . . .	<b>56</b>
<b>5.1</b>	<b>Parte I: Manobras de Inserção em L1</b> . . . . .	<b>56</b>
5.1.1	Criar Cenário . . . . .	56
5.1.2	Adicionar Satélite . . . . .	60
5.1.3	Criar Órbita Halo . . . . .	64
<b>5.2</b>	<b>Parte II: Configuração do Sensor</b> . . . . .	<b>67</b>
<b>6</b>	<b>RESULTADOS</b> . . . . .	<b>70</b>
<b>7</b>	<b>CONSIDERAÇÕES FINAIS</b> . . . . .	<b>74</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	<b>75</b>

# 1 Introdução

O estudo do Sol remonta às civilizações antigas, há milhares de anos. Desde os primórdios da humanidade, o Sol desempenhou um papel central na vida das pessoas, sendo observado e interpretado de diversas formas por culturas ao redor do mundo. Mas apenas no último século houveram tecnologias suficientes para estudo e observação do Sol de forma mais próxima, por meio de satélites e observatórios.

Em março de 1961, a NASA lançou a primeira missão de exploração do Sol. Segundo a NASA (2022), o P 14, também conhecido como Explorer 10, foi lançado com o objetivo de investigar os campos magnéticos e o plasma à medida que a espaçonave passava pela magnetosfera terrestre e entrava no espaço cislunar. O satélite foi colocado em uma órbita altamente elíptica. Devido à vida útil limitada das baterias da espaçonave, os únicos dados úteis foram transmitidos em tempo real durante 52 horas na porção ascendente da primeira órbita. A distância da Terra quando a última informação útil foi transmitida era de 42,3 raios terrestres, e a hora local neste ponto era 2.200 horas. Toda a transmissão cessou várias horas depois. Na Figura 1, está disposto um modelo do Explorer 10, que se encontra no Steven F. Udvar-Hazy Center, no Museu do Ar e Espaço.



Figura 1 – Modelo Explorer 10 no Museu do Ar e Espaço.

O ponto L1 é especialmente importante por estar localizado entre os dois corpos primários (o Sol e a Terra), tornando-se um local estratégico para espaçonaves. Ele permite a observação contínua desses corpos, comunicação ininterrupta com a Terra e uma visão clara dos corpos celestes. Essas órbitas são ideais para missões científicas que atuam como um observatório solar em torno de L1. (ISRO, 2023)

Espaçonaves destinadas à observação solar foram posicionadas em órbitas ao redor do ponto L1 no sistema Sol-Terra. Localizado a aproximadamente 1,5 milhão de quilômetros da Terra (ou 1/100 da distância até o Sol), o ponto L1 está além da magnetosfera terrestre, proporcionando um ambiente ideal para estudos solares. Entre as missões destacadas estão o International Sun-Earth Explorer 3 (ISEE-3), lançado em agosto de 1978; o Solar and Heliospheric Observatory (SOHO), lançado em dezembro de 1995; e o Advanced Composition Explorer (ACE), lançado em agosto de 1997.

Em 1978, em missão conjunta da NASA e da ESA, foi lançada a International Sun-Earth Explorer 3 (ISEE-3) para estudar as interações entre o vento solar e a magnetosfera terrestre, sendo a primeira sonda posicionada em órbita Halo no ponto de Lagrange L1. Em 1983, foi redirecionada e renomeada como International Cometary Explorer (ICE), tornando-se a primeira sonda a atravessar a cauda de um cometa, o Giacobini-Zinner, em 1985. A missão contribuiu significativamente para o entendimento das interações entre o vento solar, a magnetosfera e os cometas. (SCIENCE, 2017)

Na Figura 2 encontra-se uma representação das manobras realizadas pelo ISSE3, do lançamento até a sua órbita Halo no ponto L1.

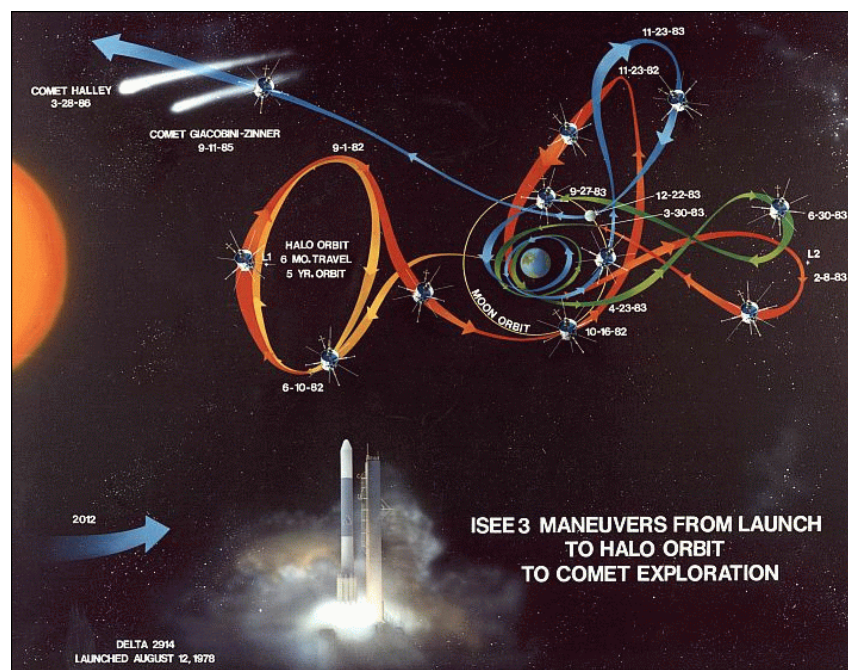


Figura 2 – Visualização das manobras do ICE. (WIKIPEDIA, 2023)



Nas décadas seguintes, diversas missões foram realizadas por satélites posicionados no ponto de Lagrange L1. Dentre elas, destaca-se o ACE (Advanced Composition Explorer), lançado em 1997, com o objetivo de observar partículas do vento solar e de origem galáctica. Outra missão relevante foi o DSCOVR (Deep Space Climate Observatory), lançado em 2015, destinado ao monitoramento do clima e do tempo, além da observação do espaço profundo da Terra, conforme relatado pela ISRO (2023). O mais recente é o caso do observatório solar indiano, Aditya, lançado em 2023 e inserido em sua órbita alvo em janeiro de 2024, dedicado ao estudo abrangente do Sol. Sua trajetória partindo da Terra e sendo inserida em órbita Halo em torno de L1 pode ser visualizada na 3.

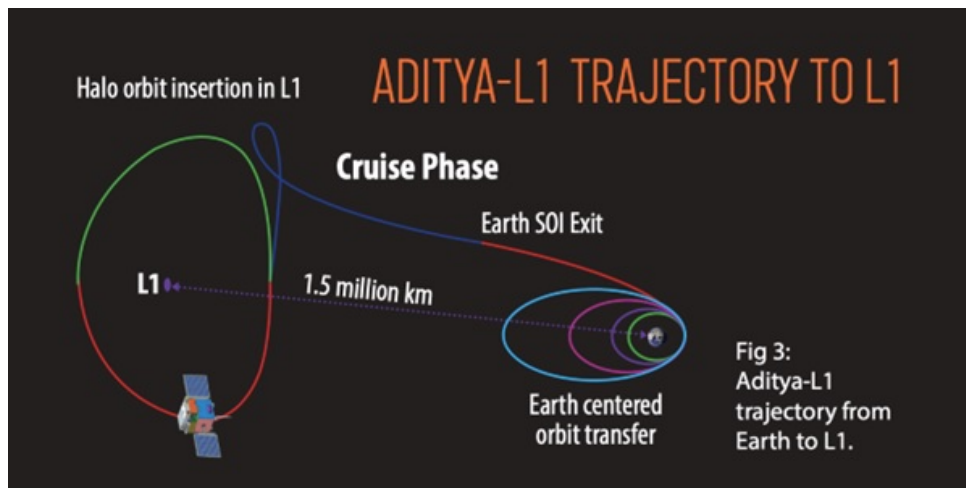


Figura 3 – Trajetória da missão do Aditya-L1. (ISRO, 2024)

O SOHO (Observatório Solar e Heliosférico) é o satélite de observação solar posicionado em L1 com maior longevidade operacional. Desenvolvido em colaboração entre a NASA e a ESA, foi lançado em dezembro de 1995 com o objetivo de estudar o Sol, desde as camadas mais profundas de seu núcleo até sua coroa externa e o vento solar. Originalmente planejado para operar até 1998, a missão foi estendida indefinidamente, permitindo a coleta contínua de dados que expandiram significativamente o conhecimento sobre a atividade solar. Entre suas principais contribuições está a descoberta de mais de 5.000 cometas, além da identificação da origem do vento solar rápido, localizado nas extremidades dos campos magnéticos em forma de colmeia que circundam grandes estruturas borbulhantes próximas aos polos solares (SCIENCE, 2024). Posicionado estrategicamente no ponto de Lagrange L1, o SOHO mantém uma observação contínua do Sol, fornecendo imagens detalhadas e dados essenciais sobre tempestades solares e suas dinâmicas. Suas investigações abrangem desde a estrutura interna do Sol e sua superfície visível até as regiões mais distantes da heliosfera, onde o vento solar interage com partículas do meio interestelar (OVERVIEW, s.d.).

## 1.1 Objetivos

### 1.1.1 Objetivos Gerais

O objetivo principal deste trabalho é realizar a simulação de uma missão orbital que parte da Terra rumo a uma órbita Halo na vizinhança do ponto lagrangeano L1 do sistema Sol-Terra, incluindo a modelagem e análise do desempenho de um sensor de observação solar. A simulação visa validar a geometria do sensor e sua resolução angular, assegurando a fidelidade do modelo para futuras análises de observação solar.

### 1.1.2 Objetivos Específicos

Os objetivos específicos se dividem nos seguintes itens:

- Revisar os conceitos teóricos relacionados ao Problema Circular Restrito de Três Corpos (PCR3C), com ênfase na aplicação à mecânica do voo espacial em pontos lagrangeanos.
- Descrever detalhadamente o uso do software System Tool Kit (STK) para a simulação da missão orbital, contemplando a configuração da trajetória e as manobras orbitais.
- Modelar um sensor de observação solar com base em parâmetros geométricos representativos, configurando seu campo de visão e demais características no ambiente de simulação. Assim, gerando visualizações tridimensionais que evidenciem a orientação e cobertura do sensor em relação ao Sol durante a missão simulada.
- Calcular e validar a resolução angular do sensor simulado, comparando os resultados com dados de referência para garantir a precisão do modelo.

## 1.2 Motivação

Estudar o Sol por meio de satélites é essencial para compreender os mecanismos físicos que regem a atividade solar, como erupções, ejeções de massa coronal (CMEs) e variações no vento solar. Esses fenômenos têm impacto direto no clima espacial e, consequentemente, sobre tecnologias vitais para a sociedade, como satélites de comunicação, sistemas de navegação por GPS, redes elétricas e missões tripuladas. A observação contínua do Sol permite não apenas antecipar eventos de risco, mas também aprofundar o conhecimento sobre a evolução estelar e o comportamento do ambiente espacial próximo à Terra. Nesse contexto, a simulação de sensores embarcados em satélites solares surge como uma ferramenta valiosa para compreender a capacidade de monitoramento, o desempenho geométrico e as limitações desses instrumentos em missões reais.

## 1.3 Justificativa

O monitoramento solar é essencial para antecipar eventos como tempestades geomagnéticas, que afetam sistemas críticos na Terra e no espaço. Satélites em L1 cumprem papel estratégico nesse contexto, e a simulação virtual de sensores permite validar parâmetros como campo de visão, resolução angular e alinhamento com o Sol.

Com o uso de ferramentas como o STK, é possível integrar a análise da dinâmica orbital ao desempenho do sensor, testando cenários operacionais e estratégias de apontamento. Este trabalho utiliza essa abordagem para simular um sensor solar, contribuindo para o planejamento e a confiabilidade de futuras missões espaciais.

## 1.4 Estrutura do Trabalho

A estrutura do presente trabalho, a partir desta seção, está organizada da seguinte forma:

- Capítulo 2 - Monitoramento: este capítulo será dedicado à contextualização e descrição de sensores de monitoramento solar.
- Capítulo 3 - Fundamentação Teórica: neste capítulo, serão discutidos os principais conceitos relacionados ao Problema Circular Restrito de 3 Corpos, Pontos de Lagrange e a Órbita Halo;
- Capítulo 4 - Metodologia: será descrito como o software STK foi utilizado para a simulação da manobra orbital desejada, esta sendo uma missão Terra-Sol no ponto lagrangeano L1. Este capítulo também aborda o sensoriamento escolhido para a missão e como ele será usado para validação da simulação;
- Capítulo 5 - Aplicação: serão detalhados os procedimentos utilizados na simulação de uma missão Terra-Sol, incluindo uma explicação detalhada da Seção 4 e os resultados esperados;
- Capítulo 6 - Resultados: este capítulo apresenta todos os resultados obtidos com este trabalho, validando os métodos utilizados.
- Capítulo 7 - Considerações Finais: serão resumidas as atividades e os resultados obtidos.

## 2 Monitoramento Solar

A observação contínua do Sol é fundamental para o entendimento da dinâmica solar e de seus efeitos sobre o ambiente espacial próximo à Terra. Com o avanço da engenharia aeroespacial, tornou-se possível realizar esse monitoramento com maior precisão por meio de sensores embarcados em satélites, especialmente em missões posicionadas no ponto de Lagrange L1, cuja relevância já foi discutida anteriormente.

Este capítulo apresenta os principais tipos de sensores utilizados na observação solar, como coronógrafos, espectrômetros e detectores de partículas, com ênfase nas aplicações voltadas à coleta de dados físicos e espectrais da coroa solar e do vento solar. A análise é conduzida com base em uma missão simulada, inspirada em missões reais a fim de compreender como sensores configurados em L1 podem ser empregados na detecção e monitoramento de fenômenos solares relevantes, como ejeções de massa coronal e variações na radiação solar.

### 2.1 Sensores de Monitoramento Solar

Diversas missões de observação solar empregam sensores especializados para coletar dados sobre a atividade solar e o meio heliosférico. Entre os principais tipos de sensores utilizados destacam-se os Coronógrafos, Espectrômetros, Magnetômetros, Radiômetros Direcionais, Sensores UV e Raios X, Imagens em UV Extremo e Telescópios Solares. A seguir será explicado brevemente o funcionamento de cada um desses sensores. Nas figuras 4, 5, 6, 7 e 8 encontram-se representativos de cada um deles.

- **Coronógrafos:** Introduzidos na astronomia em 1931 com o objetivo de reproduzir artificialmente um eclipse total do Sol, os coronógrafos são instrumentos ópticos projetados para bloquear a luz direta da fotosfera solar. Dessa forma, permitem a observação da coroa solar, que normalmente só é visível durante eclipses naturais. Esses instrumentos são essenciais para a detecção de ejeções de massa coronal (CMEs), fenômenos que podem afetar o ambiente espacial terrestre. Embora muitos coronógrafos utilizem campos de visão amplos, modelos com ângulos mais estreitos também são empregados, dependendo do alvo específico e da faixa espectral observada. (COSTA, 2013).

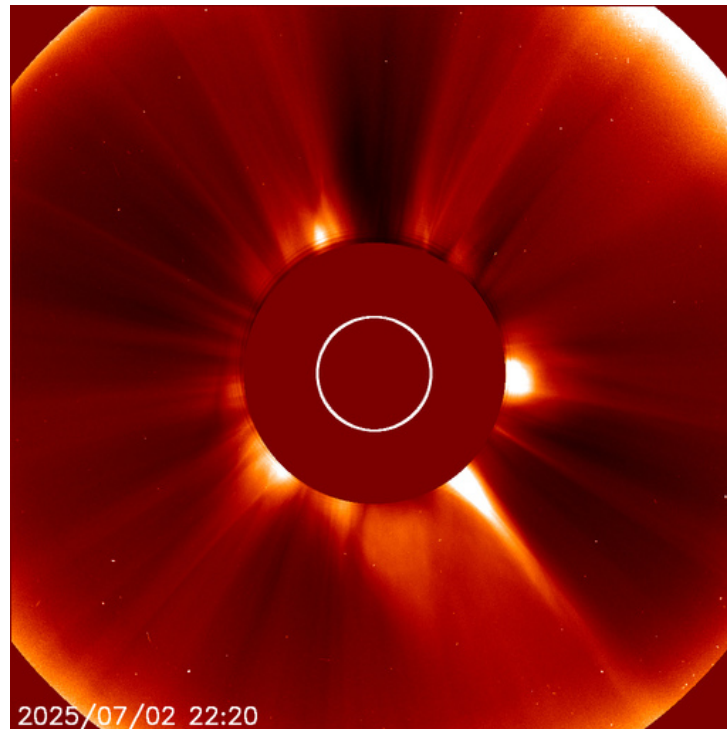


Figura 4 – Imagem obtida pelo coronógrafo Lasco C2 no dia 02/07/2025.

Fonte: NASA (2021) .

- **Espectrômetros:** Instrumentos que decompõem a radiação solar em seus comprimentos de onda, permitindo a análise detalhada das propriedades físicas da atmosfera solar, como temperatura, densidade e composição do plasma. São amplamente usados para detectar emissões em faixas do ultravioleta extremo (EUV) e raios X, essenciais para entender processos dinâmicos e estruturas na coroa solar. O campo de visão estreito de espectrômetros, muitas vezes modelado com geometrias tipo Simple Conic com cone half angle reduzido, permite alta resolução espacial. (DELABOUDINIÈRE et al., 1995)

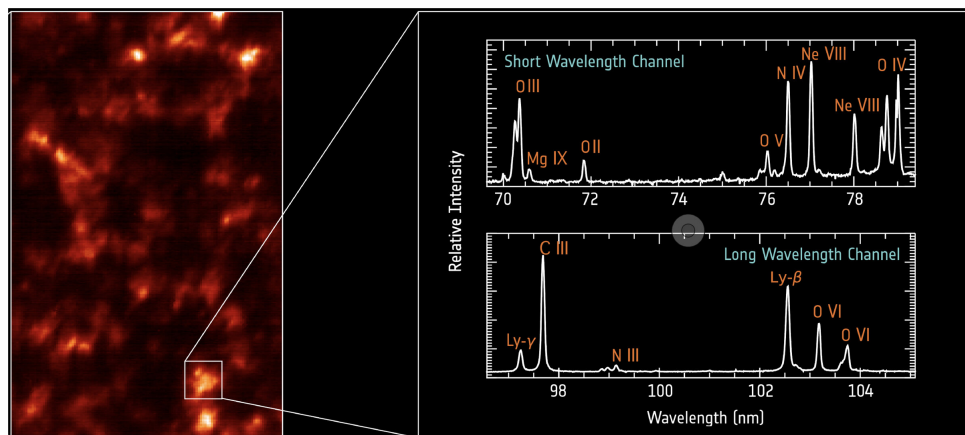


Figura 5 – Primeiro espectro capturado em 21 de abril de 2020 pela Investigação Espectral do Ambiente Coronal (SPICE).

Fonte: SPICE (2020).

- **Magnetômetro:** Magnetômetros são dispositivos sensíveis projetados para medir a intensidade e a direção de campos magnéticos com alta precisão. Seu princípio de funcionamento baseia-se na interação entre um campo magnético externo e um material sensível interno, resultando em um sinal elétrico proporcional à intensidade do campo detectado. Existem diversas tecnologias disponíveis, como os magnetômetros de fluxo, de efeito Hall e de precessão de prótons, cada uma adequada a diferentes faixas de sensibilidade e aplicações. Esses sensores são essenciais em estudos do campo magnético interplanetário e no monitoramento de variações magnéticas associadas à atividade solar (DOMINGO; FLECK; POLAND, 1995a; ISRO, 2023b).

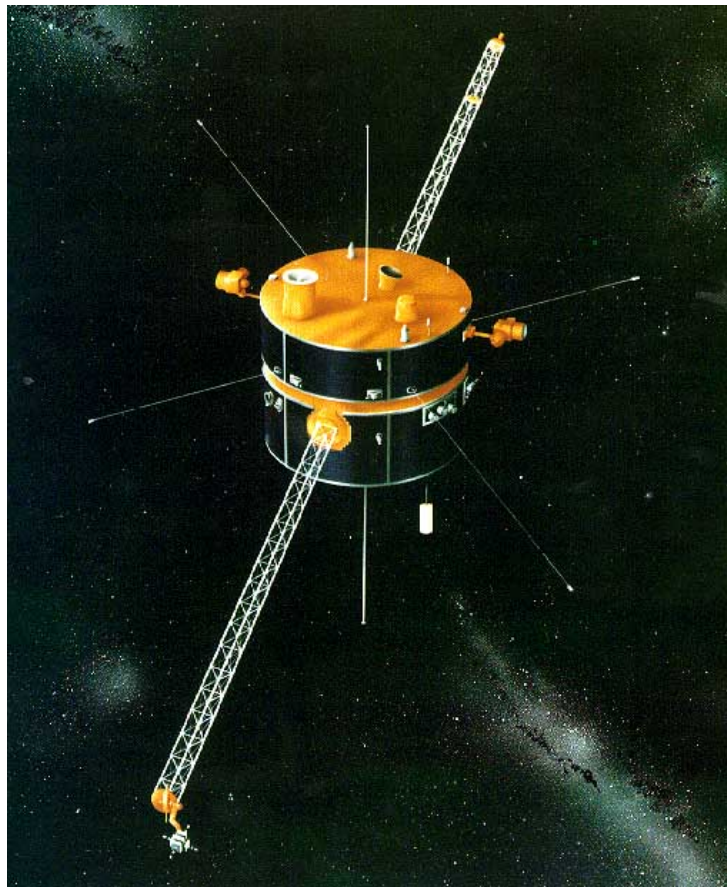


Figura 6 – Exemplo representativo do magnetômetro (MFI) da missão Wind, montado em um braço afastado da nave para minimizar interferência magnética da própria espaçonave.

**Fonte:** NASA Goddard Space Flight Center (2025b).



- **Radiômetros Direcionais:** Medem a irradiância solar em faixas espectrais específicas, permitindo quantificar a energia incidente e suas variações. Embora normalmente possuam campos de visão amplos, versões com ângulos estreitos podem ser usadas em simulações que exigem alta precisão angular. (FROHLICH et al., 1995)

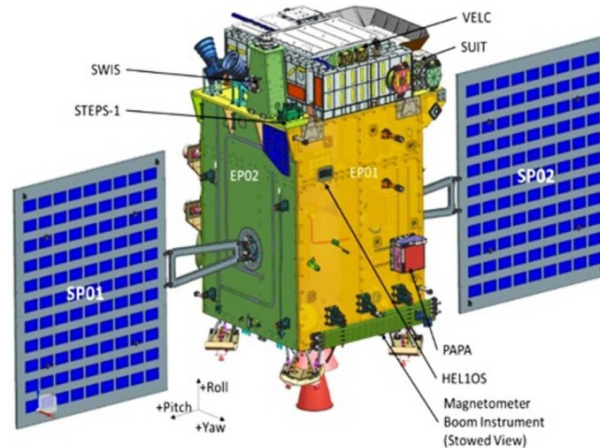


Figura 7 – Representação esquemática dos instrumentos a bordo do Aditya-L1, onde o radiômetro direcional está fixado no topo voltado para o Sol.

Fonte: Bhardwaj et al. (2025).

- **Sensores UV e Raios X:** Sensores sensíveis às faixas de radiação ultravioleta e raios X são amplamente utilizados na observação solar, devido à capacidade de detectar emissões associadas a regiões altamente energéticas do Sol. De acordo com Phillips (1995), sensores UV são utilizados para captar radiação emitida por regiões ativas do Sol, enquanto sensores de raios X detectam emissões de alta energia da coroa solar. Ambos são fundamentais para identificar eventos solares intensos, como explosões e erupções, contribuindo para o monitoramento do clima espacial.

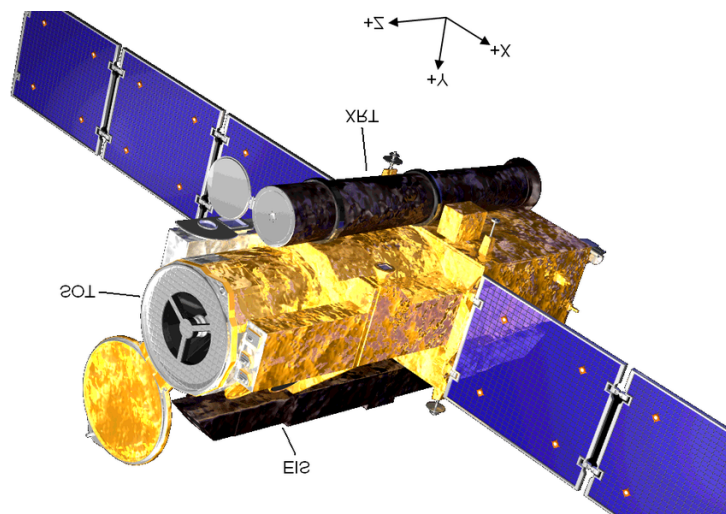


Figura 8 – Imagem representativa do Telescópio de Raios X (XRT) a bordo da missão Hinode

Fonte: GOLUB, L. et al. (2007b).

- **Imagens em UV Extremo:** Sensores de imagem em UV extremo operam em comprimentos de onda inferiores a 200 nm, englobando a faixa do vácuo UV. Esses instrumentos são capazes de registrar estruturas dinâmicas da coroa solar, como loops magnéticos, buracos coronais e regiões de aquecimento intenso. Além de sua aplicação em astrofísica, são utilizados em pesquisas atmosféricas e ambientes de alta energia, devido à sua sensibilidade à radiação de curta frequência (DELABOUDINIÈRE et al., 1995).

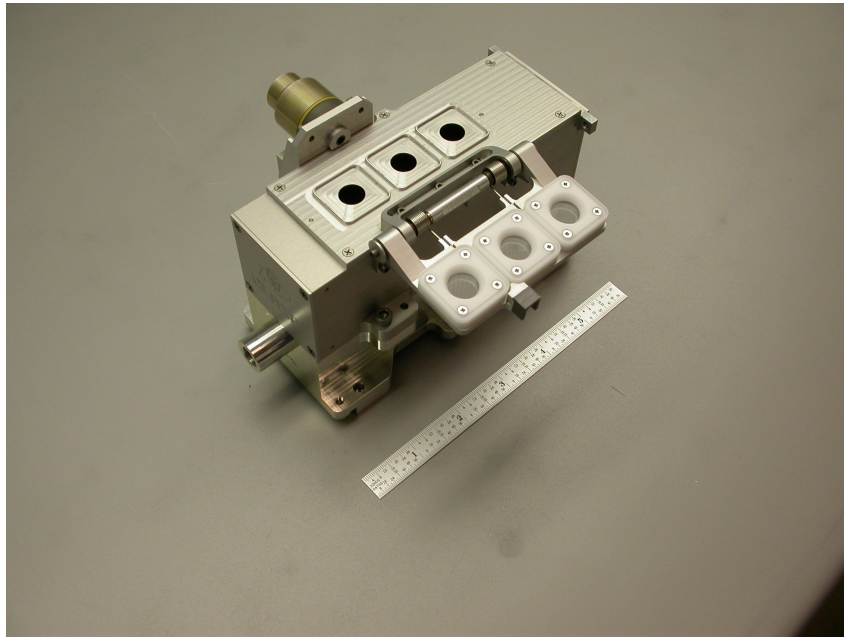


Figura 9 – Monitor MAVEN Extreme Ultraviolet (EUV).

Fonte: Eparvier, F.G. et al. (2015).

A Tabela 2.1 sintetiza os principais tipos de sensores empregados em missões espaciais dedicadas à observação solar. Cada tipo de instrumento é apresentado com base em seu princípio de funcionamento, as variáveis físicas que é capaz de monitorar, os fenômenos solares aos quais está associado e as principais missões que fazem uso de sua tecnologia.

Esses sensores desempenham papel fundamental na coleta de dados para o estudo da dinâmica solar, permitindo desde a detecção de emissões eletromagnéticas em diferentes faixas do espectro (como o ultravioleta extremo e os raios X) até a medição direta de partículas do vento solar. A diversidade de instrumentos reflete a complexidade dos processos físicos envolvidos na atividade solar e a necessidade de abordagens complementares para sua investigação.

Assim, a tabela serve como um panorama comparativo que auxilia na compreensão das estratégias de sensoriamento remoto adotadas em órbita, oferecendo uma visão integrada das ferramentas utilizadas para monitorar e compreender o comportamento do Sol.



Tabela 1 – Principais sensores utilizados para observação solar

Sensor	Variáveis Monitoradas	Atividades Solares Monitoradas	Exemplos de Missões
Coronógrafo	Estrutura da coroa, brilho, densidade do plasma	Ejeções de Massa Coronal (CMEs), loops coronais	SOHO, Aditya-L1
Magnetômetro	Campo magnético solar e IMF	Sinais precursores de flares e tempestades geomagnéticas	SOHO, Wind, Aditya-L1
Espectrômetro (UV/EUV)	Temperatura, densidade, composição, velocidade do plasma	Flares solares, dinâmica da coroa, regiões de reconexão	SOHO, IRIS, Hinode
Radiômetro Direcional	Irradiância total e espectral, modulação solar	Variações de TSI, ciclos solares	SOHO, Aditya-L1
Imagem em UV Extremo	Estruturas coronais, regiões ativas, emissões de íons	Flares solares, aquecimento coronal, dinâmica de regiões ativas	SOHO, SDO, Aditya-L1

**Fonte:** Adaptado de Domingo et al. (1995a), Wertz e Larson (1999), ISRO (2023b), NASA (2010), NOAA (2025) e Kopp e Lean (2011).

## 2.2 Missões de Monitoramento Solar e seus Sensores Orbitais

Diversas missões orbitais foram desenvolvidas com o propósito de monitorar o Sol em diferentes comprimentos de onda, com sensores especializados que possibilitam a detecção e o estudo de fenômenos como ejeções de massa coronal (CMEs), vento solar, e variações na emissão ultravioleta extrema (EUV). Esta seção apresenta um panorama técnico dos principais

satélites solares posicionados no ponto de Lagrange L1, com ênfase nos instrumentos a bordo utilizados para o sensoriamento remoto da coroa solar e da heliosfera interna.

Ao longo das subseções, são detalhadas as capacidades instrumentais, os objetivos científicos e os métodos de coleta de dados empregados por missões como o Solar and Heliospheric Observatory (SOHO), Solar Dynamics Observatory (SDO), Interface Region Imaging Spectrograph (IRIS), WIND, MAVEN, e Aditya-L1, entre outras. A ênfase recai sobre a caracterização dos sensores, como coronógrafos, espectrômetros e monitores EUV, destacando seus parâmetros técnicos, posicionamento orbital e relevância para a modelagem e previsão do clima espacial.

### 2.2.1 Missão Soho

Conforme evidenciado no capítulo 1, a missão SOHO (Solar and Heliospheric Observatory) destaca-se como uma das mais importantes no estudo do Sol, desempenhando papel central no monitoramento da atividade solar a partir do espaço. Lançada em 1995, a sonda foi posicionada no ponto de Lagrange L1, situado entre a Terra e o Sol, onde permanece em operação contínua, observando a heliosfera e as camadas externas da atmosfera solar (??).

Projetada para investigar desde o interior solar até o vento solar, a SOHO conta com um conjunto robusto de 12 instrumentos científicos. Esses sensores atuam de forma complementar, permitindo a observação de oscilações solares, composição do plasma, emissões em múltiplas faixas espectrais e distúrbios no campo magnético. A diversidade e a qualidade dos dados fornecidos consolidaram a missão como um marco na era moderna da observação solar (WERTZ; LARSON, 1999).

Como apresentado na Tabela 2.1, entre os instrumentos embarcados destacam-se os coronógrafos, como o LASCO; os espectrômetros UV/EUV (CDS e SUMER); o telescópio de imagens em ultravioleta extremo (EIT); além de magnetômetros e sensores de partículas energéticas. Cada um desses instrumentos é responsável por captar informações específicas, como a estrutura da coroa solar, as características do vento solar e o mapeamento do campo magnético da fotosfera (DOMINGO; FLECK; POLAND, 1995a; KOPP; LEAN, 2011).

No contexto da análise da atividade solar, alguns sensores se sobressaem pela relevância direta dos dados que fornecem. O EIT (Extreme Ultraviolet Imaging Telescope), por exemplo, registra imagens da atmosfera solar em diferentes bandas do espectro EUV, permitindo visualizar regiões ativas, loops coronais e eventos eruptivos com alta resolução espacial e temporal, como pode ser observado na Figura 10, que mostra a observação do Sol no comprimento de onda de 304 Ångströms (30,4 nm). Nesse comprimento de onda, são visíveis as estruturas da cromosfera e da região de transição da atmosfera solar.

O LASCO é fundamental para detectar e rastrear ejeções de massa coronal (CMEs), enquanto o magnetógrafo MDI possibilita o monitoramento detalhado do campo magnético da fotosfera — um fator chave para compreender a gênese de flares e tempestades solares. Complementando essas observações, os espectrômetros CDS e SUMER realizam medições físicas do plasma quente da coroa, essenciais para o estudo de processos como o aquecimento coronal e a reconexão magnética (NASA, 2010; ISRO, 2023b).

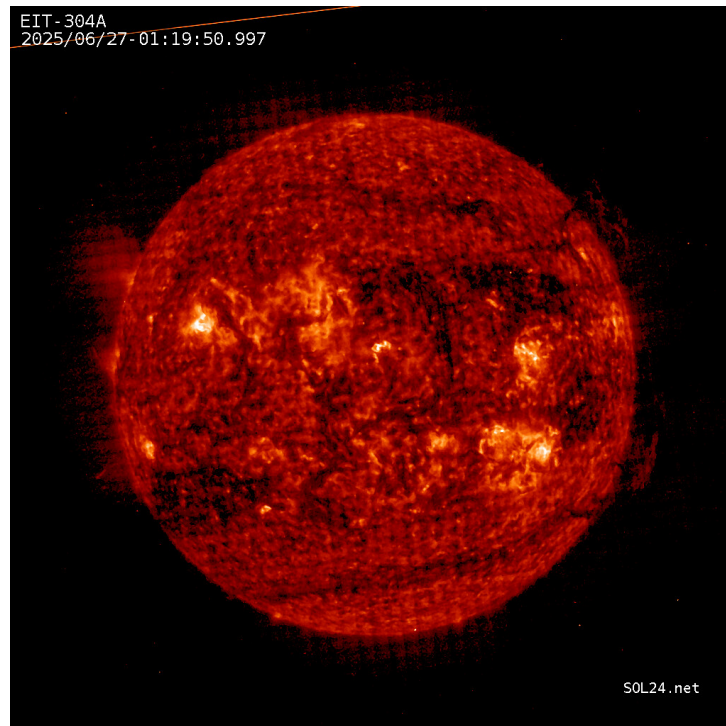


Figura 10 – Imagem da coroa solar capturada no dia 27/05/2025 pelo Extreme Ultraviolet Imaging Telescope (EIT) da missão SOHO.

**Fonte:** SOL24(2025).

## Características Técnicas dos Sensores da Missão SOHO

A missão é composta por instrumentos com especificações distintas quanto à faixa espectral, tipo de dado gerado, resolução angular e geometria de observação. A Tabela 2 resume as principais características dos sensores mais representativos no contexto da atividade solar.

Esses sensores fornecem dados complementares que, juntos, permitem uma compreensão aprofundada da dinâmica solar. Seus parâmetros físicos e geométricos formam a base para modelagens futuras e ajudam a nortear o desenvolvimento de novas missões, bem como estudos de previsão do clima espacial.

Tabela 2 – Resumo técnico dos sensores da missão SOHO

Sensor	Faixa Espectral	Campo de Visão (°)	Resolução Angular Estimada	Finalidade
EIT	17.1–30.4 nm (EUV)	~1.4°	~0.7°	Imagens da coroa e regiões ativas
LASCO C3	Visível, bloqueando fotosfera	~8.0°	~7.0°	Detecção de CMEs e coroa externa
CDS	15–78 nm (EUV)	Muito estreito	~0.3°	Espectroscopia da coroa solar
SUMER	50–161 nm (UV/EUV)	~0.017°	Altíssima resolução	Análise de plasma solar
MDI	676.8 nm (visível)	~1.4°	~0.7°	Mapeamento doppler e magnético

Fonte: ESA/NASA (2024).

2.2.2 Missão WIND

Lançada pela NASA em 1º de novembro de 1994, a missão WIND integra o programa Global Geospace Science (GGS), tendo como objetivo principal “fornecer dados sobre as interações entre o vento solar e a magnetosfera terrestre”. Após um período em órbitas altamente elípticas e translunares, a sonda foi finalmente posicionada em uma órbita ao redor do ponto de Lagrange L1 em 2004, onde permanece ativa até os dias atuais.

Diferentemente de missões como a SOHO, a WIND não realiza imageamento do Sol. Sua missão científica baseia-se na coleta de dados *in situ* do meio interplanetário. Segundo a NASA, “a WIND mede campos magnéticos, elétricos e fluxos de plasma no vento solar e no espaço interplanetário, com uma variedade de instrumentos”.

Entre seus principais instrumentos destacam-se:

- MFI (Magnetic Fields Investigation): destinado à medição de vetores do campo magnético, com resolução de até 11 vetores por segundo;
- SWE (Solar Wind Experiment): realiza medidas detalhadas do plasma do vento solar, incluindo íons e elétrons. Um gráfico real obtido pelo SWE pode ser visto na Figura 11, mostrando medições plasmáticas (densidade e velocidade) do vento solar no final de 2022, conforme apresentado por Shaver et al. (2024);

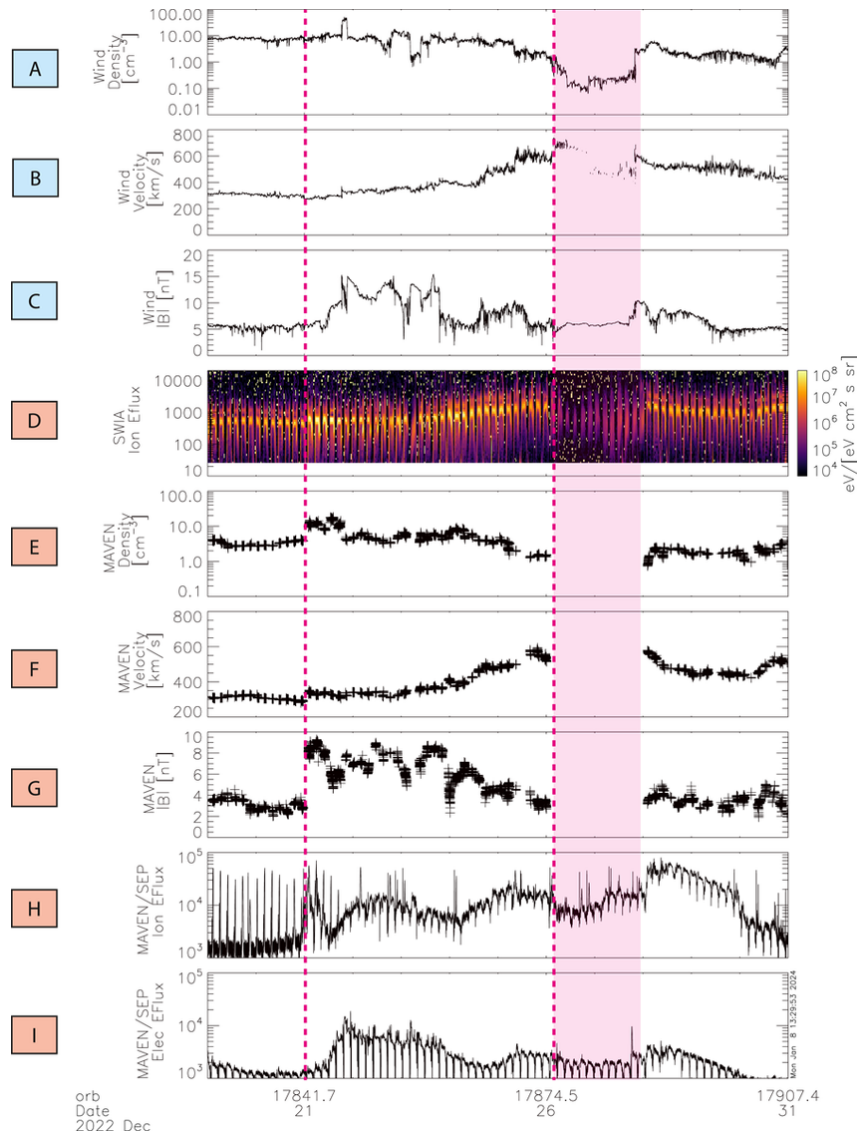


Figura 11 – Gráfico real obtido pelo instrumento SWE do satélite WIND.

- 3DP (Three-Dimensional Plasma): fornece espectros tridimensionais de elétrons e íons energéticos;
- WAVES: detecta ondas de plasma e emissões de rádio de origem solar;
- EPACT: mede partículas energéticas, como elétrons, prótons e núcleos pesados.

A WIND é amplamente empregada na previsão de distúrbios geomagnéticos e na análise de tempestades solares, uma vez que oferece monitoramento constante do ambiente solar antes da chegada dessas condições à Terra. Nas palavras da equipe do projeto, “a WIND atua como uma plataforma de monitoramento upstream que registra o vento solar e as condições interplanetárias antes de sua interação com a magnetosfera” (CENTER, 2023).

### Características Técnicas dos Sensores da Missão WIND

A Tabela 2.2.2 resume as principais características dos sensores a bordo da WIND.

Tabela 3 – Características técnicas selecionadas dos sensores da missão WIND

Sensor	Campo de Visão (°)	Resolução Angular Estimada	Finalidade
SWE	~360° (com varredura)	~10° (estimado)	Medir densidade, temperatura e velocidade do vento solar (prótons e elétrons)
WAVES	Omnidirecional	Não aplicável	Detectar emissões de rádio e ondas de plasma em diversas frequências
MFI	Não aplicável (sensor vetorial)	Não aplicável	Medir o campo magnético interplanetário em três eixos
EPACT	60°–160° (varia conforme o detector)	~20° (estimado)	Monitorar partículas energéticas solares e galácticas (prótons e íons pesados)
3DP	360° x 180° (varredura 3D completa)	~12°	Medir a distribuição angular e energética de elétrons e íons em 3D

**Fonte:** Adaptado de Ogilvie 1995, Bougeret 1995, Lepping 1995, Reames 1995, Lin 1995.

### 2.2.3 Missão Hinode

A missão Hinode (do japonês, “nascer do Sol”) é uma colaboração internacional entre a agência espacial japonesa JAXA, a NASA, a ESA e outras instituições. Lançada em 23 de setembro de 2006, tem como objetivo principal investigar os mecanismos físicos que conectam a fotossfera, a cromosfera e a coroa solar — com ênfase especial no papel dos campos magnéticos nessa dinâmica.

Diferentemente das missões posicionadas no ponto L1, Hinode opera em uma órbita terrestre sincronizada com o Sol (Sun-synchronous), o que permite longos períodos de observação contínua do Sol, sem interferência do ciclo dia-noite.

Segundo a NASA (2024a), “a missão Hinode estuda o campo magnético solar e como sua energia é transportada pela atmosfera solar”. Para isso, a sonda leva a bordo três instrumentos principais:

- SOT (Solar Optical Telescope): fornece imagens de alta resolução da fotossfera e permite medições vetoriais do campo magnético;
- XRT (X-Ray Telescope): registra imagens da coroa solar em raios-X brandos, com alta sensibilidade e resolução angular de até 1 arcsec. A Figura 12 apresenta uma visão completa do Sol em raios-X, um panorama detalhado da coroa solar capturado pelo XRT durante a fase de comissionamento;

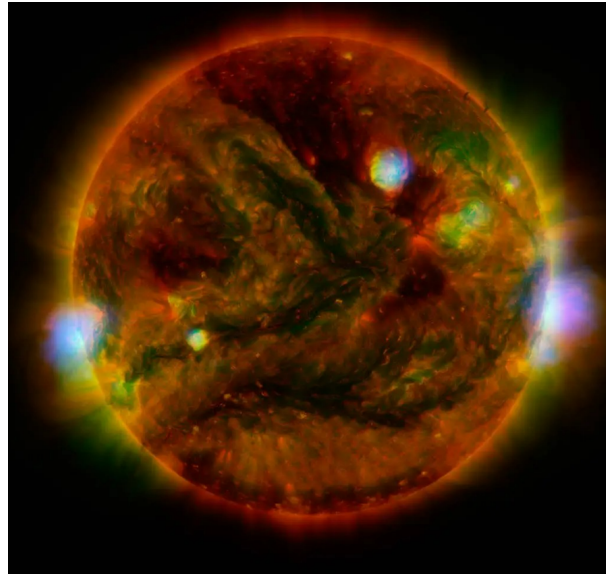


Figura 12 – Visão completa do Sol em Raios-X capturada pelo XRT.

**Fonte:** NASA (2024).

- EIS (EUV Imaging Spectrometer): realiza espectroscopia no ultravioleta extremo, permitindo diagnósticos da densidade, temperatura e velocidade do plasma coronal (GOLUB et al., 2007b).

A geometria de instalação dos instrumentos a bordo foi projetada com precisão para garantir apontamento estável e contínuo durante as observações. Conforme descrito por Golub et al. (2007b), “o telescópio XRT foi montado no lado Y da estrutura do satélite, alinhado com o eixo Z positivo, que aponta diretamente para o Sol”.

Apesar de não estar posicionado no ponto L1, a missão Hinode desempenha um papel crucial na compreensão das fontes e dos processos que dão origem ao vento solar, ao estudar com precisão a geração e liberação de energia nas camadas inferiores da atmosfera solar.

## Características Técnicas dos Sensores da Missão Hinode

A Tabela 2.2.3 resume as principais características dos sensores utilizados na missão Hinode.

Tabela 4 – Características técnicas dos sensores da missão Hinode.

Sensor	Campo de Visão (°)	Resolução Angular Estimada	Finalidade
SOT	$\sim 0,27^\circ$ ( $400'' \times 400''$ )	$\sim 0,2''$ ( $\approx 0,00006^\circ$ )	Observar a fotosfera e cromosfera em alta resolução óptica, incluindo polarimetria solar
XRT	$\sim 0,4^\circ$ ( $34' \times 34'$ )	$\sim 1''$ ( $\approx 0,0003^\circ$ )	Observar a coroa solar em raios X suaves, detectar regiões quentes e dinâmicas
EIS	$\sim 0,27^\circ$ ( $6' \times 8'$ em raster completo)	$\sim 2''$ ( $\approx 0,0006^\circ$ )	Realizar espectroscopia EUV para medir velocidade de fluxo, densidade e temperatura do plasma coronal

**Fonte:** Adaptado de Kosugi 2007, Golub 2007a, Tsuneta 2008.

### 2.2.4 Missão SDO

A missão Solar Dynamics Observatory (SDO) foi lançada pela NASA em 11 de fevereiro de 2010 como parte do programa Living With a Star, voltado para a compreensão da variabilidade solar e seus efeitos sobre a Terra. Embora não esteja posicionada no ponto de Lagrange L1, a SDO opera em uma órbita geossíncrona altamente inclinada, que permite a transmissão contínua de dados e observações ininterruptas do Sol.

O principal objetivo da missão é estudar a formação do campo magnético solar, bem como a maneira pela qual essa energia é armazenada e liberada na forma de vento solar, ejeções de massa coronal (CMEs) e irradiações ultravioleta. De acordo com a NASA, a SDO observa o Sol com detalhes sem precedentes, capturando imagens a cada 0,75 segundo e medindo o campo magnético da superfície solar a cada 45 segundos (NASA, 2010).

A carga útil científica da SDO é composta por três instrumentos principais:

- AIA (Atmospheric Imaging Assembly): fornece imagens do Sol em dez comprimentos de onda no ultravioleta extremo (EUV), com resolução espacial de 1,5 arcsec e temporal



de 12 segundos. A imagem “Sun smiling” de outubro de 2022, que destaca buracos coronais, regiões de plasma mais frio e menos denso que permitem o escape do vento solar, corresponde à Figura 13;

- HMI (Helioseismic and Magnetic Imager): realiza medidas vetoriais do campo magnético na fotosfera e coleta dados para análise de oscilações solares (heliossismologia);
- EVE (Extreme Ultraviolet Variability Experiment): monitora a irradiância solar em comprimentos de onda do EUV com alta precisão espectral.

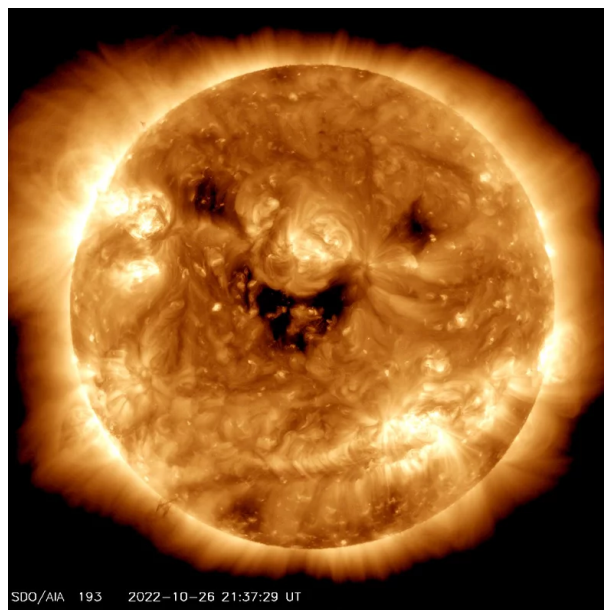


Figura 13 – Imagens da AIA em ultravioleta extremo mostrando buracos coronais que formam um padrão semelhante a um sorriso.

**Fonte:** NPR(2022).

Graças à sua alta resolução temporal e espacial, a SDO permite o monitoramento detalhado da evolução de regiões ativas, erupções solares e outras estruturas dinâmicas da atmosfera solar. Seus dados são amplamente utilizados em pesquisas sobre clima espacial e modelagem de eventos solares extremos. Como afirma a equipe da missão, “a SDO é o telescópio solar mais avançado já construído, fornecendo imagens completas do Sol com qualidade comparável à de telescópios apontados para estrelas individuais”.

## Características Técnicas dos Sensores da Missão SDO

A Tabela 5 apresenta um resumo comparativo entre esses sensores, destacando seus respectivos campos de visão, resolução angular estimada e finalidades científicas. Essa visão consolidada permite compreender como os dados obtidos pela missão SDO contribuem de maneira complementar para a investigação da dinâmica solar.

Tabela 5 – Comparativo entre os sensores da missão SDO

Sensor	Campo de Visão (°)	Resolução Angular Estimada	Finalidade
AIA (Atmospheric Imaging Assembly)	~0,5° (full disk solar, ~41' × 41')	~1,5'' (≈ 0,0004°)	Observar a atmosfera solar (cromosfera e coroa) em múltiplos comprimentos de onda EUV e UV
HMI (Helioseismic and Magnetic Imager)	~0,5° (full disk solar)	~1'' (≈ 0,0003°)	Estudar oscilação solar (heliosismologia) e campos magnéticos da fotosfera
EVE (Extreme Ultraviolet Variability Experiment)	Campo integral (sem imagem)	Não se aplica	Medir o espectro irradiado pelo Sol no EUV com alta resolução espectral e temporal

**Fonte:** Adaptado de Pesnell 2012, Lemen 2012, Schou 2012, Woods 2012.

### 2.2.5 Missão IRIS

A missão IRIS (Interface Region Imaging Spectrograph) foi lançada pela NASA em 27 de junho de 2013 com o objetivo de estudar a região de interface entre a fotosfera e a coroa solar, especialmente a cromosfera e a região de transição. Essa zona é fundamental para compreender como a energia e o material se propagam da superfície solar até a atmosfera superior, influenciando diretamente o vento solar e as ejeções de massa coronal.

A sonda opera em uma órbita terrestre heliossíncrona, não estando posicionada no ponto L1. Ainda assim, seus dados complementam as observações de outras missões orbitais, ao oferecer medições de alta resolução espectral e espacial em comprimentos de onda do ultravioleta próximo.

Segundo a NASA (2023), "a missão IRIS investiga como a energia é transportada e depositada na região de interface do Sol, entre a superfície e a coroa". Para isso, utiliza um telescópio UV equipado com um espectrógrafo de fenda que observa linhas espectrais formadas em temperaturas que variam de cerca de 4.500 K até 10 milhões de K.

O principal instrumento da missão combina:

- Espectroscopia ultravioleta de alta resolução, com resolução espectral de 26 mÅ e resolução temporal de até 2 segundos;
- Imageamento simultâneo da região observada, com resolução espacial de até 0,33 arcsec, cobrindo faixas em linhas como Mg II (280 nm), C II (133 nm) e Si IV (140 nm).

A abordagem da IRIS permite a observação de fenômenos dinâmicos, como jatos, ondas e reconexões magnéticas, com precisão inédita. Conforme destacado pela equipe da missão, “a IRIS fornece dados sem precedentes sobre os pequenos elementos energéticos que aquecem a atmosfera solar e aceleram o vento solar” (CENTER, 2024b).

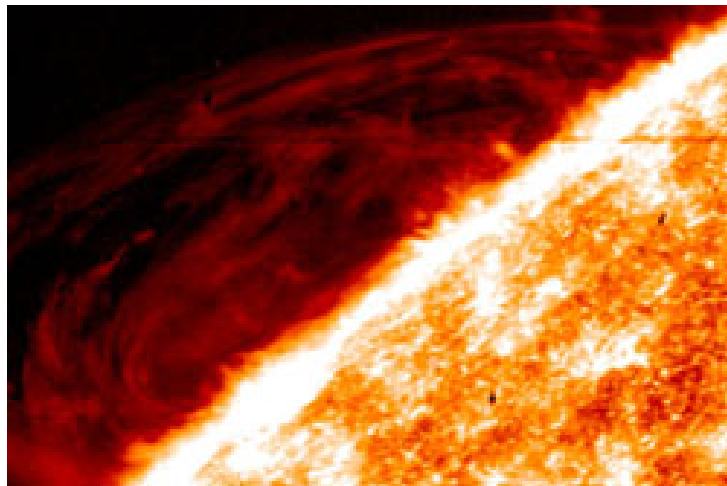


Figura 14 – Imagem do Sol registrado pelo IRIS em 12 de setembro de 2013

Fonte: NASA (2025a).

Os primeiros vislumbres do Sol pela IRIS podem ser observados na Figura 14. Os detalhes sutis nas imagens de proeminências na atmosfera solar obtidas pelo espectrômetro de imagens da região de interface da NASA, como os redemoinhos vermelhos mostrados, estão desafiando a maneira como os cientistas compreendem tais eventos.

### 2.2.6 Missão Aditya-L1

A Aditya-L1 é a primeira missão solar da Índia, desenvolvida pela *Indian Space Research Organisation* (ISRO). Lançada em 2 de setembro de 2023, a sonda alcançou a órbita em torno do ponto de Lagrange L1 em 6 de janeiro de 2024, posicionando-se a aproximadamente 1,5 milhão de quilômetros da Terra e garantindo “*continuous viewing of the Sun without any occultation*” (Indian Space Research Organisation (ISRO), 2023).

Durante a manobra final, os propulsores foram acionados às 16h IST, completando a inserção na órbita halo (*Halo-Orbit Insertion*), com um período orbital de aproximadamente 178 dias. Esse planejamento visa minimizar correções de trajetória e maximizar a vida útil da missão, estimada em cinco anos (ISRO, 2024).

A missão foi concebida para investigar o aquecimento da coroa solar e a dinâmica da cromosfera, além de monitorar em tempo real ejeções de massa coronal (CMEs) e erupções solares. Esses dados fornecem subsídios importantes para a modelagem do clima espacial, enquanto também permitem medições *in situ* do plasma e do campo magnético solar no entorno do ponto L1 (Indian Space Research Organisation (ISRO), 2023).

A bordo, a Aditya-L1 transporta sete instrumentos científicos — quatro de sensoramento remoto e três para medições *in situ*:

- VELC (Visible Emission Line Coronagraph): coronógrafo para imageamento e espectroscopia da coroa solar;
- SUI (Solar Ultraviolet Imaging Telescope): imageamento da fotosfera e cromosfera em ultravioletas. A Figura 15 ilustra a segunda imagem divulgada pela ISRO, capturada por SUI utilizando filtros específicos para destacar a morfologia fina da cromosfera;
- SoLEXS e HELIOS: espectrômetros de raios-X macios e duros;
- ASPEX e PAPA: analisadores de partículas do vento solar;
- ATHRM: magnetômetros triaxiais de alta resolução (Indian Space Research Organisation (ISRO), 2023).

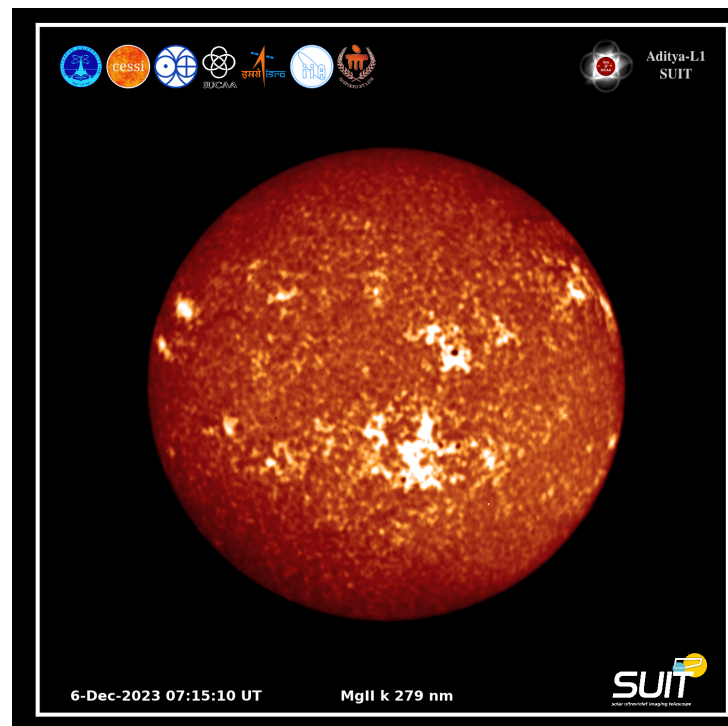


Figura 15 – Imagem do disco solar obtida pelo SUI (Aditya-L1) na faixa do ultravioleta próximo, destacando detalhes cromosféricos.

Fonte: ISRO (2023a).

A partir de seu ponto de observação em L1, a Aditya-L1 monitora continuamente a coroa solar e mede distúrbios de partículas minutos antes de sua chegada à Terra. Isso possibilita alertas antecipados para sistemas sensíveis, como redes elétricas, satélites e comunicações.

### Características Técnicas dos Sensores da Missão Aditya-L1

A Tabela 6 apresenta um resumo comparativo entre os sensores embarcados na missão Aditya-L1, destacando seus respectivos campos de visão, resolução angular estimada e finalidades científicas. Essa visão consolidada permite compreender como os dados obtidos pela missão Aditya-L1 contribuem de maneira complementar para a investigação da física solar, com foco especial na coroa solar e em fenômenos como ejeções de massa coronal e variações no vento solar.

Tabela 6 – Comparativo entre os sensores da missão Aditya-L1

Sensor	Campo de Visão (°)	Resolução Angular Estimada	Finalidade
VELC	$\sim 1,6^\circ$ radial (de $1.05$ a $3 R_\odot$ )	$\sim 2,25''/\text{pixel}$	Imageamento e espectroscopia da coroa solar; monitoramento de ejeções de massa coronal (CMEs)
SUIT	$\sim 1,6^\circ$ (cobre o disco solar até $1.5 R_\odot$ )	$\sim 0,7''/\text{pixel}$	Imageamento em UV da fotosfera e cromosfera solar em múltiplos filtros (200–400 nm)
SoLEXS	Campo integral (Sol como estrela)	Não se aplica	Espectrômetro de raios-X macios (2–22 keV) para monitorar flares e variações radiativas
HEL1OS	$\sim 6^\circ \times 6^\circ$	Não se aplica	Espectrômetro de raios-X duros (10–150 keV) para análise de eventos energéticos como flares solares
ASPEX	$\sim 360^\circ$ (dois planos perpendiculares)	Multidirecional (sem imagem)	Análise in situ de partículas do vento solar (íons e elétrons energéticos)
PAPA	$30^\circ \times 124^\circ$	$\sim 24^\circ \times 4^\circ$ por pixel	Medições direcionais e espectrais da composição do plasma solar
ATHRM	Cobertura tridimensional (3 eixos)	Sensibilidade $\sim 1$ nT	Medição vetorial do campo magnético interplanetário com alta taxa temporal

**Fonte:** Adaptado de ISRO (2023), SUIT (2023a), e descrições técnicas dos instrumentos da missão Aditya-L1.

## 3 Fundamentação Teórica

Nesta seção, abordam-se os conceitos fundamentais necessários para a compreensão do tema proposto, incluindo a mecânica orbital de dois corpos, o problema restrito de três corpos, os pontos de Lagrange e as manobras orbitais, com destaque para a órbita Halo. Esses conceitos serão detalhados e aplicados no contexto da simulação, fundamentando as estratégias de planejamento e execução do projeto.

### 3.1 Mecânica Orbital de Dois Corpos

A mecânica orbital emergiu como uma disciplina científica durante a Revolução Científica dos séculos XVI e XVII, quando os estudiosos começaram a basear o estudo dos movimentos celestes em observações precisas e métodos matemáticos. Por séculos, a visão aristotélica predominava, afirmando que os corpos celestes se moviam em círculos perfeitos, considerados o único movimento natural. No entanto, essa visão foi desafiada por astrônomos como Tycho Brahe, cujas observações minuciosas dos planetas forneceram os dados necessários para as descobertas de Johannes Kepler.

Com o advento da exploração espacial no século XX, a mecânica orbital tornou-se crucial para a engenharia aeroespacial. O lançamento do satélite Sputnik em 1957 marcou o início da era espacial, onde as teorias de Newton e Kepler passaram a ser aplicadas de maneira prática, permitindo o planejamento preciso de órbitas para satélites, sondas e missões tripuladas.

A mecânica orbital de dois corpos descreve o movimento de dois corpos celestes que interagem gravitacionalmente entre si, como um planeta e uma estrela, ou uma lua e um planeta. A base dessa teoria é a Lei da Gravitação Universal de Newton, que afirma que a força gravitacional entre os corpos depende da massa de ambos e da distância entre eles. Seguindo as Leis de Kepler, os corpos se movem em trajetórias elípticas, com o corpo mais massivo localizado em um dos focos da elipse.

No modelo simplificado de dois corpos, ambos os corpos orbitam em torno de um centro de massa comum. O corpo mais massivo exerce uma atração gravitacional mais forte, enquanto o corpo de menor massa se move mais rápido. Em uma órbita estável, a força gravitacional que atrai os corpos é equilibrada pela força centrífuga resultante do movimento orbital. Este modelo é fundamental para entender a dinâmica de sistemas planetários e satélites, sendo amplamente utilizado no planejamento de missões espaciais, onde a interação de corpos em órbitas simples é o foco, sem a interferência de outros corpos ou fatores externos.

### 3.1.1 Leis de Kepler

Conforme discutido por Bate (1971), desde a época de Aristóteles, acreditava-se que o movimento circular era o único movimento perfeito e natural, e que os corpos celestes se deslocavam necessariamente em círculos ou em combinações de círculos menores sobre círculos maiores. No entanto, com as observações precisas de Tycho Brahe, Johannes Kepler encontrou dificuldades para ajustar essa concepção aos dados experimentais. Entre 1601 e 1606, ele testou diversas curvas geométricas para descrever a órbita de Marte, mas enfrentou uma discrepância de apenas 8 minutos de arco, que considerou significativa. Após quase um ano de tentativas, Kepler identificou que a elipse representava a trajetória correta, o que levou à formulação de suas duas primeiras leis do movimento planetário, publicadas em 1609. A terceira lei foi desenvolvida posteriormente, em 1619.

As três leis fundamentais de Kepler explicam as trajetórias elípticas dos planetas ao redor do Sol, a variação de suas velocidades orbitais e a relação entre o período orbital e o tamanho da órbita. Publicadas no início do século XVII, essas leis revolucionaram a compreensão dos movimentos celestes e lançaram as bases da mecânica orbital. Elas são:

- **Lei das Órbitas:** Os planetas orbitam o Sol em trajetórias elípticas, com o Sol localizado em um dos focos da elipse. Isso significa que a distância entre o planeta e o Sol varia ao longo da órbita.
- **Lei das Áreas:** Um planeta varre áreas iguais em tempos iguais enquanto orbita o Sol. Em outras palavras, o planeta se move mais rápido quando está mais próximo do Sol (periélio) e mais lento quando está mais distante (afélio).
- **Lei dos Períodos:** O quadrado do período orbital de um planeta é proporcional ao cubo da distância média do planeta ao Sol. Isso relaciona o tempo que o planeta leva para completar uma órbita com o tamanho de sua órbita. Essas leis ajudam a entender como os planetas e outros corpos celestes se movimentam no espaço.

### 3.1.2 Contribuição de Isaac Newton

O próximo grande avanço na mecânica orbital ocorreu com Isaac Newton (1643–1727), que, em sua obra *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica* (NEWTON, 2003), desenvolveu a lei da gravitação universal e as leis do movimento. Newton demonstrou que as leis de Kepler eram uma consequência direta da gravitação universal, unificando os princípios da física terrestre e celeste. Além disso, estabeleceu que a interação gravitacional entre dois corpos determina suas órbitas, que podem assumir formas elípticas, parabólicas ou hiperbólicas, dependendo da energia do sistema.

Essas leis são fundamentais para compreender o movimento dos planetas e outros corpos celestes no espaço. No Livro I de Principia, Newton apresenta suas três leis do movimento:

- Primeira Lei: Todo corpo permanecerá em seu estado de repouso ou de movimento uniforme em linha reta, a menos que uma força externa obrigue a mudança desse estado.
- Segunda Lei: A taxa de variação do momento é proporcional à força aplicada e ocorre na mesma direção da força.
- Terceira Lei: Para toda ação, há uma reação de igual intensidade e em direção oposta.

### 3.1.3 Lei da Gravitação Universal

A Lei da Gravitação Universal, formulada por Sir Isaac Newton, é uma das leis fundamentais da física. Ela descreve a atração gravitacional entre dois corpos massivos. Segundo essa lei, cada partícula de massa no universo exerce uma força de atração sobre todas as outras partículas de massa, e essa força é diretamente proporcional ao produto das massas dos dois corpos e inversamente proporcional ao quadrado da distância entre seus centros de massa. A fórmula matemática para a Lei da Gravitação Universal é a seguinte:

$$F = G \frac{m_1 m_2}{r^2} \quad (3.1)$$

Onde:

- $m_1$  e  $m_2$ : As massas dos dois corpos envolvidos na interação gravitacional. A força de atração aumenta conforme as massas aumentam.
- $r$ : A distância entre os centros de massa dos dois corpos. A força gravitacional diminui conforme a distância aumenta, sendo inversamente proporcional ao quadrado dessa distância.
- $G$ : A constante gravitacional, que é uma constante universal que descreve a intensidade da força gravitacional no universo. Seu valor foi determinado experimentalmente.



A Atração Universal é uma das principais implicações da Lei da Gravitação Universal. De acordo com essa lei, todos os corpos com massa no universo atraem uns aos outros. Isso significa que, mesmo corpos muito distantes, como planetas e estrelas, interagem gravitacionalmente, embora a intensidade dessa interação dependa da massa dos corpos e da distância entre seus centros de massa. Por exemplo, existe uma proporcionalidade com as massas: quanto maiores as massas dos corpos envolvidos, maior será a força gravitacional entre eles. Ou seja, corpos mais massivos, como estrelas e planetas, exercem uma força gravitacional mais intensa em comparação a corpos com massas menores. Além disso, a Dependência da Distância é uma característica essencial da gravitação. A força gravitacional diminui rapidamente com o aumento da distância entre os corpos. De acordo com a fórmula de Newton, se a distância entre dois corpos dobrar, a força gravitacional diminui quatro vezes, pois a distância é elevada ao quadrado na equação.

Newton unificou as descobertas anteriores de Johannes Kepler sobre o movimento dos planetas, demonstrando que as órbitas elípticas dos planetas e suas leis de movimento podiam ser explicadas pela gravitação universal. Sua teoria proporcionou uma base matemática que não apenas consolidou a mecânica orbital, mas também permitiu a previsão de movimentos futuros e o design de missões espaciais, além de estabelecer as fundações para o estudo da astrodinâmica.

Portanto, a obra de Newton foi essencial para transformar a mecânica orbital de uma simples observação empírica para uma disciplina científica rigorosa e fundamentada em princípios matemáticos universais. Sua influência continua a ser a base da mecânica orbital e da exploração espacial até os dias atuais.

Embora a Lei da Gravitação Universal de Newton tenha sido complementada pela Teoria da Relatividade Geral de Albert Einstein, que descreve a gravitação em condições extremas, como em torno de buracos negros ou em velocidades relativísticas, sua formulação ainda é amplamente utilizada na astronomia clássica e na maioria das aplicações práticas.

A Relatividade Geral é essencial para descrever fenômenos em escalas cósmicas extremas, onde os efeitos gravitacionais são mais complexos. No entanto, para a maioria das situações do cotidiano e da exploração espacial, a Lei de Newton continua sendo uma base sólida e eficiente para compreender as interações gravitacionais.

## 3.2 O Problema de N Corpos

O problema de N-corpos é uma extensão do problema gravitacional clássico de dois corpos, considerando a interação gravitacional mútua entre N corpos. Esse problema é fundamental na mecânica celeste e no estudo do voo espacial, pois permite a modelagem da dinâmica de sistemas planetários, galáxias e trajetórias de espaçonaves, conforme discutido por Battin (1999). A partir das condições iniciais de posição e velocidade, busca-se determinar a evolução temporal do sistema, permitindo a previsão de trajetórias e o planejamento de missões espaciais. Além disso, esse modelo possibilita o cálculo de trajetórias otimizadas, aspecto essencial para manobras complexas, como assistências gravitacionais, como abordado por Roy (2005).

Ao longo de suas trajetórias, os corpos estão sujeitos à influência gravitacional de diversas massas, além de outras forças externas. Por exemplo:

- Um foguete gera impulso ao expulsar massa por meio de propulsores.
- Corpos em movimento em atmosferas sofrem arrasto atmosférico significativo.
- De acordo com Prussing (2013), em órbitas mais afastadas da Terra, a influência da pressão da radiação solar torna-se significativa.

Conforme estudado por Battin (1999), um fator adicional importante é a forma não esférica dos planetas, que gera forças gravitacionais adicionais, especialmente para corpos próximos a esses planetas massivos.

A equação geral do movimento do  $j$ -ésimo corpo, considerando todas as forças gravitacionais e externas, pode ser escrita como:

$$\mathbf{F}_j = -G \sum_{i \neq j} \frac{m_i (r_j - r_i)}{|\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_i|^3} + \mathbf{F}_{\text{ext}}, \quad (3.2)$$

Onde:

- $\mathbf{F}_j$  representa a soma das forças gravitacionais e de outras interações;
- $\mathbf{F}_{\text{ext}}$  representa forças externas, como pressão de radiação, arrasto atmosférico e empuxo de propulsores.

Como não existem soluções analíticas gerais para o problema de N-corpos, são utilizados métodos numéricos e computacionais, como os Métodos de Euler e Runge-Kutta, Integração por Partes e Simulações N-Body. Esses métodos são essenciais para a análise de sistemas dinâmicos, otimização de trajetórias e estabilidade orbital.

Apesar de suas raízes na teoria clássica de Newton, o problema de N-corpos permanece um tema de estudo relevante, integrando desenvolvimentos teóricos e métodos computacionais avançados. Essas abordagens são fundamentais para o planejamento de missões espaciais, incluindo a exploração de asteroides e exoplanetas, como mencionado por Prussing (2013).

### 3.3 O Problema de Três Corpos

O Problema de Três Corpos, originalmente formulado por Isaac Newton, consiste em determinar as trajetórias de três corpos que interagem gravitacionalmente. Em seu livro, Szebehely (1667) descreve que, diferentemente do Problema de Dois Corpos, que pode ser resolvido analiticamente com soluções claras, o Problema de Três Corpos apresenta uma complexidade muito maior, caracterizada por comportamento não linear e caótico. Essa complexidade impede a existência de uma solução geral em termos de funções elementares e dificulta a previsão precisa das trajetórias dos corpos ao longo do tempo. Apesar de suas dificuldades, o modelo é amplamente utilizado para a análise de fenômenos astrodinâmicos, como manobras orbitais em sistemas como o sistema Terra-Sol (ROY, 2005).

O estudo desse problema começou com Newton, que analisou as interações gravitacionais entre a Terra, a Lua e o Sol. Embora tenha formulado os princípios fundamentais da gravitação, Newton não conseguiu encontrar uma solução geral para o Problema de Três Corpos. Apenas em 1912, o matemático finlandês Karl F. Sundman demonstrou a existência de uma solução analítica em forma de série de potências convergente, válida para quase todas as condições iniciais, exceto aquelas em que o momento angular do sistema é zero (SUNDMAN, 1912). No entanto, de acordo com Szebehely (1667), a série de Sundman apresenta uma taxa de convergência tão lenta que sua aplicação prática em cálculos precisos é limitada.

Devido à complexidade inerente do Problema de Três Corpos, métodos descritos por Simos (2009), como o de Runge-Kutta são amplamente empregados para resolver as equações diferenciais associadas ao problema, permitindo simular e analisar o comportamento dinâmico dos corpos. Essas abordagens são aplicadas em áreas como a dinâmica de satélites, o planejamento de missões espaciais e o estudo de sistemas estelares múltiplos. Tais métodos e técnicas aproximativas tornaram-se indispensáveis para a sua resolução, pois fornecem informações valiosas para a astrofísica e para a engenharia aeroespacial, contribuindo para avanços significativos no entendimento de sistemas gravitacionais complexos, conforme observado por Prussing (2013).

### 3.3.1 Problema Circular Restrito de Três Corpos

O Problema Circular Restrito de Três Corpos (PCR3C) é uma simplificação do Problema de Três Corpos, no qual dois corpos maiores se movem em órbitas circulares e coplanares em torno de um centro de massa comum, enquanto o terceiro corpo possui uma massa tão pequena que sua influência gravitacional sobre os corpos principais pode ser desconsiderada. Esse modelo, abordado por Curtis (2009), permite que o sistema seja tratado como um problema de dois corpos, com órbitas circulares no plano definido pelos corpos principais.

No PCR3C, dois corpos interagem gravitacionalmente, movendo-se em órbitas circulares ao redor do centro de massa. A análise de Roy (2005) ocorre em um sistema de referência não-inercial, com origem no centro de massa do sistema binário e eixos definidos pelas órbitas. Um eixo aponta para  $m_1$ , outro está no plano orbital, e o terceiro é perpendicular a ambos. A Figura 16 ilustra o sistema, onde  $m_1$  e  $m_2$  orbitam um ao outro, enquanto o corpo  $P$ , de massa desprezível, se move sob a influência gravitacional de ambos.

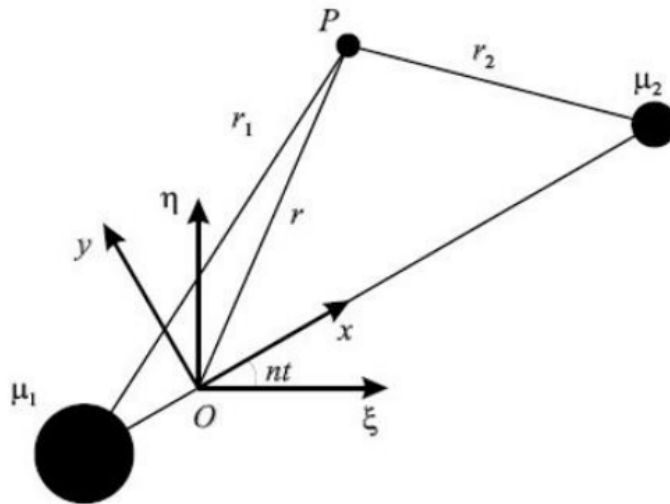


Figura 16 – Problema Restrito de Três Corpos. (SAKARI, 2009)

### 3.3.2 Equações do Movimento

Considerando que  $m_1 > m_2$ , define-se a constante de separação  $\mu = \frac{m_2}{m_1 + m_2}$ , o que leva à definição de duas massas adimensionais:

$$\mu_1 = 1 - \mu \quad (3.3)$$

$$\mu_2 = \mu \quad (3.4)$$

No sistema sinódico, com origem no centro de massa de  $m_1$  e  $m_2$ , as posições dessas massas estão ao longo do eixo  $x$ :

$$(x_1, y_1, z_1) = (-\mu_2, 0, 0) \quad (3.5)$$

$$(x_2, y_2, z_2) = (\mu_1, 0, 0) \quad (3.6)$$

Assim, as distâncias  $r_1$  e  $r_2$  das massas  $m_1$  e  $m_2$  a uma partícula  $P$  (de massa desprezível) são dadas por:

$$r_1 = \sqrt{(x + \mu_2)^2 + y^2 + z^2} \quad (3.7)$$

$$r_2 = \sqrt{(x - \mu_1)^2 + y^2 + z^2} \quad (3.8)$$

As equações de movimento de  $P$  são expressas como:

$$\ddot{x} - 2n\dot{x} - n^2x = - \left[ \frac{\mu_1}{r_1^3}(x + \mu_2) + \frac{\mu_2}{r_2^3}(x - \mu_1) \right] \quad (3.9)$$

$$\ddot{y} + 2n\dot{y} - n^2y = - \left[ \frac{\mu_1}{r_1^3} + \frac{\mu_2}{r_2^3} \right] y \quad (3.10)$$

$$\ddot{z} = - \left[ \frac{\mu_1}{r_1^3} + \frac{\mu_2}{r_2^3} \right] z \quad (3.11)$$

Onde:

- O termo  $x^2 + y^2$  representa o potencial centrífugo.
- O termo  $\frac{1}{r_1} + \frac{1}{r_2}$  representa o potencial gravitacional.
- Os termos  $2n\dot{y}$  e  $2n\dot{x}$  representam as acelerações de Coriolis.

## 3.4 Pontos de Lagrange

No século XVIII, Leonhard Euler e Joseph-Louis Lagrange descobriram famílias de soluções para o Problema de Três Corpos. Euler identificou três famílias de soluções periódicas nas quais as três massas estão sempre alinhadas. Já Lagrange encontrou uma família de soluções em que as três massas formam, a cada instante, um triângulo equilátero. Essas configurações, conhecidas como configurações centrais, representam as únicas soluções conhecidas para o problema com fórmulas analíticas explícitas.

De acordo com McInnes (1687), no caso específico do Problema Circular Restrito de Três Corpos, essas soluções, quando observadas em um referencial rotativo com as primárias, correspondem a cinco pontos fixos, chamados de pontos lagrangianos: L1, L2, L3, L4 e L5. Esses pontos são fundamentais para compreender fenômenos como as ressonâncias orbitais, e têm aplicações práticas no posicionamento de satélites em órbitas estáveis, como exemplificado pelo telescópio James Webb no ponto L2 do sistema Sol-Terra.

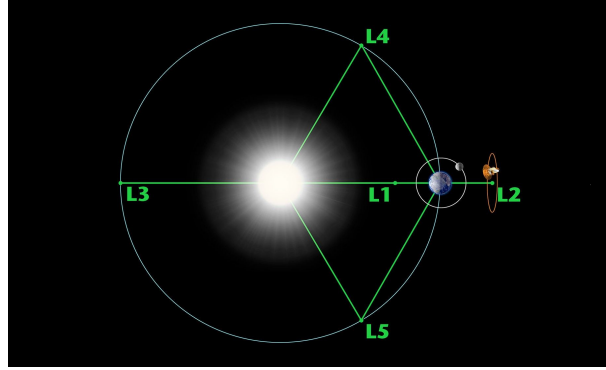


Figura 17 – Pontos de Lagrange no sistema Sol-Terra. (NASA, 2023)

Embora as Equações 3.9, 3.10 e 3.11 não possuam solução analítica em formato fechado, elas podem ser utilizadas para determinar a localização dos pontos de equilíbrio. Esses pontos correspondem às posições no espaço onde a massa secundária  $P$  apresentaria velocidade e aceleração nulas, permanecendo estacionária em relação a  $m_1$  e  $m_2$ . Para um observador inercial,  $P$  pareceria mover-se em órbitas circulares junto com  $m_1$  e  $m_2$ . Após ser posicionado em um ponto de equilíbrio (ponto de Lagrange), um corpo tende a permanecer nessa localização.

Portanto os pontos de Lagrange são definidos pelas condições:

$$\dot{x} = \dot{y} = \dot{z} = 0$$

$$\ddot{x} = \ddot{y} = \ddot{z} = 0$$

De forma explícita, temos:

$$x - \frac{(1 - \mu)(x - \mu)}{r_1^3} - \frac{\mu(x + 1 - \mu)}{r_2^3} = 0 \quad (3.12)$$

$$y(1 - \frac{1 - \mu}{r_1^3} - \frac{\mu}{r_2^3}) = 0 \quad (3.13)$$

A solução destas equações são os pontos de equilíbrio L1, L2, L3, L4 e L5. Onde:

- L4 e L5 são os pontos triangulares  $x = \frac{1}{2}$  e  $y = \pm \frac{\sqrt{3}}{2}$ ;
- L1, L2 e L3 são os pontos colineares em  $y = 0$ .

Os pontos de equilíbrio L1, L2 e L3 são encontrados pelas raízes da função:

$$f(\mu_2, x) = \frac{1 - \mu_2}{|x + \mu_2|^3}(x + \mu_2) + \frac{\mu_s}{|x + \mu_2 - 1|^3}(x + \mu_2 - 1) - x = 0 \quad (3.14)$$

Na figura 18 é possível visualizar a posição dessas 3 raízes, ou seja, os pontos L1, L2 e L3, a partir do valor de  $\mu_2$ .

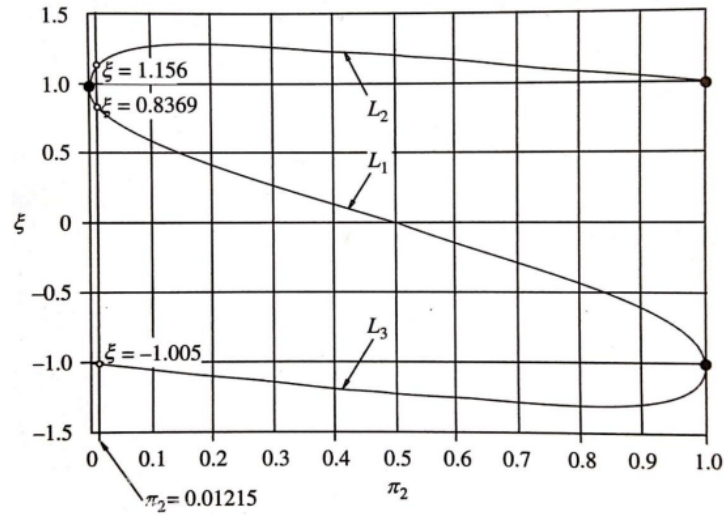


Figura 18 – Plot da Equação 3.14 mostrando as 3 raízes, para  $\pi_2 = \mu_2$  e  $\zeta = x$  (CURTIS, 2009)

## 3.5 Órbita Halo

Órbitas halo são trajetórias tridimensionais periódicas que se formam ao redor dos pontos de Lagrange em sistemas de dois corpos ligados gravitacionalmente, como Sol-Terra ou Terra-Lua. Elas resultam da interação entre a gravidade e as forças centrífugas nesses sistemas e são soluções particulares do Problema Circular Restrito de Três Corpos (PCR3C). O nome "Halo" vem do formato arqueado dessas trajetórias, que envolvem os pontos lagrangeanos, como destacado nos estudos de McInnes (1687). Ao contrário das órbitas no plano orbital dos corpos principais, as órbitas halo têm componentes significativos acima e abaixo desse plano, gerando trajetórias no espaço tridimensional. Elas estão geralmente associadas aos pontos lagrangeanos instáveis L1, L2 e L3, com formas que podem variar dependendo do sistema gravitacional, geralmente apresentando uma projeção elíptica ou quase elíptica (ROY, 2005).

Ainda de acordo com McInnes (1687), essas órbitas são importantes para missões espaciais devido à sua estabilidade em relação aos corpos centrais e ao espaço profundo. No ponto L1 do sistema Sol-Terra, a cerca de 1,5 milhão de quilômetros da Terra, o equilíbrio gravitacional entre o Sol e a Terra, junto com os efeitos dinâmicos do sistema rotacional, permite que um objeto em L1 acompanhe a Terra em sua órbita ao redor do Sol. Essa localização é ideal para observação solar contínua e missões de monitoramento, como a proposta neste trabalho.

Levando em conta a dinâmica do sistema Sol-Terra e a natureza não-circular da órbita, a transferência até o ponto L1 exige uma trajetória com manobras ajustadas, como transferências balísticas.

### 3.5.1 Transferência Balística

Conforme discutido por Vallado e McClain (2013), a transferência balística é particularmente eficiente para missões em sistemas gravitacionais mais complexos, como aquelas direcionadas a pontos lagrangeanos. Nessa estratégia, a espaçonave percorre uma trajetória cuidadosamente calculada, aproveitando as forças gravitacionais dos corpos do sistema para modificar sua órbita sem a necessidade de propulsão adicional. A definição precisa dessa rota exige o uso de simulações computacionais avançadas.

Para alcançar o ponto L1, por exemplo, a transferência balística é mais adequada, pois permite que a espaçonave utilize as interações gravitacionais do Sol e da Terra para estabilizar sua trajetória no ponto lagrangeano. Isso a torna uma opção mais eficiente do que a manobra de Hohmann, por exemplo, que não é ideal para sistemas com múltiplos corpos gravitacionais.

Assim, enquanto a manobra de Hohmann é eficaz para transferências simples entre órbitas, a transferência balística é mais vantajosa para missões mais complexas, como aquelas em sistemas multi-corpos ou missões que priorizam a economia de combustível.

A figura 19 contém a esquemáticos de como deve ser a trajetória de uma missão com estes fins.

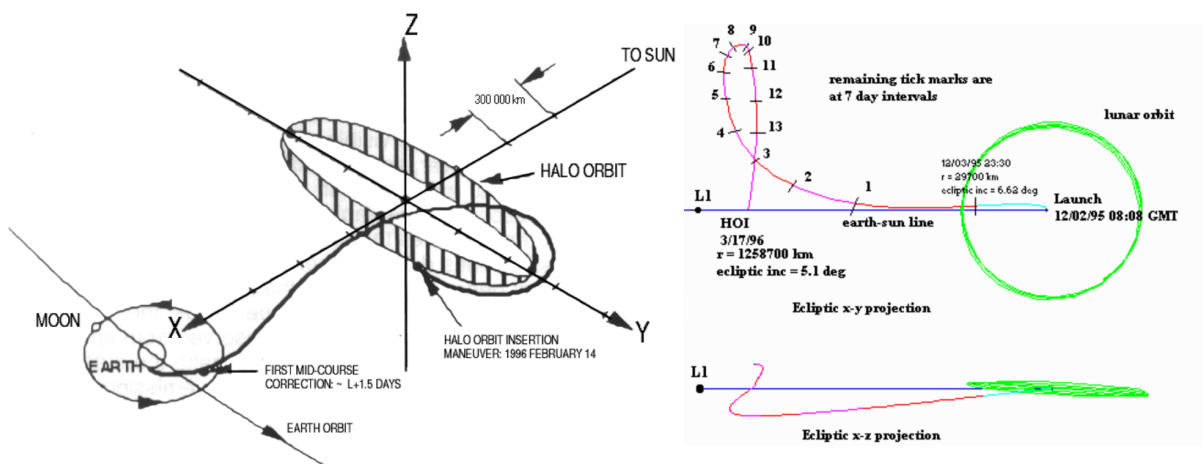


Figura 19 – Transferência para Órbita Halo (SOHO, 1997)



## 4 Metodologia

Devido a natureza deste projeto, evidentemente, não seria viável lançar de fato um foguete para uma missão de observação do Sol. De maneira que foi preciso usar uma ferramenta para realizar a simulação das manobras orbitais e cumprir essa missão. A ferramenta escolhida para esta função foi o STK (Systems Tool Kit).

### 4.1 STK

O STK (Systems Tool Kit), desenvolvido pela AGI (Analytical Graphics Inc.), é um software para modelar, simular e analisar sistemas dinâmicos, especialmente na engenharia aeroespacial. Ele permite calcular órbitas de satélites, trajetórias de veículos espaciais, janelas de visibilidade e zonas de cobertura, além de simular redes de comunicação e interações espaço-Terra. (AGI, s.d.)

Com visualizações em 2D e 3D, o STK oferece análises detalhadas, como a determinação da posição e atitude de objetos, relações espaciais entre eles e avaliação de acessos e interações sob diversas restrições simultâneas.

#### 4.1.1 Astrogator

O STK Astrogator é um módulo avançado do STK voltado para planejamento e análise de trajetórias espaciais, utilizado em missões como lançamentos de satélites, transferências orbitais e manobras interplanetárias. Há mais de 20 anos, é uma ferramenta indispensável para profissionais espaciais, fornecendo soluções que otimizam trajetórias, reduzem custos e garantem o sucesso da missão. O software também permite integrar modelos personalizados de motores, forças e variáveis de propagação, adaptados às especificações de cada projeto. (AGI, 2021)

#### 4.1.2 Analysis Workbench

A função Analysis Workbench do STK é uma ferramenta avançada que permite criar componentes personalizados para análises complexas dentro do software. Essa funcionalidade inclui ferramentas como o Time Tool, para gerar instâncias ou intervalos de tempo, o Vector Geometry Tool, que define localizações, orientações e direções no espaço tridimensional, e o Calculation Tool, que calcula quantidades dependentes do tempo. Introduzido na versão 10 do STK, o Analysis Workbench amplia as capacidades analíticas do software, permitindo realizar

operações geométricas, temporais e lógicas avançadas para resolver problemas complexos de modelagem e simulação.

## 4.2 Missão

Para missão explorada neste projeto é necessário uma transferência de uma órbita baixa terrestre (LEO, Low Earth Orbit) para uma órbita halo no ponto L1 do sistema Sol-Terra. Esse é um processo que envolve várias etapas complexas, devido à necessidade de sair da influência gravitacional predominante da Terra e alcançar uma posição específica no sistema de múltiplos corpos (Sol e Terra). O processo requer o uso de uma combinação de propulsão, cálculos orbitais precisos e dinâmicas específicas do Problema Circular Restrito de Três Corpos (PCR3C).

A transferência para o ponto L1 exige um planejamento detalhado, levando em consideração:

- Dinâmica de múltiplos corpos: É necessário modelar a interação gravitacional entre o Sol, a Terra e a espaçonave.
- Eficiência no uso de combustível: Transferências balísticas são utilizadas para economizar combustível ao aproveitar forças gravitacionais naturais.
- Correções de trajetória: Pequenos ajustes são realizados ao longo do caminho para compensar perturbações orbitais e desvios.

A seguir será explicado brevemente o processo da missão, o qual foi simulado via STK.

### Lançamento e Inserção em Órbita LEO

Inicialmente, a espaçonave é lançada da superfície terrestre e colocada em uma órbita LEO. Essa órbita é utilizada como ponto de partida para a transferência.

### Manobra de Escape da Terra

Para sair da influência gravitacional da Terra, a espaçonave realiza uma queima de motor para atingir a velocidade de escape ou entrar em uma trajetória de transferência altamente elíptica, conhecida como órbita de transferência.

## Transferência para a Órbita de Injeção ao L1

A próxima etapa envolve uma manobra de injeção em uma trajetória em direção ao ponto L1. Essa trajetória não segue uma órbita elíptica tradicional, como no caso da manobra de Hohmann, mas sim uma transferência balística ou um caminho específico que leve em consideração as forças gravitacionais do Sol e da Terra. Isso exige uma queima de motor para ajustar a velocidade e o ângulo de saída de modo que a espaçonave se alinhe corretamente com o caminho desejado.

## Captura no Ponto L1 e Inserção na Órbita Halo

Ao se aproximar do ponto L1, a espaçonave realiza ajustes adicionais para ser capturada na órbita halo ao redor do ponto lagrangeano. Esses ajustes garantem que a espaçonave entre na trajetória tridimensional desejada e estabilize sua posição. Nesta etapa, é necessário criar uma forma da sonda não escapar totalmente da trajetória, bem como de não retornar para a órbita da Terra.

## 4.3 Sensor

Após detalhar as manobras orbitais necessárias para o posicionamento e manutenção do satélite no ponto de Lagrange L1 (HOWELL, 1984; KOON et al., 2006), torna-se fundamental descrever os instrumentos científicos simulados para observação solar a partir dessa região estratégica.

Embora a missão SOHO utilize diversos sensores avançados para estudo da atividade solar (DOMINGO; FLECK; POLAND, 1995b), as limitações técnicas da versão gratuita do software STK disponíveis para esta simulação restringiram a modelagem de instrumentos complexos, como espectrômetros e coronógrafos (GRAPHICS, 2023).

Dessa forma, optou-se por representar, de forma simplificada, um sensor baseado em características análogas ao Extreme Ultraviolet Imaging Telescope (EIT) (DELABOUDINIÈRE et al., 1995), instrumento consolidado na missão SOHO. Esta escolha se justifica pela relevância científica do EIT na obtenção de imagens em faixas do ultravioleta extremo, essenciais para análise das estruturas dinâmicas da coroa solar, bem como pela existência de parâmetros técnicos relativamente bem documentados que possibilitam uma modelagem simplificada no ambiente computacional.

No ambiente STK, a modelagem do sensor considerou principalmente seu campo de visão, definido por um cone de observação com ângulo half cone aproximado de  $0,3^\circ$  (GRAPHICS, 2023), compatível com as funcionalidades disponíveis no software. O sensor foi posicionado

rigidamente em um satélite situado no ponto L1, garantindo o apontamento contínuo em direção ao Sol.

Para configurar o sensor solar na simulação, foram definidos parâmetros geométricos compatíveis com a missão SOHO. A Tabela 7 apresenta os valores adotados, juntamente com as justificativas técnicas utilizadas no processo de modelagem.

Tabela 7 – Parâmetros do sensor de observação solar utilizados na simulação

Parâmetro	Valor adotado	Justificativa
Modelo geométrico do sensor	<i>Simple Conic</i>	Modelo disponível na versão gratuita do STK, ideal para simulação de campo de visão e visada contínua.
Cone Half Angle	0,375°	Valor ajustado para obter um FoV total de 0,75°, compatível com o EIT da missão SOHO.
Campo de Visão (total)	0,75°	Abrange o disco solar completo visto de L1 ( 32 arcmin); referência cruzada com EIT real.
Orientação do sensor	Apontado para o Sol	Simula a operação real do EIT, com visada fixa para o centro do disco solar.
Resolução espacial (assumida)	1024 × 1024 pixels	Baseada na resolução típica do EIT para cálculo da resolução angular.
Resolução angular estimada	2,64 arcsec/pixel	Calculada a partir do FoV e da matriz de pixels; compatível com o sensor real.
Posição do satélite	Ponto de Lagrange L1	Regime orbital real adotado por missões como SOHO e Aditya-L1.

**Fonte:** Baseado em ESA/NASA (2024) e dados da simulação no STK.

A análise da geometria entre o satélite e o Sol foi realizada por meio do gráfico AER (Azimute, Elevação e Alcance) (GRAPHICS, 2023), que permitiu validar o posicionamento do sensor, assegurando que o Sol permanece dentro do campo de visão durante todo o período simulado. Esta abordagem simplificada, embora não capture integralmente toda a complexidade dos sensores reais da missão SOHO, garante a viabilidade da simulação e a obtenção de resultados consistentes para o estudo da cobertura angular e do comportamento do sensor em órbita L1.

## 5 Aplicação

### 5.1 Parte I: Manobras de Inserção em L1

Foram usados os recursos Astrogator e Analysis Workbench do STK para modelar e propagar as várias sequências de lançamento de um satélite em missão para o ponto L1 do sistema Sol-Terra L. A seguir se encontra um Passo-a-Passo de como foi modelada a missão. Serão utilizados os nomes em inglês para alinhar ao idioma do STK.

#### 5.1.1 Criar Cenário

1. Abrir o STK, clicar em **"Create Scenario"** e nomeá-lo;
2. Configurar o tempo de análise para 18 meses;
3. Criar três **"Planet"** em **"Insert Default Object"**: Sun, Earth e Moon.

#### Configurar as janelas gráficas

1. Abrir as propriedades do cenário e selecionar a página **"2D Graphics - Global Attributes"**;
2. Configurar para mostrar Órbitas, Posições Inerciais e rótulos de posição, e esconder os Subplanetas;
1. Abrir as propriedades da janela de gráficos 3D e clicar em **"Advanced"**;
2. Configurar **"Max Visible Distance"** para  $1e+012$  km e **"Field Of View"** em 55deg, como demonstrado na 20.

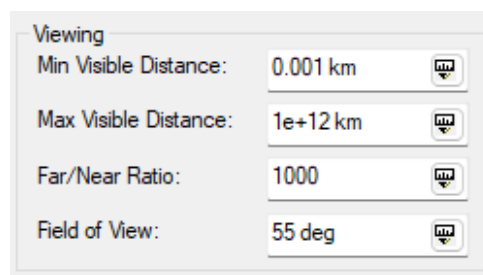


Figura 20 – Configurações de Visualização da janela de gráficos 3D.

1. Abrir as propriedades da janela de gráficos 2D e seleccionar a página **"Projection"**;
2. Configurar **"Type"** como **"Orthographic"**, **"Display Coordinate Frame"** em BBR, **"Display Height"** a  $2e+06$ km, **"Secondary Body"** como o Sol, ativar o **"Show Axes"** como na Figura 21:

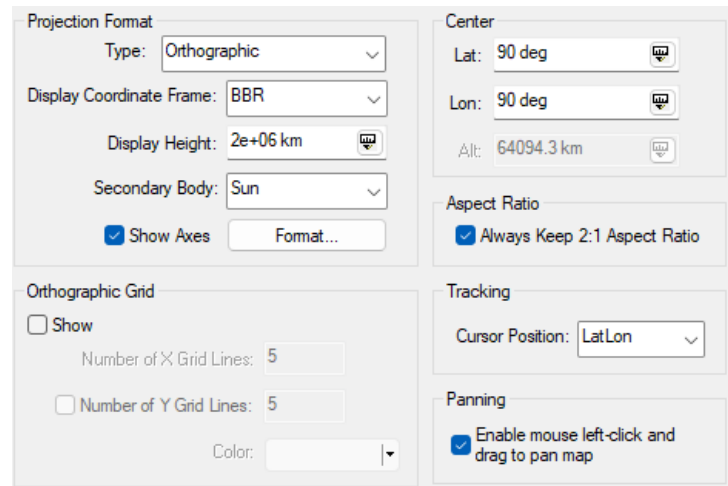


Figura 21 – Configuração de Projeção da janela gráfica 2D.

3. Clicar em **"Format..."**;
4. Configurar cor amarela, **"X Axis"**, **"Coordinate Frame"** e **"Secondary Body"**, como mostrado na figura 22:

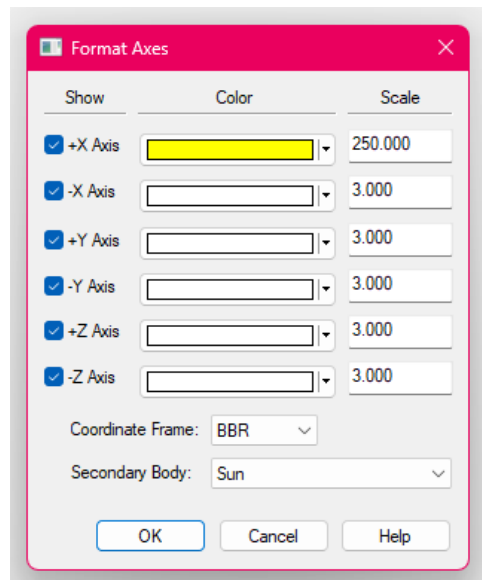


Figura 22 – Configuração de Formato da Projeção da janela 2D

## Criar Geometria do Ponto L1

1. Abrir **"Analysis Workbench"**;

2. Selecionar a aba "**Vector Geometry**";
  3. Filtrar "**Primary Central Bodies**";
  4. Selecionar Sol.
1. Clicar em "**Create a new System**";
  2. Configurar "**Type**" como "**Assembled**", e "**Origin Point**" e "**Reference Axes**" da forma mostrada na figura 23.

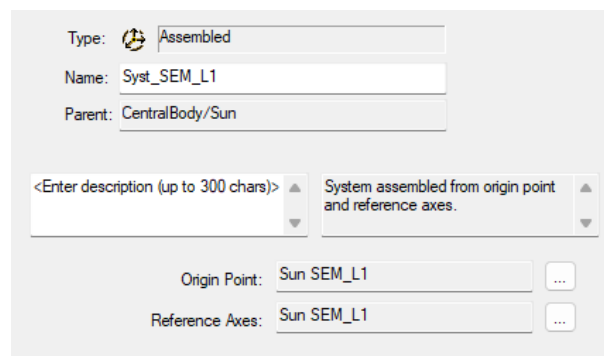


Figura 23 – Criando novo sistema de coordenadas.

1. Abrir a janela de Propriedades do "**3D Graphics**";
  2. Selecionar página "**Vector**";
  3. Selecionar aba "**Planes**" e clicar em "**Add**";
  4. Selecionar o Sol como corpo central;
  5. Expandir diretório do sistema de coordenadas criado em 23 e selecionar XZ;
  6. Repetir passos acima para criar o plano YZ.
1. Configurar a cor do Plano XY para Cinza;
  2. Desmarcar a caixa de seleção "**Draw at object**";
  3. Marcar a caixa de seleção "**Translucent plane**";
  4. Repetir os mesmos passos para o Plano YZ;
  5. Definir a escala para 50, pois o cenário lida com distâncias muito grandes;
  6. Clicar em "**Apply**" para visualizar ambos os planos em L1, representados na figura 24.

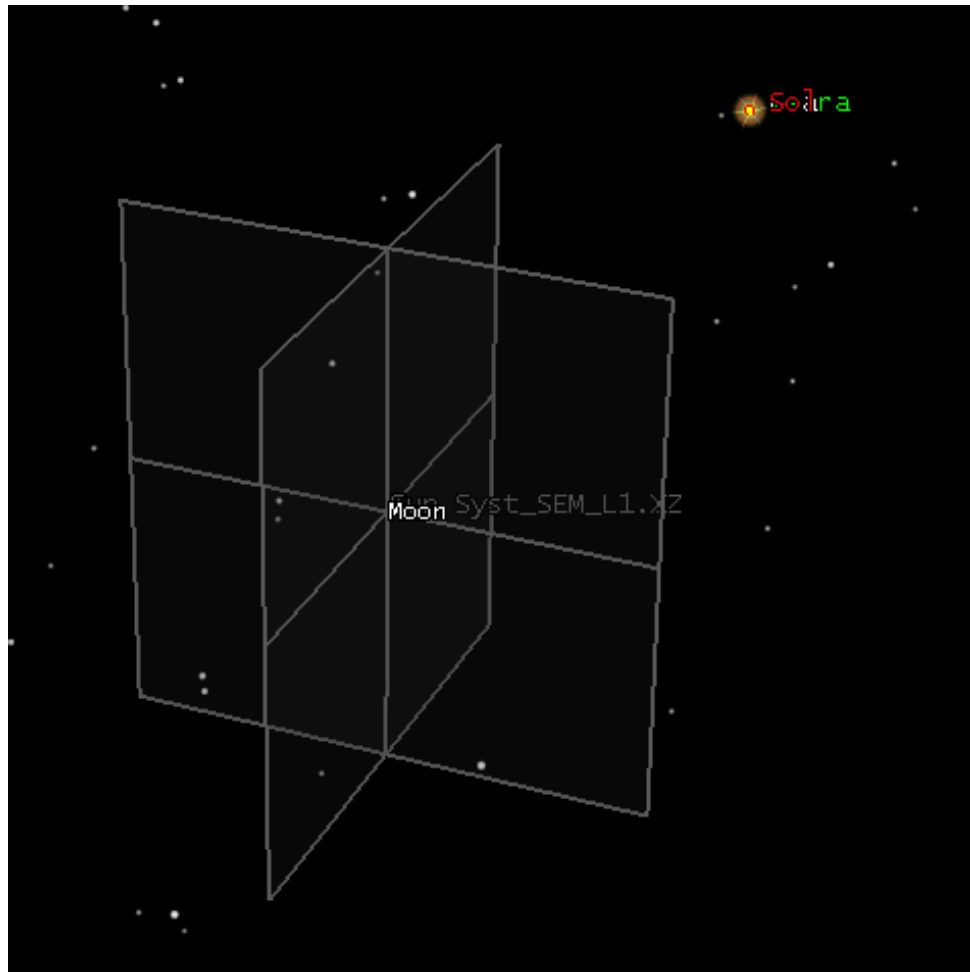


Figura 24 – Planos novos na localização de L1.

## Definir Órbita LEO

1. Abrir o "**Analysis Workbench**" e selecionar aba "**Vector Geometry**";
2. Selecionar a Terra como corpo central em "**Primary Central Bodies**";
3. Criar um novo sistema seguindo as opções mostradas na figura 25.

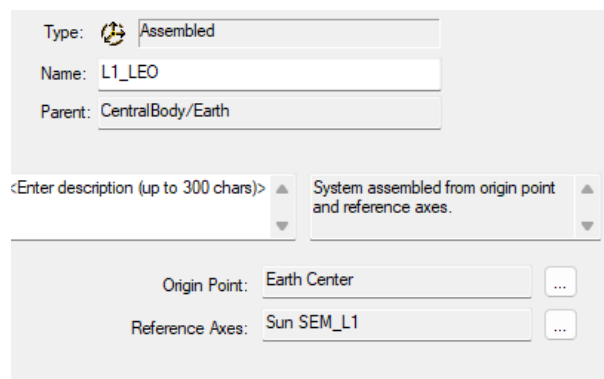


Figura 25 – Novo sistema L1 LEO



1. Abrir a janela de propriedades do **"3D Graphics"**;
  2. Selecionar página **"Vector"**;
  3. Abrir a aba **"Axes"** e clicar em **"Add"**;
  4. Selecionar a Terra como corpo central;
  5. Extender o diretório do sistema criado em 25, selecionar **"Axes"** e clicar em **OK**.
- 
1. Abrir Página **"Plane"** na janela de propriedades e clicar em **"Add"**;
  2. Selecionar Terra como corpo central;
  3. Expandir o diretório do sistema criado em 25 e selecionar **"Planes"**;
  4. Selecionar plano XY e clicar em **OK**;
  5. Configurar a cor do plano XY, desmarcar a caixa de seleção **"Draw at object"** e selecionar a opção **"Translucent plane"**. O plano recém-adicionado (Figura 26) é a referência e a condição de parada para a propagação inicial.

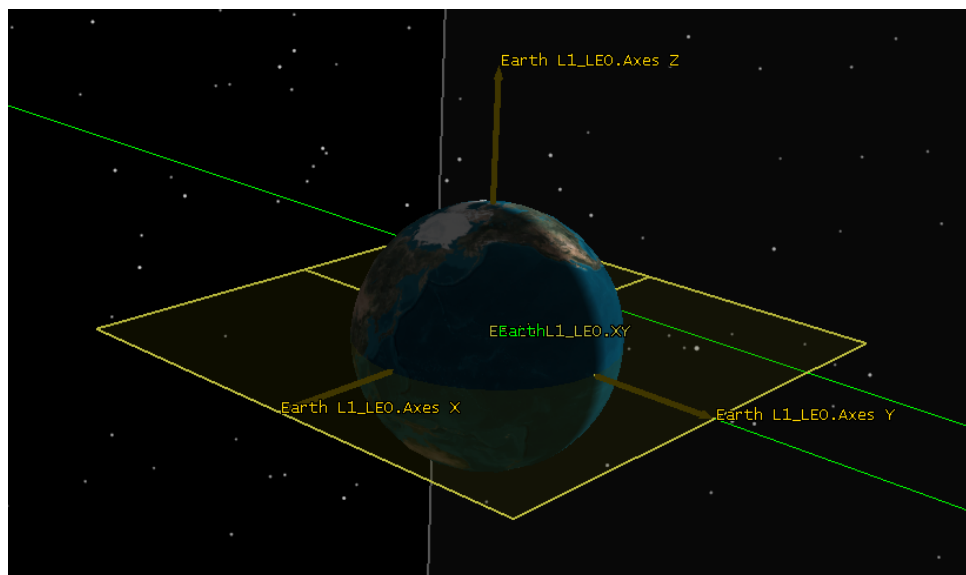


Figura 26 – Plano XY do sistema L1 LEO.

### 5.1.2 Adicionar Satélite

1. Criar novo satélite, com o método **"Define Properties"** e nomeá-lo;
2. Abrir a aba **"Pass"** da página **"2D Graphics"** e configurar **"Lead Type"** da opção **"Orbit Track"** para **"All"**;

3. Fazer o mesmo na aba "**Pass**" da página "**3D Graphics**";
4. Selecionar a página "**Orbit System**";
5. Selecionar a opção "**3D Graphics 1 - Earth**" no campo "**3D Windows**";
6. Clicar em "**Add BBR System...**" e configurar a Terra como corpo central;
7. Configurar o Sol como corpo secundário central;
8. Desabilitar a opção "**Inertial by Window**".

## Target Plane Crossing

1. Selecionar a aba "**Orbit**" página "**Basic**";
2. Alterar o propagador para "**Astrogator**";
3. Remover os segmentos padrão do MCS;
4. Adicionar nova sequência em "**Target Sequence**" com o nome "**Target Plane Crossing**";
5. Adicionar um "**Initial State**" dentro do "**Target Plane Crossing**";
6. Configurar os parâmetros de acordo com a figura 27 e configure RAAN como variável independente.

Coord. System: Earth Inertial

Coordinate Type: Keplerian

Orbit Epoch: 21 Jan 2023 15:00:00.000 UTCG

Element Type: Osculating

Semi-major Axis	6678.14 km
Eccentricity	0
Inclination	28.5 deg
Right Asc. of Asc. Node	0 deg
Argument of Periapsis	0 deg
True Anomaly	0 deg

Initial State Tool...

Figura 27 – Parâmetros utilizados para configurar Initial State.

## Propagar sequência

1. Adicionar segmento **"Propagate"** e nomeá-lo como **"Coast"**;
  2. Adicionar nova condição de parada **"X-Y Plane Cross"** e remover condição **"Duration"**;
  3. Configurar sistema de coordenadas para Terra > L1 LEO;
  4. Configurar o campo **"Criterion"** para **"Cross Decreasing"**;
- 
1. Clicar em **"Results..."**
  2. Mover o resultado **"Right Asc"** do diretório **"Spherical Elems"**;
  3. Configurar sistema de coordenadas para Terra > L1 LEO e clicar em **OK**.
- 
1. Selecionar o segmento **"target sequence"** do **"Target Plane Crossing"** e renomear o **"Differential Corrector"** como **"Anti-Sun Line"**;
  2. Abrir as propriedades do **"Anti-Sun Line"** e selecionar **"Right Asc"** como resultado;
  3. Rodar MCS;
  4. Configurar o campo **"Action"** para **"Run active profiles"**;
  5. Rodar MCS e assegurar que convergiu, agora é possível ver a trajetória final.

## Configurar a Queima para L1

1. Inserir um segmento **"Maneuver"** após o segmento **"Coast"** e renomeá-lo como **"L1 LEO Injection Thrust"**;
2. Configurar o campo de controle de atitude para **"Thrust Vector"**.
3. Criar um novo segmento **"Propagate"** e renomeá-lo **"Z-X Plane Crossing"**;
4. Adicionar nova condição de parada **"Z-X Plane Cross"** e deletar condição padrão;
5. Configurar sistema de coordenadas para **"Sol > Syst SEM L1"**;
6. Clicar em **"Advanced..."** e configurar tempo mínimo de propagação para 864000 segundos e clicar em **OK**;
7. Clicar no campo **"..."** do **"Propagator"** e configurar para **"CisLunar"**;

## Configurar Impulso de injeção L1 LEO

O objeto de cálculo desejado não existe no Navegador de Componentes por padrão, de forma que é preciso criá-lo.

### Criar um Objeto de Cálculo

O objeto de cálculo que você deseja usar não existe no Navegador de Componentes por padrão, de forma que é preciso criá-lo.

1. Estender o menu "**Utilities**" e expandir o diretório "**Calculation Objects**";
2. Selecione "**Cartesian Elems**", duplicar a componente Vx e renomeá-la como "**VxL1**" para alterações;
3. Alterar sistema de coordenadas para "**Sun > Syst SEM L1**" e clicar em **OK**;
4. Abrir o segmento "**ZX Plane Crossing**" e clicar em "**Results...**";
5. Expandir o diretório "**Cartesian Elems**", mover **VxL1** para resultados e clicar em **OK**.

### Mirar um Plane Crossing perto de L1

1. Criar um novo "**Target Sequence**" e nomear o corretor diferencial como "**First Plane Crossing**";
2. Adicionar segmentos "**L1 LEO Injection Thrust**" e "**Z-X Plane Crossing**" a essa sequência;
3. Verificar se a variável **VxL1** criada está selecionada como resultado do "**Z-X Plane Crossing**";
4. Abrir as propriedades do corretor diferencial do "**Target Sequence**", ativar a velocidade cartesiana X como parâmetro de controle e **VxL1** como resultado;
5. Rodar MCS, ativar modo "**Run active profiles**" e rodar novamente;
6. Clicar em "**Apply**". A órbita resultante destes passos pode ser vista na figura 28.

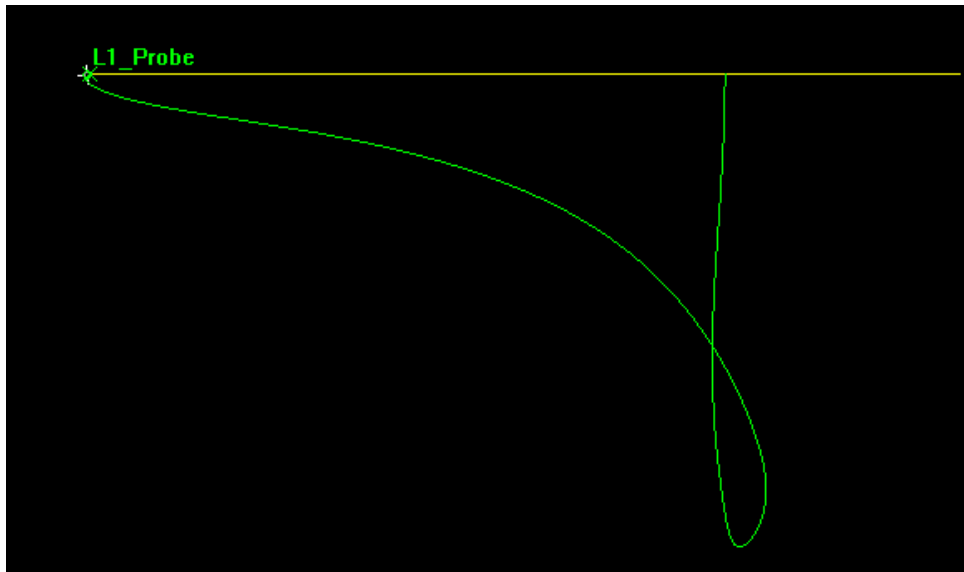


Figura 28 – Resultado após injeção de impulso, visão 2D.

### 5.1.3 Criar Órbita Halo

1. Copiar segmento **"Z-X Plane Crossing"**, colar fora das sequências de mira renomeá-lo como **"Halo"**;
2. Alterar a cor e reabrir o corretor diferencial de **"First Plane Crossing"**;
3. Configurar o campo **"Desired Value"** de  $V_{xL1}$  para -0.01 km/sec e rodar MCS. O satélite começa a orbitar na região de L1, como é mostrado na figura 29.

### Configurar missão para 365 dias mantendo a órbita Halo

1. Adicionar condição de parada **"Duration"** em **"Halo"**;
  2. Abrir **"Automatic Sequence Browser"** e criar nova sequência com nome **"Station Keeping"**;
  3. Abrir editor de **"Station Keeping"** e adicionar novo **"Target Sequence"**, com nome **"Maintain Halo"**;
  4. Adicionar manobra dentro do segmento **"Target Sequence"** e nomeá-lo **"SK Burn"**;
  5. Configurar controle de atitude para **"Thrust Vector"**;
  6. Ajustar **"Thrust Axes"** para **"Sun > Syst SEM L1.Axes"**, selecionar X como variável independente e configurá-la para -20m/sec
- 
1. Adicionar segmento de propagação e nomeá-lo **"Prop to Plane Cross"**;

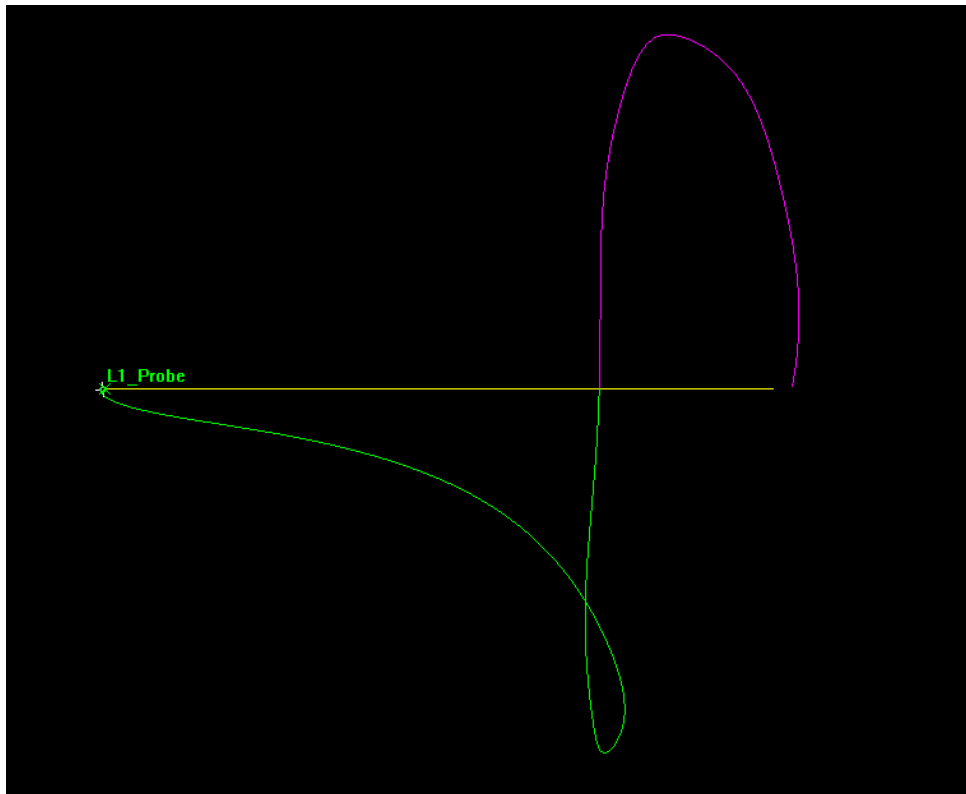


Figura 29 – Visão 2D do satélite começando a orbitar em L1

2. Configurar condição de parada "**Z-X Plane Cross**", com sistema de coordenadas "**Sun > Syst SEM L1**" e propagador do tipo "**CisLunar**", com tolerância de 1e-006km;
3. Deletar condição padrão e clicar em "**Advanced...**", configurando "**Minimum Propagation Time**" para 864000 segundos.
4. Com "**Prop to Plane Cross**" selecionado, clicar em "**Results...**" e expandir diretório "**Cartesian Elems**";
5. Mover VxL1 para a aba de resultados.

## Segmento de Retorno

1. Adicionar segmento "**Return**" entre os segmentos "**SK Burn**" e "**Prop to Plane Cross**";
2. Marcar a opção "**Enable (except Profiles bypass)**". Este componente permite que o Corretor Diferencial seja executado até o último segmento Propagate. Quando converge, o segmento SK Burn é executado novamente uma vez (com o valor Delta-V correto) e o controle é passado de volta para a sequência principal.
3. Abrir corretor diferencial de "**Maintain Halo**" e marcar componente de velocidade X como parâmetro de controle;

4. Configurar a Perturbação para 0.05 m/s e o passo máximo para 10 m/s;
5. Configurar tolerância de 0.05 m/s e ativar ação "**Run active profiles**";
6. Fechar "**Autosequence properties**".

## Definir Station Keeping e rodar MCS

1. Abrir página "**Basic - Orbit**" e selecionar segmento "**Halo**";
2. Ativar condição "**Z-X Plane Cross**";
3. Configurar sequência de "**Station Keeping**";
4. Rodar MCS. As figuras 30 e 31 mostram o satélite na região de L1 em uma órbita Halo, onde estará orbitando por 365 dias.

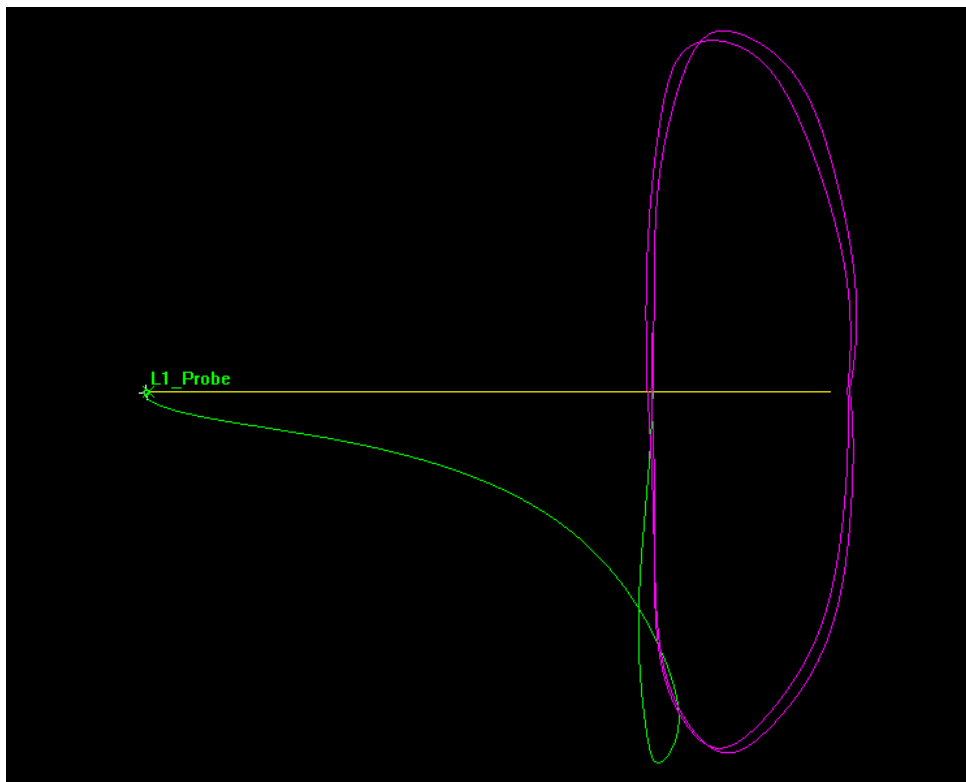


Figura 30 – Órbita Halo, vista 2D.

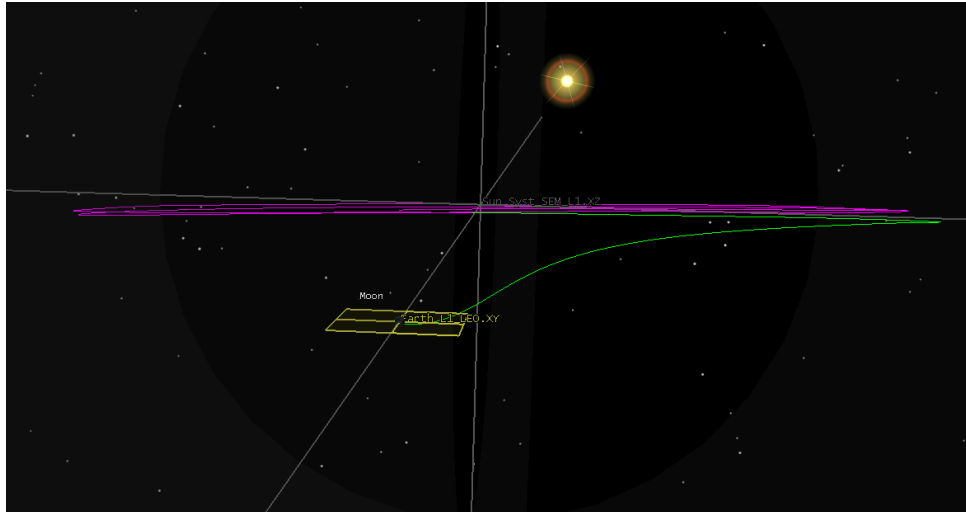


Figura 31 – Órbita Halo, vista 3D.

## 5.2 Parte II: Configuração do Sensor

1. Abrir as propriedades do satélite e navegue até **"Basic" > "Attitude"**;
2. Definir o tipo de atitude como **"Nadir alignment with Sun constraint"**. A tela deverá estar de acordo com a figura 32;

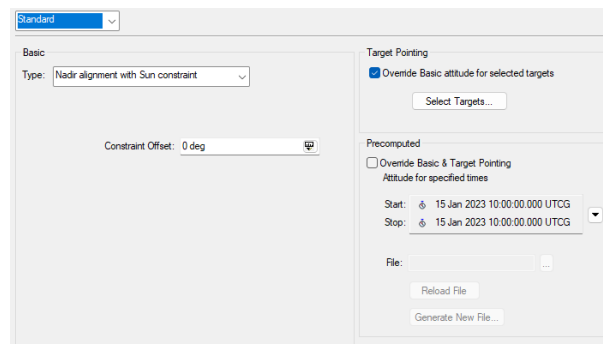


Figura 32 – Configurações de atitude do satélite simulado.

3. Adicionar um sensor ao satélite;
4. Nas propriedades do sensor, definir o tipo de sensor como **"Simple Conic"** e **"Cone Half Angle"** para 0.375 deg, como mostra a figura 33;

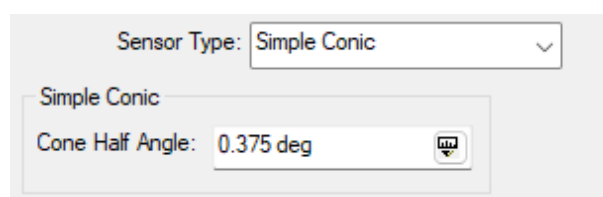


Figura 33 – Propriedades do sensor simulado.



5. Acessar "Pointing";
6. Definir o "**Pointing Type**" como "**Targeted**", o "**Boresight Type**" como "**Tracking**" e selecione "**Sol**" como alvo. A tela deverá mostrar o mesmo que a figura 34;

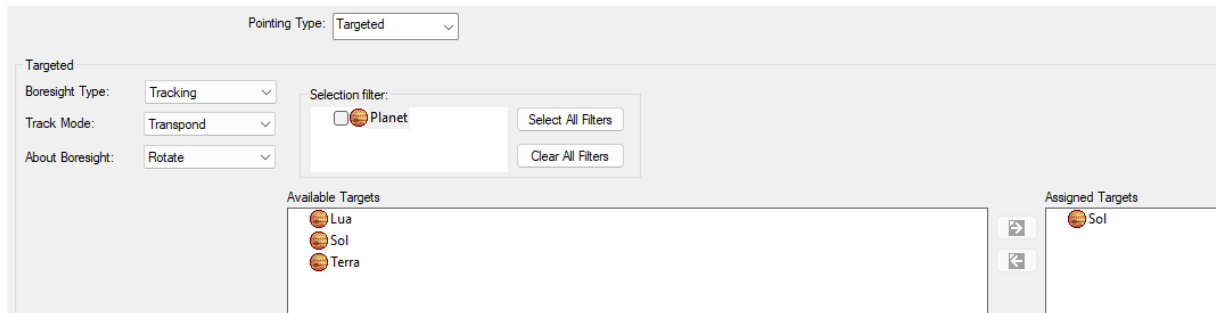


Figura 34 – Configurações de apontamento do sensor.

7. Clicar no sensor com o botão direito e em "**Access**";
8. Selecionar o Sol e clicar em "**Compute**". A tela na figura 35 mostra os botões utilizados para os próximos passos;

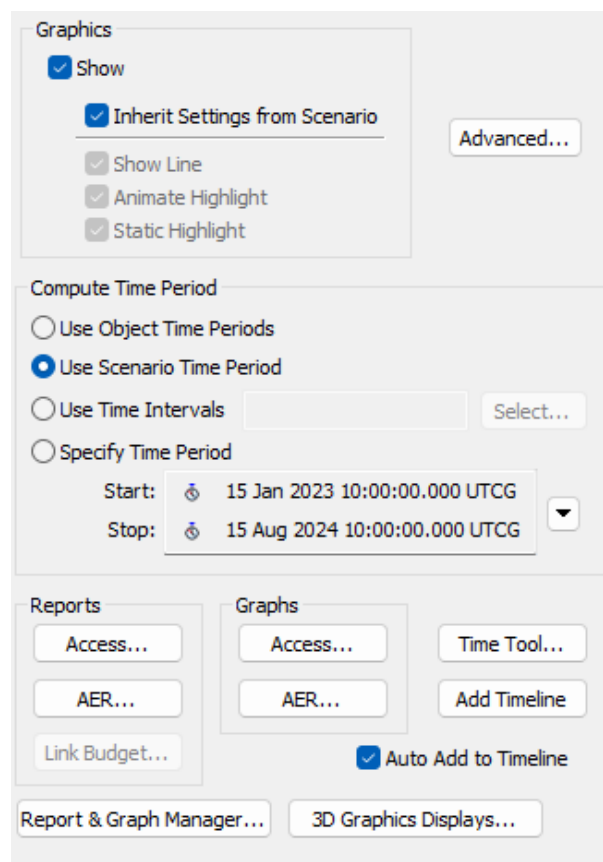


Figura 35 – Opções disponíveis de relatório em Access.

9. Calcular o acesso entre o sensor e o Sol para verificar a observação contínua, clicando em "**Reports**" > "**Access...**". A figura 36 mostra o relatório de observação do sol;

10. Para obter o gráfico AER, clicar em **"Graphs" > "AER..."**.

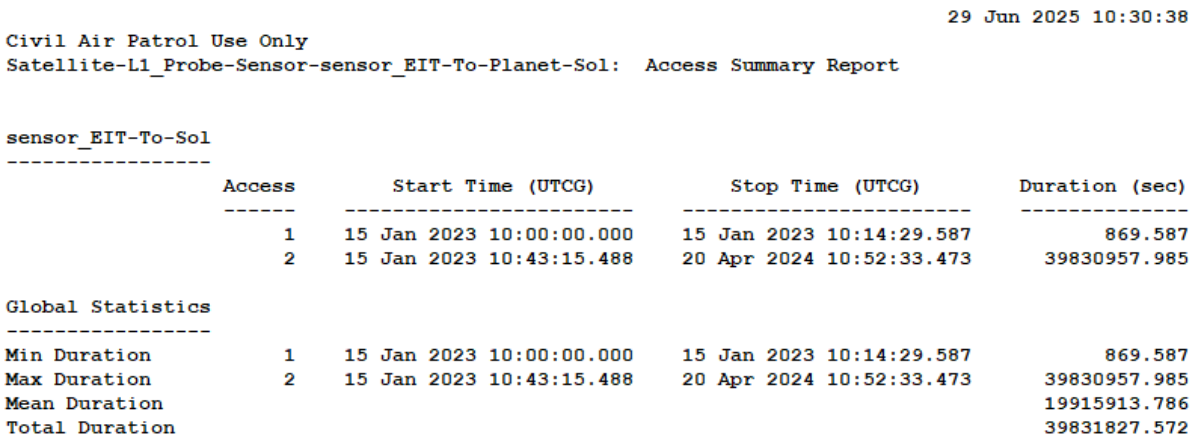


Figura 36 – Relatório de acesso do sensor ao Sol obtido no STK.

## 6 Resultados

Durante a simulação, foi calculada a magnitude ideal de impulso necessário para que o satélite pudesse sair de uma órbita baixa da Terra (LEO) e alcançar o ponto L1. O valor obtido foi de 3170,83 m/s, resultado que foi validado ao longo da simulação. Além disso, ajustes finais foram realizados para que o satélite pudesse ser capturado em uma órbita Halo ao redor do ponto lagrangeano, garantindo assim uma posição ideal para observação solar contínua. A trajetória final foi cuidadosamente perturbada na direção do movimento orbital, permitindo que o satélite assumisse com sucesso sua órbita final.

Após concluir a primeira parte da simulação, é possível visualizar totalmente as manobras realizadas. A figura 37 mostra o satélite na região de L1 em uma órbita Halo, onde estará orbitando por 365 dias.

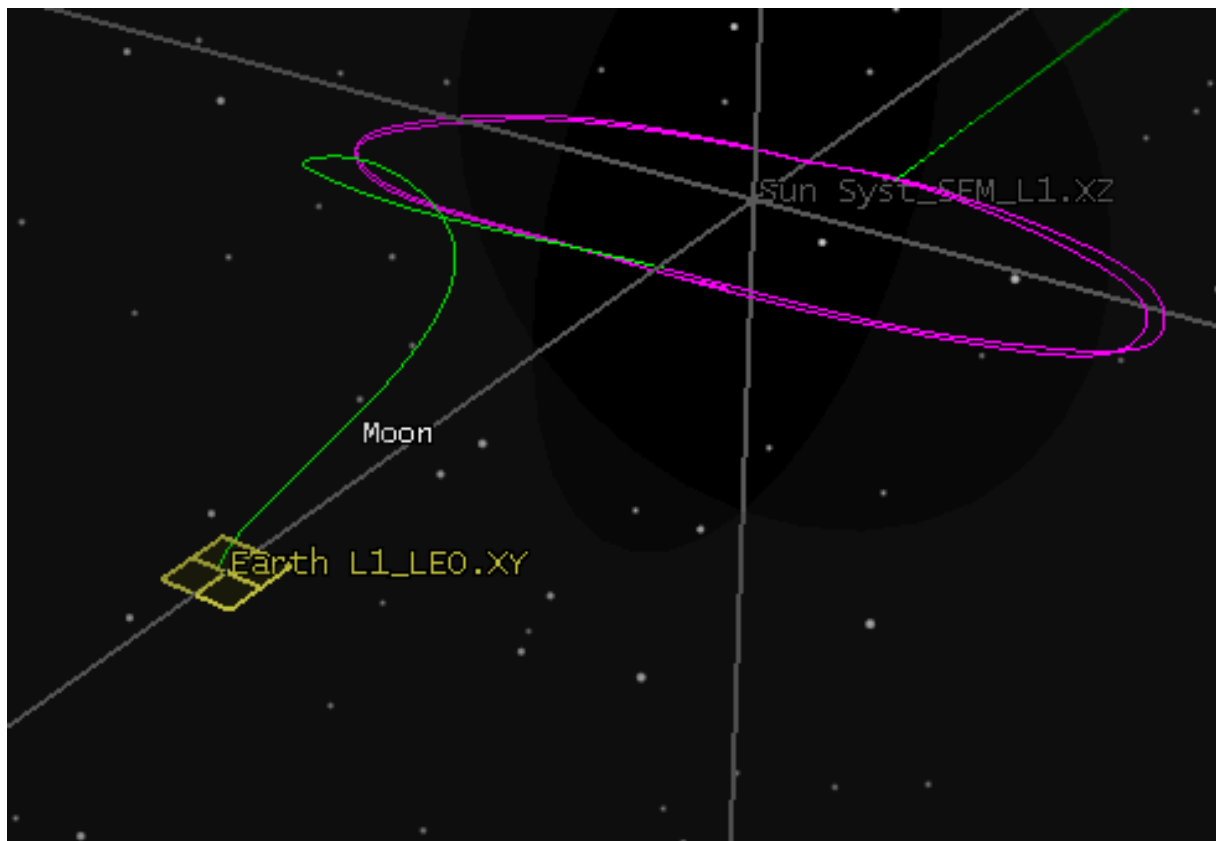


Figura 37 – Órbita Halo, vista 3D.

A validação geométrica do sensor simulado foi realizada por meio da análise do gráfico AER (Azimuth, Elevation, Range), que expressa a relação angular e a distância entre o sensor e o Sol ao longo de um período de mais de um ano.

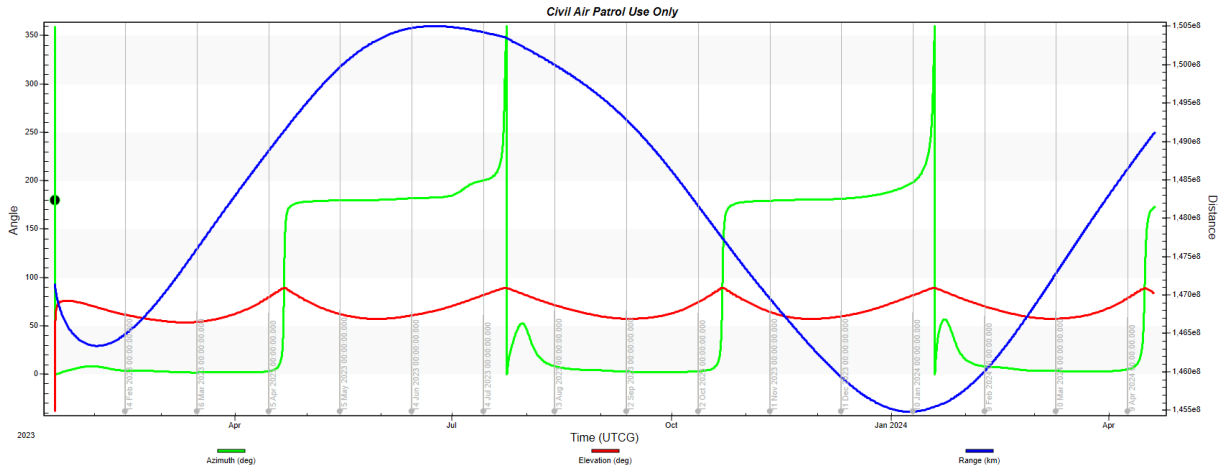


Figura 38 – Gráfico AER (Azimuth, Elevation, Range) do sensor simulado no STK.

O gráfico apresenta a variação dos ângulos de azimute (vermelho) e elevação (verde), bem como a distância (azul) entre o sensor e o Sol ao longo do tempo. Os dados indicam que o Sol permaneceu continuamente dentro do campo de visão do sensor durante mais de um ano de simulação, com estabilidade geométrica compatível com a operação no ponto de Lagrange L1.

A curva de azimute apresenta variações cíclicas suaves entre aproximadamente 40° e 80°, indicando que o Sol permanece dentro do campo de visão do sensor durante toda a simulação. Já a curva de elevação apresenta variações abruptas e picos regulares, mas esses saltos estão associados a transições numéricas ou ajustes orbitais no modelo do STK, e não indicam perda de visada. No contexto geral, a elevação retorna rapidamente a valores baixos (em torno de 10° a 30°), compatíveis com uma visada estável em relação ao Sol.

A curva de distância (range) permanece próxima de  $1,5e10^8$  km, com leve variação periódica entre aproximadamente  $1,455e10^8$  km e  $1,495e10^8$  km. Esses valores são coerentes com a posição relativa do ponto de Lagrange L1 ao longo de uma órbita Halo.

Esses dados confirmam que o sensor permanece continuamente com o Sol dentro do seu campo de visão, sem oscilações significativas que comprometam a observação. Embora a modelagem não inclua efeitos dinâmicos finos — como controle de atitude ou perturbações reais — a simulação valida a estabilidade da geometria de visada, o que é coerente com o comportamento esperado de instrumentos como o EIT a bordo da missão SOHO.

Além disso, foi possível validar visualmente a orientação do sensor, utilizando a ferramenta de visualização 3D, como apresentado na Figura 39. O cone de visada foi projetado para abranger o disco solar a partir do ponto de Lagrange L1, replicando o comportamento geométrico observado na missão SOHO.

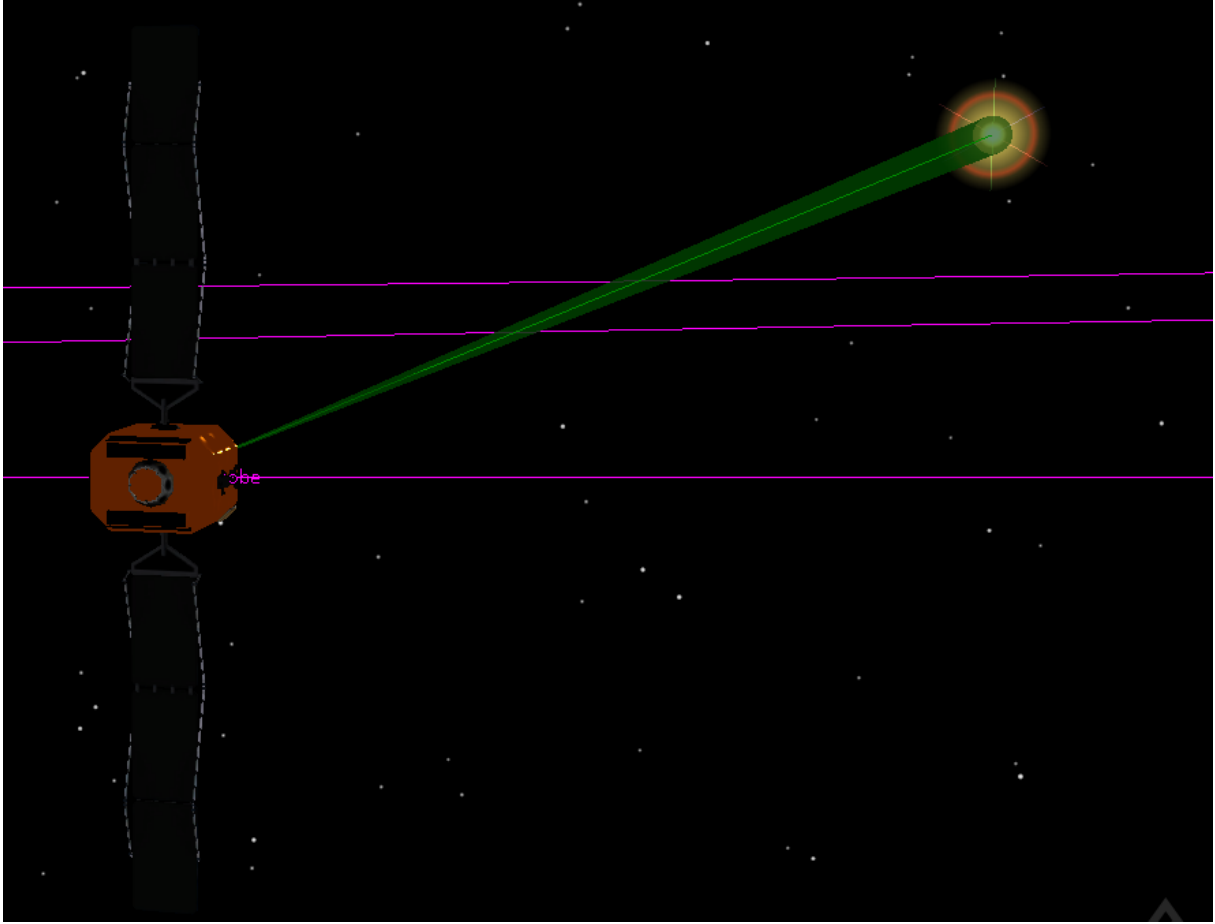


Figura 39 – Cone de visada do Sensor direcionado ao Sol a partir de L1, obtida na visualização 3D do STK

A fim de verificar a compatibilidade entre o modelo simulado e o sensor EIT real da missão SOHO, foi estimada a resolução angular por pixel do sensor simulado. Esse sensor foi configurado com um valor de cone half angle ( $\beta$ ) igual a  $0,375^\circ$ , o que resulta em um campo de visão total angular (FoV) dado por:

$$\text{FoV} = 2 * \beta = 2 * 0.375^\circ = 0.75^\circ \quad (6.1)$$

O valor para segundos por arco ( $\text{FoV}_{arcsec}$ ) é convertido então, ao considerar que  $1^\circ$  equivale a 3600 arcsec, ou seja:

$$\text{FoV}(\text{arcsec}) = 0.75^\circ * 3600 = 2700 \text{ arcsec} \quad (6.2)$$

Assumindo uma matriz de detecção com resolução de  $1024 \times 1024$  pixels, compatível com a especificação técnica do instrumento EIT real (SOHO, 2024), a resolução angular por pixel (R) é dada por:

$$R = \frac{\text{FoV}_{arcsec}}{n_{px}} = \frac{2700}{1024} \approx 2.64 \text{ arcsec/pixel} \quad (6.3)$$

Esse valor é praticamente idêntico à resolução angular do telescópio EIT real, estimada em aproximadamente 2,6 arcsec/pixel. Tal correspondência pode ser verificada na Tabela 8, que apresenta uma comparação entre os parâmetros técnicos do sensor EIT da missão SOHO e os valores utilizados ou alcançados na simulação. A similaridade dos valores reforça a coerência geométrica entre o modelo simulado e o comportamento óptico do sistema original.

Tabela 8 – Comparação entre os parâmetros do sensor EIT real (SOHO) e da simulação no STK

<b>Parâmetro</b>	<b>EIT real (SOHO)</b>	<b>Simulação no STK</b>
Campo de visão total (FoV)	0,75° (45 arcmin)	0,75° (cone half angle de 0,375°)
Resolução angular por pixel	~2,6 arcsec/pixel	2,64 arcsec/pixel
Tamanho da matriz de imagem	1024 × 1024 pixels	1024 × 1024 pixels (assumido)
Posição do satélite	Ponto de Lagrange L1	Ponto de Lagrange L1
Direcionamento do sensor	Fixado para o Sol (auto tracking)	Orientação direcionada para o Sol
Faixa espectral observada	17,1–30,4 nm (UV extremo)	Não especificada (modelo geométrico)
Tipo de sensor	Telescópio UV com CCD	Modelo geométrico (*Simple Conic*)

**Fonte:** Dados da simulação no STK e ESA/NASA (2024).

## 7 Considerações Finais

Este trabalho teve como objetivo principal simular uma missão orbital com destino ao ponto de Lagrange L1 do sistema Sol-Terra, visando à futura análise do comportamento solar. A observação contínua do Sol é fundamental para a compreensão de fenômenos como ejeções de massa coronal e tempestades geomagnéticas, que afetam diretamente o clima espacial e diversas tecnologias na Terra. Para isso, foram explorados os fundamentos da Mecânica Orbital, o Problema Restrito de Três Corpos (PR3C) e os conceitos dos pontos de Lagrange, que forneceram a base teórica necessária ao desenvolvimento da simulação.

O estudo foi contextualizado com base em missões de referência, como SOHO, ISEE-3 e Aditya-L1, que serviram de inspiração para o planejamento da trajetória e definição dos parâmetros orbitais. A missão SOHO, em especial, validou a viabilidade de observações solares a partir do ponto L1, servindo como modelo de comparação.

A simulação foi conduzida no software STK (System Tool Kit), utilizando os módulos Astrogator e Analysis Workbench para modelar a transferência orbital e a dinâmica da órbita Halo. A estratégia adotada foi baseada em uma transferência balística, escolhida por sua eficiência e adequação à instabilidade gravitacional da região de L1, superando abordagens simplificadas como a transferência de Hohmann.

Além da dinâmica orbital, foi simulado um sensor de observação solar com características geométricas semelhantes às do instrumento EIT da missão SOHO. A análise do gráfico AER (Azimuth, Elevation, Range) demonstrou que o Sol permaneceu dentro do campo de visão do sensor durante todo o período simulado — superior a um ano —, com estabilidade nos ângulos de azimute e elevação, e distância compatível com a posição relativa em L1. Embora a simulação não envolva modelagem espectral, a estabilidade geométrica obtida valida a coerência do modelo de visada adotado.

Dessa forma, o trabalho atingiu com êxito seus objetivos, demonstrando a viabilidade técnica de simular uma missão solar com observação contínua a partir de L1. Os resultados obtidos reforçam o valor do uso de trajetórias balísticas e de ferramentas computacionais como o STK no planejamento e validação preliminar de futuras missões espaciais dedicadas à vigilância solar.

Como continuidade deste trabalho, recomenda-se a inclusão de recursos mais avançados na modelagem, como simulações espectrais, análise de dados fictícios captados pelo sensor e estratégias de controle de atitude para garantir a estabilidade da visada em cenários mais realistas. Tais aprimoramentos permitiriam uma validação mais completa do sistema e abririam caminho para o desenvolvimento de missões experimentais voltadas à observação solar com maior fidelidade técnica.

# Referências

AGI. *STK Astrogator*. 2021. Web page. Disponível em: <<https://www.agi.com/getmedia/d5682e0a-52d9-4704-8cce-68e73dd0cedc/Astrogator-Product-Specsheet.pdf?ext=.pdf>>. Citado na página 52.

AGI. *Ansys STK | Digital Mission Engineering Software*. s.d. Web page. Disponível em: <<https://www.ansys.com/products/missions/ansys-stk>>. Citado na página 52.

BATE DONALD D. MUELLER, J. E. W. R. R. *Fundamentals of astrodynamics*. Mineola: Dover Publications, Inc., 1971. Citado na página 42.

BATTIN, R. H. *An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics., 1999. Book. Citado na página 45.

BHARDWAJ, A. et al. Aditya-11 payloads and science objectives. *Solar Physics*, v. 300, n. 7, p. 1–37, 2025. Disponível em: <<https://link.springer.com/article/10.1007/s11207-025-02440-0>>. Citado na página 26.

BOUGERET, J. et al. Waves: The radio and plasma wave investigation on the wind spacecraft. *Space Science Reviews*, v. 71, p. 231–263, 1995. Citado na página 33.

CENTER, N. G. S. F. *WIND Mission Overview*. 2023. Acesso em: jul. 2025. Disponível em: <[https://pwg.gsfc.nasa.gov/istp/wind/wind\\_inst.html](https://pwg.gsfc.nasa.gov/istp/wind/wind_inst.html)>. Citado na página 32.

CENTER, N. G. S. F. *Hinode (Solar-B)*. 2024. Acesso em: jul. 2025. Disponível em: <<https://science.nasa.gov/about-hinode/>>. Citado na página 33.

CENTER, N. G. S. F. *IRIS (Interface Region Imaging Spectrograph)*. 2024. Acesso em: jul. 2025. Disponível em: <[https://www.nasa.gov/mission\\_pages/iris/](https://www.nasa.gov/mission_pages/iris/)>. Citado na página 38.

COSTA, J. R. V. *Coronógrafo*. 2013. <<https://zenite.nu/glossario/coronografo>>. Astronomia no Zênite. Acesso em: 24 jun. 2025. Citado na página 23.

CURTIS, H. D. *Orbital Mechanics for Engineering Students*. Amsterdam: Elsevier, 2009. Citado 3 vezes nas páginas 8, 47 e 50.

DELABOUDINIÈRE, J.-P. et al. Eit: Extreme-ultraviolet imaging telescope for the soho mission. *Solar Physics*, Springer, v. 162, n. 1-2, p. 291–312, 1995. Citado 3 vezes nas páginas 24, 27 e 54.

DOMINGO, V.; FLECK, B.; POLAND, A. I. The soho mission: an overview. *Solar Physics*, v. 162, n. 1, p. 1–37, 1995. Citado 3 vezes nas páginas 25, 28 e 29.

DOMINGO, V.; FLECK, B.; POLAND, A. I. The soho mission: An overview. *Solar Physics*, v. 162, n. 1, p. 1–37, 1995. Citado na página 54.

EPARVIER, F. et al. The solar extreme ultraviolet monitor for maven. *Space Science Reviews*, Springer, v. 195, n. 1, p. 293–324, 2015. Citado na página 27.



- ESA/NASA. *EIT: Extreme ultraviolet Imaging Telescope - SOHO*. 2024. <<https://sohowww.nascom.nasa.gov/>>. Acesso em: 28 jun. 2025. Citado 3 vezes nas páginas 31, 55 e 73.
- FROHLICH, C. et al. Instrument description and on-orbit performance of the virgo radiometer. *Solar Physics*, Springer, v. 162, p. 101–128, 1995. Citado na página 26.
- GOLUB, L. et al. The x-ray telescope (xrt) for the hinode mission. *Solar Physics*, v. 243, n. 1, p. 63–86, 2007. Citado na página 35.
- GOLUB, L. et al. The x-ray telescope (xrt) for the hinode mission. *Solar Physics*, v. 243, n. 1, p. 63–86, 2007. Disponível em: <[https://www.researchgate.net/publication/226986939\\_The\\_X-Ray\\_Telescope\\_XRT\\_for\\_the\\_Hinode\\_Mission](https://www.researchgate.net/publication/226986939_The_X-Ray_Telescope_XRT_for_the_Hinode_Mission)>. Citado 2 vezes nas páginas 26 e 34.
- GRAPHICS, I. A. A. *Systems Tool Kit (STK) Version 12 User's Guide*. [S.l.], 2023. Available at: <<https://www.agi.com/products/stk>>. Citado 2 vezes nas páginas 54 e 55.
- HOWELL, K. C. Three-dimensional, periodic, 'halo' orbits. *Celestial Mechanics*, v. 32, p. 53–71, 1984. Citado na página 54.
- Indian Space Research Organisation (ISRO). *Aditya-L1: India's First Dedicated Solar Mission*. 2023. Acesso em: 3 jul. 2025. Disponível em: <[https://www.isro.gov.in/Aditya\\_L1.html](https://www.isro.gov.in/Aditya_L1.html)>. Citado 3 vezes nas páginas 38, 39 e 40.
- ISRO. *Aditya-L1 - SUIT First Light Images*. 2023. Acesso em: 4 jul. 2025. Disponível em: <[https://www.isro.gov.in/Aditya\\_L1\\_SUIT.html](https://www.isro.gov.in/Aditya_L1_SUIT.html)>. Citado 2 vezes nas páginas 39 e 40.
- ISRO. *Aditya-L1 Mission Overview*. 2023. Accessed: 2025-06-24. Disponível em: <[https://www.isro.gov.in/Aditya\\_L1.html](https://www.isro.gov.in/Aditya_L1.html)>. Citado 3 vezes nas páginas 25, 28 e 30.
- ISRO. *An assessment of space situation around Sun-Earth Lagrange Point L1*. 2023. Web page. Disponível em: <[https://www.isro.gov.in/Assessment\\_spacesituation\\_LagrangePoint\\_L1.html](https://www.isro.gov.in/Assessment_spacesituation_LagrangePoint_L1.html)>. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 20.
- ISRO. *ADITYA-L1 Mission Details*. 2024. Web page. Disponível em: <[https://www.isro.gov.in/Aditya\\_L1-MissionDetails.html](https://www.isro.gov.in/Aditya_L1-MissionDetails.html)>. Citado 3 vezes nas páginas 8, 20 e 38.
- KOON, W. S. et al. *Dynamical Systems, the Three-Body Problem and Space Mission Design*. Ann Arbor, MI: Marsden Books, 2006. Citado na página 54.
- KOPP, G.; LEAN, J. L. A new, lower value of total solar irradiance: Evidence and climate significance. *Geophysical Research Letters*, v. 38, n. 1, p. L01706, 2011. Citado 2 vezes nas páginas 28 e 29.
- KOSUGI, T. et al. The hinode (solar-b) mission: An overview. *Solar Physics*, v. 243, n. 1, p. 3–17, 2007. Citado na página 35.
- LEMEN, J. R. et al. The atmospheric imaging assembly (aia) on the solar dynamics observatory (sdo). *Solar Physics*, v. 275, p. 17–40, 2012. Citado na página 37.
- LEPPING, R. et al. The wind magnetic field investigation. *Space Science Reviews*, v. 71, p. 207–229, 1995. Citado na página 33.
- LIN, R. et al. A three-dimensional plasma and energetic particle investigation for the wind spacecraft. *Space Science Reviews*, v. 71, p. 125–153, 1995. Citado na página 33.

- MCINNIS, C. R. *Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications*. [S.l.]: Springer., 1687. Book. Citado 2 vezes nas páginas 49 e 50.
- NASA. *Solar Dynamics Observatory (SDO)*. 2010. <<https://sdo.gsfc.nasa.gov/>>. Accessed: 2025-06-24. Citado 3 vezes nas páginas 28, 30 e 35.
- NASA. *PI4 - Explorer 10*. 2022. Disponível em: <<https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1961-010A>>. Citado na página 18.
- NASA. *Interface Region Imaging Spectrograph (IRIS) Mission Overview*. 2023. Acesso em: 3 jul. 2025. Disponível em: <<https://iris.lmsal.com/mission.html>>. Citado na página 37.
- NASA. *What is a Lagrange Point?* 2023. Web page. Disponível em: <<https://science.nasa.gov/resource/what-is-a-lagrange-point/#acf-downloads>>. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 49.
- NASA Goddard Space Flight Center. *IRIS Mission Gallery*. 2025. Acesso em: 4 jul. 2025. Disponível em: <<https://iris.gsfc.nasa.gov/gallery.html>>. Citado na página 38.
- NASA Goddard Space Flight Center. *Wind Mission - Instrument Overview*. 2025. <[https://pwg.gsfc.nasa.gov/istp/wind/wind\\_inst.html](https://pwg.gsfc.nasa.gov/istp/wind/wind_inst.html)>. Acesso em: 03 jul. 2025. Citado na página 25.
- NASA Science. *Hinode Images Gallery*. 2024. Acesso em: 3 jul. 2025. Disponível em: <<https://science.nasa.gov/gallery/hinode-images/>>. Citado na página 34.
- NEWTON, I. *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica*. 2003. Book. Citado na página 43.
- NOAA. *GOES X-ray Sensor (XRS)*. 2025. <<https://www.swpc.noaa.gov/products/goes-x-ray-flux>>. Accessed: 2025-06-24. Citado na página 28.
- NPR. *NASA caught the sun smiling down on us — but the grin could signal a solar storm*. 2022. Acesso em: 3 jul. 2025. Disponível em: <<https://www.npr.org/2022/10/29/1132361678/nasa-caught-the-sun-smiling-down-on-us-but-the-grin-could-signal-a-solar-storm>>. Citado na página 36.
- OGILVIE, K. et al. Swe, a comprehensive plasma instrument for the wind spacecraft. *Space Science Reviews*, v. 71, p. 55–77, 1995. Citado na página 33.
- OVERVIEW, S. *Pontos de Lagrange*. s.d. Web page. Disponível em: <[https://www.esa.int/Science\\_Exploration/Space\\_Science/SOHO/SOHO\\_overview](https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/SOHO/SOHO_overview)>. Citado na página 20.
- PESNELL, W. D.; THOMPSON, B. J.; CHAMBERLIN, P. C. The solar dynamics observatory (sdo). *Solar Physics*, v. 275, n. 1, p. 3–15, 2012. Citado na página 37.
- PHILLIPS, K. J. H. *Guide to the Sun*. [S.l.]: Cambridge University Press, 1995. Citado na página 26.
- PRUSSING J. E., . C. B. A. *Orbital Mechanics*. [S.l.]: Oxford University Press., 2013. Book. Citado 2 vezes nas páginas 45 e 46.
- REAMES, D. et al. The energetic particles: Acceleration, composition, and transport (epact) investigation on the wind spacecraft. *Space Science Reviews*, v. 71, p. 237–266, 1995. Citado na página 33.

- ROY, A. E. *Orbital Motion*. [S.l.]: Institute of Physics Publishing., 2005. Book. Citado 4 vezes nas páginas 45, 46, 47 e 50.
- SAKARI, C. *THE SATURN-JANUS-EPIMETHEUS SYSTEM*. 2009. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 47.
- SCHOU, J. et al. Design and ground calibration of the helioseismic and magnetic imager (hmi) instrument on the solar dynamics observatory (sdo). *Solar Physics*, v. 275, p. 229–259, 2012. Citado na página 37.
- SCHÜHLE, A. et al. First observations with spice: Euv spectrometer on board solar orbiter. *Astronomy & Astrophysics*, v. 656, p. A113, 2021. Disponível em: <[https://www.aanda.org/articles/aa/full\\_html/2021/12/aa40739-21/aa40739-21.html](https://www.aanda.org/articles/aa/full_html/2021/12/aa40739-21/aa40739-21.html)>. Citado na página 24.
- SCIENCE, N. *ISEE-3/ICE - NASA Science*. 2017. Web page. Disponível em: <<https://science.nasa.gov/mission/isee-3-ice>>. Citado na página 19.
- SCIENCE, N. *SOHO - NASA Science*. 2024. Web page. Disponível em: <<https://science.nasa.gov/mission/soho/>>. Citado na página 20.
- SHAVER, S. R. et al. The martian ionospheric response to the co-rotating interaction region that caused the disappearing solar wind event at mars. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, AGU, v. 129, n. 3, 2024. Citado na página 31.
- SIMOS T. E., . V.-A. J. *Numerical Methods for Ordinary Differential Equations*. [S.l.]: Springer, 2009. Book. Citado na página 46.
- SOHO. *SOHO Commissioning Phase*. 1997. Web page. Disponível em: <<https://soho.nascom.nasa.gov/operations/commissioning/>>. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 51.
- SOL24.net. *Imagem solar em ultravioleta extremo (304 Å) captada pelo EIT da missão SOHO*. 2025. <[https://sol24.net/data/eit\\_304.jpg](https://sol24.net/data/eit_304.jpg)>. Acesso em: 26 jun. 2025. Citado na página 30.
- SUNDMAN, K. F. Mémoire sur le problème des trois corps. *Acta Mathematica*, v. 36, p. 105–179, 1912. Citado na página 46.
- SZEBEHELY, V. G. *Theory of Orbits: The Restricted Problem of Three Bodies*. [S.l.]: Academic Press, 1667. Book. Citado na página 46.
- TSUNETTA, S. et al. The solar optical telescope for the hinode mission: An overview. *Solar Physics*, v. 249, p. 167–196, 2008. Citado na página 35.
- VALLADO D. A.; MCCLAIN, W. D. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. [S.l.]: Hawthorne: Microcosm Press, 2013. Citado na página 51.
- WERTZ, J. R.; LARSON, W. J. (Ed.). *Space Mission Analysis and Design*. 3rd. ed. El Segundo, CA: Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, 1999. Citado 2 vezes nas páginas 28 e 29.
- WIKIPEDIA. *International Cometary Explorer*. 2023. Web page. Disponível em: <[https://en.wikipedia.org/wiki/International\\_Cometary\\_Explorer](https://en.wikipedia.org/wiki/International_Cometary_Explorer)>. Citado 2 vezes nas páginas 8 e 19.

WIND., S. O. S. will help reveal the mysteries of the solar. First observations with spice: Euv spectrometer on board solar orbiter. 2020. Disponível em: <[https://www.esa.int/ESA\\_Multimedia/Images/2020/07/Solar\\_Orbiter\\_s\\_SPICE\\_will\\_help\\_reveal\\_the\\_mysteries\\_of\\_the\\_solar\\_wind2](https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2020/07/Solar_Orbiter_s_SPICE_will_help_reveal_the_mysteries_of_the_solar_wind2)>. Citado na página 24.

WOODS, T. N. et al. Extreme ultraviolet variability experiment (eve) on the solar dynamics observatory (sdo): Overview of science objectives, instrument design, data products, and model developments. *Solar Physics*, v. 275, p. 115–143, 2012. Citado na página 37.