

**LUIZ HENRIQUE DELGADO GURGEL**

**Manobra espiral para a missão Áster usando um propulsor de baixo empuxo**

Guaratinguetá - SP  
2019

**Luiz Henrique Delgado Gurgel**

**Manobra espiral para a missão Áster usando um propulsor de baixo empuxo**

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Mecânica.

Orientador (a): Daniela Cardoso Mourão  
Coorientador (a) Othon Cabo Winter

Guaratinguetá - SP  
2019

Gurgel, Luiz Henrique Delgado  
G979m      Manobra espiral para a missão Áster usando um propulsor de baixo empuxo / Luiz Henrique Delgado Gurgel – Guaratinguetá, 2019.  
51 f : il.  
Bibliografia: f. 43-45

Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2019  
Orientadora: Daniela Cardoso Mourão  
Co-orientador: Prof. Dr. Othon Cabo Winter

1. Astronomia. 2. Órbitas. 3. Asteróides. 4. Modelagem de processos.  
I. Título.

CDU 521.9

Luciana Máximo

Bibliotecária CRB-8/3595

**LUIZ HENRIQUE DELGADO GURGEL**

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO  
PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE  
"GRADUADO EM ENGENHARIA MECÂNICA"

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE  
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins  
Coordenador

**BANCA EXAMINADORA:**

  
Prof. Dr. DANIELA CARDOSO MOURÃO  
Orientador/UNESP-FEG

  
Prof. Dr. OTHON CABO WINTER  
UNESP-FEG

  
Prof. Dr.. ANA PAULA MARINS CHIARADIA  
UNESP-FEG

## **AGRADECIMENTOS**

Primeiramente agradeço a Deus pela oportunidade para realização deste trabalho e por todos os desafios e auxílios concedidos.

Agradeço aos meus pais pela instrução e dedicação ao longo de muitos anos, sempre me apoiando nas dificuldades. Aos meus familiares e amigos que contribuíram para minha formação como pessoa.

Um agradecimento especial à minha professora orientadora Dra. Daniela, que me auxiliou e guiou durante todo o trabalho desde o princípio na escolha do tema do trabalho e por toda a ajuda, atenção e tempo despendido. Foram incontáveis reuniões pela internet e presenciais, muitas delas inclusive durante finais de semana.

À FEG-UNESP pelo apoio durante a graduação de todos os professores e funcionários que fizeram parte de minha graduação, e ao meu professor coorientador Dr. Othon pela atenção e discussão dos resultados. Por fim a instituição Fapesp pelo apoio referente ao projeto 2016/24561-0.

“Os problemas significativos que enfrentamos não podem ser resolvidos no mesmo nível de pensamento em que estávamos quando os criamos.”

Albert Einstein

## RESUMO

O presente estudo tem como objetivo a análise e modelagem numérica baseada nas teorias orbitais dinâmicas para um propulsor de baixo empuxo do tipo Hall para órbita de manobra durante a missão Áster, na qual será enviada uma sonda com origem na Terra até o asteroide triplo 2001 SN263 para estudo do mesmo. Áster será a primeira missão aeroespacial brasileira de espaço profundo, em que haverá grande repercussão internacional com diversos objetivos científicos e estratégicos para a sociedade brasileira. Foram assim analisados os melhores pontos de aproximação do asteroide e após a escolha destes, realizada a engenharia reversa para encontro do melhor dia para lançamento da sonda na Terra, bem como a respectiva propulsão necessária, com intensidade e direção constantes por todo o período da manobra. A integração foi realizada com o uso do integrador MERCURY, e foi desenvolvido um programa em linguagem de programação C para análise da propulsão que gere manobra com a menor distância entre sonda a ser lançada e a Terra, correspondente ao instante inicial. Foi então realizado posteriores refinamentos na intensidade da propulsão e foi encontrada a manobra que atende aos requisitos estabelecidos no presente trabalho. Devido ao cálculo do consumo de propelente encontrado, sugere-se para futuros estudos que a propulsão seja mantida acionada em apenas uma parte da manobra, a fim de maior economia do propelente.

**PALAVRAS-CHAVE:** Modelagem numérica. Órbita de manobra. Propulsor Hall. Missão Áster. Asteroide triplo 2001 SN263.

## ABSTRACT

The present study has the objective of the analysis and the numerical modeling based on the orbital dynamics theories for a low thrust Hall Thruster in a maneuvering orbit during the Áster mission, where it will be send an probe originated in Earth to the triple asteroid 2001 SN263 for it's study. Áster will be the first Brazilian deep space aerospace mission, with huge international repercussion and several scientific and strategic objectives for the Brazilian society. The best approach points of the asteroid were analyzed and after choosing them the reversal engineering has been done to find the best day to launch the probe, as well as the required propulsion, maintaining the intensity and direction constants for all the maneuver period. The integration was performed using the MERCURY integrator, a program was created the programming language C for the analysis of the propulsion that generates the maneuver with the lowest distance between the probe to be launched and the Earth, corresponding the initial instant. Then it was made further refinements in the propulsion magnitude and it was found a maneuver that meets the requirements that were established in the present study. Due to the propellant consumption calculation that was found, it is suggested for future studies that the propulsion should be mantained operating in only a part of the maneuver, for a higher propellant economy.

**KEYWORDS:** Numerical modeling. Maneuvering orbit. Hall thrust. Áster mission. Triple asteroid 2001 SN263.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Foto do sistema triplo 2001 SN263.....	12
Figura 2 – Desenho esquemático da espaçonave Pilgrim.....	14
Figura 3 – Corte Meridional de um Propulsor do Tipo Hall .....	19
Figura 4 – Representação dos elementos orbitais.....	20
Figura 5 – Manobra de Hohmann.....	21
Figura 6 – Manobra de Hohmann modificada.....	22
Figura 7 – Transferência bi-elíptica.....	22
Figura 8 – Modelo de transferência de órbita para propulsores de baixo empuxo.....	23
Figura 9 – Gráfico de Distância 2001 SN263 ao Sol no tempo .....	25
Figura 10 – Gráfico de Distância Terra a 2001 SN263 no tempo .....	25
Figura 11 – Gráfico de Ângulo de fase entre Terra, Asteroide e Sol no tempo .....	26
Figura 12 – Gráfico de Ângulo distância de posição Z entre Terra e Asteroide no tempo .....	31
Figura 13 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 1 passo 1 mN .....	32
Figura 14 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 2 passo 1 mN .....	32
Figura 15 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 3 passo 1 mN .....	32
Figura 16 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 1 passo 0.1 mN .....	33
Figura 17 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 2 passo 0.1 mN .....	34
Figura 18 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 3 passo 0.1 mN .....	34
Figura 19 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 1 passo 0.001 mN .....	35
Figura 20 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 2 passo 0.001 mN .....	36
Figura 21 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 3 passo 0.001 mN .....	36
Figura 22 – Órbita de manobra com propulsão de 34,556 mN no tempo .....	38

Figura 23 – Gráfico da distância Sonda à Terra no tempo para a propulsão de 34,556 mN .....	39
--	----

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Componentes físicos e orbitais do sistema triplo 2001 SN263 .....	13
Tabela 2 – Melhores pontos de aproximação de 2001 SN263 .....	27
Tabela 3 – Posição Terra nos instantes de aproximação .....	30
Tabela 4 – Posição 2001 SN263 nos instantes de aproximação .....	30
Tabela 5 – Mínimas distâncias e propulsões necessárias para passo de 1mN.....	33

## LISTA DE SÍMBOLOS

$a$	semi-eixo maior da órbita
$e$	excentricidade
$i$	inclinação
$m$	massa da sonda
$t$	tempo
$t_0$	tempo inicial
$t_1$	tempo final
$\Omega$	longitude do nó ascendente
$i$	inclinação orbital
$\omega$	longitude do pericentro
$\vartheta$	anomalia verdadeira
$I_{sp}$	impulso específico
$F$	módulo da força de empuxo
$\Delta t$	intervalo de tempo de acionamento da propulsão
$\Delta m$	consumo de combustível
$g_0$	módulo da aceleração da gravidade na superfície da Terra

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b> .....	12
1.1	MISSÃO ÁSTER .....	12
1.1.1	Objetivos Tecnológicos da Missão Áster .....	16
1.1.2	Objetivos Estratégicos da Missão Áster .....	17
1.2	PROPULSORES DE BAIXO EMPUXO DO TIPO HALL .....	18
1.3	ELEMENTOS ORBITAIS .....	20
1.4	MANOBRAS ORBITAIS .....	21
1.5	MANOBRAS BIELÍPTICA.....	22
1.6	INTEGRADOR MERCURY .....	25
<b>2</b>	<b>METODOLOGIA</b> .....	25
2.1	ANÁLISE DO PONTO ÓTIMO DE APROXIMAÇÃO.....	25
2.2	SIMULAÇÕES DE ÓRBITA .....	28
2.3	PARAMETRIZAÇÃO DO INTEGRADOR MERCURY .....	29
<b>3</b>	<b>RESULTADOS</b> .....	31
3.1	SIMULAÇÃO DE ÓRBITA DO TRECHO INICIAL .....	31
3.2	ANÁLISE DAS SIMULAÇÕES NUMÉRICAS COM PASSO DE 1 mN.....	32
3.3	ANÁLISE DAS SIMULAÇÕES NUMÉRICAS COM PASSO REFINADO PARA 0,1 mN .....	34
3.4	ANÁLISE DAS SIMULAÇÕES NUMÉRICAS COM PASSO REFINADO PARA 0,001 mN .....	36
3.5	SIMULAÇÃO DE ÓRBITA DA PROPULSÃO ÓTIMA.....	39
3.6	CONSUMO DE PROPELENTE.....	40
<b>4</b>	<b>CONCLUSÃO</b> .....	41
4.1	SUGESTÕES PARA PRÓXIMOS ESTUDOS .....	41
	REFERÊNCIAS .....	42
	BIBLIOGRAFIA CONSULTADA .....	44
	APÊNDICE A – MFO_USER.....	45
	APÊNDICE B – PROGRAMA EM C CÁLCULO DE MÍNIMA DISTÂNCIA TERRA À SONDA .....	46

## 1 INTRODUÇÃO

Asteroides são corpos que orbitam o Sol sendo pequenos demais para serem considerados planetas (ARAUJO, 2011). A maior parte dos asteroides do Sistema Solar está localizada entre as órbitas dos planetas Marte e Júpiter, região designada como cinturão principal de asteroides. Aqueles que possuem origem neste cinturão são designados Near-Earth Asteroids (NEAs) (Winter *et. al.*, 2011).

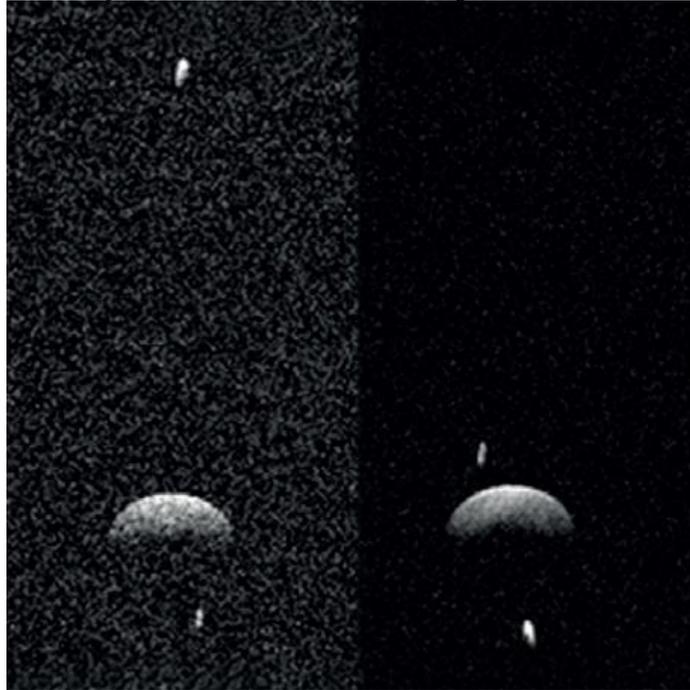
Acredita-se que a maioria dos NEAs possuem informações sobre a mistura química que teria formado os planetas, conservando informações sobre a formação do Sistema Solar (Winter *et. al.*, 2011). Logo é de extrema importância a exploração desses corpos por meio de missões aeroespaciais.

### 1.1 MISSÃO ÁSTER

Devido a relevância do estudo de asteroides, principalmente dos NEAs, pesquisadores brasileiros realizarão sua primeira missão de Espaço Profundo, batizada de ASTER, com o objetivo do lançamento de uma sonda espacial que fará a análise e exploração do asteroide triplo 2001 SN263. A missão também busca o desenvolvimento da pesquisa científica na área, capacitação de estudantes e pesquisadores na área, qualificação em tecnologias espaciais pela indústria nacional e ainda possibilitará um ambiente inovador e promissor na sociedade brasileira (Winter *et. al.*, 2011).

O sistema 2001 SN263 foi descoberto em 2001, mas foi apenas em 2008, através de observações astronômicas feitas pelo Observatório de Arecibo, que se concluiu que era um sistema triplo (ARAUJO *et. al.*, 2012). A Figura 1 mostra o sistema 2001 SN263.

Figura 1 – Foto do sistema triplo 2001 SN26



Fonte: Macau *et. al.* (2012).

O projeto ASTER definiu este asteroide como alvo e será o único até então a mandar uma sonda espacial para o espaço profundo a fim de orbitar um asteroide triplo (MACAU *et. al.*, 2012) e levará o Brasil a patamares de produção científica de excelência na área aeroespacial e com grande evidência para sociedade científica internacional. Poderão ser respondidas diversas questões a respeito da origem do sistema Solar, origem da Terra e como assegurar a proteção da Terra contra colisões com corpos externos (ARAÚJO *et. al.*, 2012).

Os objetivos científicos da missão são a obtenção de dados físicos e dinâmicos dos três corpos do sistema 2001 SN263, com a análise e coleta de dados sobre a composição química, composição mineral, a morfologia e a textura da superfície de cada um dos corpos, estrutura, campo gravitacional (ARAÚJO *et. al.*, 2012). Segundo Winter *et. al.* (2011), além desses fatores será analisado a massa, volume, velocidade de rotação dos corpos do sistema e estudo dos demais parâmetros orbitais do sistema, para obter-se indícios sobre a formação do sistema triplo (Winter *et. al.*, 2011).

O asteroide 2001 SN263 é constituído por um objeto central (2,6 km de diâmetro) e outros dois menores (0,78 km e 0,58 km de diâmetro), que descrevem órbitas em volta do corpo central (Winter *et. al.*, 2019). De acordo com Araújo (2011), os componentes físicos e orbitais de cada corpo do sistema 2001 SN263 podem ser observados na Tabela 1. O semi-eixo maior, excentricidade e inclinação são representados, respectivamente, por  $a$ ,  $e$ ,  $i$ .

Tabela 1: Componentes físicos e orbitais do sistema triplo 2001 SN263

Asteroid e	Órbita	a	e	i	Raio	Massa	Período
Alfa	Sol	1,99 ua	0,48	6,7°	1,3 Km	917,47 x 10 <sup>10</sup> Kg	2,80 anos
Beta	Alfa	16,633 Km	0,015	0,0°	0,39 Km	24,04 x 10 <sup>10</sup> Kg	6,23 dias
Gama	Alfa	3,804 Km	0,016	13,87 °	0,29 Km	9,77 x 10 <sup>10</sup> Kg	0,69 dias

Fonte: Araujo (2011)

Em relação aos instrumentos científicos que estarão presentes na sonda a ser enviada para a análise estão a câmera imageadora, espectrômetro infravermelho, espectrômetro de massa e altímetro a laser (MACAU *et. al.*, 2012). Será feita a medição da composição mineralógica, química, superfície, estrutura, forma e campo gravitacional do asteroide. Como os asteroides são restos relativamente inalterados do processo de formação do sistema Solar e o asteroide 2001 SN263 possui características de um meteorito primitivo (MACAU *et. al.*, 2012), poderá ser possível obter mais informações sobre a mistura química e as condições dos planetas do sistema Solar sobre 4,6 bilhões de anos atrás quando foram formados. A continuação com os mesmos objetivos citados por (ARAUJO *et. al.*, 2012), a busca a exploração dos três corpos do sistema triplo para estudar sobre a dinâmica do sistema além de poder fornecer informações da origem dos fragmentos, como um corpo único inicial ou origens distintas.

O projeto será conduzido através de uma parceria internacional que envolve principalmente um acordo de cooperação tecnológica e científica com o Instituto de Pesquisas Espaciais (IKI) da Academia Russa de Ciências, Moscou, Rússia. O instituto fornecerá uma plataforma de exploração espacial que será modificada para atender às Solicitações do projeto, bem como todo o apoio tecnológico, treinamento de equipe e apoio operacional e infraestrutura necessários. Outro parceiro russo será o Centro de Pesquisas Keldysh, que fornecerá o suporte para o desenvolvimento final do sistema de propulsão elétrica brasileiro, bem como o sistema de propulsão elétrica de reserva (ARAUJO *et. al.*, 2012), e o Joint Institute for VLBI na Europa (JIVE, Dwingeloo, Holanda) sugeriu seu apoio à missão ASTER e realizará um rastreamento radio interferométrico preciso (ARAUJO *et. al.*, 2012).

Do lado brasileiro, o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) será o responsável e coordenador de todas as atividades de engenharia a serem realizadas no Brasil para o desenvolvimento da espaçonave, incluindo os desenvolvimentos para dispositivos de

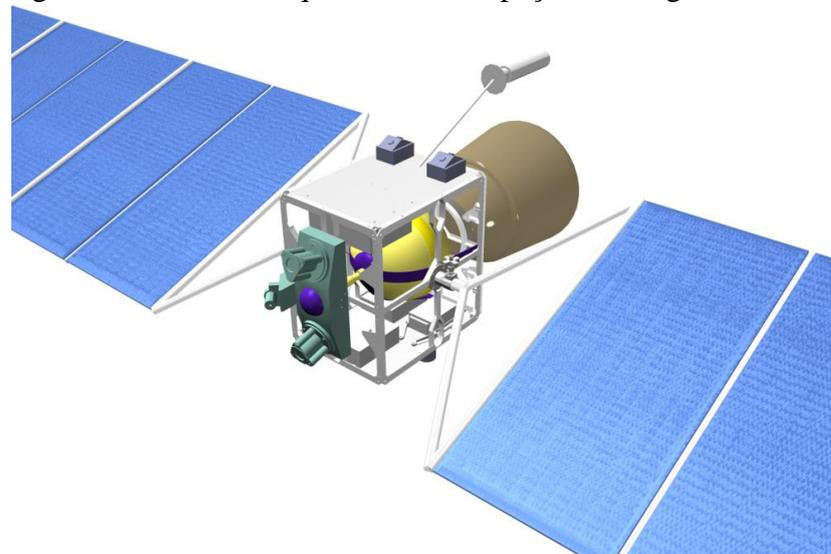
carga útil para experimentos científicos, sistema de propulsão elétrica e partes da plataforma (ARAUJO *et. al.*, 2012).

Os dados científicos gerados no contexto da missão serão recebidos, pré-processados e posteriormente distribuídos aos grupos de pesquisa envolvidos por um centro de dados da Missão a ser instalado e operado pela Universidade Estadual Paulista Júlio de Mesquita Filho – Campus Guaratinguetá (UNESP) (ARAUJO *et. al.*, 2012).

O projeto conta ainda com a colaboração direta de pesquisadores e engenheiros de diversas outras instituições brasileiras, tais como da Universidade de Brasília (UnB), Universidade Federal do ABC (UFABC), Observatório Nacional do Rio de Janeiro (ON), Universidade de São Paulo (USP), Universidade do Paraná (UFPr), Universidade Federal do Rio de Janeiro (UFRJ), Universidade Estadual de Feira de Santana (UEFS), Instituto Tecnológico Aeronáutico (ITA), Universidade Estadual de Campinas (UNICAMP), Instituto Mauá de Tecnologia (IMT), Universidade Federal Fluminense (UFF), e Museu de Astronomia e Ciências Afins (MAST)

A espaçonave deve ser projetada com base em uma espaçonave Pilgrim Russa desenvolvida pelo Instituto de Pesquisas Espaciais (IKI) da Academia Russa de Ciências. A espaçonave Pilgrim é movida eletricamente, sendo assim equipada com sistema de propulsão elétrica Solar (SEP). Este sistema oferece um empuxo contínuo aumentando a capacidade de manobra da espaçonave. Esses ajustes serão realizados por uma equipe conjunta brasileiro-russa, e os modelos de voo serão integrados e testados no Brasil. A visão geral da espaçonave Pilgrim é dada na Figura 2.

Figura 2 – Desenho esquemático da espaçonave Pilgrim



Fonte: Araujo *et. al.* (2012).

Em função da redução de custo de lançamento, a sonda deverá ser lançada como uma carga útil secundária de outra sonda e assim deve possuir massa total baixa, e segundo Winter *et. al.* (2011), é esperada uma configuração de 150 kg de massa total da sonda, valor utilizado nas simulações de órbita do presente trabalho.

Há pesquisas de simulação para a missão Áster como a de (Sukhanov *et. al.*, 2010), em que foi encontrada órbita de manobra ótima com uso de propulsor de baixo empuxo. Porém o trabalho fez o estudo com lançamento da sonda em julho de 2015 e encontro do corpo 2001 SN263 em 2019, algo que hoje não é factível.

### 1.1.1 Objetivos Tecnológicos da Missão Áster

Os objetivos tecnológicos do projeto são diversos, como a validação de estratégias de condução de sondas espaciais da Terra ao seu destino, baseadas nos princípios de consumo mínimo de energia, sensoriamento remoto (câmeras), teste de subsistemas de propulsão por plasma, controle de atitude e manipulação de dados e o desenvolvimento de estratégias de integração e testes de sondas espaciais (WINTER *et. al.*, 2011).

A missão Áster trará ao país o desenvolvimento de tecnologia, métodos e processos espaciais relacionados ao desenvolvimento, integração e teste de satélites e seus subsistemas, e assim permitirá a aplicação de diversos projetos brasileiros desenvolvidos ou ainda em fase de desenvolvimento da área espacial.

Há grande foco no desenvolvimento dos instrumentos de medição que serão utilizados, como a câmera de imagem e o espectrômetro de massa, que planejadas para serem construídas a fim de estimular empresas brasileiras a desenvolver produtos de alta tecnologia em conformidade com as especificações espaciais. As empresas envolvidas nos desenvolvimentos do projeto terão seus procedimentos qualificados de acordo com os requisitos de padrões espaciais, o que lhes permitirá entrar no restrito grupo de potenciais fornecedores de programas espaciais (ARAUJO *et. al.*, 2012). E ainda possui como principal meta tecnológica a criação do propulsor de baixo empuxo, que teve início de desenvolvimento há alguns anos, pela Universidade de Brasília e pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (MORAES, 2008).

Além destas conquistas, serão realizados o projeto térmico, fabricação da estrutura da espaçonave que será feita no Brasil, manobra de transferência orbital, navegação e estratégias de controle de atitude, qualificação de componente, sistema de computador de

bordo (*hardware e software*), sistemas de confiabilidade, operação de segmento de Solo, integração e teste do modelo de voo (ARAUJO *et. al.*, 2012).

Há ainda diversas oportunidades de uso da tecnologia desenvolvida na *Áster* para futuras missões brasileiras como os sistemas, componentes, dispositivos desenvolvidos e a metodologia relacionada à dinâmica do espaço. A equipe brasileira desenvolverá habilidades e aperfeiçoará metodologias a fim de permitir procedimentos de rastreamento, operação, comunicação e controle que possam ser aplicados em qualquer missão espacial. Os sistemas de operação e controle terrestre a serem desenvolvidos darão suporte tecnológico colocando o Brasil em posição de participação importante em qualquer missão internacional de exploração espacial, fomentando a cooperação internacional em astronomia e astrodinâmica.

### 1.1.2 Objetivos Estratégicos da Missão *Áster*

Será desenvolvido na missão um programa de divulgação pública e educacional sob a coordenação do Museu de Astronomia e Ciências Afins (MAST), a fim de trazer ao público e às escolas todos os aspectos relacionados a essa missão de exploração. Isso envolverá material educativo a ser usado em escolas e cursos de treinamento para professores, crianças e público em geral, e espera-se que a sociedade acompanhe os principais desenvolvimentos relacionados ao projeto (ARAUJO *et. al.*, 2012).

O programa também será uma oportunidade para criação de um ambiente de inovação e promissor, que atrairá a atenção de toda a sociedade brasileira, fomentará o desenvolvimento tecnológico e científico e englobará iniciativas para expor os estudantes a conhecimentos sobre projetos aeroespaciais, a fim de fomentar carreiras em ciência e tecnologia no país. Como consequência importante, acelerará o programa espacial brasileiro e o levará a um maior nível de especialização e desenvolvimento.

Outras importantes conquistas serão o envolvimento das principais universidades brasileiras e institutos de pesquisa no projeto e em futuras pesquisas espaciais, maior desenvolvimento da cooperação do Brasil no cenário internacional para futuros projetos em astronomia e astrodinâmica, e a inserção deste na comunidade de países mais avançados em exploração espacial situando-se como referência.

Segundo (WINTER *et. al.*, 2011), outros objetivos estratégicos da missão são a formação de mão de obra capacitada ao trabalho de integração e testes de sonda espaciais, o desenvolvimento de áreas estratégicas de cunho tecnológico relacionado a sensores de precisão, controle de atitude de satélites, propulsão, comunicação, entre outros, e a

especialização de pesquisadores e técnicos em relação aos trabalhos envolvendo sensoriamento remoto de precisão.

## 1.2 PROPULSORES DE BAIXO EMPUXO DO TIPO HALL

Satélites artificiais são colocados em órbita e atendem a diversas finalidades como militares, científicas e comerciais, e requerem o uso de combustíveis para o lançamento e manutenção em órbita. Assim é necessário a instalação de sistemas de propulsão, equipamentos caracterizados pela produção de força de empuxo mediante ejeção da matéria por eles armazenada, chamada de propelente (MORAES, 2008). Porém o gasto de combustível é um dos principais custos de missões espaciais, podendo corresponder a metade da massa total do satélite (MACAU *et. al.*, 2012). E no quesito de propulsão da aeronave, há algumas características que esta deve apresentar, como longa vida útil, confiabilidade, facilidade de controle e baixo consumo de potência elétrica. Com base nestes critérios, a propulsão iônica atende aos requisitos para uma missão espacial.

Este dispositivo apresenta grande vantagem comparativa no consumo de combustível com propulsão química, com o uso de aproximadamente 10 vezes menos. O propulsor fornece alta velocidade aos íons expelidos e grande impulso específico, que caracteriza-se como a proporção do impulso em relação à taxa de consumo de propelente. Como o impulso específico é inversamente proporcional ao fluxo de propelente necessário para a produção de um empuxo, há menor consumo de combustível. Além disso, possui baixa potência elétrica requisitada para produção de empuxo, e são assim os propulsores a plasma mais utilizados em projetos aeroespaciais para missões de compensação de arrasto, inserção de órbita e outras manobras de precisão (SOUZA, 2006). Outra vantagem da propulsão iônica está na capacidade de acioná-la ou desligá-la a qualquer instante, bem como variar a magnitude da propulsão.

A missão Áster fará o uso de um propulsor iônico do tipo Hall, também conhecido como Stationary Plasma Thruster (SPT), um propulsor de baixo empuxo. Segundo (OLIVEIRA, 2012), o sistema de Baixo Empuxo, LT, do inglês “Low Thrust”, é caracterizado por uma baixa aceleração e elevado impulso específico, geralmente entre 2.500 a 10.000 s. Para este sistema, os arcos propulsados são, na sua maioria, de longa duração.

Este propulsor foi idealizado nos anos 60 por cientistas russos e utilizado com sucesso na série de satélites russos METEOR, sendo lançado em 1969 o Meteor 1, o primeiro satélite a utilizar a propulsão deste tipo. As grandes vantagens de controle de rota, redução de massa de combustível e conseqüentemente da aeronave, levou ao uso da tecnologia pela NASA na missão Deep Space 01 em 1988.

Devido ao sucesso do tipo de propulsão a partir de 1995 foi desenvolvido pela equipe russa que desenvolveu o SPT, um propulsor Hall para controle de altitude e órbita de diversos satélites de telecomunicações (FERREIRA *et. al.*, 2009), sendo o primeiro lançado em Kourou em dezembro de 2002 com sucesso (SOUZA, 2006).

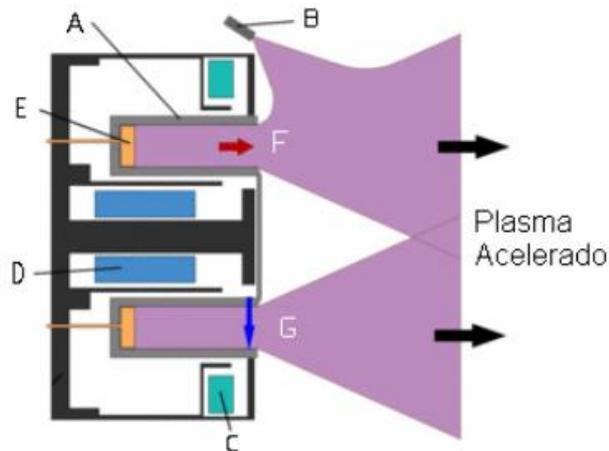
O propulsor a ser desenvolvido para o projeto aeroespacial brasileiro é iônico eletromagnético, no qual o plasma de um propelente é acelerado pela combinação dos campos elétricos e magnéticos (CARVALHO, 2008). Este dispositivo possui eletrodos que são responsáveis pela geração de um campo elétrico e usa a própria corrente elétrica, um par de bobinas de magnetização, ou ímãs permanentes, incorporados em um circuito magnético (CARVALHO, 2008), que fornecem um campo magnético  $B$  dirigido radialmente com intensidade sendo máxima, com módulo em torno de 100 Gauss na proximidade do fim do canal (ANDRADE, 2018), sendo estes campos perpendiculares entre si.

Há um ânodo ao fim de seu canal e um cátodo emissor fora do canal (GARRIGUES, 2000). A configuração de campos confina elétrons e os acelera neste canal, que possui um gás neutro, para que seus átomos sofram colisões com os elétrons e ocorra a ionização, gerando o plasma (AGUILAR, 2019). Esse movimento de elétrons forma uma densidade de corrente  $J$ , e devido ao campo magnético  $B$ , estes sofrem deflexão em sua trajetória, formando uma densidade de corrente  $J_H$ , definida como densidade de corrente Hall, que é responsável pela ionização do gás neutro.

A força de Lorenz, que surge devido à densidade de corrente elétrica Hall e a componente do campo magnético radial, é a força que tende a confinar os elétrons na direção axial, pois ela é oposta a força gerada pela componente axial do campo elétrico (ANDRADE, 2018).

Em decorrência do efeito Hall, devida a interação entre as partículas que constituem o plasma com campos eletromagnéticos produzidos pelo propulsor, há a aceleração dos íons para fora do canal com alta velocidade gerando empuxo, impulsionando a aeronave no sentido oposto (SOUZA, 2006). Abaixo há Figura 3 representando o funcionamento do equipamento.

Figura 3 – Corte Meridional de um Propulsor do Tipo Hall.



Fonte: Souza (2006).

Legenda: A: Canal de aceleração revestido de material isolante. B: Catodo (emissor de elétrons que formará a corrente). C: Fonte de Campo Magnético (anel externo). D: Fonte de Campo Magnético (anel interno). E: Anodo. F: Orientação do Campo Elétrico. G: Orientação do Campo Magnético (SOUZA, 2006).

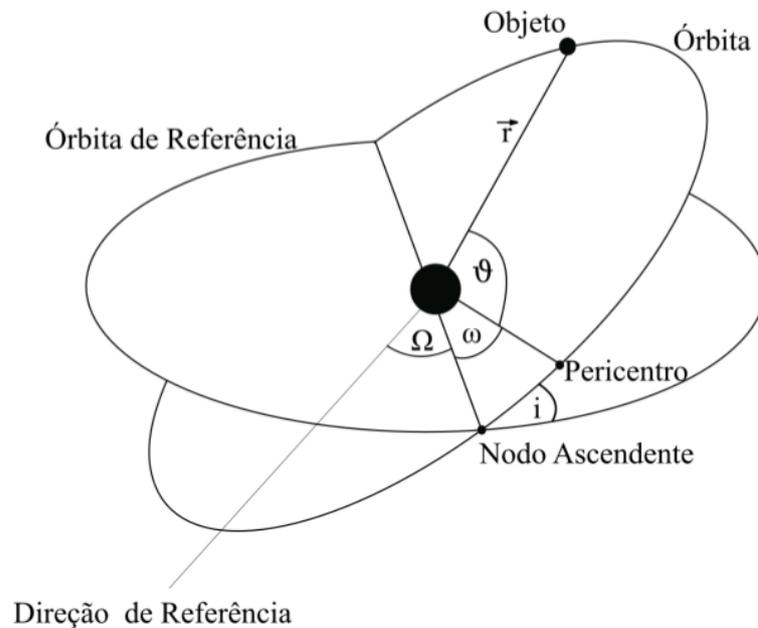
A navegação de uma sonda com o uso deste propulsor é uma das principais dificuldades da missão, já que a propulsão contínua de baixo empuxo ocorre por um tempo muito longo, e poderá haver perturbações inesperadas no movimento da sonda devido a eventuais erros no valor do propulsor e sua direção, perturbações decorrentes do efeito da pressão Solar de radiação e de potenciais luni-Solares, efeitos geopotenciais e atmosféricos (MORAES, 2008), necessitando da correção de rota. Assim há grande importância de rastreamento preciso dos elementos orbitais a cada instante durante a órbita, que serão descritos no item 1.3.

### 1.3 ELEMENTOS ORBITAIS

A Solução do problema de Kepler estabelece um conjunto de seis constantes de integração, os elementos keplerianos ou orbitais. São eles o semi-eixo maior da órbita  $a$  (metade do comprimento do segmento de reta que liga o apocentro e pericentro passando pelo foco); excentricidade  $e$  que caracterizam tamanho e forma da órbita; a longitude do nodo ascendente  $\Omega$  (ângulo medido entre a direção de referência e a linha dos nodos); a inclinação orbital  $i$  que localiza o plano de órbita com relação ao equatorial; o argumento do pericentro  $\omega$ ; o qual define a orientação da órbita em relação a seu plano; e a anomalia verdadeira  $\vartheta$

(ângulo entre as posições orbitais do objeto e do pericentro) (MURRAY, 1999). Os elementos descritos podem ser visualizados na Figura 4.

Figura 4 – Representação dos elementos orbitais



Fonte: Moraes (2008).

#### 1.4 MANOBRAS ORBITAIS

Uma manobra orbital é caracterizada pela mudança de estado inicial  $r_0$  e  $v_0$  no instante inicial  $t_0$  até um ponto final  $r_f$  e  $v_f$  no instante  $t_f$ , sendo  $t_f \geq t_0$  (MAREC, 1979). Em uma manobra orbital a magnitude e duração da propulsão são características relevantes, assim como sua eficiência. Esta pode ser medida por meio do impulso específico, e é definido segundo Curtis (2009) como: (OLIVEIRA, 2012)

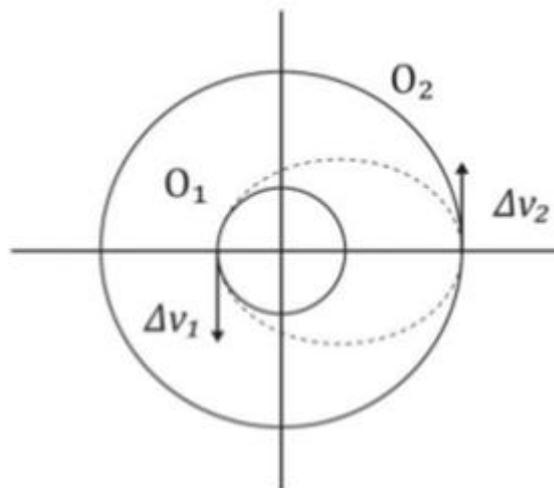
$$I_{sp} = \frac{F \Delta t}{\Delta m g_0}$$

Em que  $F$  é o módulo da força de empuxo,  $\Delta t$  é o intervalo de tempo no qual o propulsor está acionado,  $\Delta m$  é o consumo de combustível na manobra e  $g_0$  o módulo da aceleração da gravidade na superfície da Terra.

## 1.5 MANOBRA BIELÍPTICA

Foi obtido por Hohmann (1960) a solução ótima do problema de transferência de um veículo espacial entre duas órbitas circulares e coplanares em um campo gravitacional Newtoniano. São tais que os campos de força são inversamente proporcionais ao quadrado da distância, e foram denominadas manobras de Hohmann, sendo considerada por muito tempo como solução final do problema (SCHULZ, 1997). Esta caracteriza-se por uma manobras bi-impulsivas, e consiste na transferência com o mínimo consumo de combustível, ou seja, com minimização da variação de velocidade necessária para realizar a manobra, embora não se preocupe com o tempo despendido para efetuar a manobra (MARCELINO, 2009). A Figura 5 exemplifica a manobra descrita (OLIVEIRA, 2012).

Figura 5 – Manobra de Hohmann



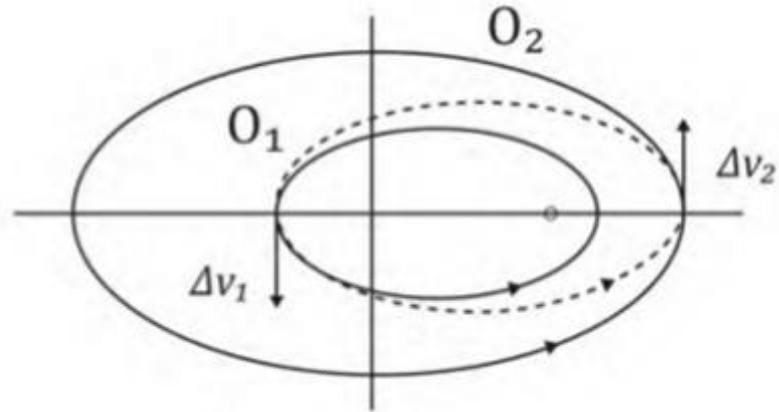
Fonte: Oliveira (2012).

A Figura 2.1 apresenta a transferência de Hohmann, na qual O<sub>1</sub> é a órbita inicial, O<sub>2</sub> a órbita final e a órbita tracejada é a manobra de transferência de Hohmann. É aplicada uma variação de velocidade na órbita O<sub>1</sub>, que coloca o veículo na órbita de transferência de Hohmann. O segundo impulso é aplicado quando o veículo atinge a órbita final O<sub>2</sub> e tem uma variação na velocidade de magnitude, com o objetivo de posicionar o veículo na órbita final (OLIVEIRA, 2012).

A manobra de transferência de Hohmann também é ótima para órbitas iniciais e finais elípticas. É utilizado o mesmo princípio descrito anteriormente, devendo ser as órbitas

coplanares e possuírem os semi-eixos maiores com a mesma direção e foco em comum, como exemplificado na Figura 6.

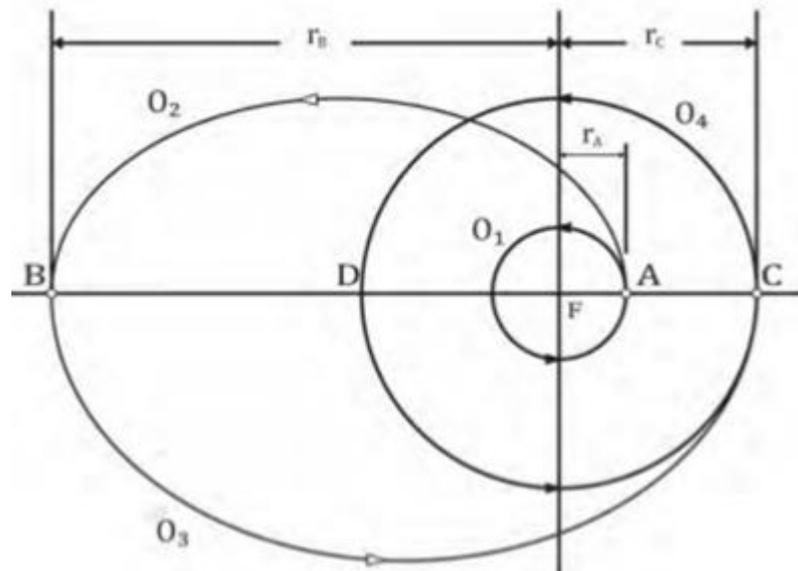
Figura 6 – Manobra de Hohmann modificada



Fonte: Oliveira (2012).

No final da década de 50, foi demonstrado por Hoelker *et. al.* (1959) que a Solução descrita por Hohmann é uma solução ótima se a razão dos raios das órbitas final e inicial foi menor que 11,94. Caso contrário, a manobra ótima quanto ao consumo de combustível é a transferência bi-elíptica. A esquematização da manobra bi-elíptica vem a seguir na Figura 7.

Figura 7 – Transferência bi-elíptica



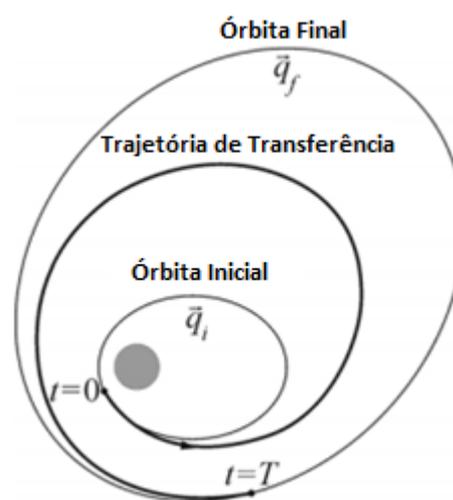
Fonte: Oliveira (2012).

Nesta manobra a órbita inicial é O1, as órbitas O2 e O3 são órbitas de transferência e O4 é a órbita final. São aplicados três impulsos: o primeiro no ponto A, para transferência da órbita O1 para a órbita O2. Em sequência é aplicado o segundo impulso no ponto B, para uma nova transferência de órbita de O2 para O3. E o terceiro impulso é aplicado no ponto C, de forma a atingir a órbita final O4. O princípio para aumento da eficiência do segundo impulso aplicado é que o ponto B esteja distante o suficiente do corpo central de atração gravitacional (OLIVEIRA, 2012).

Stewart e Melton (1991) obtiveram resultados de trajetória para um veículo espacial considerando perturbações nas equações de movimento da órbita Kepleriana, sendo considerado para a propulsão o empuxo constante para uma pequena magnitude de propulsão. Além disso, o ângulo de aplicação do empuxo é fixo e são estudadas apenas manobras no mesmo plano orbital. Foi analisado que o erro relativo foi baixo entre os resultados obtidos com as respostas analíticas (OLIVEIRA, 2012).

Segundo Sukhanov (2002), para transferências entre órbitas utilizando propulsores de baixo empuxo pode ser usado o método no qual a restrição na direção da propulsão, mantendo-a constante por todo o período. Dessa forma haverá a espiralização da órbita com aumento do semi-eixo maior e mantendo-se sua excentricidade, conforme pode ser observado na Figura 8.

Figura 8 – Modelo de transferência de órbita para propulsores de baixo empuxo



Fonte: Sukhanov (2002).

## 1.6 INTEGRADOR MERCURY

O integrador MERCURY é um pacote *software* destinado à integração numérica do problema de N corpos. Este é concebido para cálculo da evolução orbital de objetos sob ação de campos gravitacionais advindos de grandes massas centrais (CHAMBERS, 1999).

O programa é escrito em linguagem de programação FORTRAN 77 e é utilizado amplamente em trabalhos na área da mecânica celeste com aplicação no movimento de planetas, asteroides, satélites naturais e artificiais do sistema Solar.

## 2. METODOLOGIA

Dada a grande importância da rota da sonda aeroespacial para a missão, o presente trabalho busca encontrar a simulação de órbita ótima com origem na Terra e alvo o melhor ponto de encontro do asteroide. Para isso foram adotadas uma série de etapas que vão desde análise do melhor ponto de encontro até integrações no *software* MERCURY e posteriores refinamentos na trajetória.

### 2.1 ANÁLISE DO PONTO ÓTIMO DE APROXIMAÇÃO

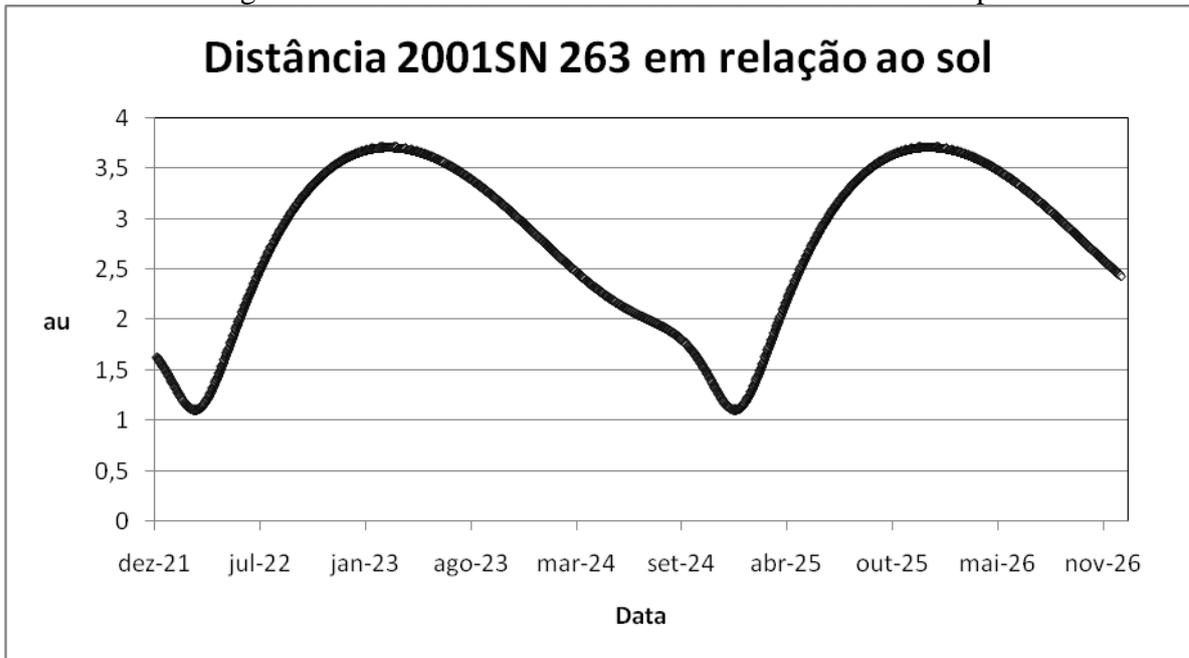
Foram retirados dados de propagação da posição do asteroide e Terra ao longo do tempo futuro com passo de 1 hora no período de 01/01/2022 a 01/01/2027 (<https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons.cgi#top>), datas factíveis para encontro do asteroide, com o uso de coordenadas cartesianas com o Sol como referência. Posteriormente foi realizada a tabulação e tratamento dos dados.

Foram utilizados como parâmetros para análise do melhor ponto de encontro da sonda com o asteroide a distância entre Terra e asteroide, distância Z entre Terra e asteroide a fim de encontrar locais de aproximação no mesmo plano da Terra, ângulo de fase Terra, asteroide e Sol que corresponde ao plano de orientação; sua importância está em caso de um ângulo em torno de  $180^\circ$ , em que teremos o Sol entre Terra e o asteroide dificultando a captação dos dados. E por fim foi avaliada a distância asteroide ao Sol, já que quanto menor a distância ao

Sol maior a luminosidade no corpo, facilitando assim sua visualização para estudo e aumento da autossuficiência da sonda, já que esta utilizará a energia solar como fonte de energia.

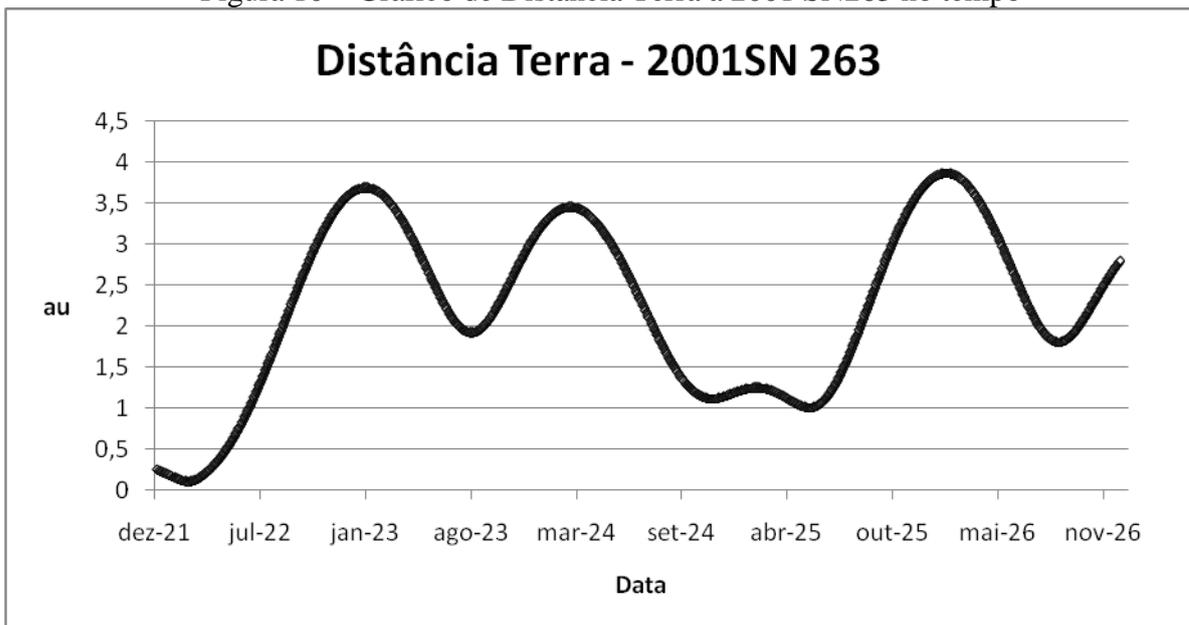
Foram produzidos diferentes gráficos conforme as Figuras 9, 10, 11 e 12 para análise dos três melhores pontos de encontro, os quais serão estudados.

Figura 9 – Gráfico de Distância 2001 SN263 ao Sol no tempo



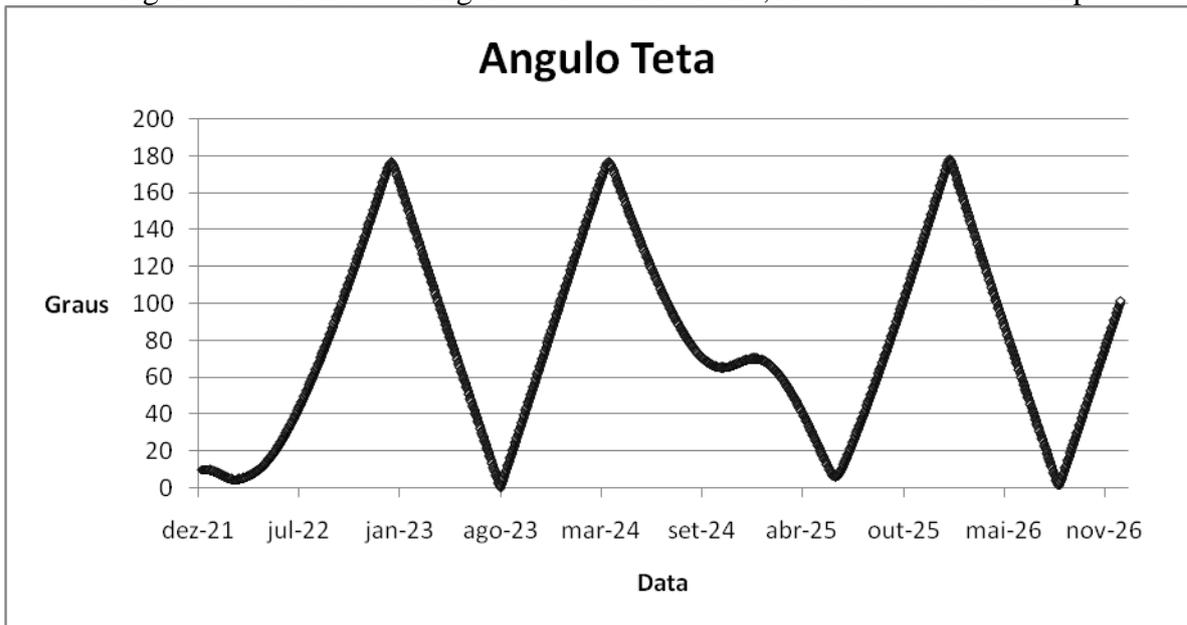
Fonte: Autor.

Figura 10 – Gráfico de Distância Terra a 2001 SN263 no tempo



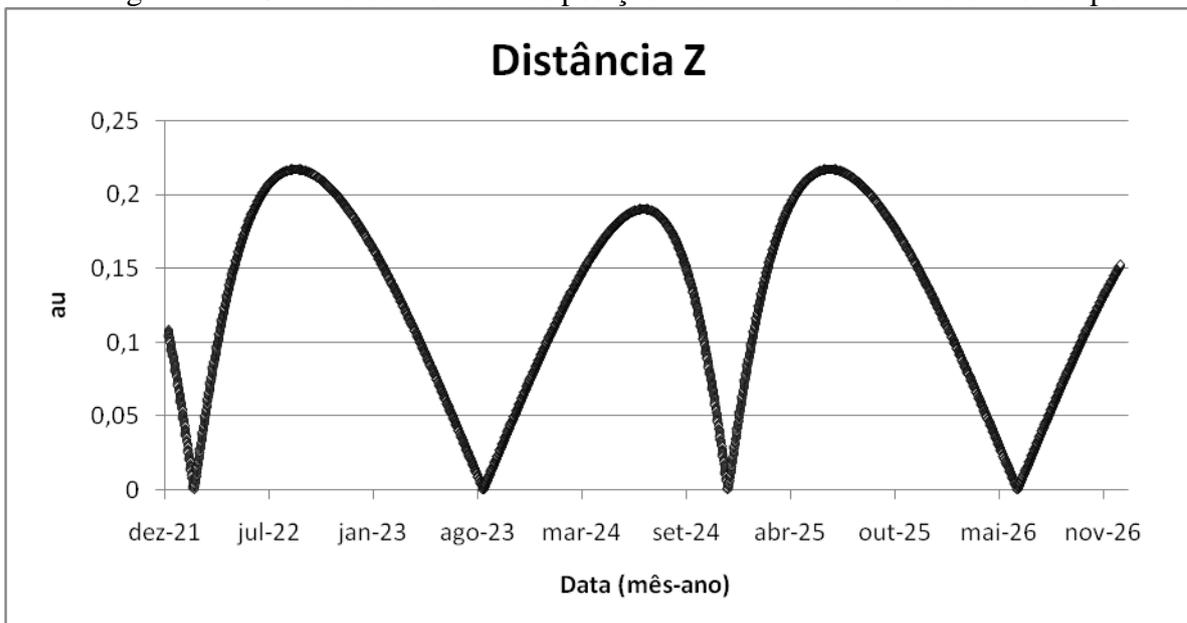
Fonte: Autor.

Figura 11 – Gráfico de Ângulo de fase entre Terra, Asteroide e Sol no tempo



Fonte: Autor.

Figura 12 – Gráfico de distância de posição Z entre Terra e Asteroide no tempo



Fonte: Autor

Fazendo a análise dos dados obtidos, encontra-se a seguinte Tabela 2 com os melhores pontos de aproximação.

Tabela 2: Melhores pontos de aproximação de 2001 SN263

Ponto	Data	Distância 2001 SN263 ao Sol ua	Distância 2001 SN263 à Terra ua	Distância Z 2001 SN263 à Terra ua	Ângulo $\theta$ Graus
1	14/02/2022 04:00 h	1,033200147	0,032090474	0,014580418	6,319342137
2	03/12/2024 04:00 h	1,033745541	1,12542082	0,014615618	67,68653679
3	31/05/2025 22:00 h	1,999618141	1,016419309	0,215563443	9,997624637

Fonte: Autor

Cada um dos pontos acima possuem vantagens e desvantagens que são descritas abaixo. Será realizado o estudo dos três pontos de encontro.

Ponto 1: vantagens: asteroide encontra-se próximo ao Sol, menor distância entre Terra e asteroide entre os três pontos. Desvantagens: tempo de encontro muito próximo, resultando na necessidade de um tempo de manobra muito reduzido a fim de haver tempo hábil para lançamento da missão.

Ponto 2: vantagens: asteroide encontra-se próximo ao Sol, há tempo hábil para executar a missão. Desvantagem: maior distância Terra-asteroide dos três pontos, o que pode levar a um maior tempo de missão.

Ponto 3: vantagens: ponto com maior tempo hábil para executar a missão. Desvantagem: asteroide está muito distante do Sol, o que ocasionaria em menor iluminação do corpo e consequentemente maior dificuldade em sua análise, e diminuição da autossuficiência da sonda.

## 2.2 SIMULAÇÕES DE ÓRBITA

Escolhidos os pontos para a integração, não pode considerada a utilização destes exatos locais devido ao risco de uma iminente colisão com os corpos Beta ou Gama do asteroide, inviabilizando o projeto aeroespacial brasileiro. Devido ao semi-eixo maior do corpo Beta que orbita em torno do corpo principal Alfa ser de 16,633 km, foi adotada uma distância de 20 km do asteroide como ponto ótimo para a integração, para não colisão com o mesmo. A velocidade inicial foi estipulada como a velocidade do asteroide, pra que seja obtido uma rota paralela e seja possível o estudo do corpo.

No cálculo da trajetória será utilizada a engenharia reversa, pela qual partiremos do ponto escolhido como ponto inicial ( $t = 0$ ) para integração no *software* MERCURY, considerando ainda a velocidade do asteroide para este ponto, e será calculado a rota da sonda deste local até a Terra em que teremos  $t < 0$ ; isso retratará o cenário de integração reversa, em que após análise, iremos encontrar o melhor instante e local de lançamento da sonda na Terra para a missão Áster.

Em relação a propulsão, esta foi mantida acionada e constante por todo o período para facilidade na inclusão no MERCURY. E sobre sua direção, caso seja constante teríamos: redução da complexidade no encontro de órbita de manobra ótima pela diminuição da variável de rotação da propulsão e conseqüente maior facilidade no controle da aeronave, espiralização da órbita com aumento do semi-eixo mantendo-se sua excentricidade conforme descrito anteriormente no item 1.5; por fim haveria a maior facilidade em construção dos equipamentos da aeronave com redução de massa, já que não seria necessário a construção adicional de algum tipo de sistema de rotação de direção da propulsão. Além disso, mantendo-se a propulsão constante e sempre contrária ao vetor velocidade, haverá o cenário de desaceleração da aeronave. Como foi utilizada a engenharia reversa, isso representaria na prática uma simulação da sonda com origem na Terra com baixa velocidade e com aceleração até o instante final de aproximação com o asteroide triplo.

A fim de encontrar o valor da propulsão a ser utilizada por todo o período da trajetória para cada um dos três pontos, foram realizadas simulações numéricas para os três pontos, com propulsão variando entre 0 a 450 mN, valores estes condizentes para um propulsor de baixo empuxo. Inicialmente foi utilizado o passo de 1 mN entre cada simulação, e posteriormente foi analisado faixa de propulsão para cada ponto que possua menor distância entre sonda e Terra. Em seqüência foi realizado o mesmo procedimento porém com passo refinado para 0,1 mN. Por fim o procedimento foi repetido, mas com novo refinamento para o passo de 0,001 mN.

Como na missão Áster a sonda será lançada como uma carga secundária de outra missão, objetiva-se encontrar órbita de manobra que possua distância entre Terra e sonda menor ou igual ao valor de órbitas geoestacionárias, em torno de 36.000 km.

### 2.3 PARAMETRIZAÇÃO DO INTEGRADOR MERCURY

O *software* Mercury foi parametrizado com configuração do Sol como corpo central do movimento, e foi incluído além deste a Terra, o asteroide triplo e a Lua. Os valores de posição

e velocidade iniciais destes corpos foram inseridos no programa. Foi utilizado o integrador Bulsh-Stoe, com tempo de manobra inicial 0 dias e final de -1500 dias, já que estamos analisando o cenário anteriormente citado de reversão, com output de 0,1 dias. Foi acrescentado no programa mercury6\_2.for no campo MFO\_USER o código no APÊNDICE A para simulações com as diferentes propulsões.

### 3. RESULTADOS

#### 3.1 SIMULAÇÃO DE ÓRBITA DO TRECHO INICIAL

O trecho inicial de órbita foi simulado com as propulsões variando entre 0 e 450 mN com passo de 1 mN, valores de uso de um propulsor do tipo Hall. Em cada passo de integração de propulsão, foram obtidas posição e velocidade da Terra e da sonda a cada instante durante toda a trajetória. Devido a grande quantidade de dados gerados, foi desenvolvido um programa em linguagem C (APÊNDICE B) para cálculo das menores distâncias entre Terra e sonda encontradas para cada propulsão. O programa gera um arquivo “txt” com a menor distância, bem como distância z, tempo de manobra e excentricidade.

Dados iniciais da posição e velocidade da Terra e do Asteroide abaixo para os três melhores pontos de encontro:

Tabela 3: Posição Terra nos instantes de aproximação

Data	Posição X da Terra ua	Posição Y da Terra ua	Posição Z da Terra ua
14/02/2022 04:00 h	-8,10113505749722E-01	5,64575879586446E-01	-2,60453428438868E-05
03/12/2024 04:00 h	-3,41120093566168E-01	-9,54851550355412E-01	5,69266054271121E-05
31/05/2025 22:00 h	3,18740584289643E-01	9,32817752731183E-01	-5,16431601384302E-05

Fonte: Autor

Tabela 4: Posição 2001 SN263 nos instantes de aproximação

Data	Posição X do 2001 SN263 ua	Posição Y do 2001 SN263 ua	Posição Z do 2001 SN263 ua
14/02/2022 04:00 h	-7,78023031459702E-01	6,79684395529606E-01	1,45543728305481E-02
03/12/2024 04:00 h	-4,06301248436807E-01	-1,94600846565176E+00	-2,15506516378617E-01
31/05/2025 22:00 h	-7,77954542661631E-01	6,80591260132118E-01	1,45639749591816E-02

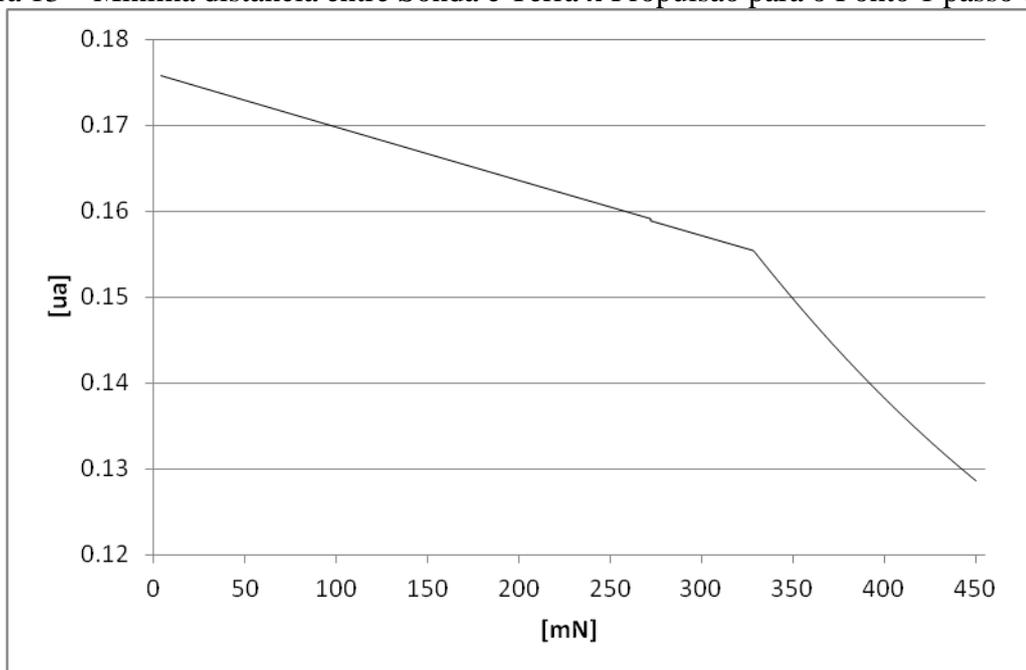
Fonte: Autor

Para o alvo Ponto 1, devido ao problema já citado do tempo de manobra necessário, foi realizada a análise de tempo de manobra mínimo de 20 dias e máximo de 1 ano.

### 3.2 ANÁLISE DAS SIMULAÇÕES NUMÉRICAS COM PASSO DE 1 mN

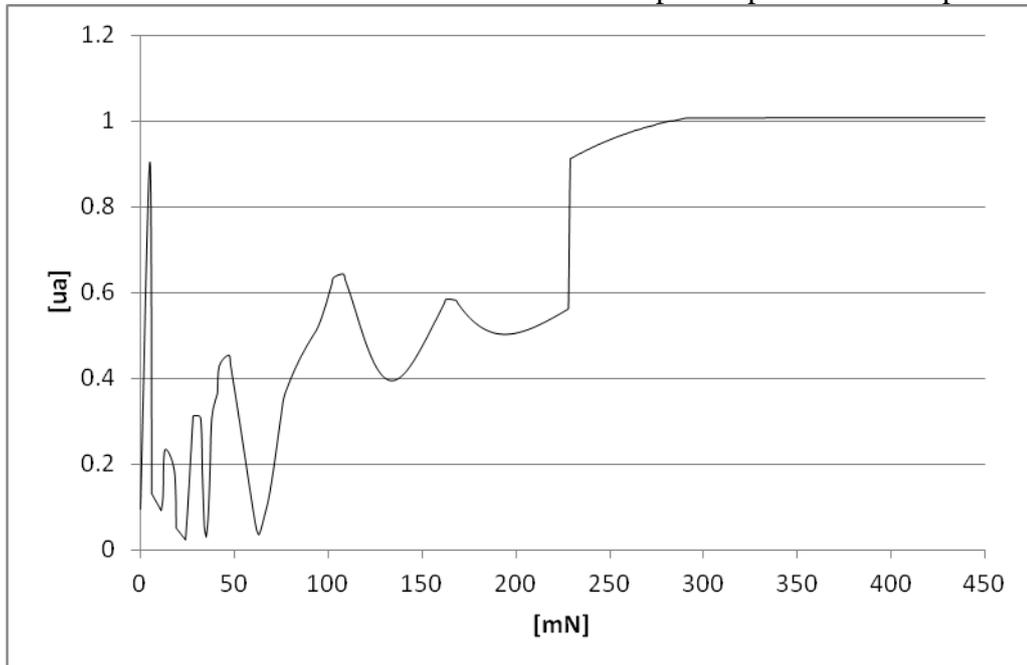
Através do programa em C desenvolvido (APÊNDICE B), foi realizado o cálculo da distância entre Terra e sonda a cada hora para uma propulsão. Em sequência é analisada a menor distância entre eles no período e extraído o dado para um arquivo em txt. O programa continua e realiza esse cálculo para cada propulsão no intervalo considerado, que no caso é de 0 a 450 mN. Ao final tem-se um arquivo com os dados das menores distâncias entre Terra e sonda, a partir do qual irá ser feito a análise. Devido ao programa desenvolvido calcular a menor distância entre Terra e sonda não levando em conta qual é o tempo de manobra na análise, os valores de distância mínima entre uma propulsão e outra podem ser muito diferente, ocasionando eventuais alterações drásticas no gráfico em um intervalo entre duas propulsões, como pode-se observar nas Figuras 13, 14 e 15.

Figura 13 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 1 passo 1 mN.



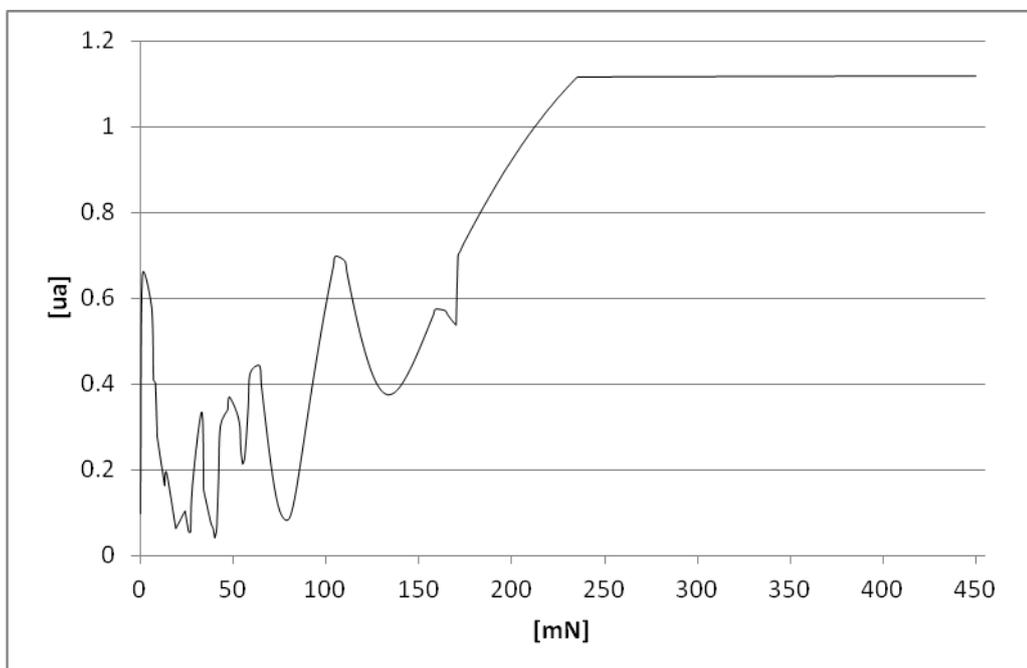
Fonte: Autor.

Figura 14 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 2 passo 1 mN.



Fonte: Autor.

Figura 15 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 3 passo 1 mN.



Fonte: Autor.

Os dados referentes às mínimas distâncias encontradas para o passo de 1 mN em cada um dos três gráficos das Figuras 13, 14 e 15 são descritos na Tabela 5.

Tabela 5: Mínimas distâncias e propulsões necessárias para passo de 1mN

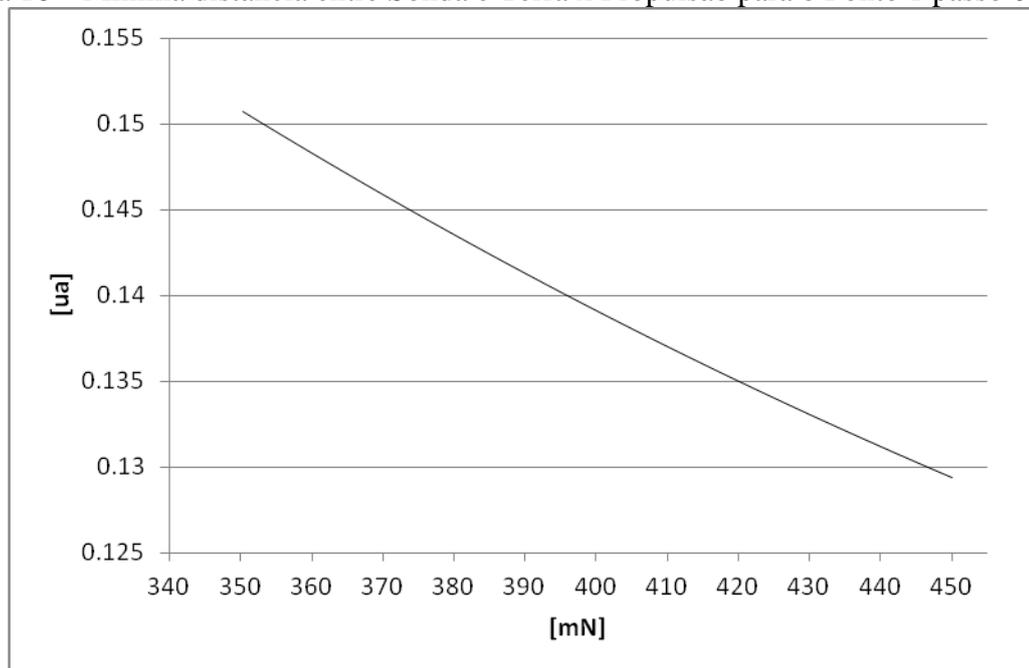
Ponto	Distância Terra-Sonda ua	Propulsão mN	Tempo de manobra anos
1	0,12867	450	0,097473
2	0,022168	24	2,773594
3	0,040537	40	2,2517312

Fonte: Autor

### 3.3 ANÁLISE DAS SIMULAÇÕES NUMÉRICAS COM PASSO REFINADO PARA 0,1 mN

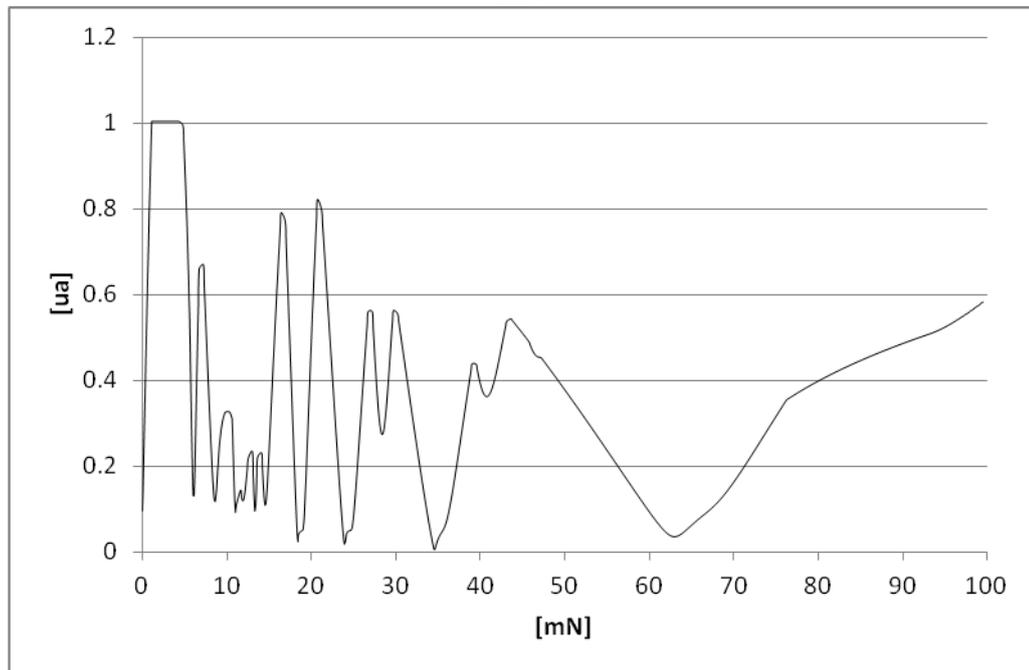
Foi realizado o mesmo procedimento descrito no item 3.2, porém com o refinamento da propulsão com o passo reduzido para 0,1 mN, e intervalo de análise alterado para: Ponto 1: 350 mN a 450 mN, Ponto 2: 0 a 100 mN e Ponto 3: 0 a 100 mN. Foram gerados os gráficos presentes nas Figuras 16, 17, e 18.

Figura 16 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 1 passo 0,1 mN.



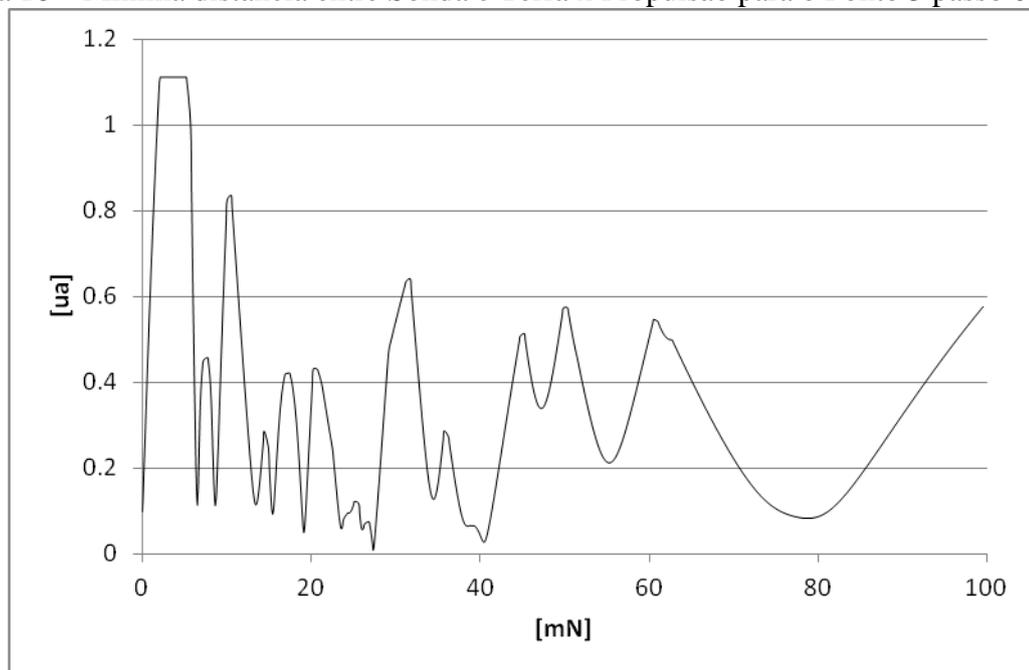
Fonte: Autor.

Figura 17 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 2 passo 0,1 mN.



Fonte: Autor.

Figura 18 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 3 passo 0,1 mN.



Fonte: Autor.

Os dados referentes às mínimas distâncias encontradas para o passo de 0,1 mN em cada um dos três gráficos das Figuras 16, 17 e 18 são descritos na Tabela 6.

Tabela 6: Mínimas distâncias e propulsões necessárias para passo de 0,1mN

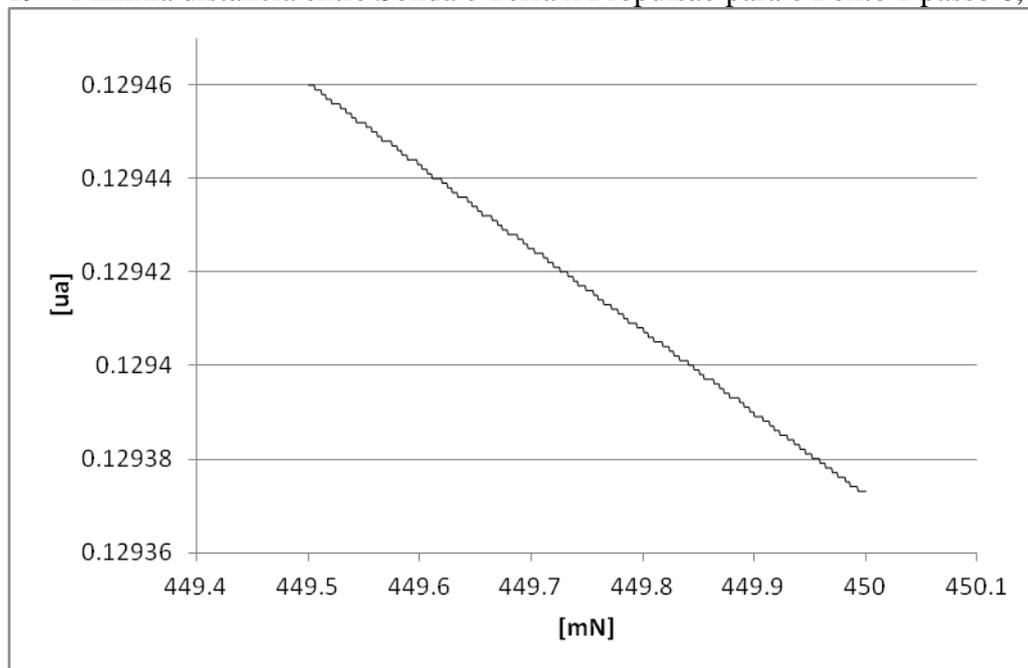
Ponto	Distância Terra-Sonda ua	Propulsão mN	Tempo de manobra anos
1	0.129373	450	0,097473
2	0,003635	34,6	17,890092
3	0,00683	27,3	3,288338

Fonte: Autor

### 3.4 ANÁLISE DAS SIMULAÇÕES NUMÉRICAS COM PASSO REFINADO PARA 0,001 mN

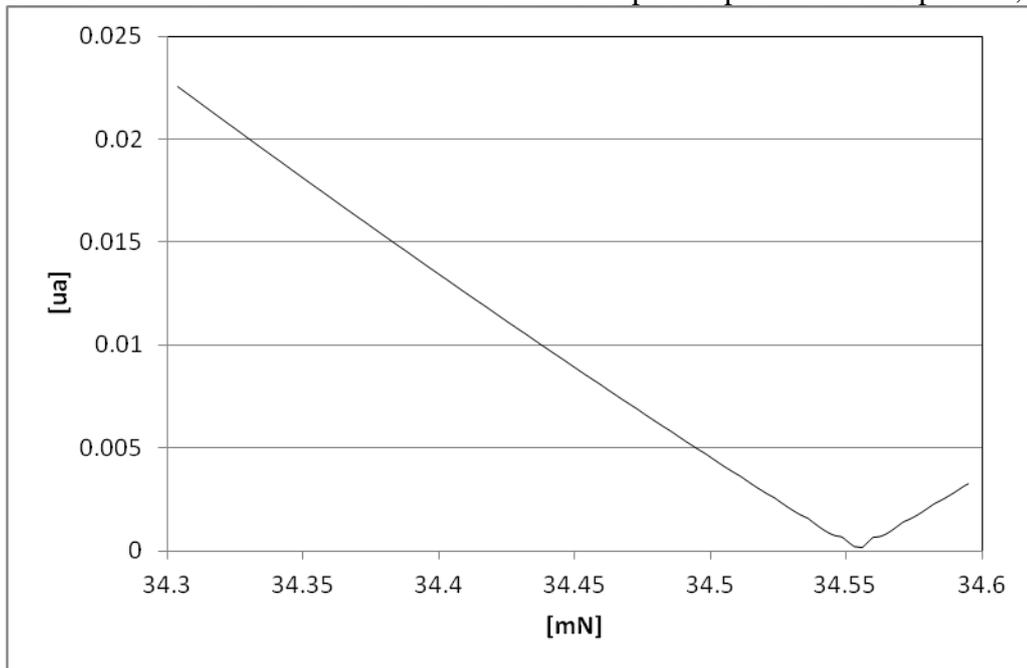
Foi realizado o mesmo procedimento descrito no item 3.2, porém com um segundo refinamento da propulsão com o passo reduzido para 0,001 mN, e intervalo de análise alterado para: Ponto 1: 449,5 mN a 450,0 mN, Ponto 2: 34,3 a 34,6 mN e Ponto 3: 27,2 a 27,4 mN. Foram gerados os gráficos presentes nas Figuras 19, 20, e 21.

Figura 19 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 1 passo 0,001 mN



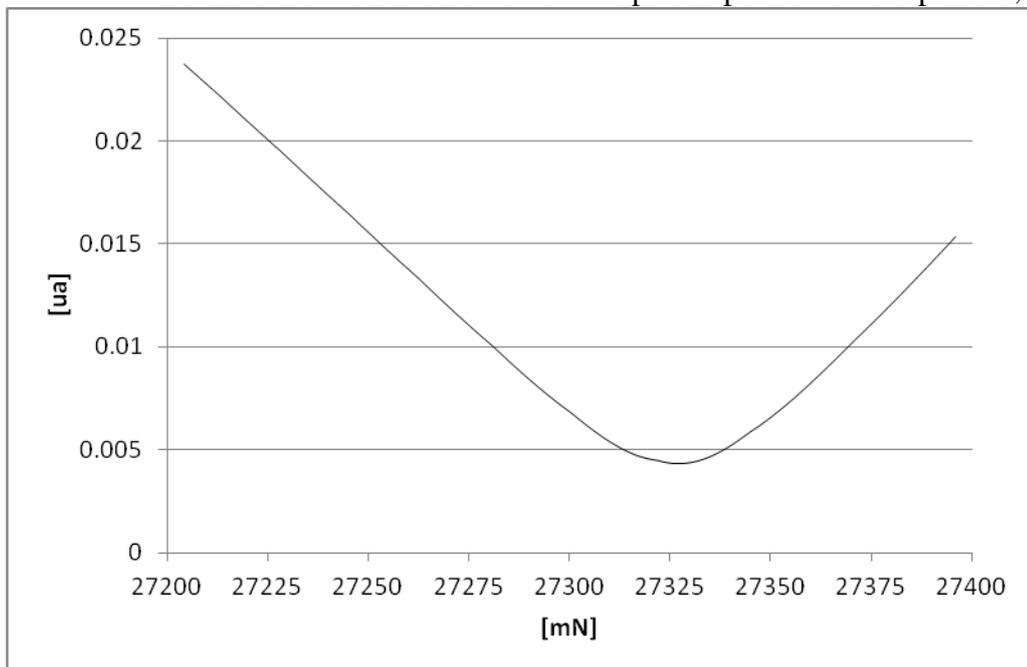
Fonte: Autor.

Figura 20 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 2 passo 0,001 mN



Fonte: Autor.

Figura 21 – Mínima distância entre Sonda e Terra x Propulsão para o Ponto 3 passo 0,001 mN



Fonte: Autor.

Os dados referentes às mínimas distâncias encontradas para o passo de 0,001 mN em cada um dos três gráficos das Figuras 19, 20 e 21 são descritos na Tabela 7.

Tabela 7: Mínimas distâncias e propulsões necessárias para passo de 0,001mN

Ponto	Distância Terra-Sonda ua	Propulsão mN	Tempo de manobra anos
1	0,129381	449,946	0,097473
2	0,000154	34,556	1,7868188
3	0,00431	27,327	3,2894332

Fonte: Autor

Para o Ponto 1 a distância encontrada é muito alta, cerca de 19.355.122 de km. É interessante notar que a distância inicial entre sonda e Terra antes das integrações era de 0,032090474 ua, e após os cálculos de menores distâncias de 0,129381 ua. Isso ocorre pois no instante inicial tem-se a melhor aproximação entre Terra e asteroide, e a partir daí há o afastamento entre os corpos. Foi analisado que a propulsão de baixo empuxo não conseguiu propulsão necessária para o encontro de outro ponto com distância entre sonda e Terra menores que a inicial. Devido a alta distância encontrada, o Ponto 1 foi descartado.

Já para o Ponto 2, a distância encontrada entre Terra e sonda foi de 23.038,07 km, alcançando o objetivo de lançamento da sonda próxima a Terra com distância menor que de órbitas geoestacionárias, em torno de 36.000 Km. Além disso, o tempo de manobra empregado na simulação é de aproximadamente 1,78 anos, o que levaria a uma data de lançamento da sonda da Terra no dia 22/02/2023. Assim haveria tempo hábil para finalização da construção da aeronave e lançamento da missão, e por esses fatores a manobra de propulsão de 34,556 mN atende aos requisitos iniciais estipulados.

Por fim para o Ponto 3, foi encontrada a distância entre Terra e sonda de 644.766,80 Km, valor muito superior que órbitas geoestacionárias, não atendendo aos requisitos apresentados.

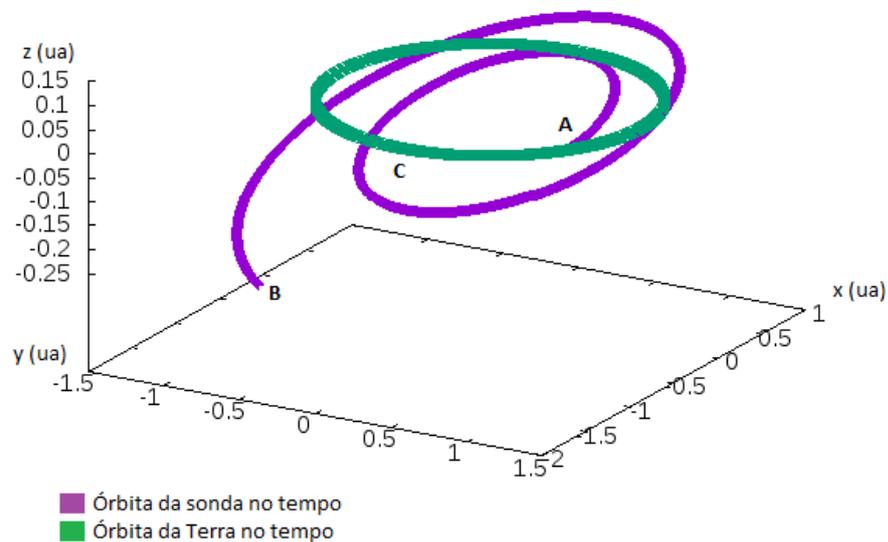
É interessante notar que com o tempo de manobra de aproximadamente 3,29 anos, a missão teria seu lançamento dia 16/02/2022, com muito menos tempo hábil de preparação em relação ao Ponto 2.

Assim, segundo as simulações de órbita de manobras espirais realizadas pelo presente trabalho, foi escolhido o Ponto 2 como melhor ponto inicial para a missão Áster, já que atende a todos requisitos anteriormente apresentados.

### 3.5 SIMULAÇÃO DE ÓRBITA DA PROPULSÃO ÓTIMA

Analisando a órbita de manobra com a propulsão de 34,556 mN no tempo (Figura 22), tendo a sonda a origem na Terra no Ponto A, há a órbita com espiralização com aumento do semi-eixo maior, mantendo-se constante sua excentricidade, conforme estipulado por HOHMANN (1960). Ao final da missão, a sonda situar-se-ia no ponto B, correspondente a posição a 20 Km do asteroide 2001 SN263, conforme descrito no item 2.2.

Figura 22 – Órbita de manobra com propulsão de 34,556 mN no tempo

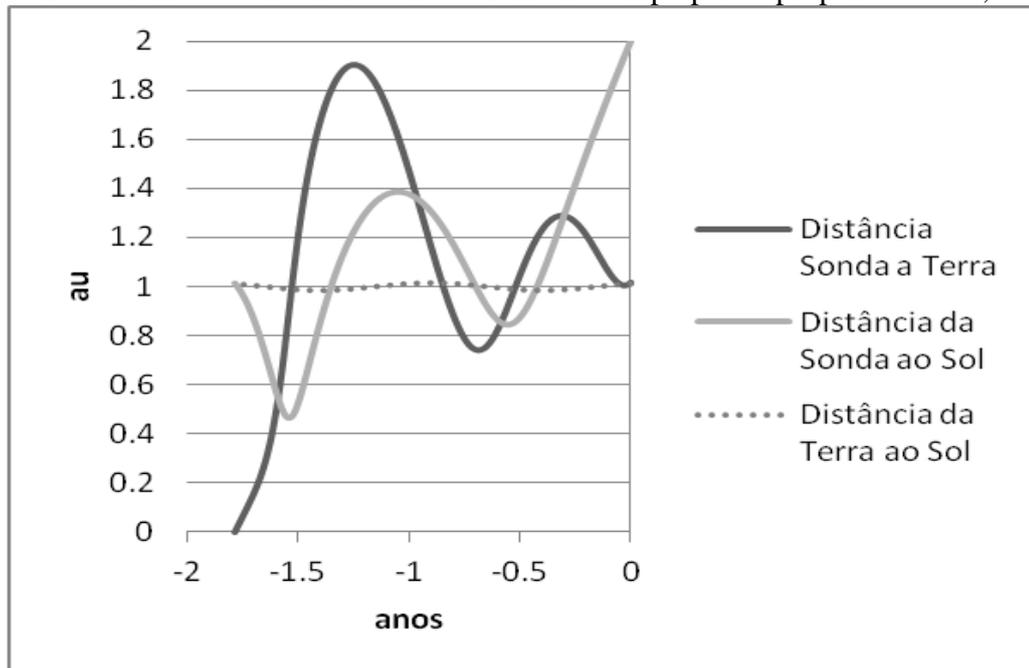


Fonte: Autor.

Legenda: A - ponto de lançamento da sonda na Terra. B – ponto de encontro da sonda com o asteroide. C – posição da Terra no instante de encontro da sonda com o asteroide.

Em sequência foi construído o gráfico da Figura 23, no qual há a distância da Terra ao Sol, distância sonda ao Sol e distância da sonda a Terra no tempo. Nota-se que no início da manobra há uma distância próxima a 1 ua entre Asteroide e Terra, em que esta vai variando até o instante final em que a sonda aproxima-se do asteroide até o valor encontrado de 23.038,07 Km.

Figura 23 – Gráfico da distância Sonda à Terra no tempo para a propulsão de 34,556 mN



Fonte: Autor

### 3.6 CONSUMO DE PROPELENTE

Estão em construção dois propulsores para a missão *Áster*, o Phall I e o Phall 2. Os valores referentes aos equipamentos foram fornecidos em privado, e o primeiro possui potência de 700W, propulsão de 85 mN e consumo de propelente de 6,0 mg/s, e o segundo potência de 380W, propulsão de 45 mN e consumo de propelente de 1,9 mg/s. Como a propulsão escolhida é de 34,556 mN, será utilizado como base o consumo do propelente de 45 mN.

Para o tempo de manobra estipulado, chega-se ao valor de 107,0633 Kg de propelente necessário para a órbita de manobra. A massa total da sonda será de 150 Kg, e considerando que a massa de combustível pode corresponder a metade da massa total do satélite (MACAU *et. al.*, 2012), o valor encontrado é considerado alto. Porém o resultado encontrado é muito importante para futuras simulações, que poderão utilizar o funcionamento do propulsor por apenas um período durante a rota, e o restante desligado, para economia de combustível.

## 4. CONCLUSÃO

Com base em todos os critérios de análise dos melhores pontos de aproximação entre a sonda e o asteroide 2001 SN263 durante a missão Áster, foram encontrados os três melhores pontos de aproximação que possibilitariam seu estudo e análise. O tempo de manobra encontrado é de 1,78 anos, e embora seja estipulado para a missão inicialmente em torno de 1 ano, há o estudo de Araujo *et. al.* (2015) em que foi considerado 2 anos para a manobra para que haja tempo extra para a missão, e assim julga-se que os resultados estão coerentes. Em relação à posição inicial de lançamento calculada, esta tem valor inferior a de órbitas geoestacionárias, sendo assim um valor coerente já que a sonda será utilizada como carga secundária de outra aeronave.

Além disso, foi demonstrada a possibilidade da utilização da intensidade da propulsão e sua direção constante por toda a órbita de manobra. A órbita encontrada está de acordo com a prevista por Sukhanov (2002), na qual a propulsão é mantida com direção constante, em que há a espiralização com aumento do semi-eixo mantendo-se sua excentricidade.

Em relação ao consumo de combustível encontrado, este foi alto, havendo a necessidade de otimização da órbita encontrada. Porém os resultados encontrados são importantes para o direcionamento de futuros estudos sobre o tema.

### 4.1 SUGESTÕES PARA PRÓXIMOS ESTUDOS

O presente trabalho não considerou a pressão de radiação solar durante a trajetória, bem como a interferência dos demais planetas e corpos do sistema solar que não do Sol, Terra e Lua. Assim seria interessante os cálculos com estes para maior refinamento da trajetória. Além disso é sugerido o estudo mantendo-se a propulsão desligada por um ou mais períodos durante a órbita, a fim de que ocorra a economia do gasto de propelente.

Como foi calculado a órbita de manobra com origem na Terra até a distância de 20 Km do asteroide triplo, será necessário o cálculo de manobra de aproximação no trecho final.

## REFERÊNCIAS

AGUILAR, A. M. **Estudo da dinâmica do plasma em propulsores do tipo Hall**. 2019. 61 f. Trabalho de Graduação (Graduação em Física) – Universidade de Brasília, Brasília, 2019

ANDRADE, F. M. E. **Aplicando a dinâmica de populações ao caso do propulsor à plasma de efeito Hall**. 2018. 66 f. Dissertação (Mestrado em Física) – Universidade de Brasília, Brasília, 2018.

ARAUJO, R. A. N. **O sistema triplo de asteroides 2001 SN263: dinâmica orbital e estabilidade**. 2011. 132 f. Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2011.

ARAUJO R. A. N., *et. al.* **Aster: the first brazilian deep space mission**. São José dos Campos: INPE, 2012. p. 32.

ARAUJO R. A. N., *et. al.* Stability regions around the components of the triple system 2001SN263. **Royal Astronomical Society**, v. 423. p. 3058–3073, 2012.

ARAUJO R. A. N, *et. al.* Stable retrograde orbits around the triple system 2001 SN263 **Royal Astronomical Society**, v. 449, p. 4404-4414, 2015.

CARVALHO, G. M. de. **Medida da temperatura de íons em um propulsor a plasma do tipo hall via espectroscopia óptica**. Dissertação (Mestrado em Física) — Universidade de Brasília, Brasília, 2008.

CHAMBERS, J. A hybrid symplectic integrator that permits close encounters between massive bodies. **Monthly Notices of the Royal Astronomical Society**, Blackwell Synergy, v. 304, n. 4, p. 793-799, 1999.

FERREIRA J. L., *et. al.* Plasma diagnostic performace of a permanet magnet Hall thruster. *In: INTERNATIONAL CONGRESS ON A PLASMA PHYSICS*, 12., 2004. Nice. **Proceedings [...]** Brasília: Universidade de Brasília, 2004.

GARRIGUES, L. HERON, A., J. BOEUF, J. Hybrid and particle-in-cell models of a stationary plasma thruster. **Plasma Sources Science and Technology** n. 9, p. 219-226, 2000.

HOHMANN, W. **The attainability of celestial bodies**. Munique: Nasa, 1960. 108 p.

MACAU, E. *et. al.* Missão Aster: indo aonde ninguém jamais foi. **Revista Ciência Hoje**, v. 50, n. 298, p. 20-25, nov. 2012.

MARCELINO, E. W. **Controle de trajetória orbital em manobras de empuxo contínuo de longo prazo**. 2009. 186 f. Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009.

MAREC, J. P. **Optimal space trajectories**. Amsterdam: Elsevier, 1979. p. 444.

MORAES, B. S. **Estudo de algumas aquisições orbitais usando um propulsor a plasma do tipo hall com ímãs permanentes**. 2008. 73 f. Dissertação (Mestrado em Física) – Universidade de Brasília, Brasília, 2008.

MURRAY, C. DERMOTT. **Solar system dynamics**. [S.l.]: Cambridge University Press, 1999.

NASA. **HORIZONS Web Interface**. Disponível em: <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons.cgi#top>. Acesso em: 23 ago. 2019.

OLIVEIRA, C. T. **Estratégias ótimas para manobras orbitais utilizando propulsão contínua**, 2012. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2012.

SOUZA, J. H. C. de. **Estudo da dinâmica de partículas em um propulsor a plasma do tipo hall com ímãs permanentes**. Dissertação (Mestrado em Física) — Universidade de Brasília, Brasília, 2006.

SCHULZ, W. **Transferências bi-impulsivas entre orbitas elípticas não coplanares com consumo mínimo de combustível**. 1997. 112 f. Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 1997.

SUKHANOV, A. A.; **Lectures on astrodynamics**. 3. ed. São José dos Campos: INPE, 2002. 158 p.

SUKHANOV, A. A, *et. al.* The aster project: flight to a near-earth asteroid. **Cosmic Research** v. 48. p .443–450, 2010. Disponível em: [https://www.researchgate.net/publication/47738029\\_The\\_Aster\\_Project\\_Flight\\_to\\_a\\_Near-Earth\\_Asteroid](https://www.researchgate.net/publication/47738029_The_Aster_Project_Flight_to_a_Near-Earth_Asteroid). Acesso em: 12 jul. 2019.

STEWART, D. J.; MELTON, R. G. Approximate analytic representations for lowthrust trajectories. **Advances in the Astronautical Sciences**, v. 76, n. 2, p. 1455-1467, 1991

WINTER, O. C.; MACAU, E. E. N.; VELHO, H. F. C. **Aster**: a primeira missão brasileira de espaço profundo, 2011. Disponível em: <https://brazilianspace.blogspot.com/2011/10/aster-primeira-missao-brasileira-de.html>. Acesso em: 12 jul. 2019.

**BIBLIOGRAFIA CONSULTADA**

PONTRYAGIN, L. *et. al.* **The mathematical theory of optimal processes**, New York: John Wiley & Sons, Inc, 1987. 360 p.

Ferreira I. S. **Caracterização experimental de uma fonte aceleradora de plasma por efeito hall com ímãs permanentes**, 2003. Dissertação (Mestrado em Física) – Universidade de Brasília, 2003

JESUS, A. D. C. de. **Análise de manobras orbitais com propulsão contínua sujeita a erros no vetor empuxo**, 2000. Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2000.

PRADO, A. F. B. A. **Análise, seleção e implementação de procedimentos que visem manobras ótimas de satélites artificiais**. 1989. 246p. Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial/Mecânica Orbital) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos 1989.

**APÊNDICE A – MFO\_USER**

```
do j = 1, nbod
  a(1,j) = 0.d0
  a(2,j) = 0.d0
  a(3,j) = 0.d0
end do
Prop = 0.d0

do sonda = 5, nbod
  velAster = dsqrt((v(1,sonda)**2.d0)+(v(2,sonda)**2.d0)
    %+(v(3,sonda)**2.d0))

  a(1,sonda) = Prop * v(1,sonda)/velAster
  a(2,sonda) = Prop * v(2,sonda)/velAster
  a(3,sonda) = Prop * v(3,sonda)/velAster

end do
```

## APÊNDICE B – Programa em C cálculo de mínima distância Terra à Sonda

```

#include <stdio.h>
#include <stdlib.h>
#include <math.h>
#include <string.h>

#define maxlin 7600
#define maxcol 10
#define satini mudarInicial
#define satfin mudarFinal

int main()
{
    double earth[maxlin][maxcol],aster[5][maxlin][maxcol],c[maxlin][5],tempo[maxlin][5];
    double distz[maxlin][5];
    int i,j,k,m,p,q,numSonda,flag,col,tlin;
    int linha,coluna,tcol;
    int numlinha;
    FILE *arq1,*arq2, *arq3;
    char leitura[120]="";
    char nomeSonda[5]="";
    double b, r, menor,menorprop,minlinha,z,menorz,menortempo;

    for (i=0;i<maxlin;i++)
        for (k=0;k<maxcol;k++)
            earth[i][k]=0.;

    for (k=0;k<(satfin-satini+1);k++)
        for (i=0;i<maxlin;i++)
            for (j=0;j<maxcol;j++)
                aster[k][i][j]=0.;

    for (i=0;i<maxlin;i++)
        for (k=0;k<(satfin-satini+1);k++)
            c[i][k]=0.;

    for (i=0;i<maxlin;i++)

```

```

    for (k=0;k<(satfin-satini+1);k++){
        distz[0][0]=0.;
    }

arq1 = fopen("EARTHMOO.aei", "r");
if(!arq1)
{
    exit(0);
}

do{
    fscanf(arq1,"%s",leitura);
    printf(" %s ",leitura);
    if (!strcmp(leitura,"Time"))
        flag=1;
    if (flag)
        col++;
    printf(" \n %s \n",leitura);
    }while(strcmp(leitura,"vz"));

tcol=col-1;
linha=0;

while(!feof(arq1))
{
    for(k=0;k<tcol;k++)
        fscanf(arq1,"%lf",&earth[linha][k]);
    linha++;
    if (linha>=maxlin)
        break;
}

arq1 = fopen("EARTHMOO.aei", "r");

tlin=linha-1;

for(numSonda=satini;numSonda<=satfin;numSonda++)
{

    sprintf(nomeSonda,"%d",numSonda);

```

```

strcat(nomeSonda, ".aei");
arq2=fopen(nomeSonda, "r");
if(!arq2)
    continue;
else
{
do
    fscanf(arq2,"%s",leitura);
while(strcmp(leitura,"vz"));

    printf("\n nomeSonda %s \n",nomeSonda);
    linha=0;

    while(!feof(arq2))
    {
        for(k=0;k<tcol;k++)
        {
            fscanf(arq2,"%lf",&aster[numSonda-satini][linha][k]);
        }
        linha++;

        if (linha>maxlin)
            break;
    }
}

for(numSonda=satini;numSonda<=satfin;numSonda++)
for (i=0;i<=tlin;i++)
{
    {
        if(aster[numSonda-satini][i][1] < 0.5)
            continue;
        else
        {
            c[i][numSonda-satini] = sqrt((aster[numSonda-satini][i][4]-earth[i][4])*(aster[numSonda-
satini][i][4]-earth[i][4]) + (aster[numSonda-satini][i][5]-earth[i][5])*(aster[numSonda-satini][i][5]-earth[i][5]) +
(aster[numSonda-satini][i][6]-earth[i][6])*(aster[numSonda-satini][i][6]-earth[i][6]));

            distz[i][numSonda-satini] = (aster[numSonda-satini][i][6]-earth[i][6]);

```

```

    distz[i][numSonda-satini]= distz[i][numSonda-satini] > 0 ? distz[i][numSonda-satini] : -
1.*distz[i][numSonda-satini];

```

```

    tempo[i][numSonda-satini] = aster[numSonda-satini][i][6];
    }
}
}

```

```

menor = 999999.;
menorprop = 999999.;
minlinha = 999999.;
r = 9999999.;
z = 9999999.;

```

```

for(numSonda=satini;numSonda<=satfin;numSonda++)
for (i=0;i<=tlin;i++)
{
    //{
    if(aster[numSonda-satini][i][1] < 0.5)
    continue;
    else
    {
        if (c[i][numSonda-satini]<menor)
        {
            menor = c[i][numSonda-satini];
            menorz = distz[i][numSonda-satini];
            menorprop = numSonda;
            minlinha = i;
            r = aster[numSonda-satini][i][1];
            menortempo = tempo[i][numSonda-satini];
        }
    }
}
}

```

```

minlinha = minlinha + 5;

```

```

printf("\nMenor propulsor: %lf\n", menorprop);
printf("Linha: %lf\n", minlinha);
printf("Valor r: %lf \n", r);
printf("Valor: %lf\n", menor);

```

```
printf("Valor z: %lf\n", menorz);
puts("FIM DO PROGRAMA");

arq3 = fopen("menores_de_1_em_1.txt", "a");

if(arq3 == NULL)
{
    printf("Erro, nao foi possivel abrir o arquivo menores\n");
}
else
{
    fprintf(arq3, " %lf ", menorprop);
    fprintf(arq3, " %lf ", minlinha);
    fprintf(arq3, " %lf ", r);
    fprintf(arq3, " %lf ", menor);
    fprintf(arq3, " %lf \n ", menorz);
    fprintf(arq3, " %lf \n ", menortempo);
    fclose(arq3);
}

free (arq1);
free (arq2);

}
```