MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/04.12.15.50-TDI

CONTROLE DE TRAJETÓRIAS AO REDOR DE JÚPITER VISANDO A APROXIMAÇÃO DAS LUAS GALILEANAS

Natasha Camargo de Araujo

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelo Dr. Evandro Marconi Rocco, aprovada em 17 de fevereiro de 2017.

URL do documento original:
<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3NMG9E5>

INPE
São José dos Campos
2017

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
Gabinete do Diretor (GB)
Serviço de Informação e Documentação (SID)
Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970
São José dos Campos - SP - Brasil
Tel.:(012) 3208-6923/6921
Fax: (012) 3208-6919
E-mail: pubtc@inpe.br

COMISSÃO DO CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELECTUAL DO INPE (DE/DIR-544):
Presidente:
Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação (CPG)
Membros:
Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)
Dr. André de Castro Milone - Coordenação de Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)
Dra. Carina de Barros Melo - Coordenação de Laboratórios Associados (CTE)
Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação de Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)
Dr. Hermann Johann Heinrich Kux - Coordenação de Observação da Terra (OBT)
Dr. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)
Silvia Castro Marcelino - Serviço de Informação e Documentação (SID)
BIBLIOTECA DIGITAL:
Dr. Gerald Jean Francis Banon
Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SID)
REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:
Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação (SID)
Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)
EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:
Marcelo de Castro Pazos - Serviço de Informação e Documentação (SID)
André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)

MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/04.12.15.50-TDI

CONTROLE DE TRAJETÓRIAS AO REDOR DE JÚPITER VISANDO A APROXIMAÇÃO DAS LUAS GALILEANAS

Natasha Camargo de Araujo

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelo Dr. Evandro Marconi Rocco, aprovada em 17 de fevereiro de 2017.

URL do documento original:
<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3NMG9E5>

INPE
São José dos Campos
2017

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Araujo, Natasha Camargo de.

Ar15c Controle de trajetórias ao redor de Júpiter visando a aproximação das luas galileanas / Natasha Camargo de Araujo. – São José dos Campos : INPE, 2017.

xxxvi + 267 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/04.12.15.50-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2017.

Orientador : Dr. Evandro Marconi Rocco.

1. Júpiter. 2. Dinâmica orbital. 3. Pertubações. I.Título.

CDU 523.45:521.31

Esta obra foi licenciada sob uma Licença Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada.

This work is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License.

Aluno (a): *Natasha Camargo de Araujo*

Título: "CONTROLE DE TRAJETÓRIAS AO REDOR DE JÚPITER VISANDO A APROXIMAÇÃO DAS LUAS GALILEANAS"

Aprovado (a) pela Banca Examinadora em cumprimento ao requisito exigido para obtenção do Título de *Mestre* em

Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle

Dr. Hans-Ulrich Pilchowski

Presidente / INPE / SJCampos - SP

Dr. Evandro Marconi Rocco

Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dr. Francisco das Chagas Carvalho

Convidado(a) / ITA/DCTA / São José dos Campos - SP

Dr. Aguinaldo Cardozo da Costa Filho

Convidado(a) / IFSP / São José dos Campos - SP

Este trabalho foi aprovado por:

( ) maioria simples

(X) unanimidade

São José dos Campos, 17 de fevereiro de 2017

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer primeiramente ao INPE pois sem todo o apoio deste instituto e das pessoas que lá estão presentes este trabalho nunca poderia ter sido realizado.

Agradeço também à CAPES, pois sem este auxílio financeiro não poderia concluir este trabalho.

Também gostaria de agradecer a todos os meus familiares e amigos queridos, em especial meus pais Rita e Renato e minha querida avó Helena, que me apoiaram tanto nos momentos bons quanto nos mais difíceis e me deram forças para chegar até o fim.

Por fim e obviamente não menos importante agradeço ao meu orientador Dr. Evandro Marconi Rocco que sempre esteve ao meu lado e me auxiliou sem ao menos pestanejar em todas as horas que precisei.

RESUMO

Este trabalho tem como objetivo fazer a modelagem e controle de trajetórias ao redor de Júpiter e estudar os efeitos das perturbações de 62 satélites naturais do planeta, de maneira a produzir um mapeamento da perturbação gravitacional que age na trajetória de um veículo ao redor de Júpiter. Além disso foi feita a avaliação e o mapeamento da magnitude da perturbação provocada pelas luas galileanas, já que esse grupo de luas é responsável pela maior parte da perturbação na trajetória. Na sequência, considerando a contribuição de todas as 62 luas na determinação da perturbação gravitacional que atua no veículo, um estudo visando a otimização da trajetória com intuito de escolher a trajetória que permita o maior número de aproximações das luas galileanas, ao longo de um certo período de tempo, foi realizado com sucesso. Por fim, a manobra orbital necessária para inserir o veículo na órbita que permita o maior número de aproximações foi simulada considerando os casos impulsivo e com propulsão contínua. Durante os arcos propulsivos gerados pelo caso com propulsão contínua, os erros na trajetória foram mitigados por meio de uma estratégia de contole automático implementada com sucesso.

CONTROL OF TRAJECTORIES AROUND JUPITER TO APPROACH THE GALILEAN MOONS

ABSTRACT

This work aims to model and control trajectories around jupiter and study the disturbance of 62 Jupiter's moons.This work presents a series of analyses related with the galilean moons disturbances on a spacecraft orbiting Jupiter. Some missions are presented as an introduction and justification, as the basic concepts and the bibliographic review. Futhermore a prior study related with the Galilean moons disturbance and a mapping of them are done, also there's a study related with the number of times that se spacecraft approach to the galilean moons and finally there's a study of the maneuvers. The 62 moons disturbance models were successfully implemented, allowing the mapping of the disturbances effects. In addition, simulations of the maneuvers to adjust the trajectory in order to maximize the number of times wich the spacecraft approaches the Galilean moons were also successfully performed.

LISTA DE FIGURAS

Pág.

Figura 1.1 - Sputnik. 1
Figura 1.2 - Sonda galileo. 3
Figura 1.3 - Conceito artístico da missão Juno. 4
Figura 3.1 - Elementos orbitais..... 12
Figura 3.2 - Geometria do movimento elíptico..... 13
Figura 3.3 - Arquitetura do STRS. 20
Figura 4.1 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Io (1ª simulação). 26
Figura 4.2 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Europa (1ª simulação). 27
Figura 4.3 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Ganimedes (1ª simulação). 27
Figura 4.4 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Calisto (1ª simulação). 28
Figura 4.5 - Variação da distância entre Io e o veículo (1ª simulação)..... 29
Figura 4.6 - Variação da distância entre Europa e o veículo (1ª simulação). ... 29
Figura 4.7 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (1ª simulação). 30
Figura 4.8 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (1ª simulação)..... 30
Figura 4.9 - Incremento de velocidade devido à atração gravitacional do Sol (1° simulação). 31
Figura 4.10 - Incremento de velocidade devido ao potencial gravitacional de Júpiter (1° simulação)..... 32
Figura 4.11 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora das luas galileanas (1ª simulação). 33
Figura 4.12 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Almateia (1ª simulação)..... 33
Figura 4.13 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Himalaia (1ª simulação)..... 34
Figura 4.14 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Carme (1ª simulação)..... 34
Figura 4.15 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Ananke (1ª simulação). 35
Figura 4.16 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Pasife (1ª simulação)..... 35
Figura 4.17 - Variação no semi eixo maior do veículo (1ª simulação)..... 36

Figura 4.18 - Variação na excentricidade do veículo (1ª simulação)..... 37
Figura 4.19 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Io (2ª simulação)..... 38
Figura 4.20 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Europa (2ª simulação). 39
Figura 4.21 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Ganimedes (2ª simulação). 39
Figura 4.22 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Calisto (2ª simulação). 40
Figura 4.23 - Variação da distância entre Io e o veículo (2ª simulação)..... 40
Figura 4.24 - Variação da distância entre Europa e o veículo (2ª simulação). . 41
Figura 4.25 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (2ª simulação)..... 41
Figura 4.26 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (2ª simulação)... 42
Figura 4.27 - Incremento de velocidade devido à atração gravitacional do Sol (2ª simulação). 43
Figura 4.28 - Incremento de velocidade devido ao potencial gravitacional de Júpiter (2ª simulação)..... 43
Figura 4.29 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora das luas galileanas (2ª simulação). 44
Figura 4.30 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Almateia (2ª simulação)..... 44
Figura 4.31 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Himalaia (2ª simulação)..... 45
Figura 4.32 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Carme (2ª simulação)..... 45
Figura 4.33 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Ananke (2ª simulação). 46
Figura 4.34 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Pasife (2ª simulação)..... 46
Figura 4.35 - Variação no semi eixo maior do veículo (2ª simulação)..... 47
Figura 4.36 - Variação na excentricidade do veículo (2ª simulação)..... 47
Figura 4.37 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Io (3ª simulação)..... 48
Figura 4.38 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Europa (3ª simulação). 49
Figura 4.39 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Ganimedes (3ª simulação). 49
Figura 4.40 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Calisto (3ª simulação). 50

Figura 4.41 - Variação da distância entre Io e o veículo (3ª simulação)..... 51
Figura 4.42 - Variação da distância entre Europa e o veículo (3ª simulação). . 51
Figura 4.43 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (3ª simulação)..... 52
Figura 4.44 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (3ª simulação)... 52
Figura 4.45 - Incremento de velocidade devido à atração gravitacional do Sol (3° simulação). 53
Figura 4.46 - Incremento de velocidade devido ao potencial gravitacional de Júpiter (3° simulação)..... 54
Figura 4.47 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora das luas galileanas (3ª simulação). 55
Figura 4.48 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Almateia (3ª simulação)..... 55
Figura 4.49 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Himalaia (3ª simulação)..... 56
Figura 4.50 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Carme (3ª simulação)..... 56
Figura 4.51 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Ananke (3ª simulação). 57
Figura 4.52 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Pasife (3ª simulação)..... 57
Figura 4.53 - Variação no semi eixo maior do veículo (3° simulação)..... 58
Figura 4.54 - Variação na excentricidade do veículo (3° simulação)..... 58
Figura 4.55 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Io (4ª simulação)..... 60
Figura 4.56 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Europa (4ª simulação). 60
Figura 4.57 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Ganimedes (4ª simulação). 61
Figura 4.58 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Calisto (4ª simulação). 61
Figura 4.59 -Variação da distância entre Io e o veículo (4ª simulação)..... 62
Figura 4.60 - Variação da distância entre Europa e o veículo (4ª simulação). . 62
Figura 4.61 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (4ª simulação)..... 63
Figura 4.62 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (4ª simulação)... 63
Figura 4.63 - Variação no semi eixo maior do veículo (4ª simulação)..... 64
Figura 4.64 - Variação na excentricidade do veículo (4ª simulação)..... 64
Figura 4.65 - Incremento de velocidade devido á atração gravitacional do Sol (4ª simulação). 65

Figura 4.66 - Incremento de velocidade devido ao potencial gravitacional de Júpiter (4ª simulação). 65
Figura 4.67 - Incremento de velocidade devido às luas galileanas (4ª simulação). 66
Figura 4.68 - Incremento de velocidade devido ao grupo Almateia (4ª simulação). 66
Figura 4.69 - Incremento de velocidade devido ao grupo Himalaia (4ª simulação). 67
Figura 4.70 - Incremento de velocidade devido ao grupo Carme (4ª simulação). 67
Figura 4.71 - Incremento de velocidade devido ao grupo Ananke (4ª simulação). 68
Figura 4.72 - Incremento de velocidade devido ao grupo Pasife (4ª simulação). 68
Figura 5.1 - Mapeamento da perturbação das luas galileanas. 73
Figura 5.2 - vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas galileanas. 73
Figura 5.3 - vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas galileanas. 74
Figura 5.4 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Io (sem ieixo: 375.000 km; inlinação: 0°). 75
Figura 5.5 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Europa (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°). 76
Figura 5.6 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Ganimedes (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°). 76
Figura 5.7 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Io (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°). 77
Figura 5.8 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°). 77
Figura 5.9 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°). 78
Figura 5.10 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°). 78
Figura 5.11 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°). 79
Figura 5.12 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Io (sem ieixo: 500.000 km; inlinação: 0°). 80
Figura 5.13 - Figura 5.13 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Europa (sem ieixo: 500.000 km; inlinação: 0°). 80

Figura 5.14 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Ganimedes (sem ieixo: 500.000 km; inlinação: 0°)..... 81
Figura 5.15 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Io (sem ieixo: 500.000 km; inlinação: 0°)..... 81
Figura 5.16 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 500.000 km; inlinação: 0°)..... 82
Figura 5.17 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 500.000 km; inlinação: 0°)..... 82
Figura 5.18 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 500.000 km; inlinação: 0°)..... 83
Figura 5.19 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 500.000 km; inlinação: 0°)..... 83
Figura 5.20 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Io (sem ieixo: 600.000 km; inlinação: 0°)..... 84
Figura 5.21 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Europa (sem ieixo: 600.000 km; inlinação: 0°)..... 84
Figura 5.22 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Ganimedes (sem ieixo: 600.000 km; inlinação: 0°)..... 85
Figura 5.23 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Calisto (sem ieixo: 600.000 km; inlinação: 0°)..... 85
Figura 5.24 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 600.000 km; inlinação: 0°)..... 86
Figura 5.25 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 600.000 km; inlinação: 0°)..... 86
Figura 5.26 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 600.000 km; inlinação: 0°)..... 87
Figura 5.27 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 600.000 km; inlinação: 0°)..... 87
Figura 5.28 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Io (sem ieixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°)..... 88
Figura 5.29 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Europa (sem ieixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°)..... 88
Figura 5.30 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Ganimedes (sem ieixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°)..... 89
Figura 5.31 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Calisto (sem ieixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°)..... 89
Figura 5.32 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°)..... 90
Figura 5.33 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°)..... 90

Figura 5.34 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°). 91
Figura 5.35 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°). 91
Figura 5.36 - Mapeamento das perturbações de Io. 92
Figura 5.37 - Vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Io. 93
Figura 5.38 - Vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Io. ... 93
Figura 5.39 - Mapeamento das perturbações de Europa. 94
Figura 5.40 - Vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Europa. 94
Figura 5.41 - Vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Europa. 95
Figura 5.42 - Mapeamento da perturbação de Ganimedes. 96
Figura 5.43 - vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Ganimedes. 96
Figura 5.44 - vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações de ganimedes. 97
Figura 5.45 - Mapeamento da perturbação de Calisto. 97
Figura 5.46 - Vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Calisto. 98
Figura 5.47 - vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Calisto. 98
Figura 5.48 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Calisto (sem ieixo: 1.900.000 km; inlinação: 0°). 99
Figura 5.49 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.900.000 km; inlinação: 0°). 99
Figura 5.50 - Mapeamento da perturbação das luas do grupo Almateia. 100
Figura 5.51 - vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Almateia. 100
Figura 5.52 - vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Almateia. 101
Figura 5.53 - Mapeamento da perturbação das luas do grupo Himalaia. 102
Figura 5.54 - Vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Himalaia. 102
Figura 5.55 - Vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Himalaia. 103
Figura 5.56 - Mapeamento da perturbação das luas do grupo Carme. 104
Figura 5.57 - Vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Carme. 104

Figura 5.58 - Vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Carme. 105
Figura 5.59 - Figura 5.59 - Mapeamento da perturbação das luas do grupo Ananke. 106
Figura 5.60 - vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Ananke. 106
Figura 5.61 - vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Ananke 107
Figura 5.62 - Mapeamento da perturbação das luas do grupo Pasife. 108
Figura 5.63 - Vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Pasife. 108
Figura 5.64 - Vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Pasife. 109
Figura 6.1 - Visão em 3D das órbitas do veículo. 114
Figura 6.2 - Vista x-y das órbitas do veículo. 114
Figura 6.3 - Vista x-z das órbitas do veículo. 115
Figura 6.4 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.143.872 km). 115
Figura 6.5 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.143.872 km). 116
Figura 6.6 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.143.872 km). 116
Figura 6.7 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.143.872 km). 117
Figura 6.8 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.143.872 km). 117
Figura 6.9 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.143.872 km). 118
Figura 6.10 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.143.872 km). 118
Figura 6.11 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.143.872 km). 119
Figura 6.12 - Evolução do semi eixo maior (semi eixo: 1.143.872 km). 122
Figura 6.13 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.143.872 km). 122
Figura 6.14 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.215.364 km). 124
Figura 6.15 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.215.364 km). 124
Figura 6.16 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.215.364 km). 125

Figura 6.17 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.215.364 km). 125
Figura 6.18 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.215.364 km). 126
Figura 6.19 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.215.364 km). 126
Figura 6.20 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.215.364 km). 127
Figura 6.21 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.215.364 km). 127
Figura 6.22 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.215.364 km). 129
Figura 6.23 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.215.364 km). 129
Figura 6.24 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.286.856 km). 130
Figura 6.25 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.286.856 km)..... 130
Figura 6.26 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes(semi eixo: 1.286.856 km)..... 131
Figura 6.27 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.286.856 km). 131
Figura 6.28Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.286.856 km). 132
Figura 6.29 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.286.856 km). 132
Figura 6.30 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.286.856 km). 133
Figura 6.31 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.286.856 km). 133
Figura 6.32 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.286.856 km). 134
Figura 6.33 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.286.856 km). 135
Figura 6.34 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.358.348 km). 136
Figura 6.35 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.358.348 km)..... 136
Figura 6.36 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.358.348 km)..... 137
Figura 6.37 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.358.348 km). 137
Figura 6.38 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.358.348 km). 138

Figura 6.39 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.358.348 km). 138
Figura 6.40 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.358.348 km). 139
Figura 6.41 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.358.348 km). 139
Figura 6.42 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.358.348 km). 140
Figura 6.43 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.358.348 km). 141
Figura 6.44 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.429.840 km). 142
Figura 6.45 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.429.840 km)..... 142
Figura 6.46 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.429.840 km). 143
Figura 6.47 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.429.840 km). 143
Figura 6.48 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.429.8408 km). 144
Figura 6.49 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.429.8408 km). 144
Figura 6.50 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.429.8408 km). 145
Figura 6.51 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.429.8408 km). 145
Figura 6.52 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.429.840 km). 146
Figura 6.53 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.429.840 km). 147
Figura 6.54 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.501.332 km). 148
Figura 6.55 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.501.332 km)..... 148
Figura 6.56 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.501.332 km). 149
Figura 6.57 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.501.332 km). 149
Figura 6.58 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.501.332 km). 150
Figura 6.59 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.501.332 km). 150
Figura 6.60 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.501.332 km). 151

Figura 6.61 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.501.332 km). 151
Figura 6.62 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.501.332 km). 152
Figura 6.63 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.501.332 km). 153
Figura 6.64 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.572.824 km). 154
Figura 6.65 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.572.824 km)..... 154
Figura 6.66 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.572.824 km). 155
Figura 6.67 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.572.824 km). 155
Figura 6.68 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.572.824 km). 156
Figura 6.69 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.572.824 km). 156
Figura 6.70 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.572.824 km). 157
Figura 6.71 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.572.824 km). 157
Figura 6.72 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.572.824 km). 158
Figura 6.73 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.572.824 km). 159
Figura 6.74 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.644.316 km). 160
Figura 6.75 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.644.316 km)..... 160
Figura 6.76 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.644.316 km). 161
Figura 6.77 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.644.316 km). 161
Figura 6.78 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.644.31624 km). 162
Figura 6.79 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.644.31624 km). 162
Figura 6.80 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.644.31624 km). 163
Figura 6.81 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.644.31624 km). 163
Figura 6.82 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.644.316 km). 165
Figura 6.83 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.644.316 km). 165

Figura 6.84 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.715.808 km). 166
Figura 6.85 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.715.808 km)..... 167
Figura 6.86 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.715.808 km). 167
Figura 6.87 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.715.808 km). 168
Figura 6.88 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.715.808 km). 168
Figura 6.89 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.715.808 km). 169
Figura 6.90 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.715.808 km). 169
Figura 6.91 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.715.808 km). 170
Figura 6.92 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.715.808 km). 171
Figura 6.93 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.715.808 km). 171
Figura 6.94 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.787.300 km). 172
Figura 6.95 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.787.300 km)..... 173
Figura 6.96 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.787.300 km). 173
Figura 6.97 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.787.300 km). 174
Figura 6.98 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.787.300 km). 174
Figura 6.99 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.787.300 km). 175
Figura 6.100 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.787.300 km). 175
Figura 6.101 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.787.300 km). 176
Figura 6.102 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.787.300 km). 177
Figura 6.103 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.787.300 km). 177
Figura 7.1 - Órbitas inicial, final e de transferência do veículo. 184
Figura 7.2 - Figura 7.2 - Variação do semi eixo maior para manobra impulsiva - primeiro impulso. 186

Figura 7.3 - Variação da excentricidade para manobra impulsiva - primeiro impulso. 186
Figura 7.4 - Variação do semi eixo maior para manobra impulsiva - segundo impulso. 187
Figura 7.5 - Variação da excentricidade para manobra impulsiva - segundo impulso. 187
Figura 7.6 - Exemplo de manobra utilizando arco propulsivo. 189
Figura 7.7 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N). 191
Figura 7.8 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N). 191
Figura 7.9 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N). 192
Figura 7.10 - Variação da excentricidade devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N). 193
Figura 7.11 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N). 193
Figura 7.12 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N). 194
Figura 7.13 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N). 194
Figura 7.14 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N). 195
Figura 7.15 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – Segundo caso (500 N). 196
Figura 7.16 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Segundo caso (500 N). 197
Figura 7.17 - Variação da excentricidade devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Segundo caso (500 N). 197
Figura 7.18 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Segundo caso (500 N). 198
Figura 7.19 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Segundo caso (500 N). 198
Figura 7.20 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Segundo caso (500 N). 199
Figura 7.21 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Segundo caso (500 N). 199
Figura 7.22 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Segundo caso (500 N). 200

Figura 7.23 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N). 201
Figura 7.24 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N). 201
Figura 7.25 - Variação da excentricidade devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N). 202
Figura 7.26 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N). 202
Figura 7.27 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N). 203
Figura 7.28 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N). 203
Figura 7.29 - - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N). 204
Figura 7.30 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N). 204
Figura 7.31 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N). 205
Figura 7.32 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N). 205
Figura 7.33 - Variação da excentricidade devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N). 206
Figura 7.34 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N). 206
Figura 7.35 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N). 207
Figura 7.36 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N). 207
Figura 7.37 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N). 208
Figura 7.38 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N). 208
Figura 7.39 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N). 209
Figura 7.40 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N). 210
Figura 7.41 - Variação da excentricidade devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N). 210
Figura 7.42 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N). 211

Figura 7.43 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N). 211
Figura 7.44 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N). 212
Figura 7.45 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N). 212
Figura 7.46 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N). 213
Figura 7.47 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – sexto caso (1500 N). 214
Figura 7.48 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – sexto caso (1500 N). 214
Figura 7.49 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – sexto caso (1500 N). 215
Figura 7.50 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – sexto caso (1500 N). 215
Figura 7.51 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – sexto caso (1500 N). 216
Figura 7.52 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – sexto caso (1500 N). 216
Figura 7.53 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – sexto caso (1500 N). 217
Figura 7.54 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – sexto caso (1500 N). 217
Figura 7.55 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N). 218
Figura 7.56 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N). 218
Figura 7.57 - Variação da excentricidade devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N). 219
Figura 7.58 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N). 219
Figura 7.59 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N). 220
Figura 7.60 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N). 220
Figura 7.61 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N). 221
Figura 7.62 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N). 221

Figura 7.63 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N)..... 222
Figura 7.64 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N)..... 223
Figura 7.65 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N)..... 223
Figura 7.66 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N). 224
Figura 7.67 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N)..... 224
Figura 7.68 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N)..... 225
Figura 7.69 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N)..... 225
Figura 7.70 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N). 226
Figura 7.71 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Segundo caso (500 N)..... 227
Figura 7.72 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Segundo caso (500 N)..... 227
Figura 7.73 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Segundo caso (500 N)..... 228
Figura 7.74 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Segundo caso (500 N)..... 228
Figura 7.75 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Terceiro caso (750 N). 229
Figura 7.76 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Terceiro caso (750 N). 229
Figura 7.77 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Terceiro caso (750 N). 230
Figura 7.78 - - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Terceiro caso (750 N)..... 230
Figura 7.79 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Quarto caso (1000 N). 231
Figura 7.80 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Quarto caso (1000 N). 231
Figura 7.81 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Quarto caso (1000 N). 232
Figura 7.82 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Quarto caso (1000 N). 232

Figura 7.83 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Quinto caso (1250 N). 233
Figura 7.84 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Quinto caso (1250 N). 233
Figura 7.85 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Quinto caso (1250 N). 234
Figura 7.86 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Quinto caso (1250 N). 234
Figura 7.87 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Sexto caso (1500 N). 235
Figura 7.88 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Sexto caso (1500 N). 235
Figura 7.89 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Sexto caso (1500 N). 236
Figura 7.90 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Sexto caso (1500 N). 236
Figura 7.91 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Sétimo caso (1750 N). 237
Figura 7.92 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Sétimo caso (1750 N). 237
Figura 7.93 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Sétimo caso (1750 N). 238
Figura 7.94 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Sétimo caso (1750 N). 238
Figura 7.95 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Oitavo caso (2000 N). 239
Figura 7.96 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Oitavo caso (2000 N). 239
Figura 7.97 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Oitavo caso (2000 N). 240
Figura 7.98 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Oitavo caso (2000 N). 240

LISTA DE TABELAS

Pág.

Tabela 4.1-Parâmetros orbitais. 25
Tabela 5.1 – semi eixos escolhidos para as simulações. 71
Tabela 5.2-Parâmetros orbitais. 71
Tabela 5.3 – Dados utilizados para a construção do gráfico em 3 dimensões. 259
Tabela 5.4 – Exemplo de interpolação. 110
Tabela 5.5 – Interpolação para valores variados de semi eixo e inclinação... 111
Tabela 5.6 – Valores absolutos totais do incremento de velocidade das luas galileanas. 263
Tabela 6.1 - Parâmetros orbitais fixos das simulações com variação na anomalia média. 113
Tabela 6.2 - Número de aproximações das luas conforme variação do semi eixo. 178
Tabela 7.1 - Parâmetros orbitais da órbita em que o veículo foi injetado. 183
Tabela 7.2 - Parâmetros orbitais da órbita final. 183
Tabela 7.3 - Capacidade dos propulsores. 190
Tabela 7.4 - Comparação dos casos com e sem controlé automático. 241
Tabela 7.5 - Valores de massa de propelente consumida para o cenário 1... 242
Tabela 7.6 - Valores dos parâmetros orbitais atingidos após o segundo impulso (cenário 1). 242
Tabela 7.7 - Erro dos parâmetros orbitais para o segundo impulso (cenário 1). 243
Tabela 7.8 - Valores de massa de propelente consumida para o cenário 2... 243
Tabela 7.9 - Valores dos parâmetros orbitais atingidos após o segundo impulso (cenário 2). 243
Tabela 7.10 - Erro dos parâmetros orbitais para o segundo impulso (cenário 2). 244

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

NASA	National Aeronautics and Space Agency
ESA	European Space Agency
JUICE	Juice Icy Moon Explorer
STRS	Spacecraft Trajectory Simulator

LISTA DE SÍMBOLOS

a	semi eixo maior
b	semi eixo menor
ΔV	incremento de velocidade
e	excentricidade
f	anomalia verdadeira
G	constante gravitacional
h	momento angular específico
i	inclinação
M	anomalia média
n	velocidade angular
p	semi-latus rectum
$\boldsymbol{R}$	matriz de rotação
r_a	apoapside
r_p	periapside
$\Delta\theta$	incremento na anomalia verdadeira
u	anomalia excêntrica
υ	longitude verdadeira
Ω	ascensão reta do nodo ascendente
ω	argumento do periapside

SUMÁRIO

Pág.

1 INTRODUÇÃO 1
1.1 Introdução e Motivação 1
1.2 Objetivos 5
1.3 Justificativa 6
1.4 Organização do trabalho 6
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA 7
3 CONCEITOS BÁSICOS 11
3.1 Elementos Keplerianos 11
3.2 Coordenadas Cartesianas, Posição e Velocidade 12
3.3 Posicionamento de Satélites 13
3.3.1 Problema Direto 13
3.3.2 Problema Inverso 14
3.4 Problema de Lambert 16
3.5 Perturbações 18
3.5.1 Perturbação Devido a um Terceiro Corpo 18
3.5.2 Perturbação devido ao Potencial Gravitacional de Júpiter 19
3.6 Simulador de Trajetórias Espaciais (STRS) 20
3.7 Grupos de Luas de Júpiter 21
4 ESTUDO PRÉVIO DAS PERTURBAÇÕES DAS LUAS 25
4.1 Simulação do Veículo Posicionado entre Io e Europa 25
4.2 Simulação do Veículo Posicionado entre Europa e Ganimedes 38
4.3 Simulação do Veículo Posicionado entre Ganimedes e Calisto 48
4.4 Simulação do Veículo Posicionado além de Calisto 59
4.5 Conclusão 69
5 MAPEAMENTO DAS PERTURBAÇÕES 71
5.1 Grupo das Luas Galileanas 72
5.1.1 Mapeamento da perturbação das luas galileanas 92

5.2 Grupo Almateia 100
5.3 Grupo Himalaia 102
5.4 Grupo Carme 103
5.5 Grupo Ananke 105
5.6 Grupo Pasife 107
5.7 Interpolação 109
5.8 Conclusão 112
6 APROXIMAÇÕES DAS LUAS 113
6.1 Semi eixo maior de 1.143.872 km 113
6.2 Semi eixo maior de 1.215.364 km 123
6.2.1 Semi eixo maior de 1.286.856 130
6.2.2 Semi eixo maior de 1.358.348 km 135
6.3 Semi eixo maior de 1.429.840 km 141
6.4 Semi eixo maior de 1.501.332 km 147
6.5 Semi eixo maior de 1.572.824 km 153
6.6 Semi eixo maior de 1.644.316 km 159
6.7 Semi eixo maior de 1.715.808 km 166
6.7.1 Semi eixo maior de 1.787.300 km 172
6.8 Tabelas para Comparação 178
7 MANOBRAS 183
7.1 Caso Impulsivo 184
7.1.1 Resultados – caso impulsivo 185
7.2 Caso com Propulsão Contínua 188
7.2.1 Cenário 1 – Primeiro caso (250N) 190
7.2.2 Cenário 1 – Segundo Caso (500 N) 196
7.2.3 Cenário 1 – Terceiro caso (750 N) 200
7.2.4 Cenário 1 – Quarto caso (1000 N) 205
7.2.5 Cenário 1 – Quarto caso (1250 N) 209
7.2.6 Cenário 1 – Sexto caso (1500 N) 213
7.2.7 Cenário 1 – Quarto caso (1750 N) 218
7.2.8 Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N) 222

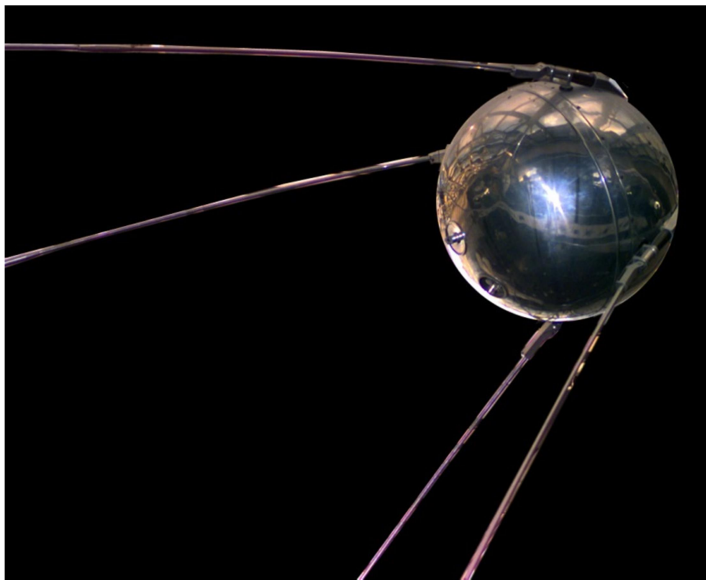
7.2.9 Cenário 2 - Segundo caso (500 N) 226
7.2.10 Cenário 2 – Terceiro caso (750 N) 229
7.2.11 Cenário 2 – Quarto caso (1000 N) 231
7.2.12 Cenário 2 – Quinto caso (1250 N)..... 233
7.2.13 Cenário 2 – Sexto caso (1500 N) 235
7.2.14 Cenário 2 – Sétimo caso (1750 N) 237
7.2.15 Cenário 2 – Oitavo caso (2000 N) 239
7.2.16 Avaliação da utilização do controle automático..... 241
7.3 Comparação dos Casos Propulsão Contínua 241
8 CONCLUSÃO 247
8.1 Recomendações para Trabalhos Futuros 248
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS 249
APÊNDICE A – PARÂMETROS DAS 62 LUAS DE JÚPITER (TABELA).... 255
APÊNDICE B – VALORES DE INCREMENTO DE VELOCIDADE PARA CADA SIMULAÇÃO DO MAPEAMENTO (TABELA) 259
APÊNDICE C – VALORES DE INCREMENTO DE VELOCIDADE PARA AS LUAS GALILEANAS PARA CADA SIMULAÇÃO DO MAPEAMENTO (TABELA) 263

1 INTRODUÇÃO

1.1 Introdução e Motivação

O início da Era Espacial se deu em 1957 com o lançamento do Sputnik, Figura 1.1 abaixo, desde então já aconteceram inúmeras missões e os destinos são os mais variados, Lua, asteroides, planetas, etc. Porém o que mais interessa a este trabalho são as missões à Júpiter.

Figura 1.1 - Sputnik.



Fonte: Wikipedia (2016)[1].

Todas as missões à Júpiter, com exceção da missão Galileo e a recente missão Juno, foram apenas sobrevoos com objetivo de reduzir o consumo de combustível ou tempo de viagem até seus reais destinos, o que não foi um empecilho para fazer observações e estudos sobre este planeta.

A NASA (National Aeronautics and Space Agency) fez as seguintes missões com sobrevoos em Júpiter:

a) *Pioneer* 10 (1973): Foram obtidas as primeiras imagens mais detalhadas de Júpiter e das luas Galileanas Europa, Calisto e

[1] Disponível em: https://en.wikipedia.org/wiki/Sputnik_1. Acesso em : 20 Fev. 2016.

Ganimedes, também foi feito um estudo da atmosfera e foi detectado o campo magnético do planeta;

b) *Pioneer* 11 (1974): Fez observações das regiões polares de Júpiter e obteve imagens da grande mancha vermelha;

c) *Voyager* 1 e 2 (1978/1979): A Voyager 1 observou as Luas e o campo magnético, já a Voyager 2 observou vórtices na atmosfera, vulcões ativos em Io e descobriu os anéis de Júpiter. As Voyagers também revelaram a grande mancha vermelha como uma complexa tempestade, outro ponto que merece ser comentado foi a descoberta de Adrastea, Metis e Tebe (luas menores de Júpiter);

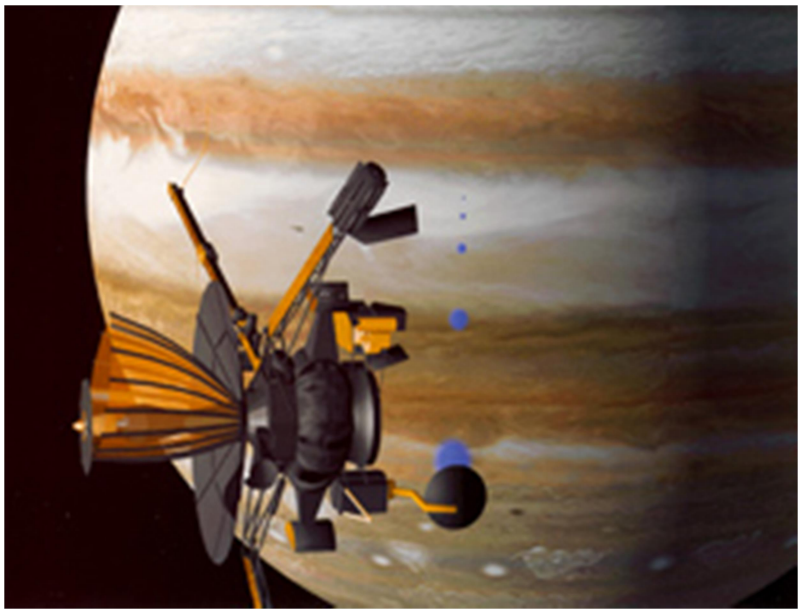
d) *Ulysses* (1992): Esta sonda não possuía câmera porém obteve uma boa quantidade de informações sobre a magnetosfera do planeta;

e) *Cassini* (2000): Com destino à Saturno, a sonda obteve as imagens de melhor resolução de Júpiter até então vistas. Uma grande descoberta feita foi a circulação atmosférica do planeta;

f) *New Horizons* (2007): Em direção à Plutão realizou medidas das órbitas das luas internas de Júpiter.

A NASA também realizou a missão *Galileo* (1995 – 2003) com destino à Júpiter onde a sonda, que pode ser visualizada na Figura 1.2, entrou efetivamente em órbita do planeta, Galileo Observou as luas Galileanas e Almateia, testemunhou o impacto do cometa *Shoemaker – Levy 9* e também foram obtidas evidências que suportam a teoria da existência de oceanos em Europa.

Figura 1.2 - Sonda galileo.



Fonte: NASA (2016)[2].

Além destas missões a NASA lançou em Agosto de 2011 a sonda Juno, Figura 1.3. A sonda Juno chegou à Júpiter em Julho de 2016 e estima-se o fim da missão em Fevereiro de 2018. Esta missão tem como principais objetivos estudar a origem e a evolução de Júpiter, fazer uma análise da atmosfera, mapear os campos magnético e gravitacional e analisar a magnetosfera próxima aos pólos.

[2] Disponível em: http://science.nasa.gov/missions/galileo/. Acesso em : 20 Fev. 2016.

Figura 1.3 - Conceito artístico da missão Juno.

Fonte: NASA (2016)[3].

Além da NASA, a ESA planeja uma missão para Júpiter, a missão JUICE (*Jupiter Icy Moon Explorer*), o lançamento e chegada à Júpiter estão previstos respectivamente para 2022 e 2030 e a previsão de duração da missão é de 3 anos. JUICE irá estudar as luas, atmosfera, magnetosfera e a interação das luas galileanas com Júpiter.

[3] Disponível em: https://www.nasa.gov/mission_pages/juno/main/index.html. Acesso em : 20 Fev. 2016.

1.2 Objetivos

Este trabalho tem como objetivo desenvolver a modelagem e controle de trajetórias ao redor de Júpiter, e estudar os efeitos das perturbações de 62 satélites naturais do planeta na trajetória de um veículo em órbita ao redor deste, obtendo assim um mapeamento da perturbação gravitacional que age na trajetória de um veículo ao redor de Júpiter.

Também realiza-se um estudo visando a otimização da trajetória de um veículo espacial. O foco desta otimização é escolher a trajetória do veículo que permita o maior número de aproximações das luas galileanas ao longo de um certo período de tempo, porém sempre mantendo uma órbita ao redor de Júpiter.

As simulações serão feitas por meio do *Spacecraft Trajectory Simulator* (STRS) que consiste em um simulador de trajetórias desenvolvido por Rocco (2008) e Rocco (2012).

A contribuição deste trabalho consiste na modelagem e implementação dos modelos de perturbação gravitacional para 62 luas de Júpiter (algumas outras luas de Júpiter descobertas recentemente não possuem dados orbitais necessários para a implementação destas luas no simulador, logo não foram aqui consideradas, são elas: S/2000 J11, S/2010 J1, S/2010 J2, S/2011 J1, S/2011 J2). Assim, será possível simular com grande precisão trajetórias de um veículo espacial orbitando Júpiter, considerando os modelos de perturbação das luas galileanas já inseridas no STRS e ainda os modelos de perturbação devido a cada uma das outras 58 luas que foram desenvolvidos e inseridos no STRS. De posse de um ambiente de simulação capaz de considerar todas estas perturbações, manobras orbitais podem ser simuladas de maneira mais realista visando avaliar o consumo de combustível durante as manobras de correção de trajetória e transferência orbital de uma missão espacial em Júpiter.

1.3 Justificativa

O número de missões que passaram por Júpiter não é pequeno, afinal o sistema jupiteriano é dito como um fascinante mini sistema solar. Não só a NASA mas também a ESA já planejam viagens para Júpiter no futuro. De modo geral deve-se aceitar que o número de missões interplanetárias será cada vez maior e é de grande importância que os mais diversos aspectos envolvidos nestas sejam estudados.

Além disso o simulador utilizado apresenta um caráter de generalidade, pode-se fazer simulações para qualquer data desejada e com bastante precisão, considerando os mais variados tipos de perturbação.

Ainda é valido dizer que as equações e teorias utilizadas são gerais e servem para qualquer planeta, lua ou asteroide, incluindo é claro o planeta Terra, ou seja, este estudo pode ser estendido para qualquer corpo de interesse.

1.4 Organização do trabalho

O capítulo 2 apresenta a revisão bibliográfica dos assuntos mais pertinentes ao tema deste trabalho. O capítulo 3 mostra a metodologia que será usada e a fundamentação teórica. O capítulo 4 apresenta um estudo preliminar relcionado à perturbação das luas de Júpiter. No capítulo 5 é apresentado o mapeamento das perturbações das luas de Júpiter consideradas neste trabalho. No sexto capítulo é feita uma análise com relação ao número de vezes que o veículo se aproxima das luas galileanas. No capítulo 7 é feito um estudo com relação as manobras e por fim no oitavo capítulo é apresentada a conclusão deste trabalho.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Este trabalho possui como interesses principais o estudo de trajetórias e de algumas perturbações importantes que levam a alteração destas, como por exemplo a perturbação devido a um terceiro corpo, logo é importante analisar na literatura o que já foi abordado com relação a isso.

Kaufman (1970) estudou os efeitos da perturbação das quatro maiores luas de Júpiter à partir de vinte trajetórias e chegou a conclusão que este tipo de estudo é essencial para a análise de trajetórias ao redor de Júpiter, outro resultado importante foi um programa que gera as efemérides das quatro luas por meio do chamado método simplificado de Sampson.

Niehoff (1971) desenvolveu um método para que um veículo em órbita ao redor de Júpiter observasse os satélites galileanos. Este método consistia basicamente em sincronizar a órbita do veículo com o movimento ressonante de Io, Europa, e Ganimedes.

Uphoff *et al.* (1976) mostraram um estudo focado no planejamento de uma missão da NASA à Júpiter que ocorreria na década de 80 onde seriam estudadas as luas de Galileu e o sistema jupteriano. Eles abordaram técnicas de controle de órbita assistidas por força gravitacional, mais precisamente utilizando a gravidade dos satélites galileanos.

A partir de dados obtidos das Pioneer 10 e Pioneer 11, Null (1976) pode obter valores mais apurados das massas dos satélites galileanos, de Júpiter e também obteve informações com relação aos coeficientes harmônicos do planeta.

D'Amario *et al*. (1992) mostraram um estudo da trajetória interplanetária da missão e do *design* do *tour* pelos satélites. Este *tour* consiste em uma série de órbitas realizadas ao redor de Júpiter com sobrevoos nos satélites Galileanos a fim de modificar a órbita do veículo ao redor de Júpiter para que na próxima órbita aconteça um encontro com outro

satélite Galileano, ou então manter o veículo em uma órbita que permita continuar a estudar o satélite que já estava sendo observado. Também foi feito um estudo da performance da missão e da dinâmica dos sobrevoos assistidos gravitacionalmente.

Byrnes e Wolf (1993) descreveram o design deste *tour* pelos satélites de Júpiter na missão Galileo. Eles mostraram as estratégias que foram utilizadas no design para que fosse alcançado um grande retorno relacionado ao conhecimento científico que era esperado da missão e que ao mesmo tempo respeitasse as limitações do veículo.

Wilson *et al*. (1997) relataram as estratégias de navegação da missão Galileu em um ponto que segundo eles foi de extrema importância na missão: o de sobrevoo próximo a Io para que então o veículo fosse efetivamente inserido em uma órbita em Júpiter.

Jacobson *et al*. (1999) fizeram uma reconstrução da trajetória utilizada na missão Galileo, as órbitas realizadas foram analisadas e além disso foram determinados valores mais apurados de parâmetros gravitacionais do sistema jupiteriano.

Wolf (2002) com foco em uma investigação do sistema saturniano mostrou um estudo sobre sobrevoos em satélites de Saturno e a utilização do campo gravitacional destes satélites para modificação e controle de órbita.

Ross *et al*. (2003) apresentou o conceito de *multi – moon orbiter* que consiste em um único veículo que possa orbitar várias luas. O objetivo deles era apresentar em seu trabalho um veículo com uma vida longa e que utilizasse pouco combustível, foram abordadas técnicas de capturas balísticas e manobras assistidas por forças gravitacionais ressonantes das luas.

Carvalho (2013) apresentou um estudo sobre a otimização de transferências entre alguns tipos de órbitas realizadas com sistemas propulsivos de baixo empuxo. Clark (2007) realizou um estudo que tinha

como objetivo explorar a possibilidade de uma missão à Europa que fosse feito uso de tecnologias já existentes, e que pudesse contribuir com relação aos objetivos científicos importantes, como a confirmação da existência do oceano, estudo sobre a estrutura congelada e composição química de materiais da superfície de Europa.

Solórzano (2006) estudou diversos aspectos de uma missão a Netuno e Tritão, o maior satélite natural do planeta, estes aspectos incluíam a missão interplanetária, o posicionamento da órbita ao redor de Tritão, uma análise com relação a perturbação causada no veículo espacial incluindo a perturbação devido a Tritão.

Utilizando o STRS Marcelino (2009) e Marcelino et al. (2011) fizeram um estudo do controle de trajetórias orbitais, onde as manobras utilizavam um sistema propulsivo com empuxo contínuo. Costa Filho (2010) estudou o acoplamento entre controle de trajetória e controle de atitude em manobras de transferência utilizando um sistema propulsivo com empuxo contínuo, foram feitas simulações e análises relacionadas a desvio de trajetória e ao sistema de controle usando o STRS.

Araujo (2011) estudou a dinâmica e regiões de estabilidade e instablildade do sistema triplo 2001 SN263. Foram analisadas perturbações provocadas tanto pelos asteroides entre si como também pelo Sol e por outros planetas.

Santos (2011) abordou o assunto de manobras aeroassistidas. Foram feitas simulações, utilizando o STRS, e análises das vantagens deste tipo de manobra, o estudo foi feito considerado um veículo dotado de placas aerodinâmicas reguláveis e notou-se que no geral este tipo de manobra é vantajosa com relação à economia de combustível.

Oliveira (2012) apresentou uma análise da otimização da trajetória de veículos espaciais com sistema de propulsão não impulsiva, este estudo envolvia o desenvolvimento de um algoritmo de caráter geral e simulações com o STRS para validação.

Carvalho *et al*. (2013) estudaram perturbações nos elementos orbitais de um satélite artificial ao redor de Europa considerando a perturbação desta. Grasset *et al*. (2013) mostraram um breve panorama da missão JUICE, onde foram mencionados alguns dos objetivos científicos da missão.

Os efeitos do potencial gravitacional da Lua terrestre em um satélite artificial foram abordados por Gonçalves (2013) e Gonçalves et al. (2013) que para esta análise utilizaram o modelo de Konopliv implementado no STRS. Ainda visando as perturbações Venditti (2013) e Venditti et al. (2013) estudaram perturbações de órbitas ao redor do asteroide 216 Kleopatra por meio de simulações realizadas com o STRS. O asteroide foi modelado pelo método dos poliedros e então foi feita uma análise da força perturbadora devido a seu formato irregular.

Silva (2013) estudou manobras de Swing-By combinadas à aplicação de forças impulsivas e desenvolveu um algoritmo para calcular a variação de energia de uma manobra deste tipo aplicando o impulso antes ou depois do periapside da órbita do veículo para que assim o ponto de aplicação do impulso fosse otimizado.

Rocco (2014) apresentou um estudo das perturbações em manobras orbitais em um veículo espacial com orbita ao redor de Marte, as perturbações consideradas foram perturbações gravitacionais devido ao Sol e as luas de Marte Fobos e Deimos.

Rocco (2016) realizou um estudo considerando o efeito perturbativo das luas de Galileu e da atração gravitacional do Sol em trajetórias ao redor de Júpiter. Santos et al. (2015) tinham como objetivo encontrar órbitas elípticas ao redor de Europa que fossem menos perturbadas e assim introduzir o veículo em uma órbita mais estável. O estudo teve como base a integração de forças perturbativas ao longo do tempo.

3 CONCEITOS BÁSICOS

Neste capítulo serão apresentados os principais conceitos teóricos que são uma importante base para o desenvolvimento deste trabalho.

3.1 Elementos Keplerianos

Os elementos keplerianos, que podem ser vistos na Figura 3.1, também conhecidos como elementos orbitais, são coordenadas que definem completamente a órbita de um corpo, são eles:

a) semi eixo maior a;

b) excentricidade e;

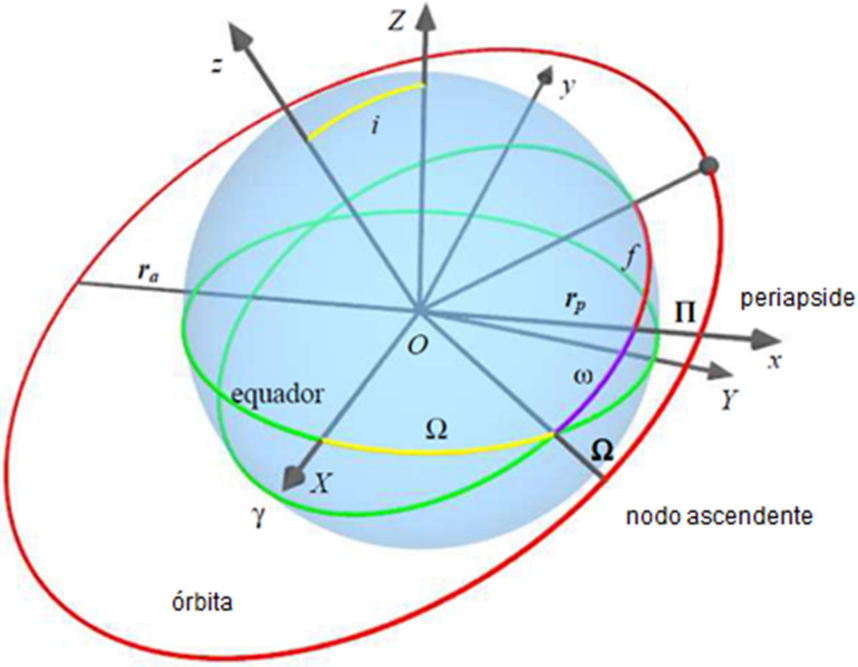
c) anomalia média M;

d) Ascensão reta do nodo ascendente Ω, ângulo que se encontra no plano do equador, varia entre 0° ≤ Ω ≤ 360°;

e) Inclinação da órbita i, medido entre o plano da órbita e o equador que varia entre 0° ≤ i ≤ 180°;

f) Argumento do periapside ω, este é medido no plano da órbita e varia entre 0° ≤ ω ≤ 360°;

Figura 3.1 - Elementos orbitais.



Fonte: adaptada de Kuga (2012)

3.2 Coordenadas Cartesianas, Posição e Velocidade

A geometria do movimento elíptico pode ser visto na Figura 3.2, sendo f a anomalia verdadeira, u a anomalia excêntrica, rp o periapside, ra o apoapside, b o semi eixo menor e p é o *semi-latus rectum*.

Segundo Kuga (2012) pode-se obter as coordenadas cartesianas de posição e velocidade da seguinte forma:

$$x = a\,(\cos u - e) \tag{1}$$

$$y = a \operatorname{sen} u\,(1 - e^2)^{1/2} \tag{2}$$

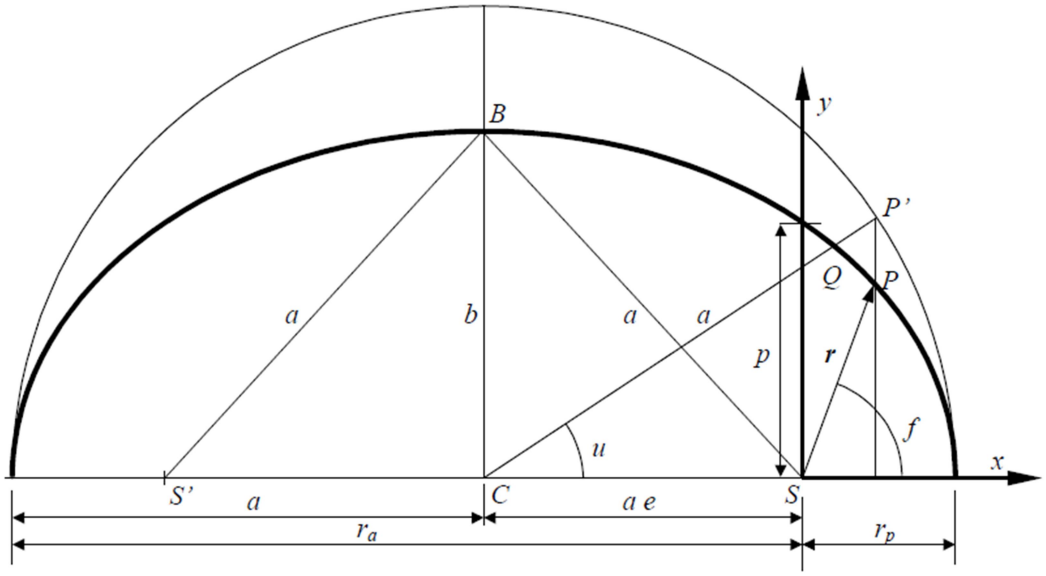
$$\dot{x} = -\frac{na^2}{r} \operatorname{sen} u \tag{3}$$

$$\dot{y} = \frac{na^2}{r} \cos u\,(1 - e^2)^{1/2} \tag{4}$$

Sendo que n é o movimento médio dado por:

$$n = \left(\frac{\mu}{a^3}\right)^{1/2} \tag{5}$$

Figura 3.2 - Geometria do movimento elíptico.



Fonte: Kuga (2012).

3.3 Posicionamento de Satélites

Aqui são exibidas as técnicas utilizadas para que o movimento do satélite no espaço seja estudado.

3.3.1 Problema Direto

Este problema consiste basicamente em uma transformação de coordenadas onde tendo os elementos keplerianos a, e, i, Ω, ω e M é obtido o vetor de estado x , y , z, $\dot{x}$, $\dot{y}$, $\dot{z}$.

Segundo Kuga (2012) devemos realizar os seguintes passos para concretizar esta transformação:

1°) Resolver a equação de kepler:

$$M = u - e \operatorname{sen} u \tag{6}$$

obtendo o parâmetro *u;*

2°) Calcular o movimento médio *n* através da equação 5;

3°) Calcular a distância geocêntrica r por meio da equação 7:

$$r = a(1 - e\cos u) \tag{7}$$

4°) Calculcar as coordenadas $x, \dot{x}, y, \dot{y}$ a partir das equações 1, 2, 3 e 4;

5°) Montar o vetor de estado no plano orbital deste modo:

$\boldsymbol{x} = (x\ y\ 0)^T$ e $\dot{\boldsymbol{x}} = (\dot{x}\ \dot{y}\ 0)^T$

6°) Calcular a matriz de rotação:

$$\boldsymbol{R}(i,\ \Omega, \omega) = \begin{bmatrix} c\Omega c\omega - s\Omega cis\omega & -c\Omega s\omega - s\Omega cic\omega & s\Omega si \\ s\Omega c\omega + c\Omega cis\omega & -s\Omega s\omega + c\Omega cic\omega & -c\Omega si \\ sis\omega & sic\omega & ci \end{bmatrix} \tag{8}$$

sendo c = cosseno e s = seno

7°) Calcular o vetor de estado:

$$\boldsymbol{X} = \boldsymbol{R}(i, \Omega, \omega)\boldsymbol{x} \tag{9}$$

$$\dot{X} = R(i, \Omega, \omega)\dot{\boldsymbol{x}} \tag{10}$$

3.3.2 Problema Inverso

A partir do vetor de estado calculam-se os elementos keplerianos.

Kuga (2012) descreve o procedimento deste modo:

1°) Calculam-se os módulos da posição e velocidade:

$$r^2 = X^2 + Y^2 + Z^2 \tag{11}$$

$$v^2 = \dot{X}^2 + \dot{Y}^2 + \dot{Z}^2 \tag{12}$$

2°) Calcular o semi eixo maior:

$$\frac{1}{a} = \frac{2}{r} - \frac{v^2}{\mu} \tag{13}$$

3°) Obter a excentricidade:

$$e = \left[\left(\frac{r\dot{r}}{na^2}\right)^2 + \left(1 - \frac{r}{a}\right)^2\right]^{1/2} \tag{14}$$

sendo que $r\dot{r}$ pode facilmente ser calculado desta maneira:

$$r\dot{r} = X\dot{X} + Y\dot{Y} + Z\dot{Z} \tag{15}$$

4°)Calcular a anomalia excêntrica através da seguinte equação:

$$\tan u = \frac{r\dot{r}/(na^2)}{1 - r/a} \tag{16}$$

5°) Para se obter a anomalia média é utilizada a equação de kepler, ou seja a equação 6;

6°) Agora prosseguir para o cálculo da inclinação, para isso primeiro devemos calcular o momento angular específico h

$$\boldsymbol{h} = \boldsymbol{r} \times \boldsymbol{v} = \begin{vmatrix} X & Y & Z \\ \dot{X} & \dot{Y} & \dot{Z} \\ \hat{I} & \hat{J} & \hat{K} \end{vmatrix}$$

$$h = \sqrt{{h_x}^2 + {h_y}^2 + {h_z}^2} \tag{17}$$

e finalmente temos que

$$\cos i = \frac{h_z}{h} \tag{18}$$

7°) Depois de calcular a inclinação passa-se para o cálculo da ascensão reta do nodo ascendente:

$$\tan \Omega = \frac{h_x}{-h_y} \tag{19}$$

8°) Por fim prossegue-se para o cálculo do argumento do periapside, porém antes de calcular o ângulo propriamente dito é necessário realizar algumas passagens.

Primeiramente é calculada a longitude verdadeira υ que nada mais é do que um ângulo auxiliar e consiste na soma do argumento do periapside com a anomalia verdadeira f:

$$\upsilon = \omega + f \tag{20}$$

A anomalia verdadeira por sua vez é calculada do seguinte modo:

$$\tan f = \frac{sen\, u(1-e^2)^{1/2}}{\cos u-} \tag{21}$$

Agora calcula-se a longitude verdadeira utilizando uma equação diferente da equação 20:

$$\tan \upsilon = \frac{-\cos i\, sen\, \Omega + \cos i \cos \Omega\, Y + sen\, i\, Z}{\cos \Omega\, X + sen\, \Omega\, Y} \tag{22}$$

Enfim o argumento do periapside:

$$\omega = \upsilon - f \tag{23}$$

3.4 Problema de Lambert

O problema de Lambert consiste em encontrar a órbita de transferência que liga dois vetores posição conhecidos, $\boldsymbol{r_1}$ e $\boldsymbol{r_2}$, em determinada órbita, Curtis (2013). Para resolver este problema é necessário calcular a órbita de transferência que liga estes dois pontos em dado intervalo de tempo. A trajetória é encontrada no momento em que forem encontradas velocidades $\boldsymbol{v_1}$ e $\boldsymbol{v_2}$ dos vetores posição correspondentes.

Para isto é necessário realizar alguns cálculos, estes podem ser encontrados em diversos livros que tratam de dinâmica orbital como em Curtis (2013) e Bate et al. (1971), devemos seguir os seguintes passos, da mesma forma que foi feito em Rocco (2013) , Rocco (2014) e Mota e Rocco (2014):

1°) Calcular o incremento na anomalia verdadeira $\Delta\theta$, para calculá-la é necessário encontrar as normas dos vetores posição:

$$r_n = \sqrt{\boldsymbol{r}_n \cdot \boldsymbol{r}_n} \tag{24}$$

E então calcular o incremento:

$$\cos \Delta\theta = \frac{\boldsymbol{r_1} \cdot \boldsymbol{r_2}}{r_1 r_2} \tag{25}$$

Neste ponto é necessário fazer uma análise de quadrante. Se $\cos \Delta\theta > 0$ então $\Delta\theta$ está no primeiro ou quarto quadrante e se $\cos \Delta\theta < 0$ $\Delta\theta$ se encontra no terceiro quadrante. Para resolver este problema é calculada a componente Z do produto vetorial de $\boldsymbol{r_1}$ e $\boldsymbol{r_2}$ e depois calcula-se a inclinação:

$$(\boldsymbol{r_1} \times \boldsymbol{r_2})_Z = \widehat{\boldsymbol{K}} \cdot (\boldsymbol{r_1} \times \boldsymbol{r_2}) \tag{26}$$

$$\cos i = \frac{(\boldsymbol{r_1} \cdot \boldsymbol{r_2})_z}{r_1 r_2 \, sen\Delta\theta} \tag{27}$$

Se $0° < i < 90°$ a órbita é direta e se $90° < i < 180°$ a órbita é retrógrada e dizemos o seguinte para $\Delta\theta$:

- Se a trajetória é direta temos as seguintes possibilidades:

$$\Delta\theta = \begin{cases} \cos^{-1}\left(\frac{\boldsymbol{r_1} \cdot \boldsymbol{r_2}}{r_1 r_2}\right) & se\ (\boldsymbol{r_1} \times \boldsymbol{r_2})_{\boldsymbol{z}} \geq 0 \\ 360° - \cos^{-1}\left(\frac{\boldsymbol{r_1} \cdot \boldsymbol{r_2}}{r_1 r_2}\right) & se\ (\boldsymbol{r_1} \times \boldsymbol{r_2})_{\boldsymbol{z}} < 0 \end{cases} \tag{28}$$

- Se a trajetória é retrógrada temos:

$$\Delta\theta = \begin{cases} \cos^{-1}\left(\frac{\boldsymbol{r_1} \cdot \boldsymbol{r_2}}{r_1 r_2}\right) & se\ (\boldsymbol{r_1} \times \boldsymbol{r_2})_{\boldsymbol{z}} < 0 \\ 360° - \cos^{-1}\left(\frac{\boldsymbol{r_1} \cdot \boldsymbol{r_2}}{r_1 r_2}\right) & se\ (\boldsymbol{r_1} \times \boldsymbol{r_2})_{\boldsymbol{z}} \geq 0 \end{cases} \tag{29}$$

2°) Agora deve-se encontrar alguns parâmetros:

$$A = sen\ \Delta\theta \sqrt{\frac{r_1 r_2}{1 - \cos \Delta\theta}} \tag{30}$$

$$F = x^3(z)\, S(z) + A\sqrt{y(z)} - t\sqrt{\mu} = 0 \tag{31}$$

$$S(z) = \frac{\sqrt{z} - sen\sqrt{z}}{\sqrt{z^3}} \tag{32}$$

$$C(z) = \frac{1 - \cos\sqrt{z}}{z} \tag{33}$$

$$y(z) = r_1 + r_2 - A\frac{1-\cos\sqrt{z}}{\sqrt{C(z)}} \tag{34}$$

$$x(z) = \sqrt{\frac{y(z)}{C(z)}} \tag{35}$$

$$\{z \in R: 0 \leq z \leq (2\pi)^2\} \tag{36}$$

$$f(z) = 1 - \frac{y(z)}{r_1} \tag{37}$$

$$g(z) = A\sqrt{\frac{y(z)}{\mu}} \tag{38}$$

$$\dot{g}(z) = 1 - \frac{y(z)}{r_2} \tag{39}$$

3°) Por fim são calculadas as velocidades:

$$\boldsymbol{v_1} = \frac{\boldsymbol{r_2} - f(z)\,\boldsymbol{r_1}}{g(z)} \tag{40}$$

$$\boldsymbol{v_2} = \frac{\dot{g}(z)\boldsymbol{r_2} - \boldsymbol{r_1}}{g(z)} \tag{41}$$

3.5 Perturbações

É de extrema importância considerar as mais diversas perturbações orbitais (como por exemplo perturbações devido a um terceiro corpo, pressão de radiação, perturbação devido a um campo gravitacional, entre outras) em modelos e simulações caso contrário haverão erros enormes na trajetória que não irão corresponder a realidade.

Agora serão mostrados de forma concisa alguns modelos matemáticos de perturbações de interesse para o presente trabalho.

3.5.1 Perturbação Devido a um Terceiro Corpo

Perturbações devido à atração gravitacional do Sol e de algumas das luas de Júpiter foram tratadas como perturbações causadas por um terceiro corpo.

A função potencial gravitacional dada pela presença de um terceiro corpo segundo Chobotov (2002) é:

$$F' = \left(\frac{\mu'}{r'}\right)\left[1 + \sum_{n=2}^{\infty}\left(\frac{r}{r'}\right)^n P_n \cos\psi\right] \tag{42}$$

em que μ é o parâmetro gravitacional, r' é a posição do terceiro corpo com relação a Júpiter ψ é o ângulo entre o vetor posição do veículo com relação a Júpiter e o vetor posição do veículo com relação ao terceiro corpo, r é a posição absoluta com relação a Júpiter.

Prado e Kuga (2001) mostram o cálculo das acelerações perturbadoras para uma simplificação do problema geral dos três corpos:

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathbf{1}} = -Gm_2\frac{\boldsymbol{r}_{\mathbf{1}}-\boldsymbol{r}_2}{|\boldsymbol{r}_{\mathbf{1}}-\boldsymbol{r}_2|^3} + Gm_3\frac{\boldsymbol{r}_{\mathbf{3}}-\boldsymbol{r}_1}{|\boldsymbol{r}_{\mathbf{3}}-\boldsymbol{r}_1|^3} \tag{43}$$

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathbf{2}} = -Gm_3\frac{\boldsymbol{r}_2-\boldsymbol{r}_3}{|\boldsymbol{r}_2-\boldsymbol{r}_3|^3} + Gm_1\frac{\boldsymbol{r}_{\mathbf{1}}-\boldsymbol{r}_2}{|\boldsymbol{r}_{\mathbf{1}}-\boldsymbol{r}_2|^3} \tag{44}$$

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathbf{3}} = -Gm_1\frac{\boldsymbol{r}_{\mathbf{3}}-\boldsymbol{r}_1}{|\boldsymbol{r}_{\mathbf{3}}-\boldsymbol{r}_1|^3} + Gm_2\frac{\boldsymbol{r}_2-\boldsymbol{r}_3}{|\boldsymbol{r}_2-\boldsymbol{r}_3|^3} \tag{45}$$

Onde $\boldsymbol{r}_{\mathbf{1}}, \boldsymbol{r}_2, \boldsymbol{r}_3$ são as poisções dos corpos de massa $m_{\mathbf{1}}, m_2, m_3$ e G é a constante gravitacional.

3.5.2 Perturbação devido ao Potencial Gravitacional de Júpiter

O potencial gravitacional de Júpiter perturba a órbita do satélite modificando os parâmetros orbitais deste. A perturbação ocorre principalmente devido a distribuição não uniforme de massa do Planeta.

Neste trabalho foi considerado o coeficiente zonal J_2, este é o termo mais relevante, e consiste em um termo que considera a distribuição não uniforme de massa do planeta.

A formulação para tal pode ser encontrada em Chobotov (2002). A variação da ascensão reta do nodo ascendente e do argumento do periapside podem ser calculadas pelas seguintes equações:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}\frac{J_2R^2}{p^2}\bar{n}\cos i \tag{46}$$

$$\dot{\omega} = \frac{3}{2}\frac{J_2 R^2}{p^2}\bar{n}\left(2 - \frac{5}{2}sen^2 i\right) \tag{47}$$

$$\bar{n} = \sqrt{\frac{\mu}{ao^3}\left[1 + \frac{3}{2}\frac{J^2 R^2}{p^2}\left(1 - \frac{3}{2}sen^2 i\right)(1 - e^2)^{1/2}\right]} \tag{48}$$

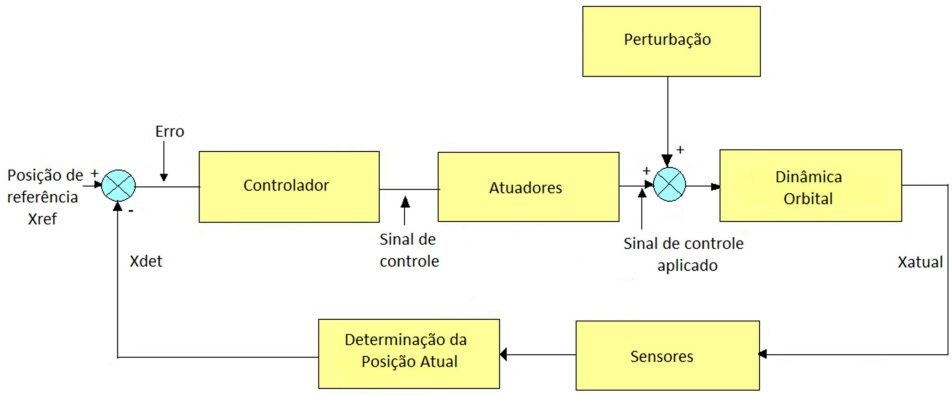
$$p = a_0(1 - e^2) \tag{49}$$

Em que p é o *semi-latus rectum*, a_0 é o semi eixo maior no instante t_0, $\bar{n}$ é o movimento médio com uma correção relacionada a J_2 e i é a inclinação.

3.6 Simulador de Trajetórias Espaciais (STRS)

O STRS foi utilizado para simular as trajetórias orbitais neste trabalho. Este utiliza um sistema em malha fechada para controlar a trajetória como pode ser visto na Figura 3.3.

Figura 3.3 - Arquitetura do STRS.



Fonte: Produção do autor.

No STRS o movimento orbital é obtido pela solução da equação de Kepler para cada passo da simulação. Dado um estado inicial e um intervalo de tempo os elementos keplerianos são obtidos a partir da resolução do problema inverso, de posse dos elementos keplerianos estes são propagados utilizando a equação de Kepler e por fim é obtido o novo estado através da resolução do problema direto.

A trajetória ideal é determinada pelo guiamento, esta é definida como a posição de referência e é comparada continuamente com o estado atual, gerando um sinal de erro que é enviado para o controlador (o controlador

utilizado neste caso é um proporcional-integral-derivativo) que gera um sinal para redução de erros, este por sua vez é enviado para o atuador que gera um sinal que juntamente com as perturbações é finalmente aplicado na dinâmica orbital, e o ciclo recomeça para que assim seja feita a análise desejada.

O simulador é capaz de propagar as trajétorias dos 62 satélites naturais de Júpiter considerados neste trabalho, a partir das posições iniciais fornecidas pela NASA para uma data estipulada.

Ao longo da simulação as posições relativas entre os corpos envolvidos (Júpiter, luas e o veículo) são determinadas a cada passo da simulação de maneira que as forças gravitacionais que agem no veículo podem ser calculadas. Em todas as simulações deste trabalho foram consideradas as posições inciciais dos corpos fornecida pela NASA para a data de 01 de Janeiro de 2000.

3.7 Grupos de Luas de Júpiter

As luas de Júpiter são divididas em 6 grupos segundo Chaple (2009), são eles: grupo Almateia, luas galileanas, grupos Himalaia, Ananke Carme e Pasife. As luas foram agrupadas de acordo com suas caracerísticas orbitais sendo que duas delas, Temisto e Carpo, não estão incluídas em nenhum grupo por possuírem características únicas. Seguem abaixo cada grupo com suas características:

a) Grupo Almateia: Almateia é a maior luas de seu grupo possuindo um raio médio de 83,5 km e é a lua que dá nome ao grupo, as outras luas do grupo são Adrasteia, Tebe e Métis. As órbitas destas são diretas (suas órbitas possuem o mesmo sentido da rotação de Júpiter). São as luas mais internas, e em teoria estas contribuem fornecendo material para os anéis de Júpiter.

b) Luas Galileanas: Fazem parte deste grupo Io, Europa, Ganimedes e Calisto. São luas muito grandes, Ganimedes é maior que o planeta Mercúrio, e as outras estão entre as maiores do sistema

solar. Cada lua tem características únicas, suas órbitas estão alinhadas com o equador de Júpiter e são diretas assim como as do grupo Almateia.

c) Grupo Himalaia: Pertencem à este grupo cinco luas, Himalaia (quinta maior lua de Júpiter com raio médio de 85 km e maior lua de seu grupo), Leda, Lisiteia, Elara e S/2000 J11 (era uma candidata ao grupo porém foi perdida antes que sua órbita fosse completamente determinada). Estas luas se encontram de 11.700.000 até 12.560.000 km de Júpiter e suas órbitas possuem inclinação média de 27,5° em relação ao equador de Júpiter.

d) Grupo Ananke: Com um raio de 14 km Ananke é a maior lua de seu grupo e dá nome a ele, as outras quinze luas de seu grupo são Euporia, Helique, Thelxinoe, Euante, Ortósia, Iocasta, Praxidique, Harpalique, Mneme, Hermipe, Tione, S/203 J3 (nesta nomenclatura S se deve ao objeto ser um satélite, 2003 é o ano de sua descoberta, J por ser um satélite de Júpiter e 9 por ter sido o 9° satélite de Júpiter encontrado no ano de 2003), S/2003 J15, S/2003 J18. As luas deste grupo possuem órbitas bastante inclinadas (Aproximadamente 150° com relação ao Equador de Júpiter), estas luas começam a aparecer a distância de 19.000.000 km de Júpiter.

e) Grupo Carme: Carme é a maior das luas de seu grupo e dá nome a ele, o grupo possui outras dezesseis luas, Herse, Aitne, Cale, Taigete, Caldene, Erinome, Calicore, Calique, Euquelade, Arque, Isonoe, Pasite, S/2003 J5, S/2003 J9, S/2003 J15, S2003 J19 e S/2011 J2. As luas deste grupo possuem órbitas retrógradas, inclinação por volta de 165°, as luas do grupo começam a aparecer por volta de 22.931.000 km de distância de Júpiter.

f) Grupo Pasife: Pasife é a lua que dá nome a este grupo, sendo também a maior dele. as outras luas do grupo são S/2003 J23, Aoede, Caliroe, Euridome, Coré, Cliene, S/2003 J4, Hegemone, Esponde, Autonoe, Megaclite e Sinope, estas luas se encontram a

21.263.000 até 245.43.000 km de Júpiter e possuem uma órbita retrógrada e com inclinações entre 140° e 160°.

4 ESTUDO PRÉVIO DAS PERTURBAÇÕES DAS LUAS

Neste capítulo apresenta-se um estudo preliminar relacionado ao estudo das perturbações das luas de Júpiter. Este estudo será feito por meio do STRS.

É importante salientar que as perturbações das luas galileanas já haviam sido modeladas e já estavam implementadas no simulador, os efeitos perturbadores das outras 58 luas do sistema jupteriano foram considerados e implementados em modelos de perturbação que foram desenvolvidos ao longo deste trabalho, totalizando assim 62 luas consideradas neste trabalho.

Os dados de massa e parâmetros orbitais destas 62 luas se encontram no Apêndice A.

Foram realizadas quatro simulações, onde o semi eixo maior foi variado de modo que a cada simulação realizada o veículo estivesse entre as órbitas de duas luas galileanas diferentes. Os outros parâmetros foram fixados e podem ser vistos na Tabela 4.1 abaixo. O tempo de duração das simulações foi de cento e quinze dias terrestres.

Tabela 4.1-Parâmetros orbitais.

Excentricidade	0,0451
Inclinação (graus)	5
Ascensão reta do nodo ascendente (graus)	45
Argumento do periapside (graus)	45
Anomalia média (graus)	0

Fonte: Produção do autor.

As equações aqui utilizadas foram introduzidas no capítulo 3 e o passo de simulação utilizado não foi o mesmo para todos, e é informado para cada simulação assim como o sem ieixo maior.

4.1 Simulação do Veículo Posicionado entre Io e Europa

A primeira simulação foi realizada entre Io e Europa, que possuem semi eixo maior de respectivamente 421.800 km e 671.100 km, portanto para o

veículo foi escolhido um valor de semi eixo intermediário de 500.000 km, para que assim o veículo ficasse posicionado entre estas duas luas.

As especificações desta simulação podem ser observadas na Tabela 4.2.

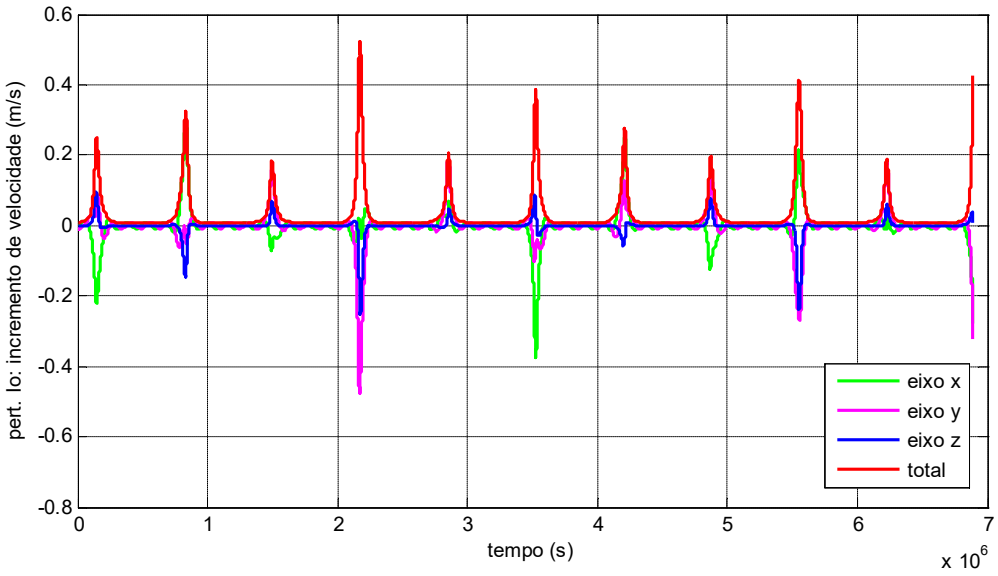
Tabela 4.2 - Especificações da simulação para o veículo posicionado entre Io e Europa.

semi eixo maior (km)	500.000
passo (segundos)	300
número de órbitas realizadas	50

Fonte: Produção do autor.

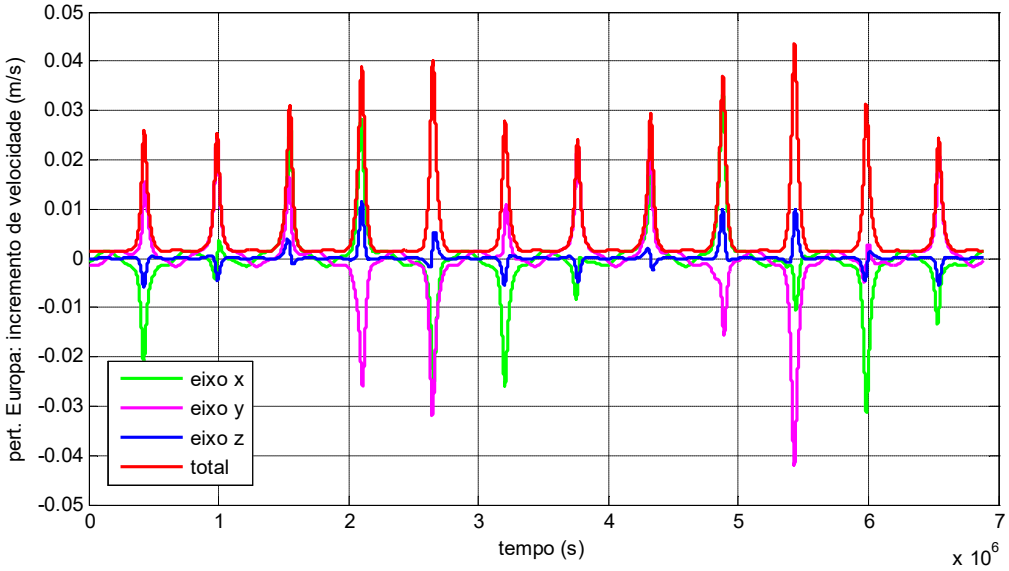
O incremento de velocidade Δv devido as forças perturbadoras para esta simulação podem ser vistos nas Figura 4.1 até a Figura 4.4

Figura 4.1 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Io (1ª simulação).



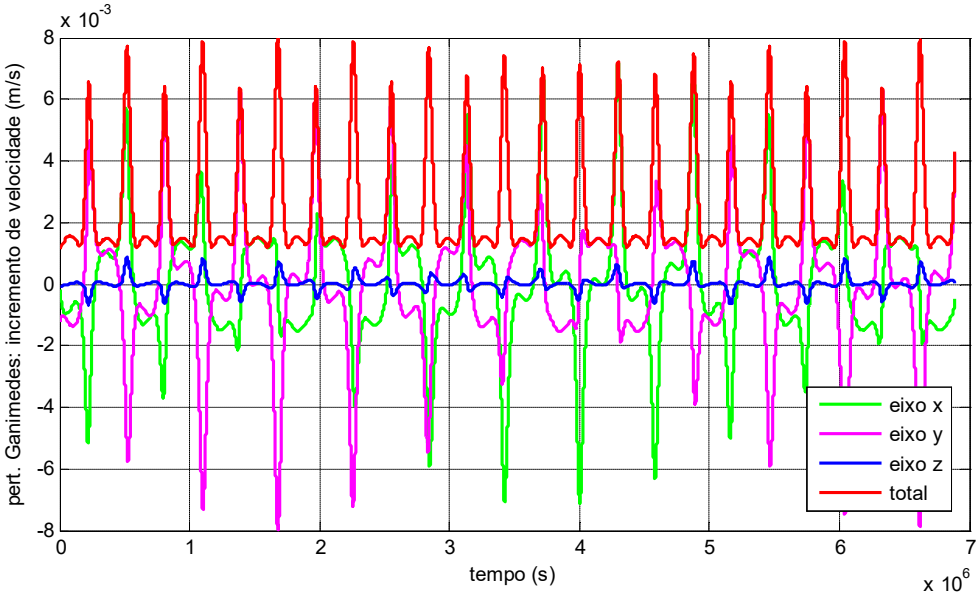
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.2 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Europa (1ª simulação).



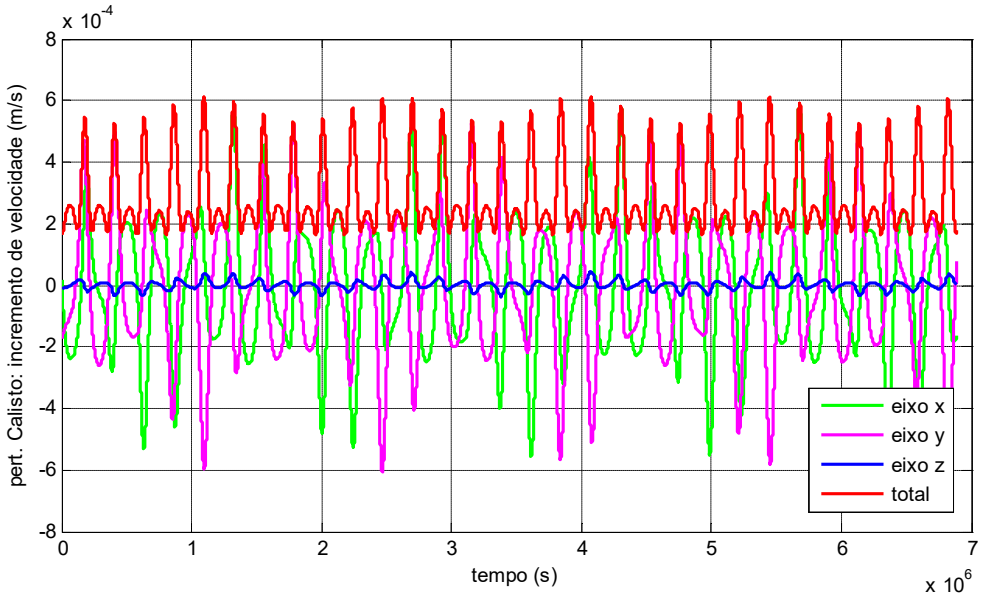
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.3 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Ganimedes (1ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.4 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Calisto (1ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

É importante salientar que o total nas legendas dos gráficos se referem ao valor absoluto do incremento de velocidade, equação 50:

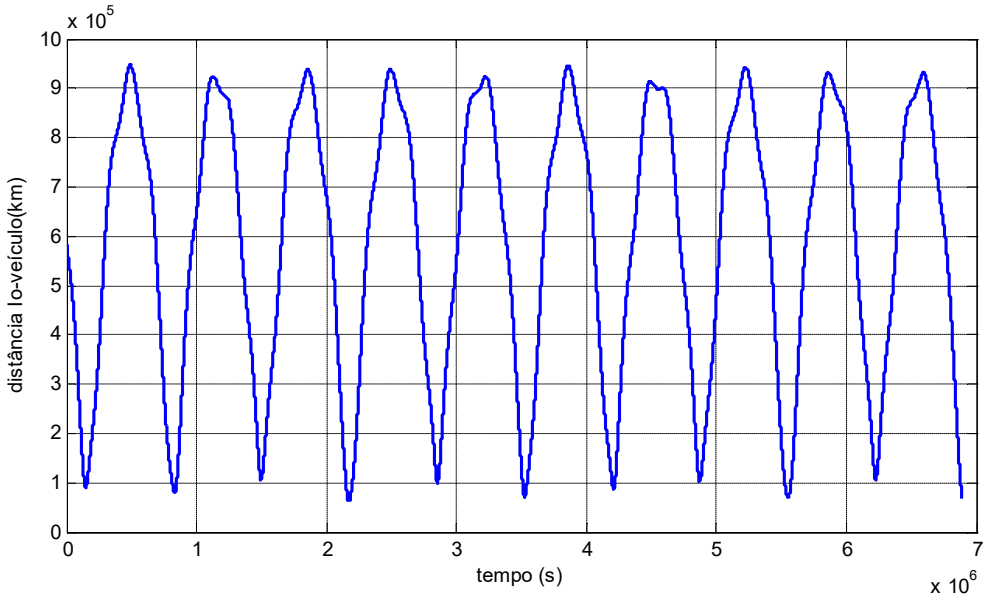
$$\Delta v\ total = \sqrt{\Delta v_x^2 + \Delta v_y^2 + \Delta v_z^2} \tag{50}$$

O que se pode perceber destas figuras é que a lua que exerce mais influência no veículo espacial é Io (a lua mais próxima do veículo neste caso), seguido de Europa, Ganimedes e Calisto, a lua mais distante do veículo nesta simulação, que exerce uma influência bem menor do que as outras, na ordem de 10^{-4}.

Além disso algo que fica claro na Figura 4.1 e Figura 4.2 é que o veículo se aproxima e se afasta das luas no decorrer da simulação, o que se deve ao grande número de órbitas, já mencionado, realizadas por ele.

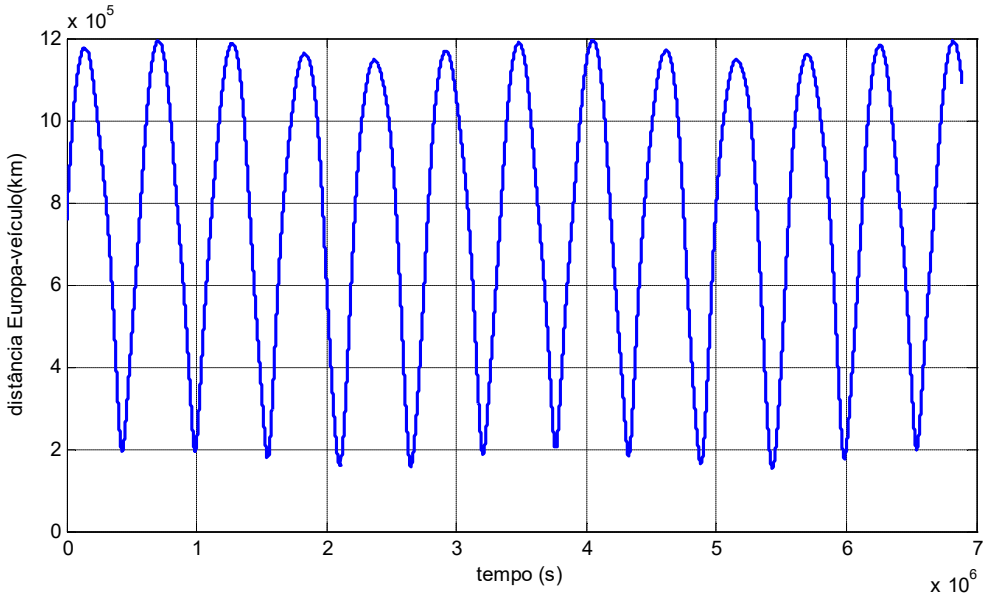
Antes de apresentar os gráficos de semi eixo maior e excentricidade, é interessante observar os gráficos que mostram a distância entre o veículo e cada uma das luas galileanas, assim pode-se analisar o quão próximos estes se encontram, estes podem ser vistos da Figura 4.5 até a Figura 4.8.

Figura 4.5 - Variação da distância entre Io e o veículo (1ª simulação).



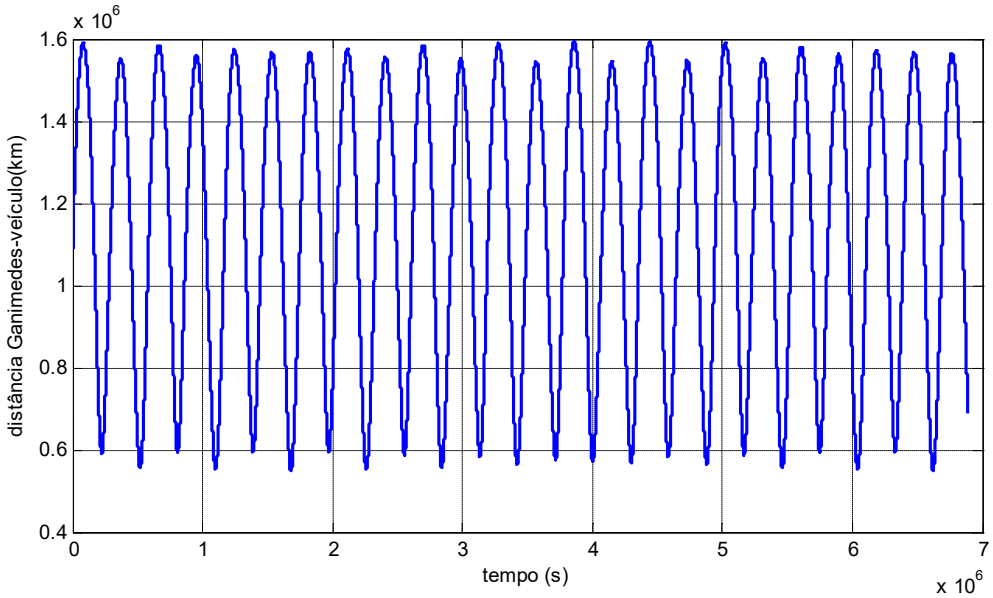
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.6 - Variação da distância entre Europa e o veículo (1ª simulação).



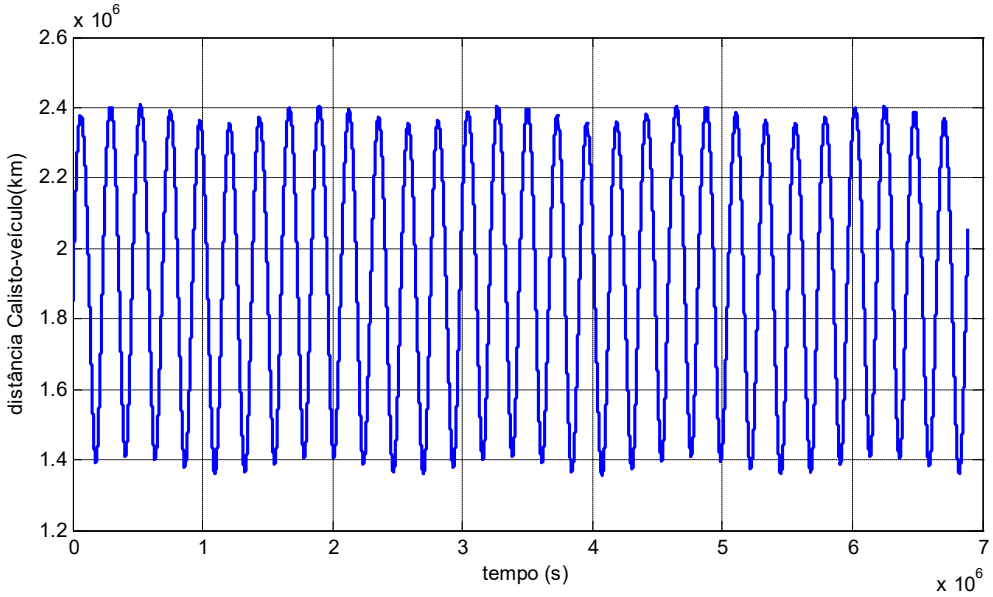
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.7 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (1ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.8 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (1ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 4.5observa-se que quando Io está mais próxima do veículo a distância entre eles é de pouco menos de $1x10^5$ km, e quando está mais longe esta distância passa a ser de aproximadamente $10x10^5$ km.

Comparando este gráfico com o da Figura 4.1podemos ver que quando a distância entre os dois corpos diminui, como por exemplo próximo de

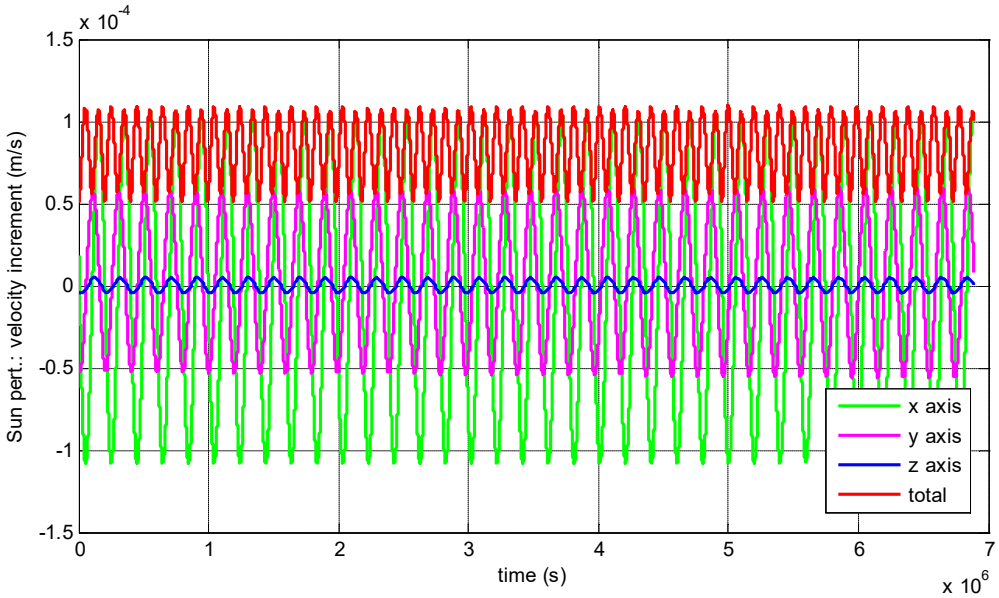
$0{,}1x10^6$ segundos, acontecem os picos de perturbação e quando estão a distâncias maiores, como em cerca de $0{,}5x10^6$ segundos. O veículo sai da região de influência da lua, outro ponto importante é que aos $2{,}1x10^6$ segundos, onde a perturbação é a maior de todas, o veículo se encontra ligeiramente mais próximo de Io.

O mesmo ocorre em Europa Figura 4.6), porém a distância mínima entre Europa e o veículo é um pouco maior que no caso de Io, a distância aumenta cerca de $1x10^5$ km, e mesmo esta variação não sendo tão grande a perturbação já apresenta um valor menor, o que mostra a sensibilidade do veículo com relação à distância lua-veículo.

No caso de Ganimedes e Calisto acontece a mesma coisa, porém como a distância é bem maior, na ordem de 10^6, as perturbações também são menores.

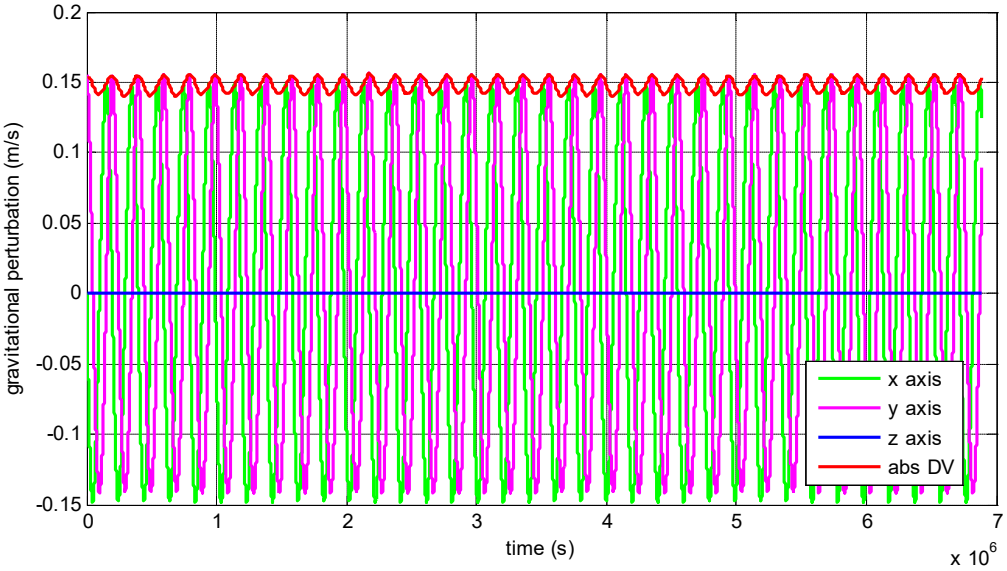
Da Figura 4.9 observa-se os gráficos que mostram as perturbações devido à atração gravitacional do Sol e ao potencial gravitacional de Júpiter.

Figura 4.9 - Incremento de velocidade devido à atração gravitacional do Sol (1° simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.10 - Incremento de velocidade devido ao potencial gravitacional de Júpiter (1° simulação).



Fonte: Produção do autor.

A Figura 4.9 exibe o gráfico referente ao incremento de velocidade devido a atração gravitacional do Sol, esta perturbação é bem pequena já que o Sol se encontra distante de Júpiter.

Já no gráfico da Figura 4.10, que mostra o incremento de velocidade devido ao potencial gravitacional de Júpiter, nota-se que a perturbação é bem grande, o que já era esperado, visto que Júpiter é um corpo muito massivo e exerce uma atração muito grande, esta perturbação só perde para a de Io, a lua que mais se aproxima do veículo nesta simulação, porém a perturbação de Io acontece em picos e esta se apresenta de forma frequente.

Para complementar o estudo prévio das perturbações serão apresentados os gráficos de incremento de velocidade devido à perturbação dos 6 grupos de luas anteriormente apresentados, aqui já citados, estes podem ser vistos da Figura 4.11 até a Figura 4.16.

Figura 4.11 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora das luas galileanas (1ª simulação).

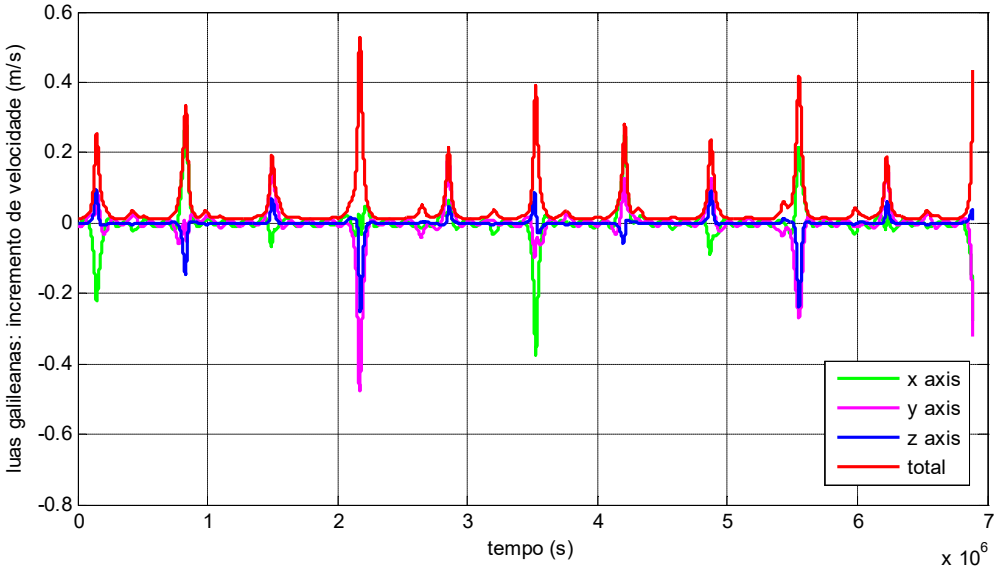
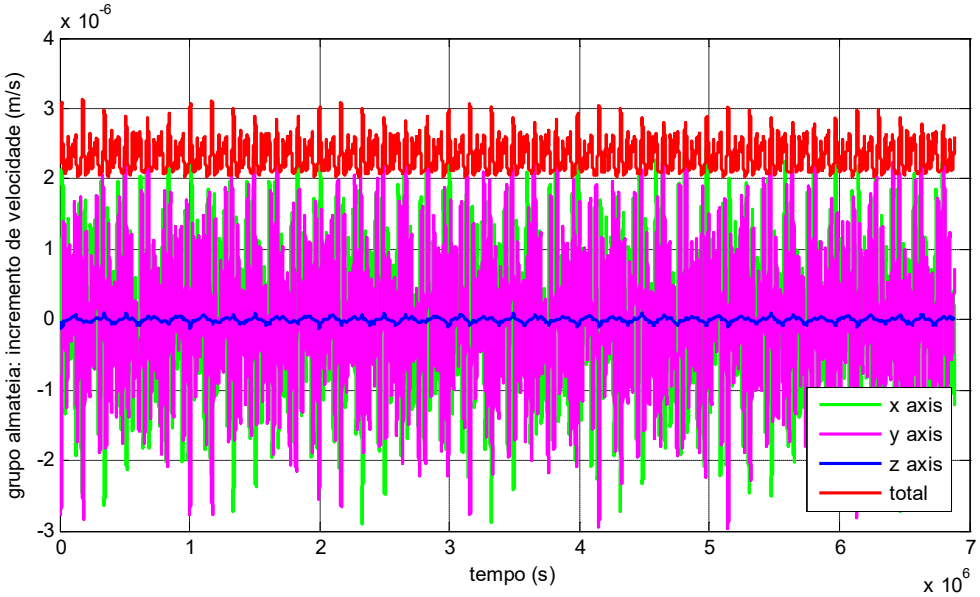
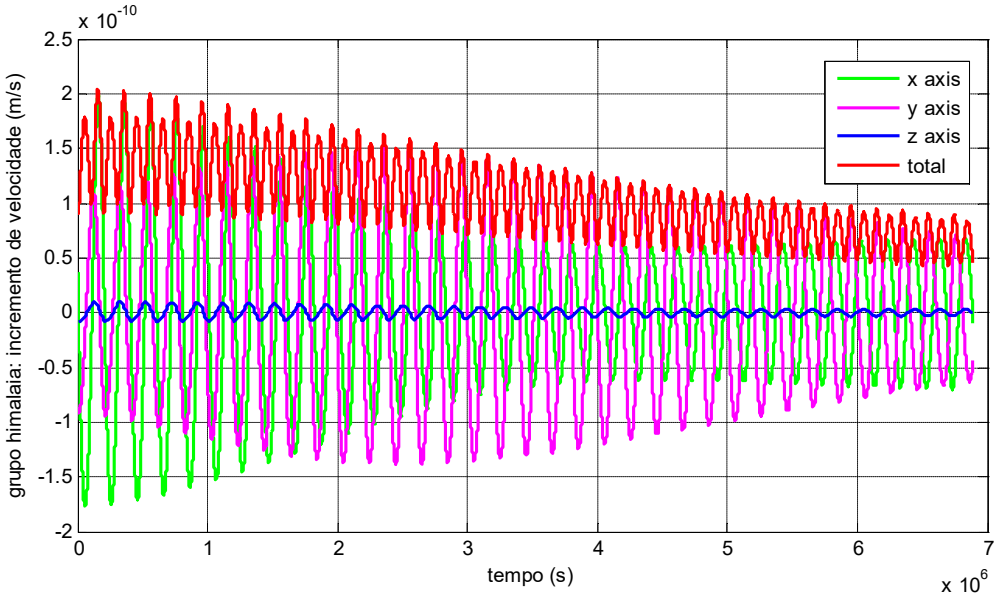


Figura 4.12 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Almateia (1ª simulação).



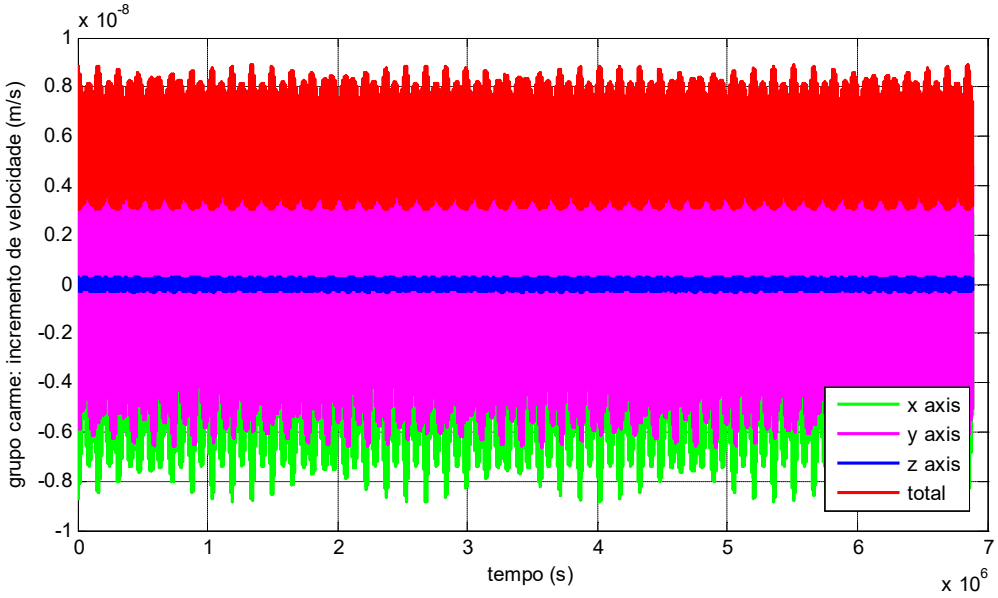
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.13 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Himalaia (1ª simulação).



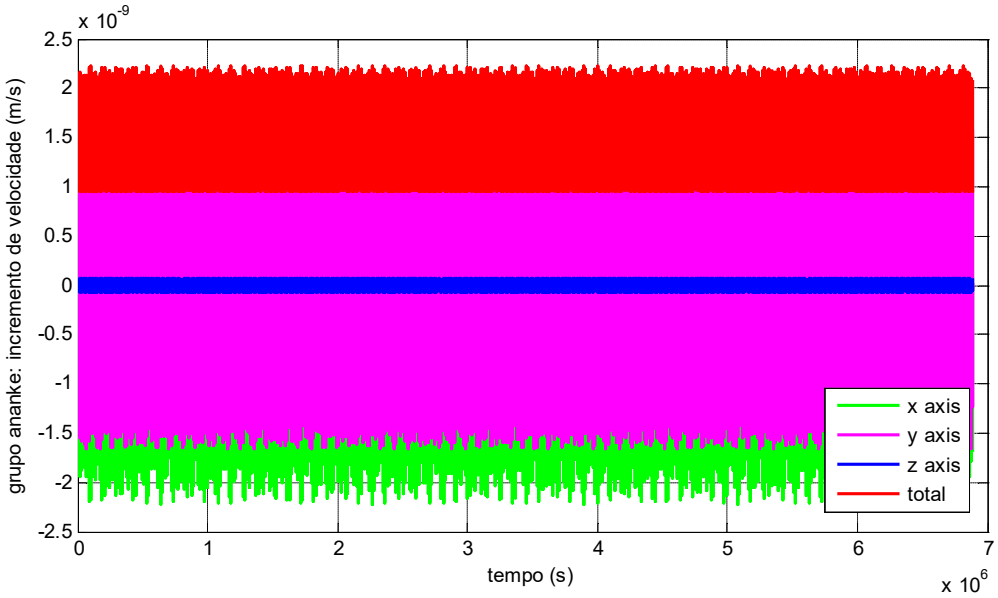
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.14 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Carme (1ª simulação).



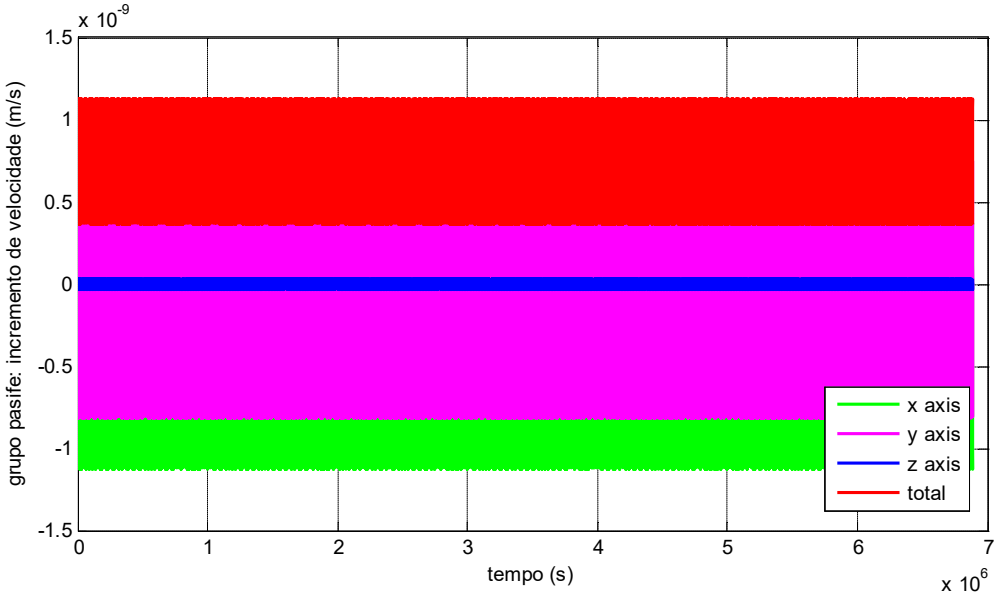
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.15 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Ananke (1ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.16 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Pasife (1ª simulação).



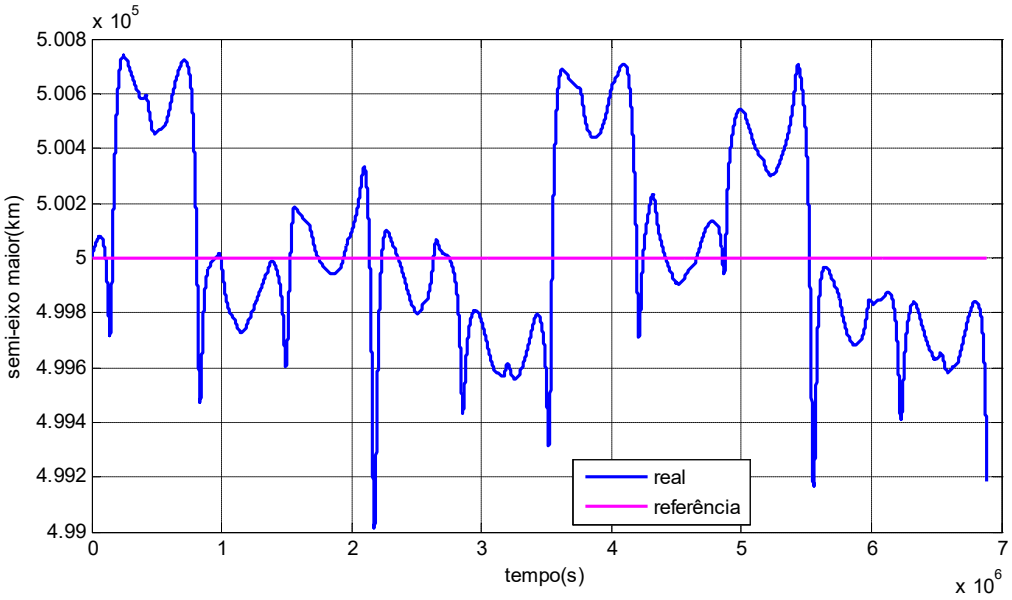
Fonte: Produção do autor.

Na Figura 4.11 se encontra o gráfico de incremento de velocidade devido à perturbação das luas galileanas, o grupo que mais perturba o veículo, algo que já era esperado devido à massa destas. Nesta figura observa-se algo muito parecido com o gráfico do incremento de velocidade devido a perturbação de Io, com algumas variações que se devem às perturbações de outras luas do grupo das galileanas.

Quanto às outras luas da Figura 4.11 à Figura 4.16 estão os incrementos de velocidade devido a respectivamente os grupos Almateia, Himalaia, Carme, Ananke e Pasife. Almateia é um grupo com uma perturbação um pouco maior, pois além de possuir uma massa maior o grupo também se encontra mais próximo do veículo, quanto aos outros grupos, o nível de perturbação é bem menor, na ordem de 10^{-8} à 10^{-10} m/s.

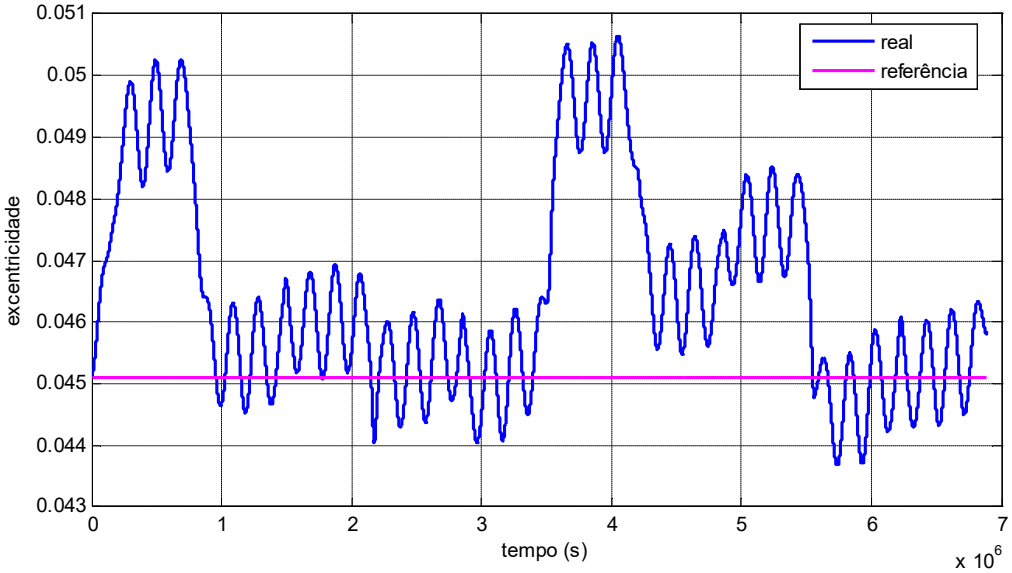
A seguir apresenta-se os gráficos de evolução do semi eixo maior e excentricidade do veículo na Figura 4.17e na Figura 4.18.

Figura 4.17 - Variação no semi eixo maior do veículo (1ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.18 - Variação na excentricidade do veículo (1ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Na legenda das figuras apresentadas, o termo real se refere a valores do elemento orbital do veículo considerando as perturbações causadas pelas luas galileanas, já referência se refere ao valor que o elemento teria caso não sofresse os efeitos da perturbação.

Observando a Figura 4.17 e a Figura 4.18percebe-se que a órbita varia com a distância das luas galileanas. O semi eixo maior possui uma variação intimamente ligada a distância lua-veículo, principalmente com relação a Io, um exemplo disso acontece nos valores de tempo de aproximadamente $2{,}1 \times 10^6$ e $6{,}9 \times 10^6$ segundos, que são momentos onde há um pico de perturbação causada por Io.

O mesmo acontece com relação as outras luas por exemplo, próximo de $2{,}1 \times 10^6$ segundos ocorre um pico de perturbação não só na figura de Io mas também na figura de Europa e na de Ganimedes e justamente neste ponto a variação do semi eixo é a maior.

A excentricidade oscila conforme as luas galileanas se aproximam, principalmente conforme Io e Europa se aproximam, nota-se isso quando se faz uma comparação entre a Figura 4.18 da excentricidade e os gráficos da Figura 4.5 até a Figura 4.8.

4.2 Simulação do Veículo Posicionado entre Europa e Ganimedes

A órbita do veículo na segunda simulação possui um semi eixo maior entre Europa e Ganimedes, que possuem semi eixo maior de respectivamente 671.100 km e 1.070.400 km.

Pode-se observar as especificações para a segunda simulação na Tabela 4.3.

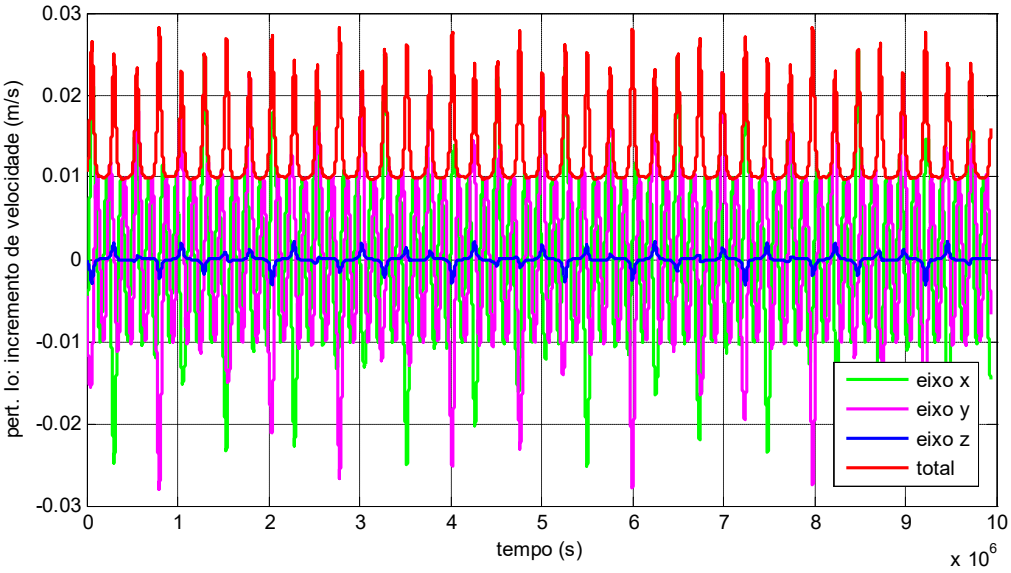
Tabela 4.3 - Especificações para o veículo posicionado entre Europa e Ganimedes.

semi eixo maior (km)	800.000
passo (segundos)	336
número de órbitas realizadas	25

Fonte: Produção do autor.

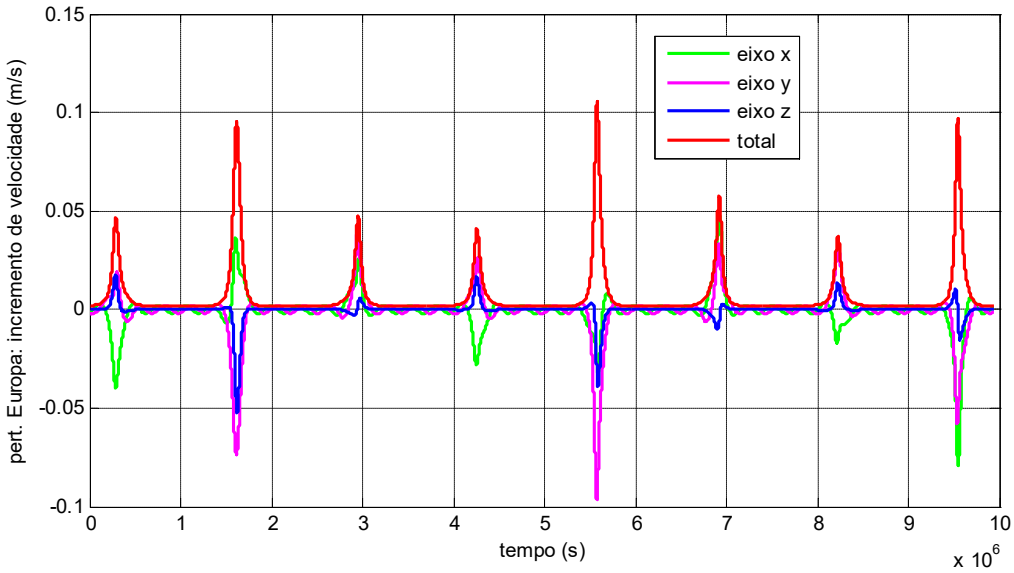
Da Figura 4.19 até a Figura 4.22, são apresentados novamente os gráficos de incremento de velocidade devido a perturbação das luas de Gallileu para a segunda simulação.

Figura 4.19 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Io (2ª simulação).



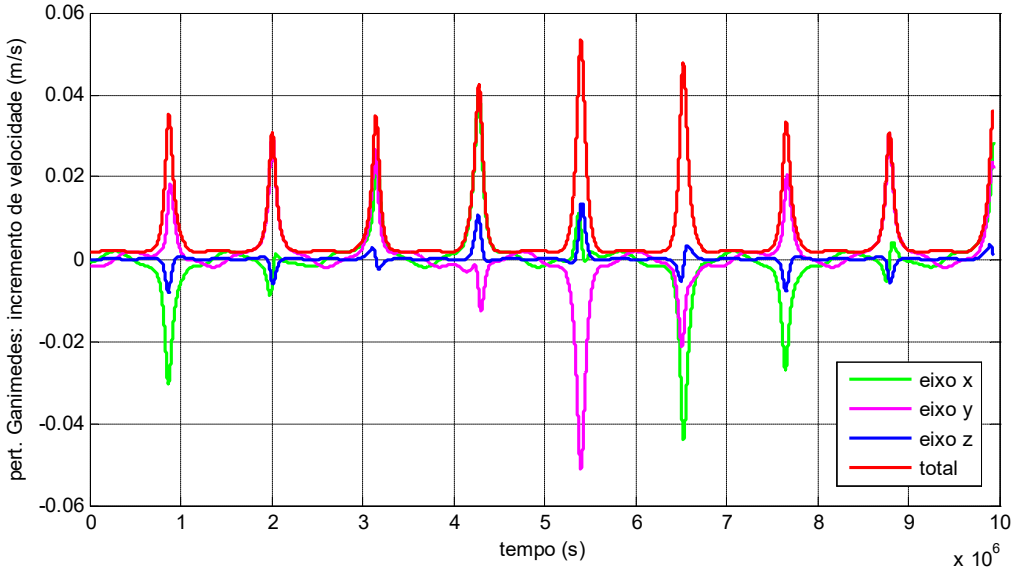
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.20 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Europa (2ª simulação).



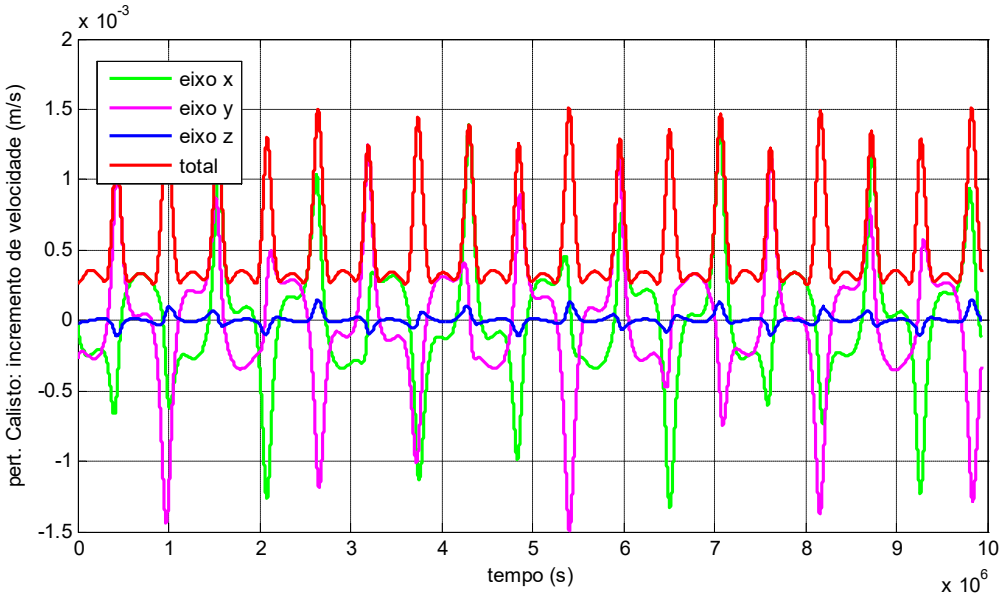
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.21 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Ganimedes (2ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

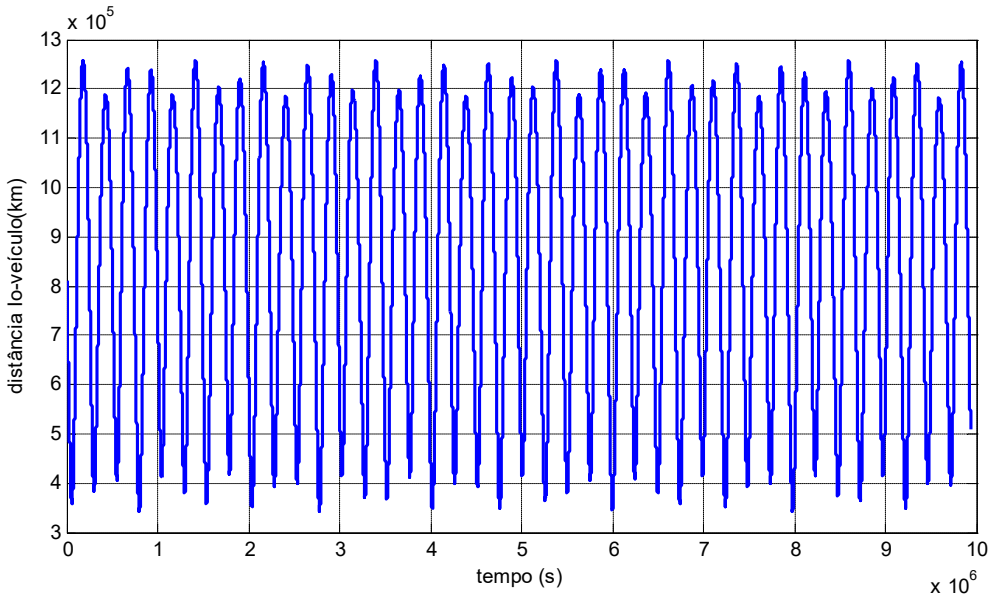
Figura 4.22 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Calisto (2ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

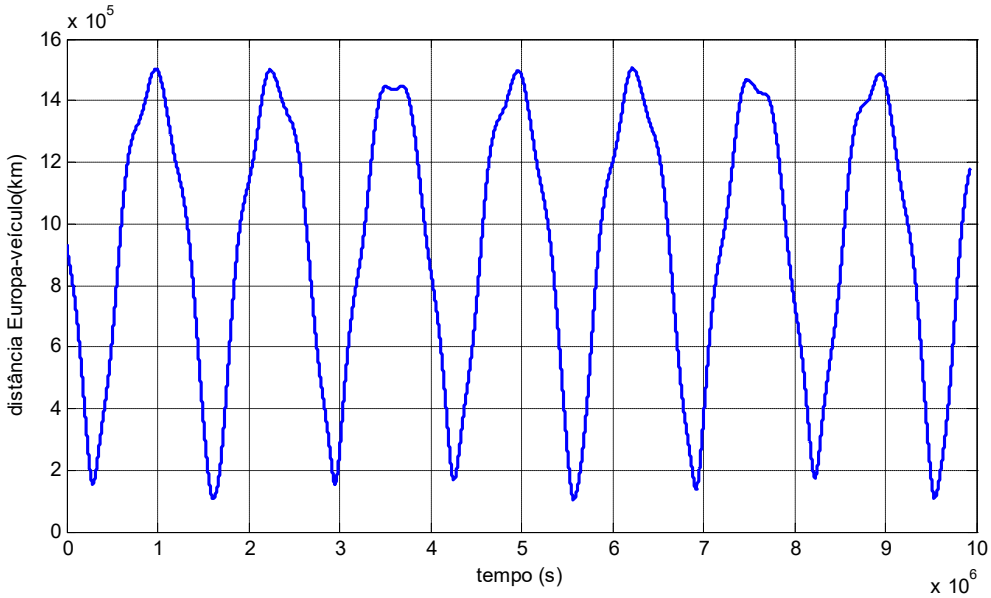
Figura 4.19 nota-se que Io apesar da distância ainda exerce uma influência considerável com relação as perturbações no veículo, logo antes de prosseguir com uma análise mais detalhada serão apresentados os gráficos da distância entre o veículo e as luas.

Figura 4.23 - Variação da distância entre Io e o veículo (2ª simulação).



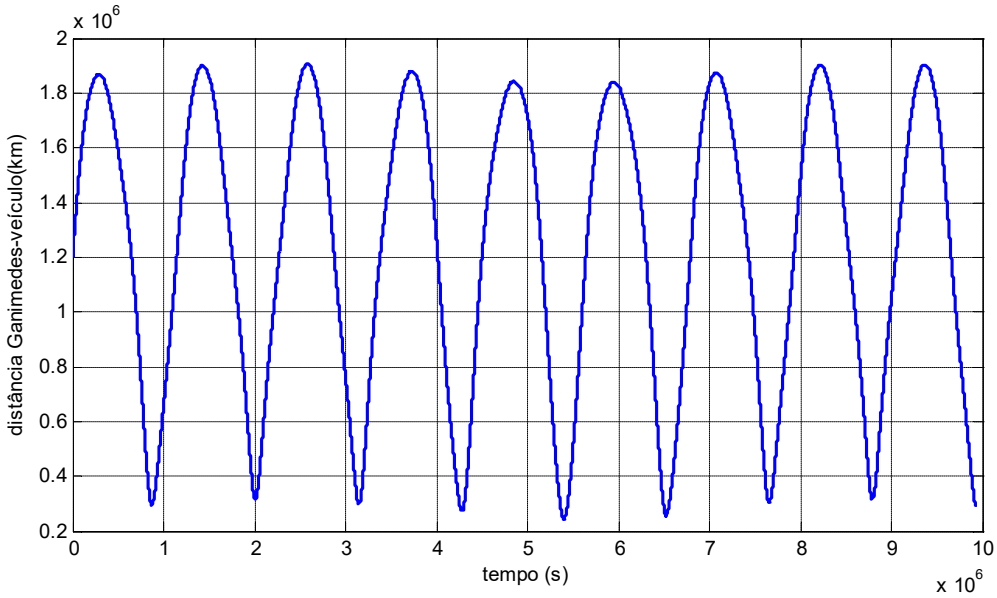
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.24 - Variação da distância entre Europa e o veículo (2ª simulação).



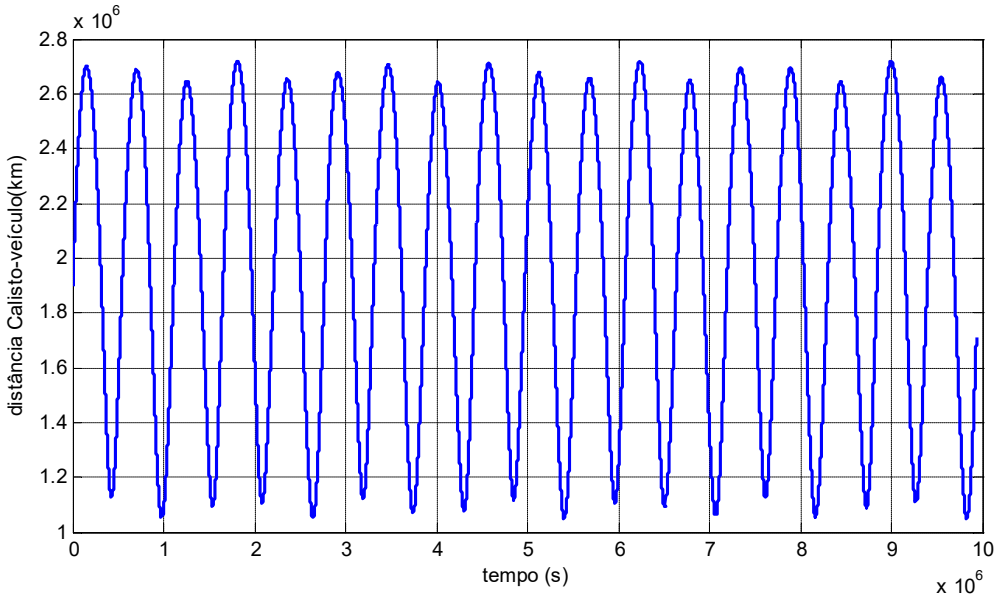
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.25 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (2ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.26 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (2ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

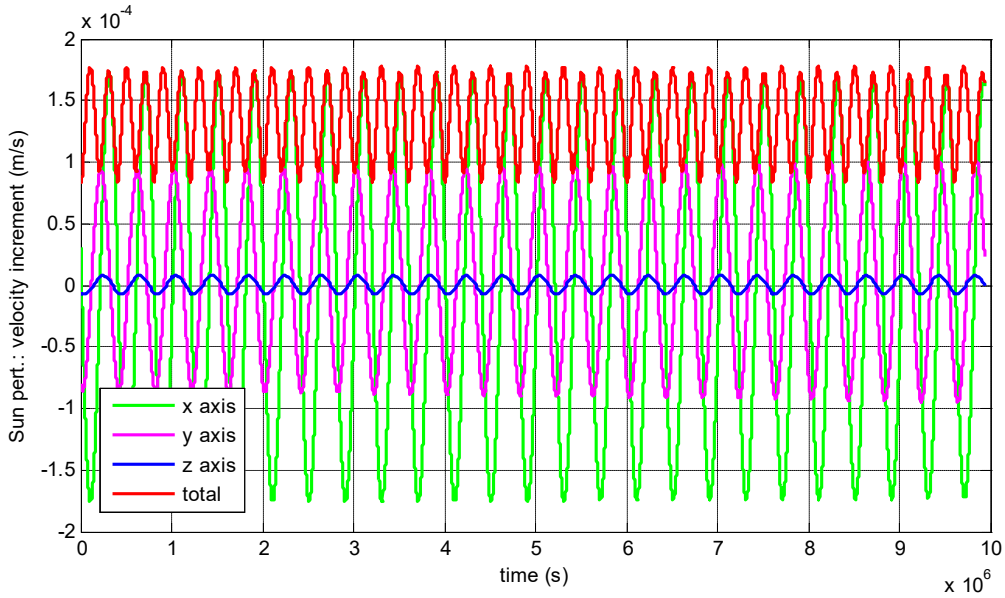
Observa-se da Figura 4.23 à Figura 4.24 que o veículo fica mais próximo de Io e Europa.

Como Europa é a lua que mais se aproxima do veículo seus valores de perturbação são mais pronunciados (Figura 4.20), vale ressaltar que assim como visto na primeira simulação, os picos de perturbação coincidem com os momentos em que as luas se encontram mais próximas do veículo.

Apesar de Ganimedes apresentar distâncias maiores com relação ao veículo, ao comparar os valores de picos de perturbação vistos na Figura 4.21 com os da Figura 4.19, os valores de Ganimedes são maiores, isso acontece porque a massa de Io é menor que a massa de Ganimedes.

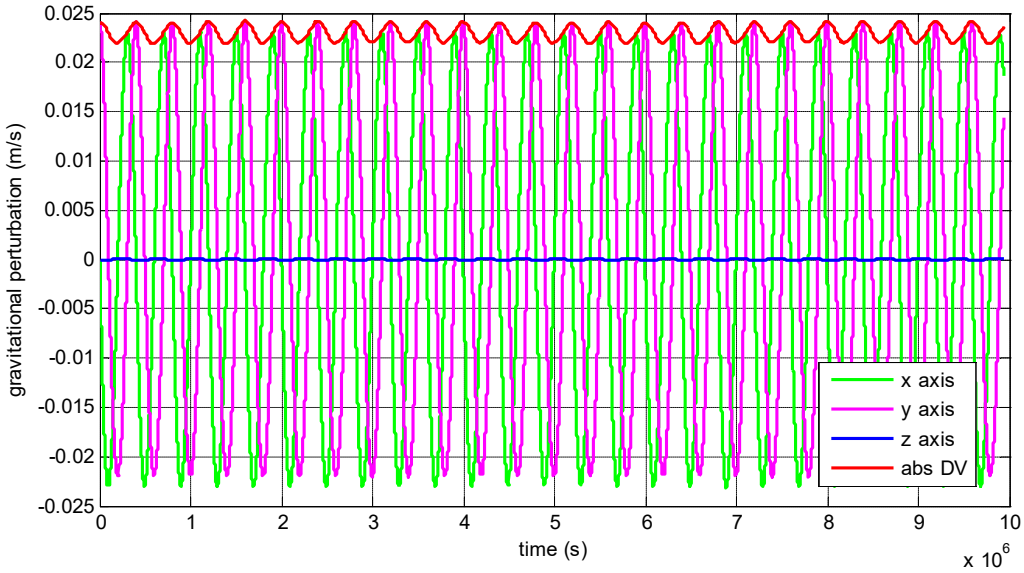
Na Figura 4.27 e na Figura 4.28 são apresentados os gráficos das perturbações gravitacionais devido ao Sol e ao potencial de Júpiter.

Figura 4.27 - Incremento de velocidade devido à atração gravitacional do Sol (2ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.28 - Incremento de velocidade devido ao potencial gravitacional de Júpiter (2ª simulação).



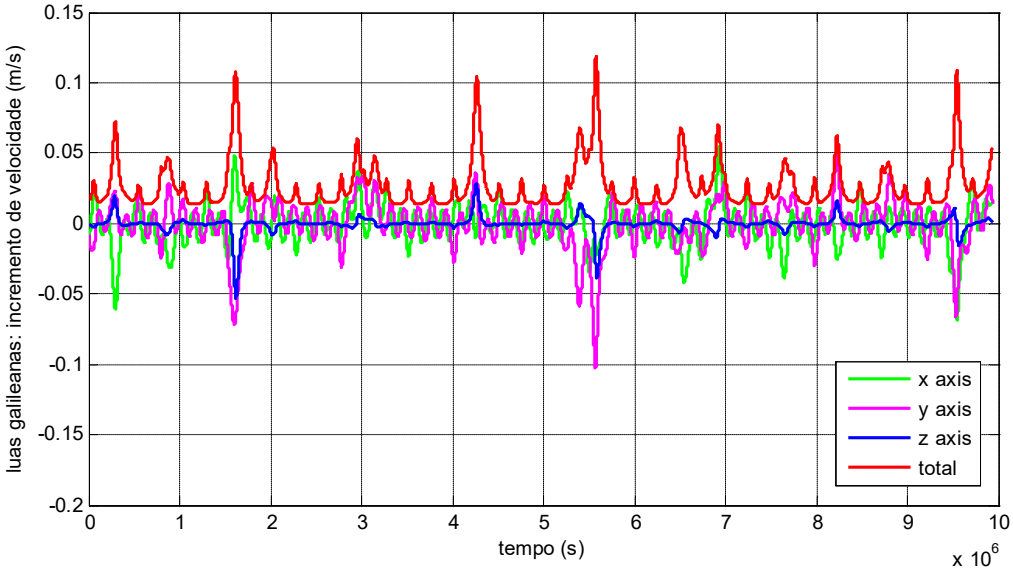
Fonte: Produção do autor.

Neste caso a atração gravitacional do Sol continua com valores pequenos de perturbação, devido a distãncia que este sse encontra de Júpiter.

Já o potencial gravitacinal teve um efeito menor se comparado a primeira simulação, pois o veículo se afastou um pouco de Júpiter, a perturbação deste superou apenas a de Calisto.

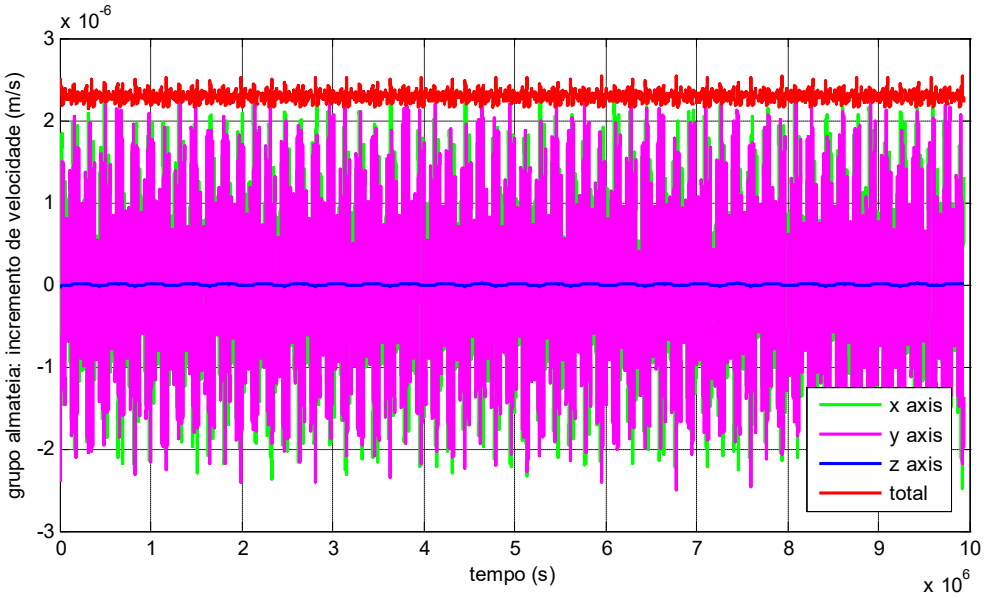
Da Figura 4.29 à Figura 4.34 encontram-se os gráficos de incremento de velocidade devido a cada grupo de luas.

Figura 4.29 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora das luas galileanas (2ª simulação).



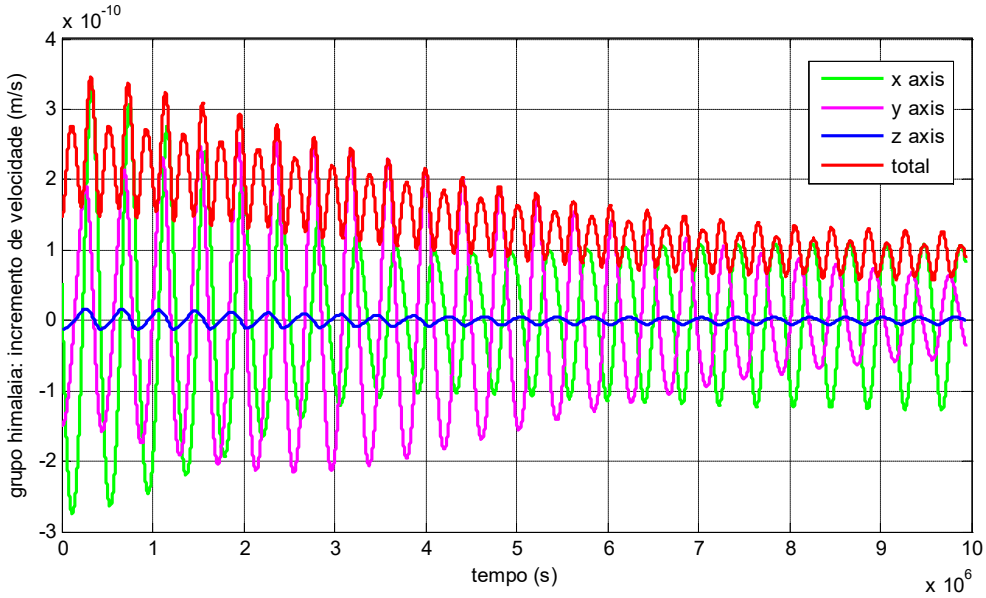
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.30 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Almateia (2ª simulação).



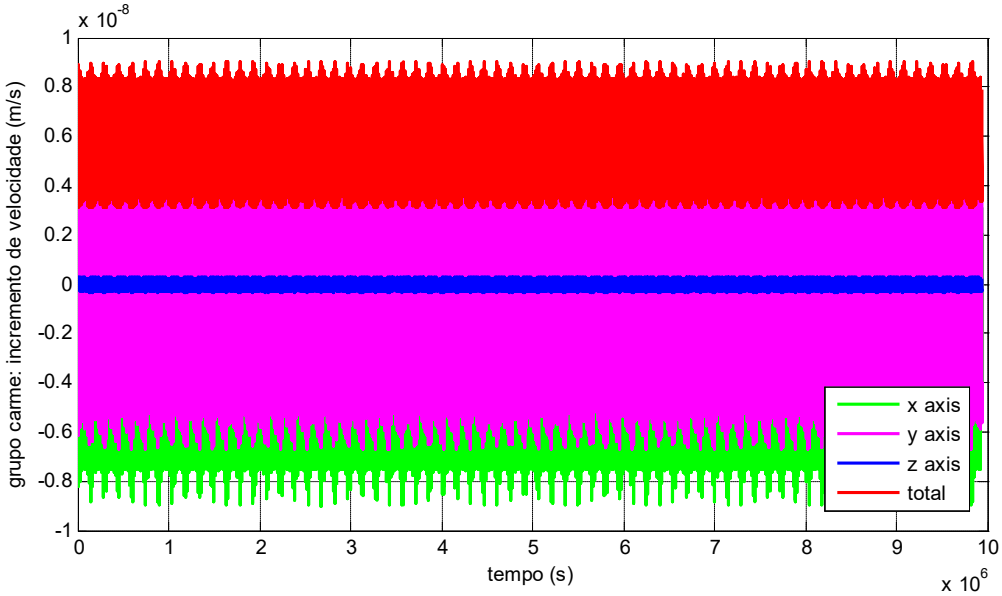
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.31 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Himalaia (2ª simulação).



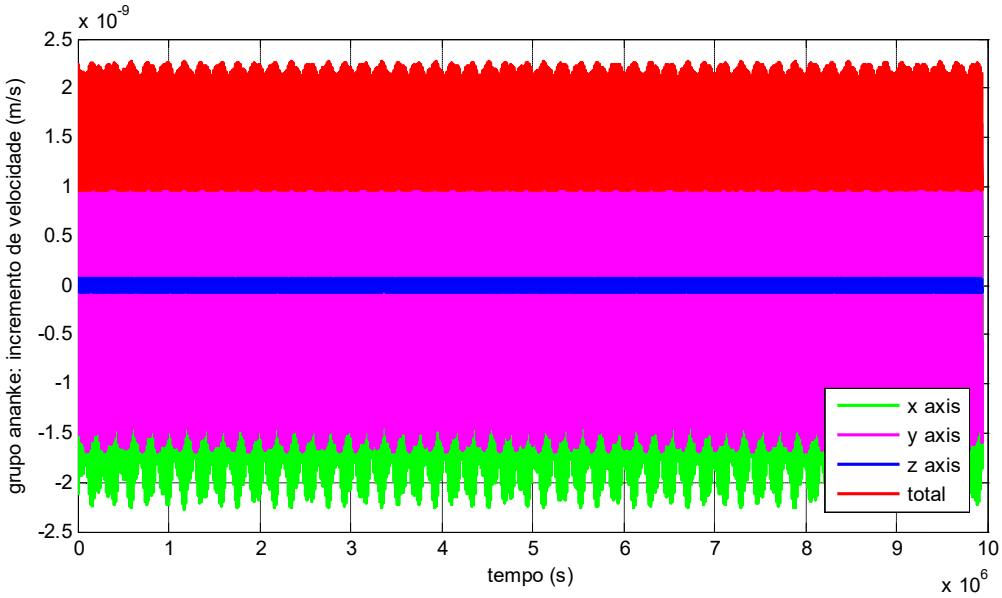
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.32 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Carme (2ª simulação).



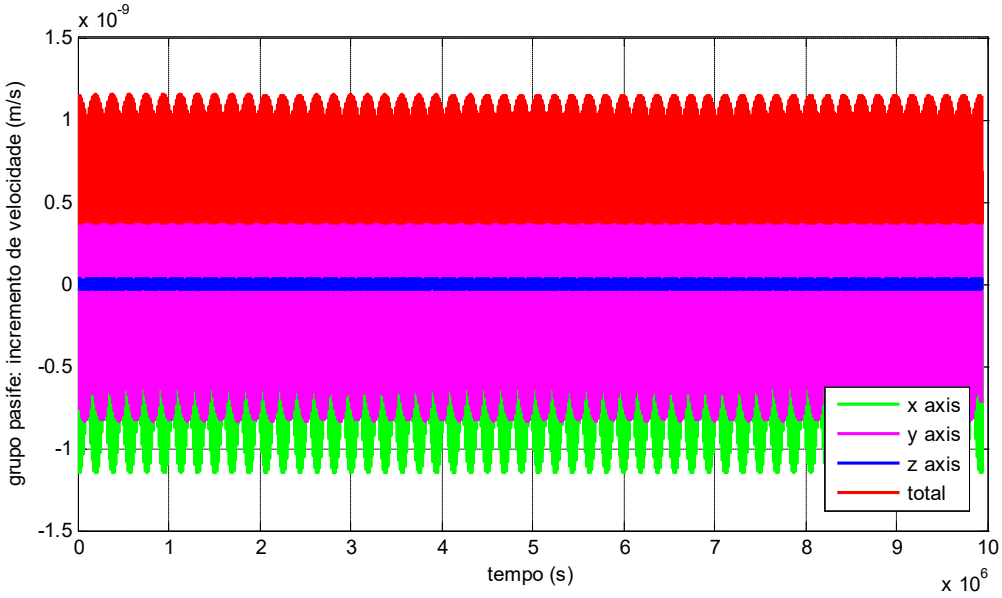
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.33 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Ananke (2ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.34 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Pasife (2ª simulação).

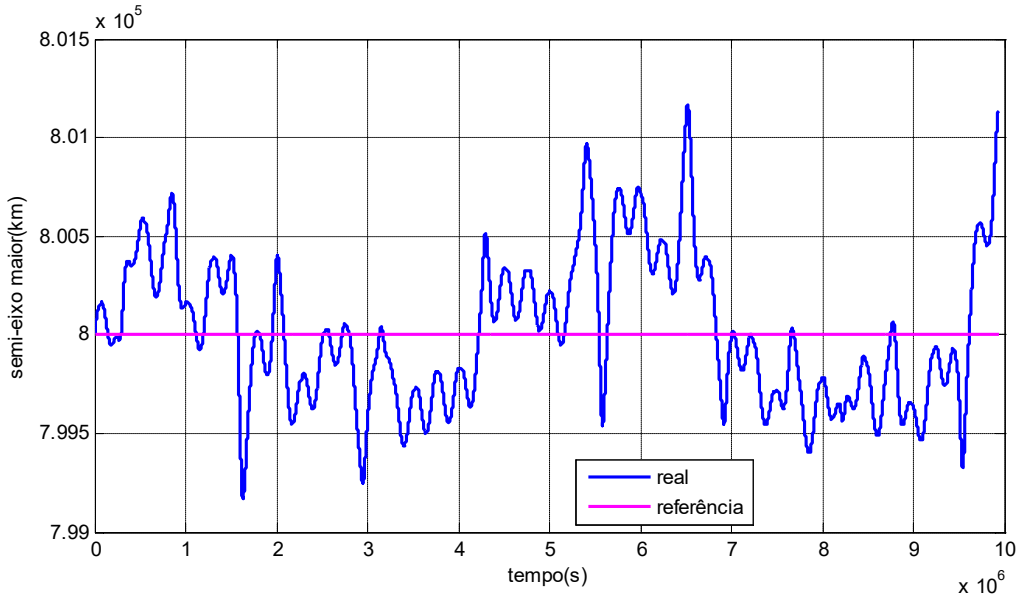


Fonte: Produção do autor.

Neste caso é repetido o mesmo padrão da simulação anterior, e Figura 4.29 a questão das variações das luas galileanas que perturbam menos a trajetória fica mais evidente.

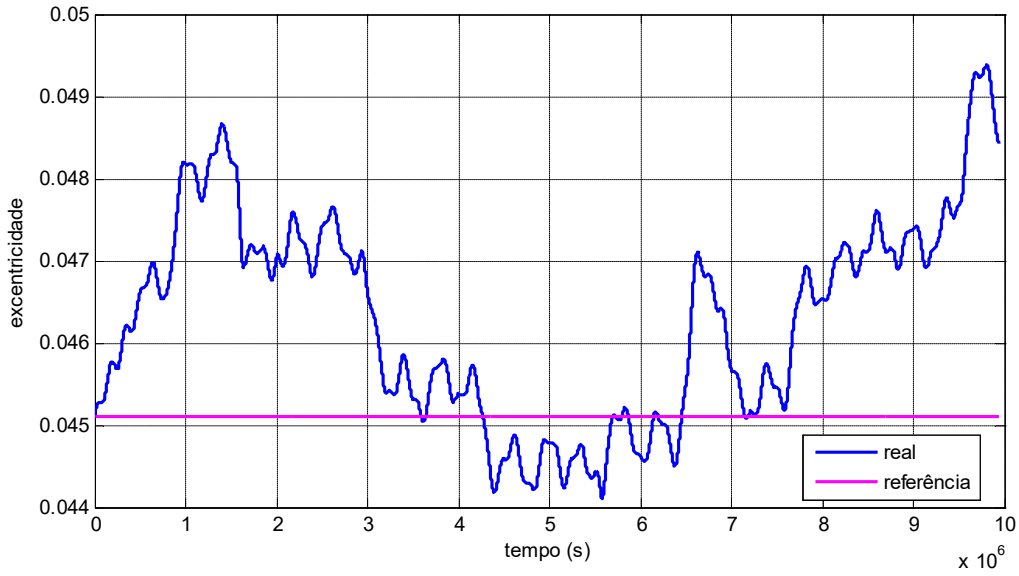
Novamente serão apresentados os gráficos da evolução do semi eixo maior e excentricidade na Figura 4.35 e Figura 4.36.

Figura 4.35 - Variação no semi eixo maior do veículo (2ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.36 - Variação na excentricidade do veículo (2ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 4.35 e Figura 4.36 observa-se variações tanto no semi eixo maior como na excentricidade.

O semi eixo maior continua a ter variações maiores com a aproximação das luas, e nos momentos onde ocorrem picos de perturbação a variação

no semi eixo também atinge valores maiores. Na excentricidade a variação acontece conforme as luas vão se aproximando.

4.3 Simulação do Veículo Posicionado entre Ganimedes e Calisto

Nesta simulação o veículo se encontra entre Ganimedes e Calisto, o semi eixo maior de Ganimedes como já mencionado é de 1.070.400 km e o de Calisto é de 1.882.700 km.

As especificações para a terceira simulação encontram-se na Tabela 4.4.

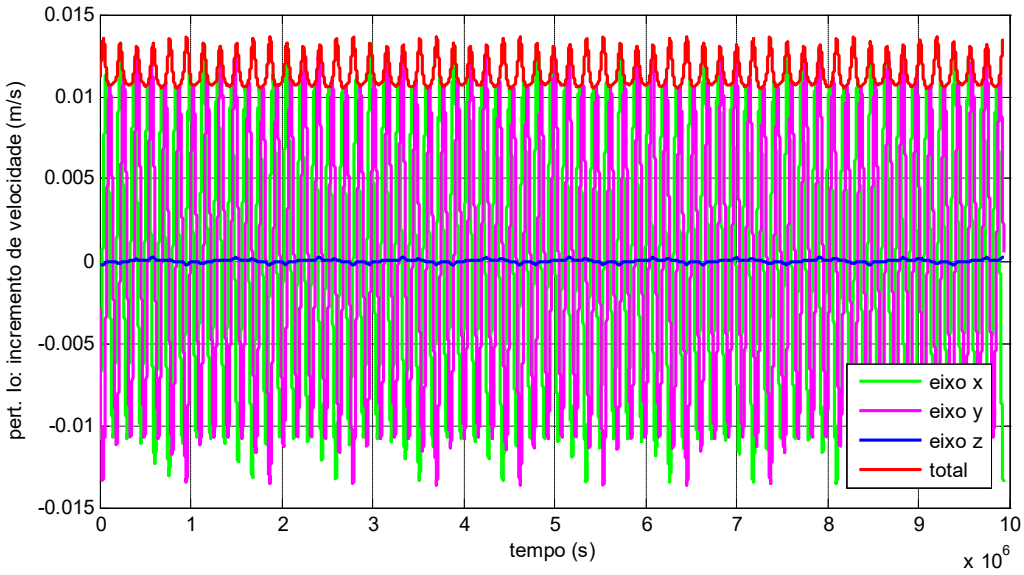
Tabela 4.4 - Especificações para a terceira simulação.

semi eixo maior (km)	1.400.000
passo (segundos)	336
número de órbitas realizadas	11

Fonte: Produção do autor.

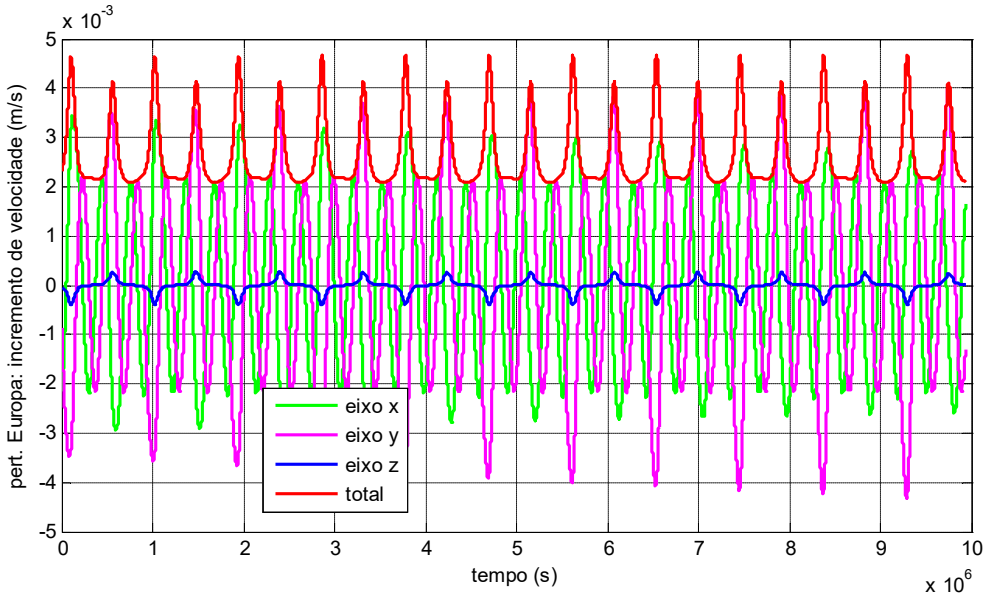
Os gráficos desta simulação são apresentados da Figura 4.37 à Figura 4.40.

Figura 4.37 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Io (3ª simulação).



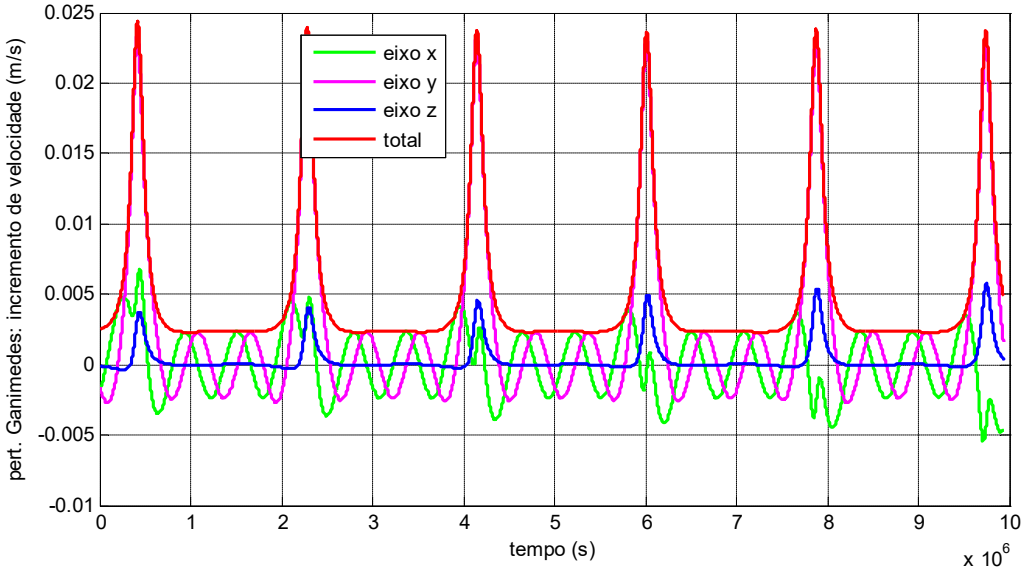
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.38 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Europa (3ª simulação).



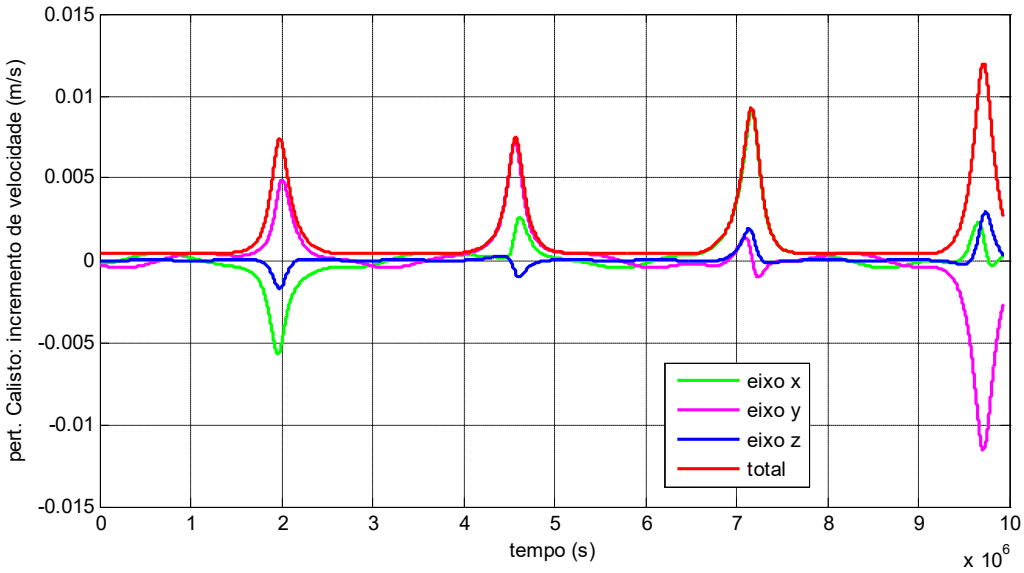
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.39 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Ganimedes (3ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.40 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Calisto (3ª simulação).

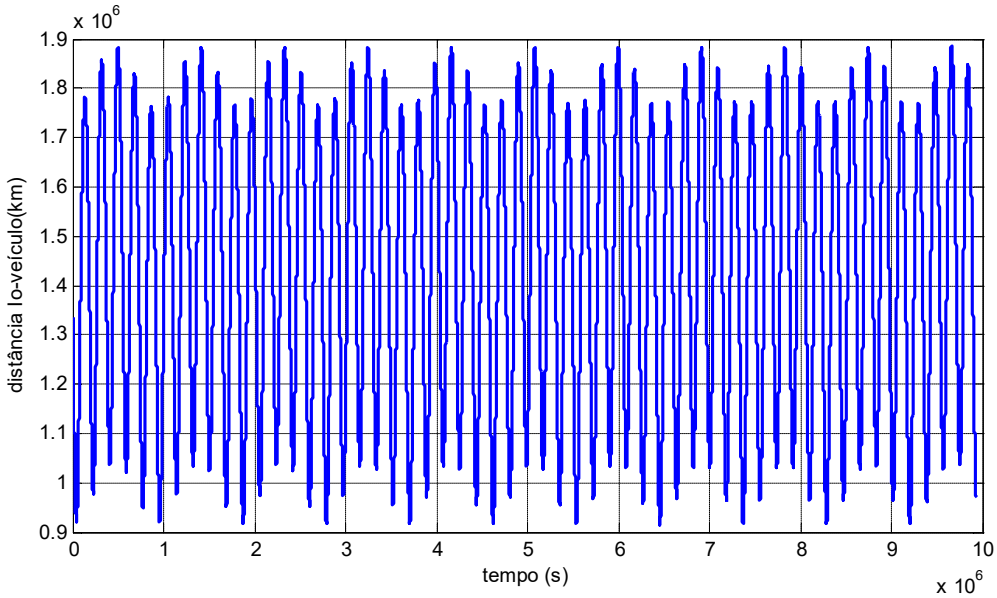


Fonte: Produção do autor.

A Figura 4.37 possui várias oscilações, isto acontece por que o período de Io é bem menor que o das outras luas.

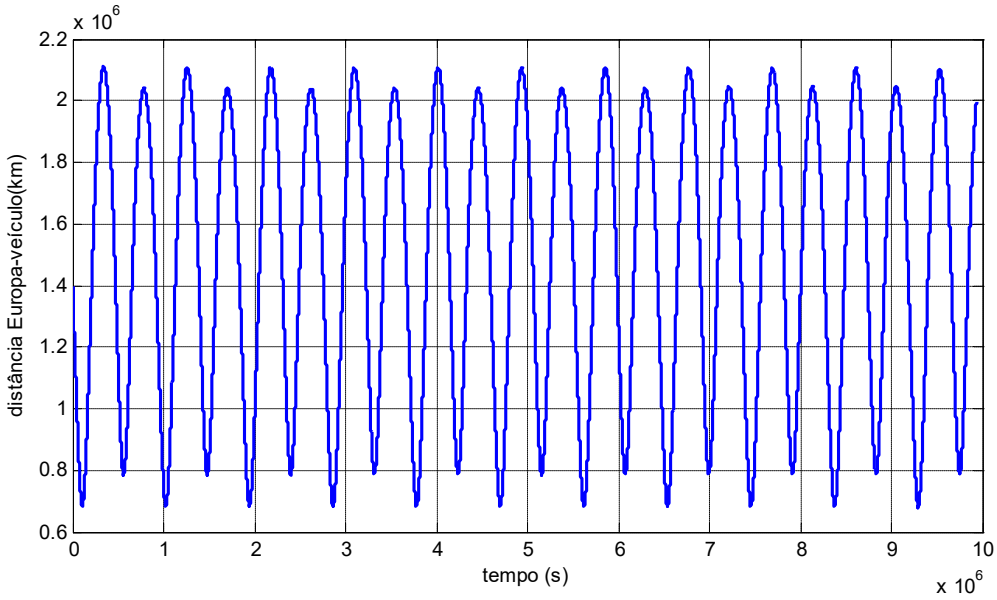
Nesta simulação mesmo nas luas mais próximas o incremento de velocidade devido à perturbação não foi tão grande, isso ocorre pois mesmo a lua mais próxima se encontra distante do veículo, portanto novamente será analisado como varia a distância entre o veículo e as luas da Figura 4.41 até a Figura 4.44.

Figura 4.41 - Variação da distância entre Io e o veículo (3ª simulação).



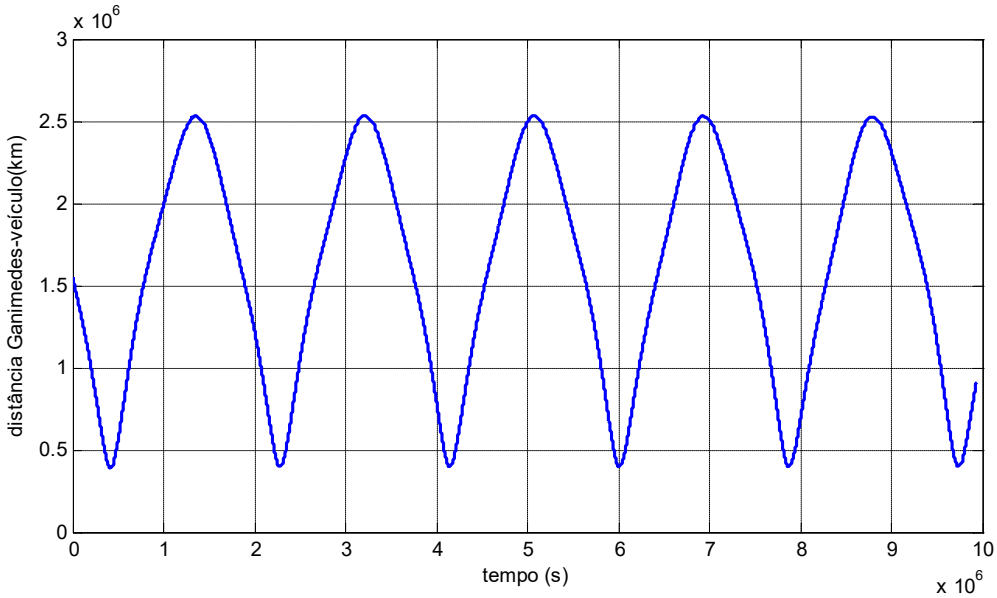
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.42 - Variação da distância entre Europa e o veículo (3ª simulação).



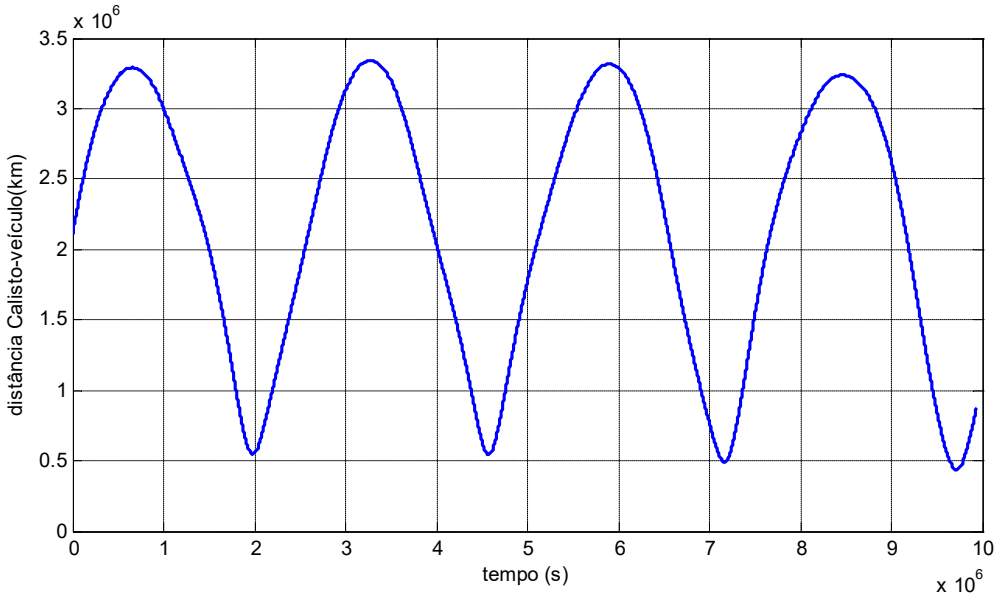
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.43 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (3ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.44 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (3ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

A partir desses gráficos nota-se que as luas se encontram a uma distância maior do veículo, na ordem de 10^6, o que justifica o que foi dito anteriormente, as perturbações realmente são menores devido à distância entre o veículo e as luas.

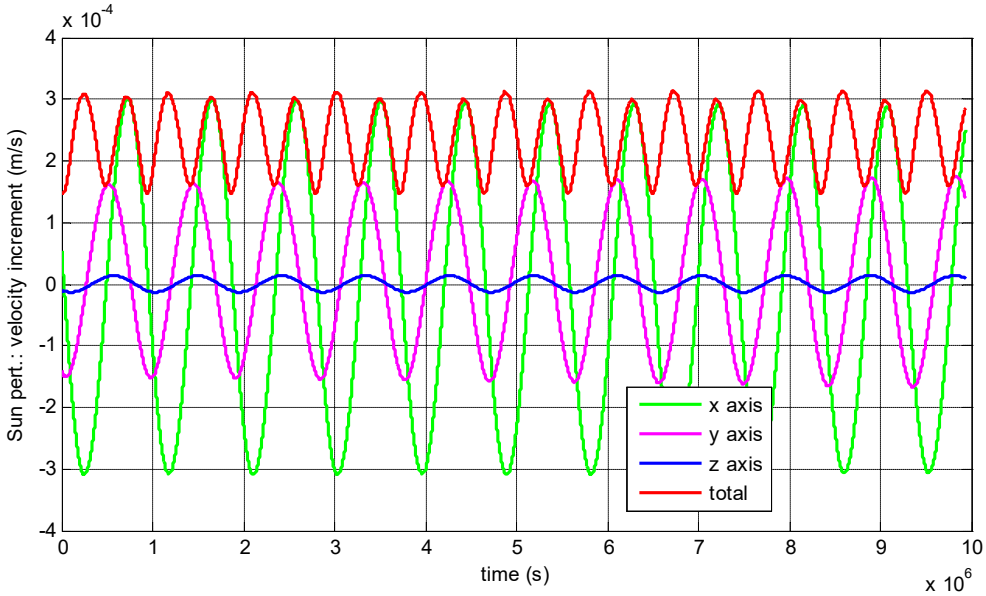
A lua que possui os maiores valores de pico de perturbação, apesar de não serem tão grandes é Ganimedes, que como percebe-se da Figura 4.43é a lua que mais se aproxima do veículo.

Na Figura 4.40 o valor dos picos vai crescendo com o tempo, isso acontece porque o veículo vai se aproximando de Calisto gradativamente (Figura 4.44), e conforme ele chega mais perto aparecem valores de pico cada vez maiores, por exemplo próximo de $10x10^7$ segundos é o momento onde o veículo tem a maior aproximação e este coincide com o momento do maior pico de perturbação.

Mesmo com todas estas informações esta simulação ainda apresenta uma peculiaridade, se for feita uma comparação dos gráficos de distância entre a lua e o veículo percebe-se que na Figura 4.41, que mostra a distância entre Io e o veículo, acontece uma aproximação menor que nas outras luas porém a Figura 4.37 se comparada com as outras imagens de Δv apresenta maior perturbação que Europa, isso ocorre porque a massa de Io ($8{,}9319x10^{22}$ kg) é maior que a de Europa ($4{,}7998x10^{22}$ kg).

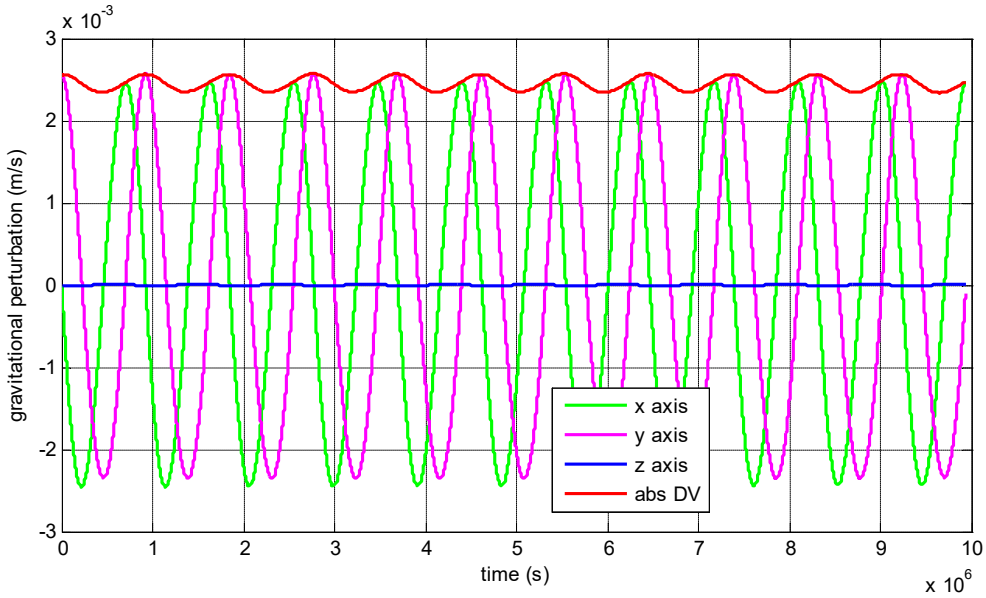
Na Figura 4.45 e Figura 4.46 são apresentados os gráficos de Δv graças as perturbações do Sol e do potencial gravitacional de Júpiter.

Figura 4.45 - Incremento de velocidade devido à atração gravitacional do Sol (3° simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.46 - Incremento de velocidade devido ao potencial gravitacional de Júpiter (3° simulação).

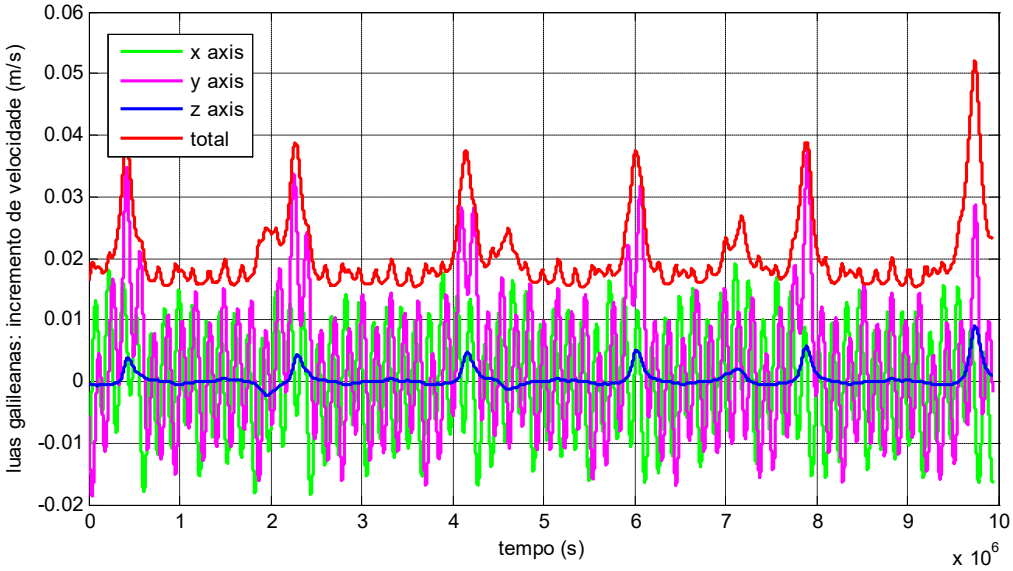


Fonte: Produção do autor.

Nesta simulação com relação à anterior o padrão se repete, ambas as perturbações apresentadas na Figura 4.45 e Figura 4.46 são pequenas.

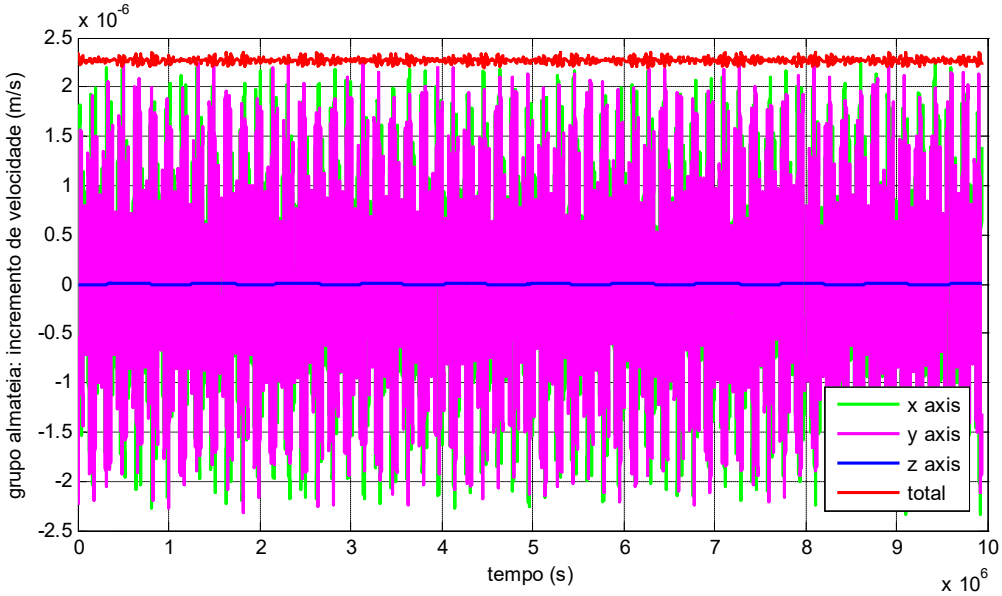
Nos gráficos a seguir da Figura 4.47 à Figura 4.52 pode-se observar os gráficos de incremento de velocidade devido às perturações de cada um dos grupos de luas de Júpiter.

Figura 4.47 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora das luas galileanas (3ª simulação).



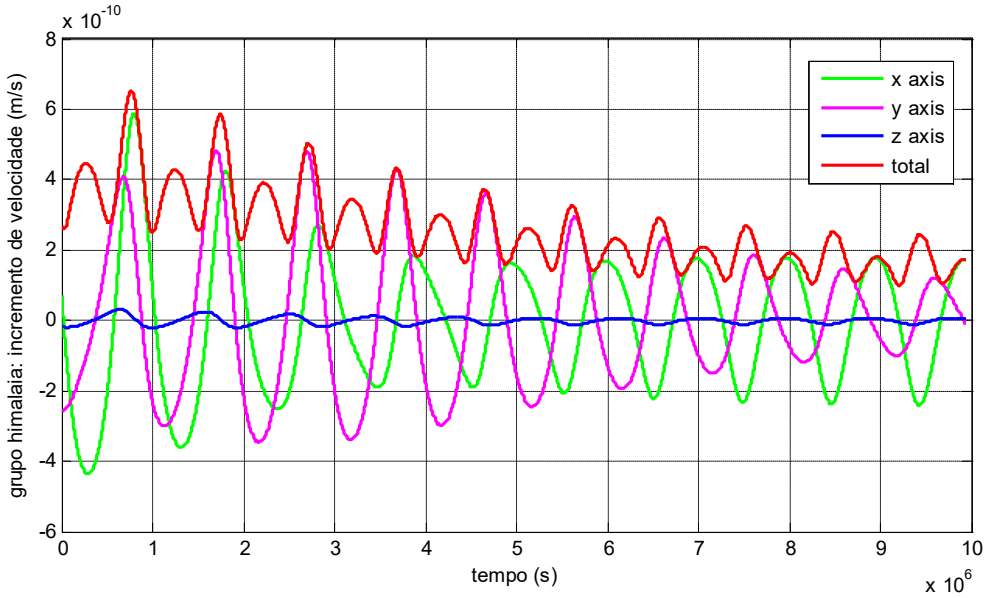
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.48 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Almateia (3ª simulação).



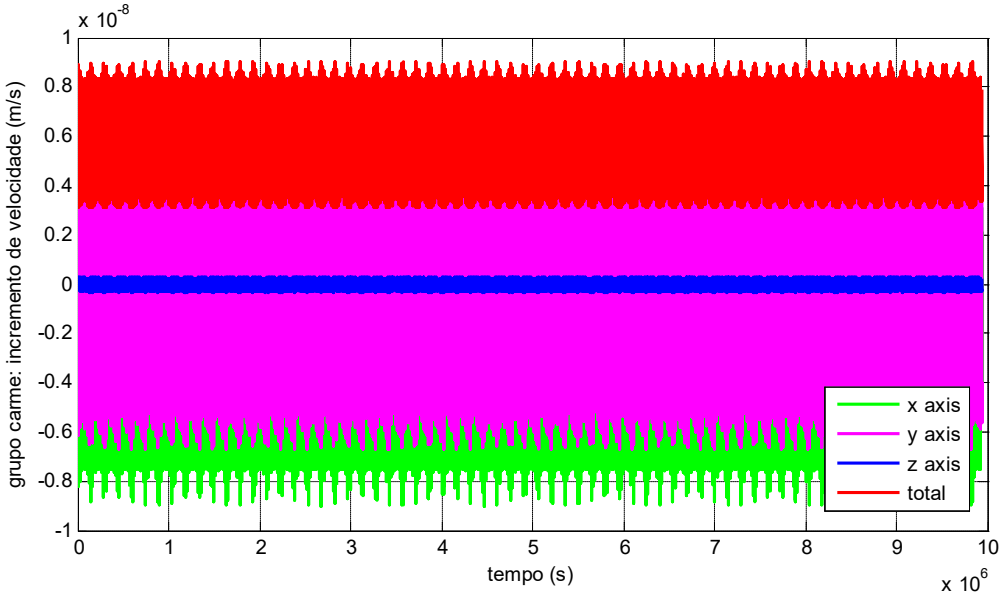
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.49 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Himalaia (3ª simulação).



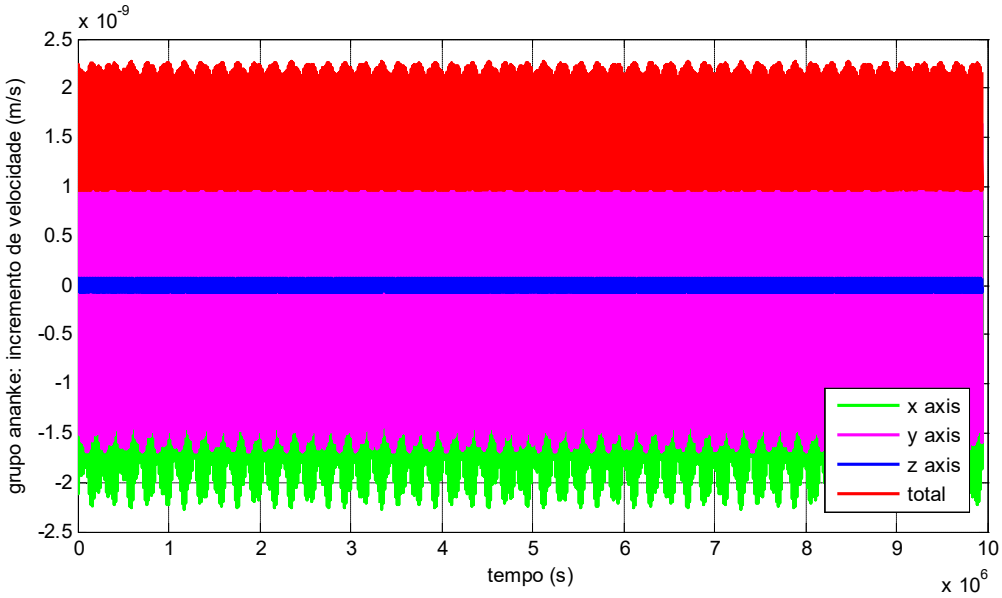
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.50 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Carme (3ª simulação).



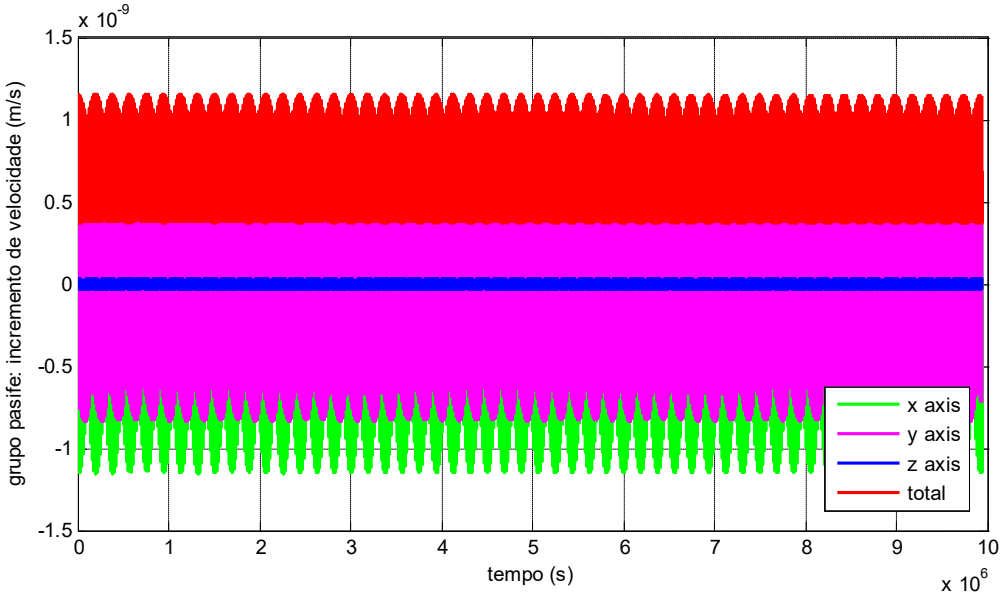
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.51 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Ananke (3ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.52 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora do grupo Pasife (3ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

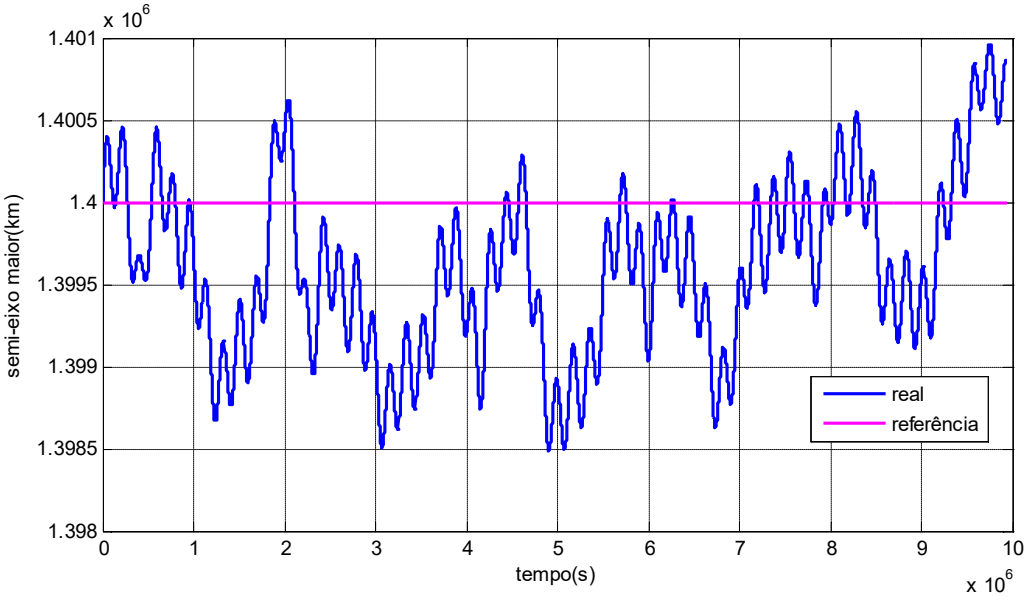
Neste caso na Figura 4.47 nota-se melhor as sobreposições das perturbações das luas galileanas já que o nível de perturbação destas é mais parecido para esta simulação.

Comparando com a simulação anterior na Figura 4.49 percebe-se um aumento no incremento de velocidade já que o veículo se aproxima deste

grupo, quanto aos outros grupos não acontece muita diferença, pois se encontram muito distantes.

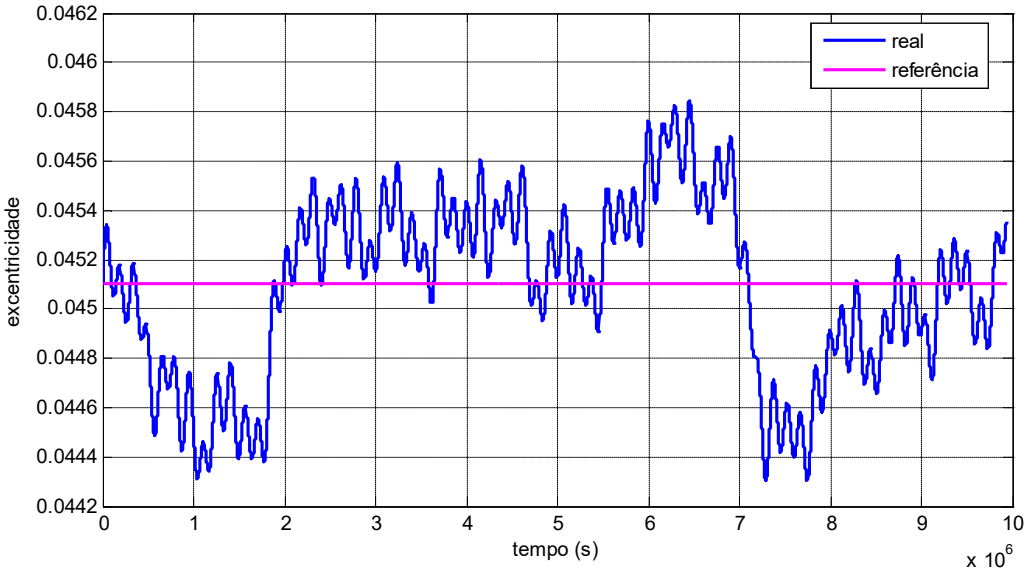
A seguir serão apresentados os gráficos de variação do semi eixo e excentricidade para esta simulação.

Figura 4.53 - Variação no semi eixo maior do veículo (3° simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.54 - Variação na excentricidade do veículo (3° simulação).



Fonte: Produção do autor.

Tanto na Figura 4.53 quanto na Figura 4.54 percebe-se que quase não há variação na órbita, porém próximo de $2x10^7$ segundos na excentricidade e no semi eixo a órbita começa a ter uma variação bem maior. Observa-se na Figura 4.39 próximo a $1x10^7$ segundos começa a ocorrer um aumento progressivo na componente x de Δv, e perto deste mesmo instante na Figura 4.40 acontece um pico bem pronunciado também na componente x. Isso mostra que a componente x exerce uma influência especial na variação da órbita, pois como esta é uma órbita praticamente equatorial no plano xy uma variação em x pode realmente ter maior influência na variação do semi eixo e excentricidade.

4.4 Simulação do Veículo Posicionado além de Calisto

A quarta simulação foi feita de forma que o veículo fosse posicionado em uma órbita um pouco além de Calisto. Pode-se observaqr as especificações para esta simulação na Tabela 4.5.

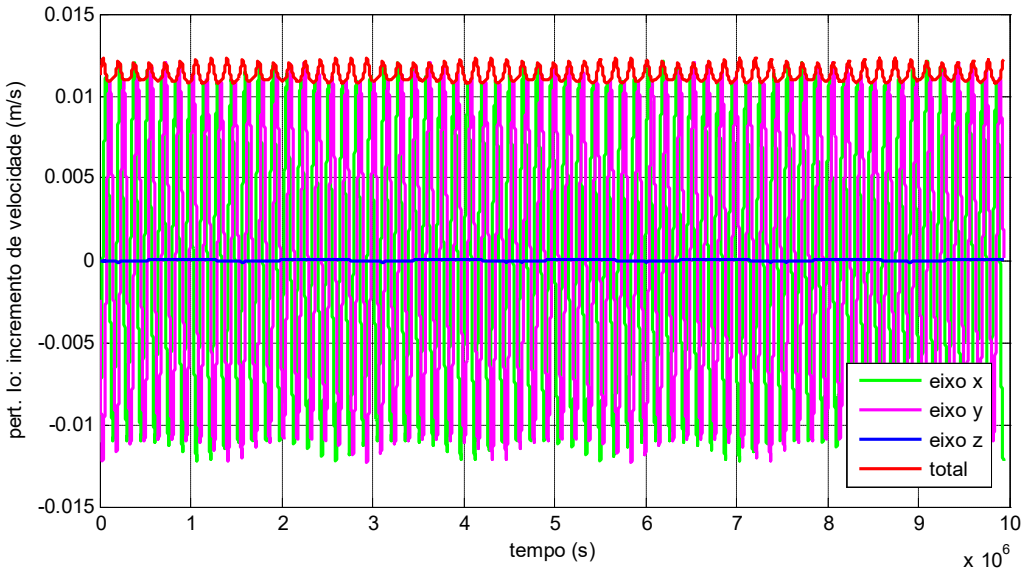
Tabela 4.5 - Especificações para a quarta simulação.

semi eixo maior (km)	1.900.000
passo (segundos)	336
número de órbitas realizadas	7

Fonte: Produção do autor.

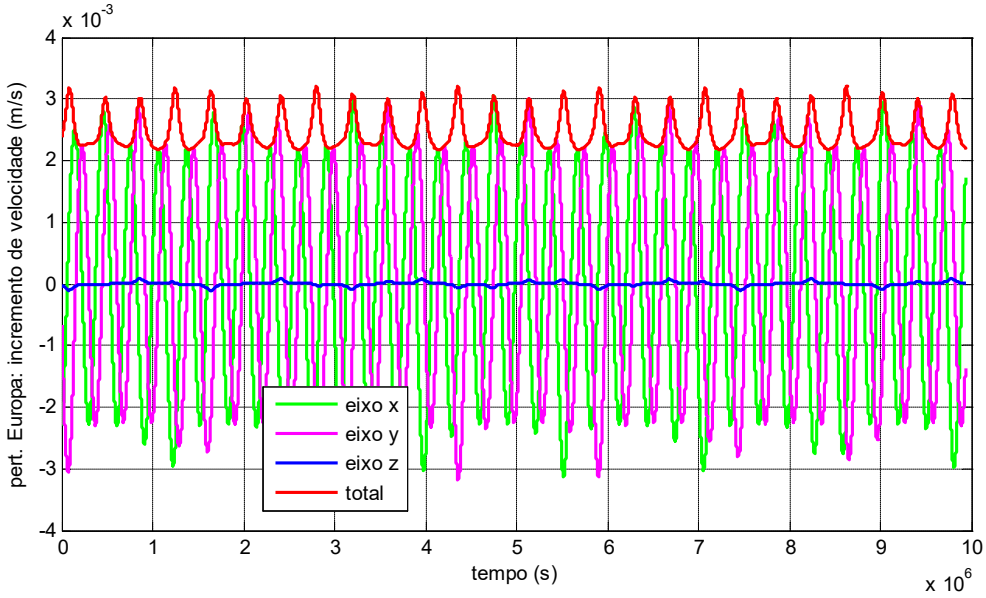
Os gráficos de Δv e distância veículo lua podem ser vistos da Figura 4.55 até a Figura 4.62.

Figura 4.55 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Io (4ª simulação).



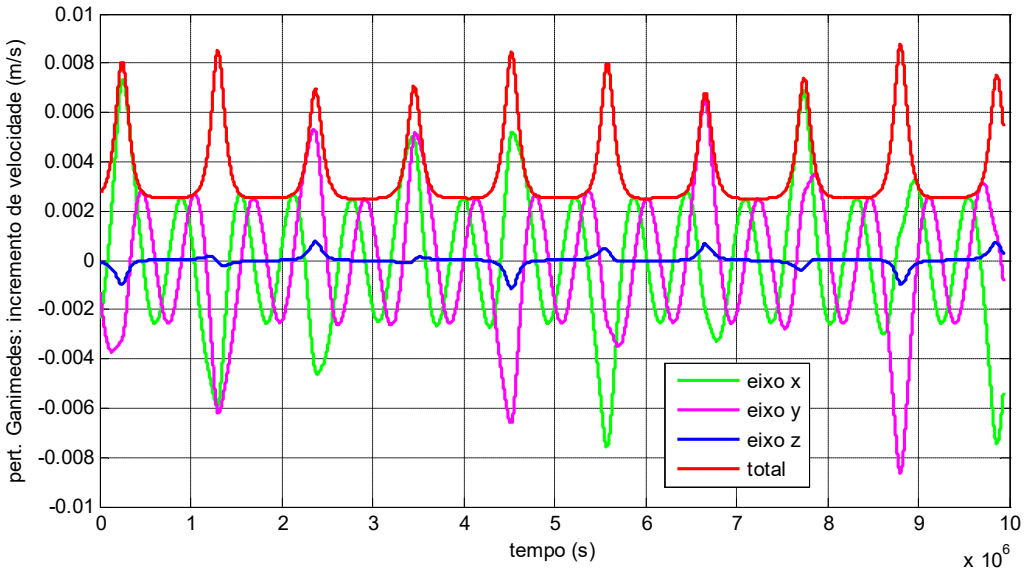
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.56 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Europa (4ª simulação).



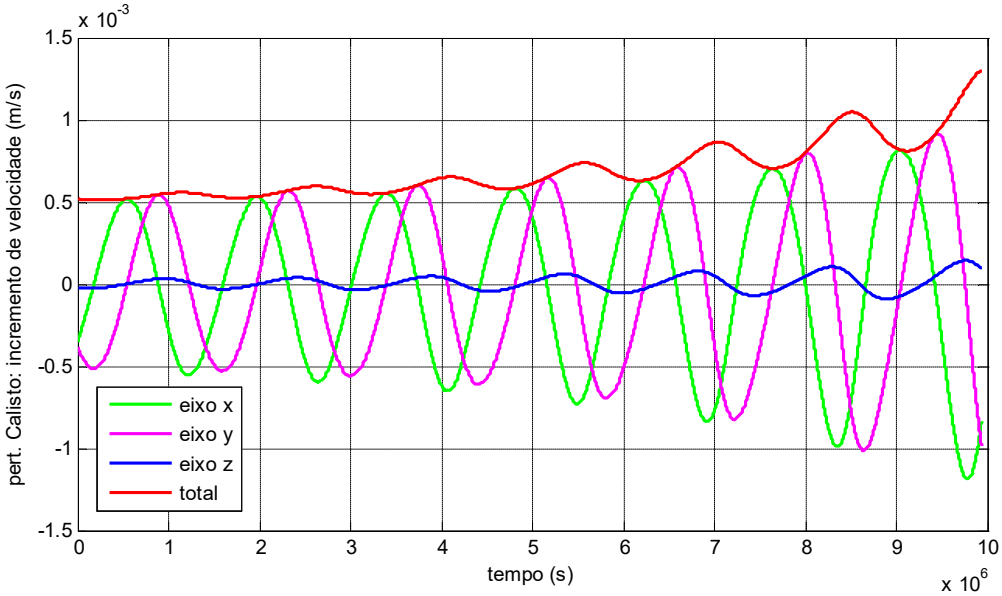
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.57 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Ganimedes (4ª simulação).



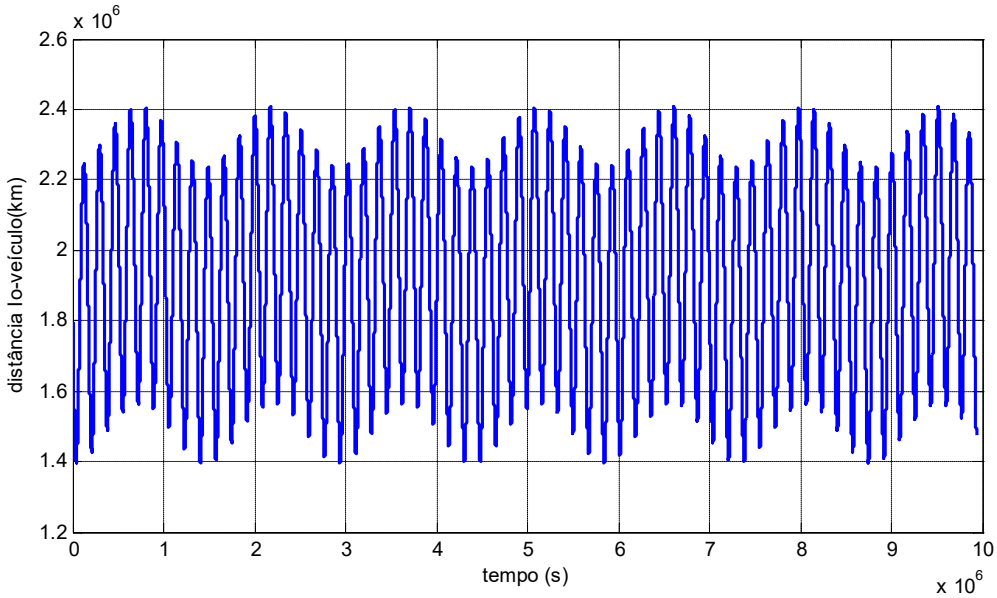
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.58 - Incremento de velocidade devido à força perturbadora de Calisto (4ª simulação).



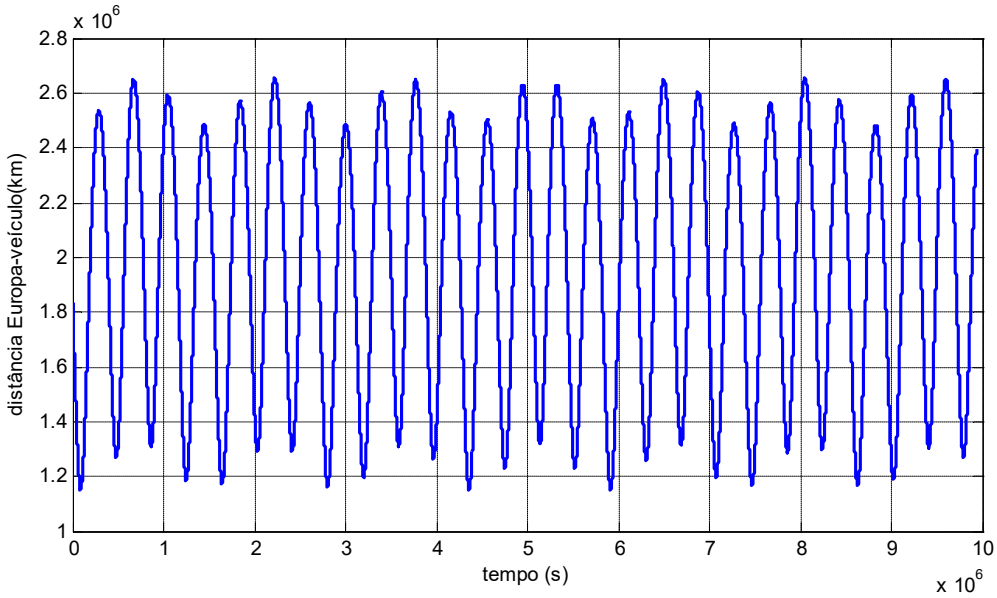
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.59 -Variação da distância entre Io e o veículo (4ª simulação).



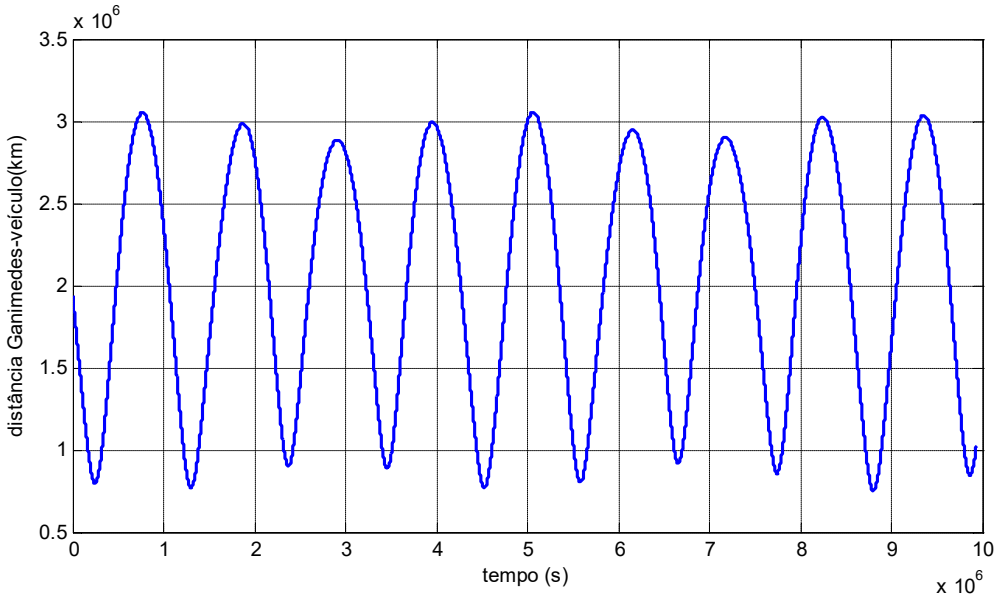
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.60 - Variação da distância entre Europa e o veículo (4ª simulação).



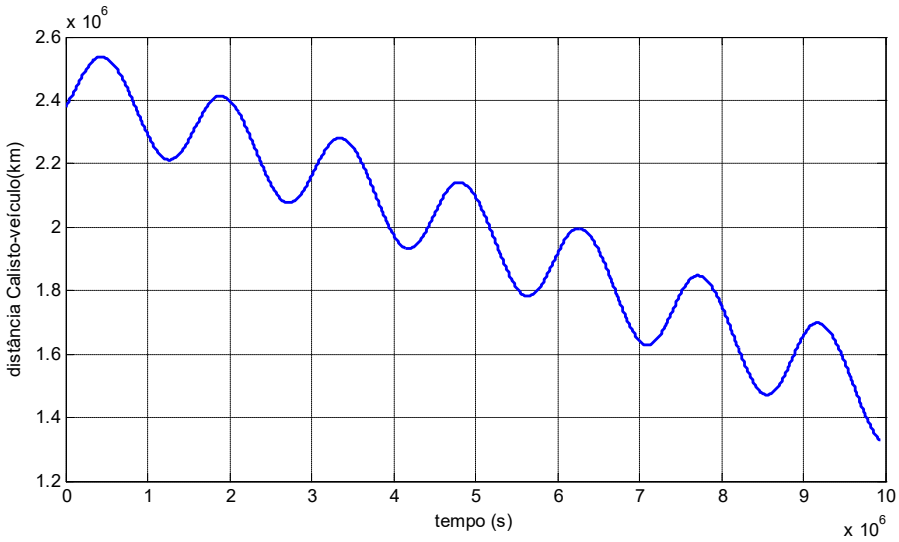
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.61 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (4ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.62 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (4ª simulação).

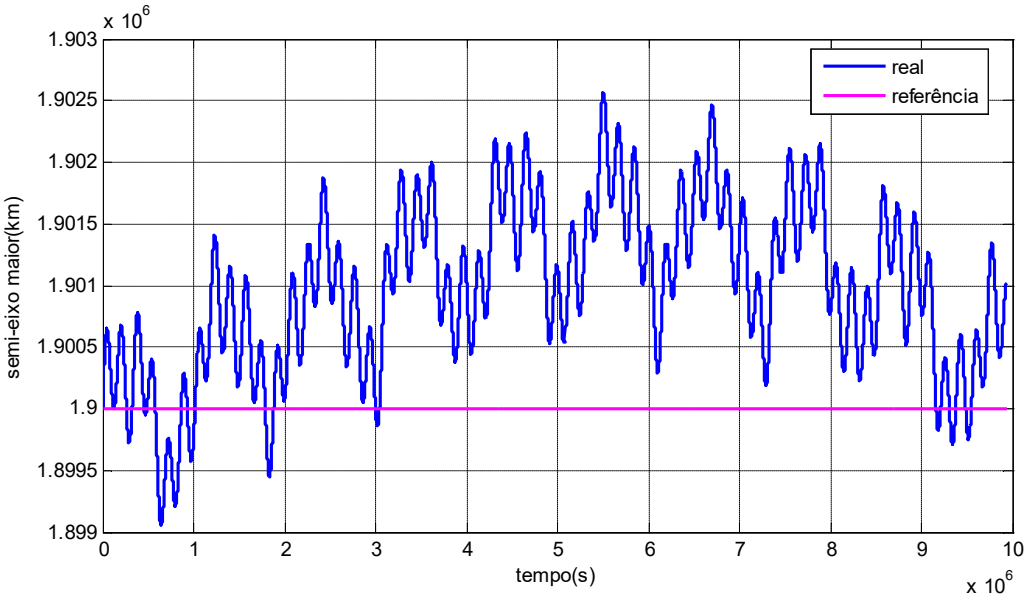


Fonte: Produção do autor.

Neste caso a Figura 4.58 apresenta um gráfico que não possui ciclos nem picos, onde o incremento de velocidade ocorre gradativamente.

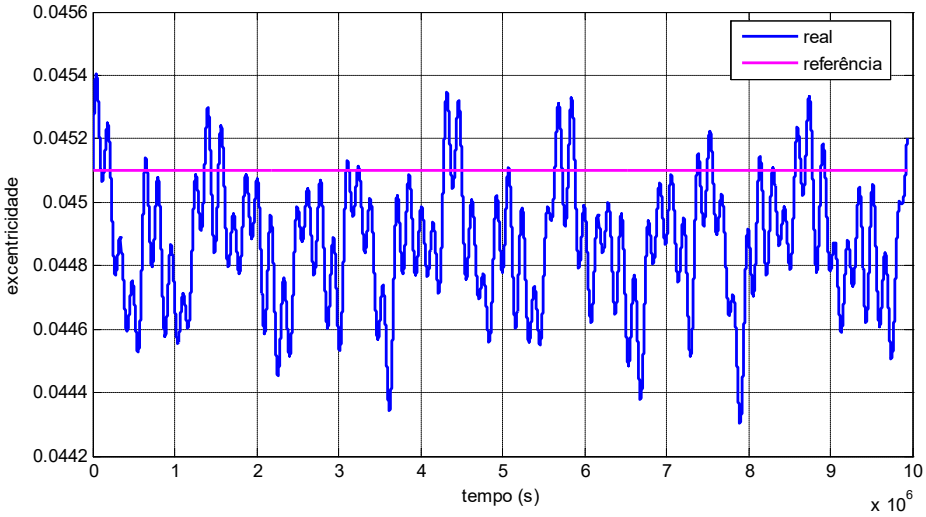
O semi eixo maior do veículo, aqui já mencionado, é muito próximo ao de Calisto portanto seus períodos são muito próximos o que pode explicar porque não há picos e a evolução da perturbação acontece desta forma.

Figura 4.63 - Variação no semi eixo maior do veículo (4ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.64 - Variação na excentricidade do veículo (4ª simulação).

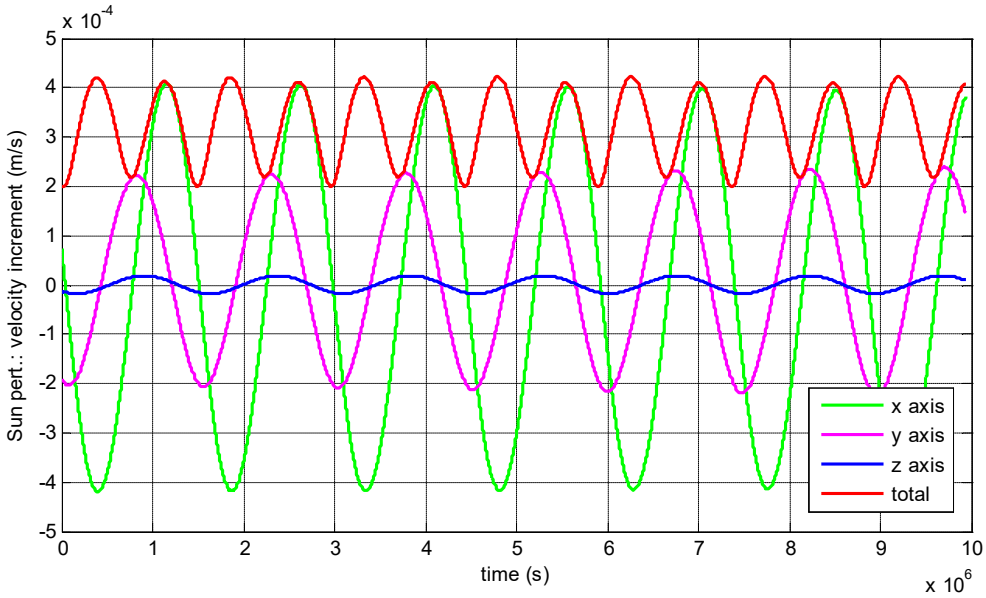


Fonte: Produção do autor.

Observa-se nos gráficos da Figura 4.65 e Figura 4.66 a variação da órbita ocorre de acordo com a variação da distância, conforme o veículo se aproxima de Calisto estas variações vão ficando maiores.

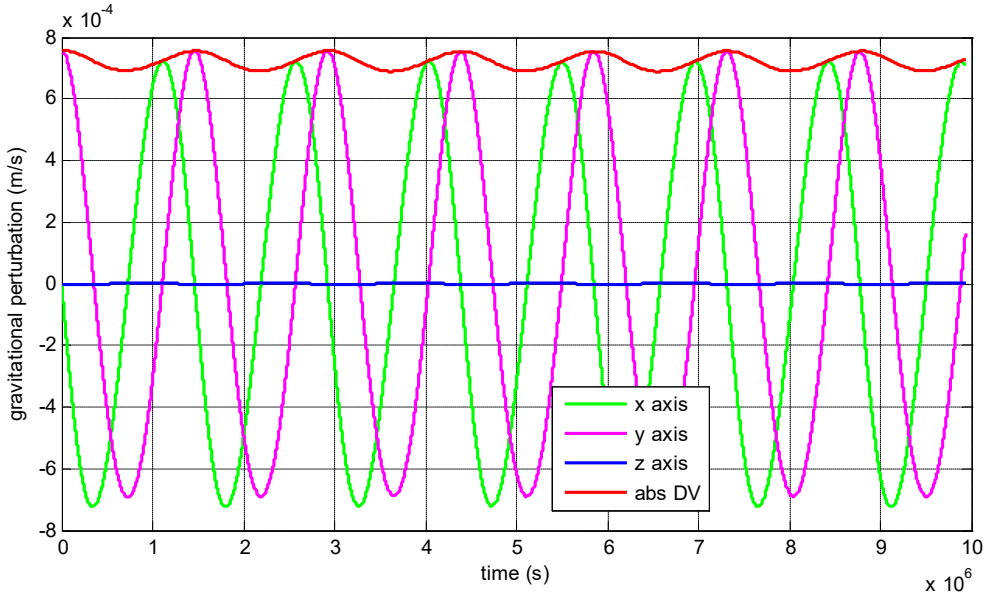
Agora serão apresentados os gráficos da perturbação devido à atração gravitacional do Sol e ao potencial gravitacional de Júpiter da Figura 4.65 à Figura 4.66 .

Figura 4.65 - Incremento de velocidade devido á atração gravitacional do Sol (4ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.66 - Incremento de velocidade devido ao potencial gravitacional de Júpiter (4ª simulação).

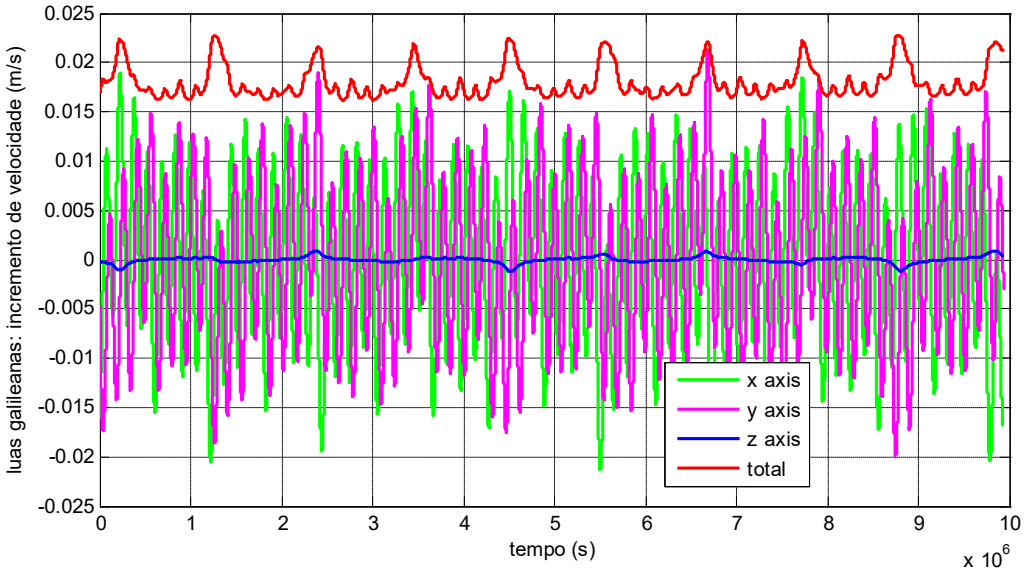


Fonte: Produção do autor.

Neste caso acontece o mesmo que ocorreu nas simulações anteriores, os valores para as perturbações, devido tanto à atração gravitacional do sol quanto à de júpiter, são pouco significativos.

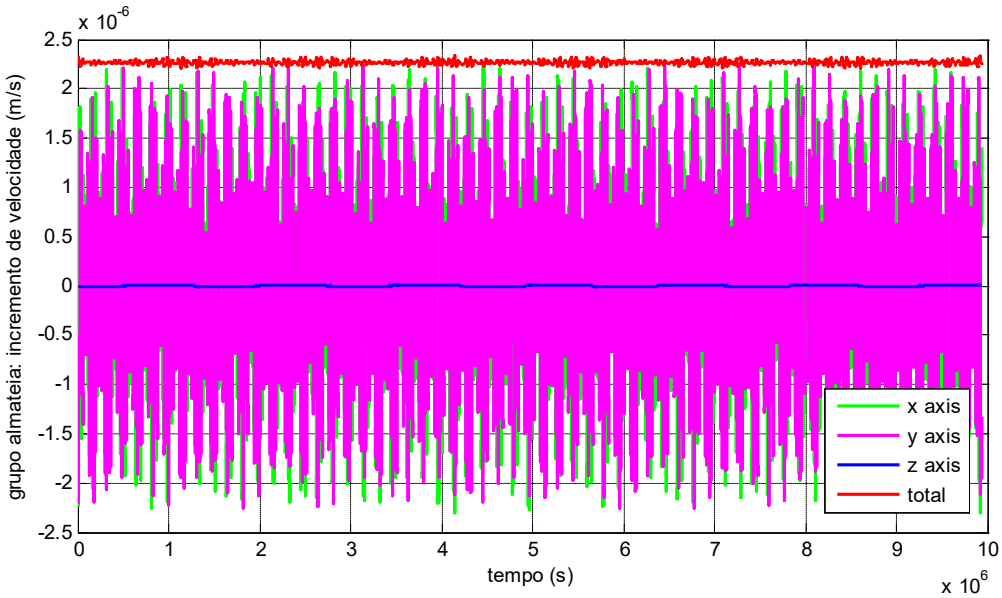
Da Figura 4.67 à Figura 4.72 estão os gráficos das perturbações devido a cada grupo de lua.

Figura 4.67 - Incremento de velocidade devido às luas galileanas (4ª simulação).



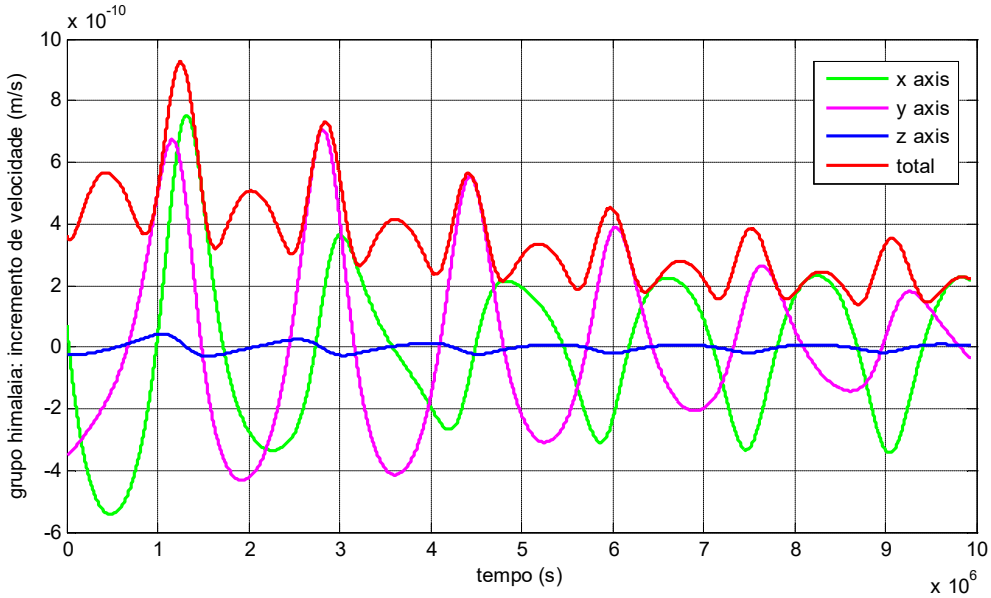
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.68 - Incremento de velocidade devido ao grupo Almateia (4ª simulação).



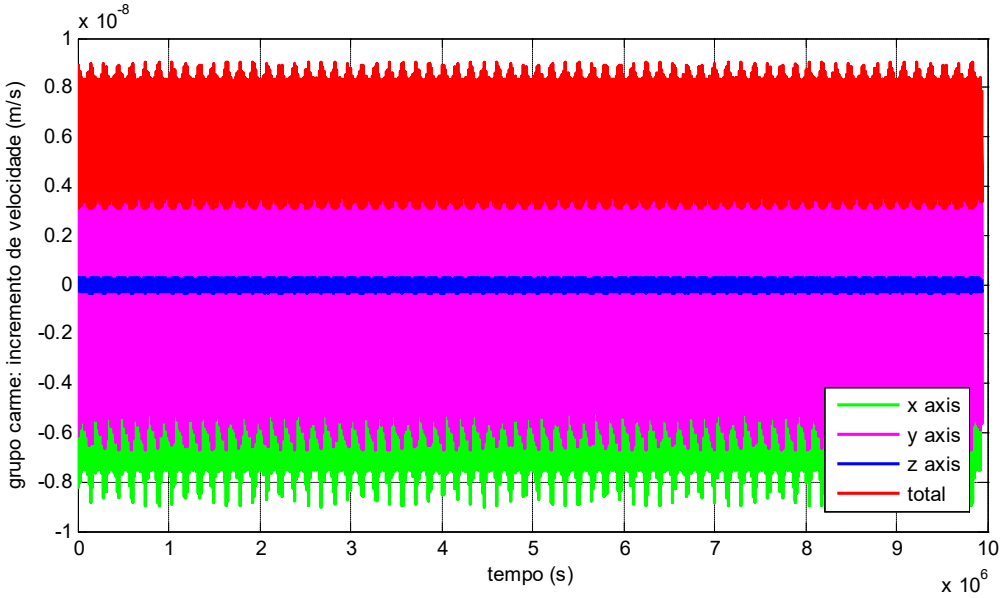
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.69 - Incremento de velocidade devido ao grupo Himalaia (4ª simulação).



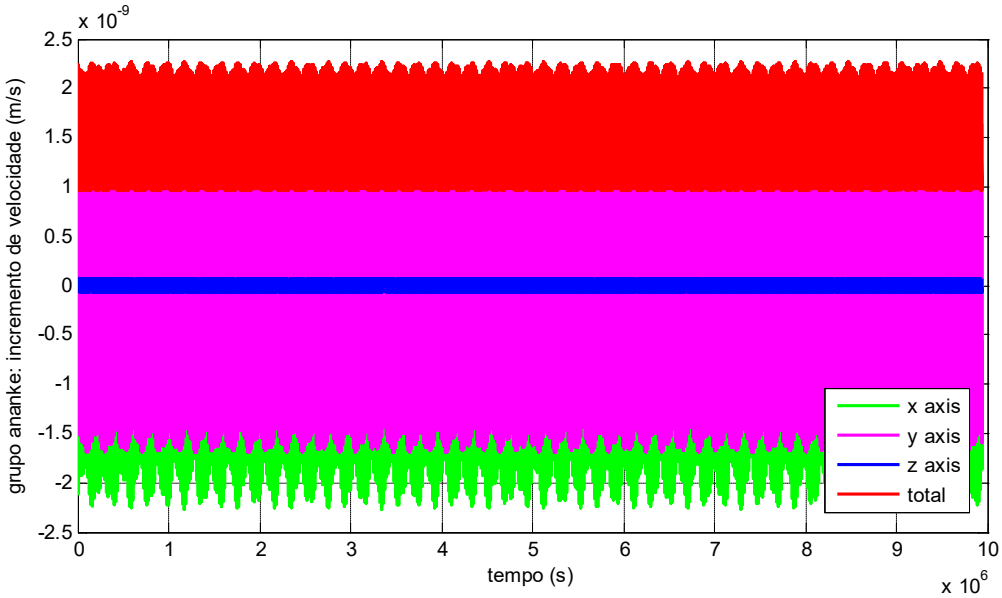
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.70 - Incremento de velocidade devido ao grupo Carme (4ª simulação).



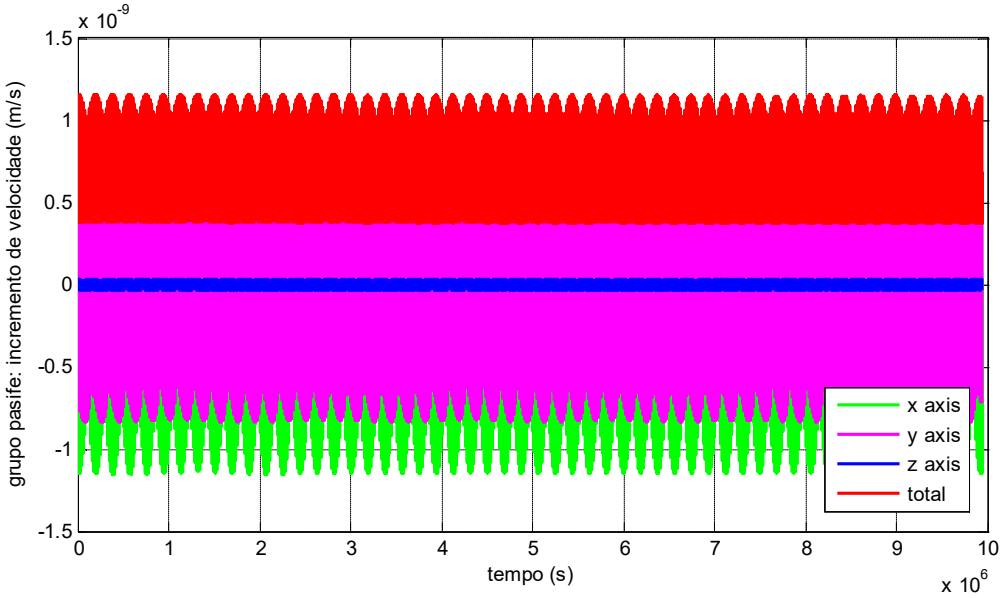
Fonte: Produção do autor.

Figura 4.71 - Incremento de velocidade devido ao grupo Ananke (4ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Figura 4.72 - Incremento de velocidade devido ao grupo Pasife (4ª simulação).



Fonte: Produção do autor.

Para os grupos das luas neste caso acontece algo muito similar aos outros casos já apresentados, a Figura 4.67 mostra a sobreposição das perturbaçoes devidas às luas galileanas e as outras luas continuam a perturbar pouco a trajetória do veículo.

4.5 Conclusão

Dos resultados anteriormente apresentados, é possível ter uma idéia de como a órbita do veículo pode ser perturbada. Como a perturbação é bastante significativa, principalmente as das luas, será feito no capítulo 5 um mapeamento das perturbações de todos os grupos de luas para que assim possam ser escolhidas órbitas de maior interesse.

5 MAPEAMENTO DAS PERTURBAÇÕES

Neste capítulo será apresentado o mapeamento das perturbações causadas por cada grupo de luas de Júpiter anteriormente apresentados, assim como o mapeamento para cada uma das luas galileanas, já que estas exercem maior influência na trajetória do veículo, devido a sua grande massa, as simulações foram feitas utilizando o STRS.

Foram feitas cento e dezenove simulações, onde a inclinação foi variada de quinze em quinze graus e o semi eixo maior foi alterado de modo que a cada simulação realizada o veículo estivesse próximo das órbitas de luas galileanas diferentes, porém ainda mantendo uma órbita ao redor de Júpiter.

Pode-se observar os semi eixos maiores escolhidos para as simulações nas Tabela 5.1.

Tabela 5.1 – semi eixos escolhidos para as simulações.

semi eixos maiores escolhidos entre Tebe e Io	250.000 km, 300.000 km, 375.000 km
semi eixos escolhidos entre Io e Europa	500.000 km, 600.000 km
semi eixos maiores escolhidos entre Europa e Ganimedes	800.000 km, 900.000 km
semi eixos maiores escolhidos entre Ganimedes e Calisto	1.200.000, 1.050.000, 1.100.000, 1.300.000, 1.400.000, 1.500.000, 1.600.000, 1.750.000 km
semi eixos maiores escolhidos entre Calisto e Leda	1.900.000 km e 1.950.000 km

Fonte: Produção do autor.

Os outros parâmetros foram fixados e podem ser vistos na Tabela 5.2.

Tabela 5.2-Parâmetros orbitais.

Excentricidade	0
Ascensão reta do nodo ascendente (graus)	45
Argumento do periapside (graus)	45
Anomalia média (graus)	0

Fonte: Produção do autor.

As simulações foram realizadas com um passo de um minuto, e o tempo de simulação foi de dezessete dias terrestres já que o período de Calisto, a lua galileana mais afastada de Júpiter, é de 16,69 dias.

É importante salientar que as simulações foram realizadas para se obter a somatória da perturbação durante este período de dezessete dias.

Nas simulações apresentadas neste capítulo foi considerada uma trajetória circular estável, ou seja, são obtidos os valores das perturbações porém estes não são aplicados na trajetória. Isto foi feito apenas para que fosse possível determinar qual seria o incremento de velocidade perturbador que um veículo estaria sujeito nesta trajetória.

A somatória pode ser equiparada à integral da perturbação a que o veículo estaria sujeito nesta trajetória durante o período simulado.

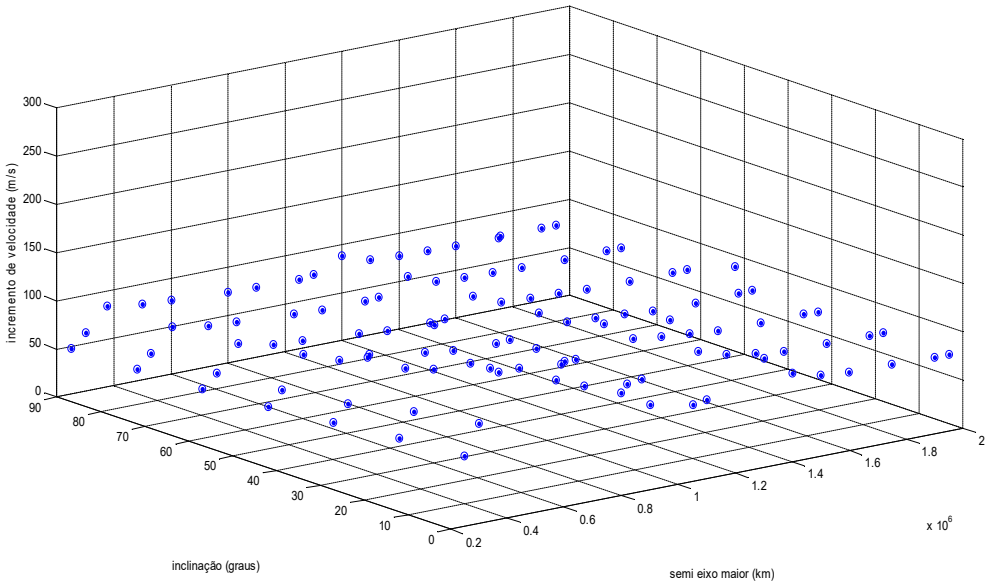
5.1 Grupo das Luas Galileanas

Para o gráfico em três dimensões do mapeamento da perturbação das luas galileanas, assim como para os outros grupos de luas, cada ponto representa uma simulação, por exemplo para a simulação de 250.000 km de semi eixo e inclinação de 0° temos um ponto, para a de mesmo semi eixo maior e inclinação 15° temos outro ponto e assim por diante.

No APÊNDICE C pode-se observar o valor absoluto do incremento de velocidade de cada uma das luas galileanas para cada simulação.

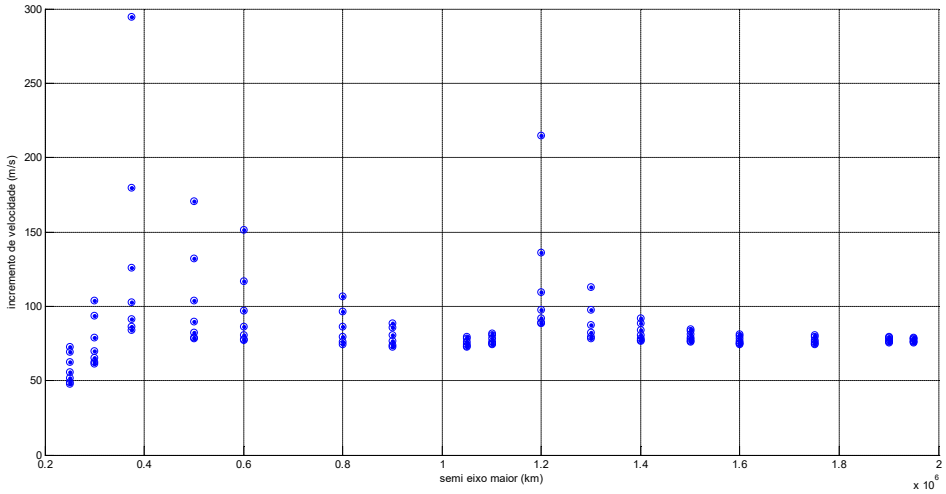
Deste modo a Figura 5.1 foi formada e pode-se ver o incremento de velocidade devido à perturbação das luas galileanas para cada uma das simulações realizadas, também são apresentados gráficos contendo as vistas x-z e y-z da Figura 5.1 até Figura 5.3.

Figura 5.1 - Mapeamento da perturbação das luas galileanas.



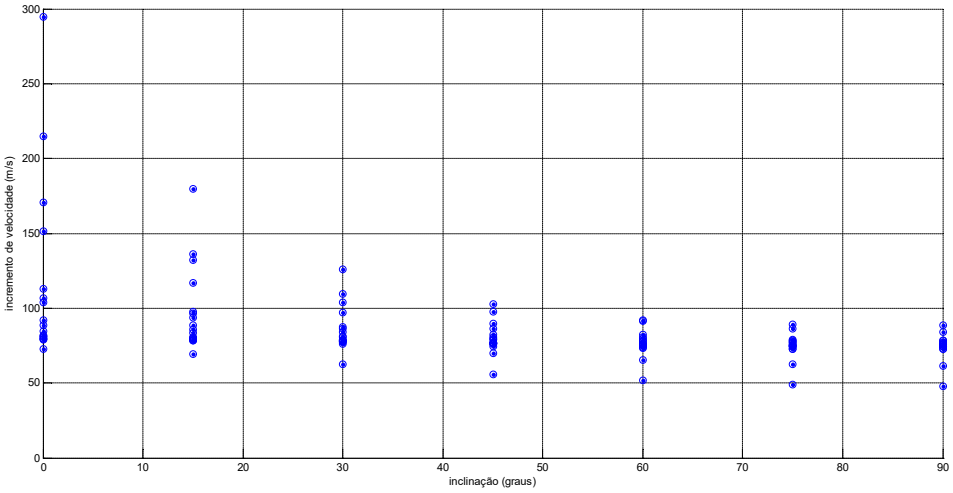
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.2 - vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas galileanas.



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.3 - vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas galileanas.



Fonte: Produção do autor.

No gráfico da Figura 5.1 no eixo x se encontra o semi eixo maior, no y a inclinação e no eixo z o valor absoluto total do incremento de velocidade Δv.

Na Figura 5.2 observa-se o gráfico do incremento de velocidade em relação ao semi eixo e por fim a Figura 5.3mostra a variação do incremento de velocidade com a inclinação.

Da Figura 5.2 os semi eixos que apresentam maior perturbação são os de 375.000 km, maior perturbação dentre todas, 500.000 km, 600.000 km e 1.200.000 km, que são semi eixos próximos aos de Io, Europa e Ganimedes.

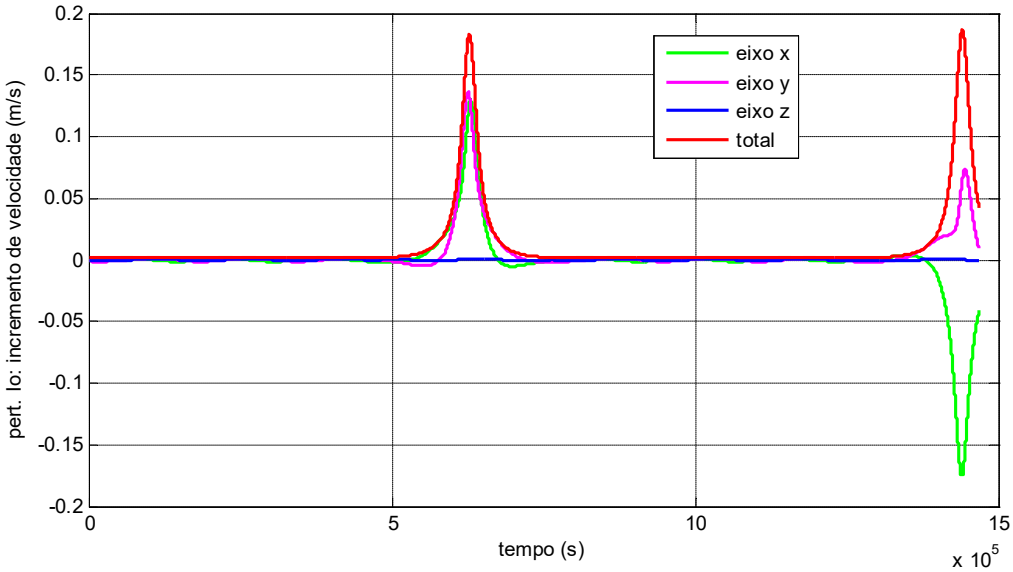
Após a análise anterior, que mostrou a relação entre os níveis de perturbação das luas e a distância entre estas e o veículo, pode-se dizer que nestes pontos o veículo se aproxima destas luas.

Já na Figura 5.3 encontra-se um padrão, quanto mais equatorial a órbita maior o incremento de velocidade, o que era algo esperado neste caso, afinal as luas galileanas encontram-se em órbitas praticamente equatoriais, causando uma perturbação maior no veículo quando a inclinação deste se encontra mais próxima à das luas.

Como as luas galileanas exercem muita influência na trajetória do veículo, para tornar esta análise mais completa apresenta-se os gráficos do incremento de velocidade para alguns semi eixos maiores e inclinações, que apresentaram um grande nível de perturbação.

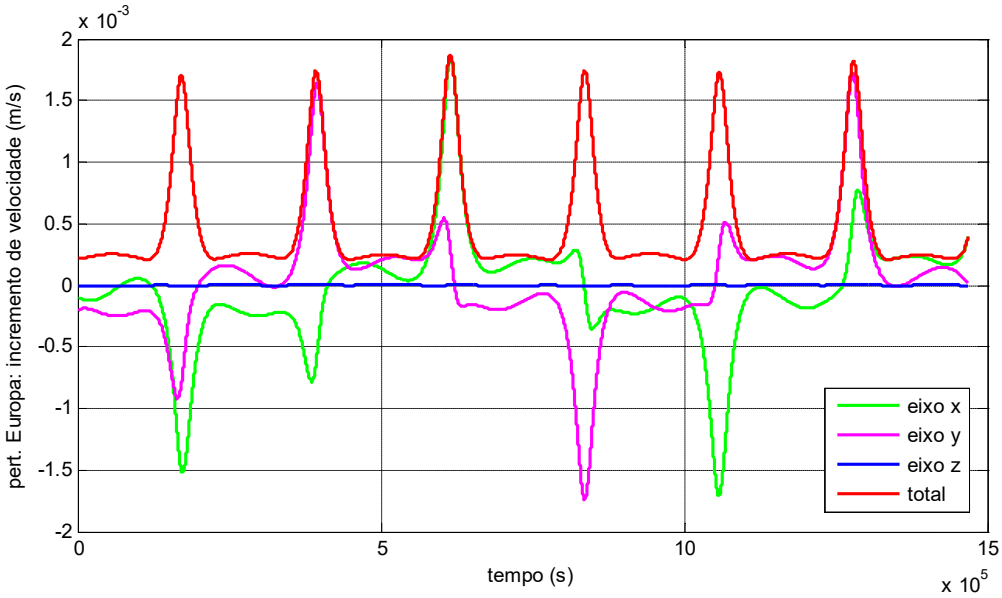
Primeiramente apresenta-se alguns gráficos do semi eixo de 375.000 km e inclinação 0°, que representa a maior das perturbações, da Figura 5.4 à Figura 5.11.

Figura 5.4 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Io (sem ieixo: 375.000 km; inlinação: 0°).



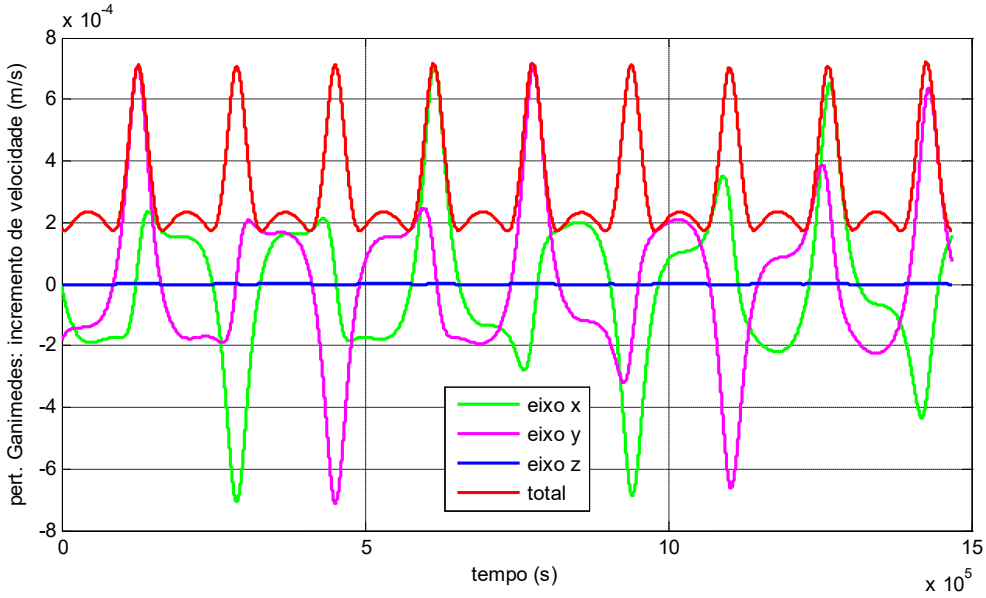
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.5 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Europa (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°).



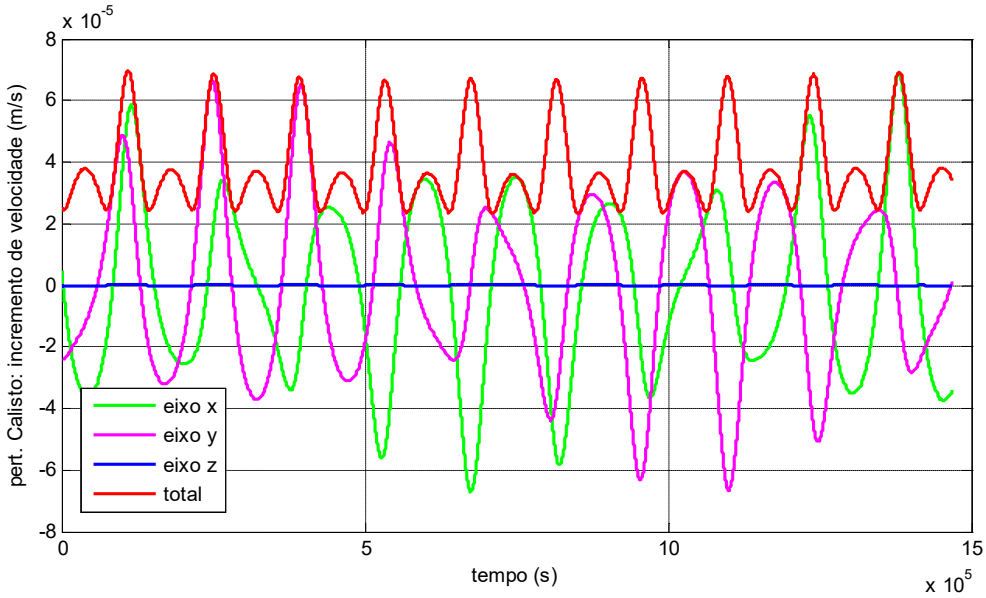
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.6 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Ganimedes (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°).



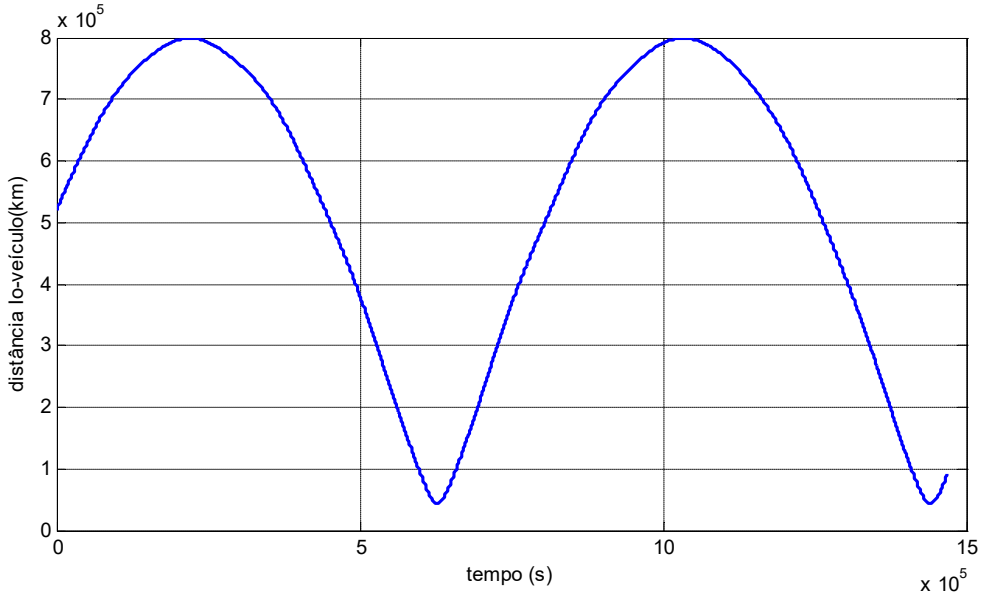
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.7 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Io (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°).



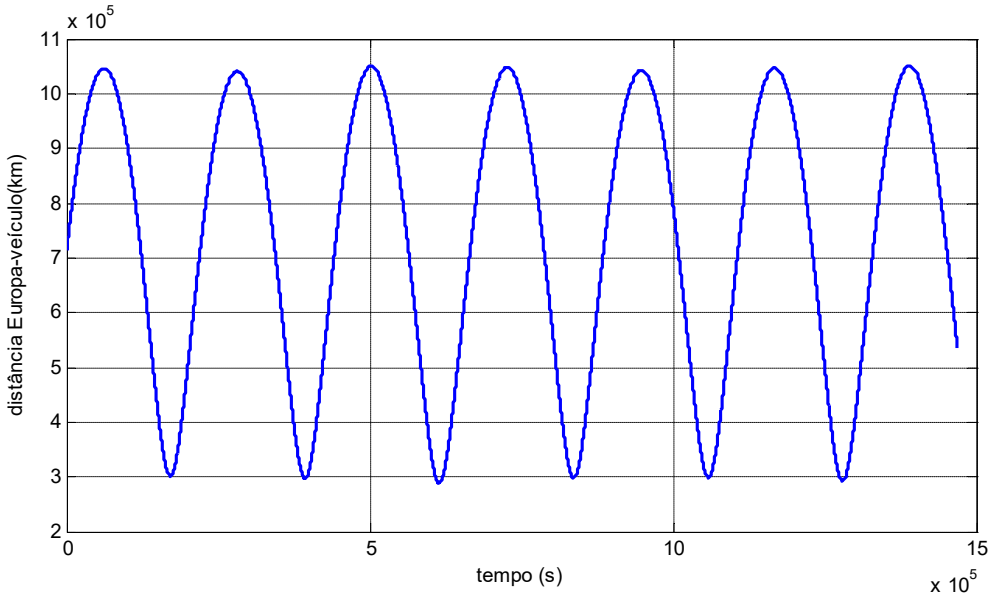
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.8 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°).



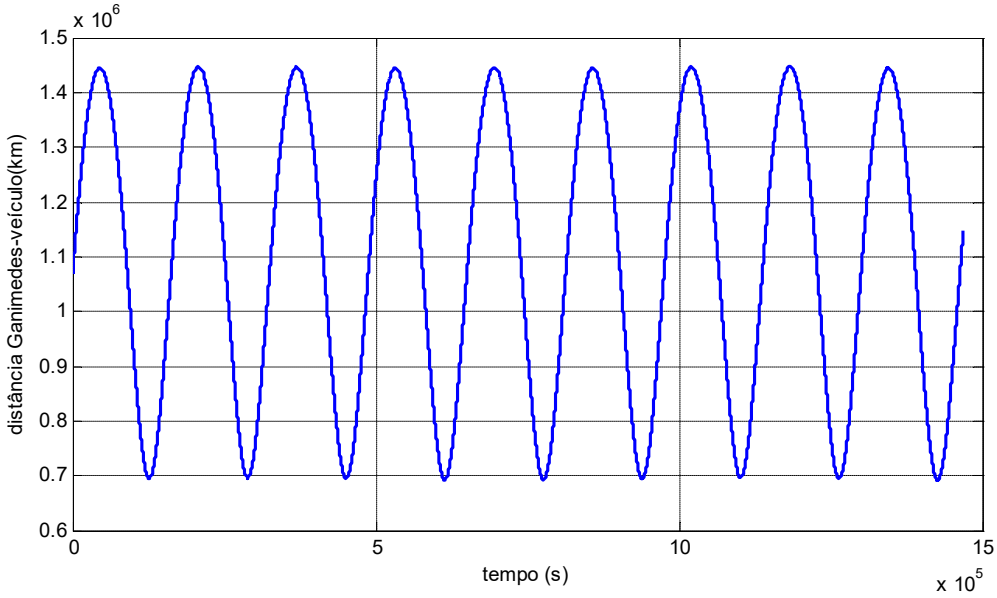
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.9 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°).



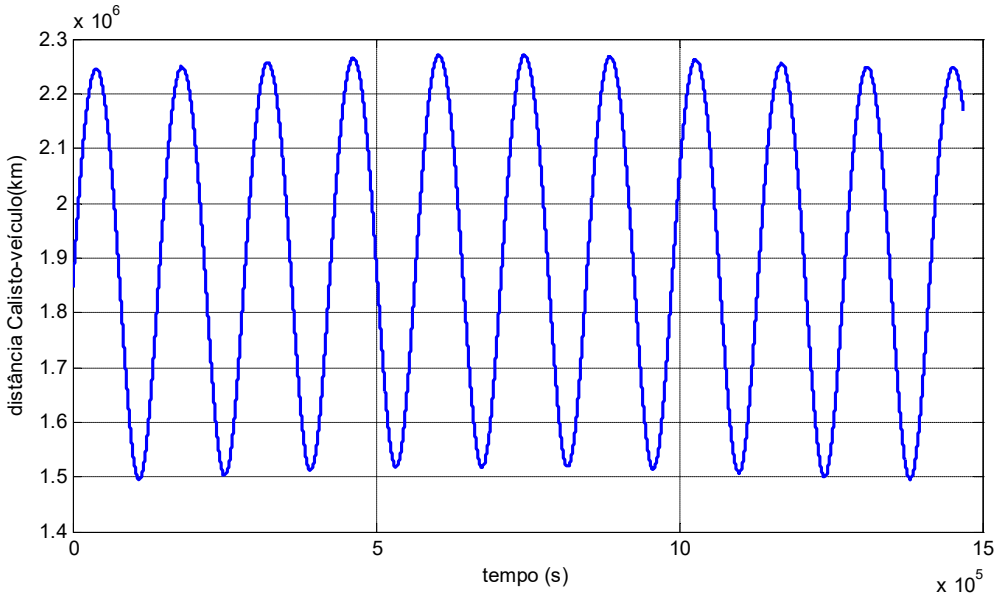
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.10 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°).



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.11 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 375.000 km; inlinação: 0°).

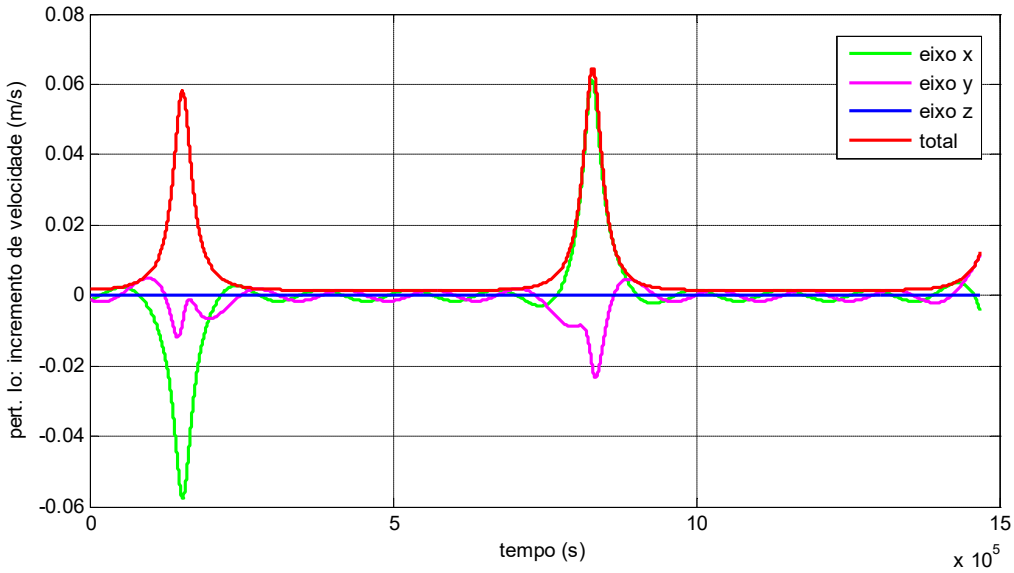


Fonte: Produção do autor.

Como pode-se ver nas Figura 5.4 e Figura 5.8o que foi dito anteriormente é confirmado, próximo a $6{,}55 \times 10^5$ segundos e 15×10^5 segundos acontecem grandes aproximações do veículo com relação à Io, logo ai está a razão do grande incremento de velocidade no ponto que representa esta simulação.

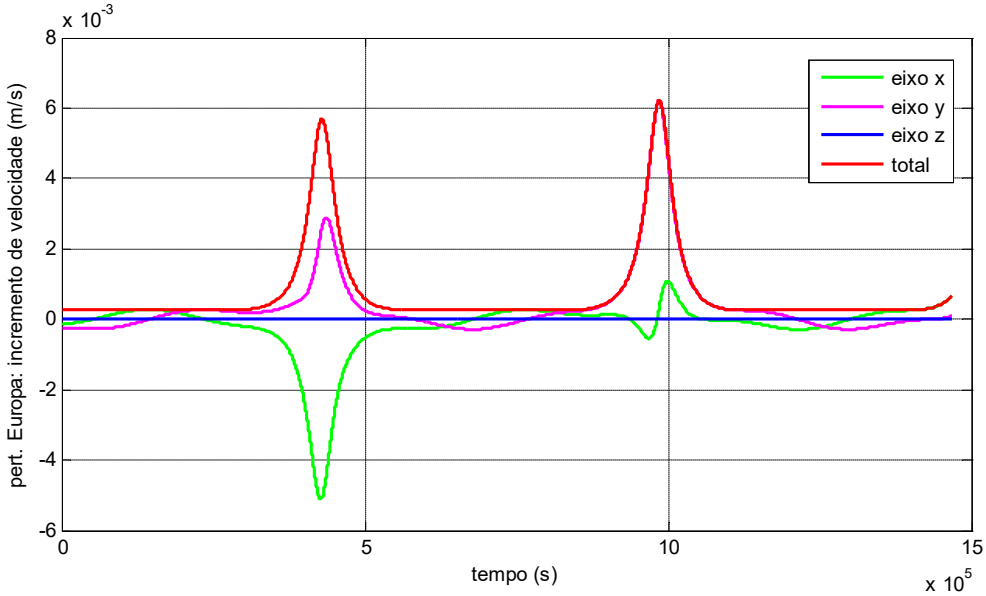
Agora será feita a mesma análise para semi eixo de 500.000 km e inclinação de 0° que são exibidos na Figura 5.12 eFigura 5.19.

Figura 5.12 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Io (sem ieixo: 500.000 km; inlinação: 0°).



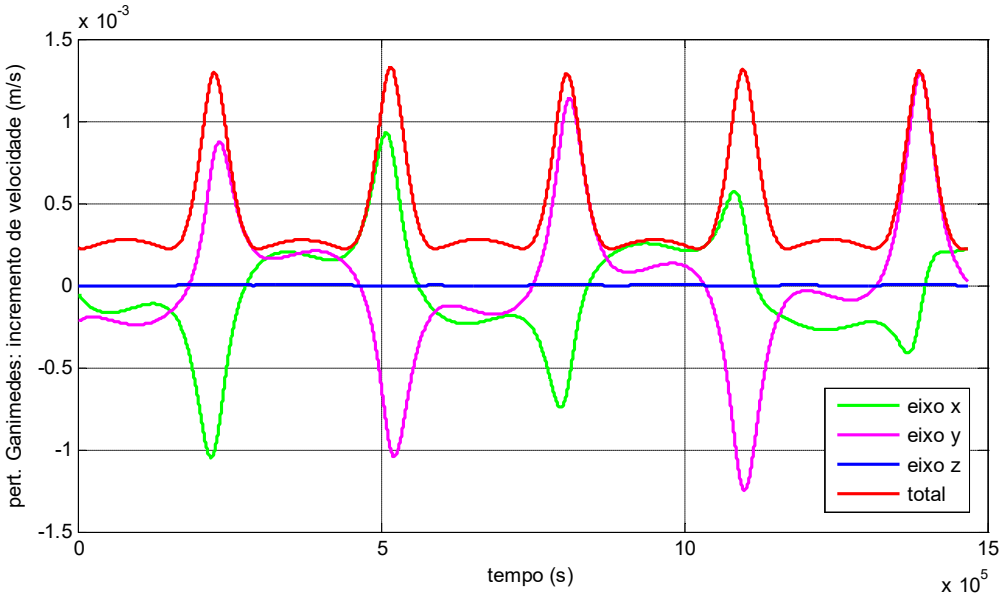
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.13 - Figura 5.13 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Europa (sem ieixo: 500.000 km; inlinação: 0°).



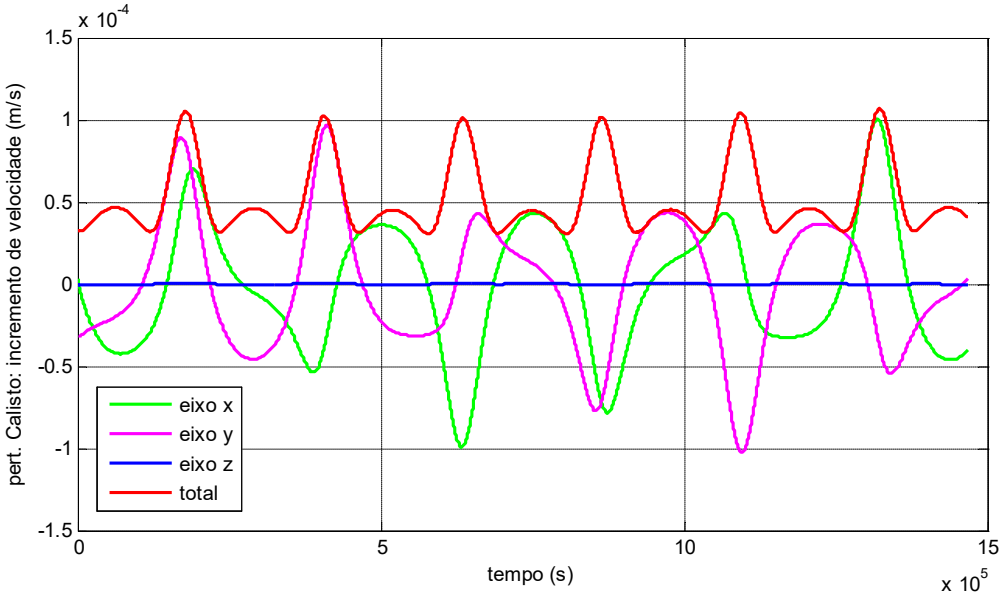
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.14 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Ganimedes (sem ieixo: 500.000 km; inlinação: 0°).



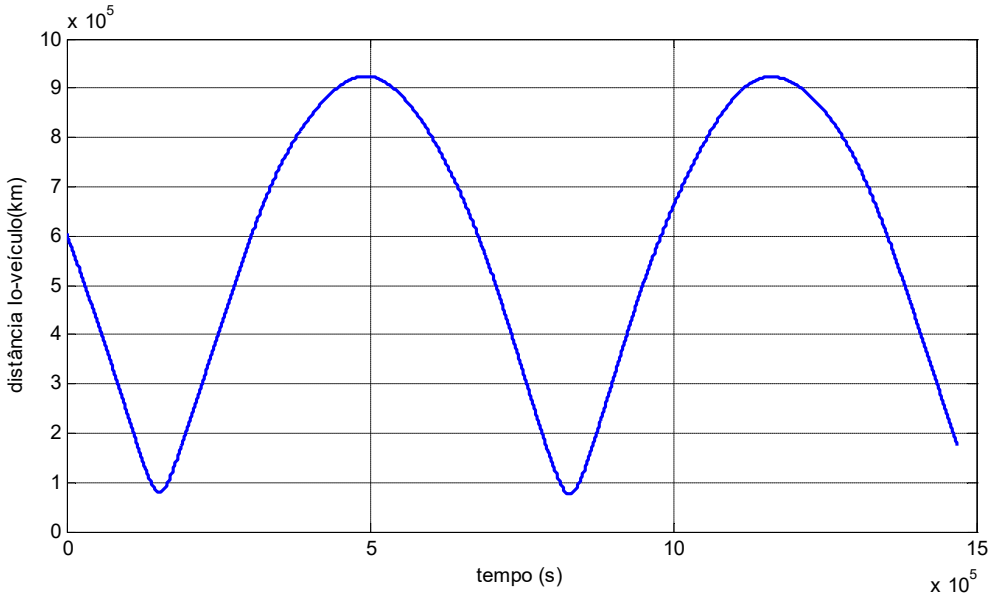
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.15 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Io (sem ieixo: 500.000 km; inlinação: 0°).



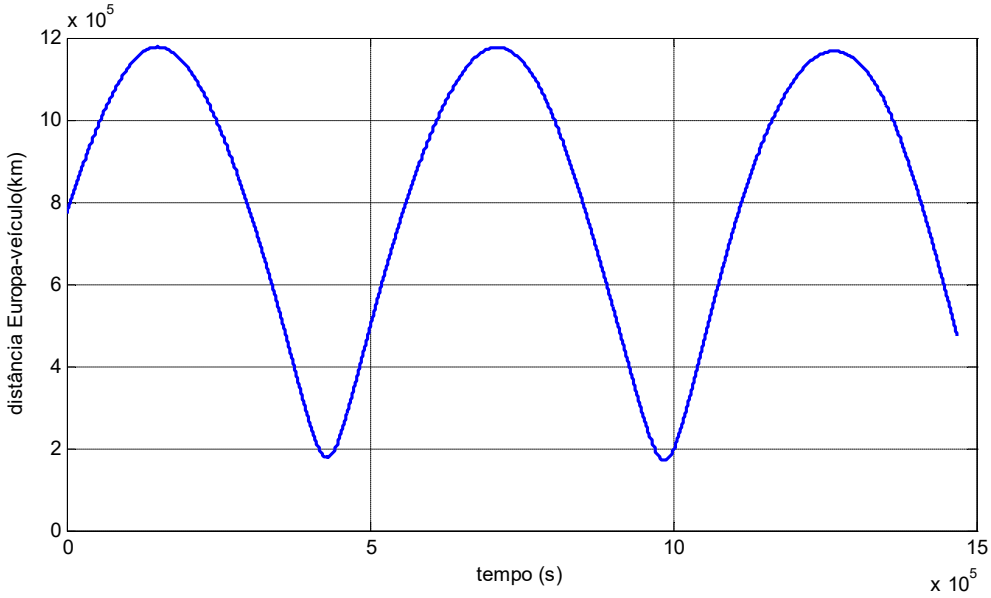
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.16 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 500.000 km; inlinação: 0°).



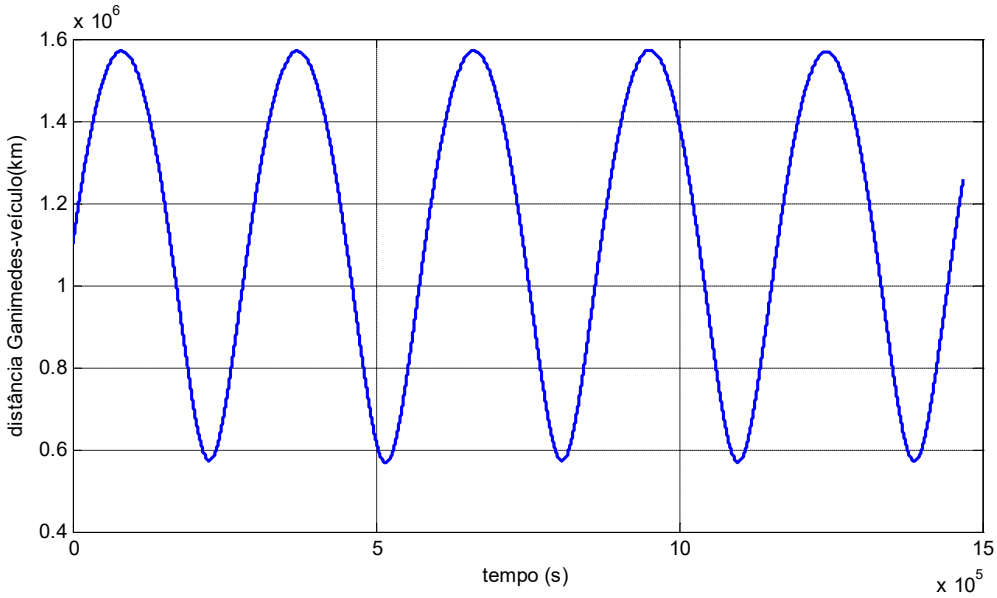
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.17 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 500.000 km; inlinação: 0°).



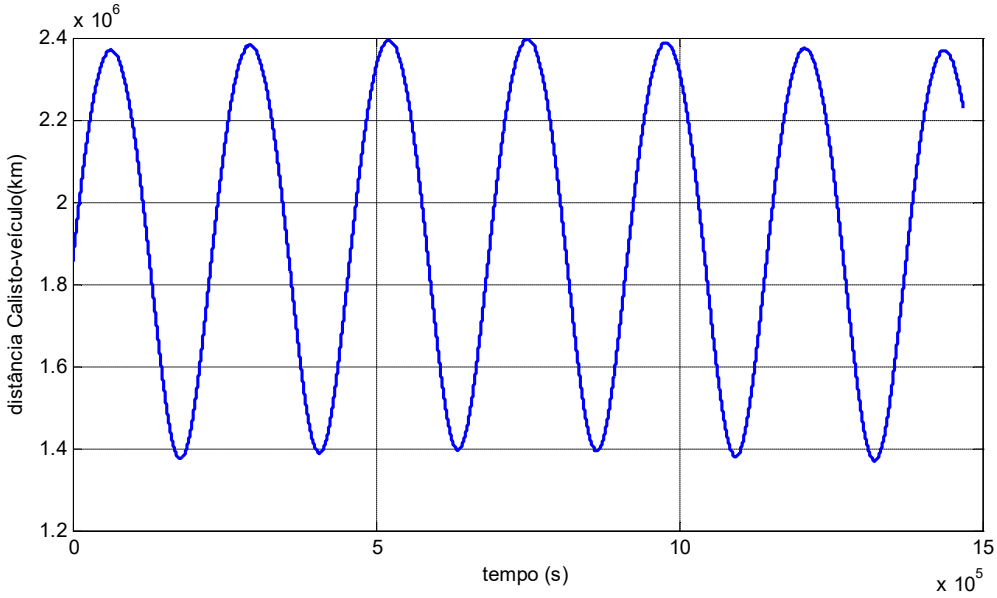
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.18 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 500.000 km; inlinação: 0°).



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.19 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 500.000 km; inlinação: 0°).

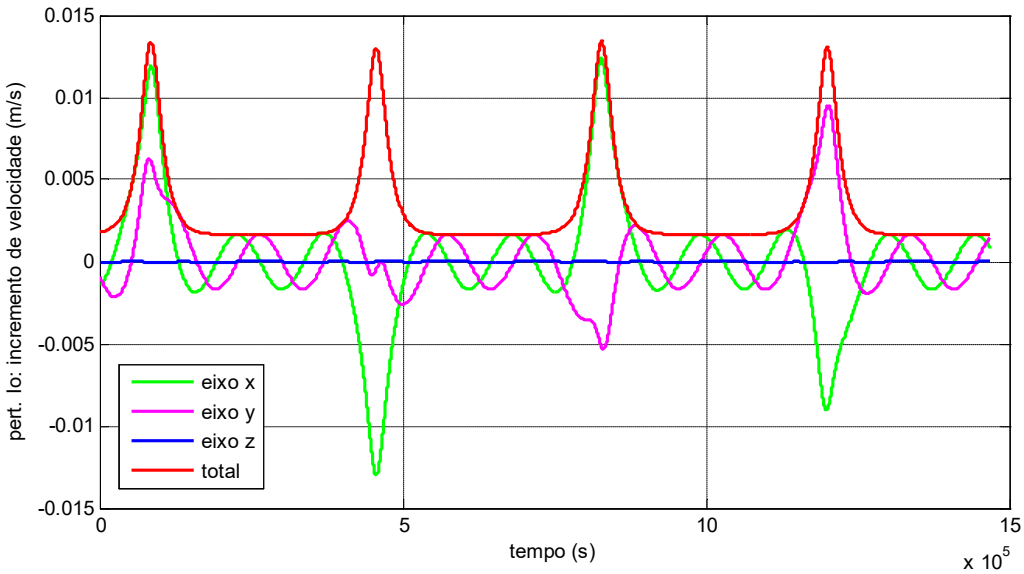


Fonte: Produção do autor.

Tanto na Figura 5.12 como na Figura 5.16 nota-se que nos momentos de aproximação máxima do veículo com relação à Io (aproximadamente $2x10^5$ e $8x10^5$ segundos) acontece um maior nível de perturbação, pouco menor que o do semi eixo anteriormente analisado, porém ainda muito significativo o que novamente confirma o que é exibido nos gráficos de mapeamento.

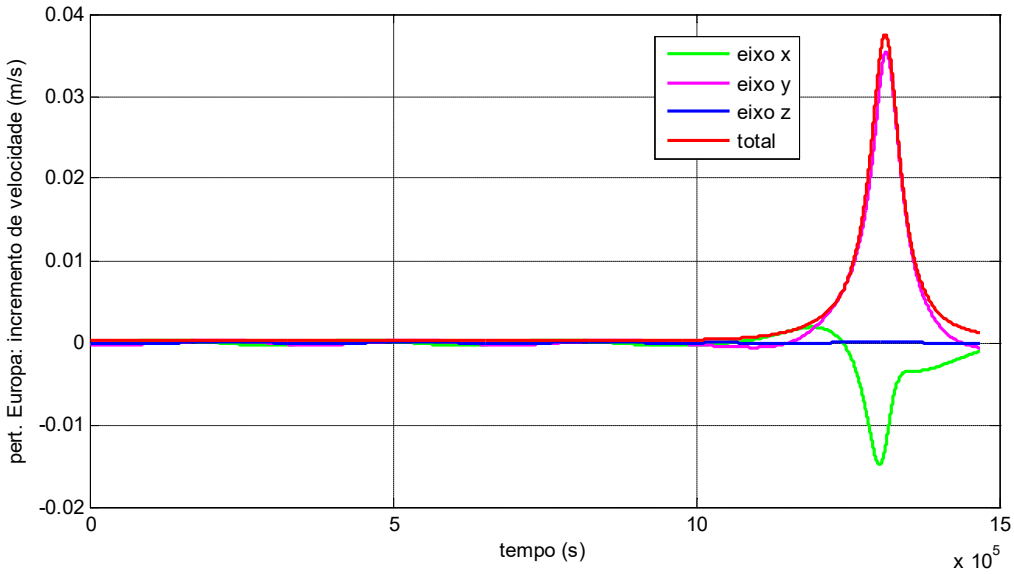
Pelos gráficos da Figura 5.20 e Figura 5.27 é feita a mesma análise para o semi eixo de 600.000 km e inclinação de 0°.

Figura 5.20 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Io (sem ieixo: 600.000 km; inlinação: 0°).



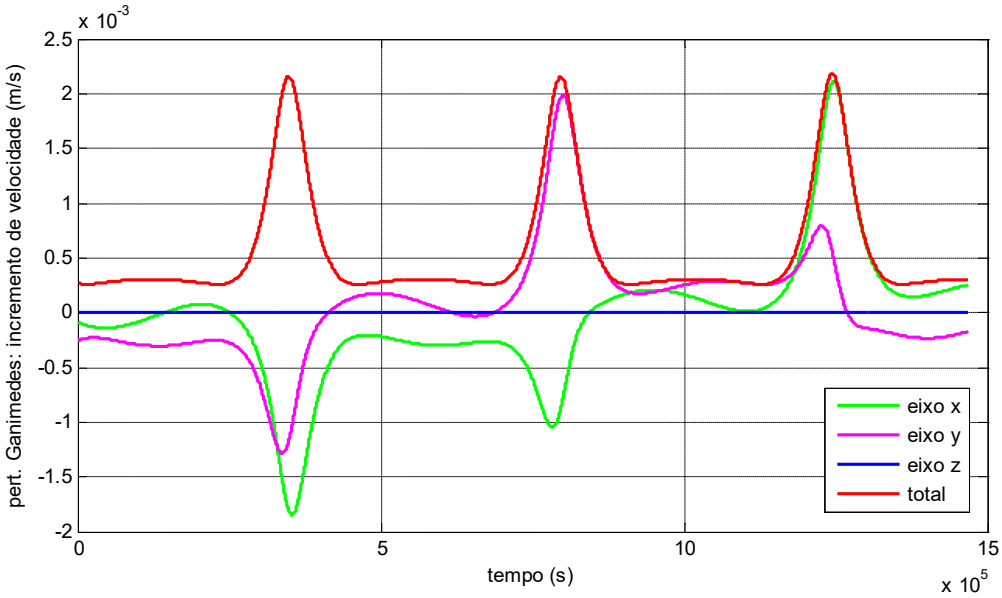
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.21 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Europa (sem ieixo: 600.000 km; inlinação: 0°).



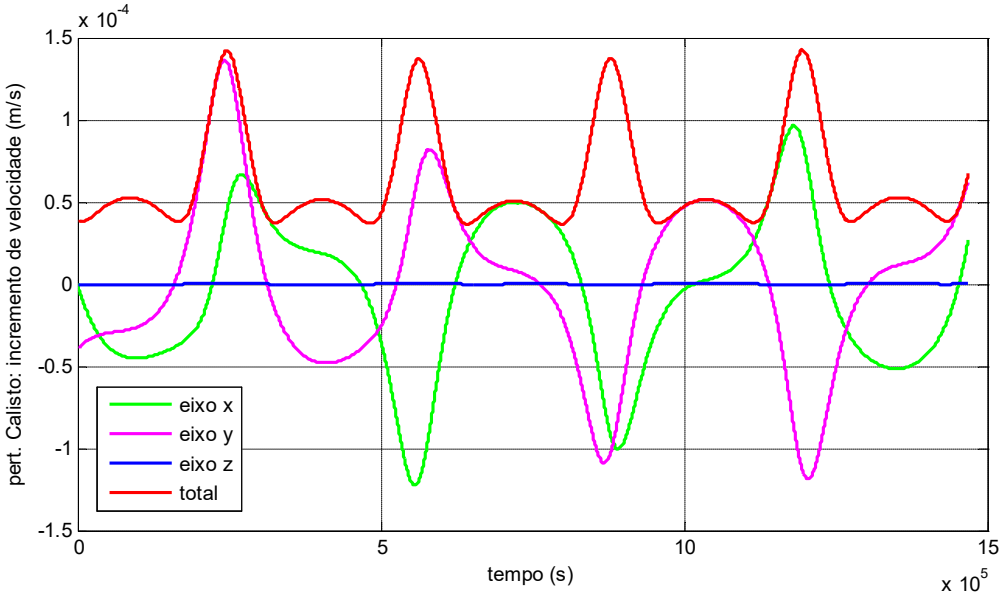
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.22 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Ganimedes (sem ieixo: 600.000 km; inlinação: 0°).



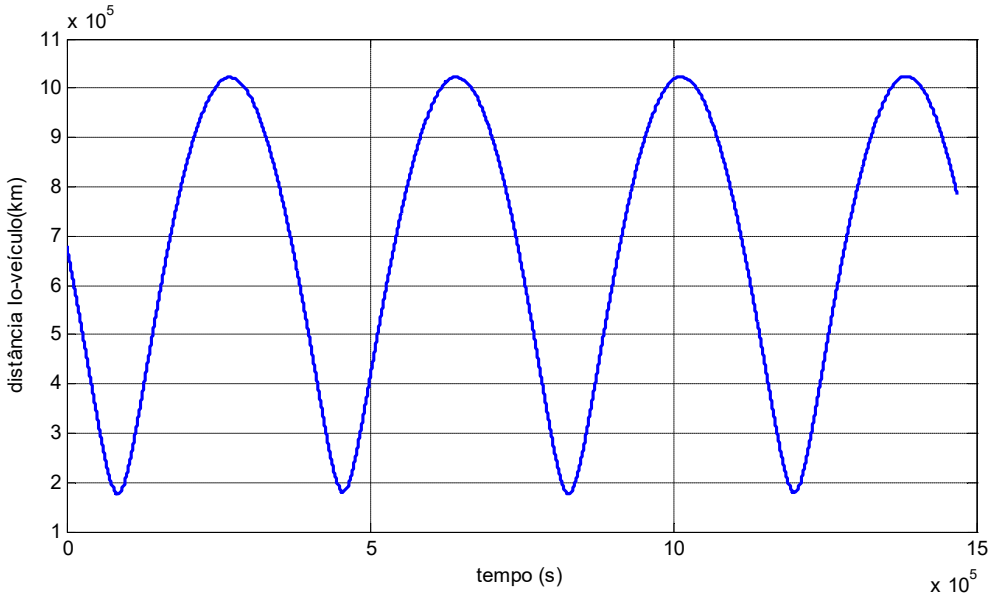
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.23 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Calisto (sem ieixo: 600.000 km; inlinação: 0°).



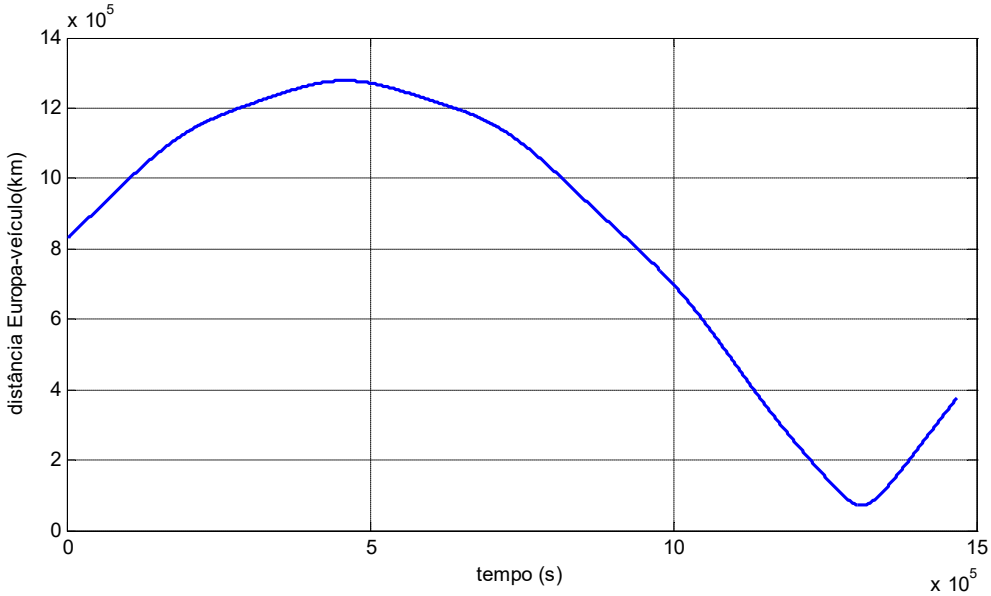
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.24 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 600.000 km; inlinação: 0°).



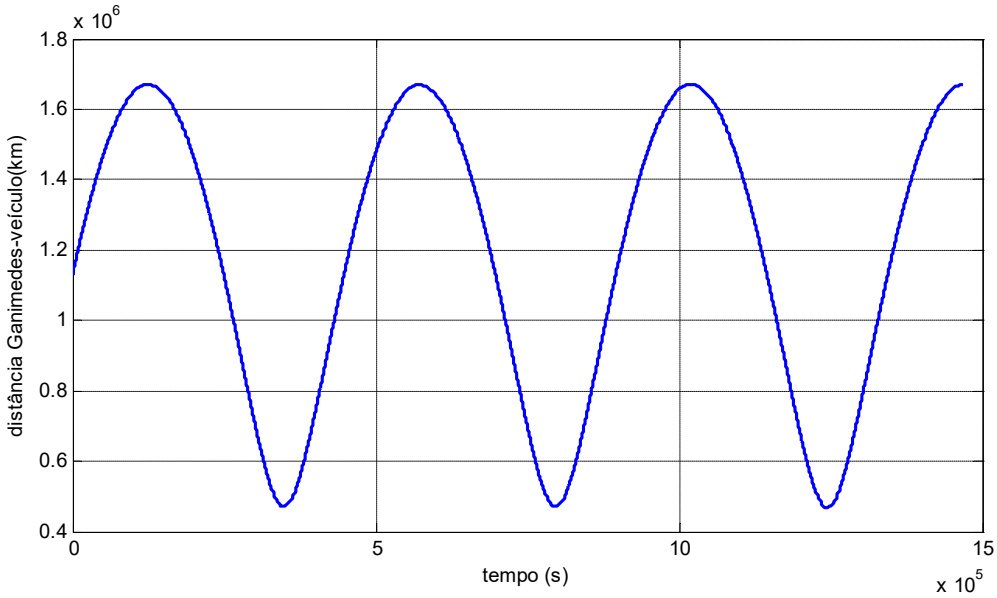
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.25 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 600.000 km; inlinação: 0°).



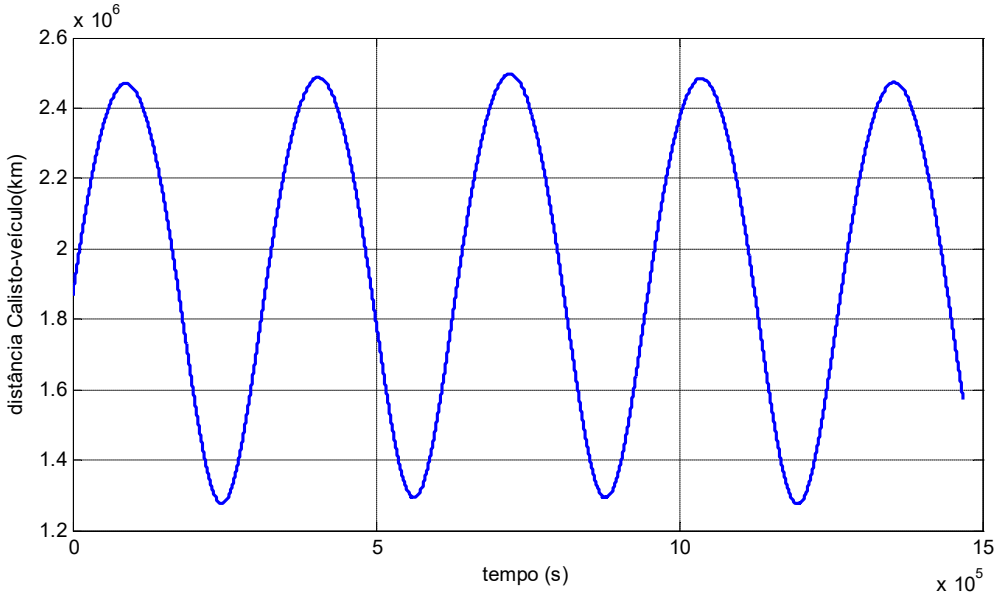
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.26 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 600.000 km; inlinação: 0°).



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.27 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 600.000 km; inlinação: 0°).

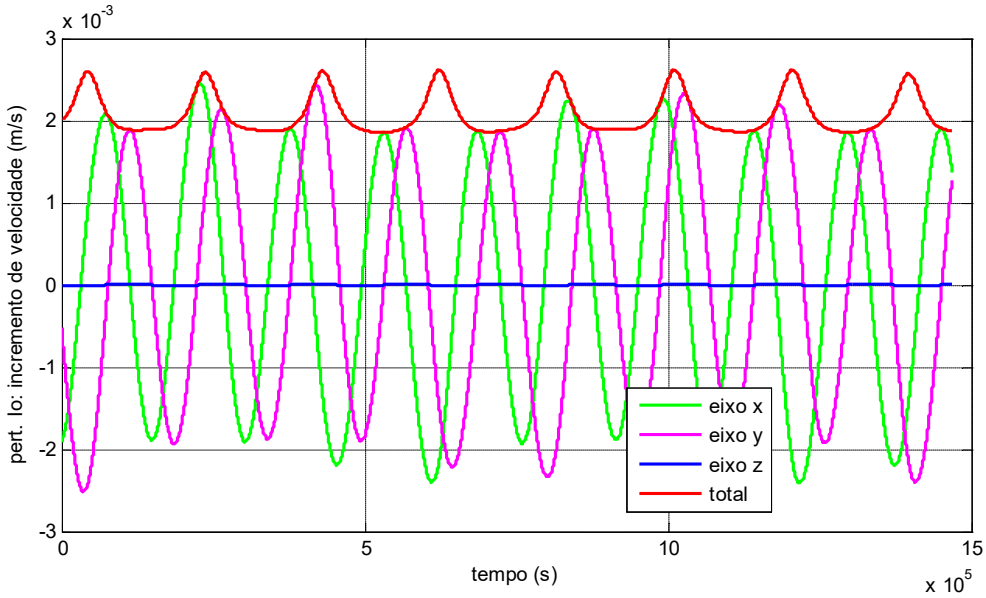


Fonte: Produção do autor.

Neste caso, conforme o veículo se aproxima das luas, a perturbação destas afeta cada vez mais a trajetória. Porém com relação a Europa, quando o veículo faz uma máxima aproximação da lua, em aproximadamente $13x10^5$ segundos, ocorre um pico de perturbação no gráfico do incremento de velocidade e este corresponde a um ponto de grande perturbação no gráfico que apresenta o mapeamento.

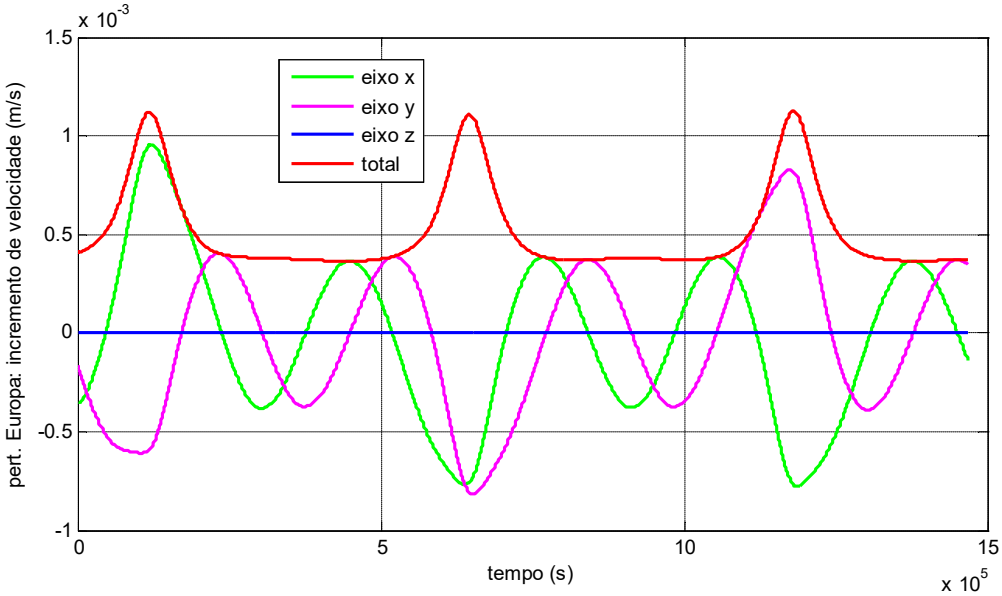
Agora será feita uma última análise com um semi eixo de 1.200.000 km e inclinação também equatorial, os gráficos podem ser vistos na Figura 5.28 até a Figura 5.35.

Figura 5.28 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Io (sem ieixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°).



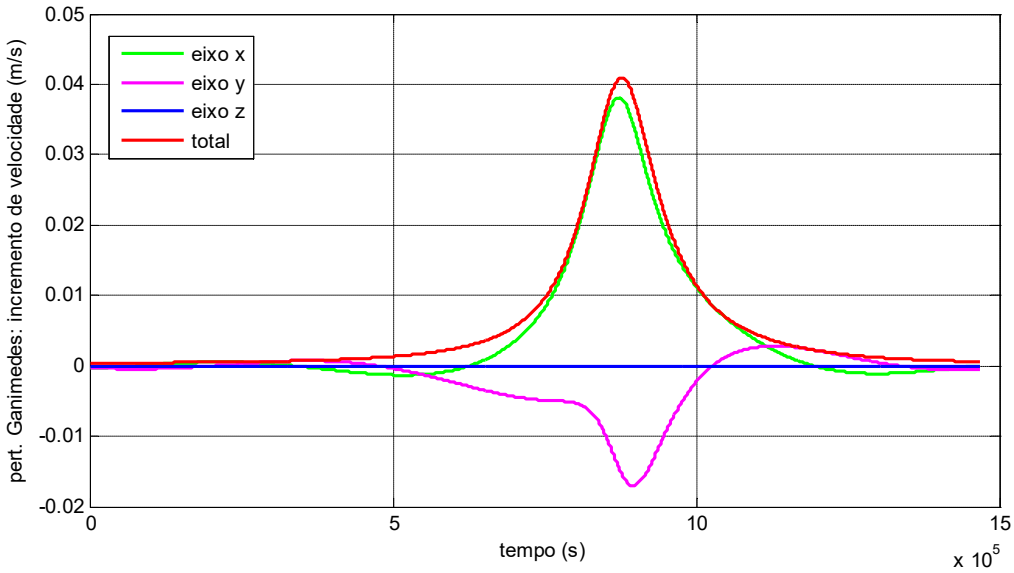
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.29 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Europa (sem ieixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°).



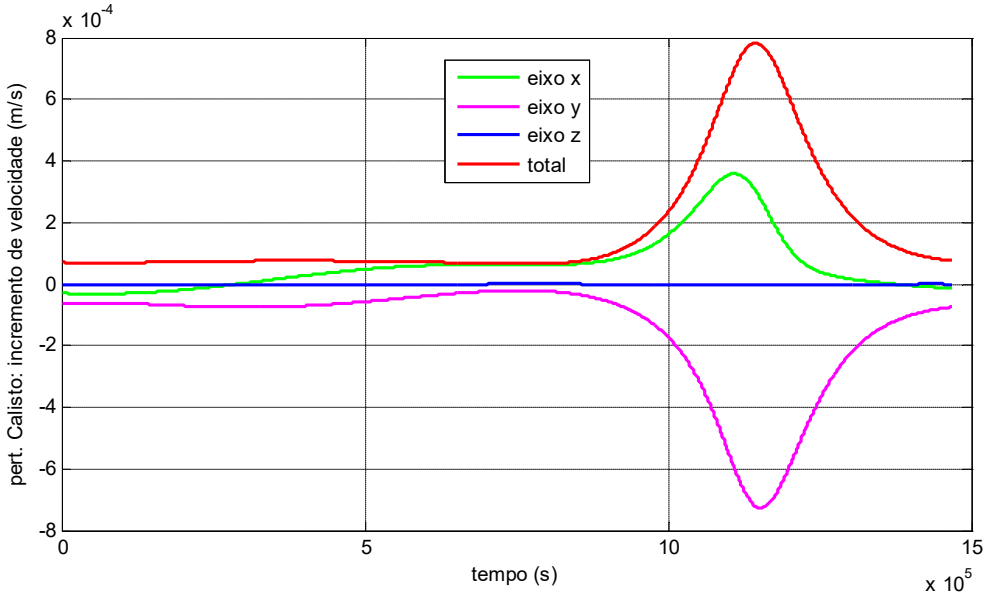
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.30 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Ganimedes (sem ieixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°).



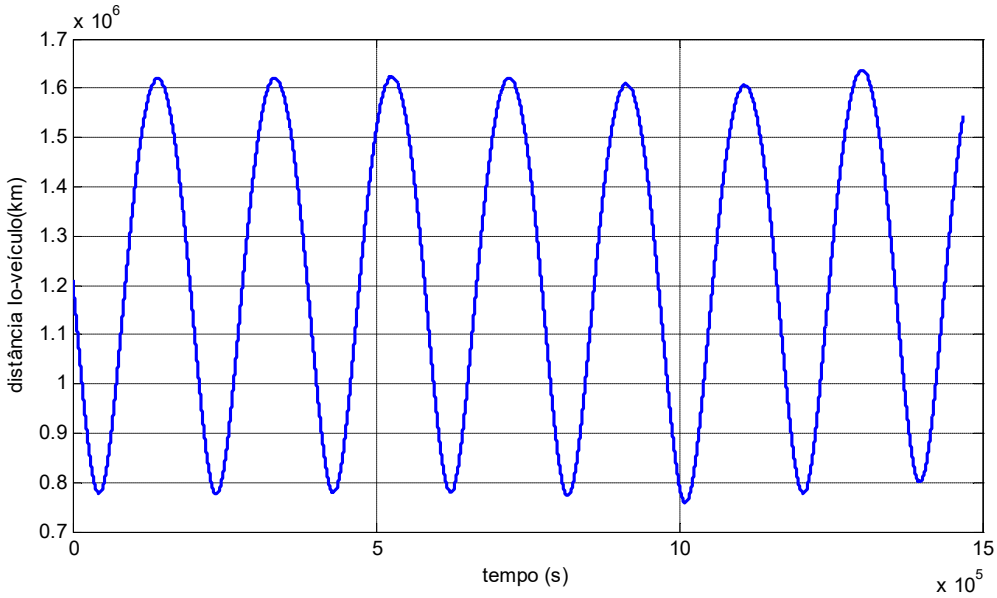
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.31 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Calisto (sem ieixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°).



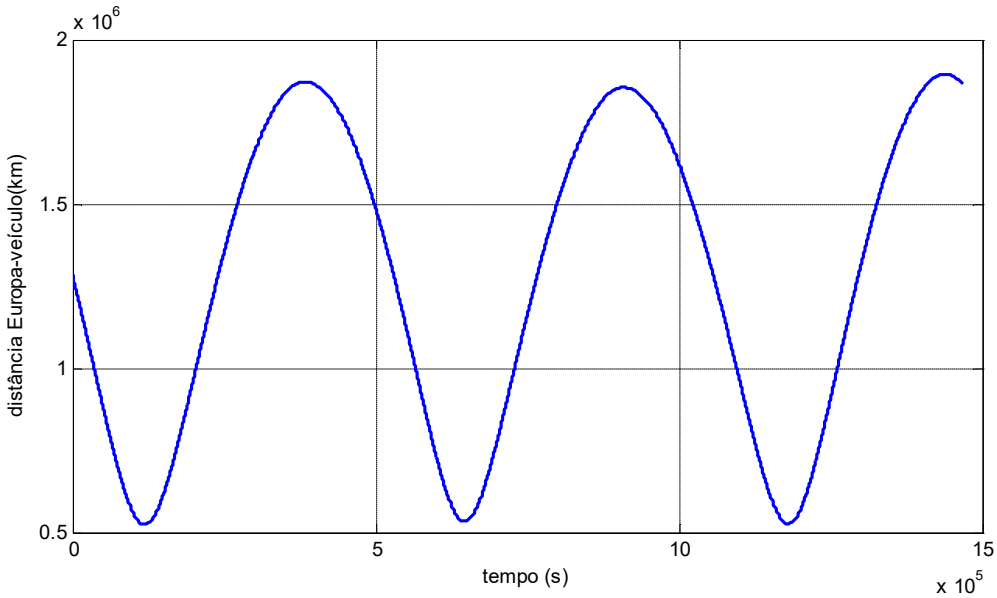
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.32 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°).



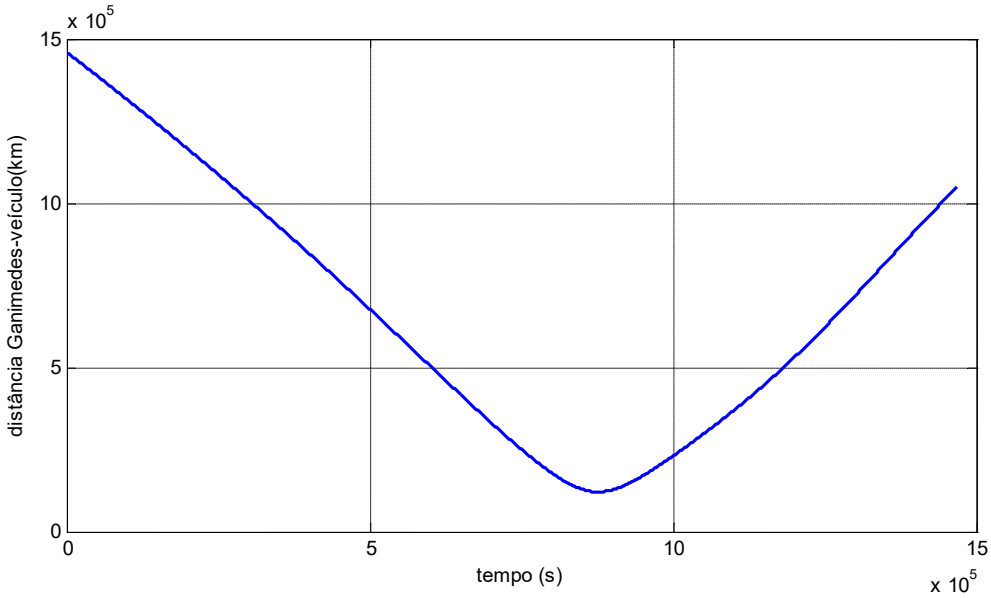
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.33 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°).



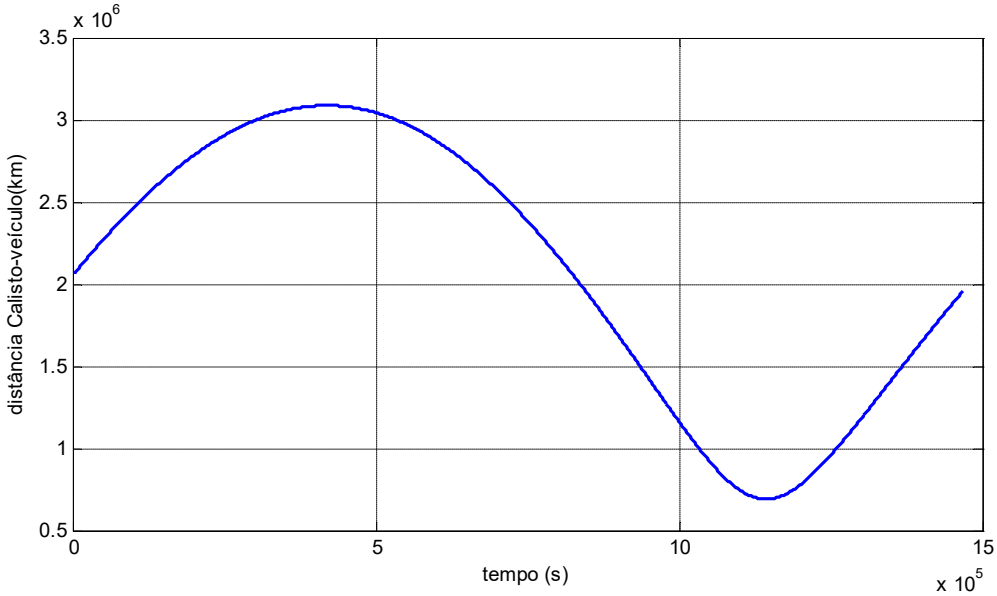
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.34 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°).



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.35 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.200.000 km; inlinação: 0°).



Fonte: Produção do autor.

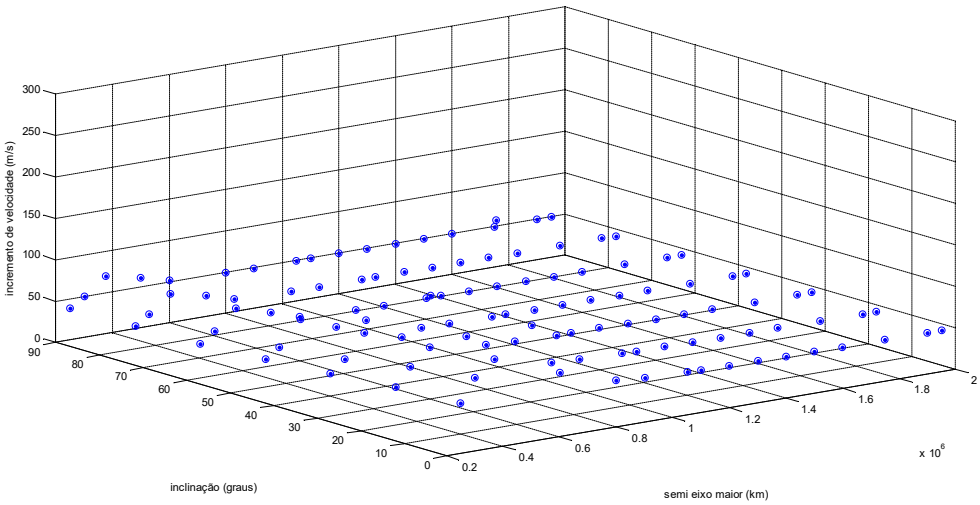
Neste caso ocorre uma aproximação maior do veículo com relação à Ganimedes, próximo à $10x10^5$ segundos o veículo faz uma aproximação significativa de Ganimedes como pode ser visto na Figura 5.34 e esta gera um grande incremento de velocidade que além de ser visto no mapeamento pode ser facilmente observado na Figura 5.30.

Como as luas galileanas são as luas que mais geram perturbação na trjetória do veículo e possuem uma importância significativa será feito um mapeamento da perturbação de cada uma delas na seção seguinte antes de continuar com a apresentação do mapeamento da perturbação dos outros grupos.

5.1.1 Mapeamento da perturbação das luas galileanas

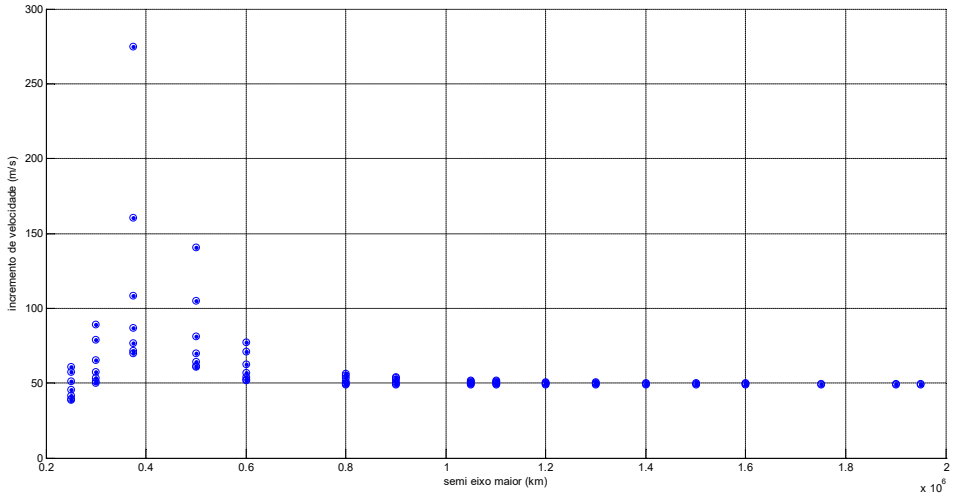
Nesta seção será apresentado o mapeamento de cada uma das luas galileanas, Io, Europa, Ganimedes e Calisto. Começando com Io da Figura 5.36 à Figura 5.38.

Figura 5.36 - Mapeamento das perturbações de Io.



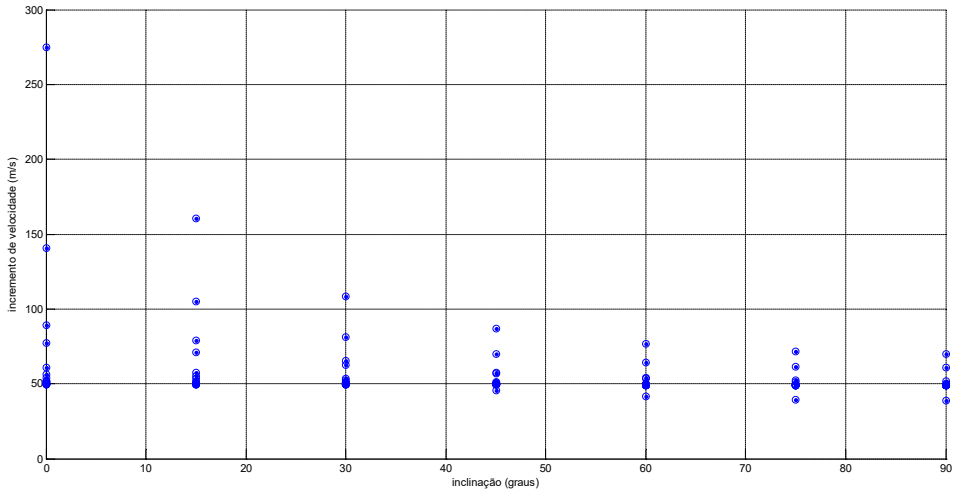
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.37 - Vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Io.



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.38 - Vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Io.



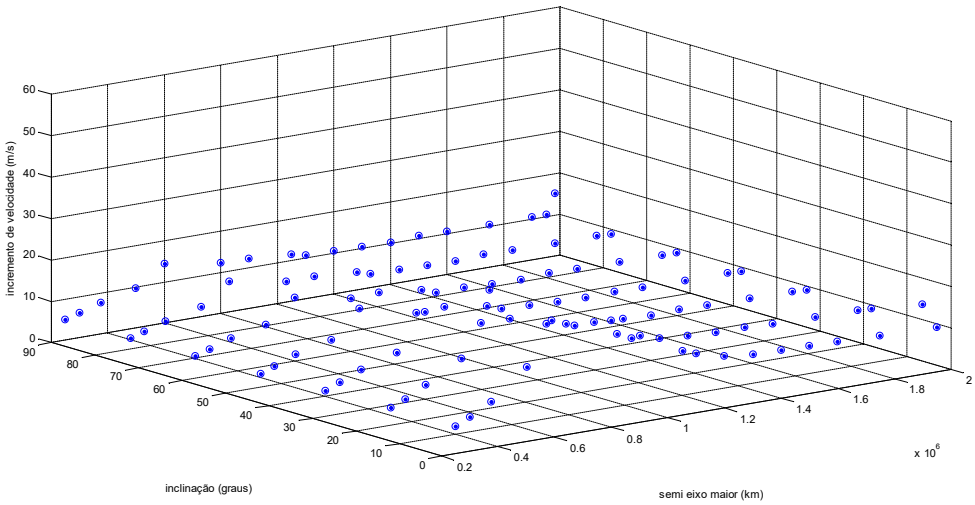
Fonte: Produção do autor.

Observa-se na Figura 5.37 que nos valores de semi eixo do veículo próximos ao de Io, aproximadamente na região de 0,2 a 0,5 x 10^6 km, o incremento de velocidade que ocorre no veículo é bem grande pois como já visto anteriormente o veículo consegue se aproximar mais da lua com estes valores de semi eixo.

Quanto ao valor da inclinação como pode-se ver na Figura 5.38 ocorre o mesmo padrão das luas galileanas analisadas em conjunto, quanto mais equatorial a órbita maior o nível de perturbação apresentado.

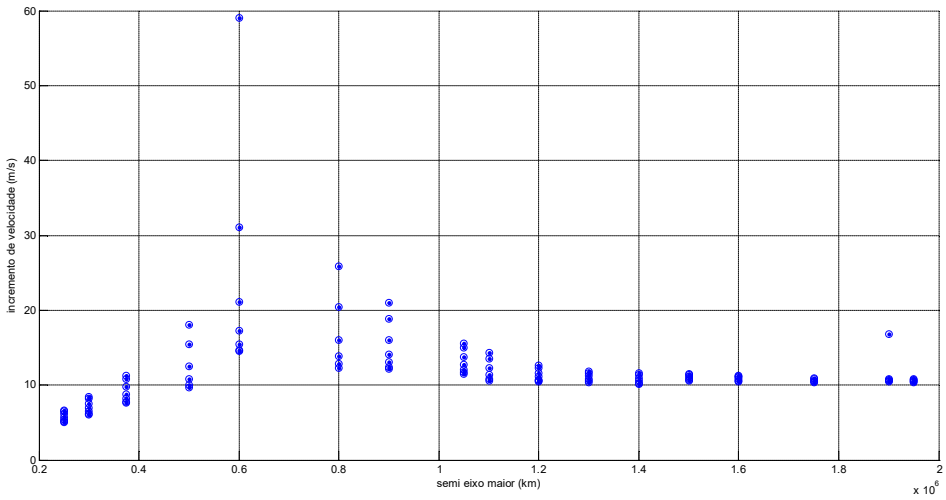
Faz-se a mesma análise para Europa, os gráficos podem ser vistos da Figura 5.39 à Figura 5.41.

Figura 5.39 - Mapeamento das perturbações de Europa.



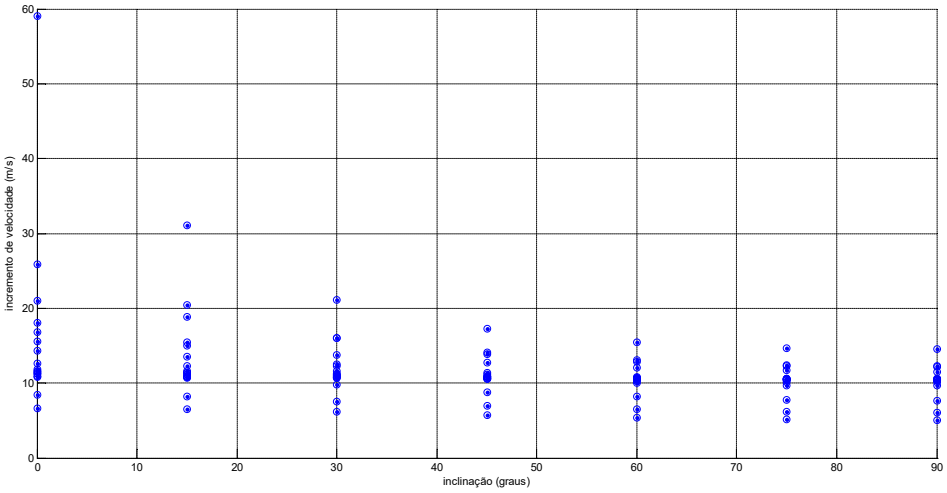
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.40 - Vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Europa.



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.41 - Vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Europa.



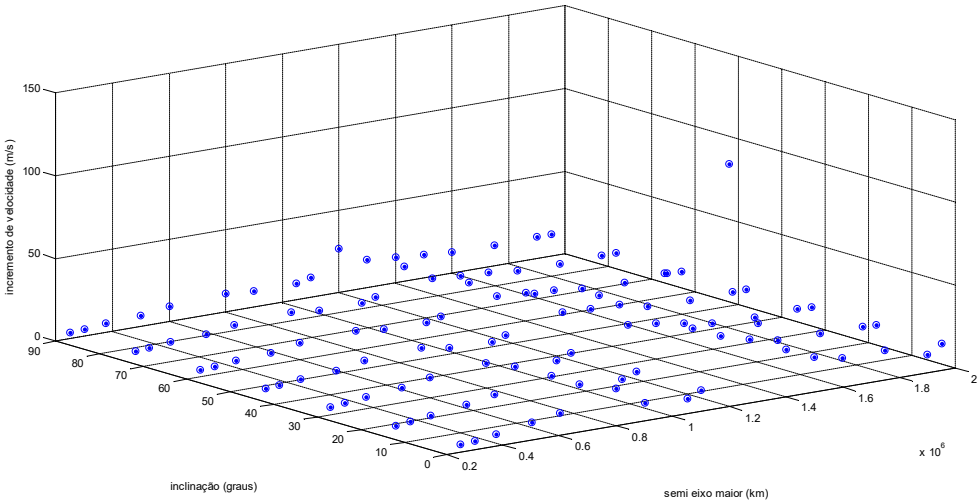
Fonte: Produção do autor.

Para Europa acontece o mesmo padrão que ocorreu no caso de Io na Figura 5.40 novamente em semi eixos do veículo que correspondem a semi eixos mais próximos ao de Europa o incremento de velocidade é maior devido a uma aproximação maior e consequentemente uma perturbação maior.

Com relação à inclinação na Figura 5.41 o padrão se repete, e a perturbação se apresenta maior quando a órbita está mais próxima da inclinação de 0°.

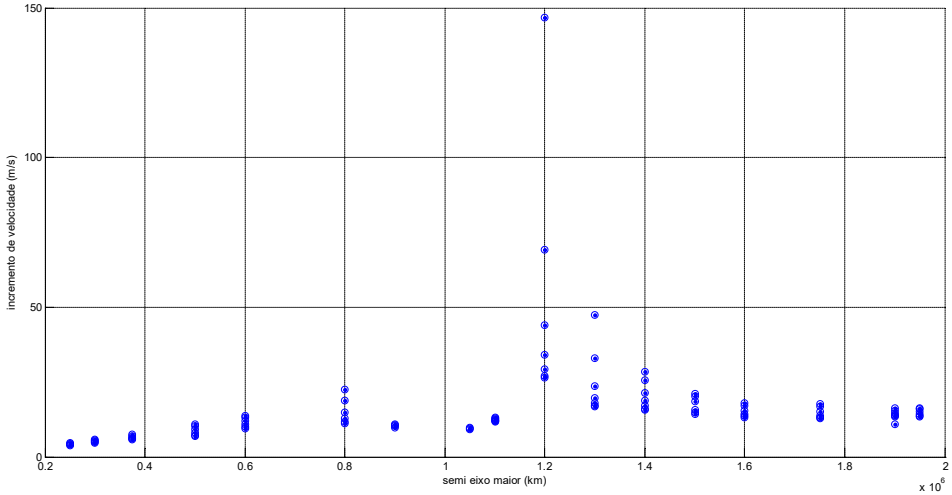
No caso de Ganimedes os gráficos podem ser observados da Figura 5.42 à Figura 5.44.

Figura 5.42 - Mapeamento da perturbação de Ganimedes.



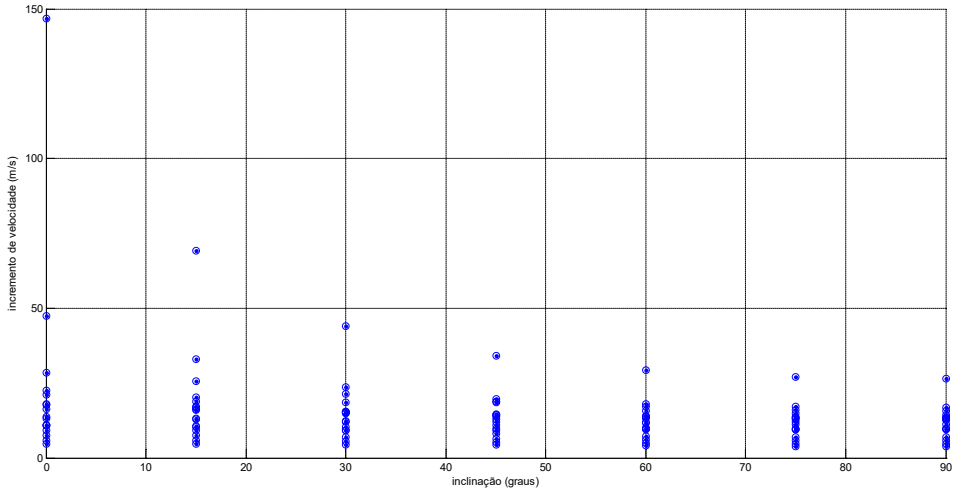
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.43 - vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Ganimedes.



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.44 - vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações de ganimedes.

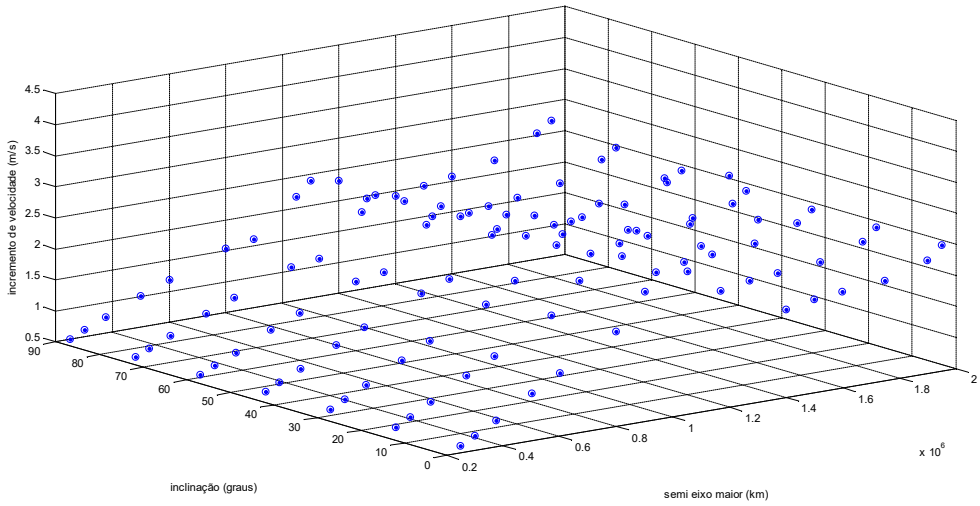


Fonte: Produção do autor.

Tanto na Figura 5.43 como na Figura 5.44, observa-se que quanto mais próximo o semi eixo maior do veículo se apresenta ao da lua, maior a perturbação desta no veículo. E a inclinação, novamente quanto mais equatorial maior o incremento de velocidade que ocorre no veículo.

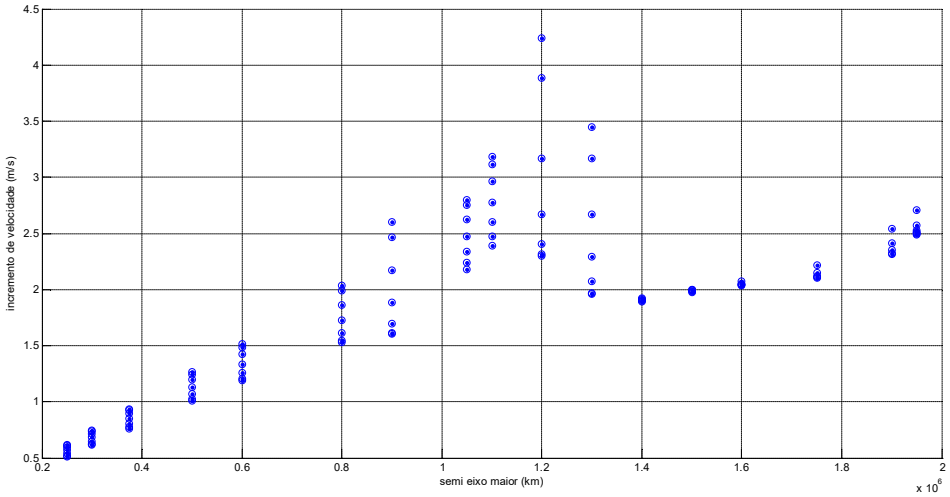
Da Figura 5.45 até a Figura 5.47 apresenta-se os gráficos para a mais afastada das luas galileanas, Calisto.

Figura 5.45 - Mapeamento da perturbação de Calisto.



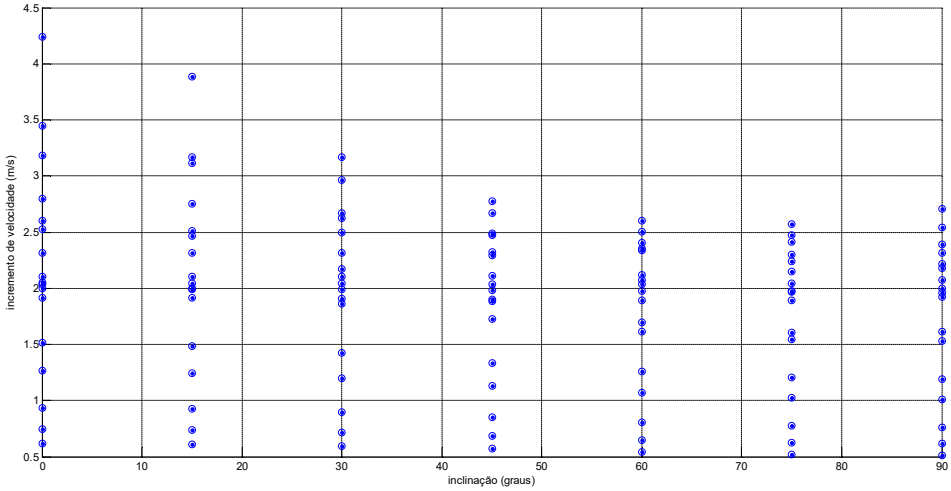
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.46 - Vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Calisto.



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.47 - vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações de Calisto.

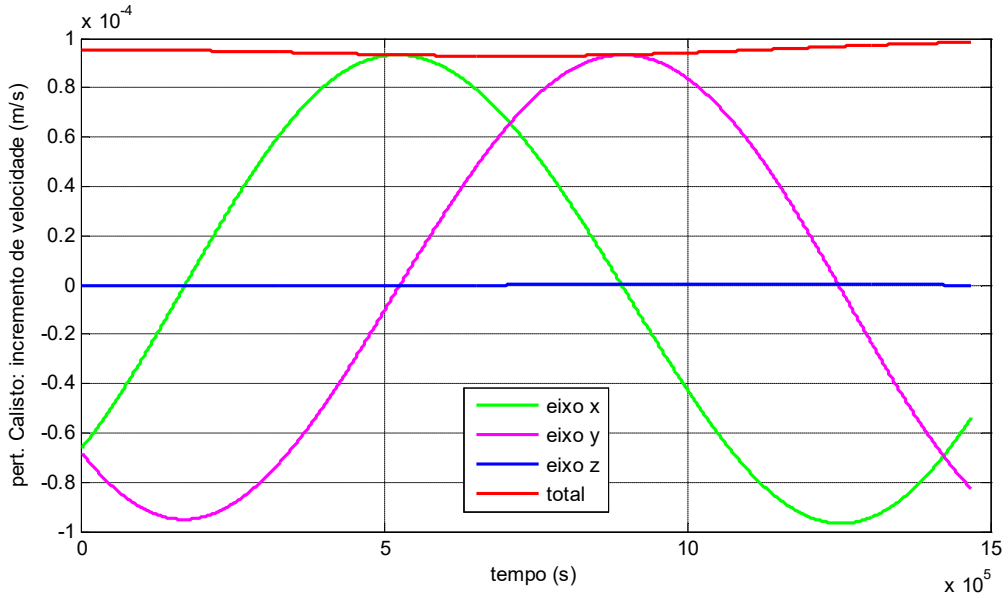


Fonte: Produção do autor.

Na Figura 5.46 o maior nível de perturbação ocorre com um semi eixo de 1.200.000 km, ainda longe do de Calisto, 1.882.700 km, como este caso foge do padrão apresentado vale observar mais alguns gráficos do incremento de velocidade e da variação da distância entre Calisto e o veículo.

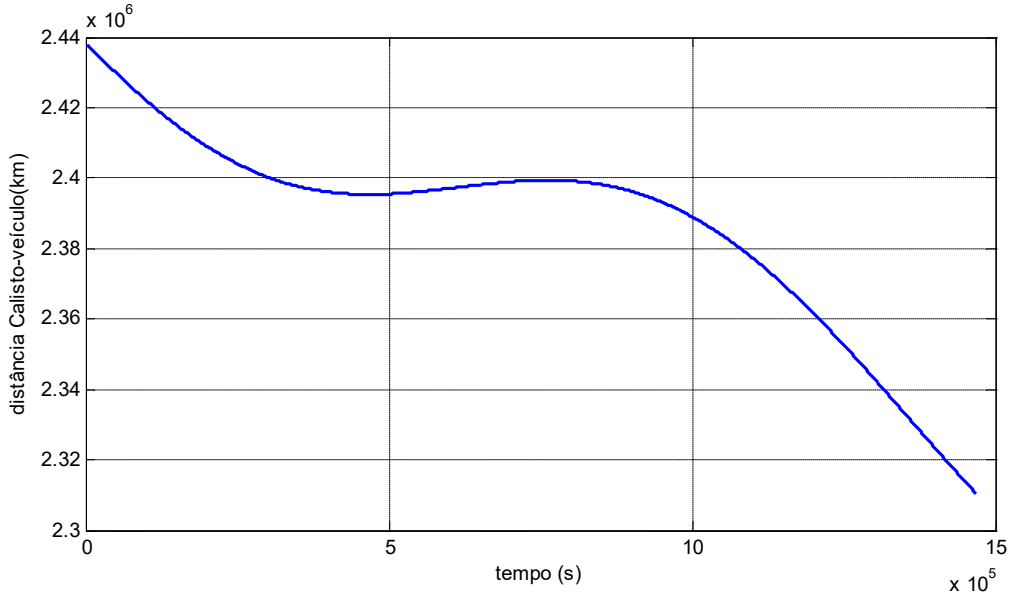
Logo são apresentados os gráficos para o semi eixo de 1.200.00 km e inclinação 0° na Figura 5.31 e Figura 5.34, e para a mesma inclinação e semi eixo de 1.900.000 km na Figura 5.48 e Figura 5.49.

Figura 5.48 - Incremento de velocidade devido à perturbação de Calisto (sem ieixo: 1.900.000 km; inlinação: 0°).



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.49 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.900.000 km; inlinação: 0°).



Fonte: Produção do autor.

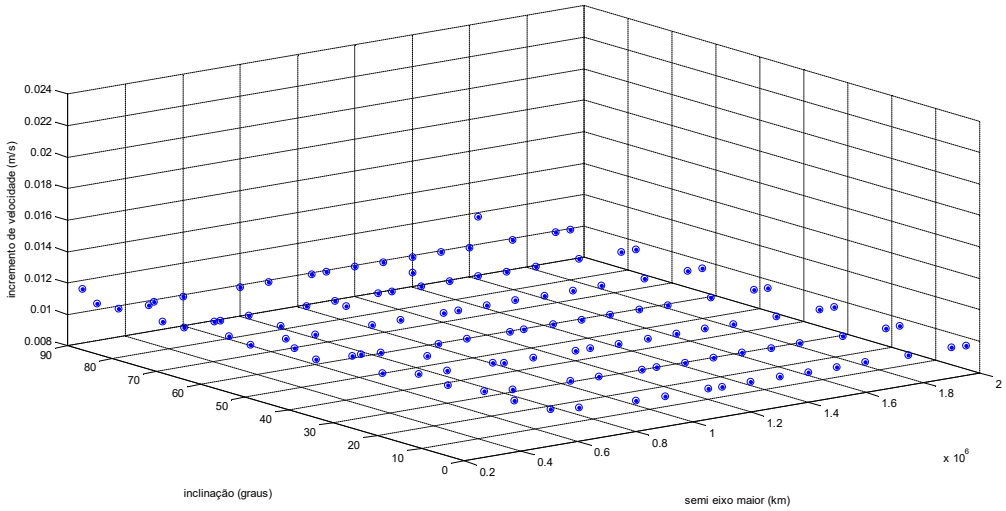
Comparando a Figura 5.31com a Figura 5.48, nota-se que o nível de perturbação do semi eixo de 1.200.000 km é maior, isso acontece pois

nesta simulação, no caso de Calisto, o veículo consegue se aproximar mais da lua aos 1.200.000 km, o que pode-se ver nos gráficos de variação de distância na Figura 5.34 e Figura 5.49.

5.2 Grupo Almateia

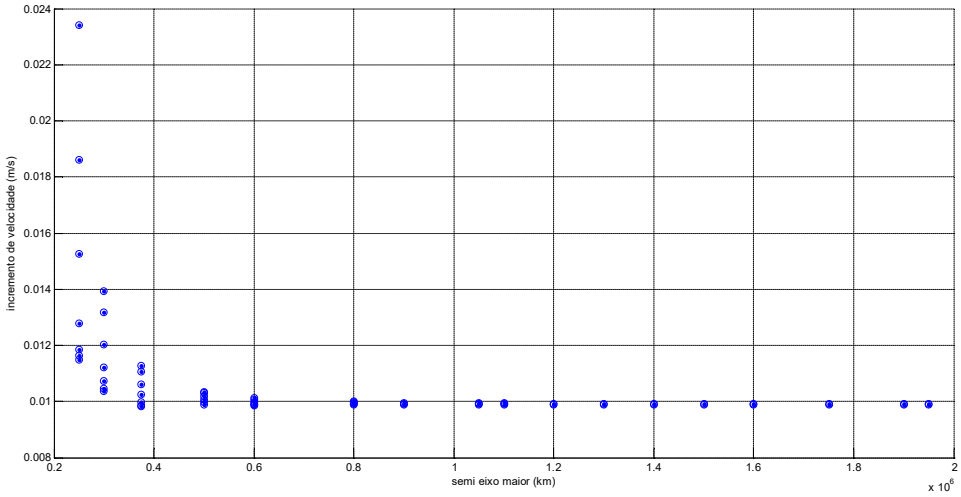
Agora serão apresentados os gráficos do grupo Almateia da Figura 5.50 à Figura 5.52.

Figura 5.50 - Mapeamento da perturbação das luas do grupo Almateia.



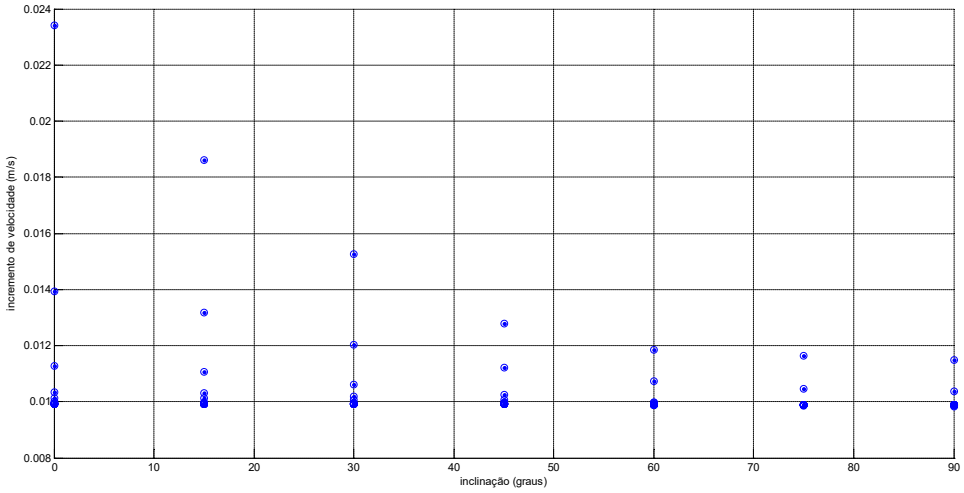
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.51 - vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Almateia.



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.52 - vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Almateia.



Fonte: Produção do autor.

Para o grupo Almateia, quanto menor o semi eixo maior, maior as perturbações, como pode-se observar na Figura 5.51, o que é algo compreensível já que este é o grupo de luas mais interno de Júpiter.

Logo quanto menor o semi eixo maior do veículo maiores são as aproximações que este consegue fazer do grupo. Quanto à inclinação, Figura 5.52, ocorre o mesmo que nas luas galileanas, quanto mais próximo de zero a inclinação, maior o incremento de velocidade no veículo.

Algo que se percebe no gráfico da Figura 5.50 é que a magnitude da perturbação das luas deste grupo diminui muito em comparação com o das luas galileanas, o que era esperado pois estas luas são muito menores. Porém como elas estão relativamente próximas das luas galileanas, e consequentemente do veículo, as perturbações apresentam valores que não devem ser desconsiderados.

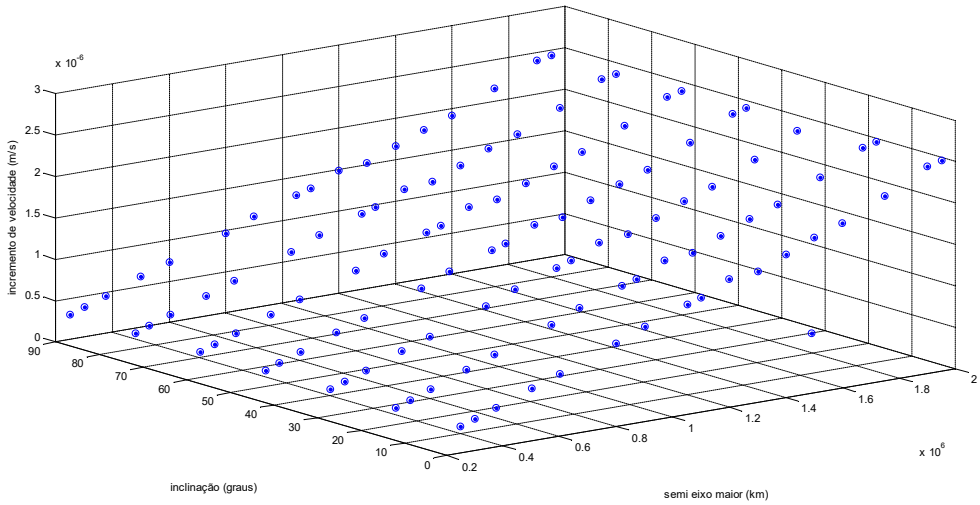
Além disso, como já mencionado, Almateia é o grupo de luas mais interno, deste modo possuem um período menor e realizam um número maior de órbitas em dado tempo de simulação, e como o incremento de velocidade mostrado é uma somatória este número fica grande.

Aqui como para os outros grupos, não serão apresentados os gráficos do incremento de velocidade que foram apresentados para as luas galileanas pois além da perturbação ser menor o padrão que ocorre para as luas galileanas se repete.

5.3 Grupo Himalaia

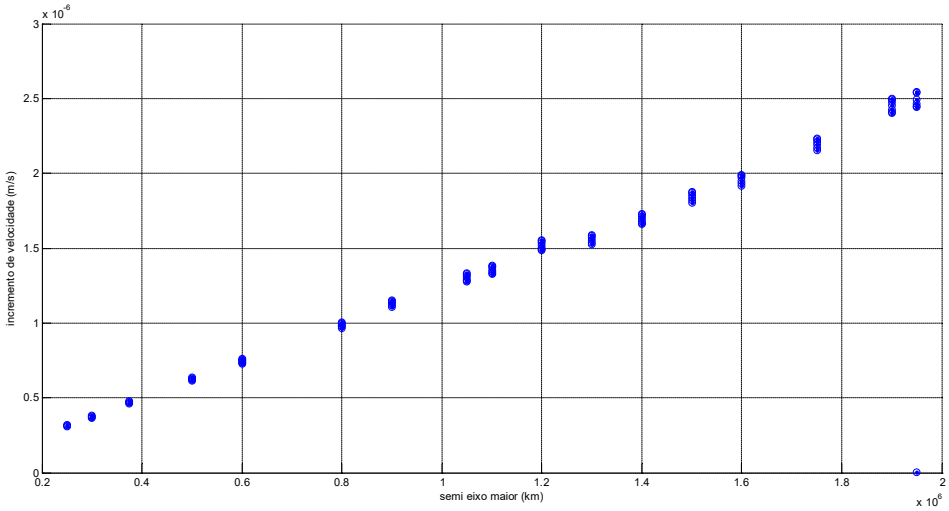
Da Figura 5.53 até a Figura 5.55 são apresentados os gráficos do mapeamento das perturbações para o grupo de luas Himalaia.

Figura 5.53 - Mapeamento da perturbação das luas do grupo Himalaia.



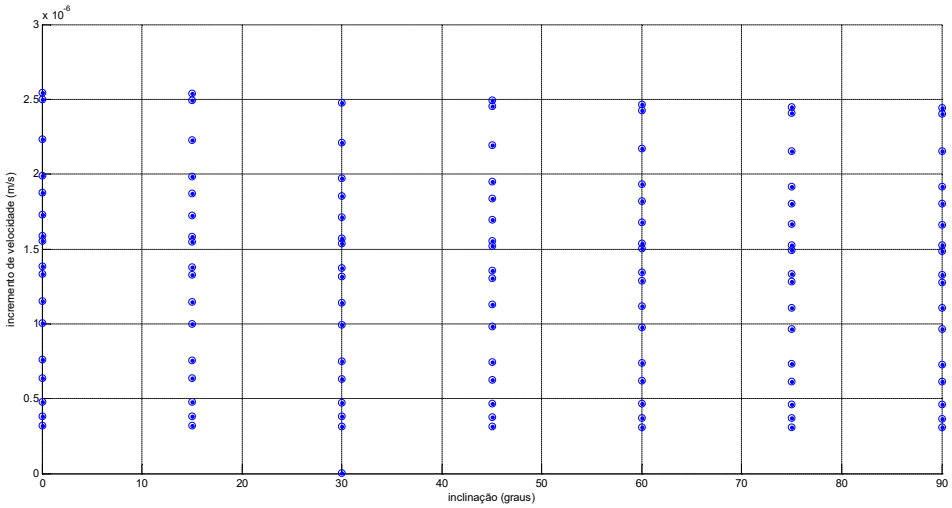
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.54 - Vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Himalaia.



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.55 - Vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Himalaia.



Fonte: Produção do autor.

Para o grupo Himalaia as perturbações aumentam com o aumento do semi eixo, o que pode-se explicar pelo fato que a partir deste grupo, as luas aparecem com um semi eixo bem além ao de Calisto e se encontram cada vez mais distantes de Júpiter.

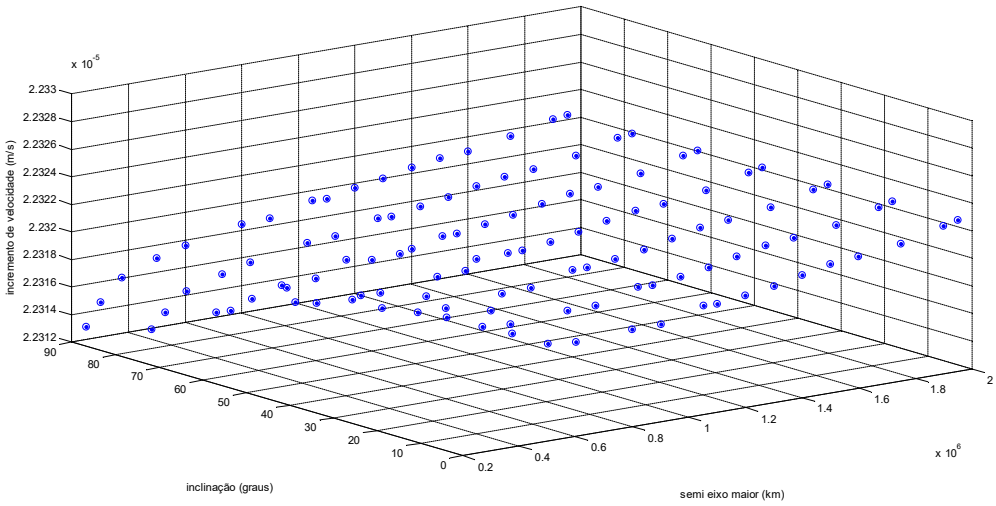
Com relação à inclinação as maiores perturbações para este grupo acontecem para a inclinação de 15 graus, algo compreensível já que como apresentado anteriormente a inclinação das luas deste grupo fica em torno de 27,5°.

Porém aqui as perturbações foram menores ainda, isso cocorre porque as luas deste grupo em diante começam a apresentar massas bem menores, e a distância dessas com relação à júpiter aumenta bastante, logo resultados menores de perturbação são esperados.

5.4 Grupo Carme

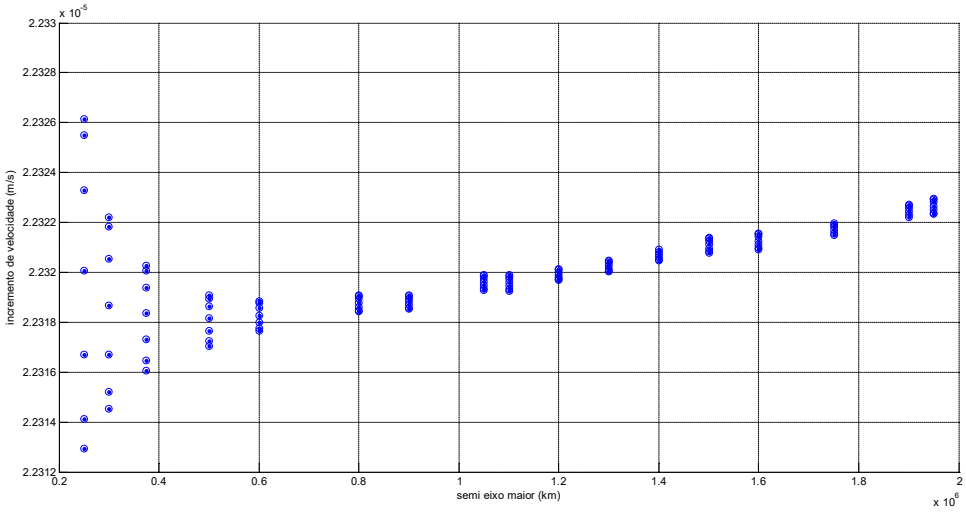
Agora serão apresentados os gráficos do mapeamento da perturbação do grupo Carme que pode ser visto na Figura 5.56 à **Error! Reference source not found.**

Figura 5.56 - Mapeamento da perturbação das luas do grupo Carme.



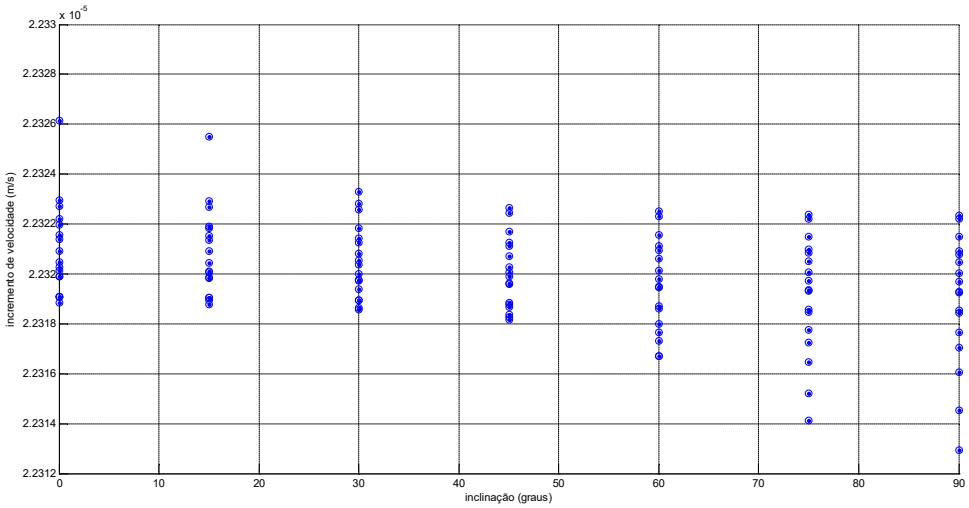
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.57 - Vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Carme.



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.58 - Vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Carme.



Fonte: Produção do autor.

Neste grupo ocorre algo um pouco diferente, quanto maior o semi eixo maior a perturbação, porém para os três primeiros semi eixos a perturbação é maior. Pelo que já foi analisado anteriormente, o veículo faz aproximações maiores das luas deste grupo neste caso.

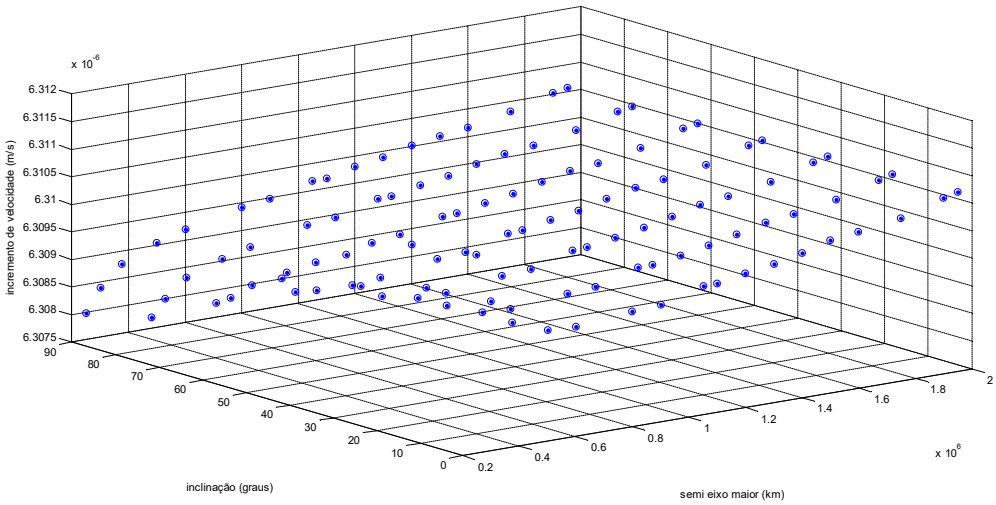
Quanto à inclinação quanto mais equatorial maior o incremento de velocidade.

As perturbações continuam tendo uma ordem de grandeza menor devido a pequena massa das luas e o aumento da distância do veículo espacial.

5.5 Grupo Ananke

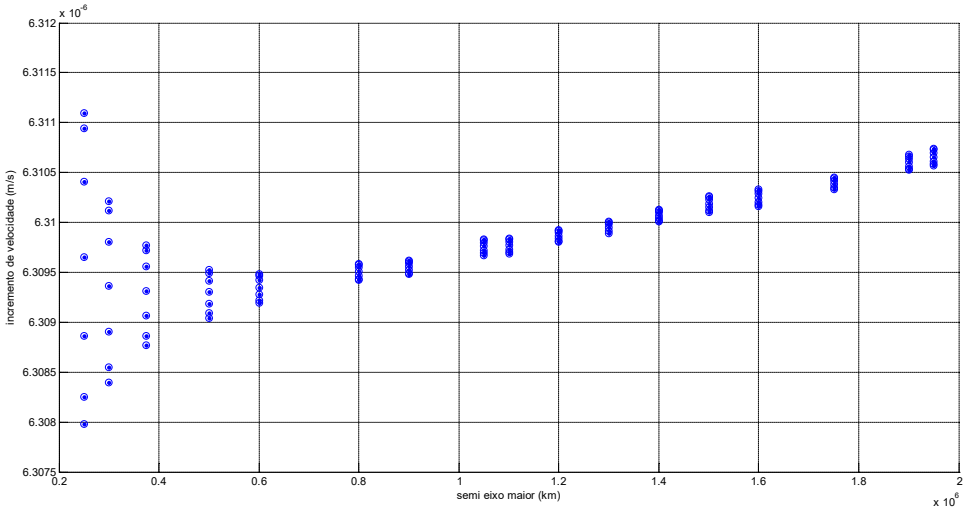
As Figura 5.59 à Figura 5.61 apresentam os gráficos que mostram as perturbações das luas do grupo Ananke.

Figura 5.59 - Figura 5.59 - Mapeamento da perturbação das luas do grupo Ananke.



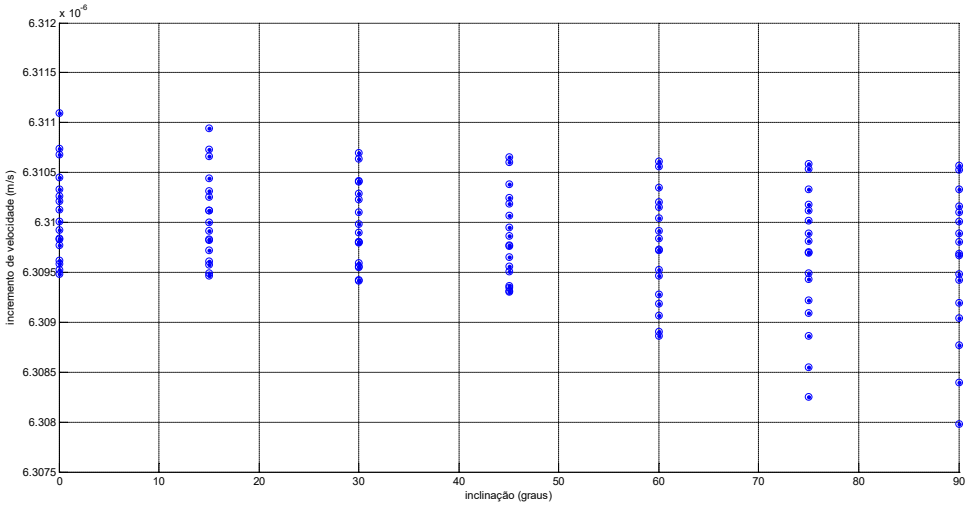
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.60 - vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Ananke.



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.61 - vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Ananke



Fonte: Produção do autor.

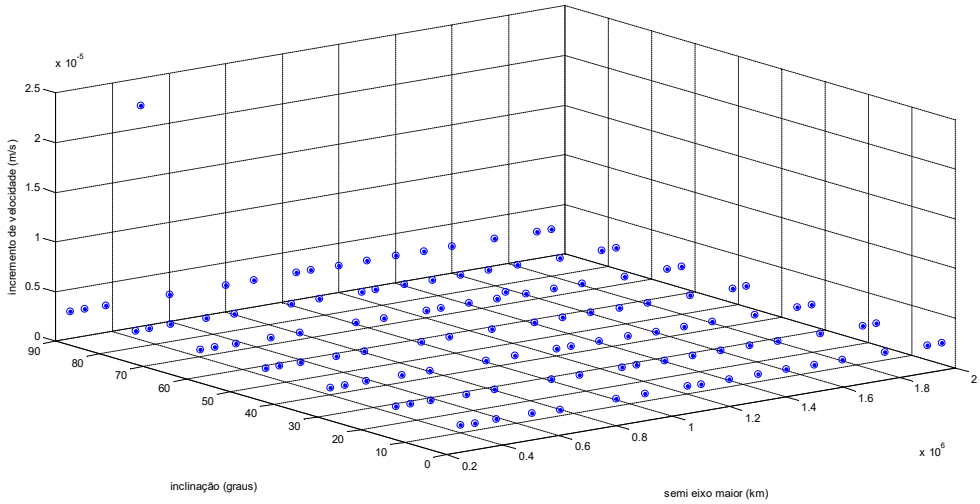
Aqui ocorre exatamente a mesma coisa que no caso anterior do grupo Carme. Para as inclinações, quanto mais equatorial a órbita do veículo maior são as perturbações.

Já no caso do semi eixo maior, o gráfico da Figura 5.60 se parece muito com o da Figura 5.57, para os três primeiros semi eixos a perturbação é maior e depois estas estabilizam e seguem aumentando conforme o aumento do semi eixo.

5.6 Grupo Pasife

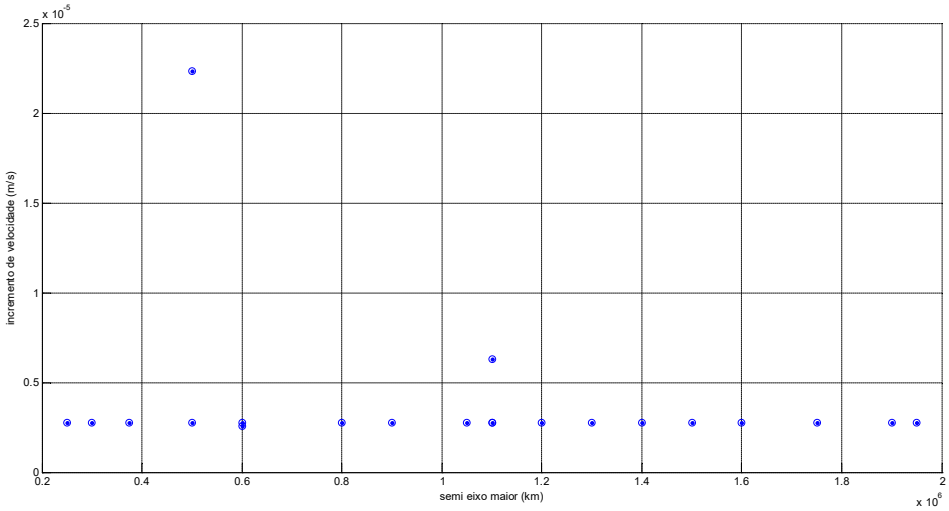
Agora apresenta-se os gráficos das perturbações do último grupo de luas, o grupo Pasife, que podem ser vistos nas Figura 5.62 à Figura 5.64.

Figura 5.62 - Mapeamento da perturbação das luas do grupo Pasife.



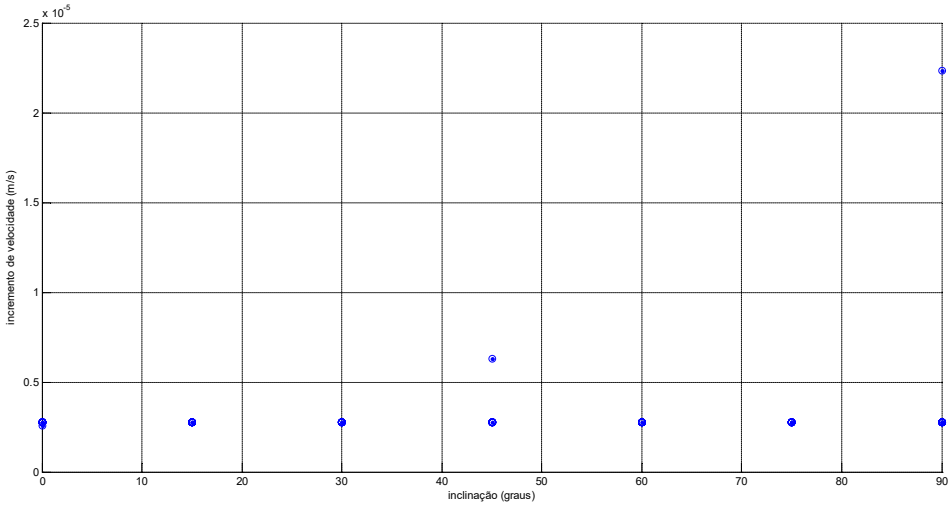
Fonte: Produção do autor.

Figura 5.63 - Vista x-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Pasife.



Fonte: Produção do autor.

Figura 5.64 - Vista y-z do gráfico de mapeamento das perturbações para as luas do grupo Pasife.



Fonte: Produção do autor.

Neste caso a perturbação não é muito grande, já que as luas deste grupo se encontram a uma distância extremamente grande do veículo.

Na Figura 5.63 observa-se que dois semi eixos maiores apresentam uma perturbação que se destaca, são eles 500.000 km e 1.100.000 km. Quanto à inclinação na Figura 5.64 nota-se que as maiores perturbações ocorrem aos 45°.

5.7 Interpolação

Como as órbitas de júpiter são muito grandes, e existem limitações computacionais, é necessário muito tempo para que seja feita uma simulação. Deste modo é sugerido que ao menos para uma análise prévia das perturbações, sejam feitas interpolações com os dados contidos na tabela do APÊNDICE B.

Deste modo antes de começar com as simulações propriamente ditas, é possível fazer uma análise rápida, com o uso da interpolação, para se ter uma idéia de como as perturbações agem.

Neste exemplo foi escolhido um semi eixo de 270.000 km e vamos fixar o ângulo de 90°, então para 90° da Tabela 8.2 observa-se que 270.00 km

está entre 250.000 km e 300.000 km. Começando pela perturbação das luas galileanas temos a interpolação:

$$\frac{61{,}28 - 47{,}99}{300.000 - 250.000} = \frac{x - 47{,}99}{270.000 - 250.000}$$

$$x = 53{,}31\ m/s$$

Os valores utilizados na interpolação foram retirados da Tabela 8.2, então para as luas galileanas para um semi eixo de 300.000 km o valor absoluto total do incremento de velocidade é de 61,28m/s, para 250.000 km o valor é de 47,99 m/s e para o semi eixo de interese, 270.000 km o valor é x que pela interpolação é de 53,31 m/s.

Os mesmos cálculos foram feitos para as outras luas e o resultado pode ser visto na tabela onde estes já são comparados com os resultados obtidos através de uma simulação feita com os mesmos parâmetros do mapeamento porém com o valor de semi eixo que foi utilizado na interpolação.

Tabela 5.3 – Exemplo de interpolação.

Grupo	luas galileanas	Almateia	Himalaia	Carme	Ananke	Pasife
Resultado utilizando a interpolação (m/s)	53,31	1,10E-02	3,00E-07	2,23E-05	6,30E-06	2,70E-06
Resultado da simulação (m/s)	52,40	1,09E-02	3,00E-07	2,23E-05	6,30E-06	2,70E-06

Fonte: Produção do autor.

Analisando a Tabela 5.3 nota-se que para os grupos Himalaia, Carme, Ananke e Pasife o resultado foi praticamente o mesmo tanto na simulação quanto na interpolação, Almateia apresenta um resultado muito próximo, com pouco erro e as luas galileanas tiveram um erro de 0,91 m/s.

Para uma análise mais precisa para saber se realmente é valido utilizar a interpolação na tabela foi feito o mesmo processo com outros valores de semi eixo (a) e inclinação(i) .

Tabela 5.4 – Interpolação para valores variados de semi eixo e inclinação.

Grupo	a (km)	i (graus)	luas galileanas	Almateia	Himalaia	Carme	Ananke	Pasife
simulação (m/s)	270.000	90	52,40	1,09E-02	3,30E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
interpolação (m/s)	270.000	90	53,31	1,10E-02	3,31E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
simulação (m/s)	320.000	0	125,64	1,28E-02	4,08E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
interpolação (m/s)	320.000	0	154,80	1,32E-02	4,08E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
simulação (m/s)	620555	90	71,48	9,87E-03	7,57E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
interpolação (m/s)	620555	90	81,69	9,87E-03	7,55E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
simulação (m/s)	850000	0	119,14	9,97E-03	1,08E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
interpolação (m/s)	850000	0	97,90	9,98E-03	1,08E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06

Fonte: Produção do autor.

Na Tabela 5.4 pode-se ver que para os grupos Carme, Ananke e Pasife os resultados foram coerentes, já Himalaia e Almateia apresentaram um pequeno erro mesmo assim para estes casos a intepolação poderia ser utilizada por economia de tempo, porém para as luas galileanas os resultados não são tão precisos, na simulação como na de semi eixo 320.000 km a diferença entre a simulação e a interpolação foi muito grande, porém nas outras foi obtido um resultado coerente.

Esta diferença um pouco maior poderia ser corrigida fazendo mais simulações ou fazendo simulações por um período maior de tempo, o que infelizmente por motivos de limitação computacional não pode ser realizado neste trabalho, para obter melhores resultados nas interpolações.

5.8 Conclusão

É de grande importância considerar a perturbação das luas de Júpiter, não só as galileanas, mas também as luas dos outros grupos, pois desta forma é feita uma nálise mais completa e realista, afinal estas luas apesar de apresentarem menor massa existem.

Logo é importante considerar todos os grupos de luas, até porque se for feita uma grande aproximação as perturbações serão maiores. Portanto na análise de uma missão deve-se considerar todos os grupos de luas.

Uma conclusão que se pode tirar desta análise é que Io é a lua que mais perturba o veículo, pois devido ao seu pequeno período e massa extremamente significativa, os momentos de aproximação máxima entre esta e o veículo ocorrem diversas vezes.

Como o Δv é uma somatória quanto maior o semi eixo do veículo maior a influência de Io, com exceção de quando o semi eixo do veículo é muito próximo ao de Io, nestes momentos a perturbação é consideravelmente maior.

Deste modo percebe-se que é indispensável levar em conta a perturbação das luas galileanas na trajetória de um veículo em qualquer missão que possua Júpiter como destino.

6 APROXIMAÇÕES DAS LUAS

Antes de apresentar as manobras, serão analisadas várias órbitas para ver como estas se deformam, o nível de perturbação que as luas exercem no veículo, assim como um estudo com relação a aproximação entre o veículo e cada uma das luas galileanas.

O objetivo deste estudo é conseguir o maior número de aproximação das luas o mais cedo possível, para que assim exista um maior aproveitamento de uma missão em um menor intervalo de tempo.

Nas simulações o semi eixo maior foi alterado para obter diferentes órbitas, Os parâmetros fixados podem ser observados na Tabela 6.1.

O tempo de simulação foi de quatro anos, para que fosse realizado o maior número de aproximações das luas galileanas, visitando todas elas o maior número de vezes possível.

Tabela 6.1 - Parâmetros orbitais fixos das simulações com variação na anomalia média.

anomalia média	0
Excentricidade	0,85
inclinação (graus)	0,5
Ascensão reta do nodo ascendente (graus)	45
Argumento do periapside (graus)	45

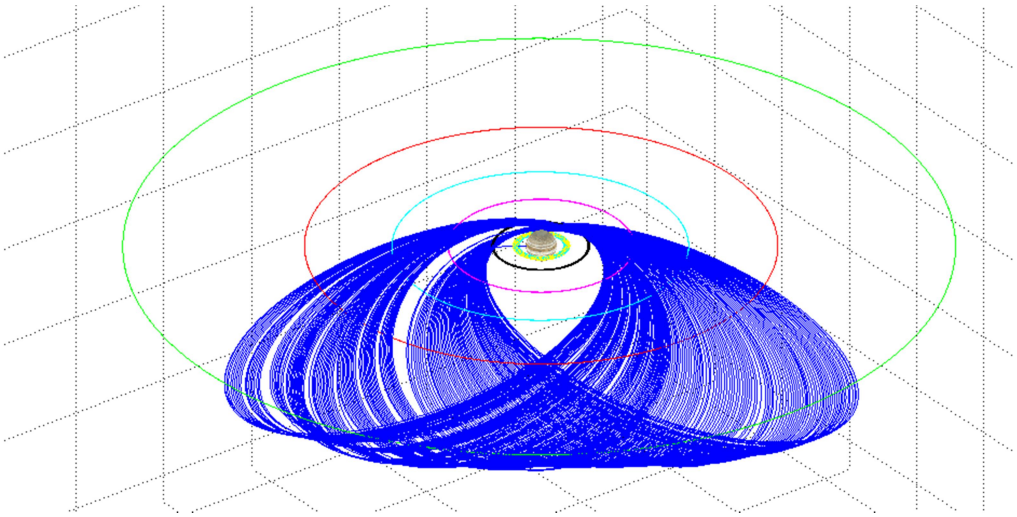
Fonte: Produção do autor.

6.1 Semi eixo maior de 1.143.872 km

Para a primeira simulação foi escolhido um semi eixo maior de 1.143.872 km, equivalente a dezesseis vezes o raio de Júpiter.

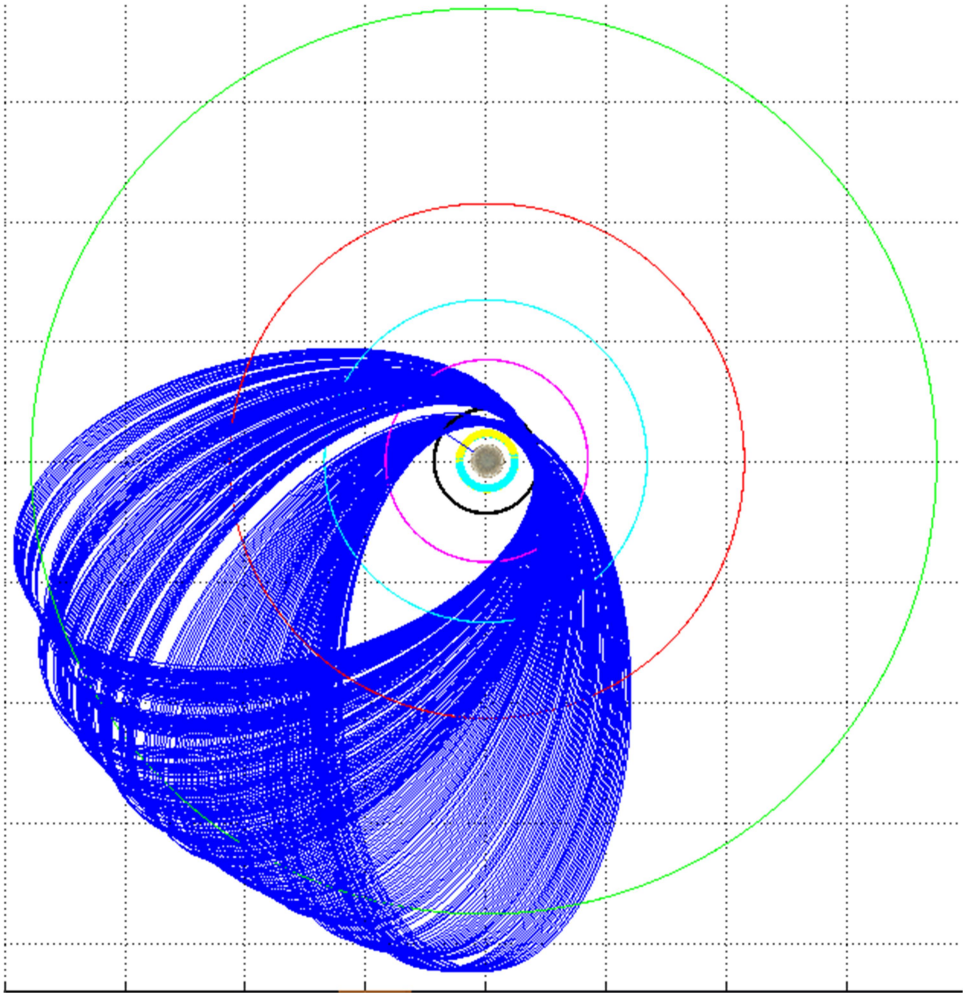
A Figura 6.1 foi obtida com a simulação, e mostra a órbita do veículo, e das luas galileanas Io, Europa, Ganimedes, Calisto e das luas do grupo Almateia, além disso na Figura 6.2 e Figura 6.3 pode-se observar outras vistas da mesma.

Figura 6.1 - Visão em 3D das órbitas do veículo.



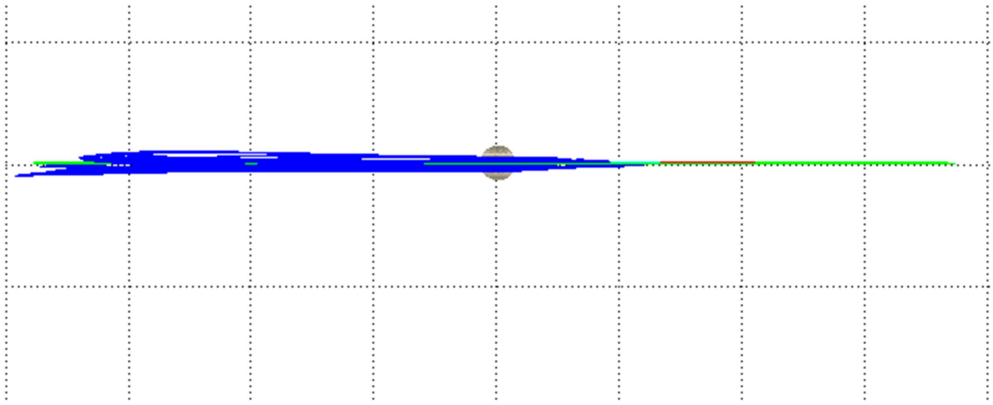
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.2 - Vista x-y das órbitas do veículo.



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.3 - Vista x-z das órbitas do veículo.

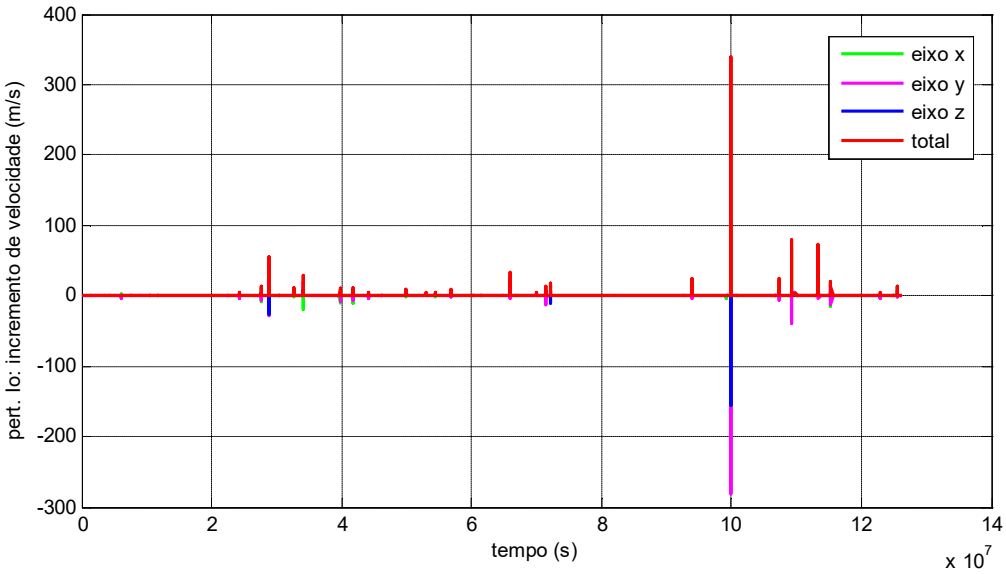


Fonte: Produção do autor.

Da Figura 6.1à Figura 6.3 é possível observar as órbitas do veículo em azul durante período de quatro anos, assim é possível ter uma idéia de como a órbita varia.

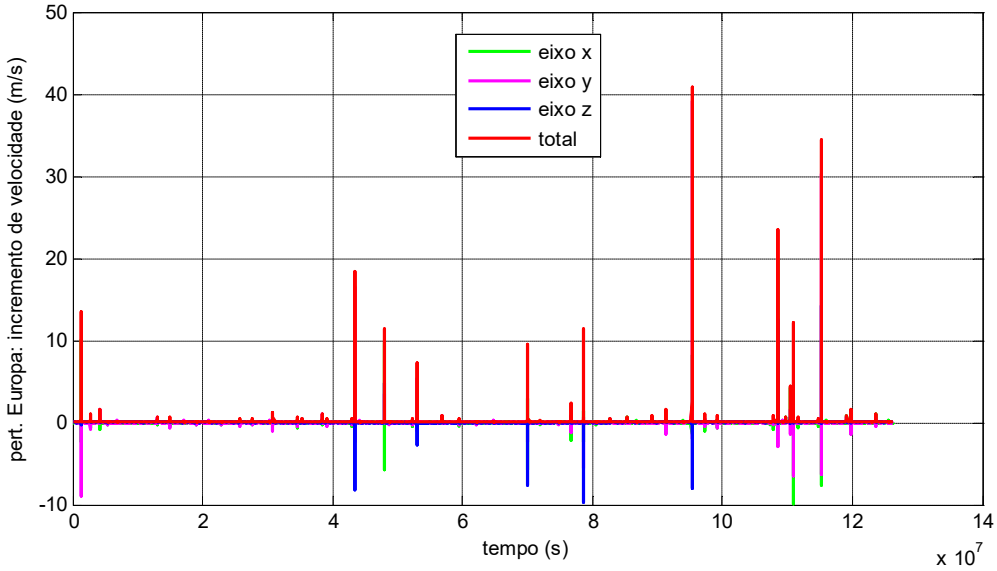
Agora serão apresentados alguns gráficos que mostram a perturbação das luas galileanas e também a variação da distância entre as luas e o veículo.

Figura 6.4 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.143.872 km).



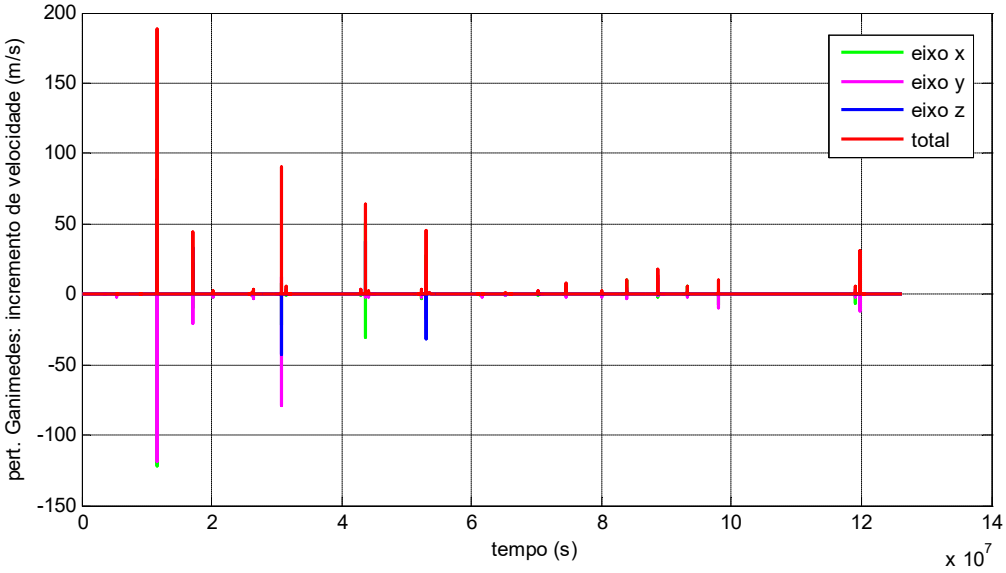
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.5 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.143.872 km).



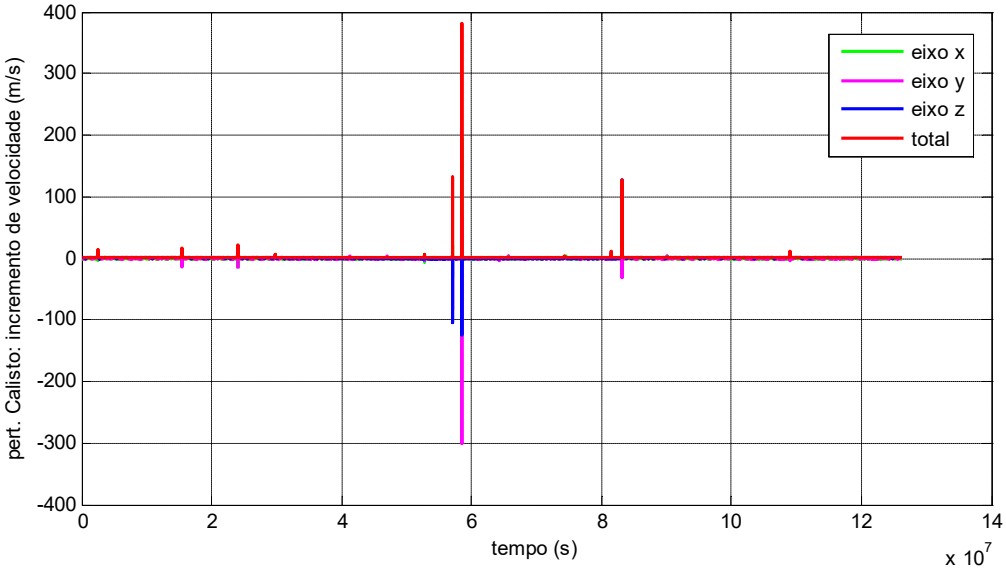
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.6 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.143.872 km).



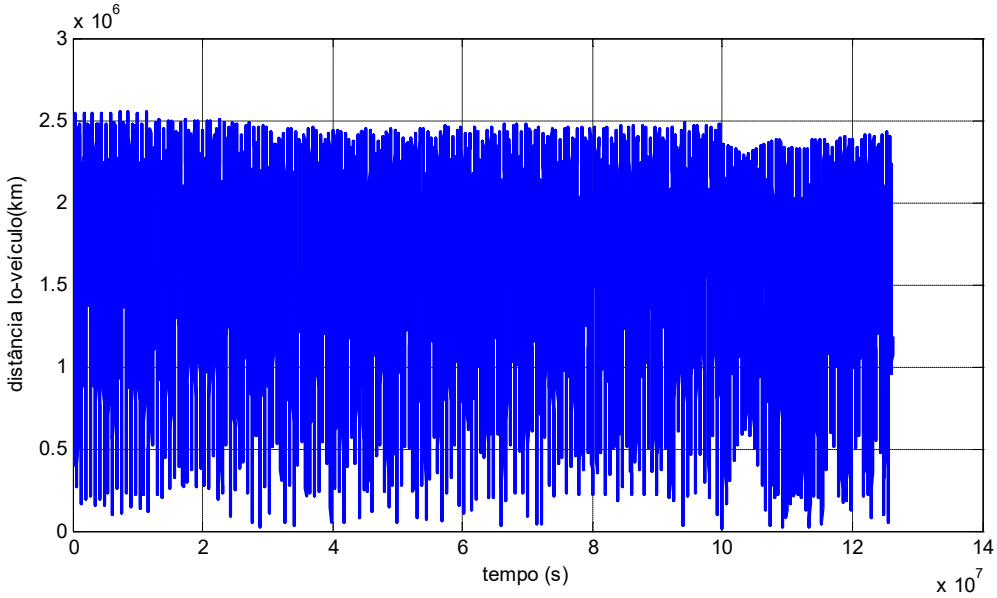
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.7 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.143.872 km).



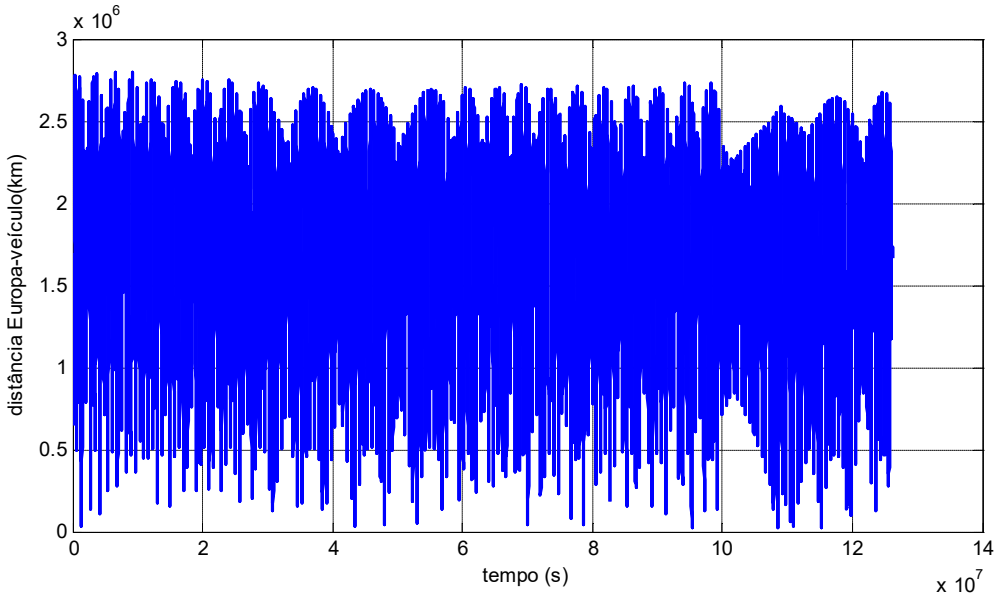
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.8 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.143.872 km).



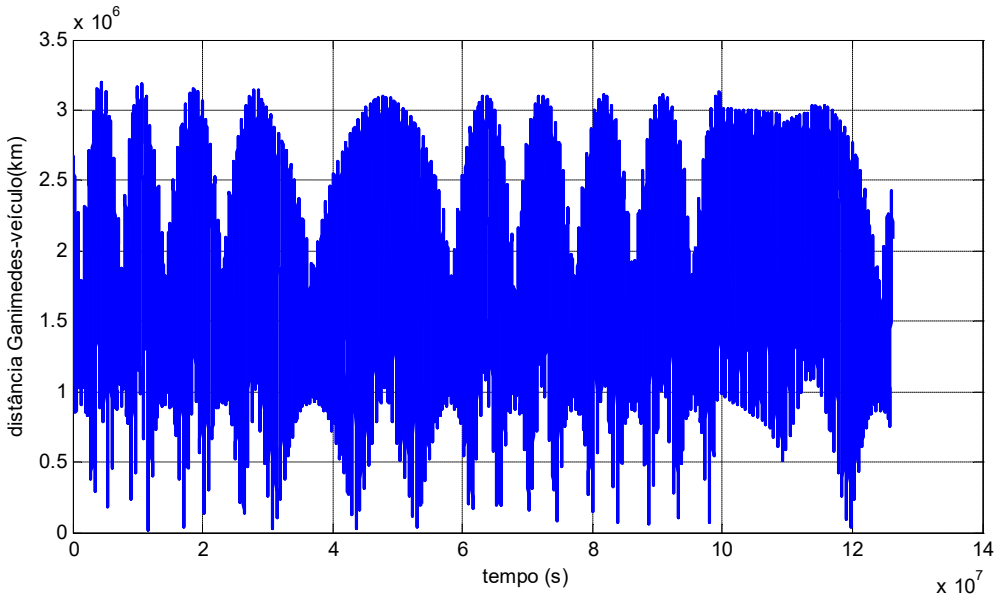
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.9 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.143.872 km).



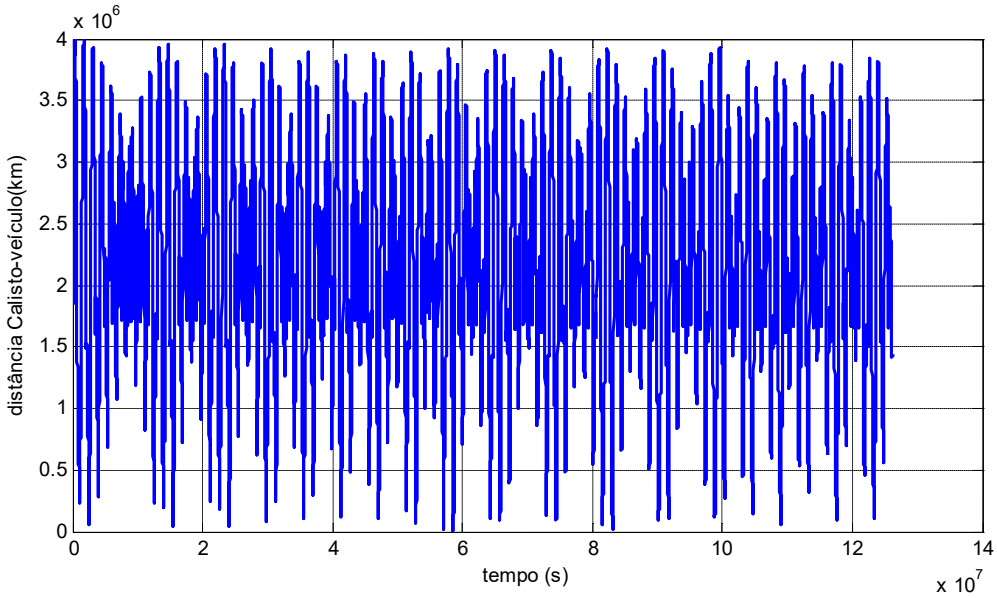
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.10 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.143.872 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.11 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.143.872 km).



Fonte: Produção do autor.

Nos gráficos que mostram o incremento de velocidade da Figura 6.4 à Figura 6.7 existem vários picos, estes picos representam os momentos onde o veículo e a luas se aproximam ao máximo, isto pode ser confirmado nos gráficos de distância da Figura 6.8 à Figura 6.11.

Por exemplo na Figura 6.6 próximo a $2x10^7$ segundos acontece um pico de perturbação extremamente pronunciado, e neste mesmo momento na Figura 6.10 acontece uma aproximação muito grande entre Ganimedes e o veículo.

A mesma coisa ocorre na Figura 6.5 em um instante próximo a zero, e novamente na Figura 6.9 neste mesmo momento há uma grande aproximação, mas agora entre Europa e o veículo.

Deste modo é possível saber os momentos onde o veículo visita as luas, os quais são oportunos para coletar dados científicos importantes e imagens.

Então como estes momentos são muito importantes, é interessante ver quando estes ocorrem para cada uma das luas, o que pode ser feito analisando os gráficos de incremento de velocidade da Figura 6.4 até a Figura 6.7. Como a escala de tempo no gráfico está em 10^7 segundos é

importante salientar que 1 ano possui aproximadamente $3{,}1536 \times 10^7$ segundos.

Primeiramente na Figura 6.4 existem vários pequenos picos e comparando com o gráfico da distância lua - veículo (Figura 6.8) no fim do primeiro ano o veículo já visita Io com grandes aproximações.

Ao longo do segundo ano ocorrem pequenas aproximações totalizando doze visitas nos dois primeiros anos. Depois disso acontece um pico muito pronunciado, a maior aproximação entre Io e o veículo, entre o terceiro e quarto ano e por fim acontecem mais 6 aproximações menores, porém que ainda devem ser levadas em conta.

No gráfico para Europa, Figura 6.5, observa-se que o veículo se aproxima da lua logo no começo do primeiro ano, depois disso acontecem várias pequenas aproximações, e entre o primeiro e segundo anos acontecem 3 grandes aproximações novamente.

Entre o segundo e terceiro ano o veículo se aproxima bastante de Europa, 4 vezes, sendo uma delas a maior aproximação do veículo com relação a Europa. Por fim entre o terceiro e quarto ano acontecem 4 grandes aproximações.

Pode-se ver na Figura 6.6 que no primeiro ano já ocorre a maior aproximação entre o veículo e a lua, neste ano também acontece outra aproximação porém um pouco menor.

Aproximadamente entre o fim do primeiro ano e começo do segundo ocorre a segunda maior aproximação, depois o veículo se aproxima de Ganimedes mais duas vezes entre o primeiro e segundo anos. Depois disso acontecem várias aproximações muito menores e no fim do último ano o veículo faz uma última aproximação um pouco mais pronunciada.

A Figura 6.7 mostra que nos primeiros 2 anos o veículo se aproxima levemente de Calisto e no fim deste período o veículo se aproxima muito da lua sendo uma delas a maior aproximação. Entre o segundo e terceiro

anos ocorrem duas aproximações uma menor e outra mais relevante. E no último ano ocorre outra pequena aproximação.

Finalmente fazendo uma comparação, a lua que o veìculo faz o maior número de aproximações é Europa, sendo que uma aproximação bem grande já é feita logo de início, o que seria muito bom para missão já que Europa é uma lua de grande interesse devido a teoria dos oceanos que nela podem existir.

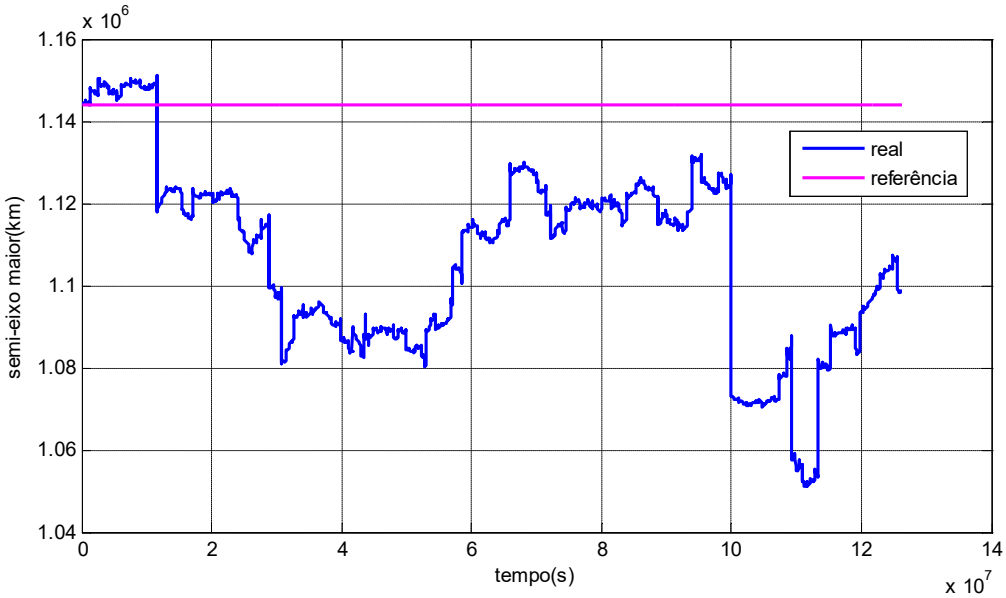
Ganimedes também é visitada no ínicio da missão e até o fim do segundo ano são feitas várias aproximações, no resto do tempo estas decaem.

O veículo apenas se aproxima bastante de Io no fim da missão, as outras aproximações feitas ao longo desta são muito menores.

Sobre Calisto as menores distâncias entre esta e o veículo ocorrem apenas no fim da missão, portanto seria interessante analisar outras simulações de modo a tentar que as grandes aproximações de Io e Calisto ocorram mais cedo.

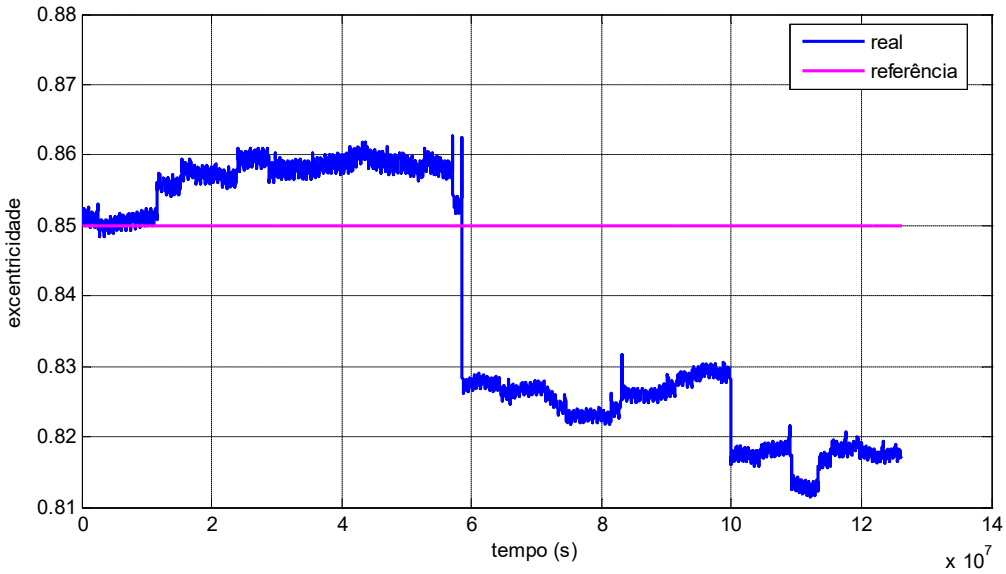
Agora será feita uma análise de como alguns parâmetros orbitais evoluem, da Figura 6.12 à Figura 6.13 são apresentadas as evoluções do semi eixo maior e da excentricidade.

Figura 6.12 - Evolução do semi eixo maior (semi eixo: 1.143.872 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.13 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.143.872 km).



Fonte: Produção do autor.

Tanto na Figura 6.12 que mostra a evolução do semi eixo maior quanto na Figura 6.13 que contém o gráfico da evolução da excentricidade a linha em rosa apresenta o valor que ambos os parâmetros teriam caso não houvesse nenhum tipo de perturbação, e as linhas em azul mostram o que realmente acontece com estes parâmetros orbitais.

Começando a análise para a Figura 6.12, observa-se que o semi eixo tem uma variação bem grande, e em alguns momentos acontece uma variação bem brusca, isso ocorre em aproximadamente $1x10^7$ segundos, $10x10^7$ segundos e $11x10^7$ segundos, se os gráficos de incremento de velocidade devido à perturbação das luas forem analisados eles coincidem respectivamente com a maior perturbação de Ganimedes, a maior de Io, que é a maior perturbação de todas neste caso, e alguns picos devido à Europa em conjunto com Io.

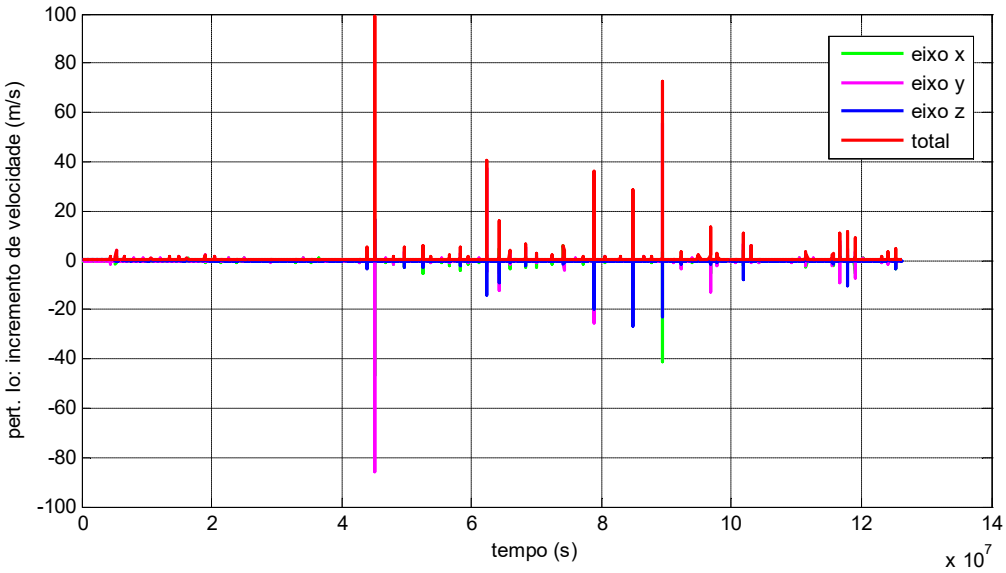
Na Figura 6.13 ocorre algo similar à do semi eixo, por exemplo em $1x10^7$ segundos ocorre uma oscilação um pouco maior e este é o momento onde há um pico de perturbação devido à Ganimedes. Em $6x10^7$ segundos é o momento onde aparece outra grande oscilação que coincide com a maior perturbação de Calisto e em $11x10^7$ segundos ocorre outra oscilação que se deve tanto à Io quanto à Europa.

6.2 Semi eixo maior de 1.215.364 km

Esta simulação foi realizada com um semi eixo maior de 12.15.364 km, que equivale ao raio de Júpiter multiplicado por dezessete.

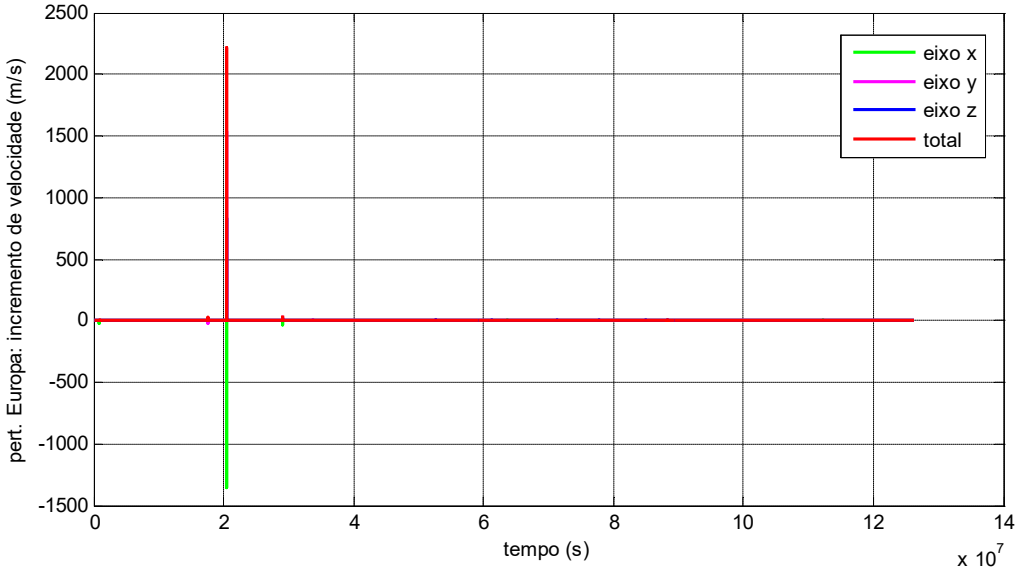
Pode-se analisar os gráficos de incremento de velocidade Figura 6.14 devido a perturbação de cada uma das luas e em seguida da Figura 6.21 podem ser vistos os gráficos de variação de distância.

Figura 6.14 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.215.364 km).



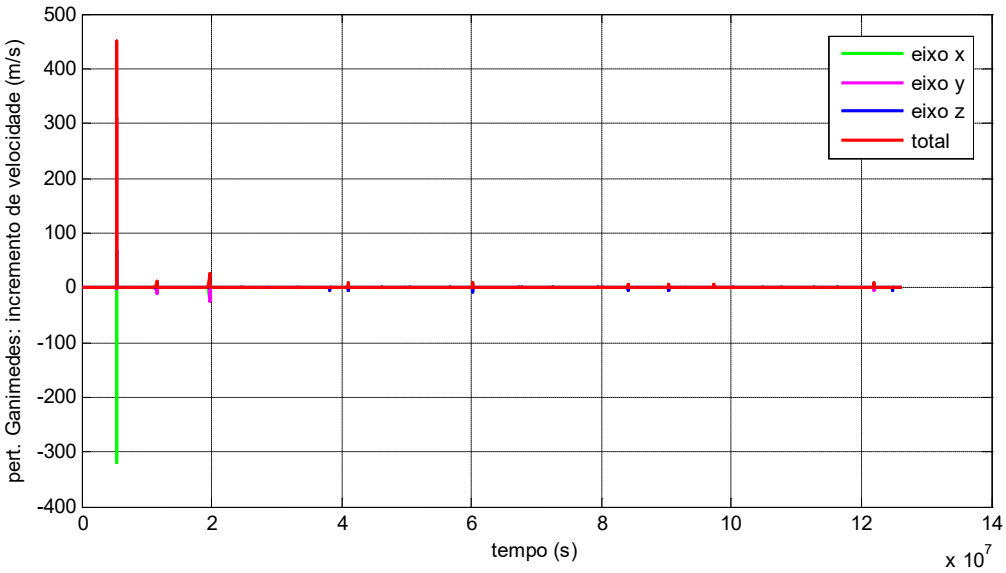
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.15 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.215.364 km).



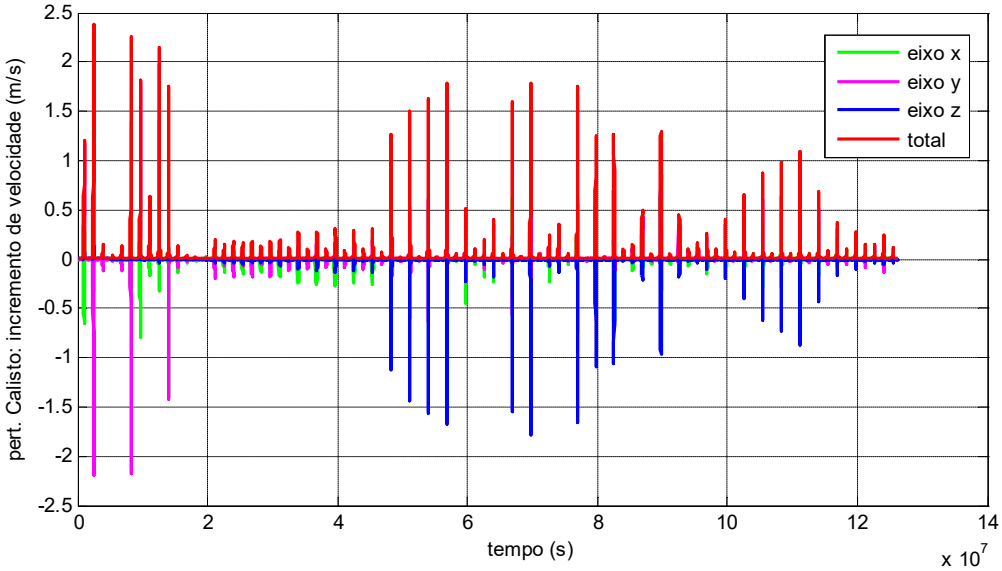
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.16 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.215.364 km).



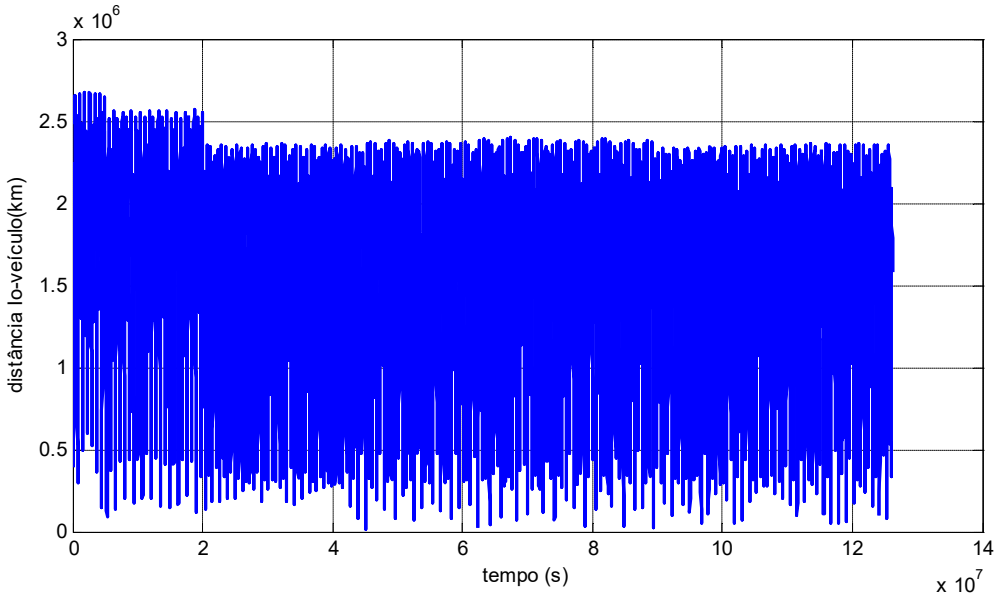
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.17 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.215.364 km).



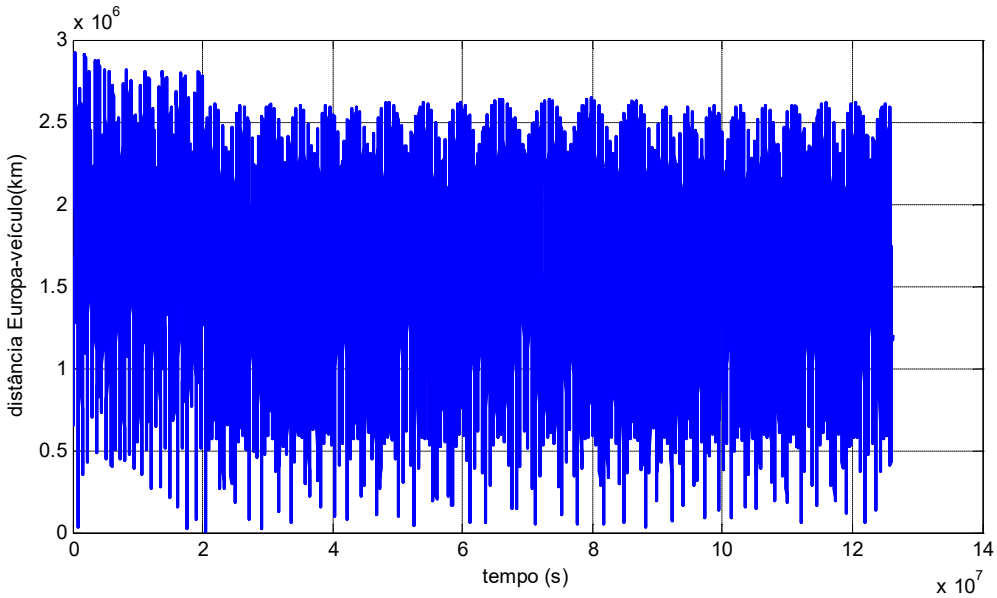
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.18 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.215.364 km).



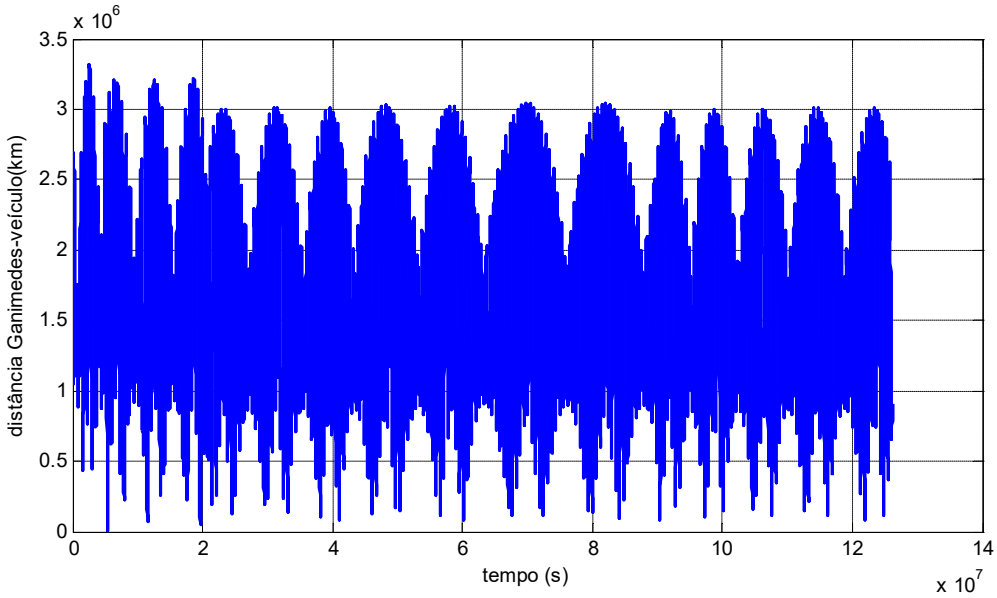
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.19 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.215.364 km).



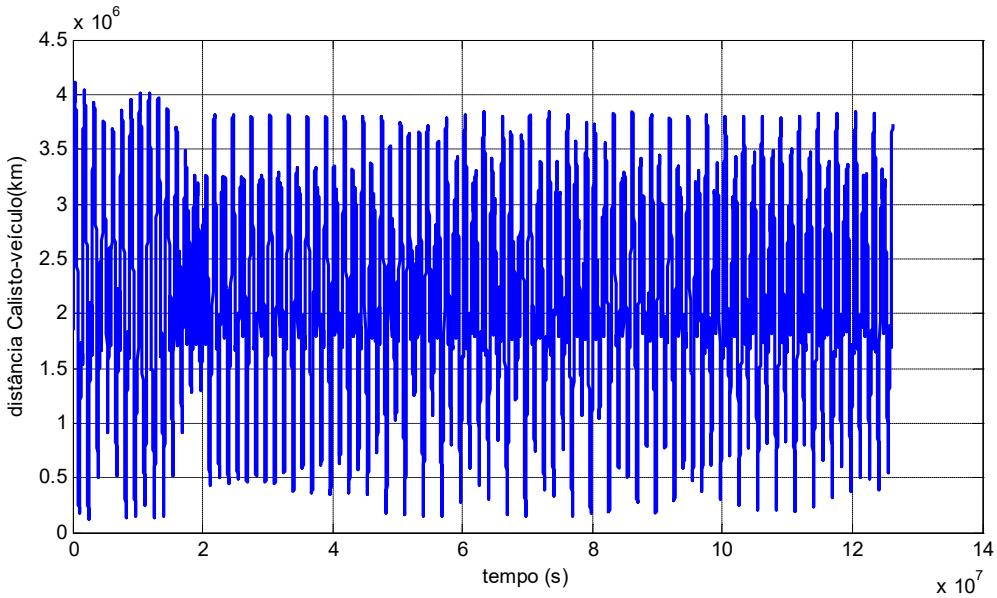
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.20 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.215.364 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.21 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.215.364 km).



Fonte: Produção do autor.

O veículo não se aproxima muitas vezes de Io, o gráfico possui picos bem discretos no início no segundo ano de missão começam a acontecer aproximações maiores e mais periódicas, é no segundo ano também que a maior aproximação ocorre, as aproximações são maiores e mais frequentes no restante da missão.

Na Figura 6.15 de Europa logo de cara é possível ver que o veículo se aproxima demais da lua, pois a perturbação que esta causa é extremamente alta, por isso o gráfico praticamente não apresenta picos, esta aproximação grande também é revelada ao analisar a Figura 6.19, no momento bem próximo a $2x10^7$ segundos ocorre uma grande aproximação do veículo, também pode-se ver que o veículo faz muitas aproximações que não aparecem no gráfico do incremento de velocidade graças a esta grande aproximação.

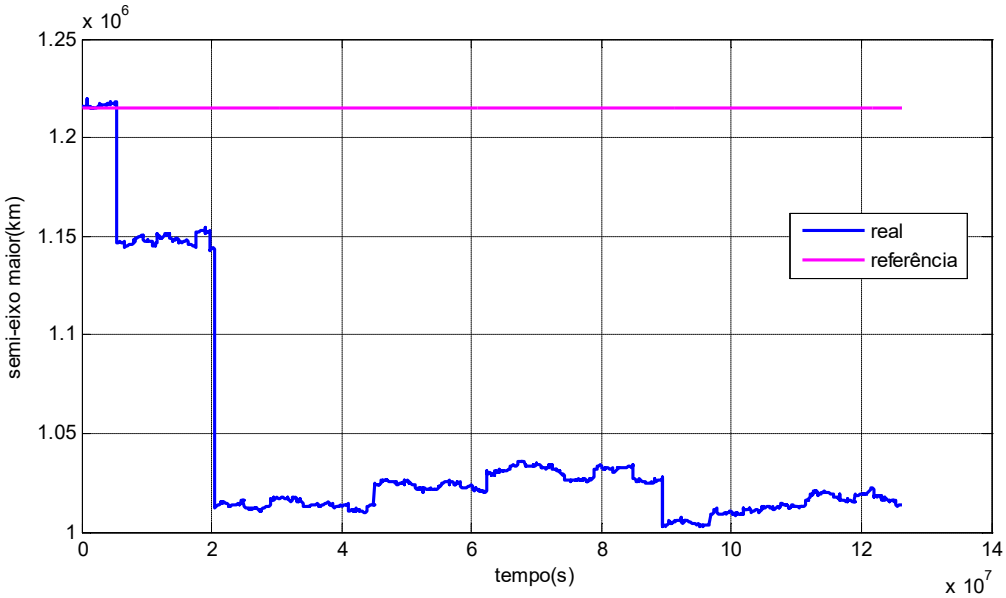
Quanto a Ganimedes, a maioria das aproximações acontecem no começo da missão, logo no primeiro ano, depois disso no decorrer desta acontecem mais algumas porém são aproximações bem menores do que a primeira, mesmo assim como a magnitude da perturbação é alta estas aproximações acabam sendo relevantes.

Para complementar esta a Figura 6.16 mostra um cenário próximo ao de Europa, no momento próximo a $0,6x10^7$segundos o veículo se aproxima muito da lua, momento este que coincide com um grande pico de perturbação na Figura 6.16, porém no decorrer da simulação acontecem várias aproximações que como no caso de Europa não se apresentam como picos.

No caso da Figura 6.17 de Calisto o veículo se aproxima muitas vezes da lua, o gráfico possui vários picos e algumas das maiores aproximações acontecem no primeiro ano de missão, porém a magnitude da perturbação é bem menor, logo a distância entre veiculo e lua é um pouco maior do que nos dois casos anteriores.

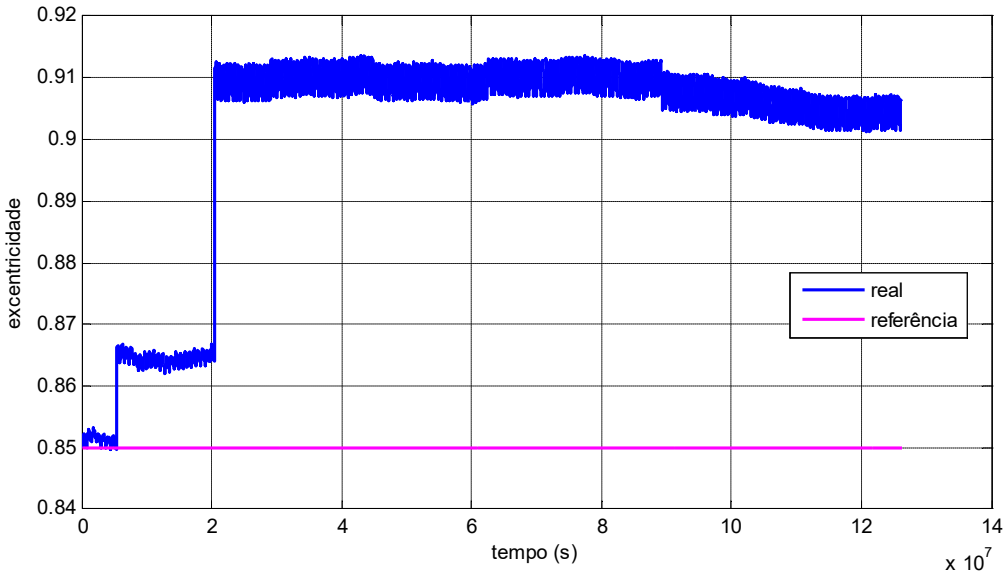
Da Figura 6.22 à Figura 6.23são apresentados os gráficos de variação do sei eixo e excentricidade.

Figura 6.22 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.215.364 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.23 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.215.364 km).



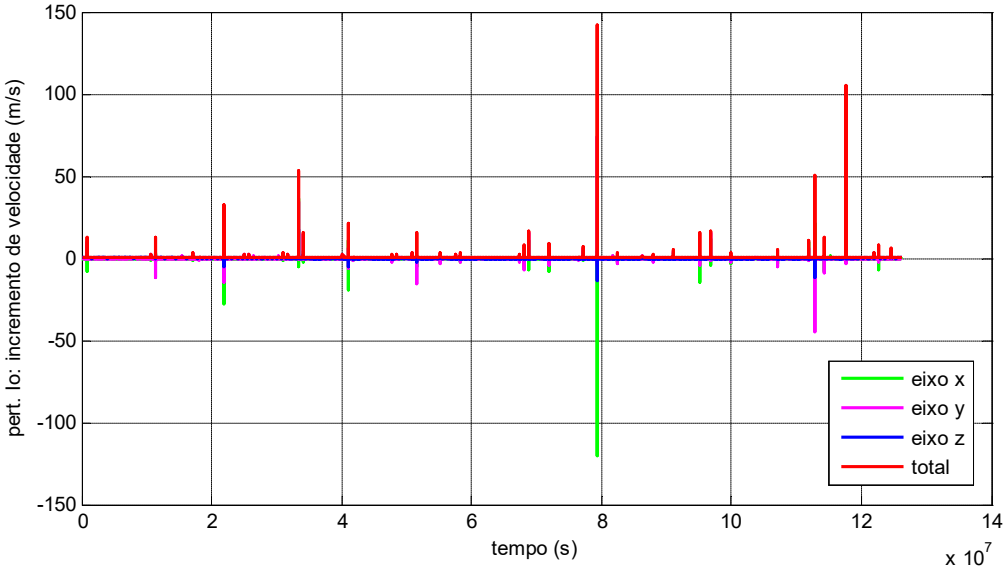
Fonte: Produção do autor.

Em ambas as figuras acontecem duas grandes variações nos instantes próximos a $1x10^7$ e $2x10^7$ segundos, que coincidem com perturbações de Ganimedes e Europa, depois disso a variação segue acontecendo de maneira bem mais branda.

6.2.1 Semi eixo maior de 1.286.856

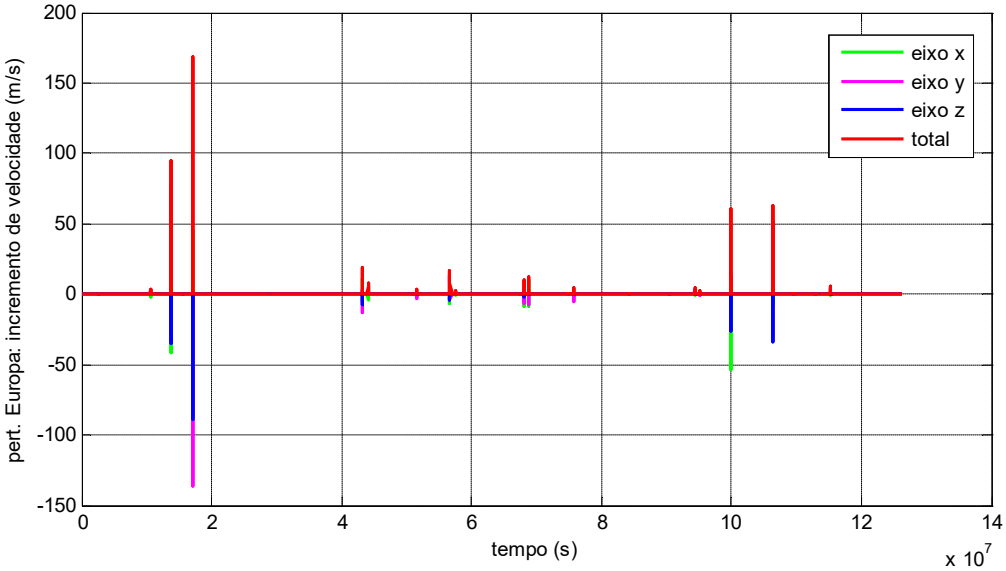
Esta simulação foi realisada com um semi eixo maior de 1.286.856 km, ou seja dezoito vezes o raio de Júpiter, da Figura 6.24 à Figura 6.31 podem ser vistos os gráficos de Δv e variação de distância lua – veículo.

Figura 6.24 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.286.856 km).



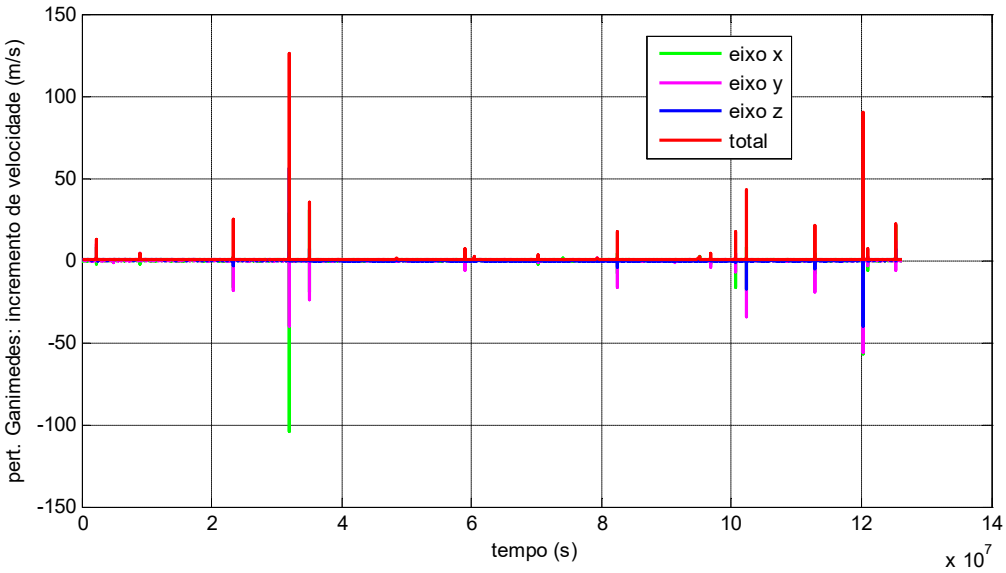
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.25 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.286.856 km).



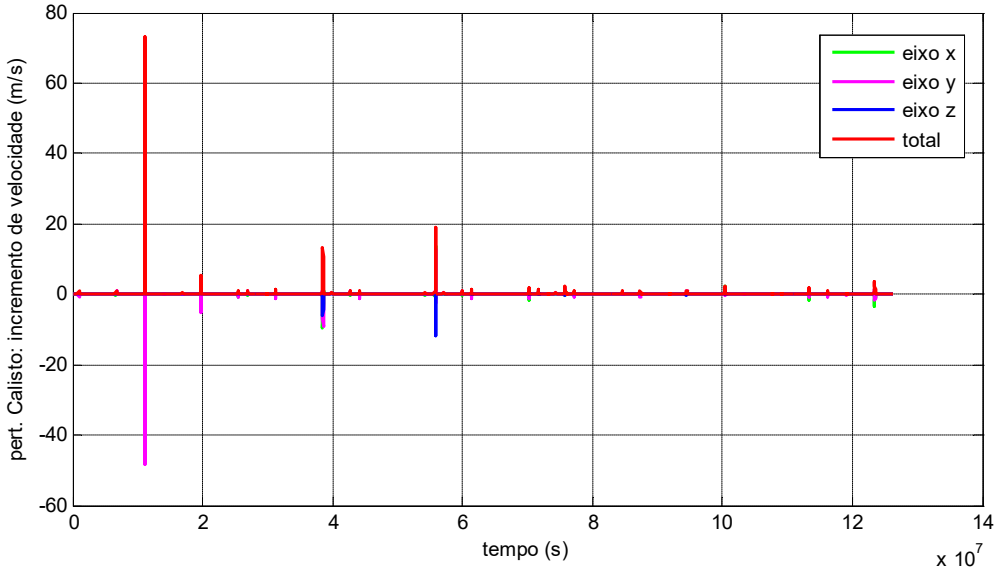
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.26 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes(semi eixo: 1.286.856 km).



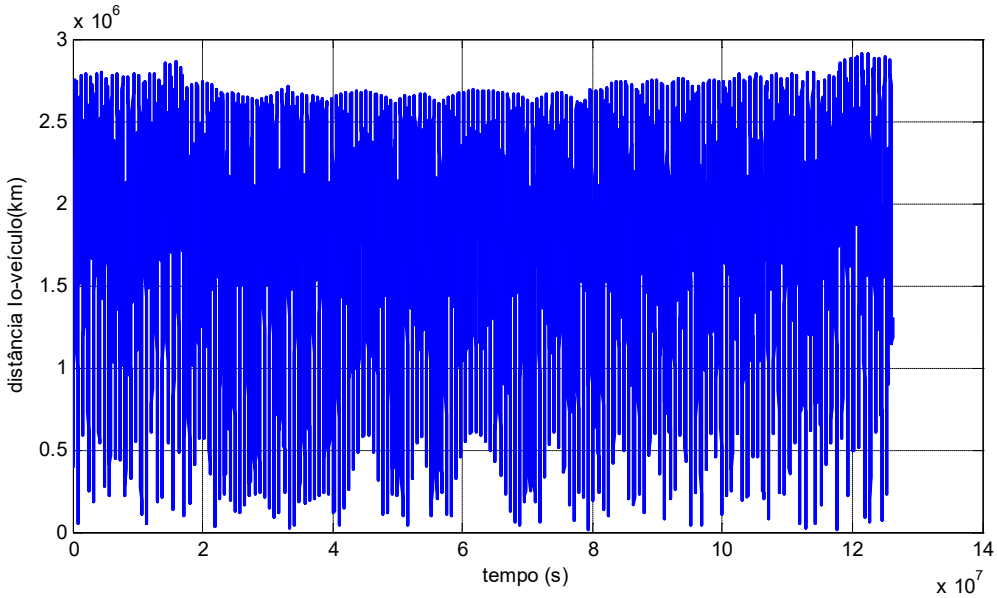
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.27 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.286.856 km).



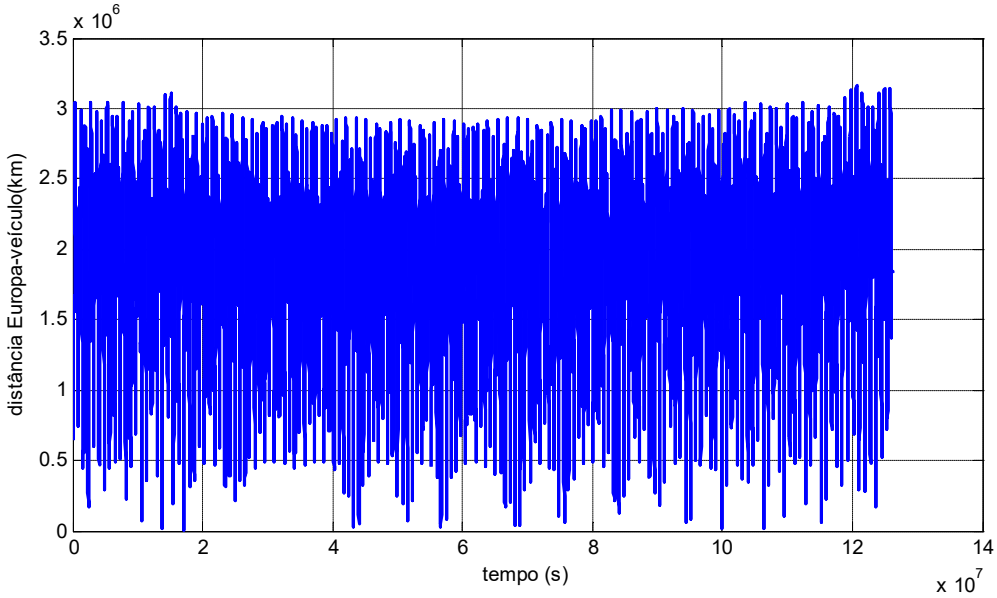
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.28Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.286.856 km).



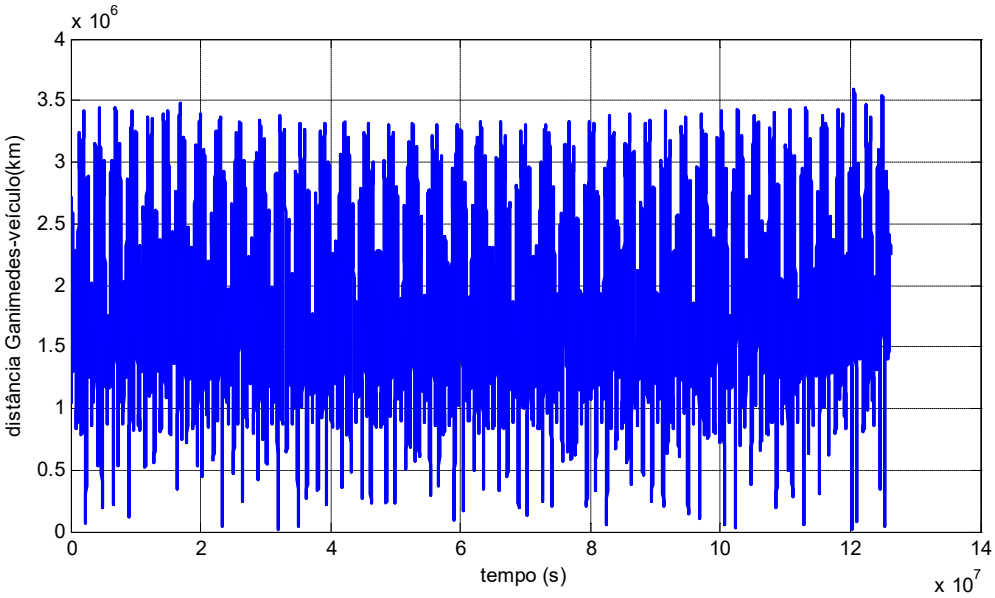
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.29 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.286.856 km).



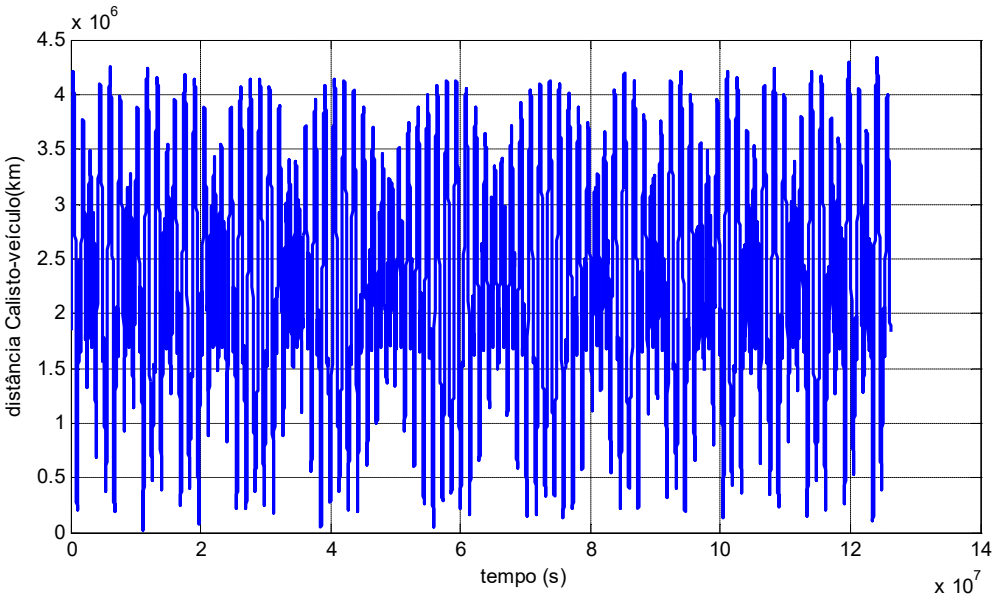
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.30 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.286.856 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.31 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.286.856 km).



Fonte: Produção do autor.

Nesta simulação acontecem varias aproximações do veículo com relação à Io (Figura 6.24) logo no começo da simulação, entre o primeiro e segundo ano já acontecem várias aproximações e como o nível desta perturbação não é tão pequeno já seriam suficientes.

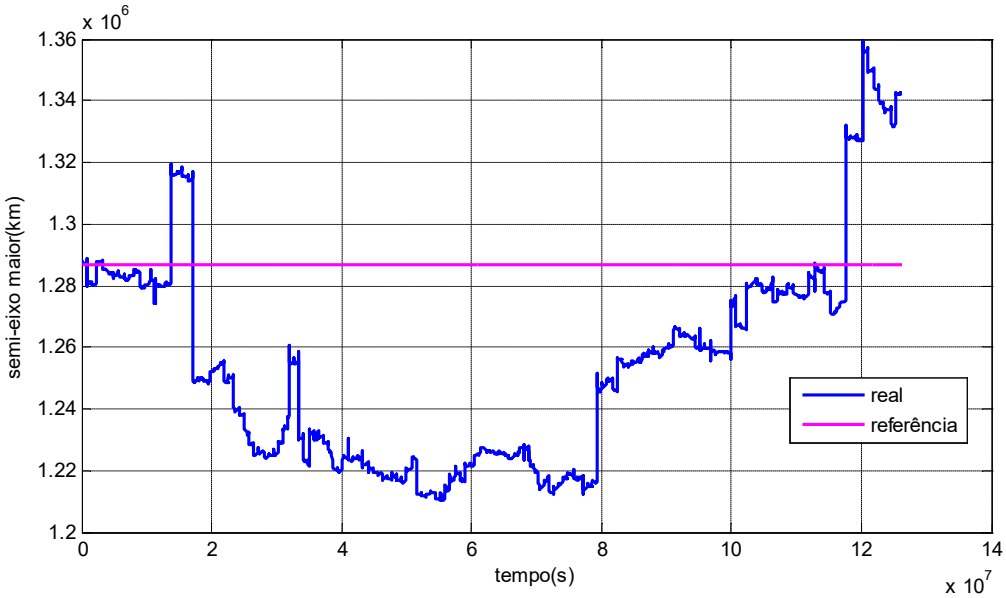
Além disso da Figura 6.28 que mostra como varia a distância entre o veículo e Io observa-se que o veículo realmente se aproxima bastante e diversas vezes da lua. O veículo, como é possivel ver na Figura 6.25 e Figura 6.29, não se aproxima muito de Europa, acontecem aproximações no primeiro ano e no fim da missão, e outras menores durante os anos mais intermediários.

Quanto à Ganimedes acontecem aproximações no primeiro ano e no começo do segundo, depois se tornam mais suaves e voltam a ser mais pronunciadas no último ano.

Por fim na Figura 6.27 de Calisto, o veículo faz várias aproximações menores durante toda a simulação, as maiores se encontram no início do primeiro ano, e próximo ao início e fim do segundo.

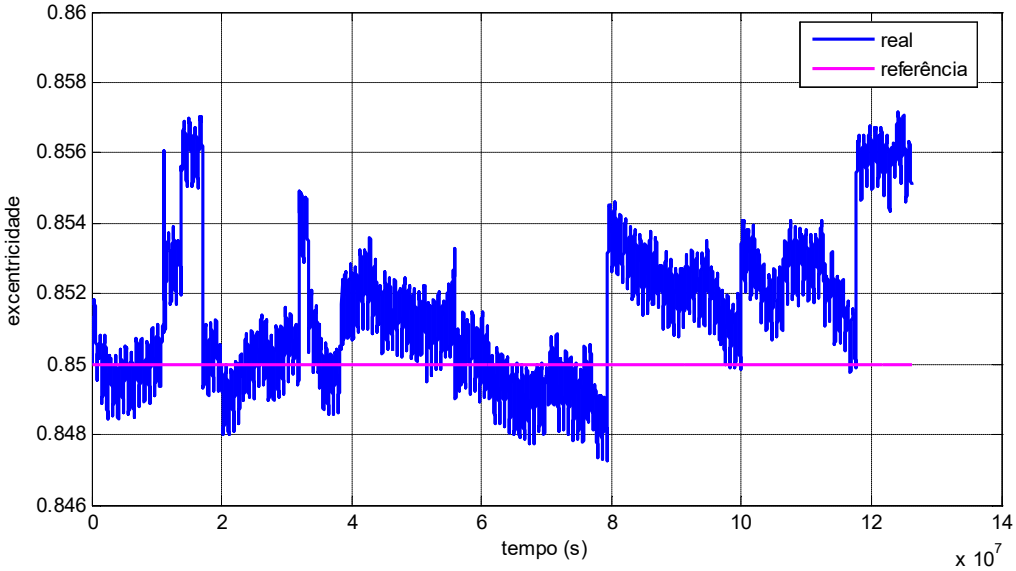
Na Figura 6.32 e Figura 6.33 é possível observar como acontece a evolução de dois dos parâmetros orbitais.

Figura 6.32 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.286.856 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.33 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.286.856 km).



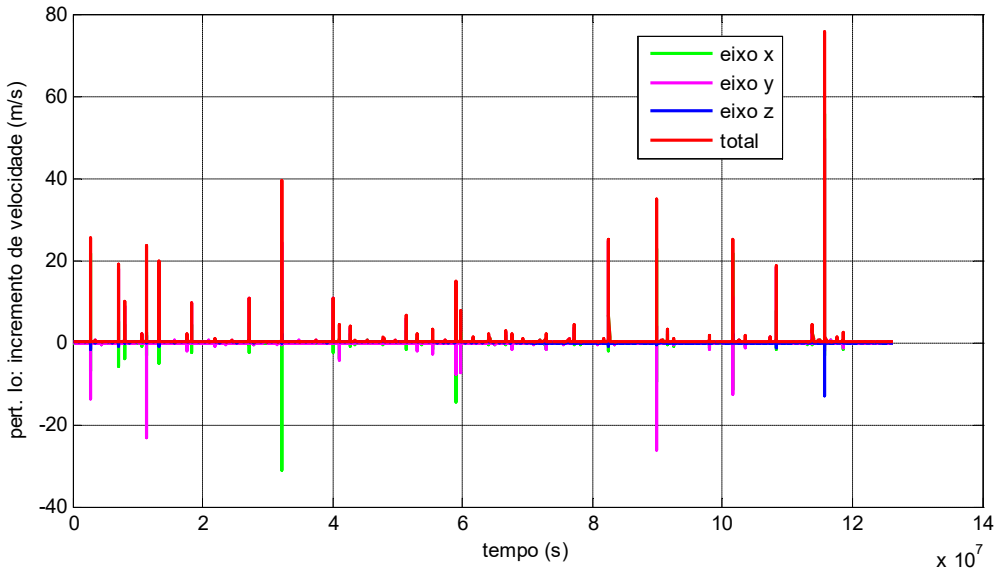
Fonte: Produção do autor.

Tanto na Figura 6.32 como na Figura 6.33, nota-se novamente que em alguns momentos acontecem variações bem maiores, como por exemplo próximo de $2x10^7$ segundos onde ocorre também um pico de perturbação no gráfico do incremento de velocidade de Europa.

6.2.2 Semi eixo maior de 1.358.348 km

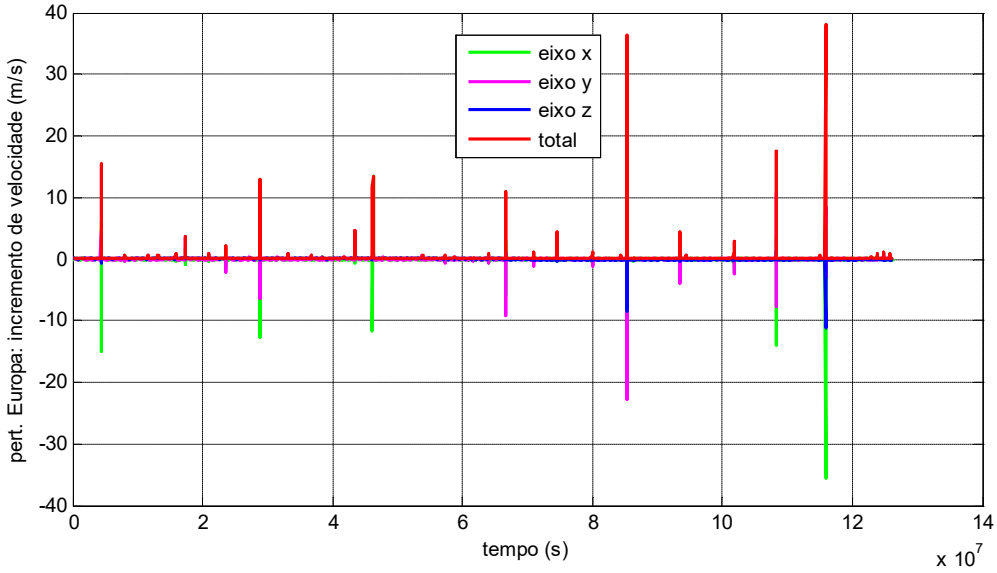
Apresenta-se os gráficos referentes à simulação realizada com um semi eixo maior de 1.358.348 km, dezenove vezes o raio de Júpiter, da Figura 6.34 à Figura 6.41.

Figura 6.34 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.358.348 km).



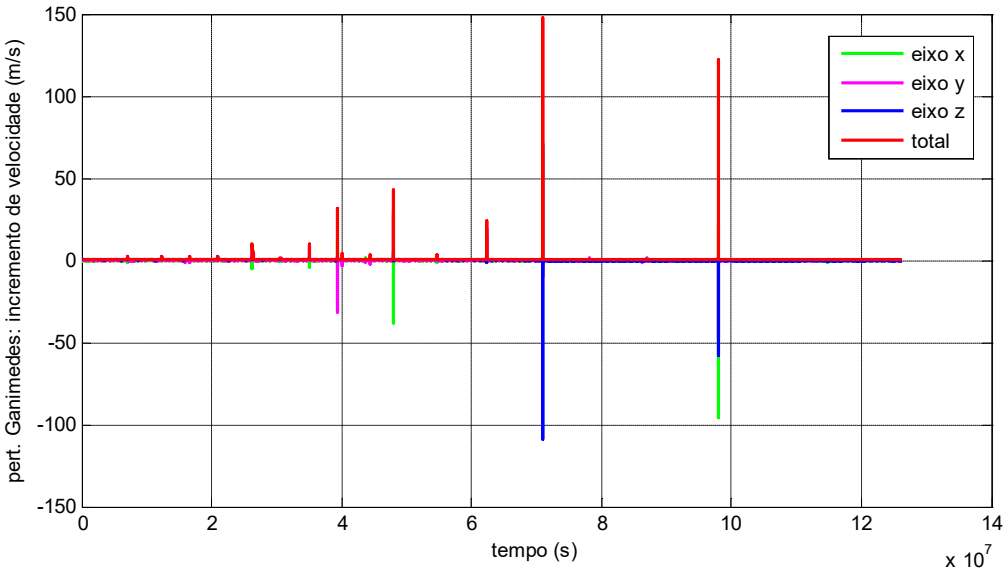
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.35 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.358.348 km).



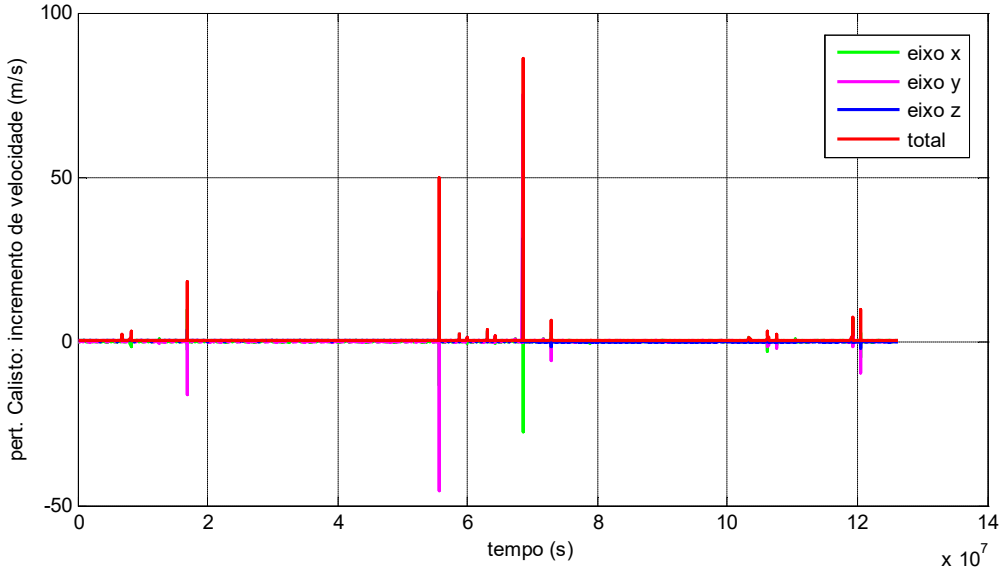
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.36 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.358.348 km).



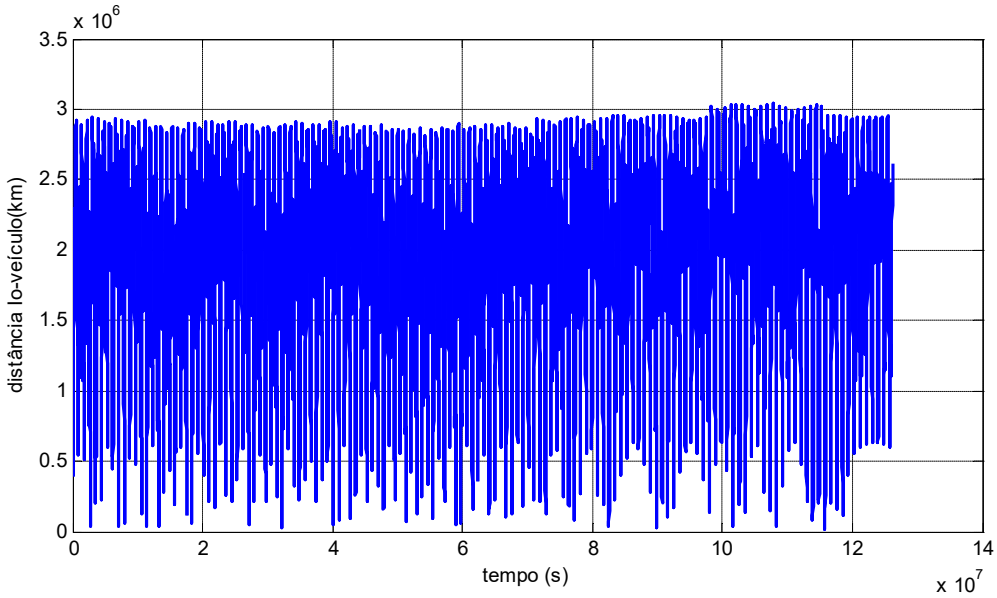
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.37 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.358.348 km).



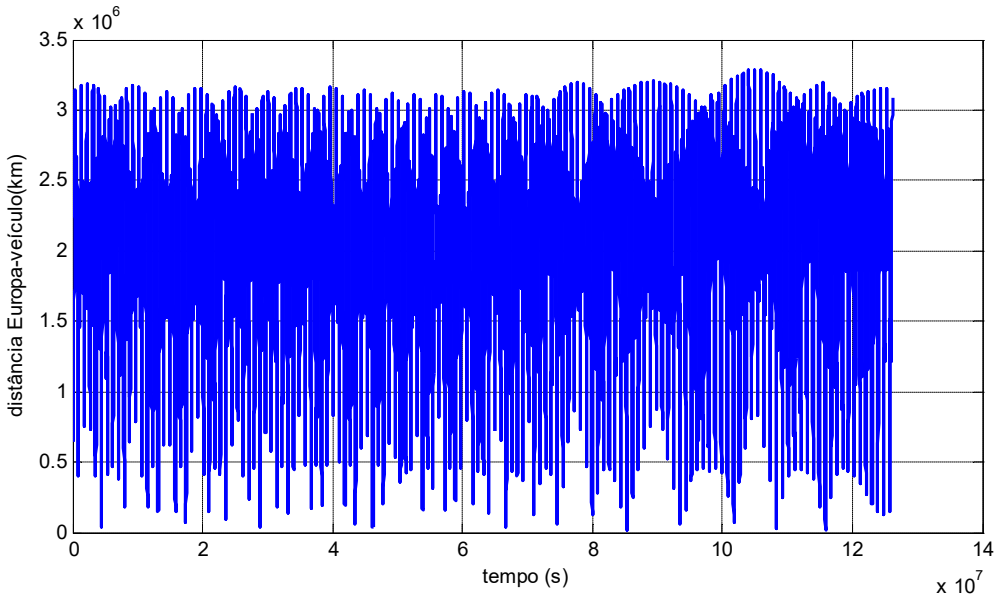
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.38 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.358.348 km).



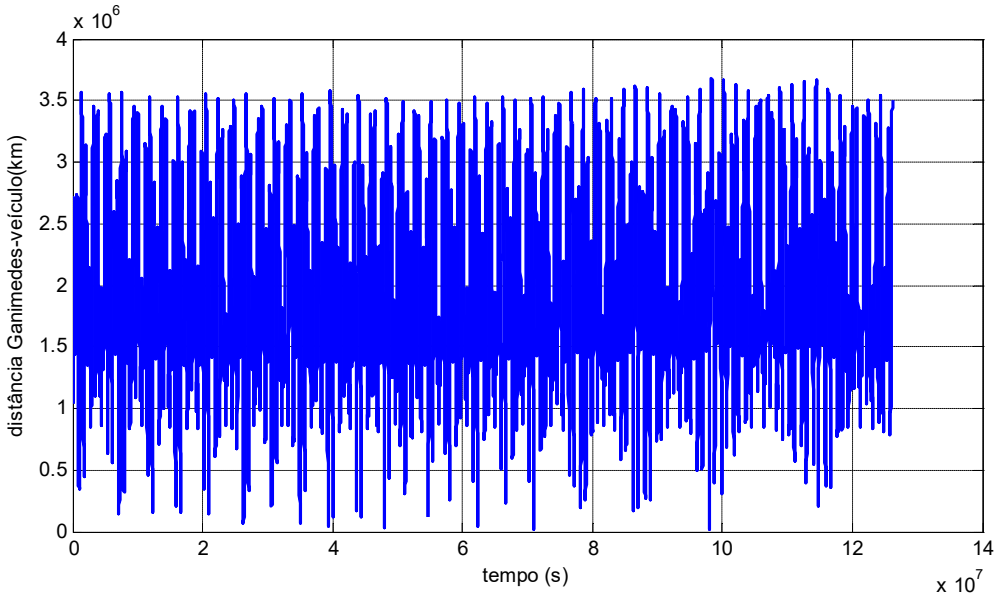
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.39 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.358.348 km).



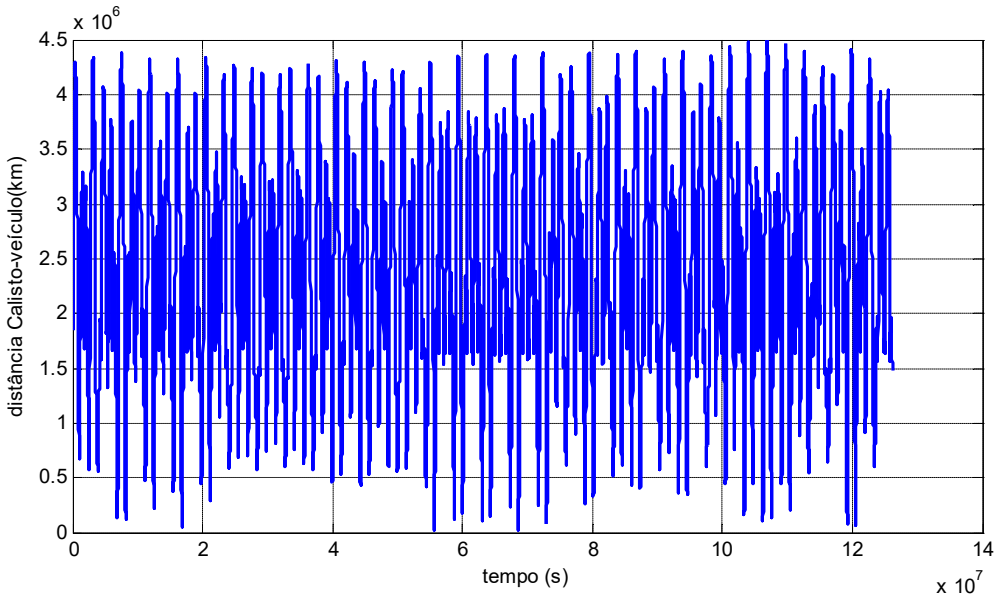
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.40 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.358.348 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.41 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.358.348 km).



Fonte: Produção do autor.

Da Figura 6.34 temos que o veículo faz um número bem grande de aproximações de Io.

Mesmo no primeiro e no segundo ano o veículo faz grandes aproximações. Durante o restante da simulação o veículo segue fazendo aproximações menores que voltam a aumentar perto do fim do terceiro ano, a maior delas aparece no fim do quarto ano.

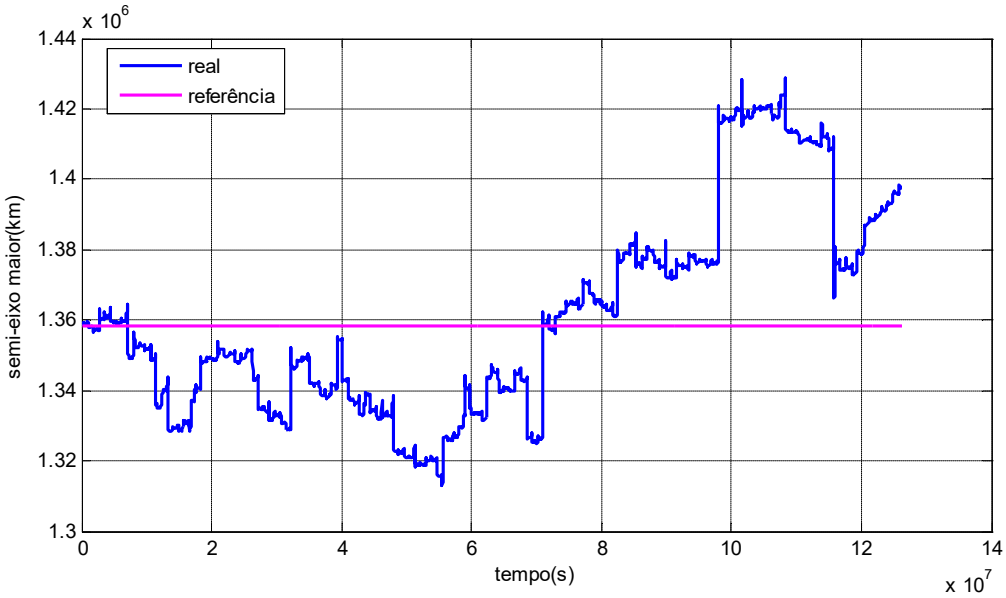
Quanto à Europa, Figura 6.35, o veículo se aproxima diversas vezes da lua de forma quase periódica, no fim do terceiro ano o veículo faz aproximações um pouco maiores, e a máxima ocorre próximo ao fim da missão.

Na Figura 6.36 e Figura 6.40 de Ganimedes, o veículo faz um número menor de aproximações desta lua, sendo estas pequenas no início e aumentam progressivamente no decorrer da simulação, a maior delas acontece próximo a $7x10^7$ segundos e logo depois são bem reduzidas e praticamente no início do terceiro ano ocorre o último pico.

Para Calisto tanto na Figura 6.37 quanto na Figura 6.40 é possível notar que as aproximações são bem reduzidas e a maior concentração delas é até pouco depois da metade do primeiro ano e durante o fim do segundo ano e começo do terceiro, onde surge a maior das aproximações.

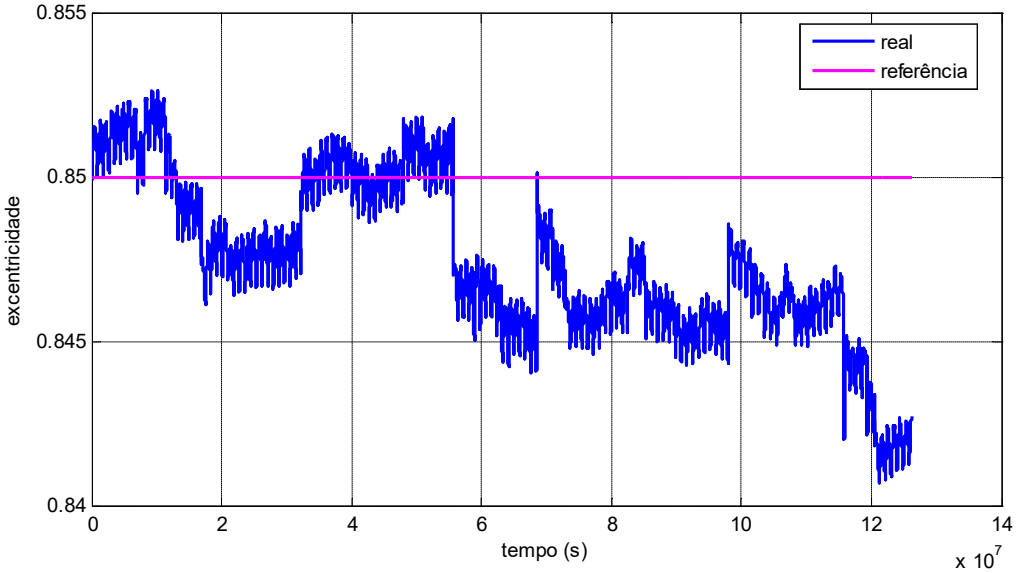
Os gráficos da evolução do semi eixo e excentricidade podem ser vistos na Figura 6.42 e Figura 6.43.

Figura 6.42 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.358.348 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.43 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.358.348 km).



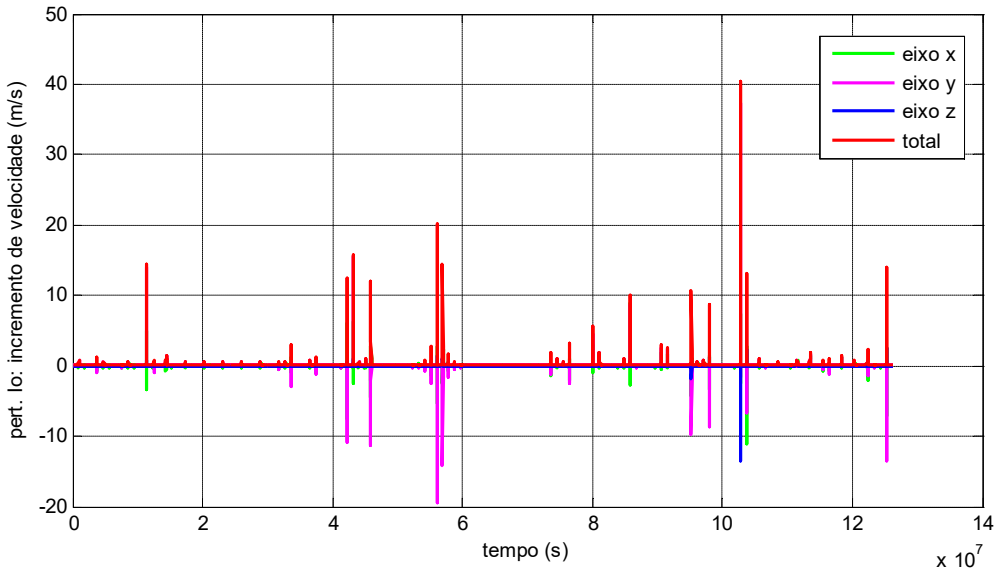
Fonte: Produção do autor.

Neste caso as variações são bem menores, sendo que as maiores acontecem próximo a $6x10^7$ segundos e $10x10^7$ segundos, que correspondem a perturbações de Calisto e Ganimedes respectivamente.

6.3 Semi eixo maior de 1.429.840 km

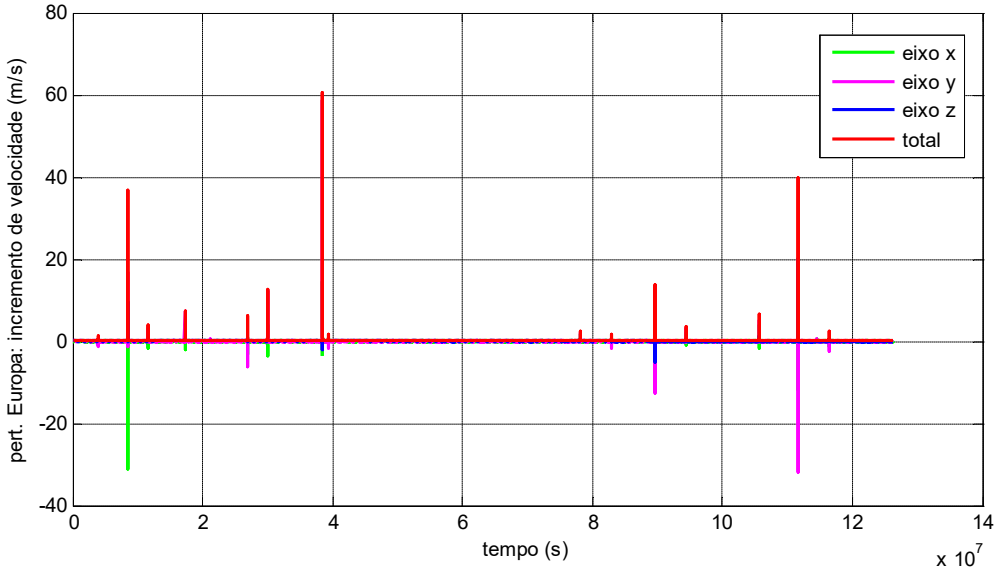
Para a simulação feita com 1.429.840 km, que equivale a vinte vezes o raio de Júpiter, os gráficos de incremento de velocidade e variação entre as luas e o veículo podem ser vistos da Figura 6.44 até a Figura 6.51.

Figura 6.44 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.429.840 km).



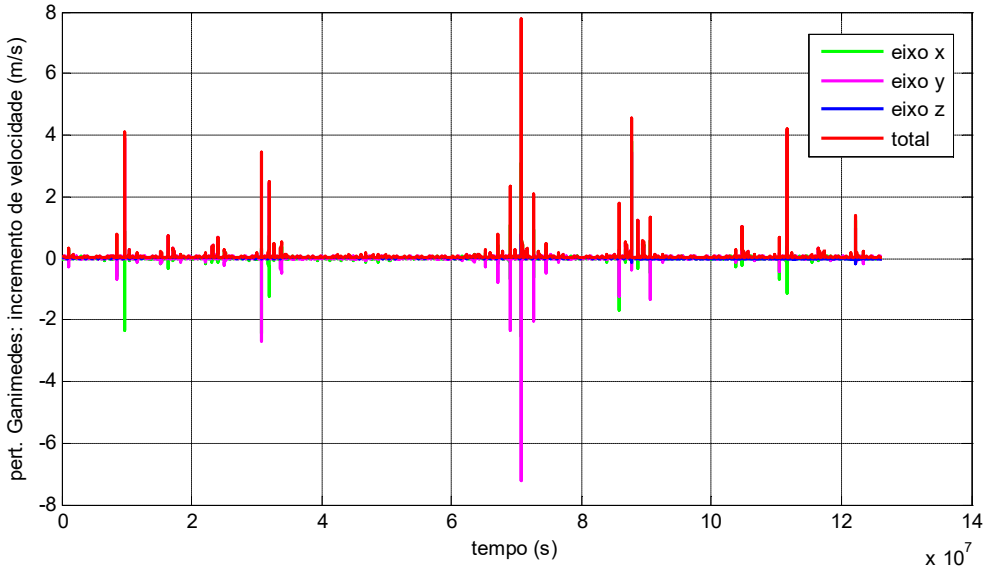
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.45 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.429.840 km).



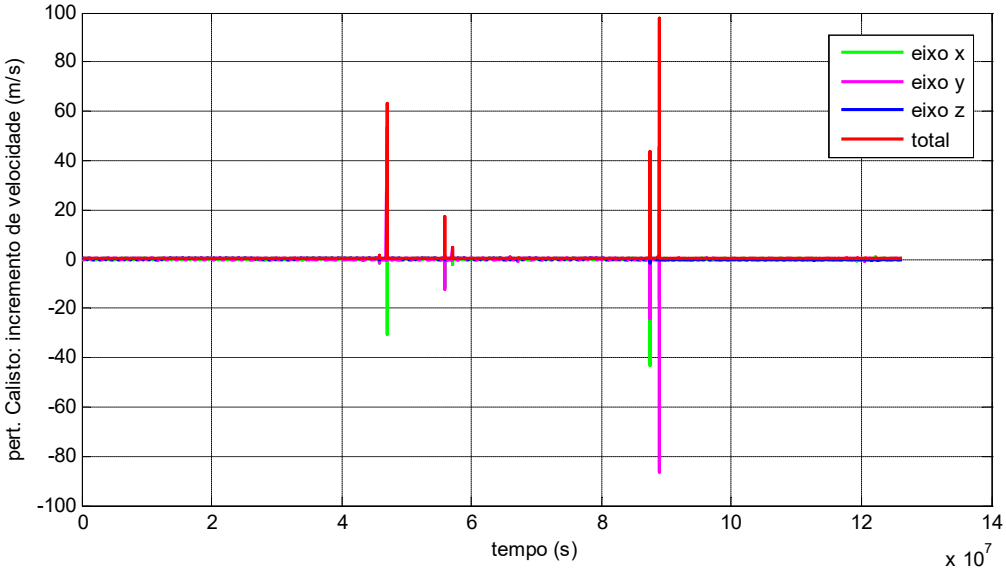
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.46 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.429.840 km).



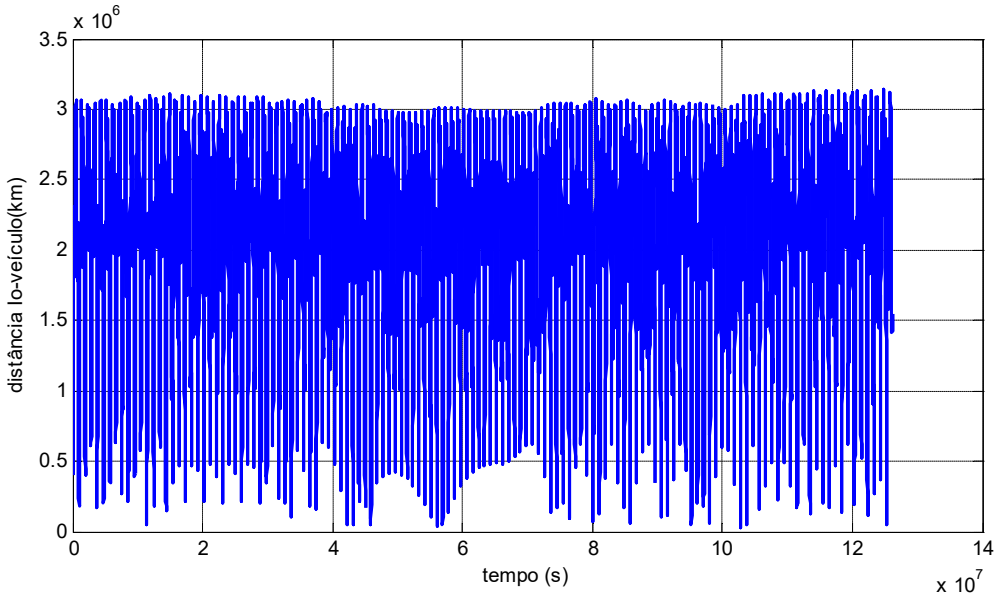
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.47 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.429.840 km).



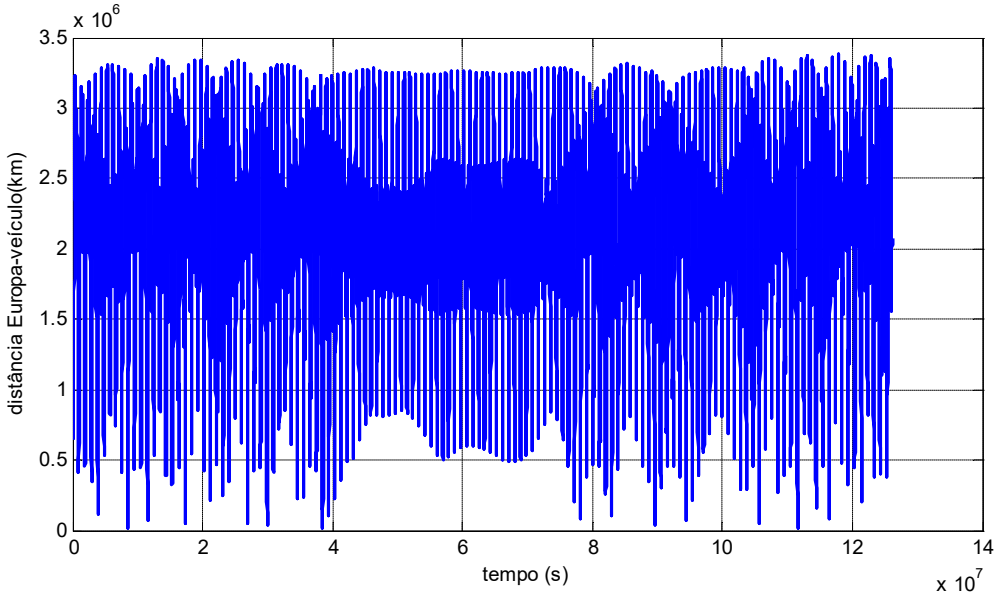
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.48 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.429.8408 km).



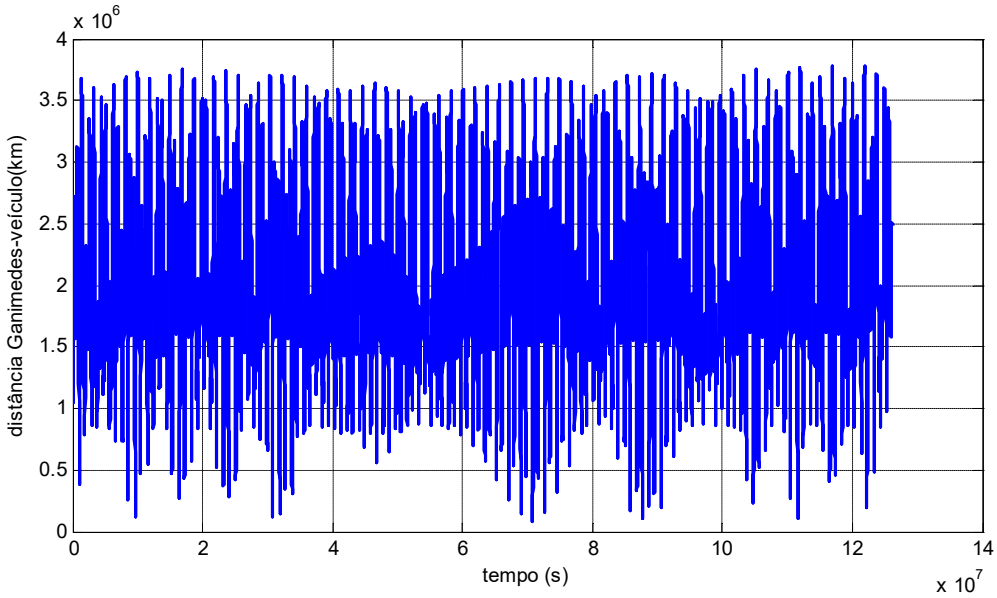
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.49 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.429.8408 km).



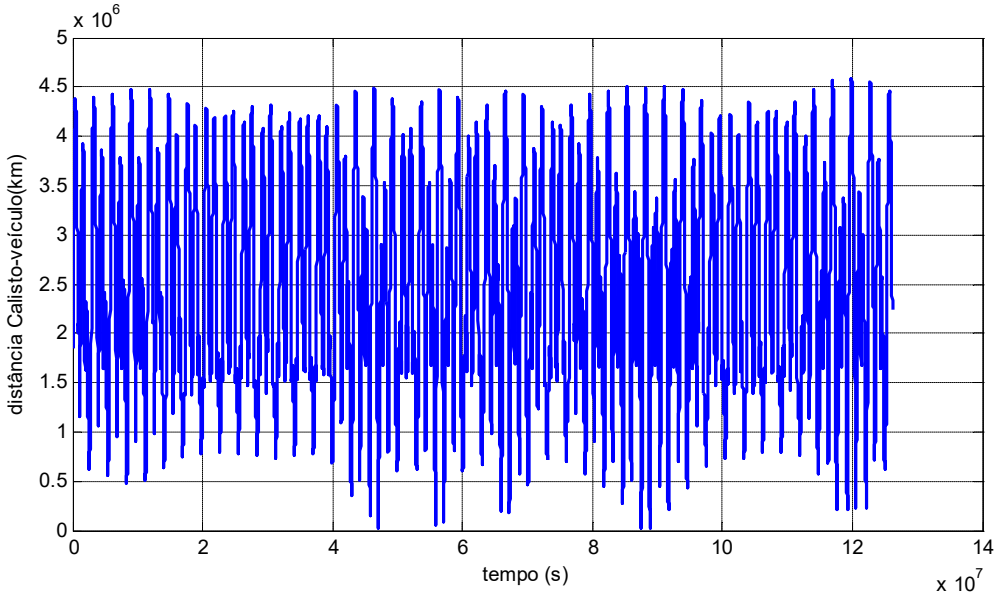
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.50 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.429.8408 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.51 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.429.8408 km).



Fonte: Produção do autor.

Fazendo a análise da Figura 6.44referente à Io, o veículo faz várias aproximações menores no primeiro ano e no inicio do segundo, depois disso as aproximações são mais pronunciadas até o fim do segundo ano.

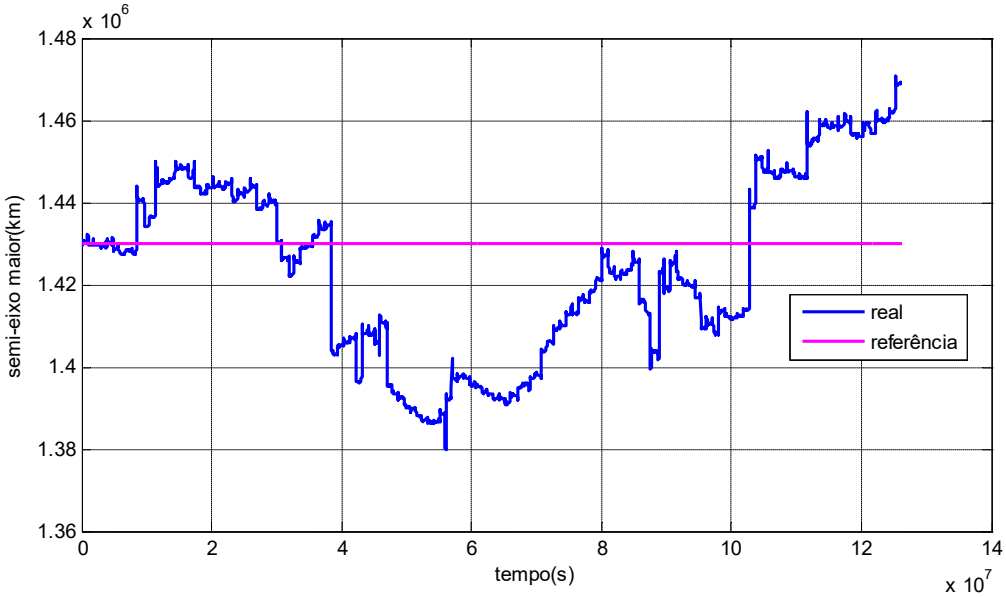
Aproximadamente no meio do terceiro ano as aproximações voltam a aparecer e seguem assim até o fim, a maior aproximação aparece no inicio do último ano.

Para Europa tanto na Figura 6.45 como na Figura 6.49 observa-se que as aproximações ocorrem apenas do primeiro ano até o inicio do segundo ano e do final da metade do terceiro ano até parte do fim do quarto ano, o que não é muito interessante já que Europa talvez seja a lua mais importante em uma missão deste tipo.

Para Ganimedes observa-se na Figura 6.46 que a magnitude da perturbação não é muito alta, porém os picos representam grandes aproximações. O único período onde não há aproximações tão boas é em praticamente todo o segundo ano, a maior aproximação acontece no começo do terceiro ano.

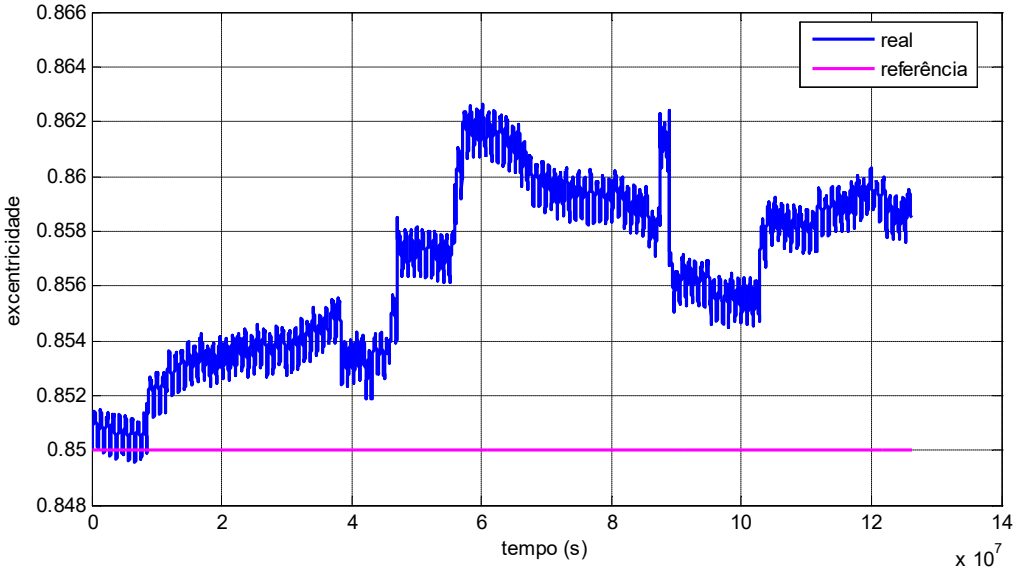
O veículo não se aproxima muito de Calisto na Figura 6.47 e Figura 6.51 é possível fazer tal constatação, as maiores aproximações acontecem no fim do segundo e do terceiro ano. Mas observa-se que acontecem algumas aproximações que não se mostram como picos no gráfico do Δv.

Figura 6.52 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.429.840 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.53 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.429.840 km).



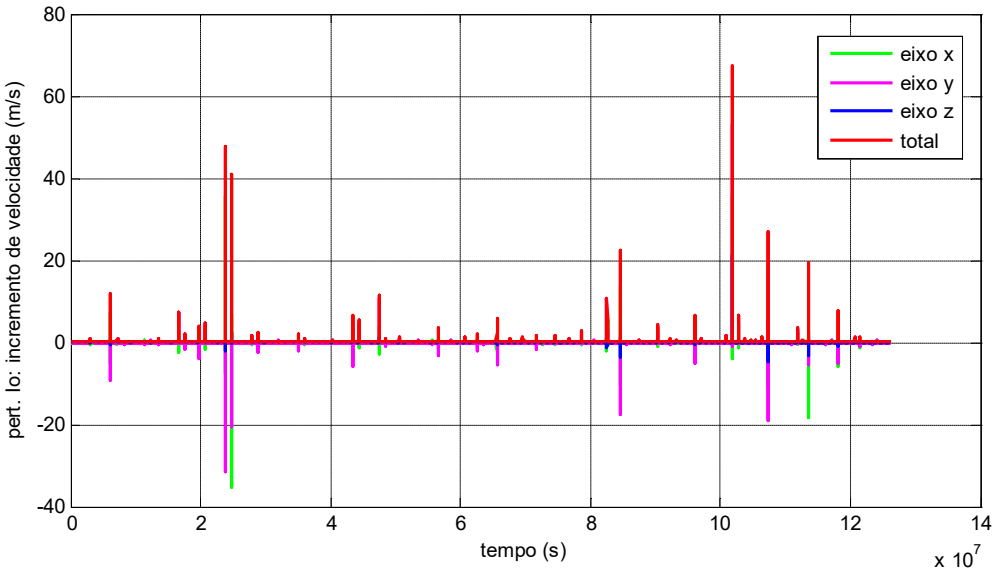
Fonte: Produção do autor.

Da Figura 6.52 à Figura 6.53 nota-se uma variação grande no intervalo de 4 à $10x10^7$ segundos, que corresponde à perturbações de todas as luas galileanas, mas principalmente de Calisto que neste caso exerce as maiores perturbações.

6.4 Semi eixo maior de 1.501.332 km

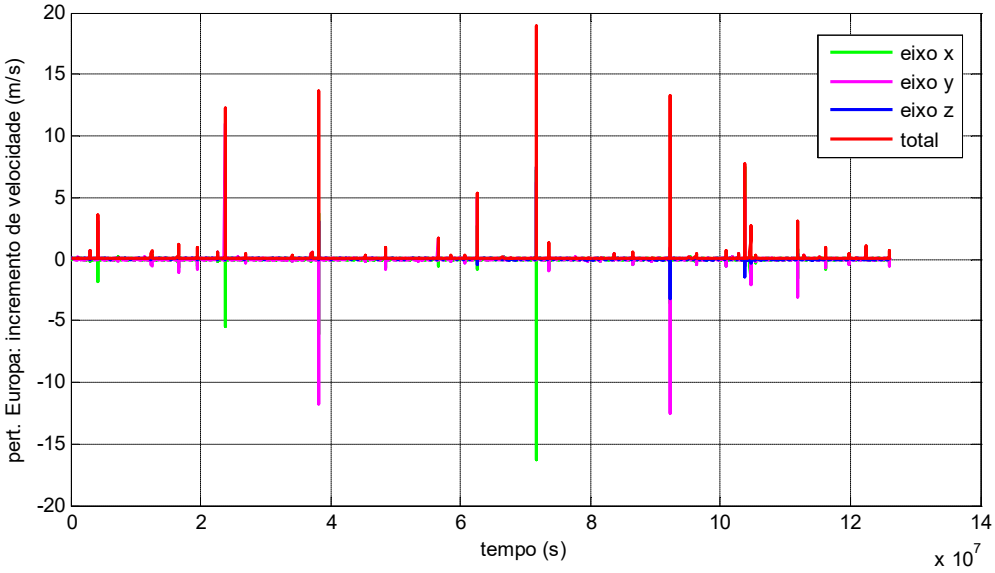
Esta simulação foi realizada com 1.501.332 km de semi eixo maior, da Figura 6.54 à Figura 6.61são apresentados os gráficos de incremento de velocidade e variação da distância entre o veículo e as luas galileanas.

Figura 6.54 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.501.332 km).



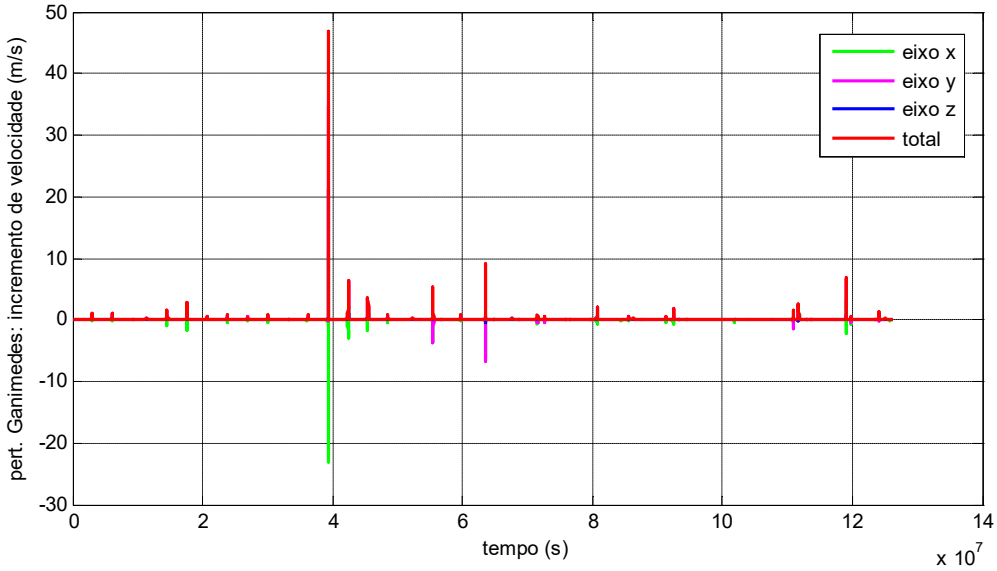
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.55 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.501.332 km).



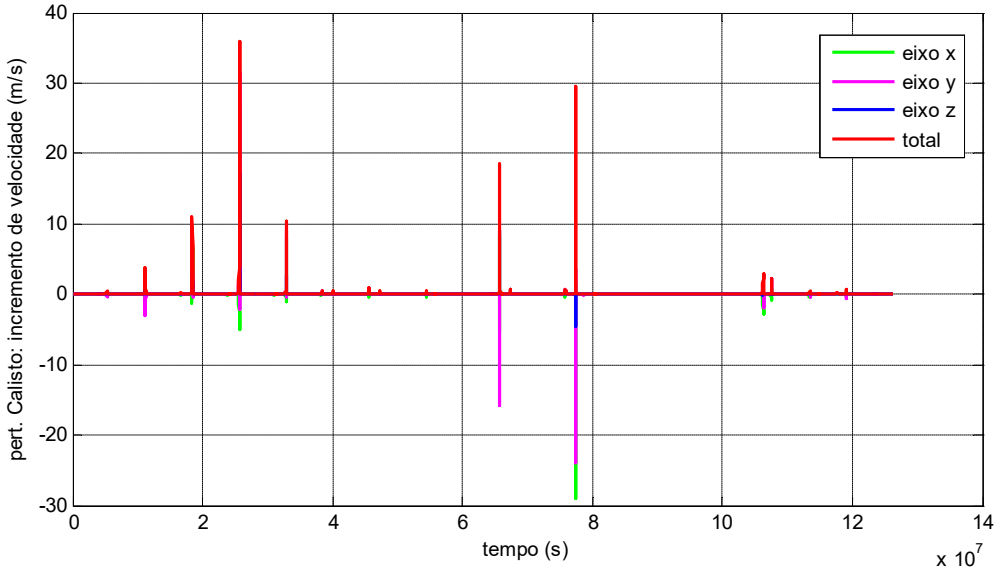
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.56 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.501.332 km).



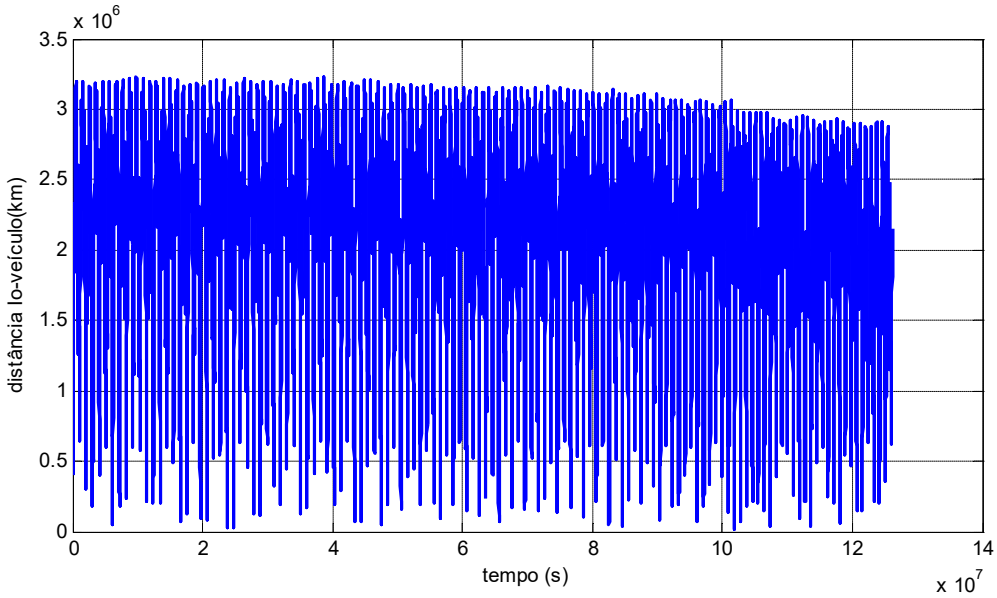
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.57 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.501.332 km).



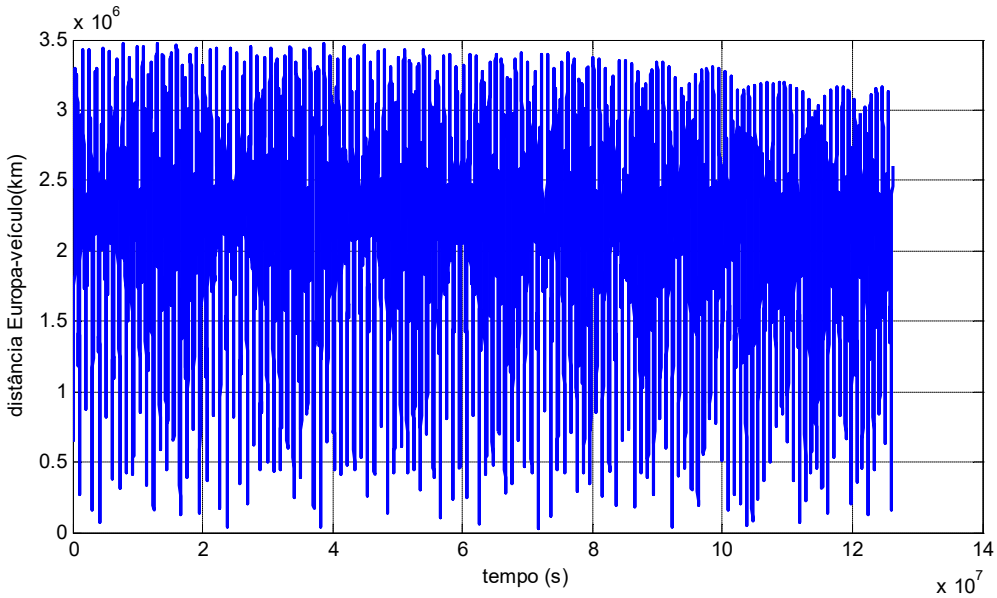
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.58 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.501.332 km).



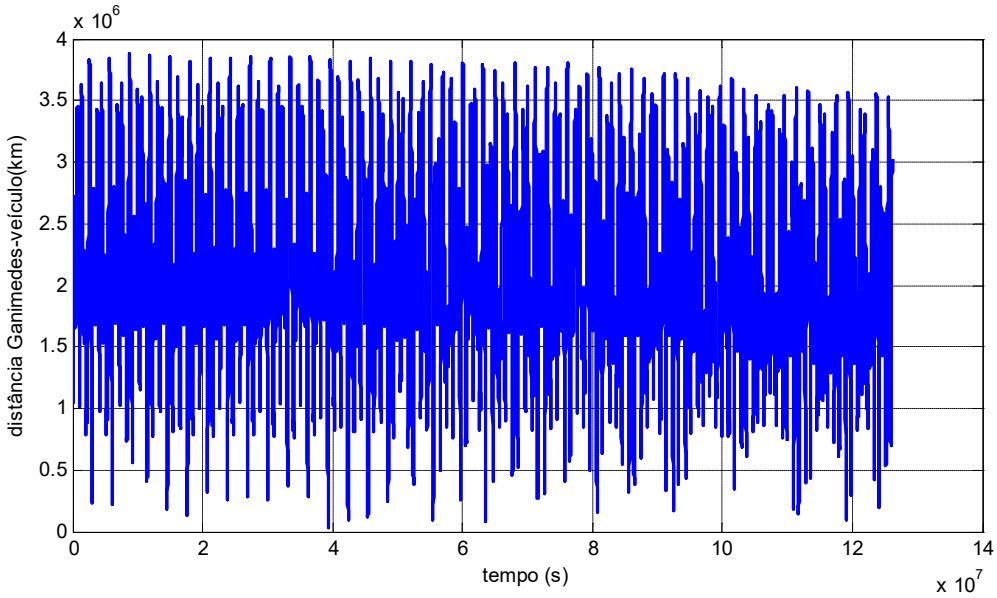
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.59 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.501.332 km).



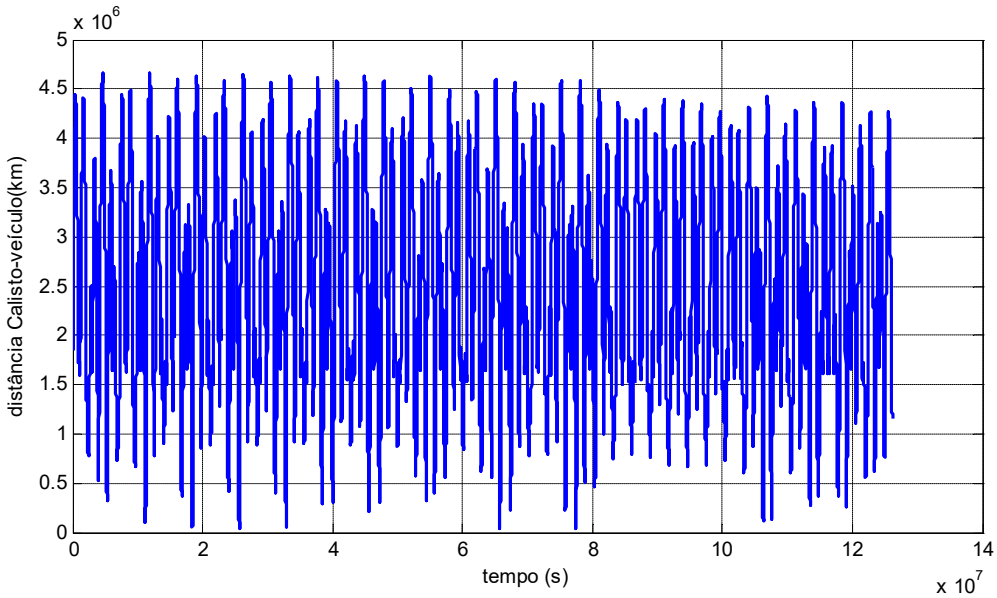
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.60 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.501.332 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.61 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.501.332 km).



Fonte: Produção do autor.

Como pode-se ver na Figura 6.54, faz diversas aproximações de Io, desde o inicio até o fim da missão, e algumas das maiores já acontecem perto do fim do segundo ano, porém a maior delas aparece somente no último ano.

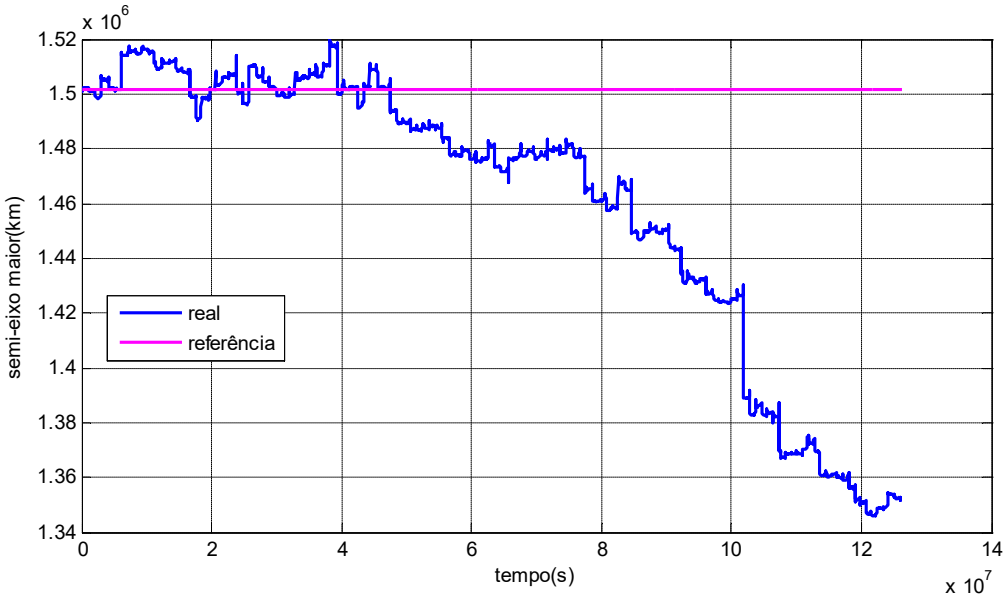
Para Europa a magnitude da perturbação é menor que a de Io, mas acontecem várias aproximações do veículo como é possível ver na Figura 6.55 e Figura 6.59, inclusive as aproximações maiores seguem até uma certa periodicidade, a maior delas ocorre no começo do terceiro ano.

Com relação a Ganimedes, Figura 6.56, as aproximações ocorrem novamente durante toda a missão, a maior aproximação acontece no segundo ano, e dai em diante as aproximações são um pouco maiores que as usuais até o fim do primeiro ano.

Na Figura 6.61 o veículo se aproxima um número bem menor de vezes de Calisto, no segundo ano, por exemplo, quase não há aproximações do veículo, no terceiro ano também, a maior aproximação é feita no primeiro ano, onde existe uma região mais concentrada de aproximações maiores.

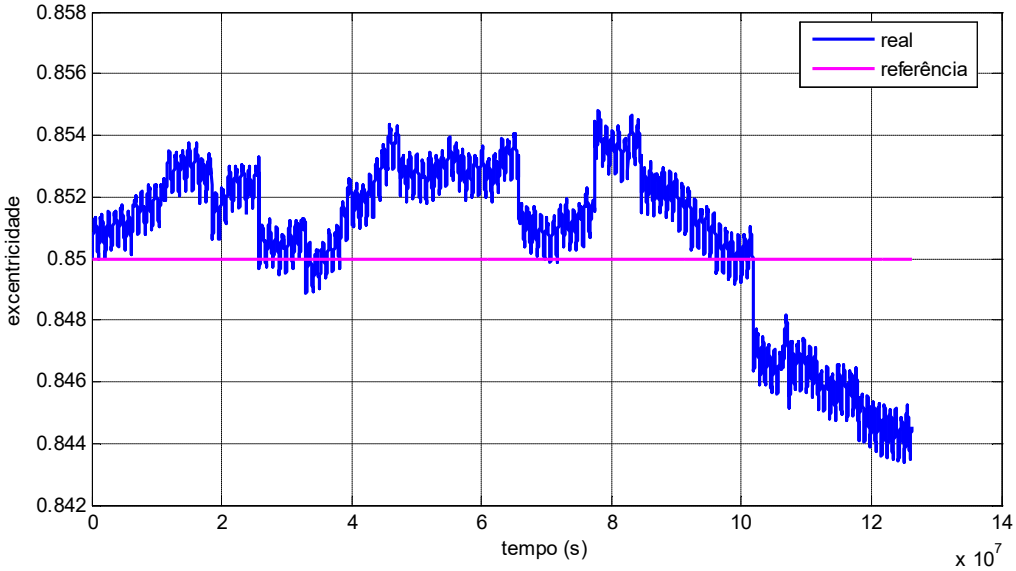
Da Figura 6.62 à Figura 6.63 são exibidos os gráficos de variação de excentricidade e semi eixo.

Figura 6.62 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.501.332 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.63 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.501.332 km).



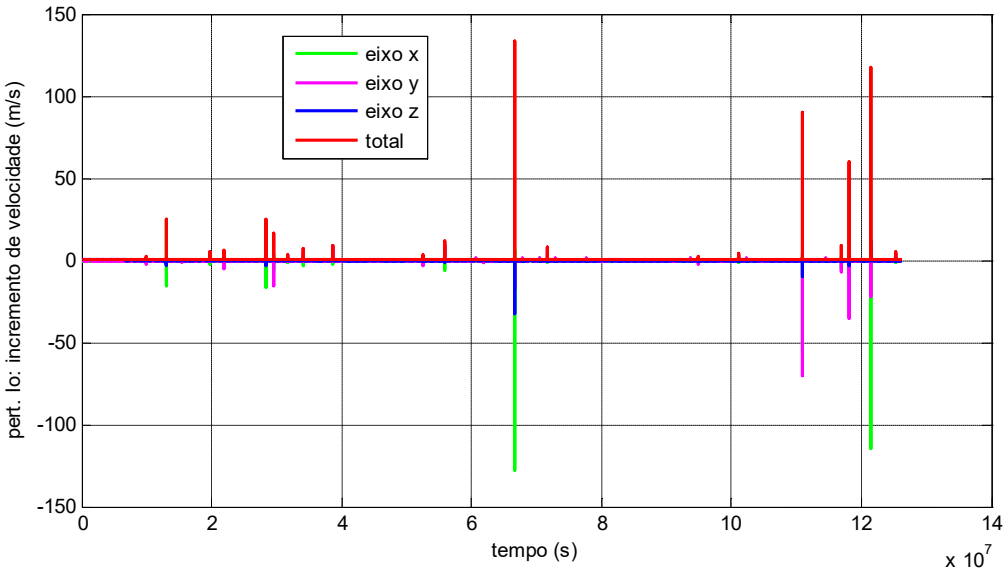
Fonte: Produção do autor.

Neste caso a variação do semi eixo maior e excentricidade foi um pouco diferente, para o semi eixo em aproximadamente $4x10^7$ segundos a variação deste começa a se intensificar, isso é resultado de uma combinação da perturbação de todas as luas. Enquanto isso neste mesmo período a excentricidade varia de forma mais constante e discreta. Porém próximo de $10x10^7$ segundos acontece uma variação bem grande em ambos os parâmetros devido à um pico de perturbação de Io.

6.5 Semi eixo maior de 1.572.824 km

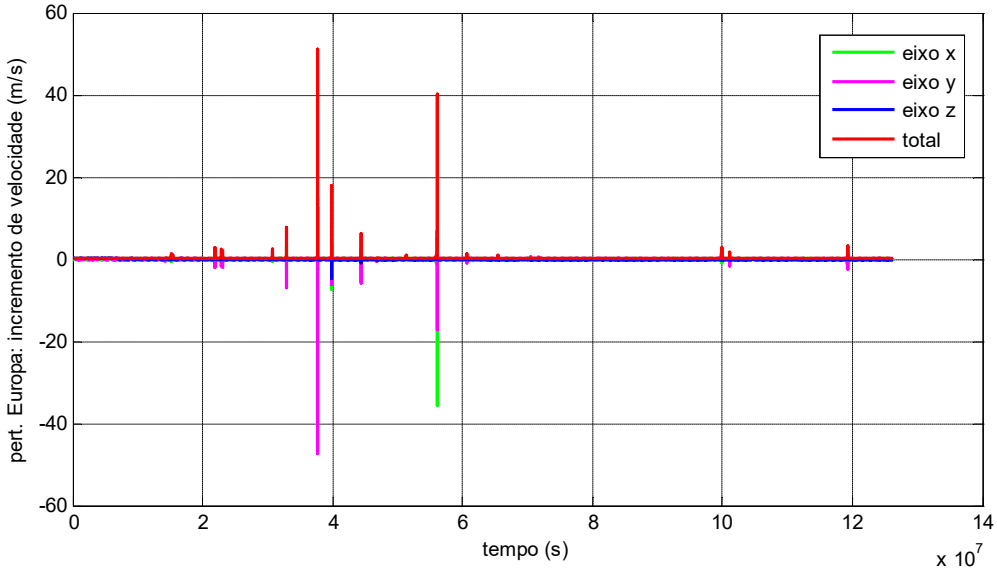
Esta simulação foi feita com um semi eixo de 1.572.824 km, o equivalente ao raio de Júpiter multiplicado por vinte e dois, e os gráficos referente a esta simulação podem ser vistos de Figura 6.64 até Figura 6.71.

Figura 6.64 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.572.824 km).



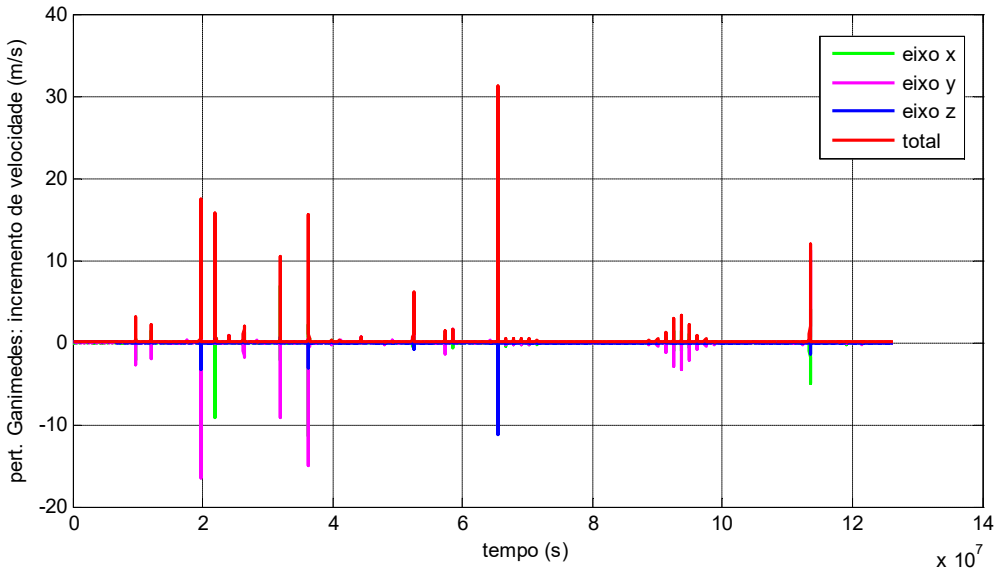
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.65 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.572.824 km).



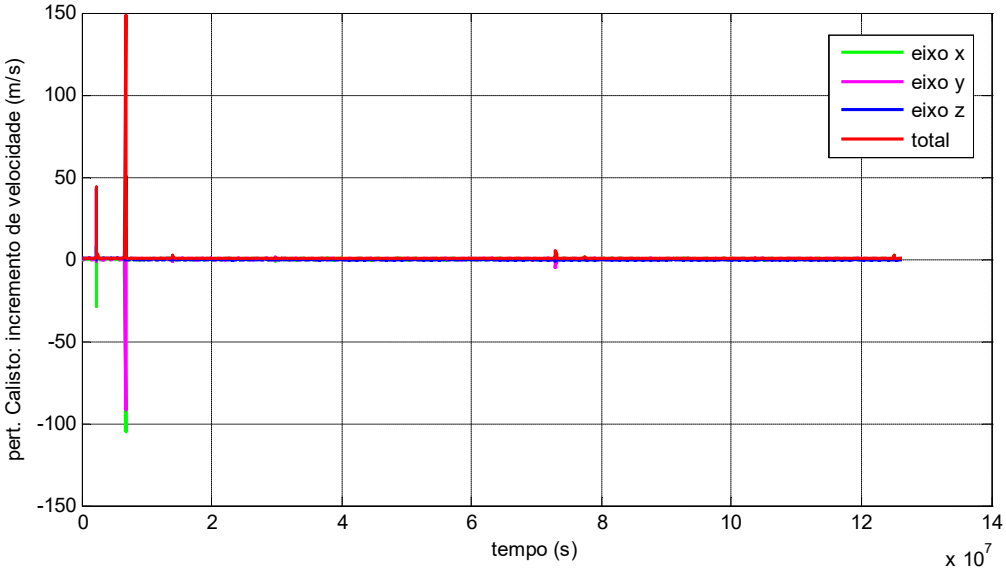
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.66 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.572.824 km).



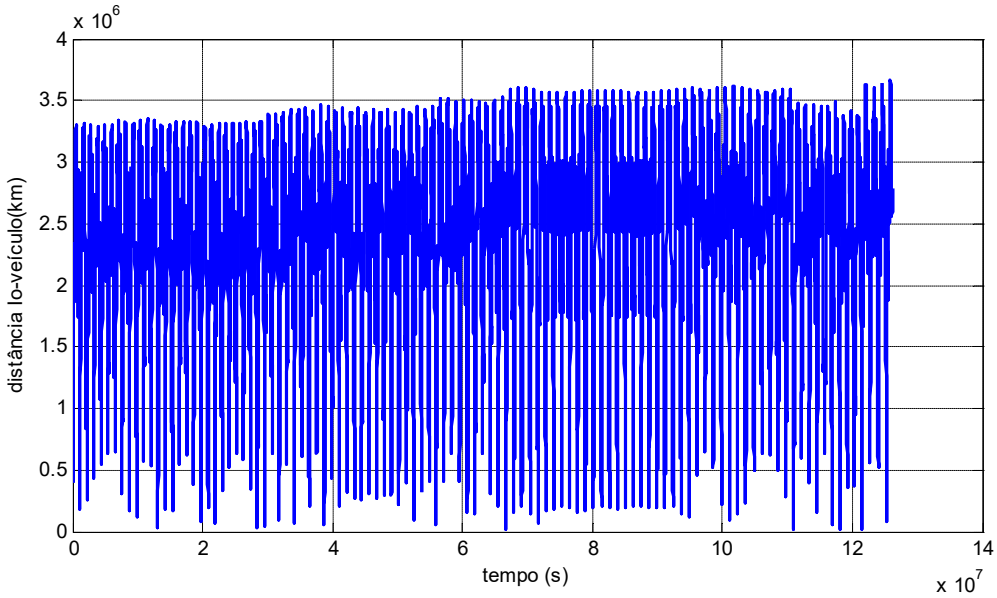
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.67 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.572.824 km).



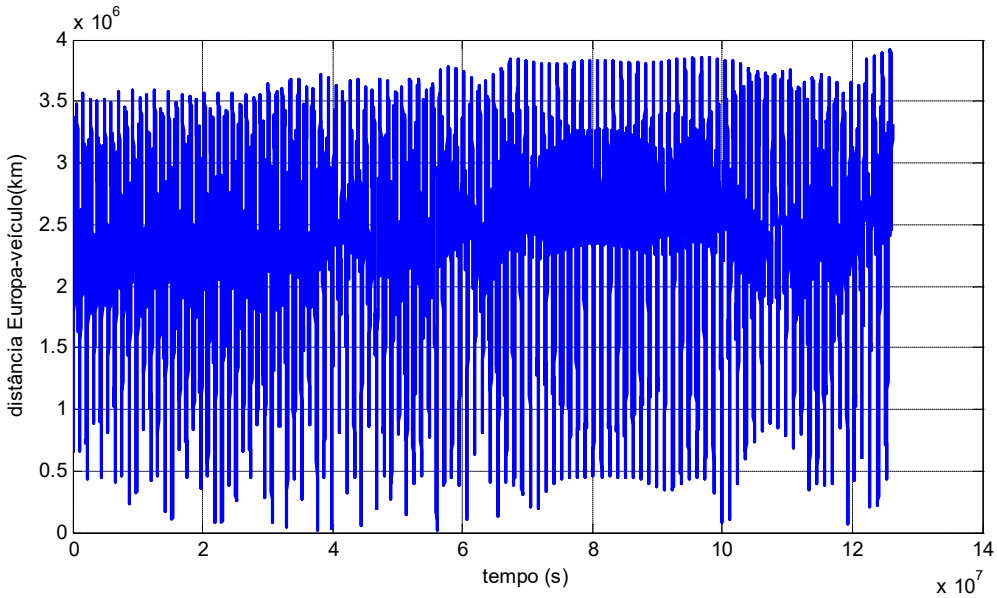
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.68 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.572.824 km).



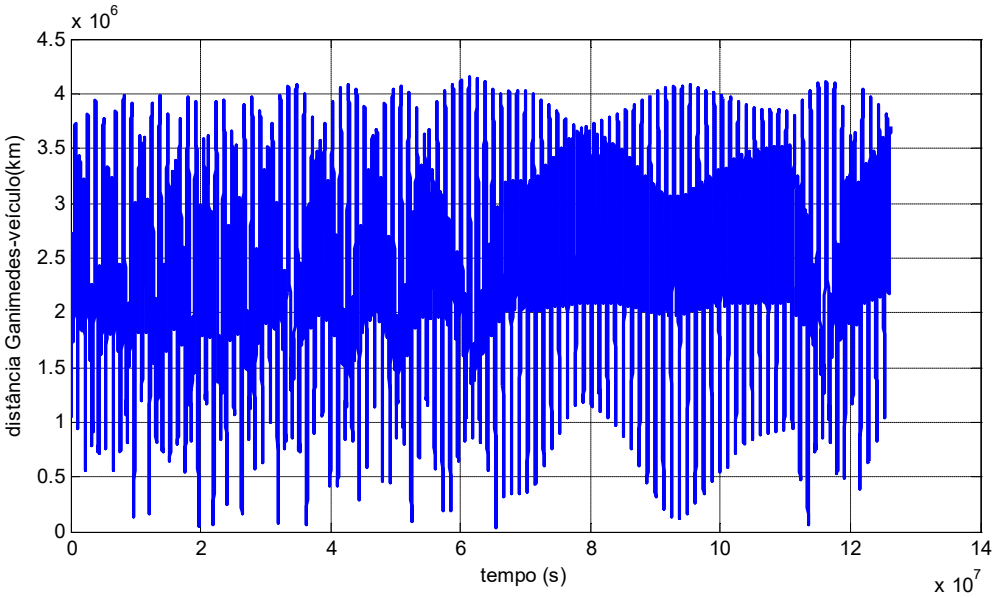
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.69 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.572.824 km).



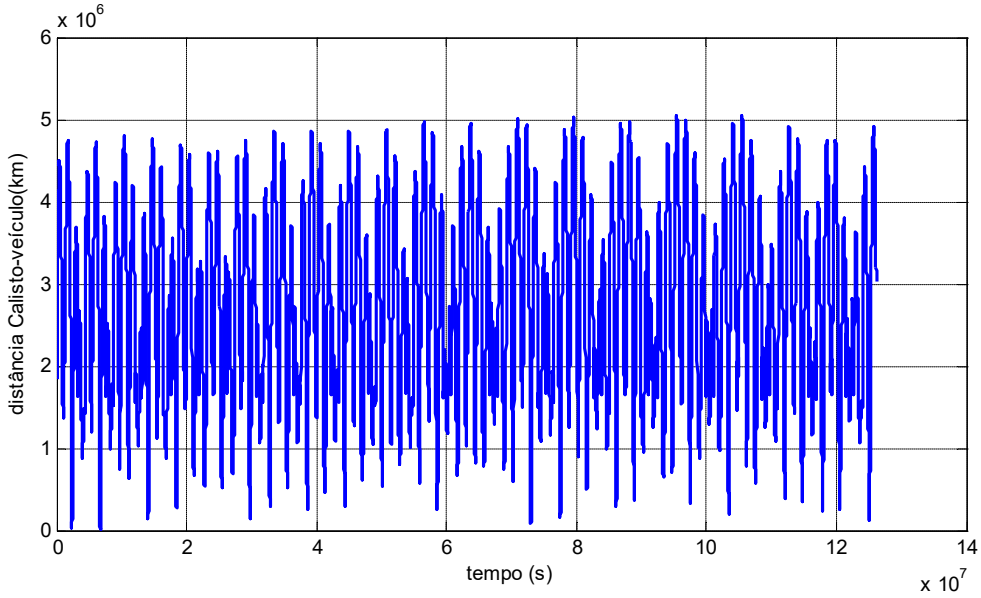
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.70 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.572.824 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.71 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.572.824 km).



Fonte: Produção do autor.

Na Figura 6.64, de Io, o número de picos do gráfico não é muito grande, porém se a Figura 6.68 da distância for analisada, já que a magnitude é grande acontecem na verdade aproximações boas, porém em menor quantidade, a maior delas ocorre entre o fim do segundo ano e inicio do terceiro.

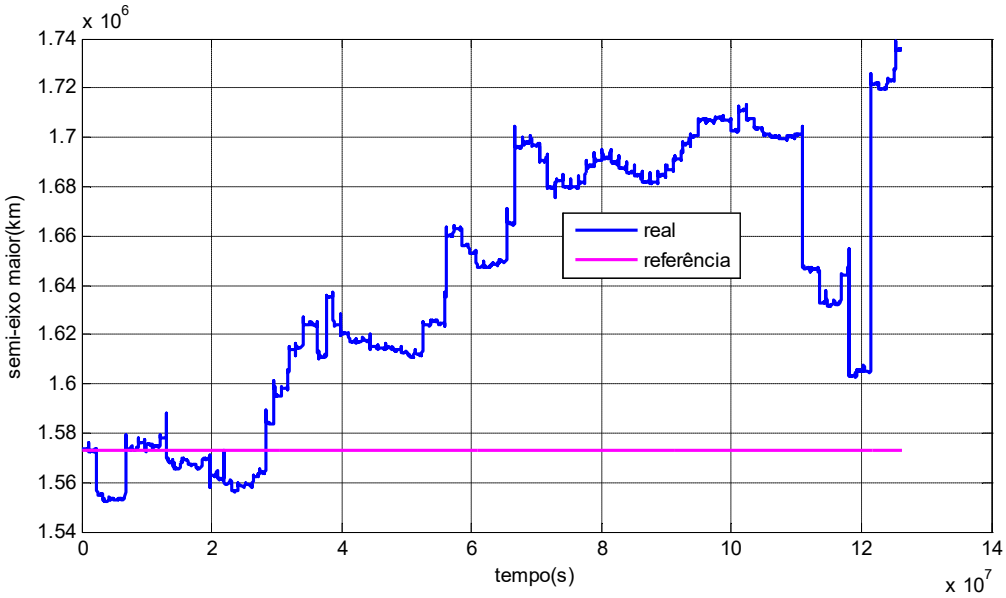
Para Europa, Figura 6.65, o número de aproximações também é menor e estas estão concdentradas entre o segundo e terceiro ano.

A lua da qual o veículo mais se aproxima neste caso é Ganimedes, como é possível ver em Figura 6.66, ocorrem grandes aproximações até o fim do terceiro ano, e depois disso o veículo continua fazendo aproximações, porém estas são em menor número.

Para Calisto, na Figura 6.67 o gráfico praticamente não possui picos, apenas 5, mas se a figura da distância for analisada é possível dizer que acontecem mais algumas aproximações que podem ser levadas em conta.

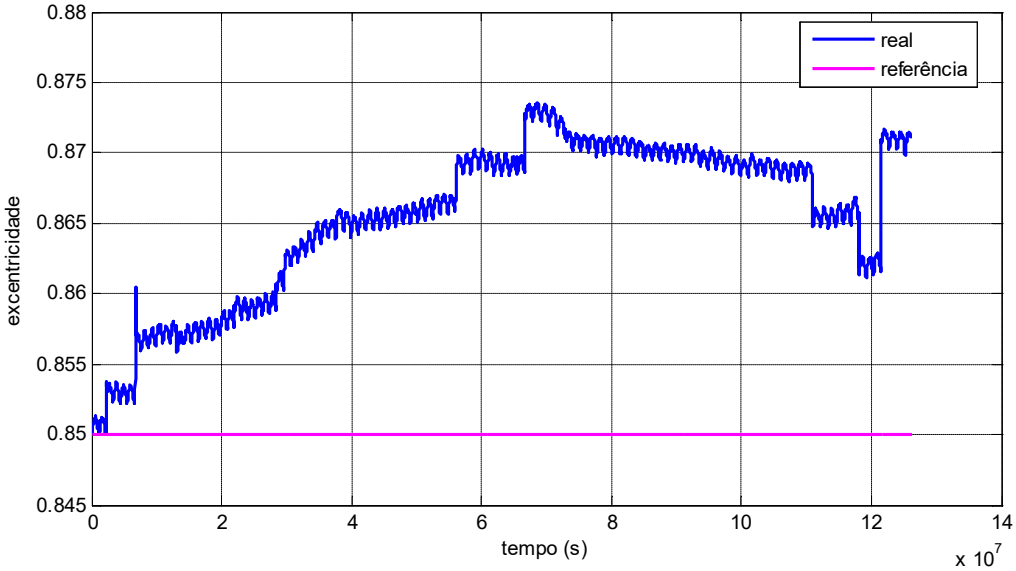
Agora serão apresentados os gráficos da variação do semi eixo e excentricidade para esta simulação.

Figura 6.72 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.572.824 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.73 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.572.824 km).



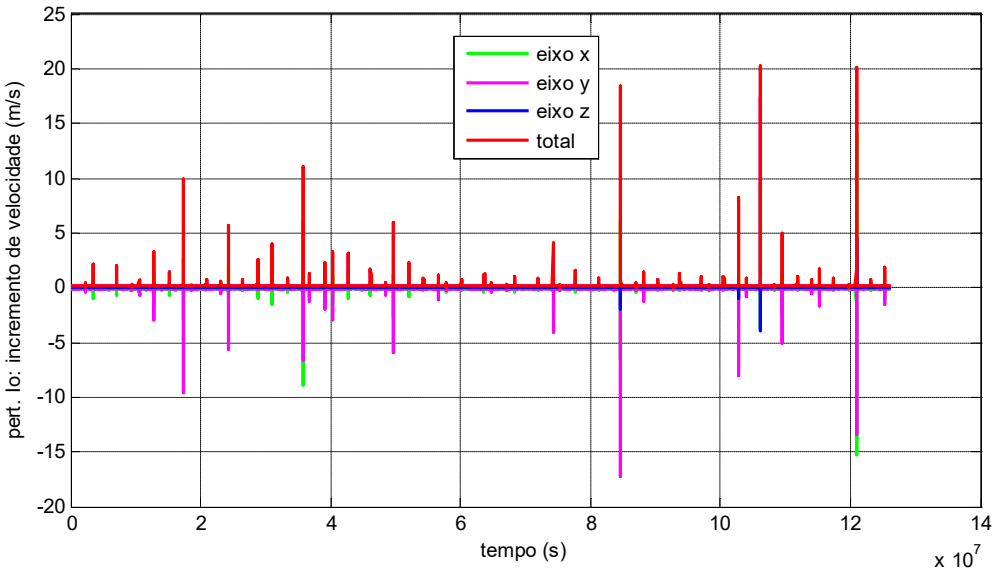
Fonte: Produção do autor.

Aqui tanto no semi eixo quanto na excentricidade acontecem várias variações, sendo a maior delas aos $12x10^7$ segundos graças à perturbação causada por Io.

6.6 Semi eixo maior de 1.644.316 km

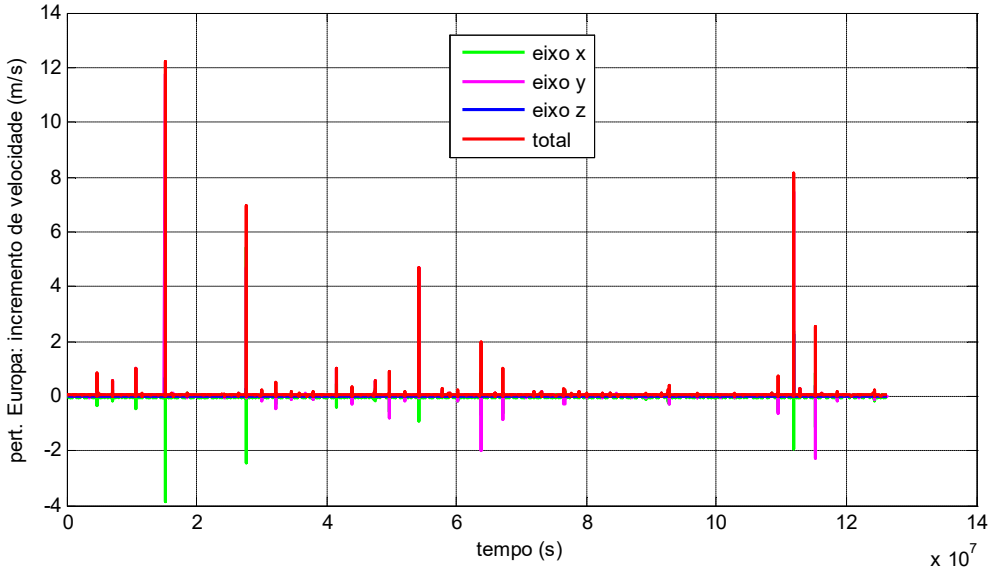
A simulação aqui apresentada foi realizada com semi eixo de 1.644.316 km, ou seja vinte e três vezes o raio de Júpiter, os gráficos podem ser vistos de Figura 6.74 até Figura 6.81.

Figura 6.74 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.644.316 km).



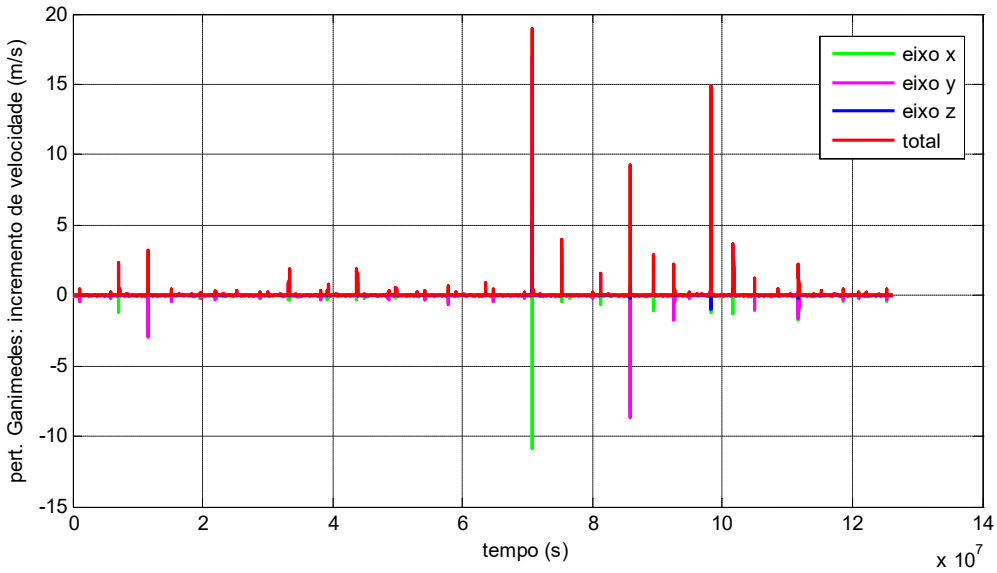
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.75 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.644.316 km).



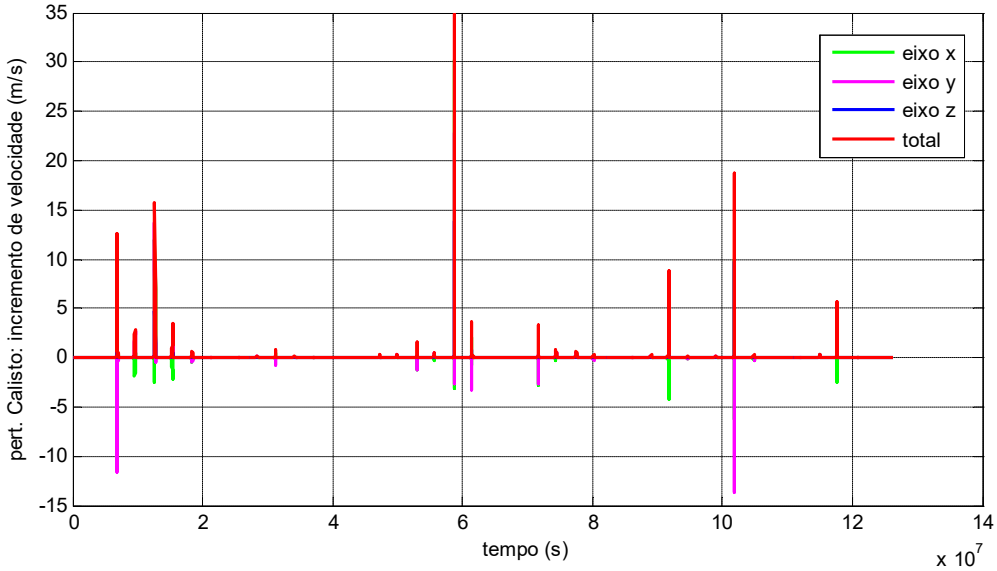
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.76 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.644.316 km).



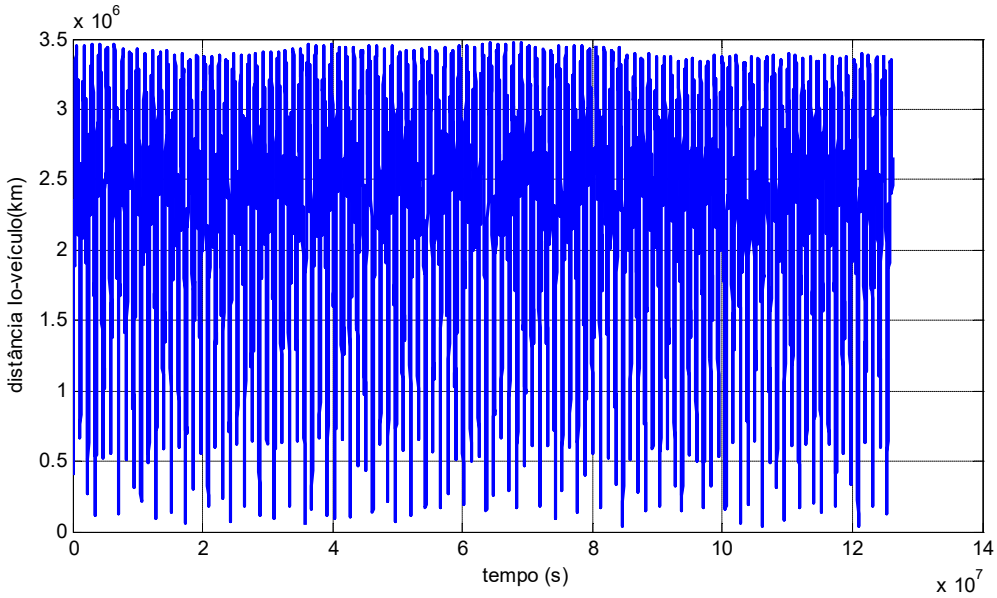
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.77 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.644.316 km).



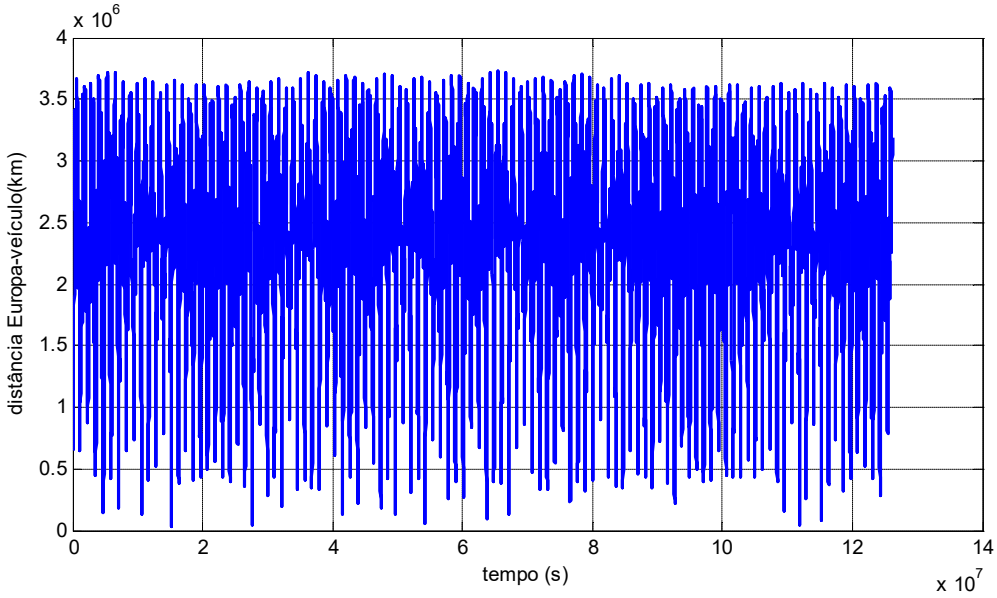
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.78 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.644.31624 km).



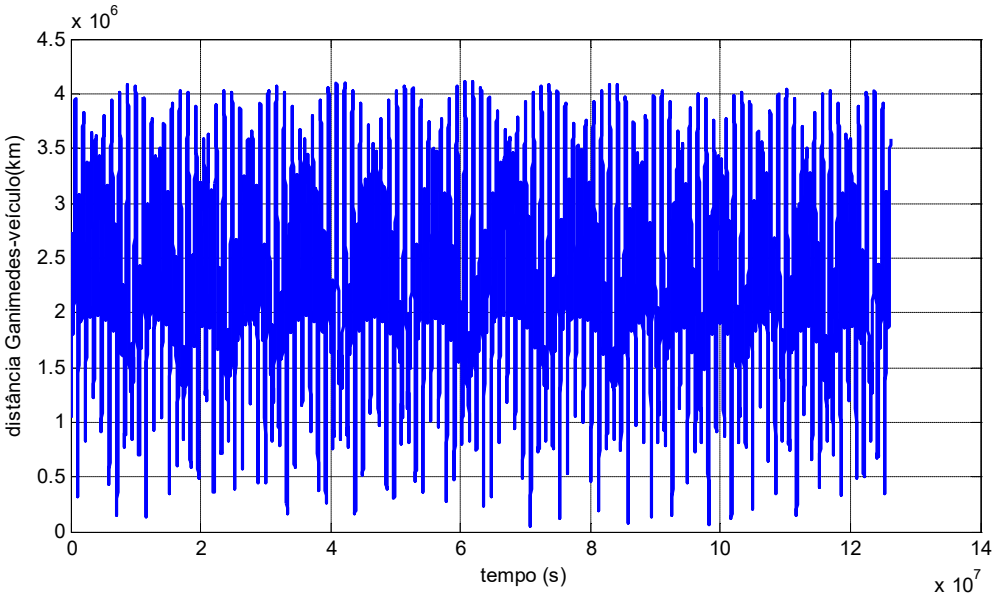
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.79 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.644.31624 km).



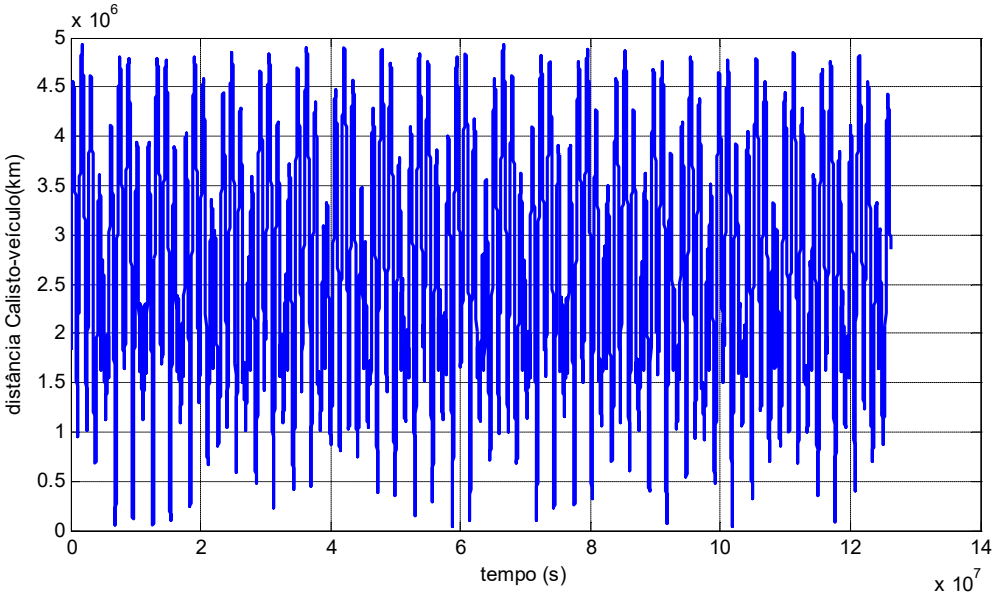
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.80 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.644.31624 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.81 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.644.31624 km).



Fonte: Produção do autor.

No geral para esta simulação, as perturbações não são tão grandes. mas apesar disso o veículo consegue se aproximar muito bem de todas as luas, agora será feita uma análise individual para cada lua.

A lua da qual o veículo faz o maior número de aproximações é Io, a Figura 6.74 mostra que desde o início da simulação o veículo faz

aproximações que variam de intensidade, ou seja algumas são mais pronunciadas e outras menos, é a partir de pouco mais da metade do ano que o veículo faz aproximações um pouco maiores e a maior de todas surge ao final do quarto e último ano.

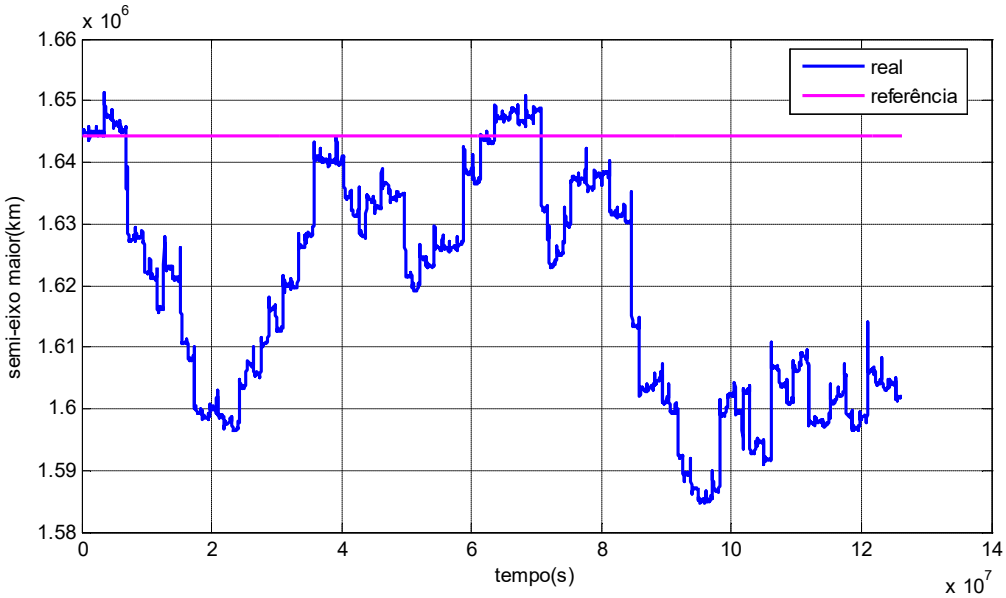
A magnitude da perturbação devido a Europa é um pouco menor, já que o veículo se aproxima menos desta, como pode-se ver da Figura 6.75 e Figura 6.78, as maiores aproximações já acontecem no inicio da simulação e chegando próximo ao inicio do terceiro ano as aproximações do veículo caem, aumentando somente no fim do último ano.

Quanto a Figura 6.75 e Figura 6.79 de Europa, observa-se que acontecem aproximações no inicio, mas estas são aproximações menores, as maiores apenas começam a acontecer no inicio do terceiro ano e seguem assim praticamente até o fim da simulação.

A lua da qual o veículo faz o menor número de aproximações é Calisto (Figura 6.77 e Figura 6.81), o veículo consegue se aproximar bastante da lua no inicio do primeiro ano, porém logo estas aproximações vão caindo, estas aproximações voltam a ser mais pronunciadas onde acontece a maior delas, no fim do segundo ano, porém estas não são muito constantes.

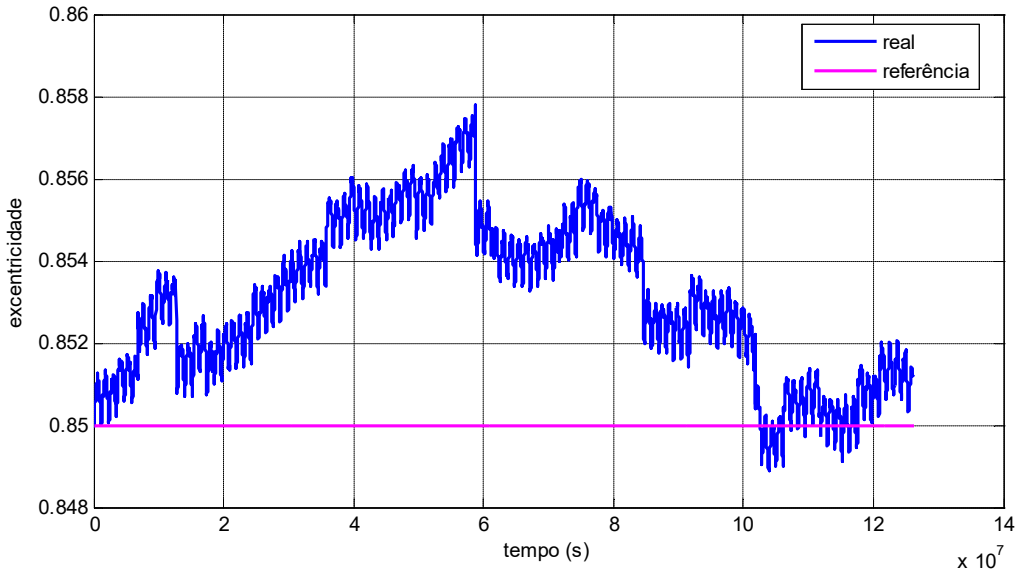
Na Figura 6.82 e Figura 6.83 estão os gráficos da evolução dos parâmetros orbitais aqui apresentados.

Figura 6.82 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.644.316 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.83 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.644.316 km).



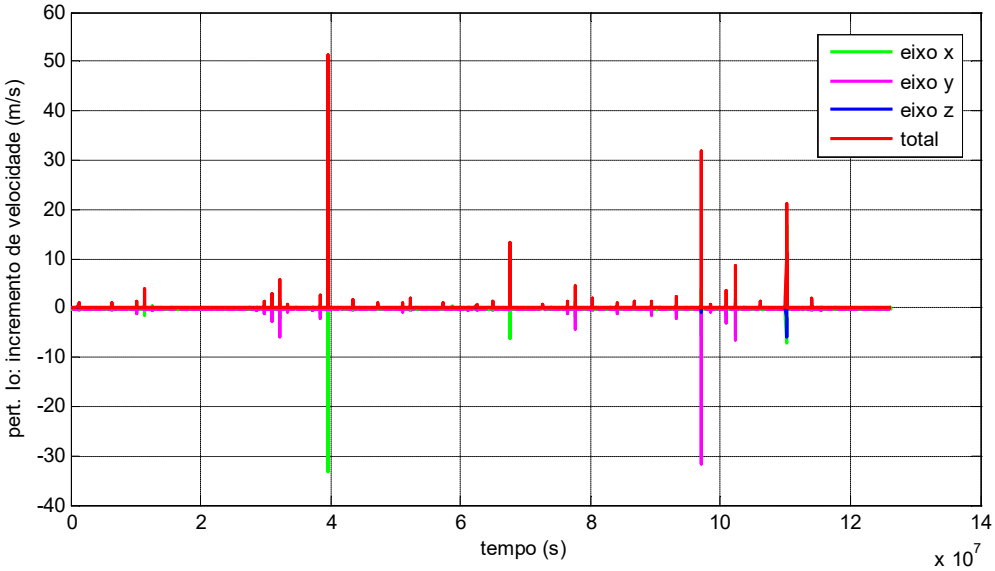
Fonte: Produção do autor.

A variação dos parâmetros neste caso foi acontecendo aos poucos, praticamente não aconteceram alterações bruscas, logo as variações se devem novamente à um conjunto de perturbações de todas as luas.

6.7 Semi eixo maior de 1.715.808 km

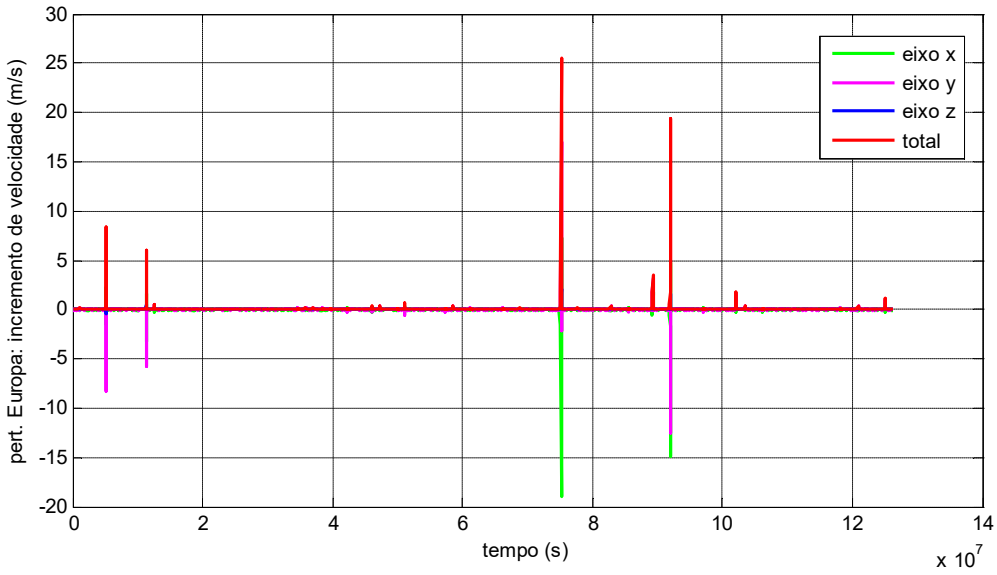
Esta simulação foi realizada com um semi eixo de 1.715.808 km, o equivalente a 24 raios de Júpiter, os gráficos tanto de incremento de velocidade devido a cada lua e variação da distância entre estas e o veículo São apresentados da Figura 6.84 Figura 6.91.

Figura 6.84 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.715.808 km).



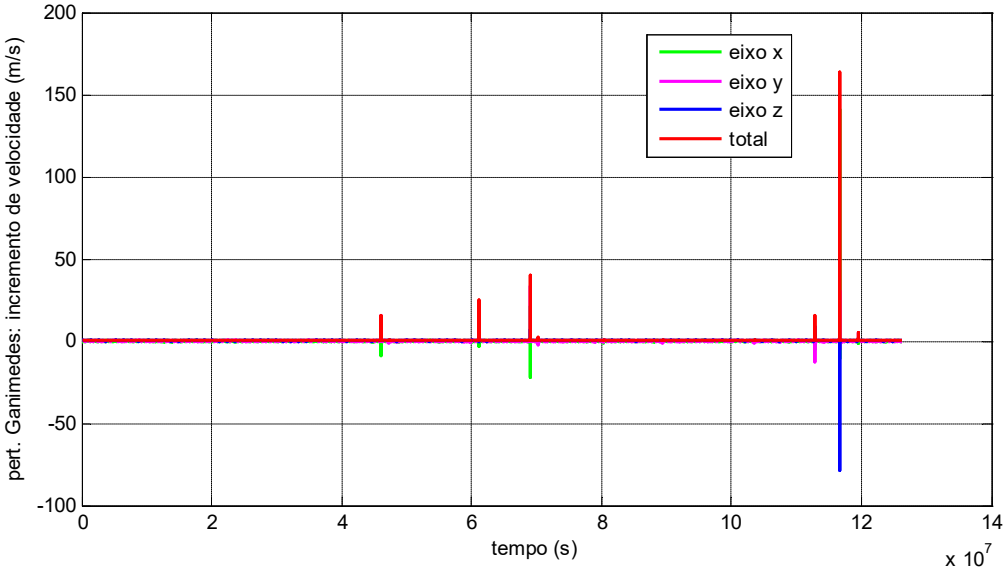
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.85 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.715.808 km).



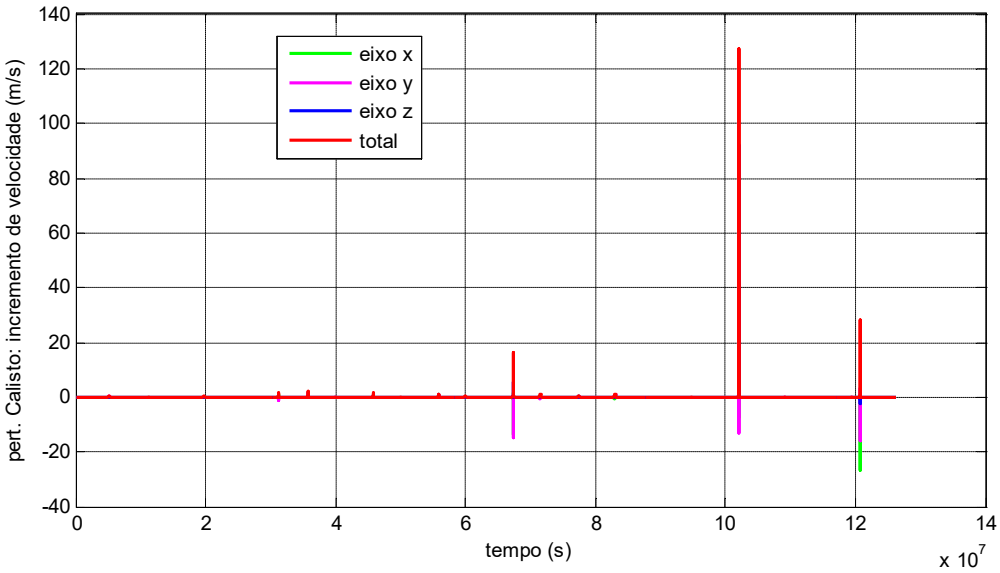
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.86 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.715.808 km).



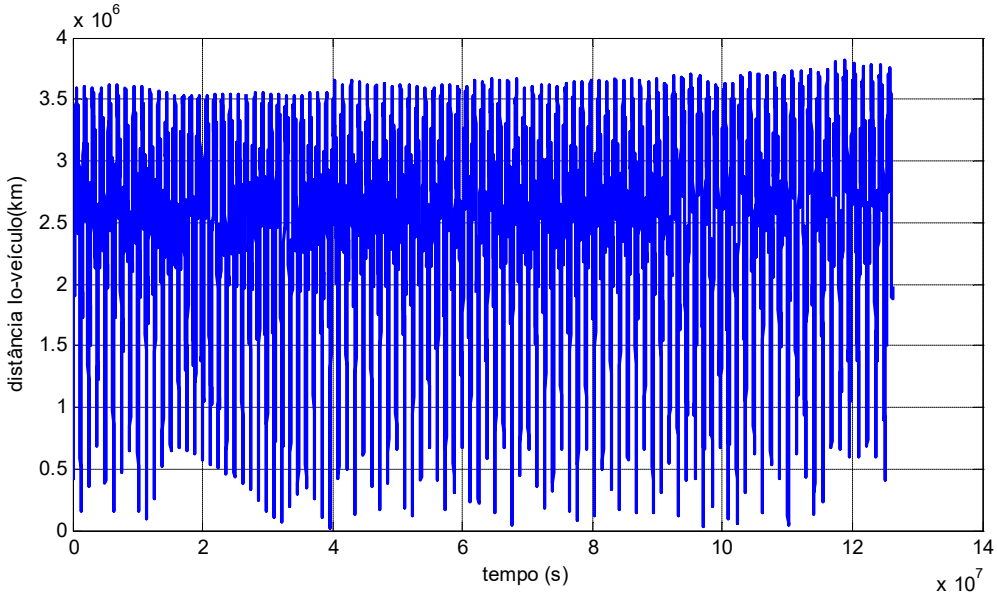
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.87 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.715.808 km).



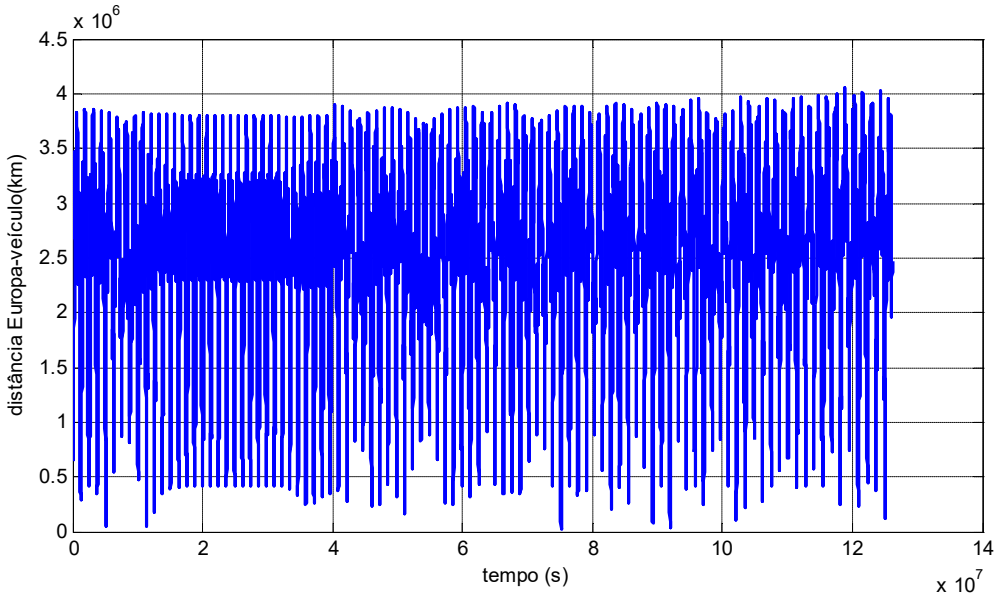
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.88 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.715.808 km).



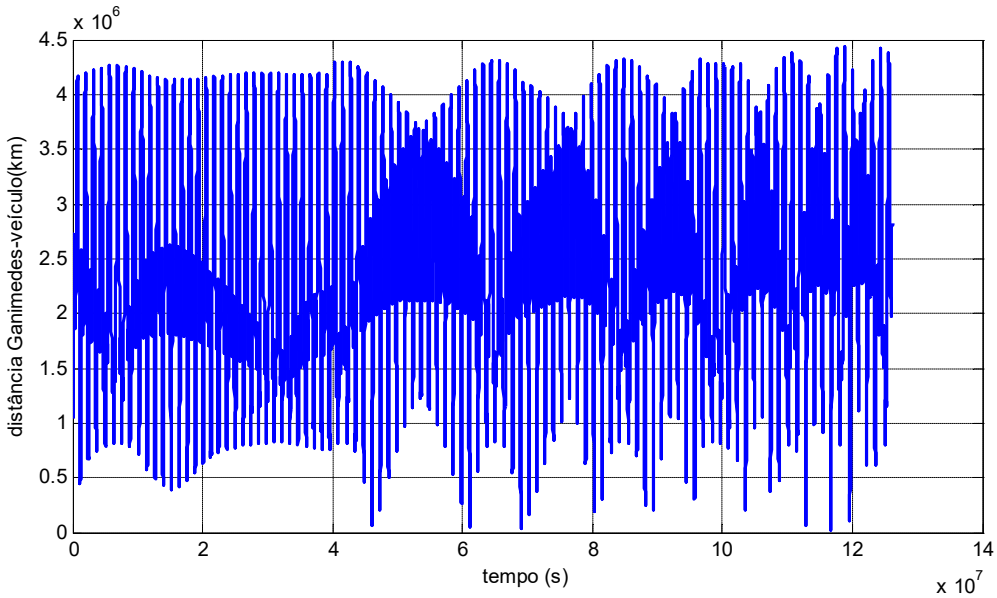
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.89 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.715.808 km).



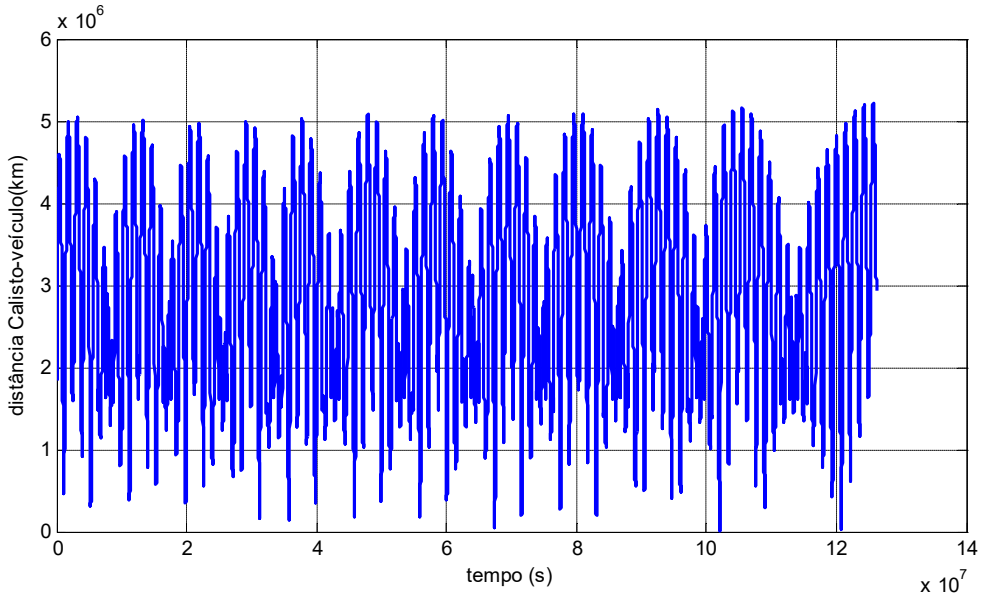
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.90 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.715.808 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.91 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.715.808 km).



Fonte: Produção do autor.

Nesta simulação o veículo se aproximou bem menos das luas, começando com Io, na Figura 6.84 é possível observar que o veículo faz várias aproximações que se confirmam se comparadas à Figura 6.89 da distância, a maior das aproximações é feita no segundo ano e as outras maiores acontecem no último ano.

Tanto na Figura 6.85 quanto na Figura 6.89, observa-se que o veículo não faz muitas aproximações de Europa, estas estão concentradas no inicio do primeiro ano e fim do terceiro.

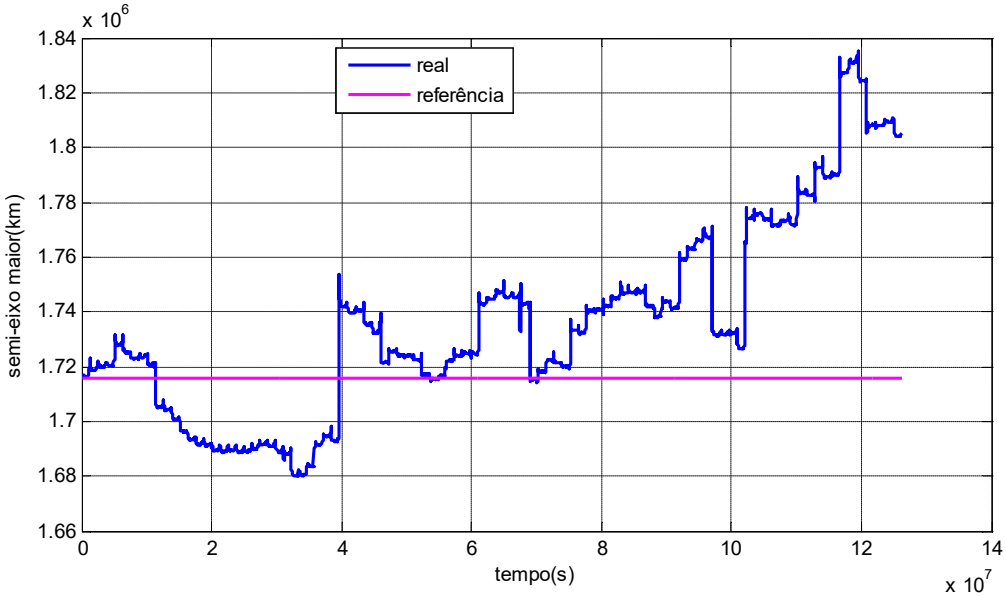
O gráfico de Ganimedes, Figura 6.86, apresenta apenas sete picos, o maior deles está no fim do último ano, mas como a magnitude da perturbação neste caso é muito grande vale analisar também a Figura 6.90 da distância, de onde percebe-se que realmente no início não acontecem muitas aproximações, porém próximo ao fim do segundo surgem algumas aproximações mais interessantes que não aparecem como picos no gráfico.

Para Calisto, começando com a Figura 6.87 da distância já é possível ver que as aproximações são muito menores que as anteriores o que reflete no menor número de picos da Figura 6.91, porém a magnitude é bem alta,

isso se deve à aproximação máxima que o veículo faz em aproximadamente $10{,}2 \times 10^7$ segundos.

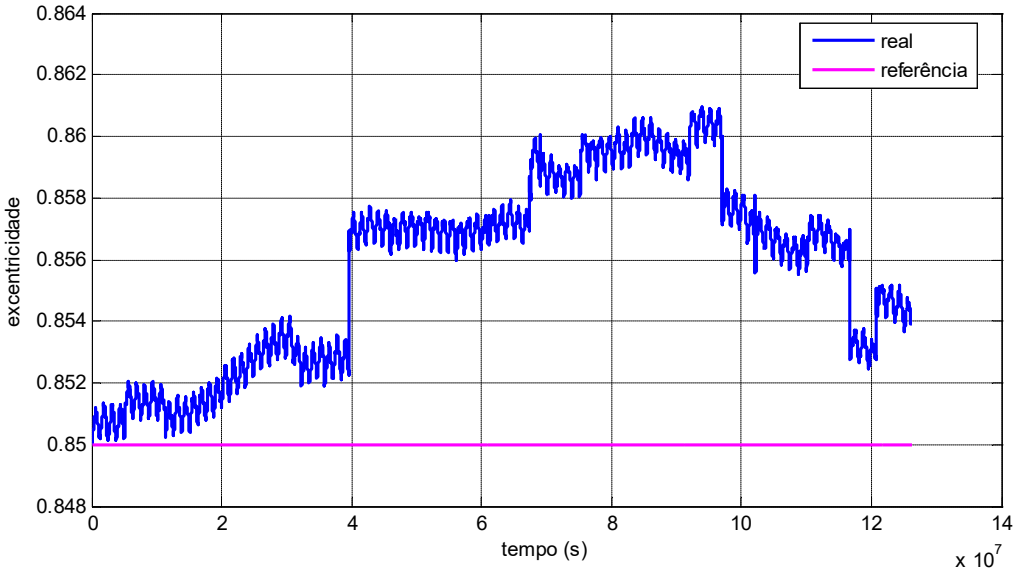
Da Figura 6.92 à Figura 6.93 são apresentadas os gráficos de variação da excentricidade e semi eixo.

Figura 6.92 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.715.808 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.93 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.715.808 km).



Fonte: Produção do autor.

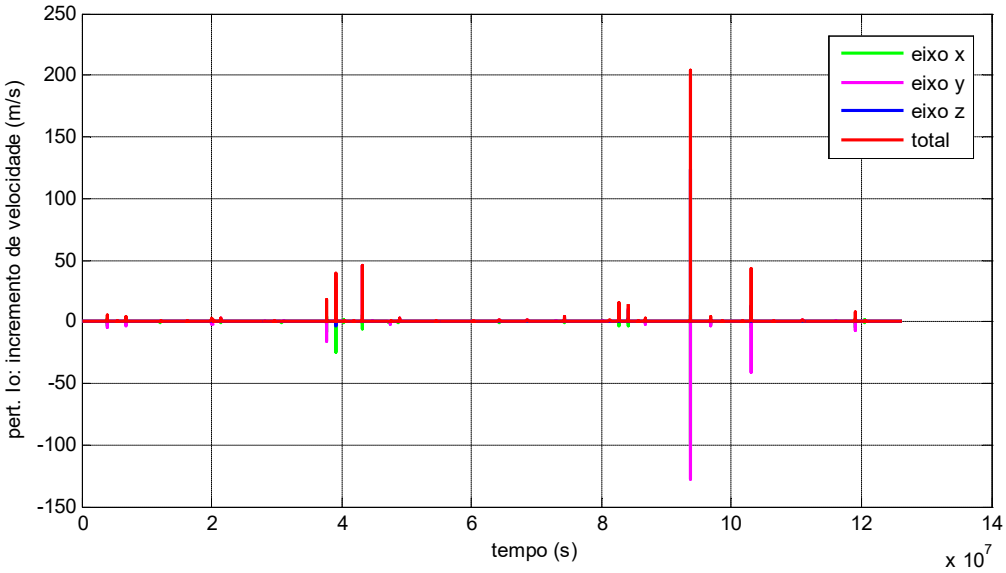
Da Figura 6.92 à Figura 6.93pode-se observar que tanto a variação do semi eixo maior, quanto da excentricidade foi grande, e estas são maiores em alguns momentos como em $4x10^7$ segundos devido à perturbação de Io e perto de $10x10^7$ segundos devido à perturbação de Calisto.

6.7.1 Semi eixo maior de 1.787.300 km

Aqui será apresentada a última simulação com variação de semi eixo, esta foi realizada com 1.787.300 km, ou vinte e cinco raios de Júpiter, esta foi a última pois a próxima (26 raios) não seria possível de ser simulada porque o veículo ficaria muito próximo de Calisto, correndo risco de colisão.

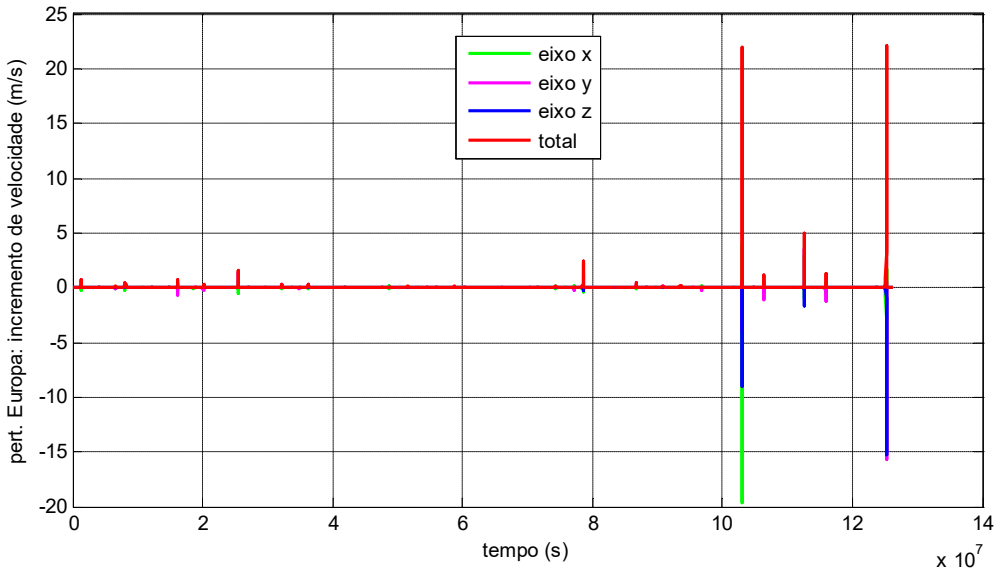
Da Figura 6.94 à Figura 6.101 são apresentados os gráficos retirados da simulação.

Figura 6.94 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Io (semi eixo: 1.787.300 km).



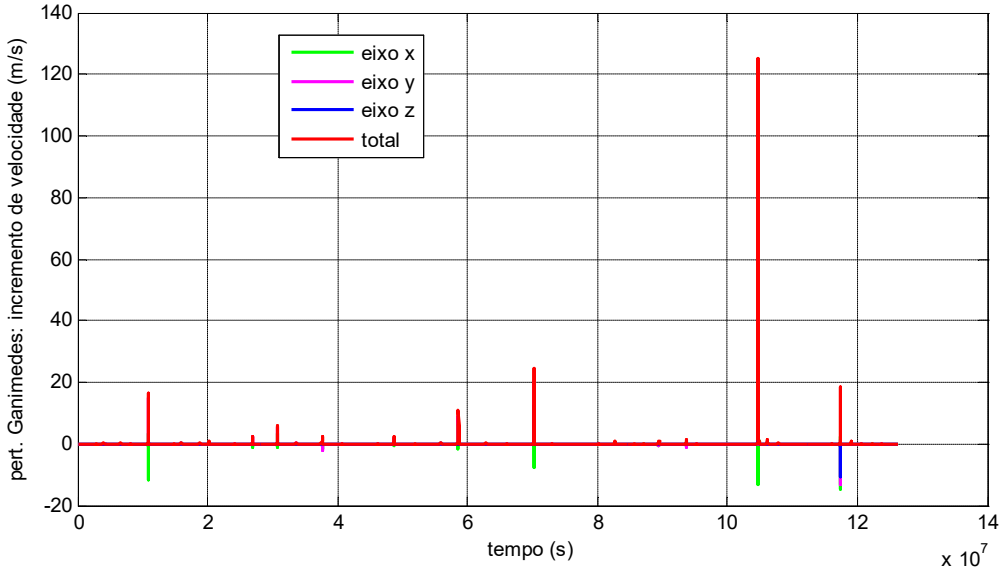
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.95 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Europa (semi eixo: 1.787.300 km).



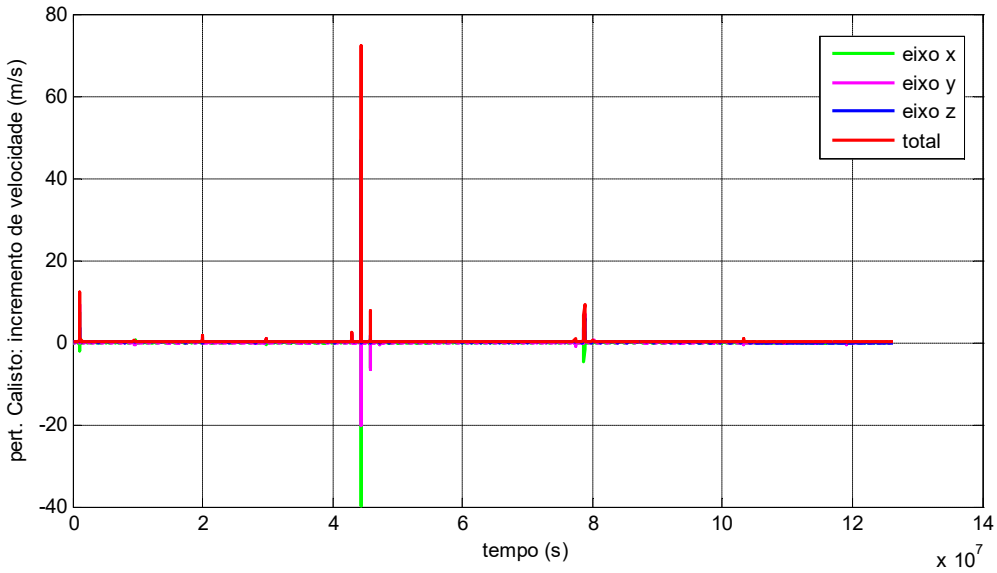
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.96 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Ganimedes (semi eixo: 1.787.300 km).



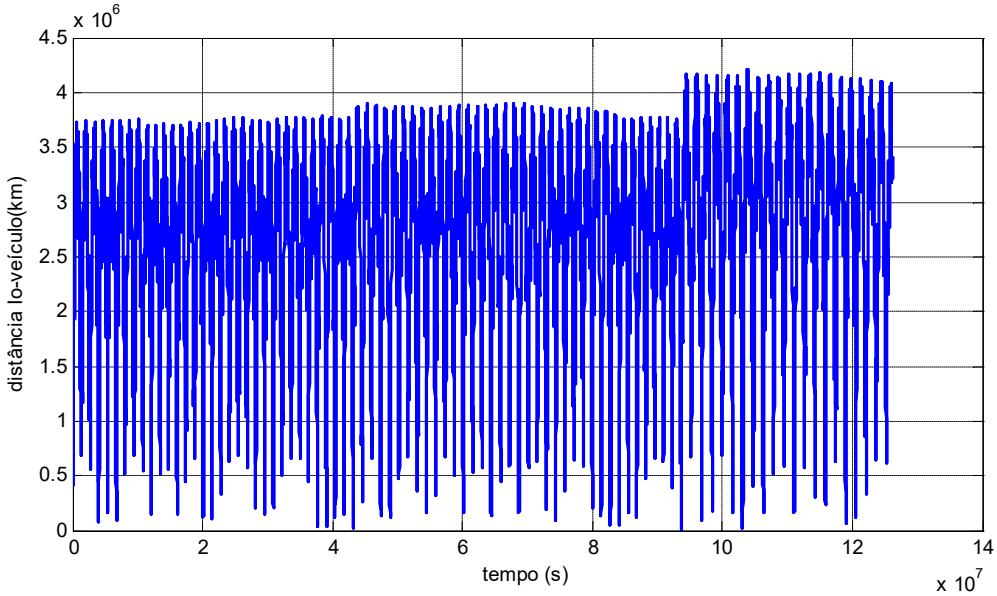
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.97 - Incremento de velocidade do veículo devido a perturbação de Calisto (semi eixo: 1.787.300 km).



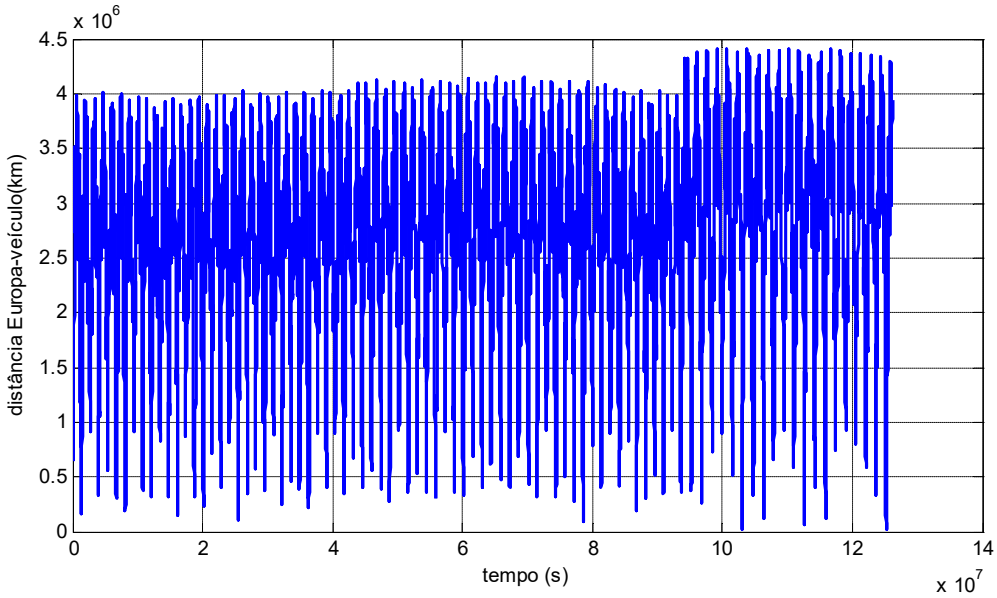
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.98 - Variação da distância entre Io e o veículo (semi eixo: 1.787.300 km).



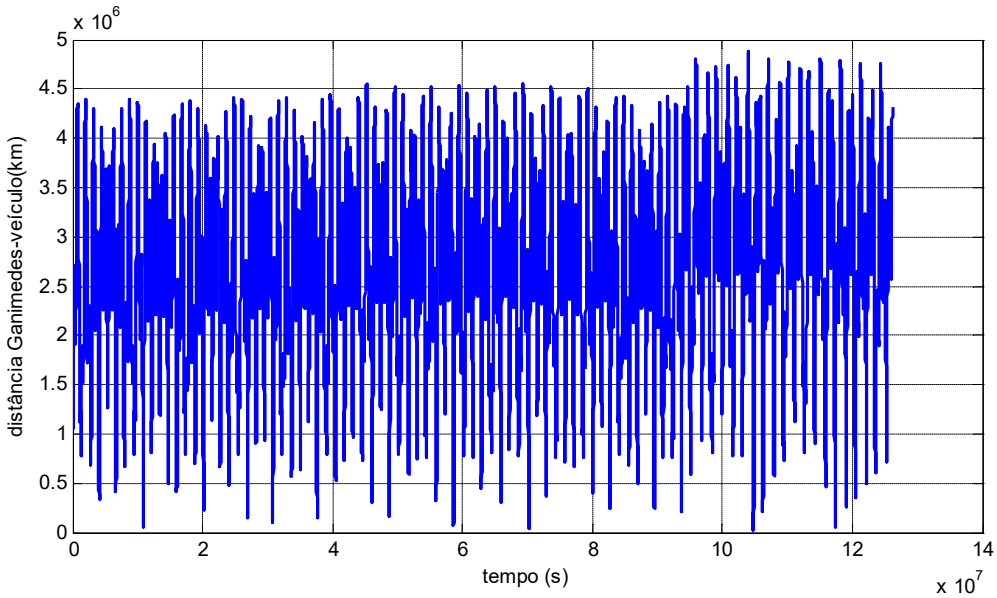
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.99 - Variação da distância entre Europa e o veículo (semi eixo: 1.787.300 km).



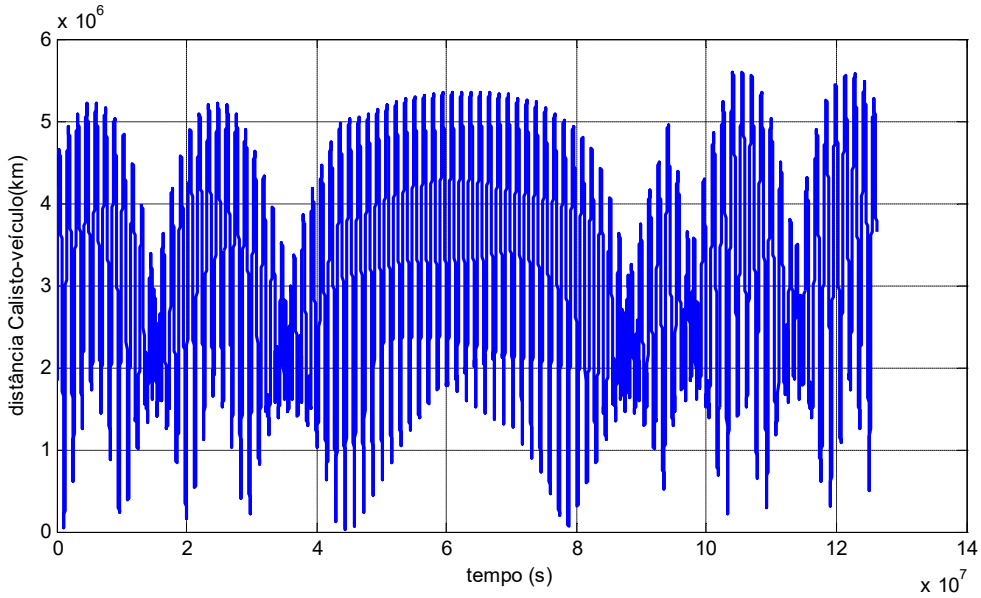
Fonte: Produção do autor.

Figura 6.100 - Variação da distância entre Ganimedes e o veículo (semi eixo: 1.787.300 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.101 - Variação da distância entre Calisto e o veículo (semi eixo: 1.787.300 km).



Fonte: Produção do autor.

Para Io analisando a Figura 6.94 e Figura 6.98, vemos que acontecem diversas aproximações durante toda a missão e a maior destas ocorre no começo do quarto e último ano.

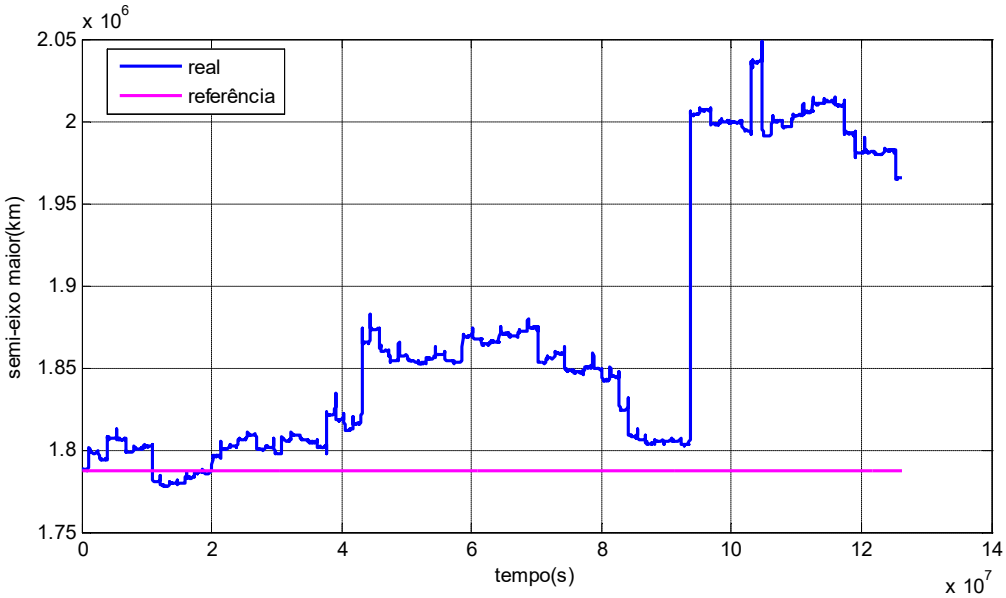
Para Europa (Figura 6.95 e Figura 6.99) o número de aproximações é reduzido e somente no último ano as maiores aproximações surgem.

Para Ganimedes analisando a Figura 6.96 e Figura 6.100 também em conjunto o número de aproximações realmente é reduzido e a maior aproximação acontece entre $10x10^7$ e $11x10^7$ segundos.

Na Figura 6.97 e Figura 6.101 de Calisto o gráfico do incremento de velocidade praticamente não tem picos e no da distância isso se confirma pois realmente o veículo não faz muitas aproximações, a maior aproximação acontece próximo à metade do segundo ano.

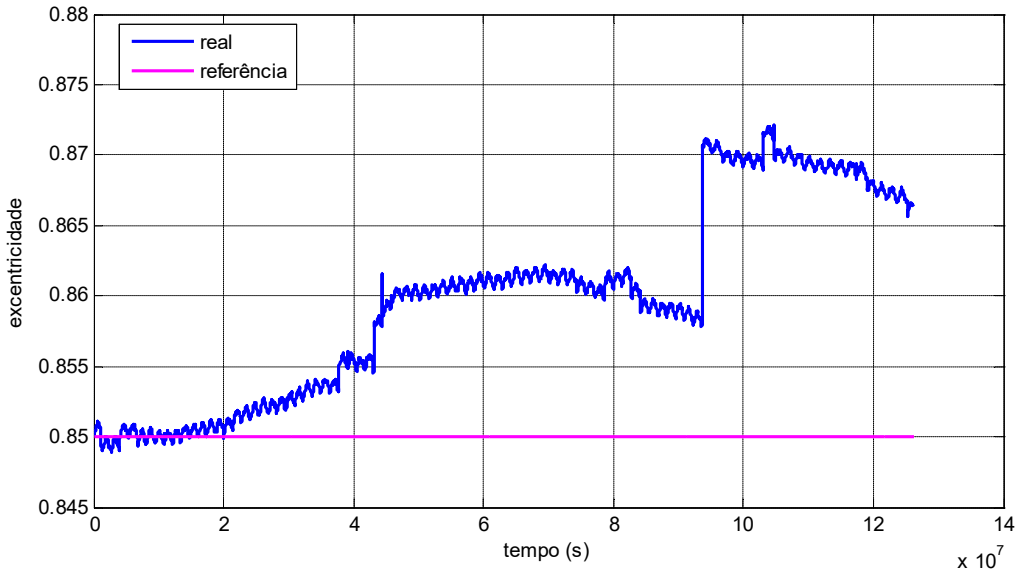
Na Figura 6.102 e Figura 6.103 são mostrados os gráficos de evolução do semi eixo maior e excentricidade.

Figura 6.102 - Evolução do semi eixo (semi eixo: 1.787.300 km).



Fonte: Produção do autor.

Figura 6.103 - Evolução da excentricidade (semi eixo: 1.787.300 km).



Fonte: Produção do autor.

Nesta simulação as variações em ambos os parâmetros acontecem de forma relativamente constante porém próximo à 4 x10^7 e 9 x10^7 segundos ocorrem variações muito grandes graças a respectivamente Calisto e Io.

6.8 Tabelas para Comparação

As Tabela 6.2 mostra o número de aproximações que o veículo faz de cada uma das luas galileanas para cada caso anteriormente apresentado, na tabela foram consideradas apenas aproximações com uma distância lua -veículo menor ou igual a $0{,}5x10^6$ km.

Tabela 6.2 - Número de aproximações das luas conforme variação do semi eixo.

Semi eixo maior: 16 raios de Júpiter	
Lua	Número de aproximações
Io	159
Europa	128
Ganimedes	64
Calisto	41
Total	392
Semi eixo maior: 17 raios de Júpiter	
Lua	Número de aproximações
Io	221
Europa	129
Ganimedes	99
Calisto	55
Total	504
Semi eixo maior: 18 raios de Júpiter	
Lua	Número de aproximações
Io	147
Europa	116
Ganimedes	63
Calisto	56
Total	382

Fonte: Produção do autor.

Tabela 6.2 - Continuação

Semi eixo maior: 19 raios de Júpiter	
Lua	Número de aproximações
Io	102
Europa	107
Ganimedes	48
Calisto	43
Total	300
Semi eixo maior: 20 raios de Júpiter	
Lua	Número de aproximações
Io	113
Europa	73
Ganimedes	41
Calisto	26
Total	253
Semi eixo maior: 21 raios de Júpiter	
Lua	Número de aproximações
Io	94
Europa	88
Ganimedes	45
Calisto	33
Total	260
Semi eixo maior: 22 raios de Júpiter	
Lua	Número de aproximações
Io	83
Europa	81
Ganimedes	30
Calisto	54
Total	248

Fonte: Produção do autor.

Tabela 6.2 – Continuação

Semi eixo maior: 23 raios de Júpiter	
Lua	Número de aproximações
Io	65
Europa	69
Ganimedes	38
Calisto	26
Total	198
Semi eixo maior: 24 raios de Júpiter	
Lua	Número de aproximações
Io	65
Europa	72
Ganimedes	26
Calisto	42
Total	205
Semi eixo maior: 25 raios de Júpiter	
Lua	Número de aproximações
Io	53
Europa	52
Ganimedes	29
Calisto	35
Total	169

Fonte: Produção do autor.

É possível observar na Tabela 6.2 que o veículo faz um número maior de aproximações total das luas quando o semi eixo deste é de dezessete raios de Júpiter, as luas das quais o veículo mais se aproxima são Io e Europa, pois estas possuem menor período orbital, logo o veículo consegue se aproximar um número maior de vezes destas.

Após todas estas simulações pode-se escolher uma órbita final para posicionar o veículo a partir de uma órbita injetada escolhida de forma arbitrária, porém para tomar uma decisão mais assertiva que maximize os resultados científicos de uma possível missão deveria ser feita uma

análise multi – objetivo escolhendo por exemplo uma lua de maior interesse, porém isto foge do escopo deste trabalho.

Deste modo a órbita escolhida para o veículo foi a que teve o maior número de aproximações total das luas, esta órbita é a que possui semi eixo igual a dezessete raios de Júpiter obtida das simulações que variaram o semi eixo maior.

7 MANOBRAS

Neste capítulo será apresentada a manobra realizada para que o veículo seja inserido na já mencionada órbita onde ocorre o maior número de aproximações deste com as luas galileanas.

Para iso foi selecionada uma órbita arbitrária, na qual o veículo teria sido injetado para que então fosse realizada a manobra desejada, os parâmetros orbitais desta órbita podem ser vistos na Tabela 7.1.

Tabela 7.1 - Parâmetros orbitais da órbita em que o veículo foi injetado.

semi eixo maior (km)	1.251.110
anomalia média	179,9
Excentricidade	0,85
inclinação (graus)	0,5
Ascensão reta do nodo ascendente (graus)	45
Argumento do periapside (graus)	20

Fonte: Produção do autor.

Os parâmetros da órbita final que o veículo deve ser posicionado após as manobras se encontram na Tabela 7.2.

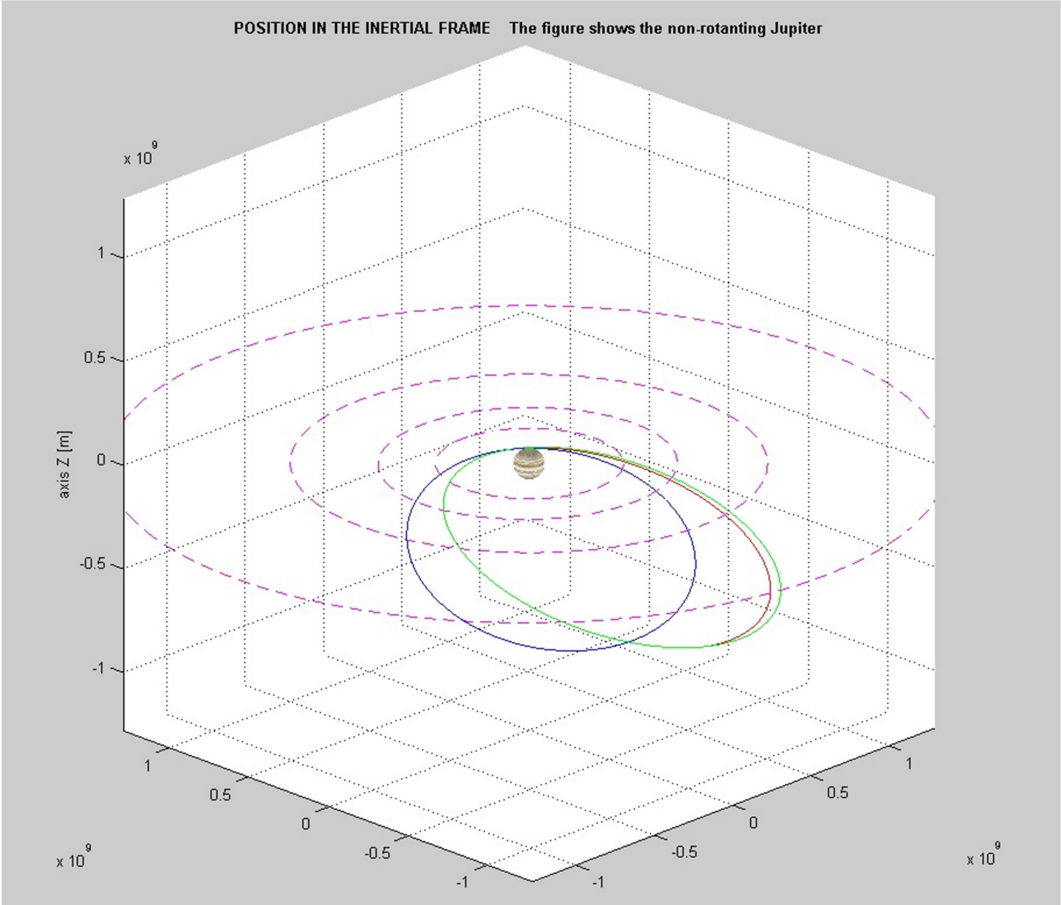
Tabela 7.2 - Parâmetros orbitais da órbita final.

semi eixo maior (km)	1.215.364
anomalia média	0
Excentricidade	0,85
inclinação (graus)	0,5
Ascensão reta do nodo ascendente (graus)	45
Argumento do periapside (graus)	5

Fonte: Produção do autor.

Para ilustrar melhor a manobra na Figura 7.1 pode-se ver as órbitas inicial, final e de transferência do veículo.

Figura 7.1 - Órbitas inicial, final e de transferência do veículo.



Fonte: Produção do autor.

Para este caso foi feita uma manobra bi-impulsiva, logo serão apresentados dados da simulação para o primeiro e segundo impulsos.

Foram simulados dois casos, o caso impulsivo e o caso com propulsão contínua onde é aberto um arco propulsivo, estes serão apresentados nas seções que se seguem.

Para o caso com propulsão contínua onde o propulsor possui capacidade limitada foram feitas simulações considerando propulsores com capacidades diferentes.

7.1 Caso Impulsivo

O caso impulsivo é um caso ideal, onde os propulsores possuem capacidade infinita e são acionados de forma instantânea, logo chegam no valor nominal no momento em que são acionados.

A manobra impulsiva é calculada por meio do problema de Lambert, onde são obtidos Δv_1 e Δv_2, e é considerado um ambiente kepleriano. Após isso é simulada a manobra ideal, onde são consideradas órbitas perturbadas.

O grande problema das manobras impulsivas é que elas não são realistas, pois para que estas fossem realizadas seria necessário um propulsor com capacidade infinita. Portanto está análise vale apenas como uma prévia.

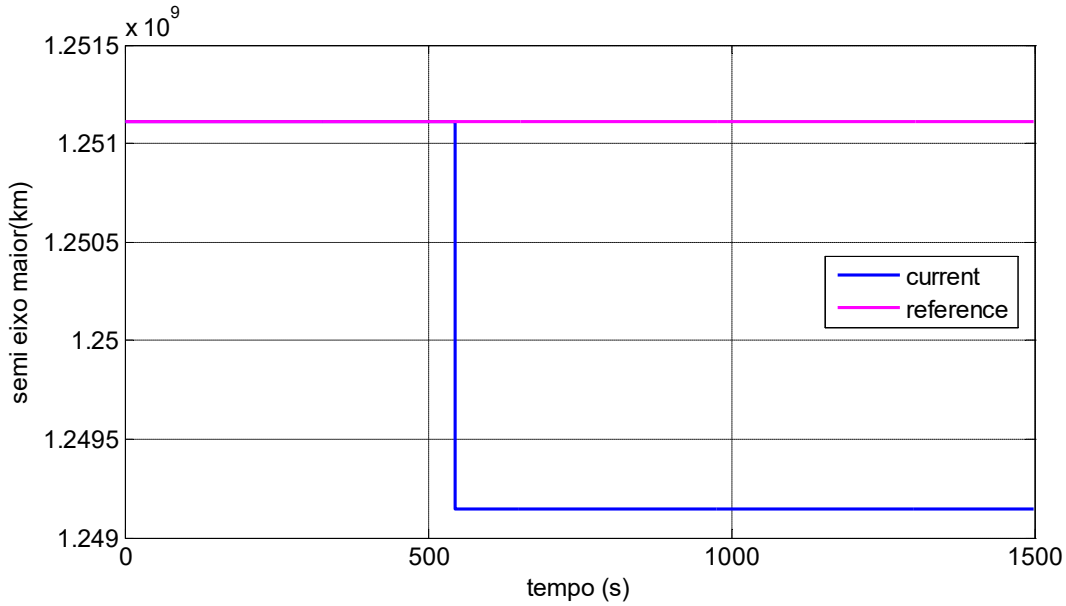
7.1.1 Resultados – caso impulsivo

Para o primeiro impulso o tempo de simulação foi de 1500 segundos e o passo de simulação foi de 0,5 segundos, já para o segundo impulso o tempo de simulação foi de 1000 segundos e o passo foi reduzido para 0,1 segundos devido a grande excentricidade da órbita.

Abaixo são apresentados os gráficos de variação de alguns parâmetros orbitais, para mostrar como aconteceria a manobra caso fosse possível realizar uma manobra impulsiva ideal.

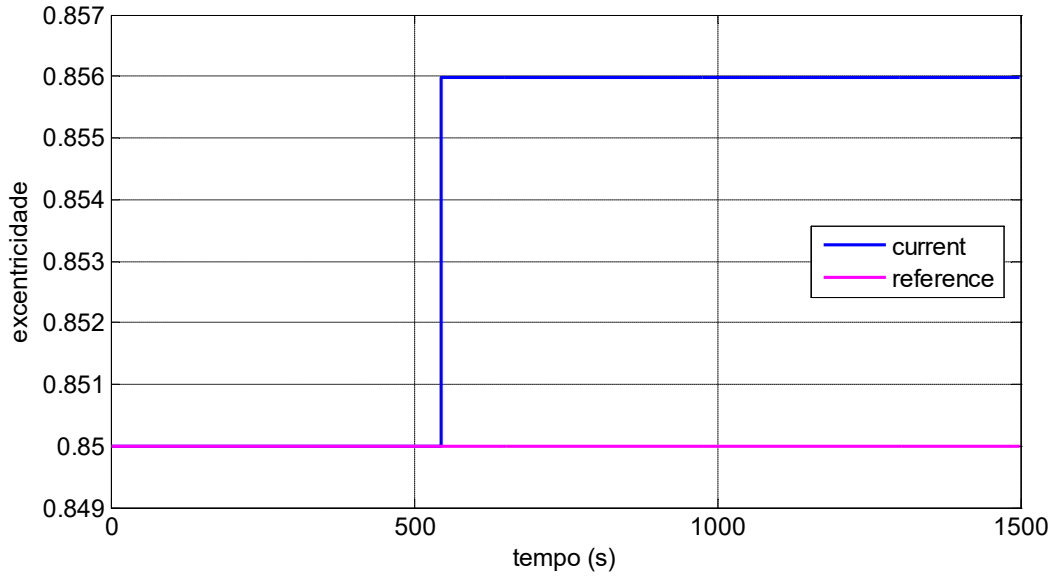
Da Figura 7.2 à Figura 7.3 é apresentado o comportamento do semi eixo e excentricidade para o primeiro impulso respectivamente, e da Figura 7.4 à Figura 7.5 o mesmo para o segundo impulso.

Figura 7.2 - Figura 7.2 - Variação do semi eixo maior para manobra impulsiva - primeiro impulso.



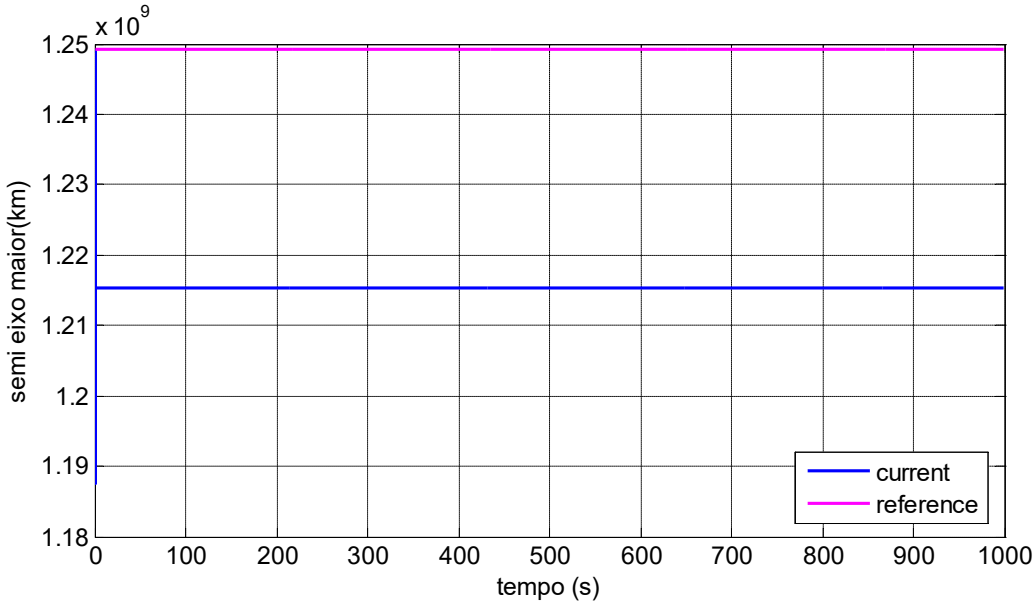
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.3 - Variação da excentricidade para manobra impulsiva - primeiro impulso.



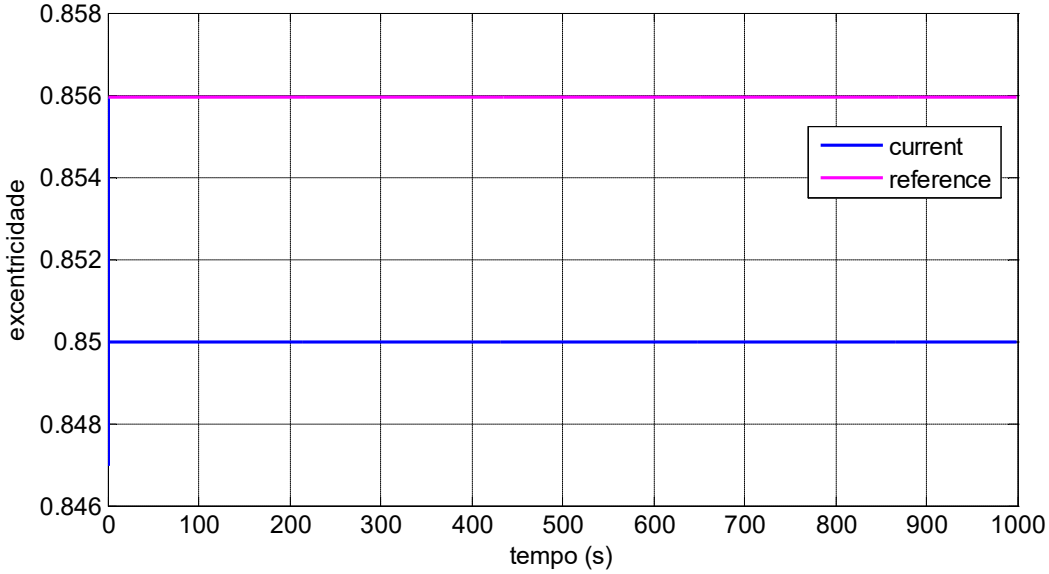
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.4 - Variação do semi eixo maior para manobra impulsiva - segundo impulso.



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.5 - Variação da excentricidade para manobra impulsiva - segundo impulso.



Fonte: Produção do autor.

Começando a análise com a Figura 7.2 e Figura 7.3 relativas ao primeiro impulso em ambas o primeiro impulso é dado próximo aos 500 segundos e a variação de ambos os parâmetros ocorre de maneira instantânea, logo que o impulso é dado chega-se no valor nominal.

O mesmo ocorre para os casos do segundo impulso (Figura 7.4 e Figura 7.5), porém diferente do primeiro, o segundo impulso ocorre logo no início da simulação, porém novamente a variação é imediata.

Como o caso impulsivo é apenas uma apresentação idealizada na próxima seção serão apresentados casos mais reais onde um arco propulsivo é aberto e o propulsor possui uma capacidade limitada.

7.2 Caso com Propulsão Contínua

No caso propulsão contínua aplica-se um arco propulsivo e os propulsores possuem uma capacidade limitada. O grande problema deste caso é que ao aplicar o arco propulsivo geram-se erros.

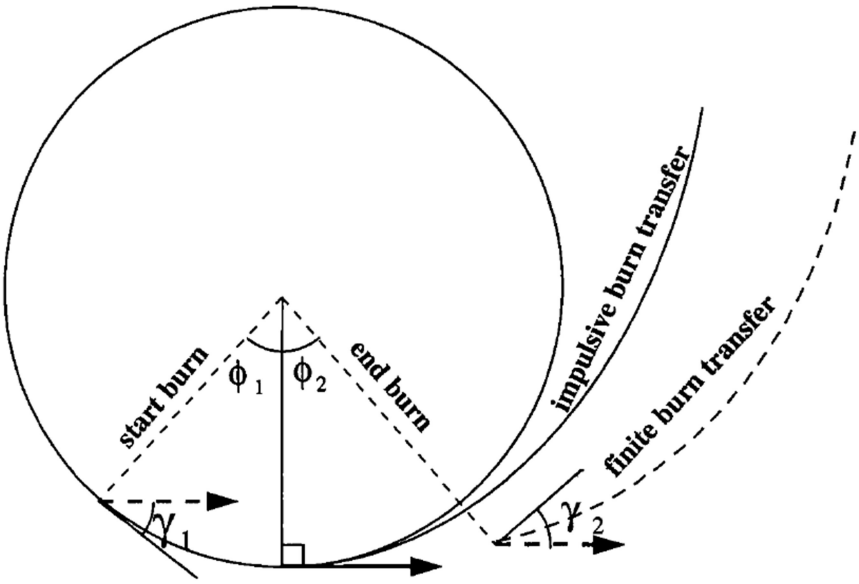
Para o caso com propulsão contínua o Δv é obtido pela equação 50.

$$\Delta v = g_0 I_{SP}\, ln \frac{m_i}{m_f} - \int_{t_1}^{t_2} g\, sin\, \gamma\ \ dt \tag{50}$$

Sendo que g_0 é a constante gravitacional na superfície do planeta, e g a mesma coisa porém na altitude do veículo, I_{SP} o impulso específico e γ o ângulo de voo formado entre a direção da velocidade e a direção do propulsor.

Na Figura 7.6 pode-se observar como é realizado o arco propulsivo, do momento em que este é iniciado ao que é finalizado.

Figura 7.6 - Exemplo de manobra utilizando arco propulsivo.



Fonte: Chobotov (2012).

Como já dito anteriormente este tipo de manobra gera erros, já que ao invés de aplicar um único impulso em um ponto este é distribuido em um arco propulsivo, em que a direção de aplicação do empuxo não é a ideal já que para um arco propulsivo o ângulo γ não se mantem nulo ao longo do arco. Serão apresentadas algumas alternativas para diminuir o erro ao se aplicar uma propusão contínua para a implementação da manobra.

Uma opção é variar a direção do empuxo durante a queima para que em qualquer instante o ângulo de voo seja igual a zero, porém esta é uma solução bastante complexa e além disso não elimina o erro na trajetória.

Outra opção seria executar a manobra em vários estágios aplicando em cada um desses uma fração do δv para reduzir o arco e γ. esta solução diminui o erro porém aumenta muito o tempo de manobra.

A opção escolhida nesse trabalho foi a utilização do controle automático de trajetória para o semi eixo maior, Rocco (2013), nele utilizando controle em malha fechada são definido os elementos orbitais finais no momento em que o arco propulsivo é finalizado. Então o controle define para cada passo da simulação a magnitude e direção do empuxo necessários para

alcançar os parâmetros orbitais desejados, esta variação ocorre de forma gradual até que a diferença entre os sinais atual e de referência não gere mais erros.

Neste caso foram consideradas oito capacidades para o propulsor que podem ser vistas na Tabela 7.3 e depois de apresentar os resultados das simulações para cada uma destas será feita uma análise com relação a otimização, esta análise consiste em selecionar a manobra com o menor gasto de combustível e o menor erro.

Tabela 7.3 - Capacidade dos propulsores.

Caso	Capacidade do propulsor
Primeiro caso	250 N
Segundo caso	500 N
Terceiro caso	750 N
Quarto caso	1000 N
Quinto caso	1250 N
Sexto caso	1500 N
Sétimo caso	1750 N
Oitavo caso	2000 N

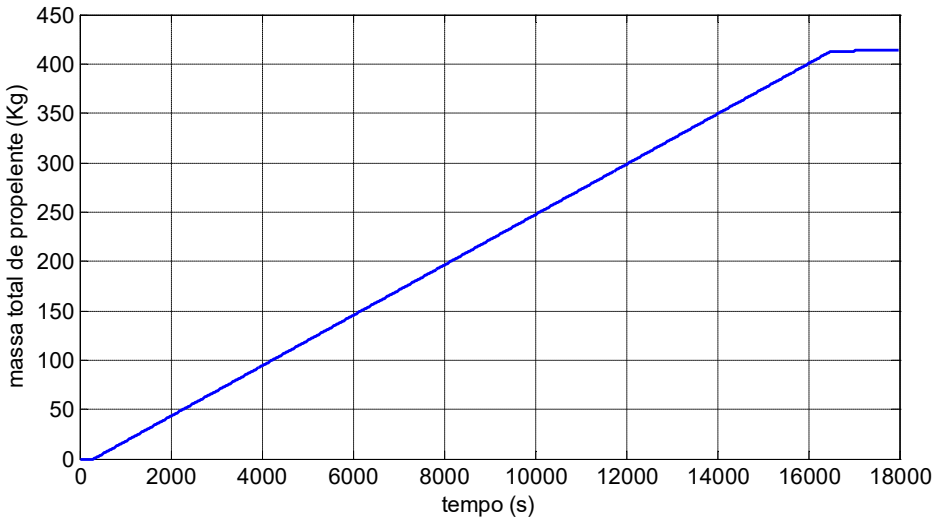
Fonte: Produção do autor.

As simulações foram feitas com um passo de 1 segundo e um tempo de simulação de 18.000 segundos, foi considerada a massa inicial do veículo de 10.000 kg. Aqui foram considerados dois cenários, no primeiro cenário para o segundo empuxo foi utilizada a massa que restou do primeiro considerando a mesma capacidade do propulsor para os dois empuxos, e no segundo cenário para o segundo empuxo foi utilizada a massa que restou do primeiro considerando a capacidade do propulsor, para o primeiro empuxo, que gastou a menor massa de propelente.

7.2.1 Cenário 1 – Primeiro caso (250N)

Tanto para este quanto para os próximos casos serão apresentados alguns gráficos para uma melhor análise da situação. começando com a Figura 7.6 que mostra a massa consumida de propelente para o primeiro empuxo aplicado.

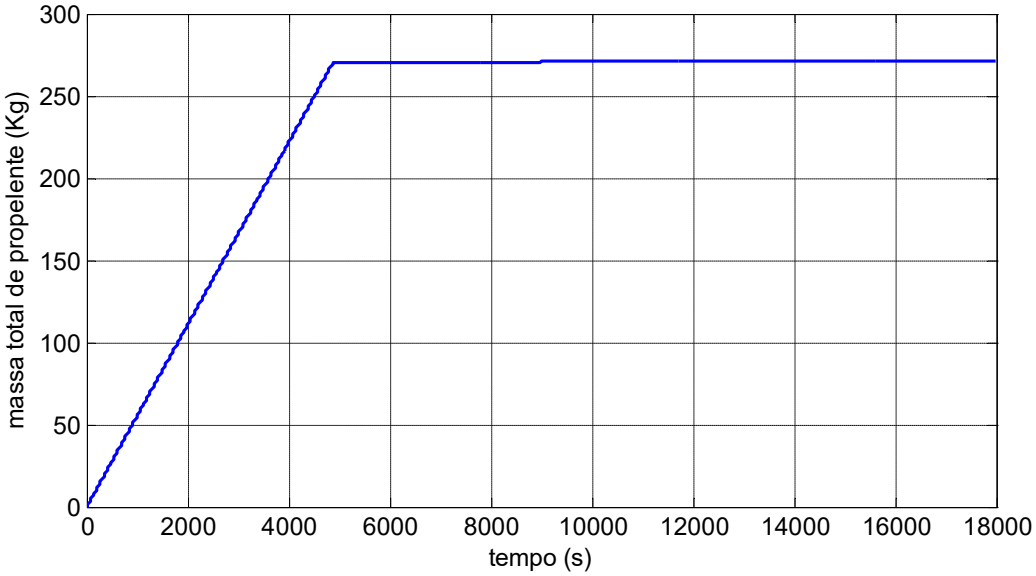
Figura 7.7 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N).



Fonte: Produção do autor.

A partir da Figura 7.6 nota-se que para o primeiro empuxo foi gasto 413,70 kg de propelente, logo para o segundo empuxo deve-se considerar a massa do veículo de 9586,30 kg. Sendo assim o gráfico da massa de propelente, utilizada em função do tempo para o segundo empuxo pode ser visto na Figura 7.7.

Figura 7.8 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N).

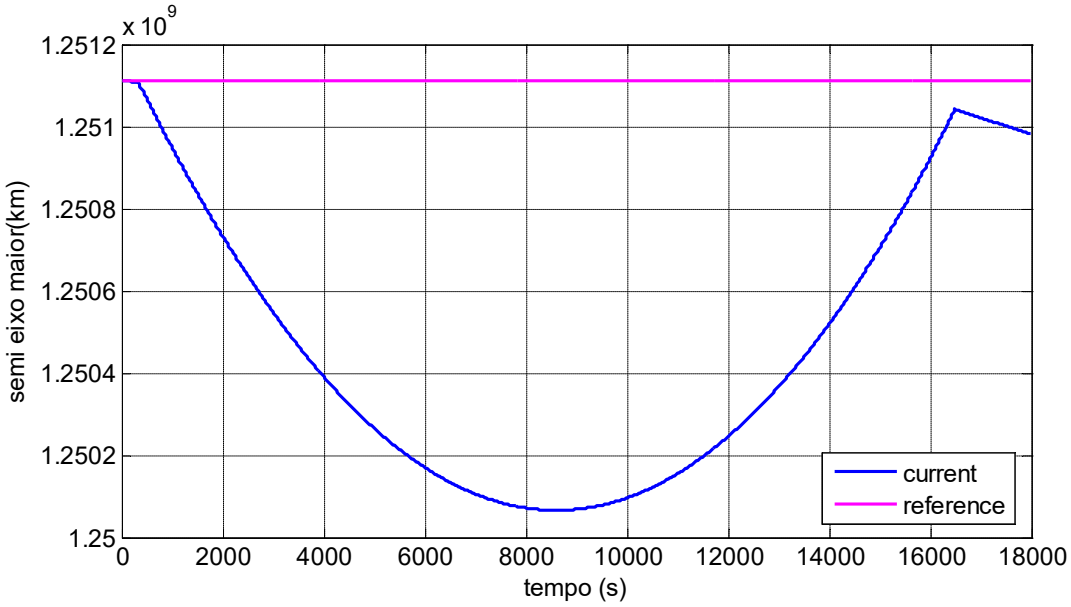


Fonte: Produção do autor.

Na Figura 7.7 vemos que foi utilizado menos combustível para a segunda parte da manobra, 271,41 kg de propelente restando 9314,89 kg da massa original do veículo.

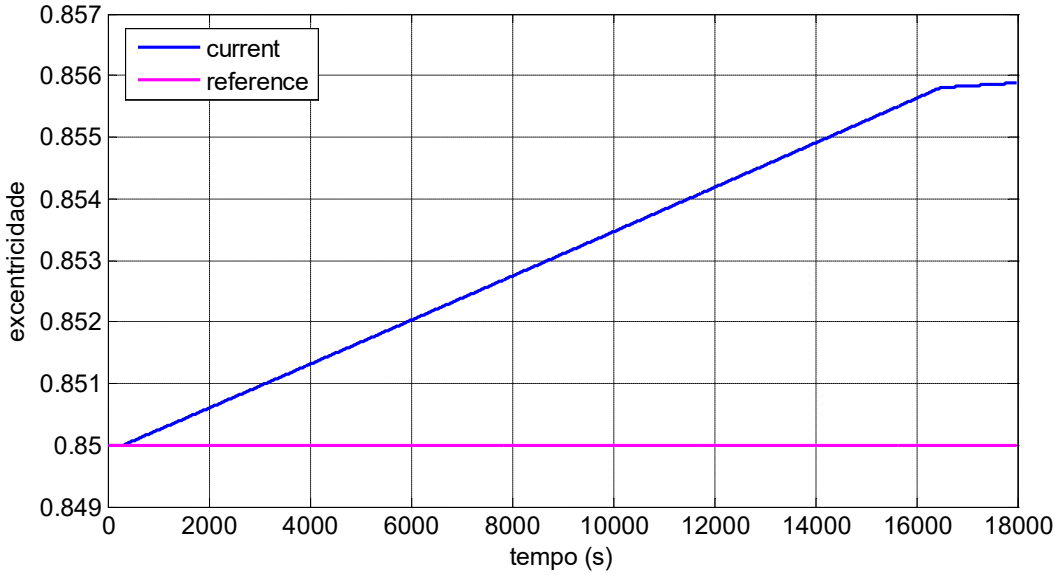
Da Figura 7.8 à Figura 7.10 são apresentados respectivamente os gráficos de variação do semi eixo, excentricidade e empuxo aplicado para o primeiro empuxo e da Figura 7.11 à Figura 7.13 o mesmo para o segundo empuxo.

Figura 7.9 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N).



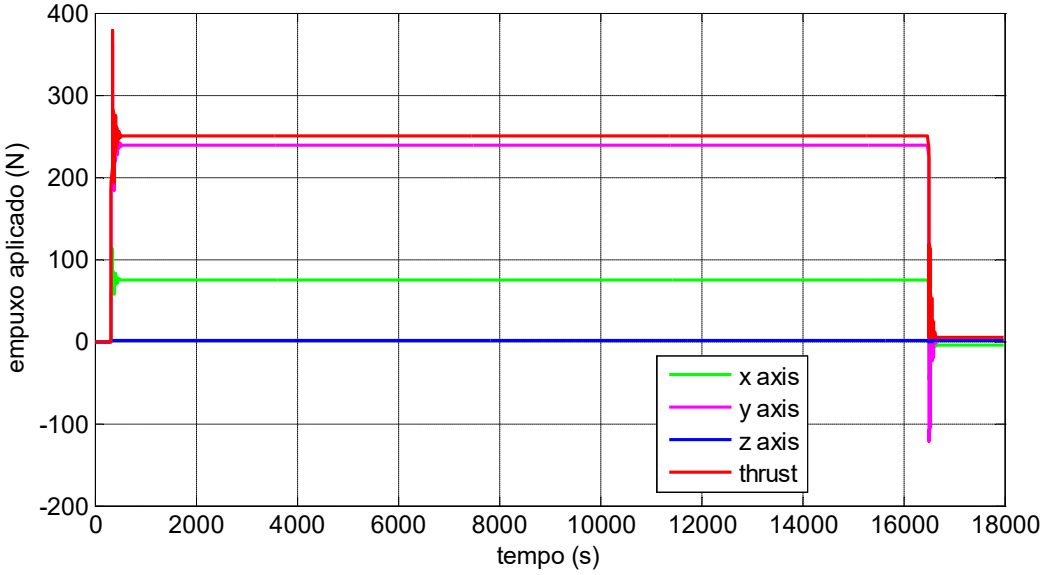
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.10 - Variação da excentricidade devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N).



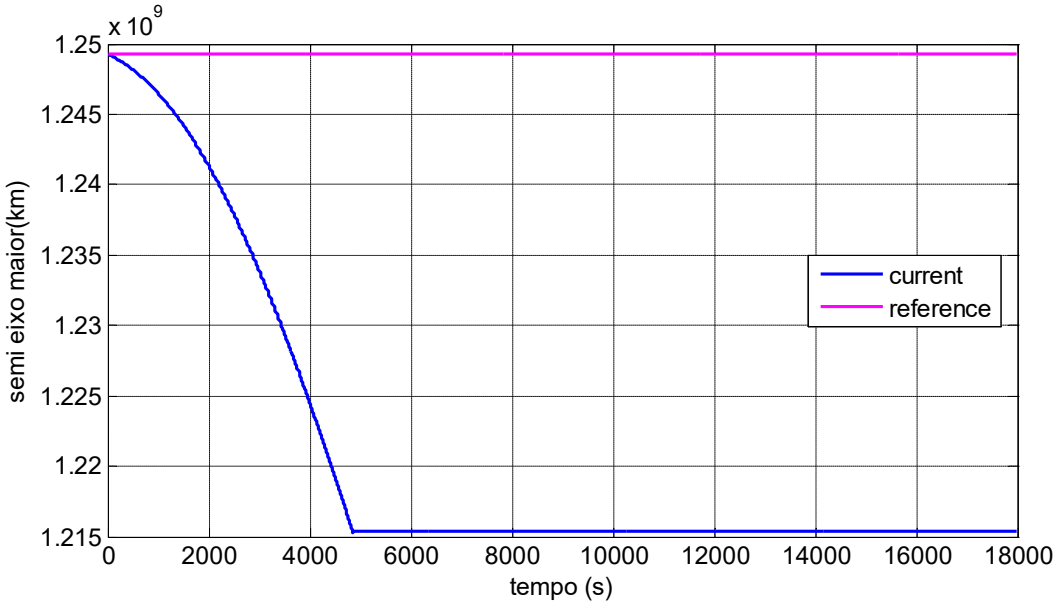
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.11 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N).



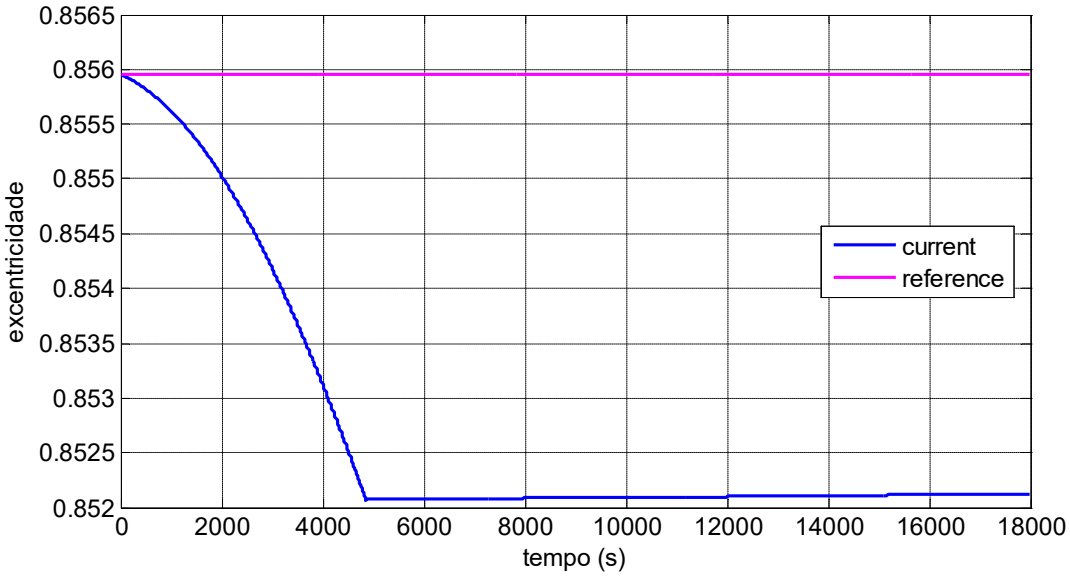
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.12 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N).



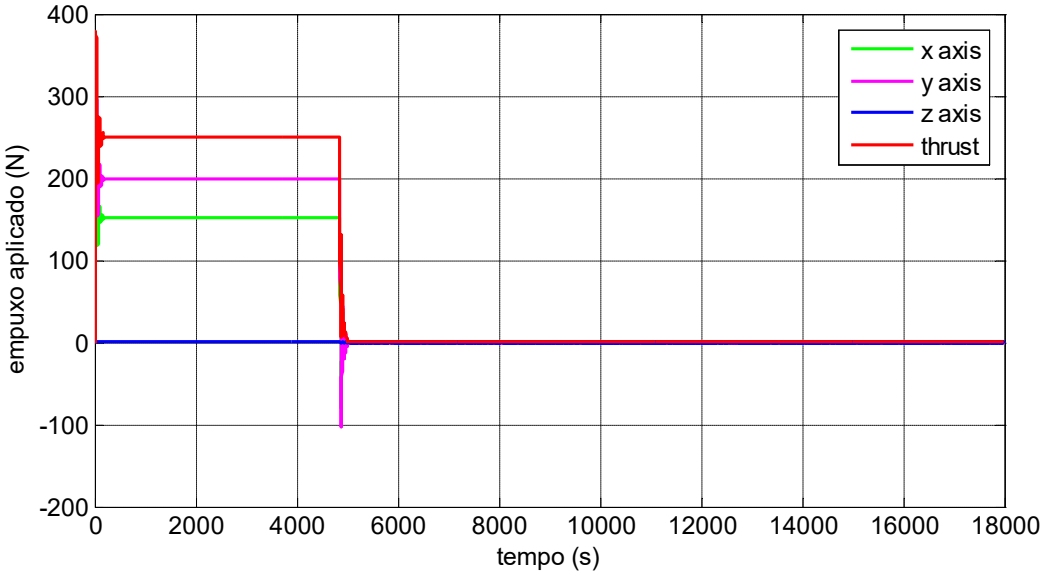
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.13 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.14 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1. Cenário 1 - Primeiro caso (250 N).



Fonte: Produção do autor.

Começando com os gráficos referentes ao primeiro empuxo, vemos que ambos os parâmetros variam até o momento onde o propulsor é desligado e depois disso estabilizam. Na Figura 7.10 e Figura 7.13 que mostra o empuxo aplicado no tempo é possível ver o regime transitório já mencionado realmente acontece nos momentos em que o propulsor liga e desliga, isto fica visível nas oscilações mostradas nestes dois momentos.

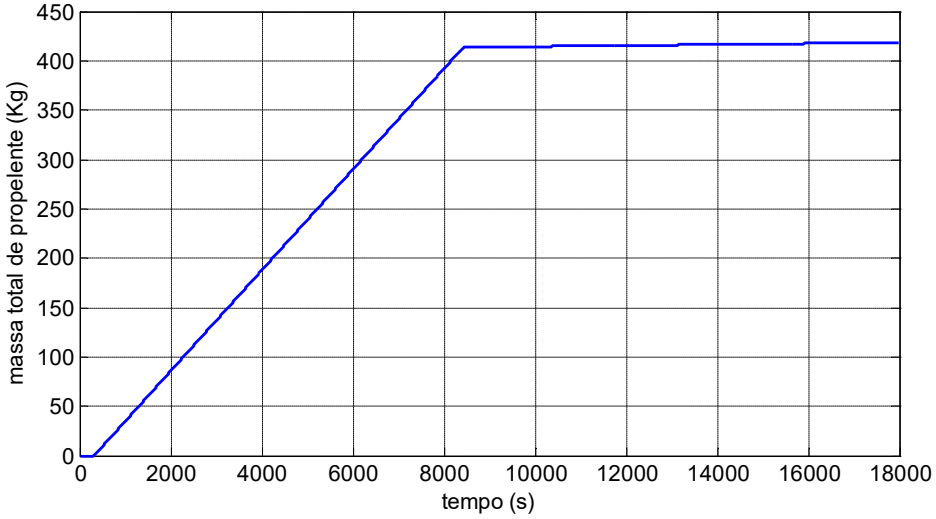
Para concluir será feita uma análise da Figura 7.11 e Figura 7.12 referentes ao semi eixo e excentricidade obtidos após o segundo empuxo, que são os parâmetros da órbita final desejada. Começando com o semi eixo, o semi eixo alcançado para este caso é igual a 1.215.364,09 km, o valor desejado como já mostrado na Tabela 7.2 é de 1.215.364 km o que resulta em um erro muito pequeno de 0,0936 km. Com relação à excentricidade ocorre algo semelhante, o erro não é anulado, o valor que deveria chegar a 0,85 chega em 0,8521 com um erro igual a 0,00213, com isso pode-se ver que erros existem nestes casos porém são muito pequenos.

Nas próximas seções este estudo continuará para que no final possa ser feita a melhor escolha para a capacidade do propulsor de forma a minimizar o erro e o consumo de combustível.

7.2.2 Cenário 1 – Segundo Caso (500 N)

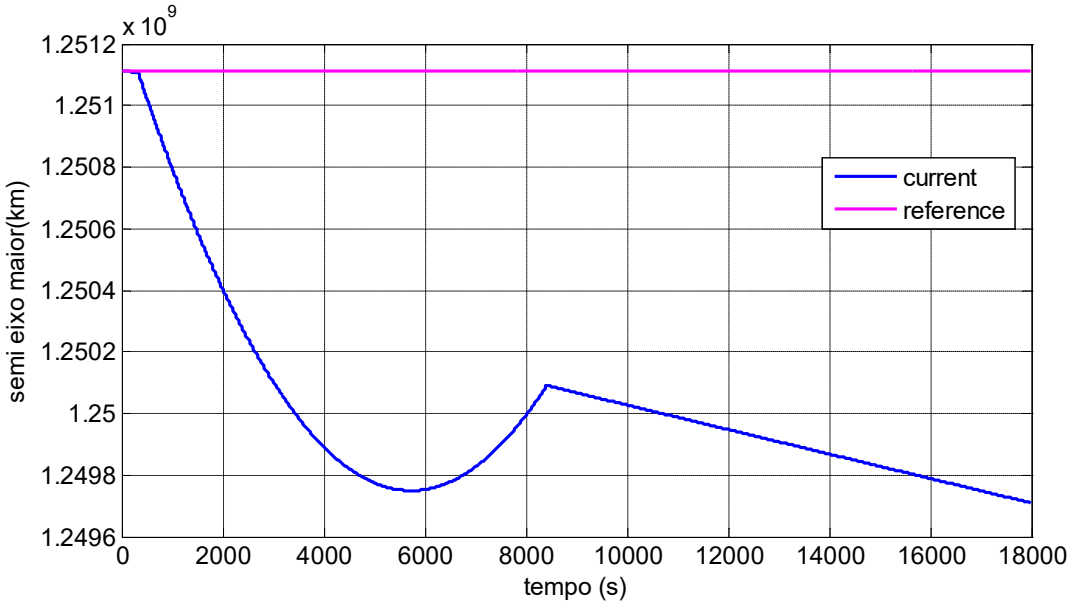
Da Figura 7.14 até a Figura 7.17 estão os gráficos do consumo de propelente, variação de semi eixo maior e excentricidade e empuxo aplicado para o primeiro empuxo. E da Figura 7.18 à Figura 7.21 o mesmo no caso do segundo empuxo, todos para uma capacidade de 500 N.

Figura 7.15 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – Segundo caso (500 N).



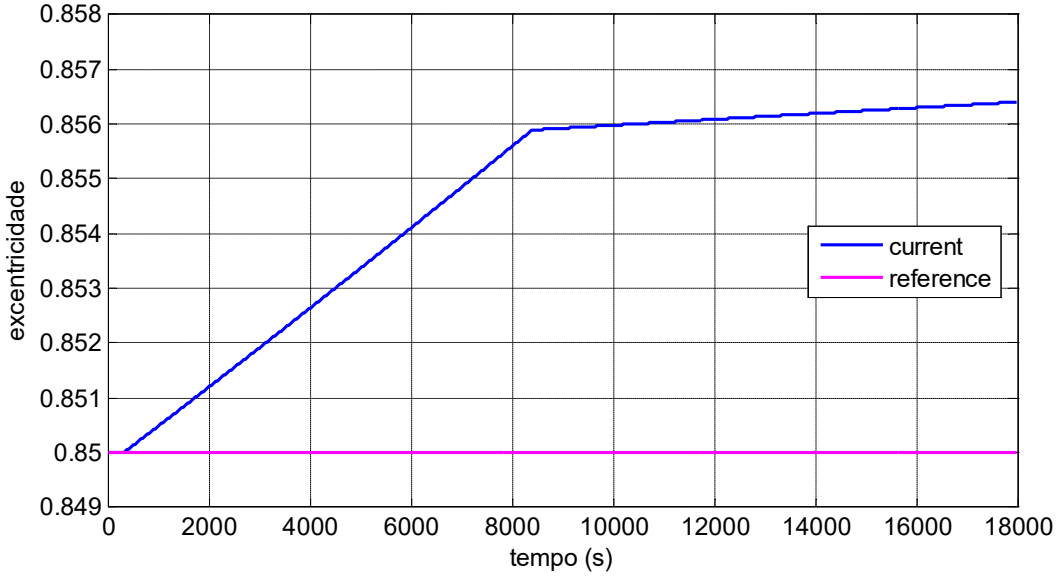
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.16 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Segundo caso (500 N).



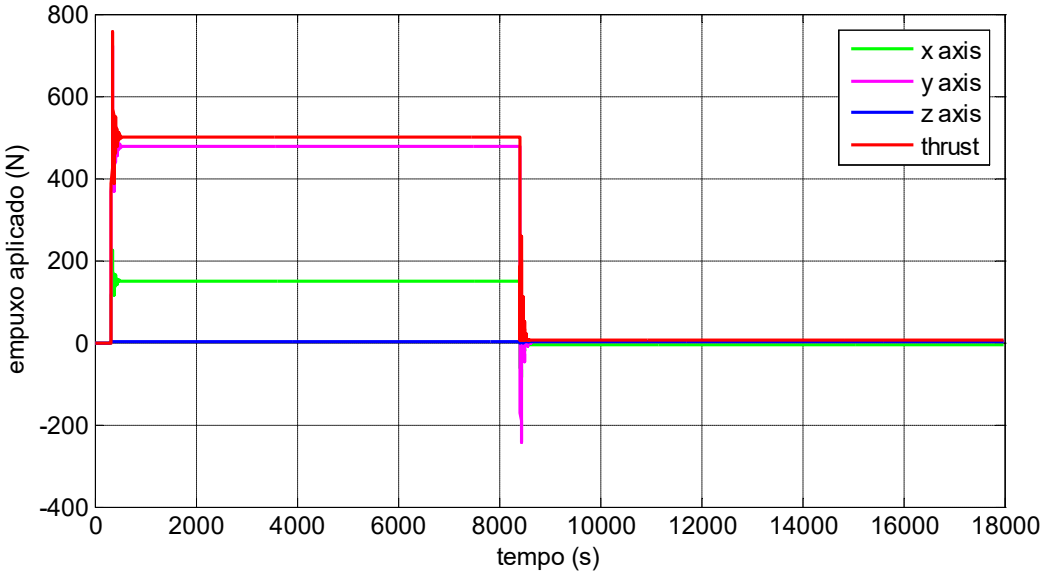
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.17 - Variação da excentricidade devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Segundo caso (500 N).



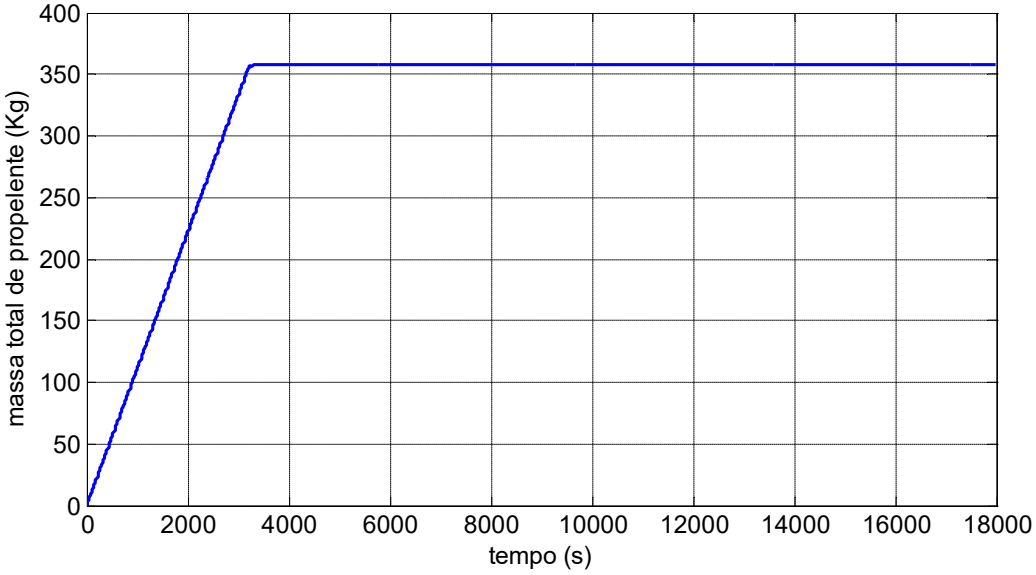
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.18 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Segundo caso (500 N).



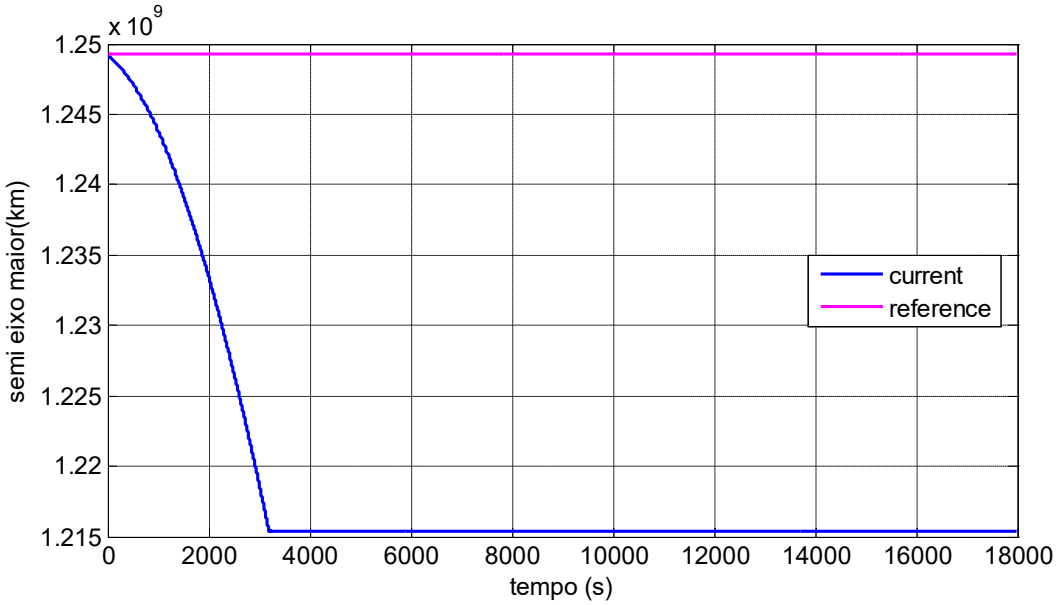
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.19 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Segundo caso (500 N).



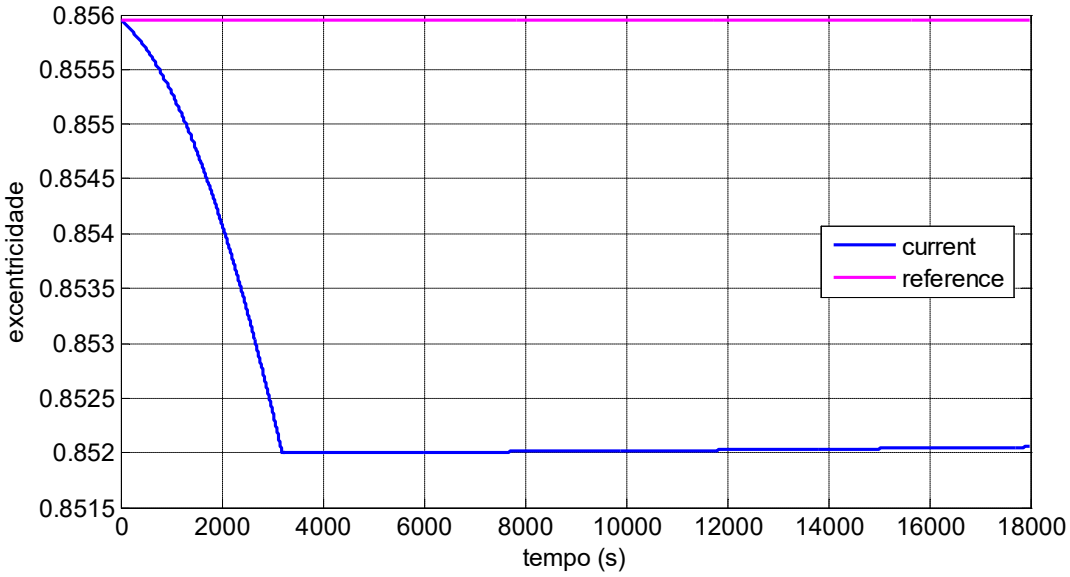
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.20 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Segundo caso (500 N).



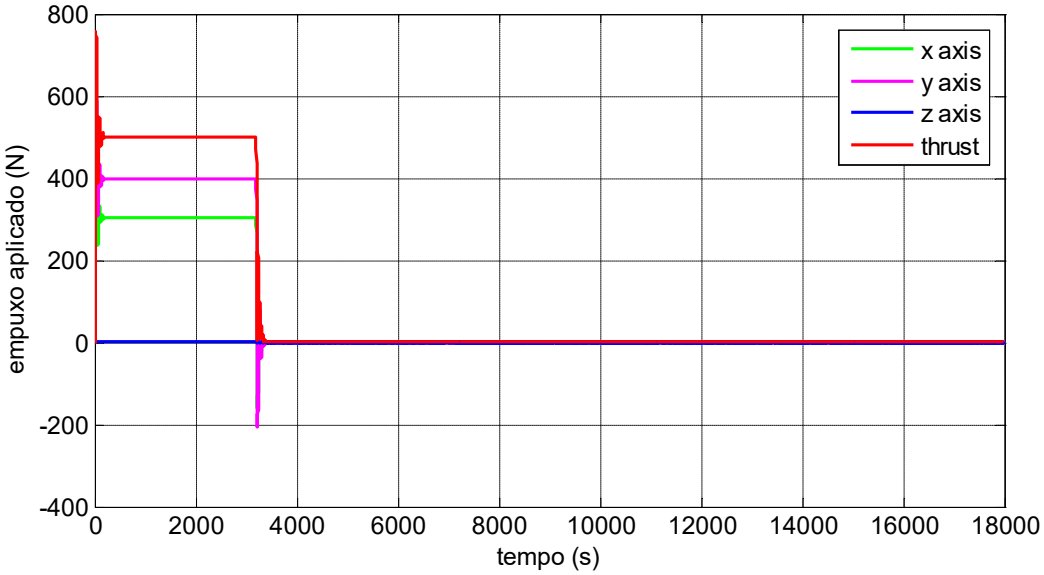
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.21 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Segundo caso (500 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.22 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Segundo caso (500 N).



Fonte: Produção do autor.

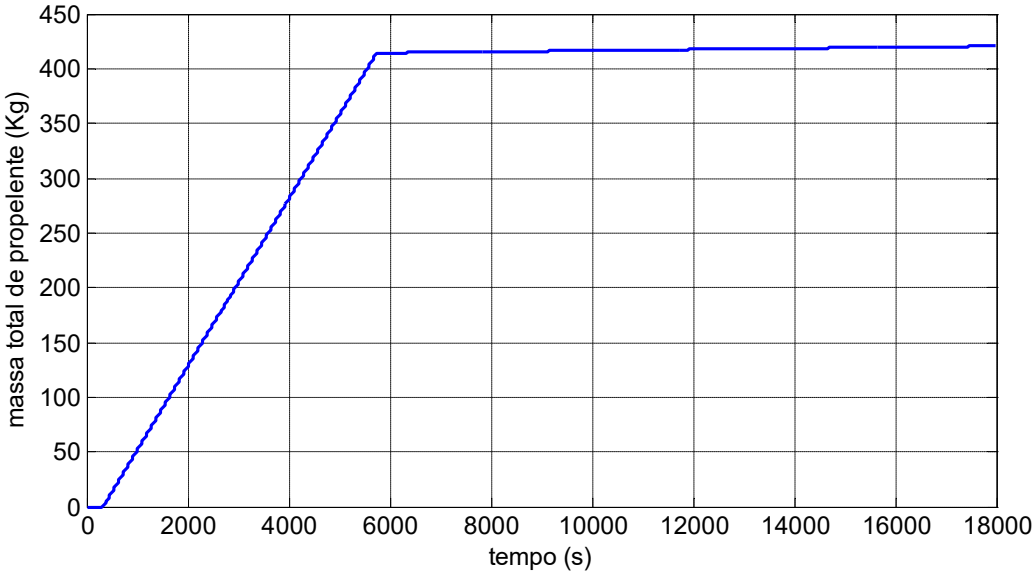
Para esta capacidade do propulsor foram consumidos 418,50 kg de combustível para o primeiro empuxo e 385,44 kg para o segundo totalizando um gasto total de propelente igual a 776,95 kg. Quanto aos gráficos de empuxo aplicado não acontece muita alteração de uma capacidade para outra, o regime transitório continua aparecendo, o que realmente muda é o valor do empuxo aplicado.

Por fim na Figura 7.19 nota-se que o semi eixo chega a 1.215.364,07 km, e na Figura 7.20 temos um erro um pouco menor já que o valor da excentricidade se estabiliza em 0,8520.

7.2.3 Cenário 1 – Terceiro caso (750 N)

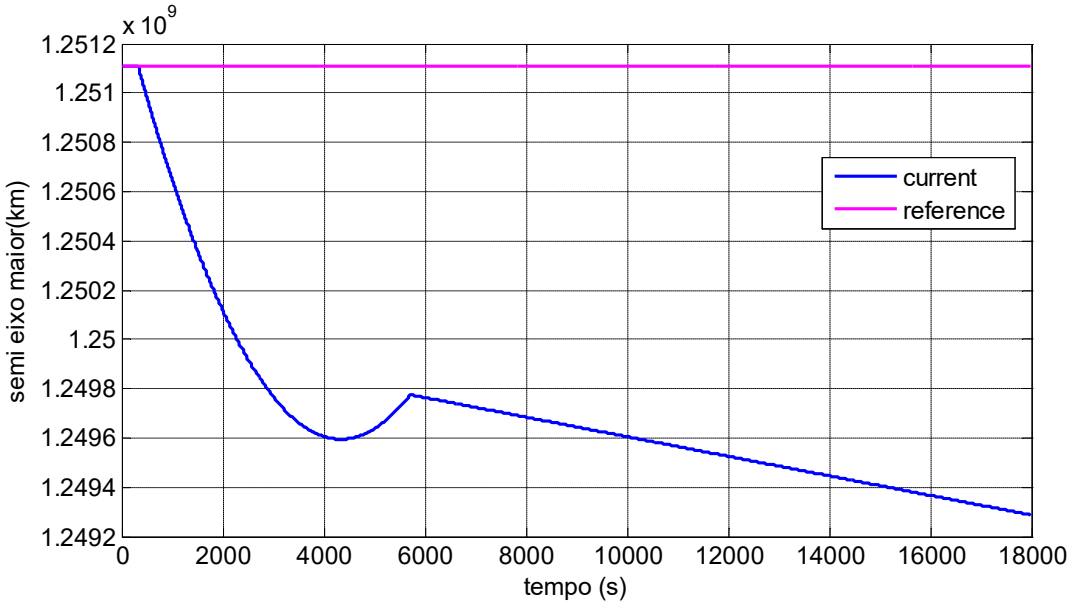
Da Figura 7.22 à Figura 7.29 são exibidos os gráficos de variação de massa de propelente, semi eixo e excentricidade e empuxo aplicado para o primeiro e segundo empuxos.

Figura 7.23 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N).



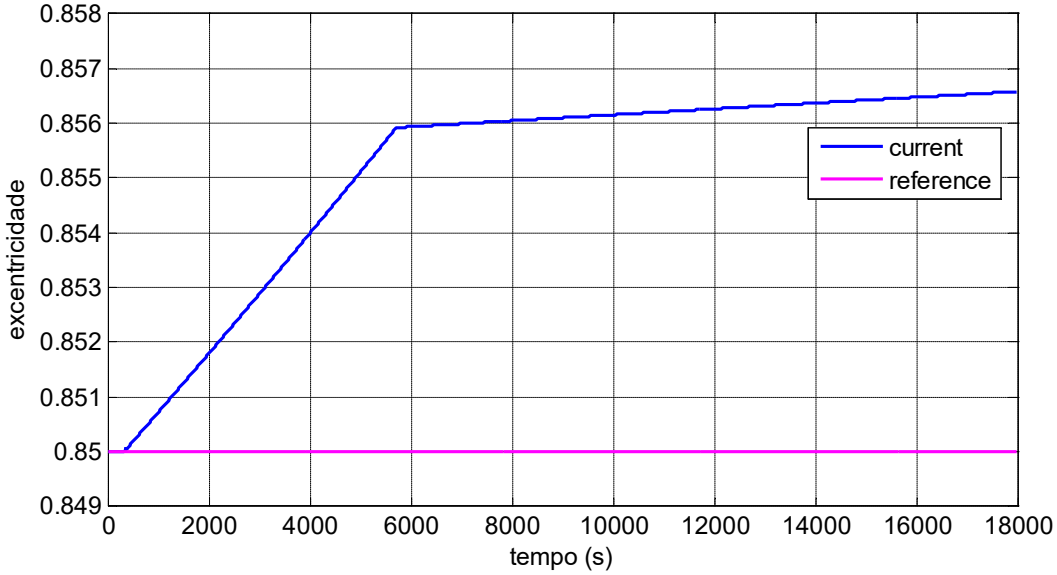
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.24 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N).



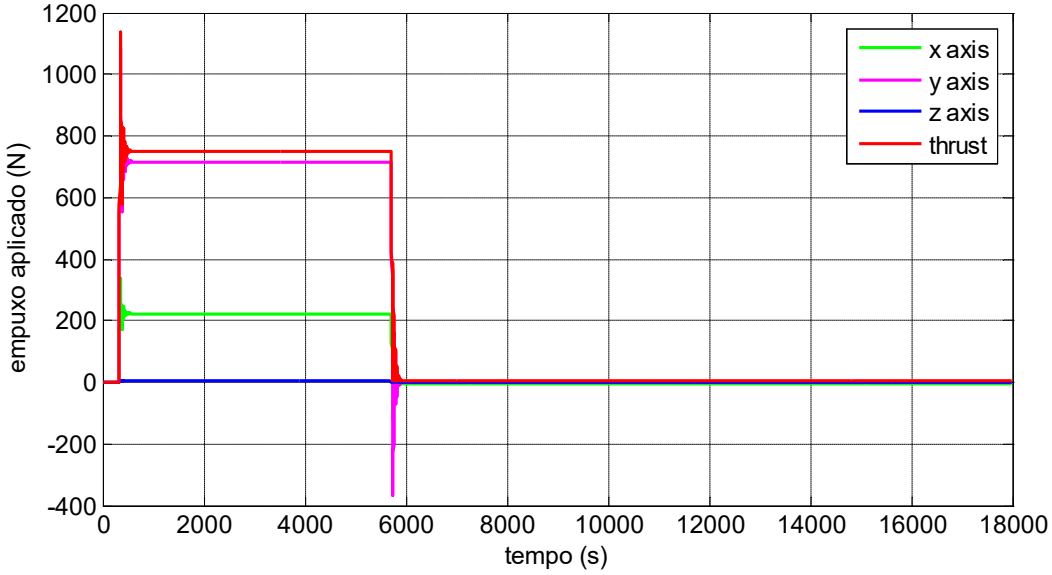
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.25 - Variação da excentricidade devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N).



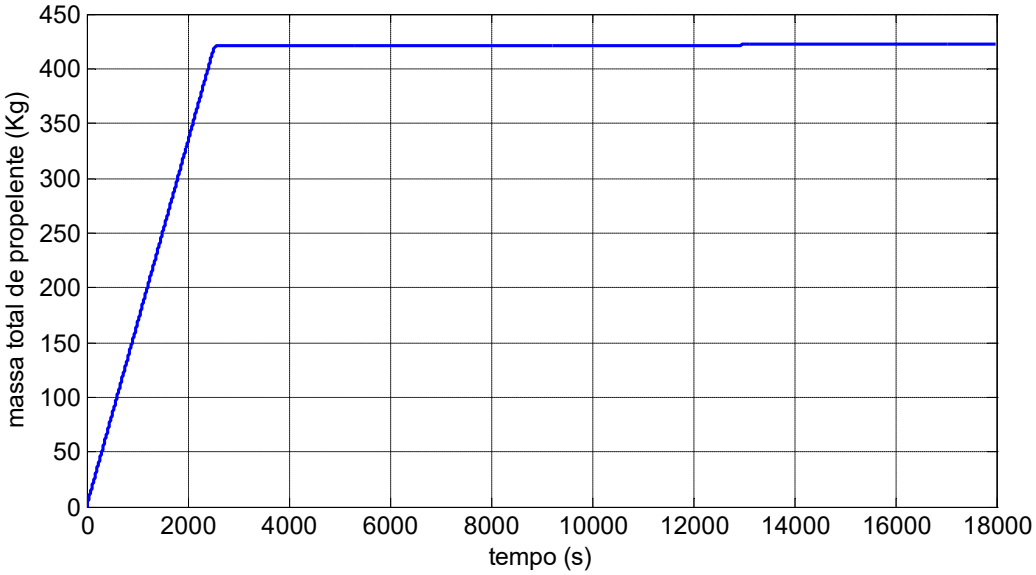
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.26 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N).



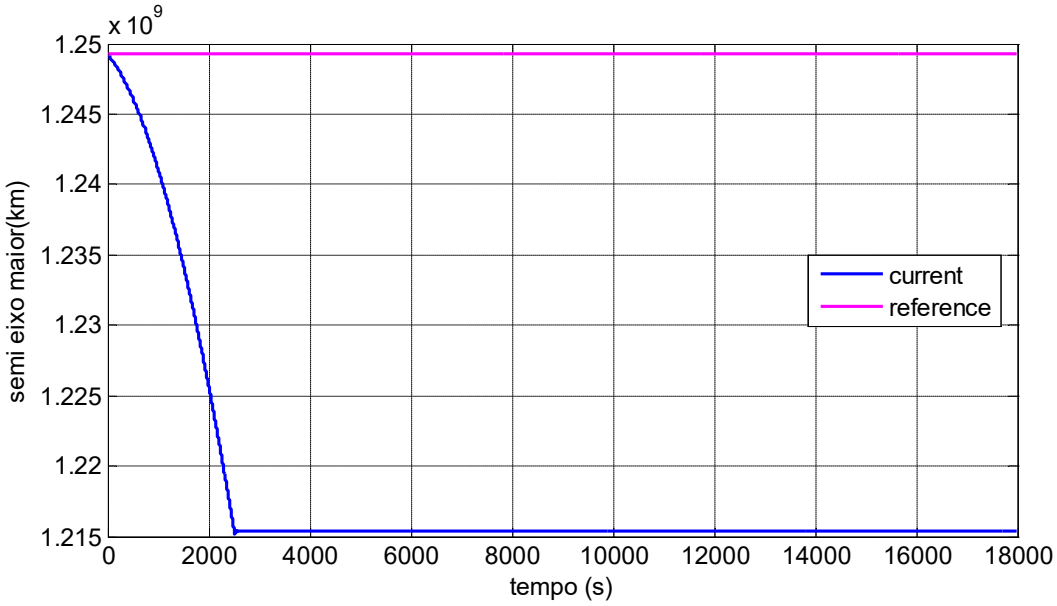
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.27 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N).



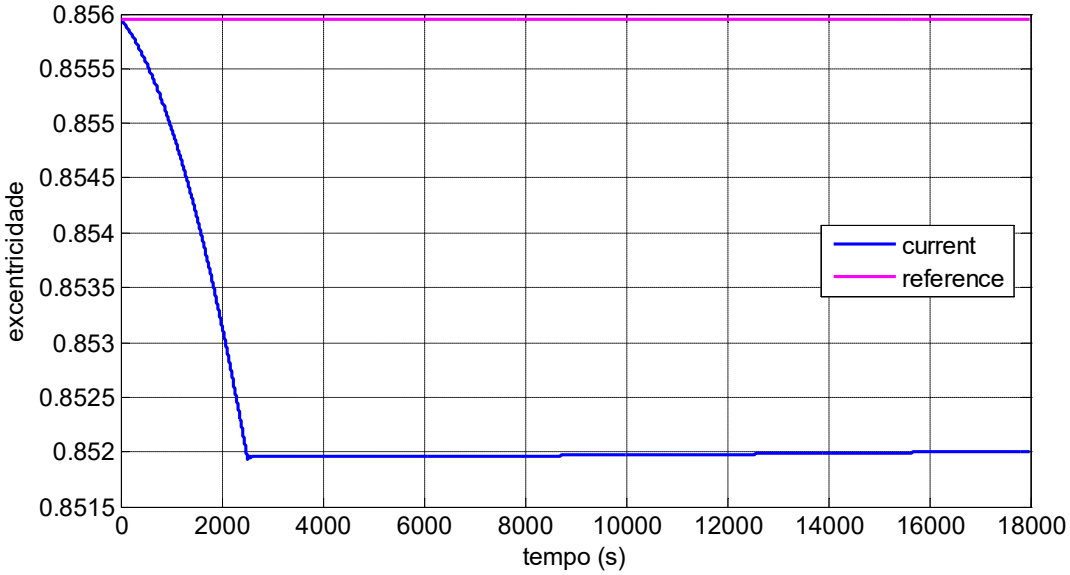
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.28 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N).



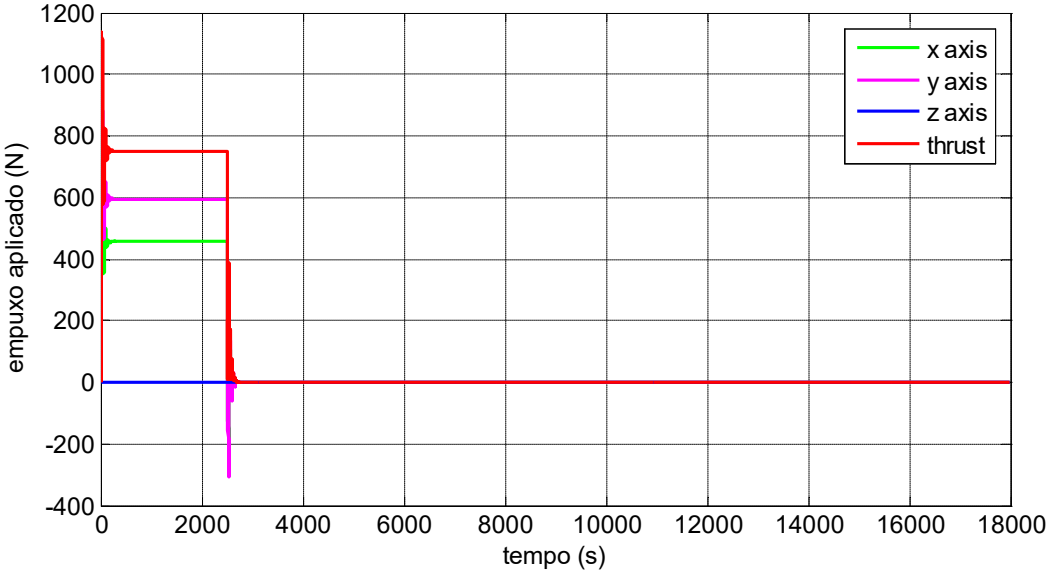
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.29 - - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.30 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Terceiro caso (750 N).



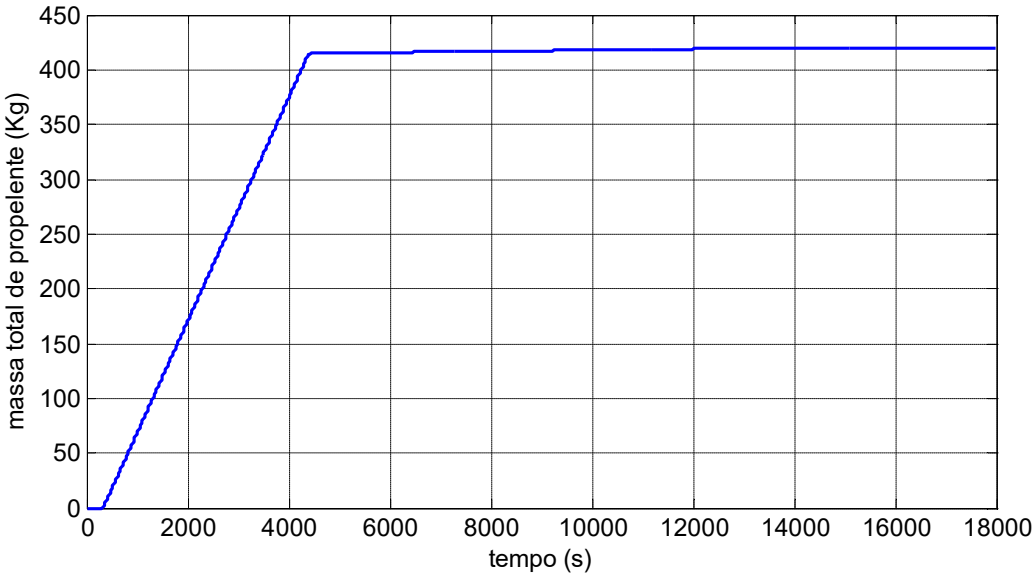
Fonte: Produção do autor.

Novamente o gráfico de variação do empuxo segue o mesmo padrão com oscilações devido ao regime transitório. Quanto a variação de massa (Figura 7.22 e Figura 7.26) para o primeiro empuxo é gasta uma massa de 420,55 kg e para o segundo 422,07 kg. Quanto a Figura 7.27 e Figura 7.28, o semi eixo fica um pouco mais próximo do desejado chegando A 1.215.364,03 km e a excentricidade fica em torno de 0,8520 novamente.

7.2.4 Cenário 1 – Quarto caso (1000 N)

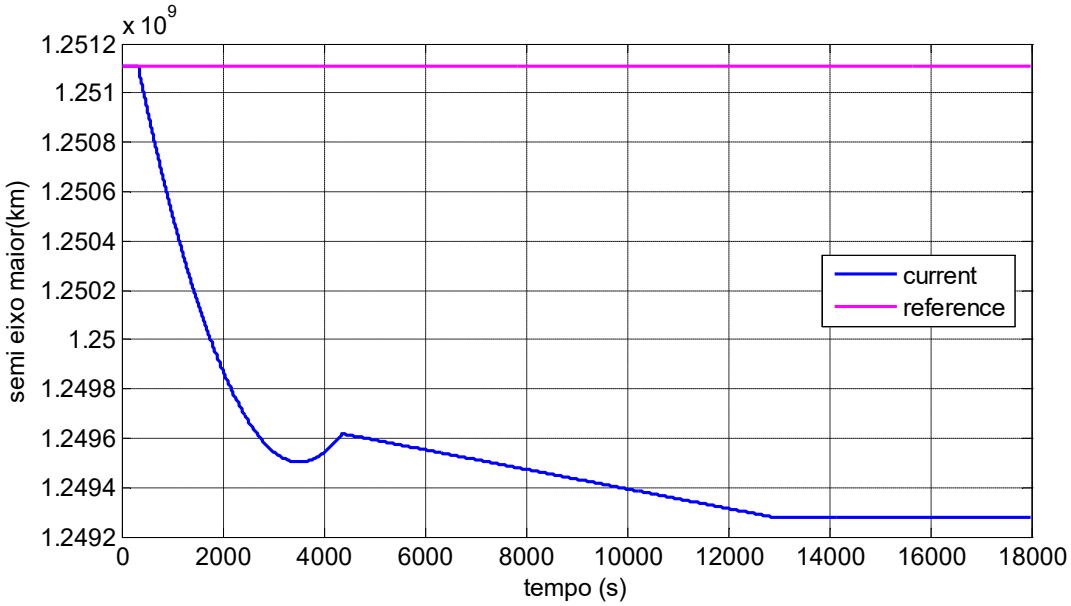
Os gráficos de variação dos parâmetros orbitais, consumo de propelente e empuxo aplicado no tempo podem ser vistos da Figura 7.30 à Figura 7.33 para o primeiro empuxo e da Figura 7.34 à Figura 7.37 para o segundo.

Figura 7.31 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N).



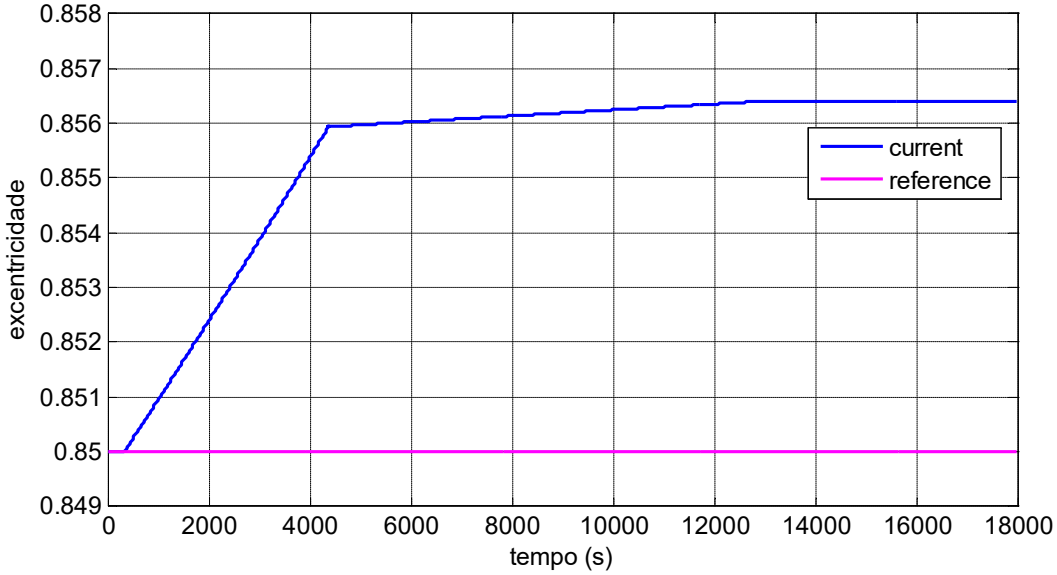
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.32 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N).



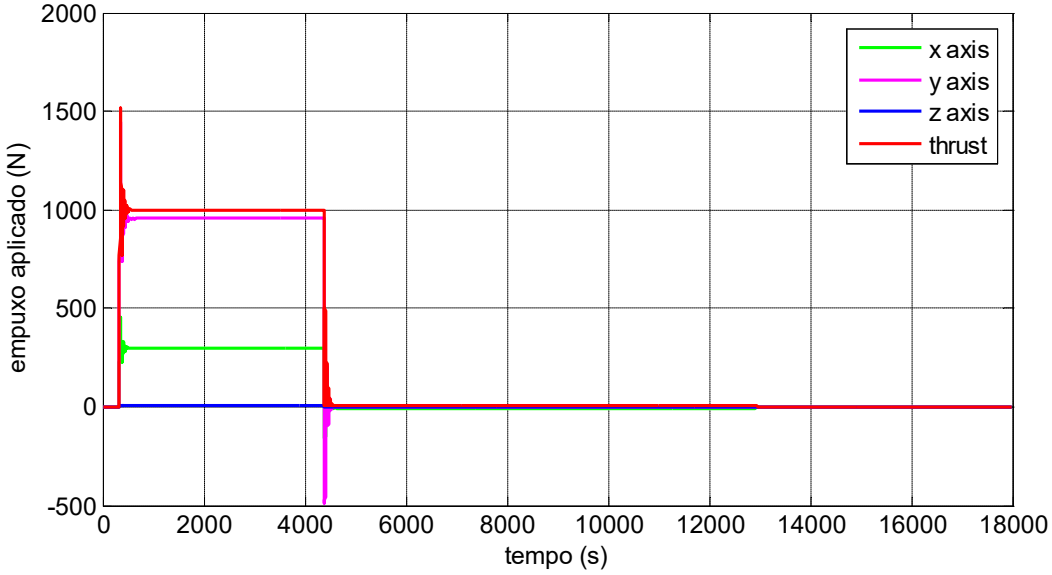
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.33 - Variação da excentricidade devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N).



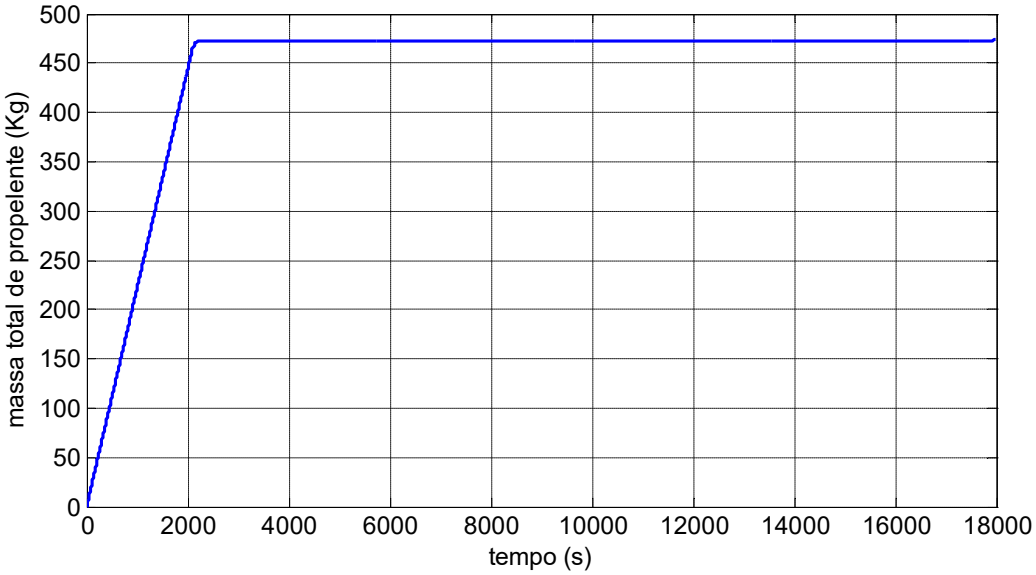
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.34 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N).



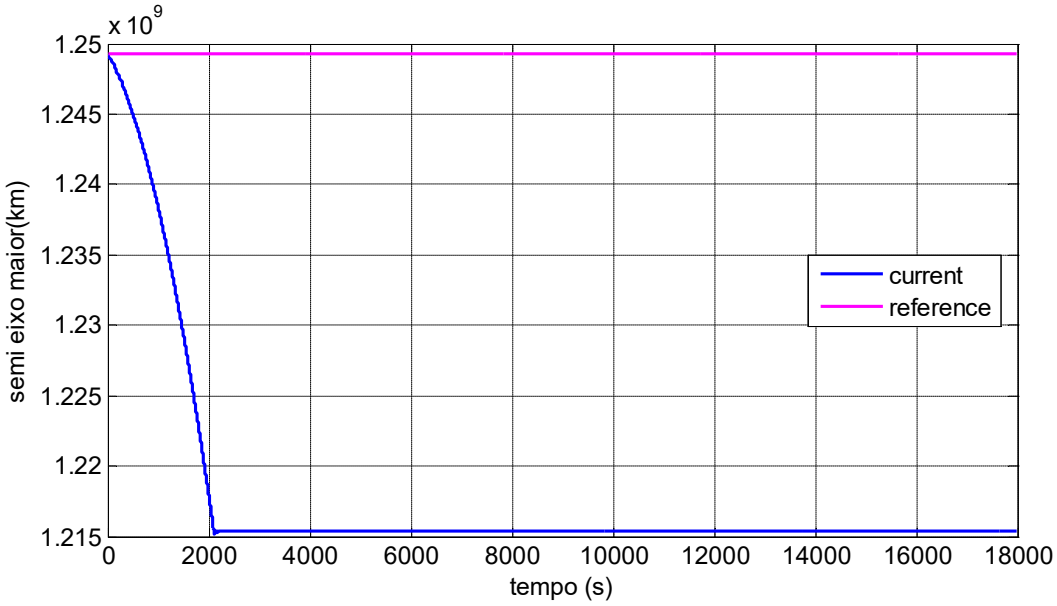
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.35 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N).



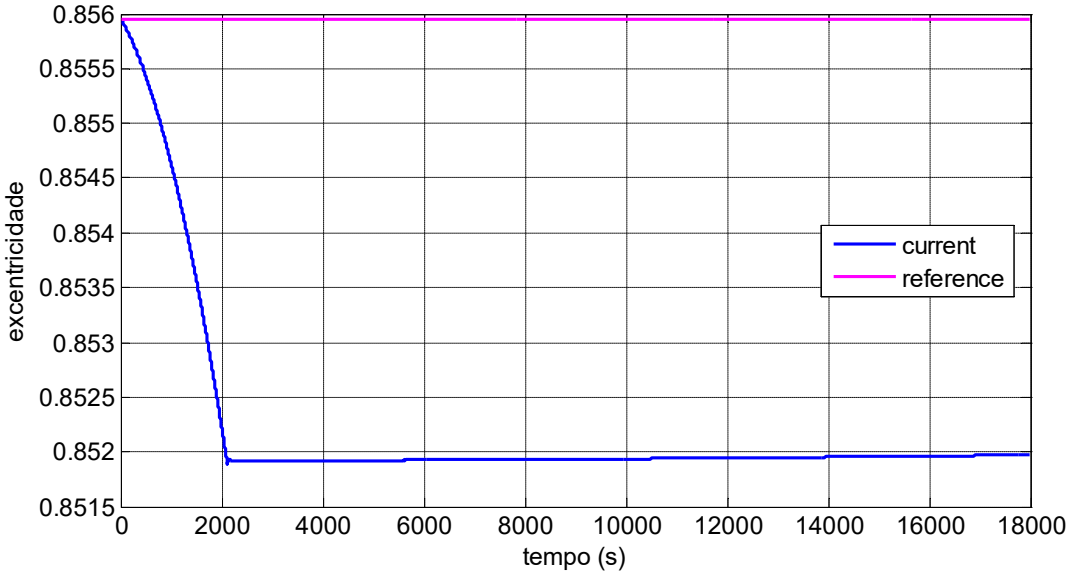
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.36 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N).



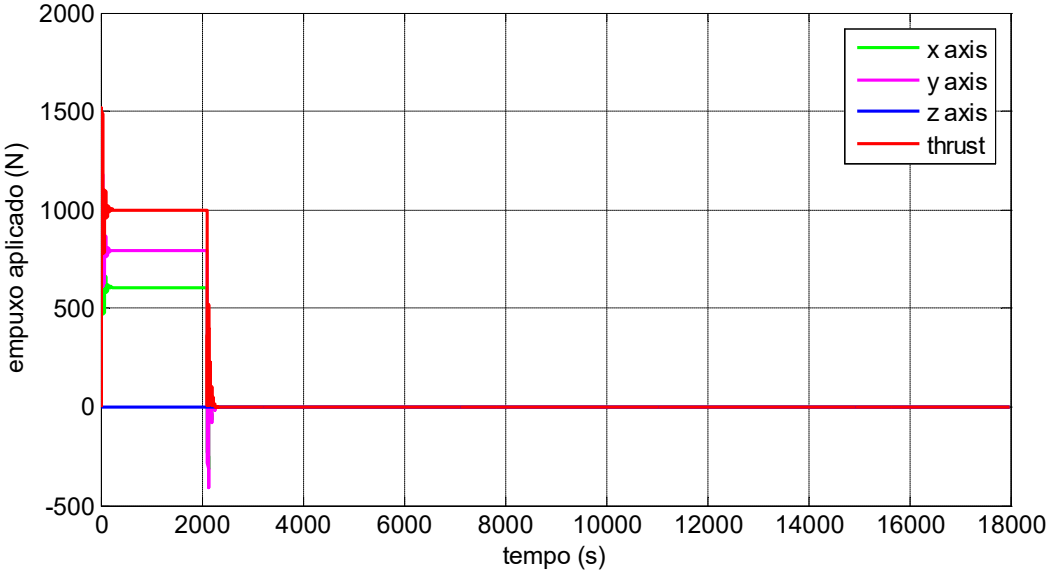
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.37 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.38 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1000 N).



Fonte: Produção do autor.

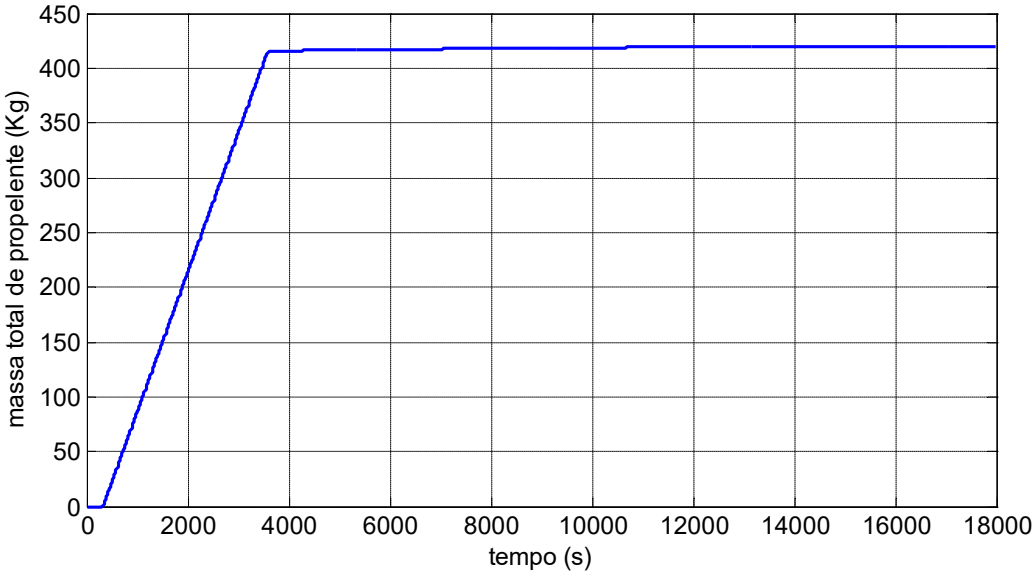
Neste caso a massa utilizada no primeiro empuxo foi de 419,51 kg, já no segundo são gastos aproximadamente 473,27 kg como pode ser observado na Figura 7.30 e Figura 7.34. Com relação aos parâmetros orbitais aqui exibidos nenhum dos dois mudou muito com relação às simulações anteriores o semi eixo continua próximo ao desejado, igual a

1.215.364,01 km e a excentricidade teve um erro um pouco menor se estabilizando em 0,8519.

7.2.5 Cenário 1 – Quarto caso (1250 N)

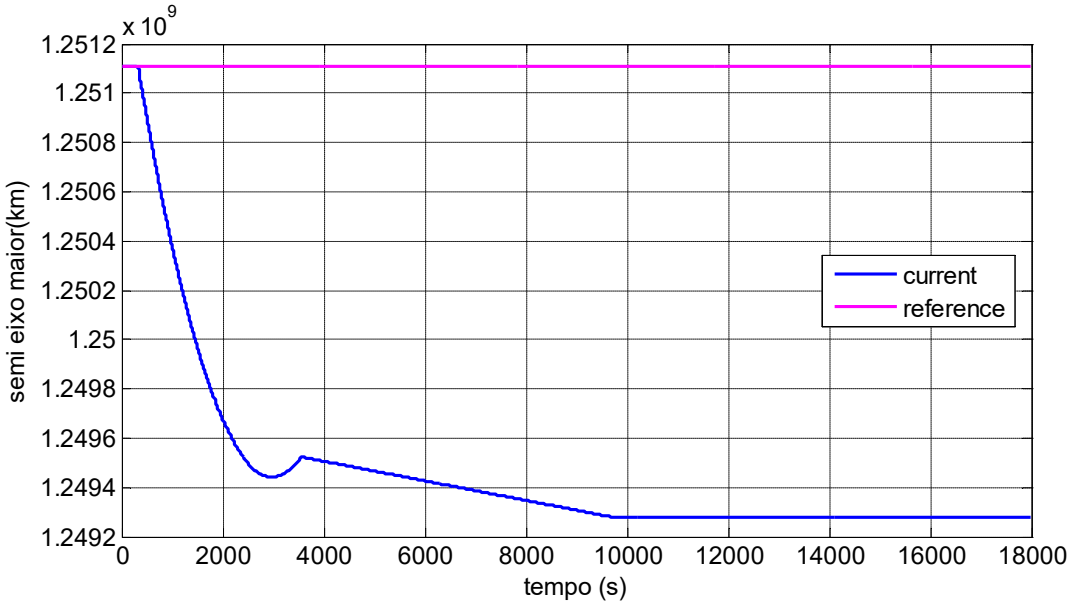
Agora serão novamente apresentados os gráficos de variação de massa de propelente, variação do semi eixo e excentricidade e também empuxo aplicado tanto para o primeiro quanto para o segundo empuxo da Figura 7.38 até a Figura 7.45.

Figura 7.39 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N).



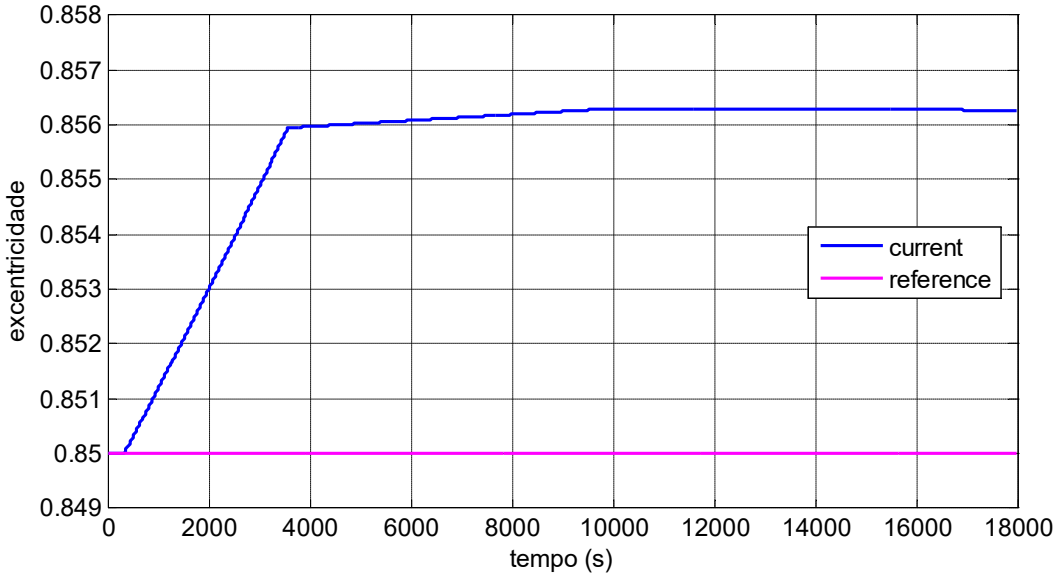
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.40 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N).



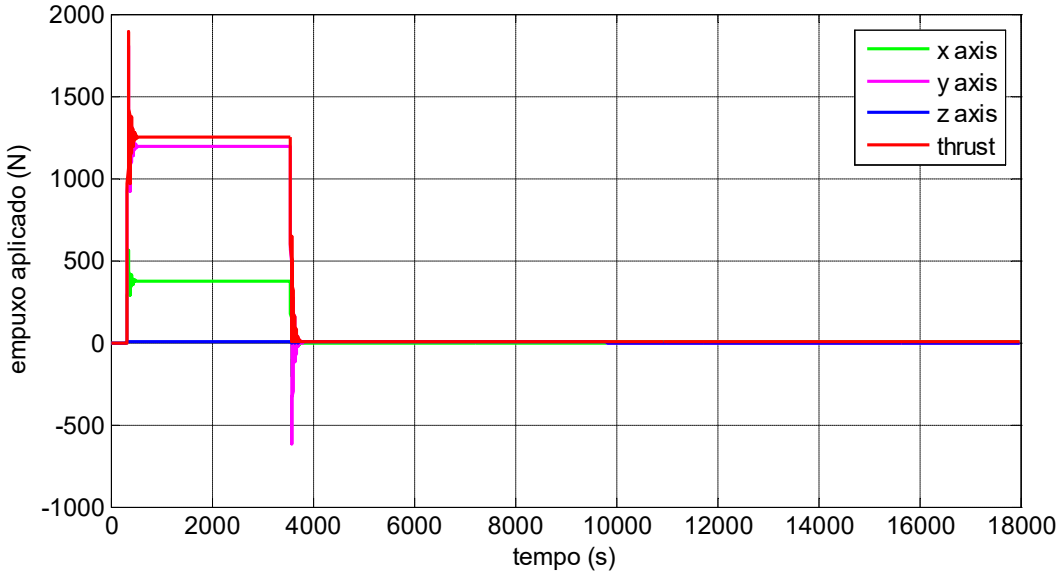
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.41 - Variação da excentricidade devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N).



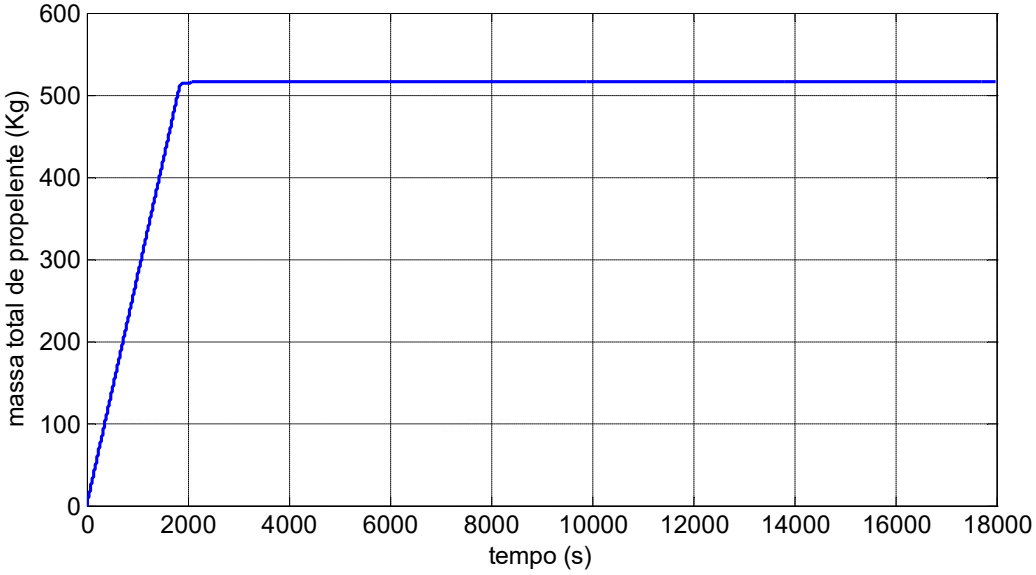
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.42 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N).



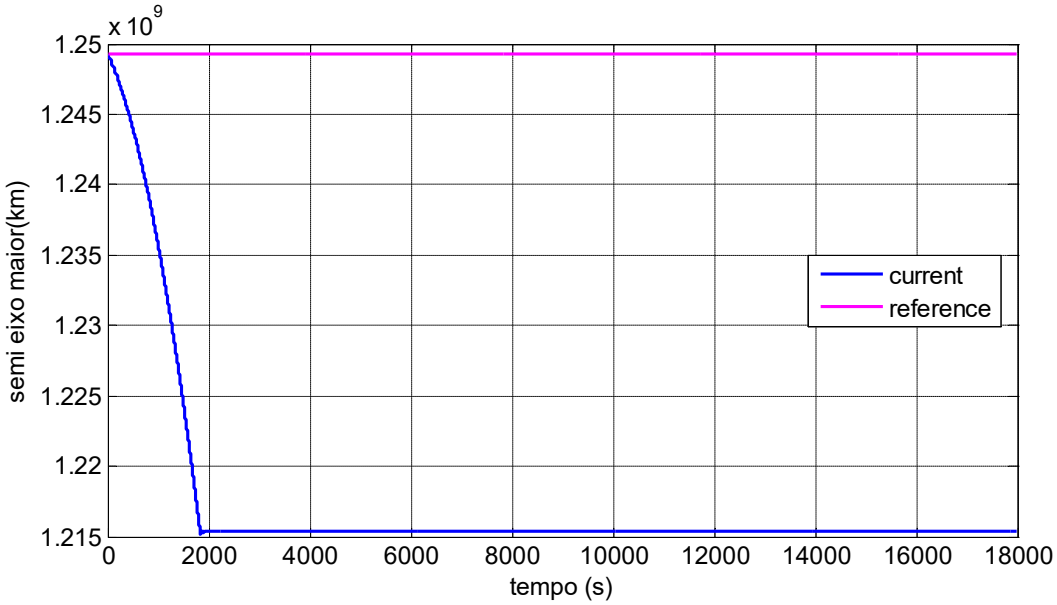
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.43 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N).



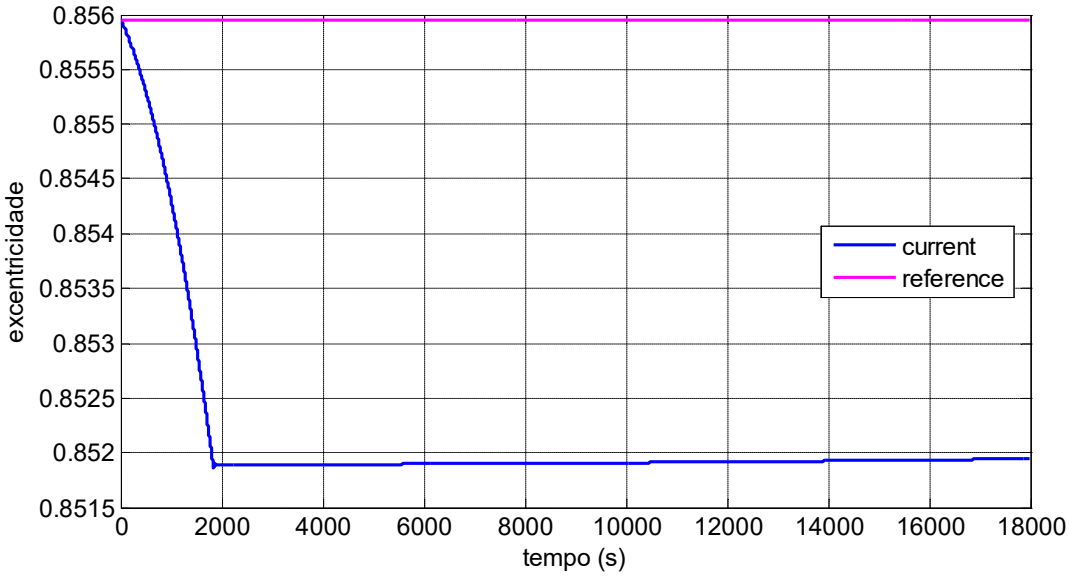
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.44 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N).



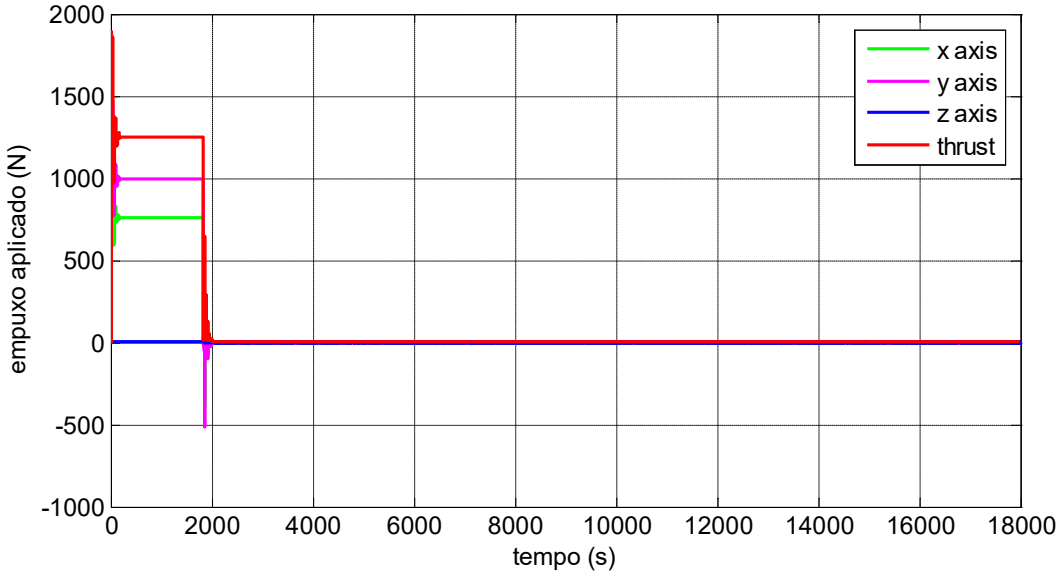
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.45 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.46 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1250 N).



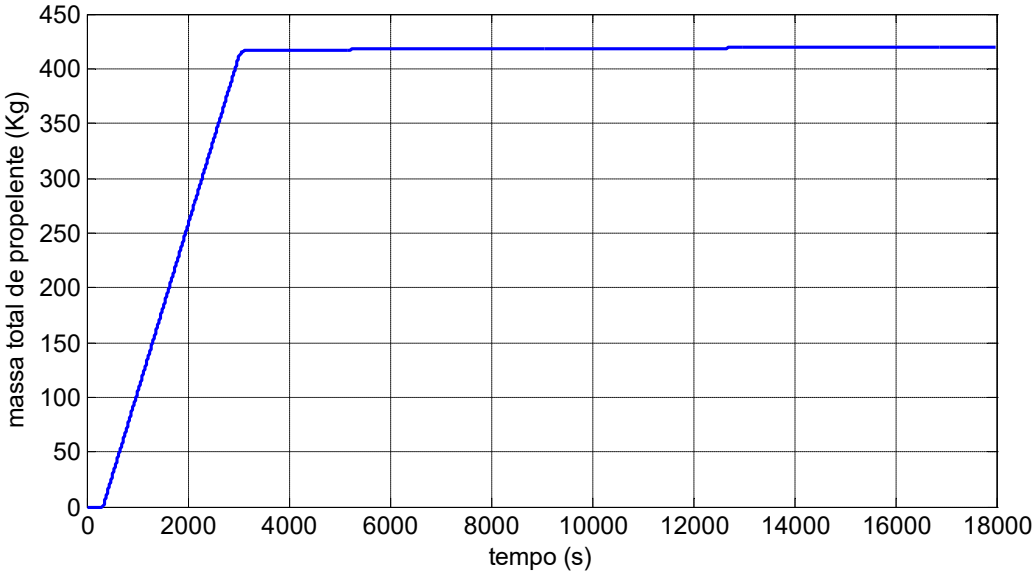
Fonte: Produção do autor.

Aqui como pode-se observar na Figura 7.38 e na Figura 7.42 do consumo de propelente com o tempo, a massa de combustiível utilizada para o primeiro e segundo empuxo foram de respectivamente 419,12 kg e aproximadamente 516,18 kg. O semi eixo variou conforme anteriormente chegando em 1.215.363,98 (Figura 7.43) e a excenicidade ficou em um valor igual a 0,8519 se aproximando um pouco mais do valor desejado (Figura 7.44) e consequentemente chegou mais próximo ao semi eixo desejado de 0,85.

7.2.6 Cenário 1 – Sexto caso (1500 N)

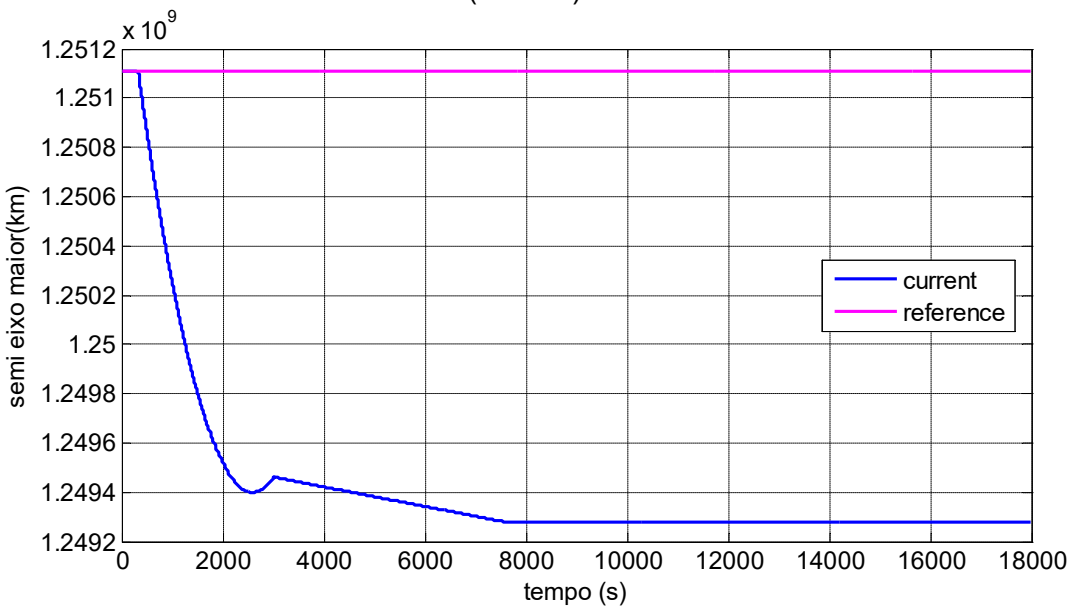
Para o caso de capacidade do propulsor de 1500N os gráficos de variação de sem iexo, excentricidade, consumo de combustível e empuxo aplicado podem ser vistos na Figura 7.47 até Figura 7.49 para o primeiro empuxo e da Figura 7.50 à Figura 7.53 para o segundo empuxo.

Figura 7.47 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – sexto caso (1500 N).



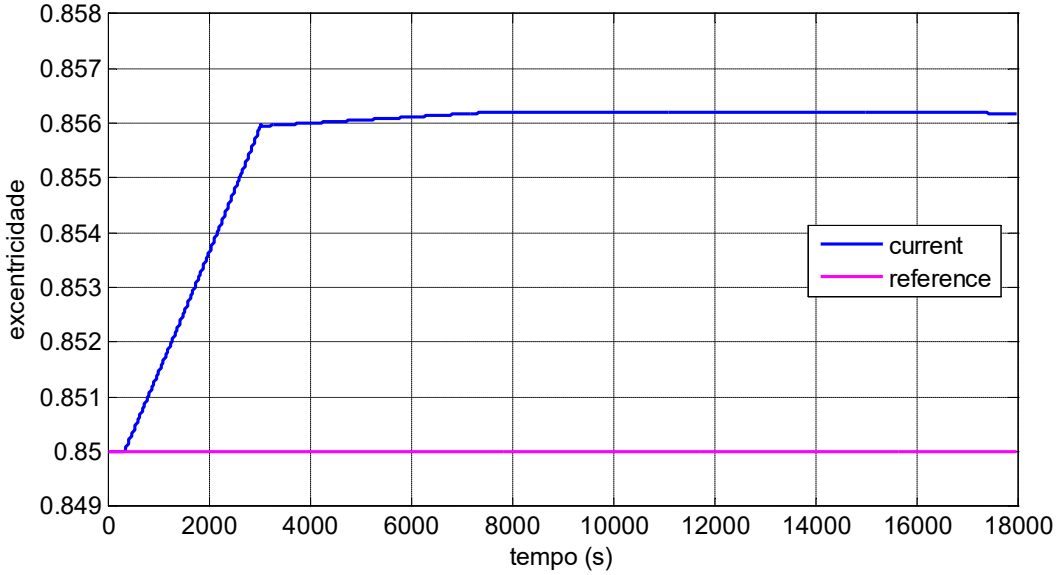
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.48 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – sexto caso (1500 N).



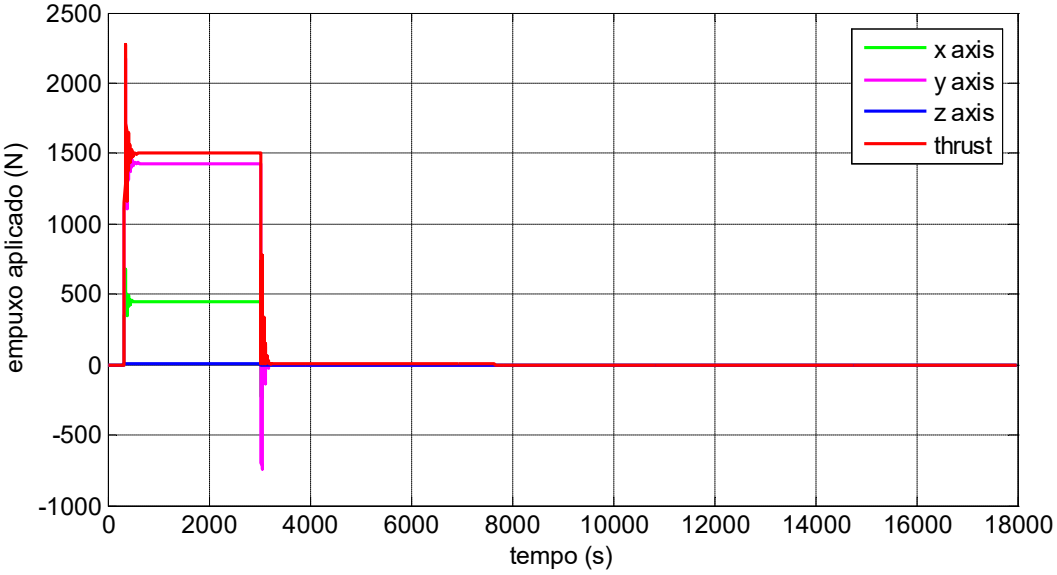
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.49 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – sexto caso (1500 N).



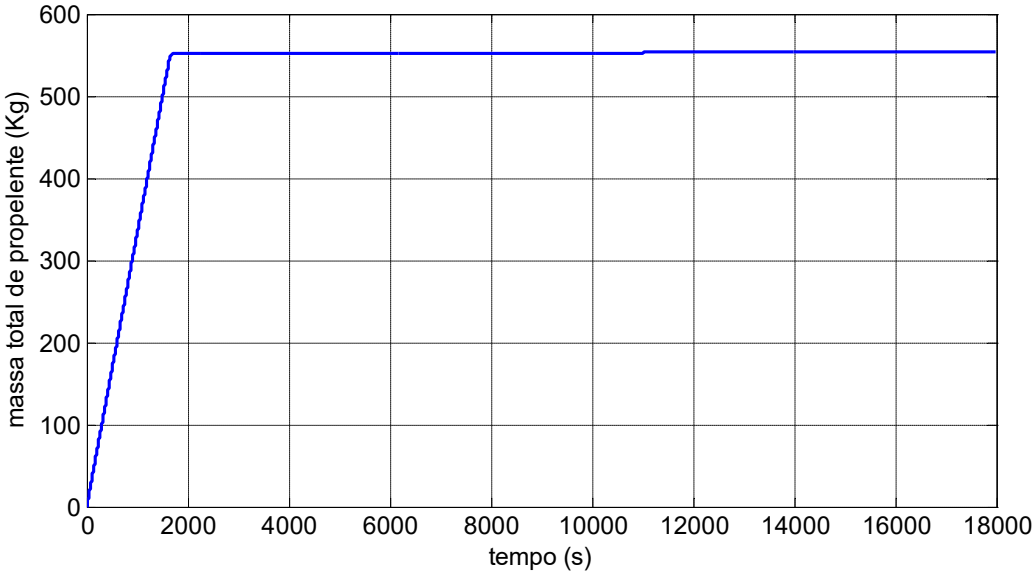
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.50 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – sexto caso (1500 N).



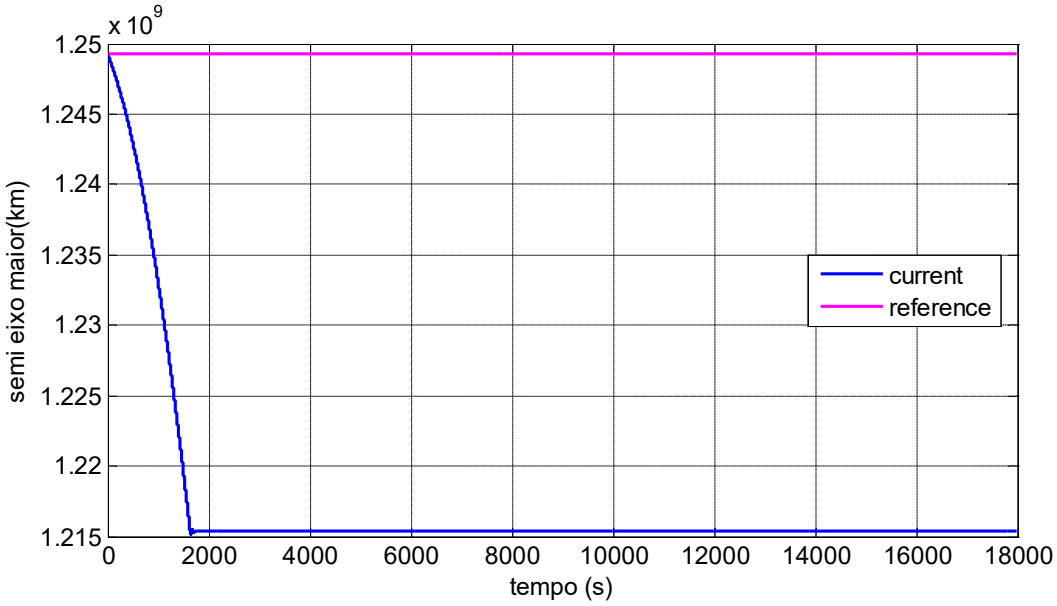
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.51 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – sexto caso (1500 N).



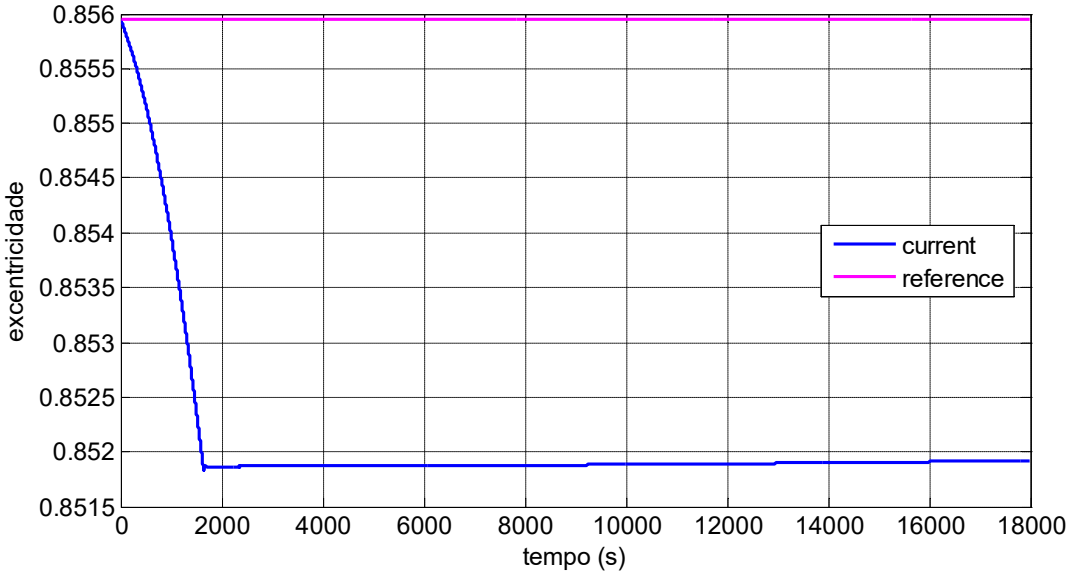
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.52 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – sexto caso (1500 N).



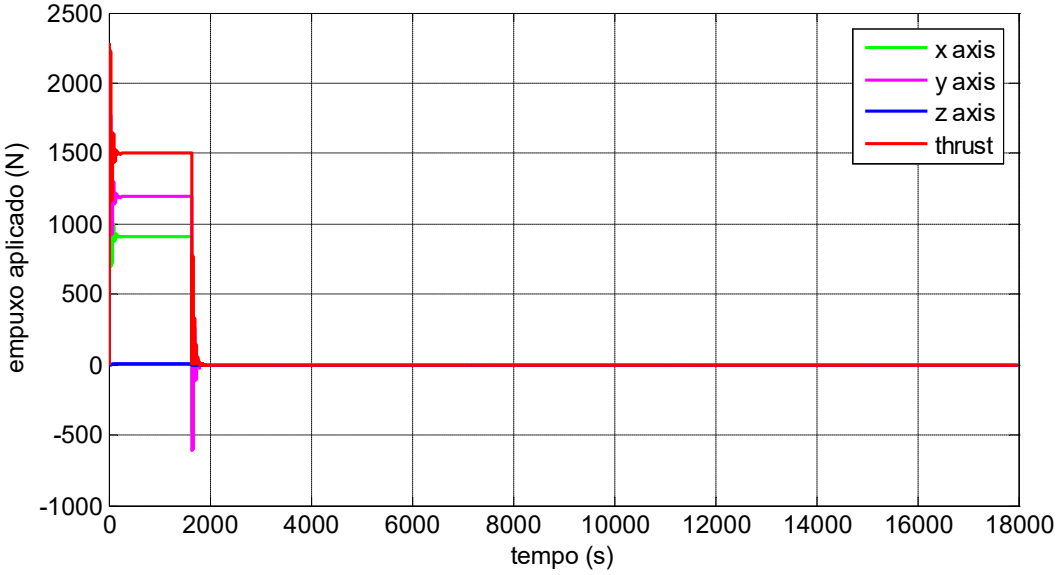
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.53 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – sexto caso (1500 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.54 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – sexto caso (1500 N).



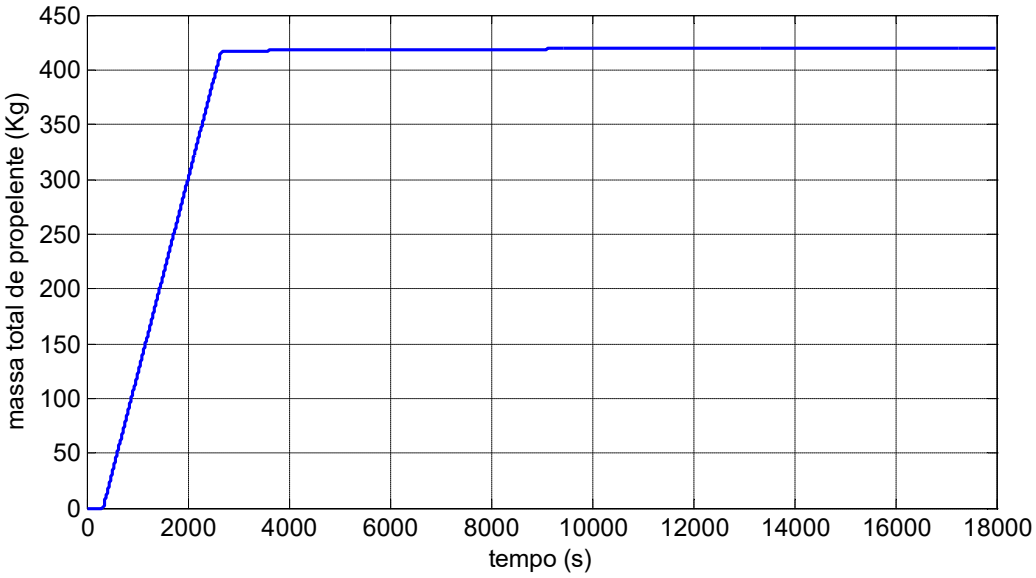
Fonte: Produção do autor.

Para o propulsor de capacidade 1500 N no primeiro empuxo a massa de propelente consumida foi de 419,05 kg como pode ser visto na Figura 7.46 e para o segundo empuxo 553,33 kg que também pode ser visto na Figura 7.50. Com relação aos parâmetros orbitais que estão sendo aqui apresentados, observa-se na Figura 7.51 e na Figura 7.52 o semi eixo chega à 1.215.364,05 km e a excentricidade fica igual a 0,8519.

7.2.7 Cenário 1 – Quarto caso (1750 N)

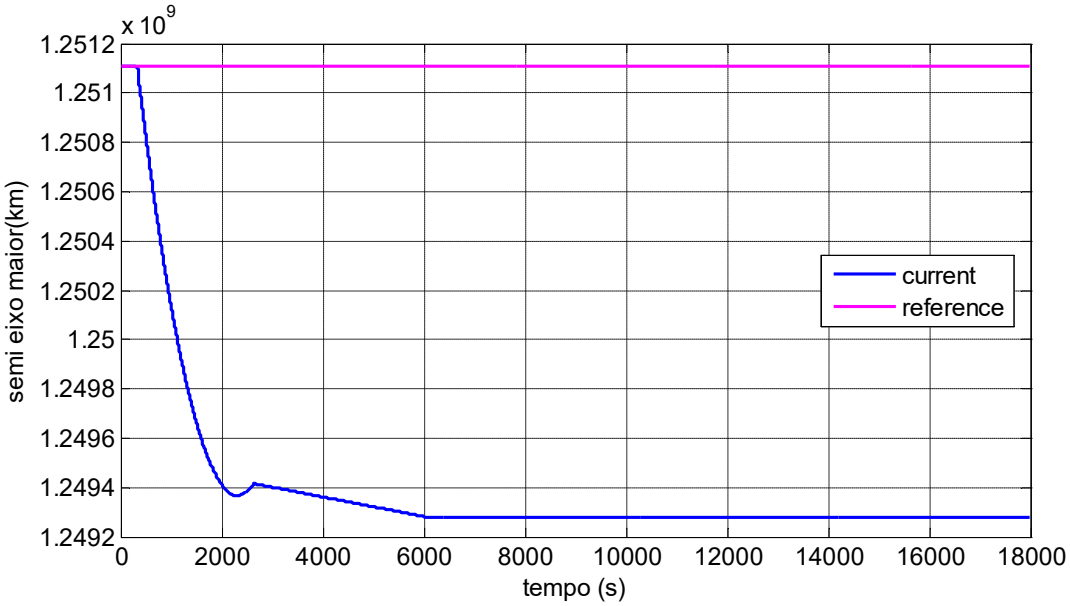
A partir da Figura 7.54 até a Figura 7.61 serão apresentados os gráficos de consumo de propelente, variação do semi eixo e excentricidade e empuxo aplicado para o primeiro e também para o segundo empuxo, estes gráficos se referem à uma capacidade de propulsor de 1750 N.

Figura 7.55 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N).



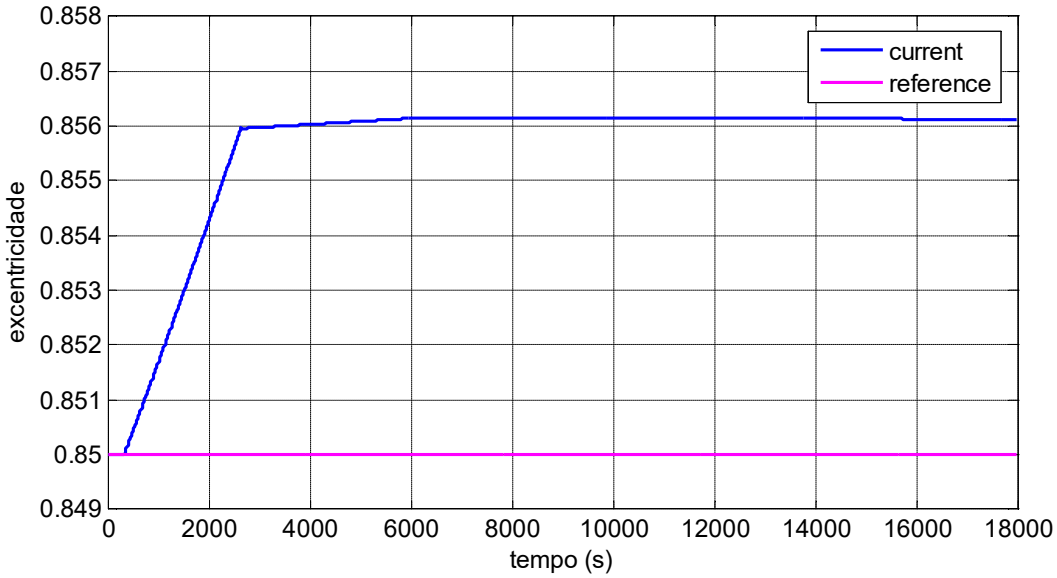
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.56 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N).



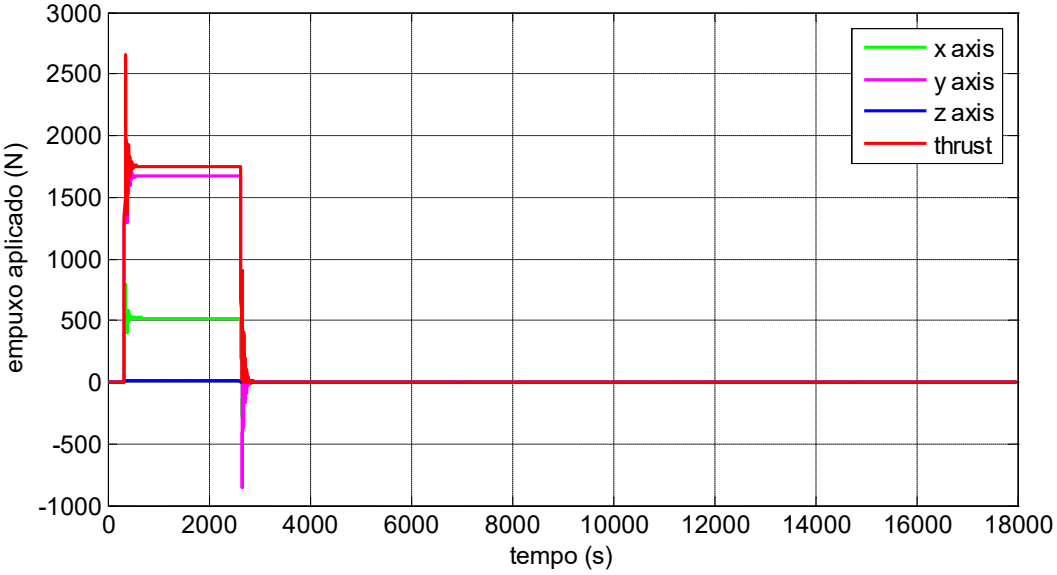
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.57 - Variação da excentricidade devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N).



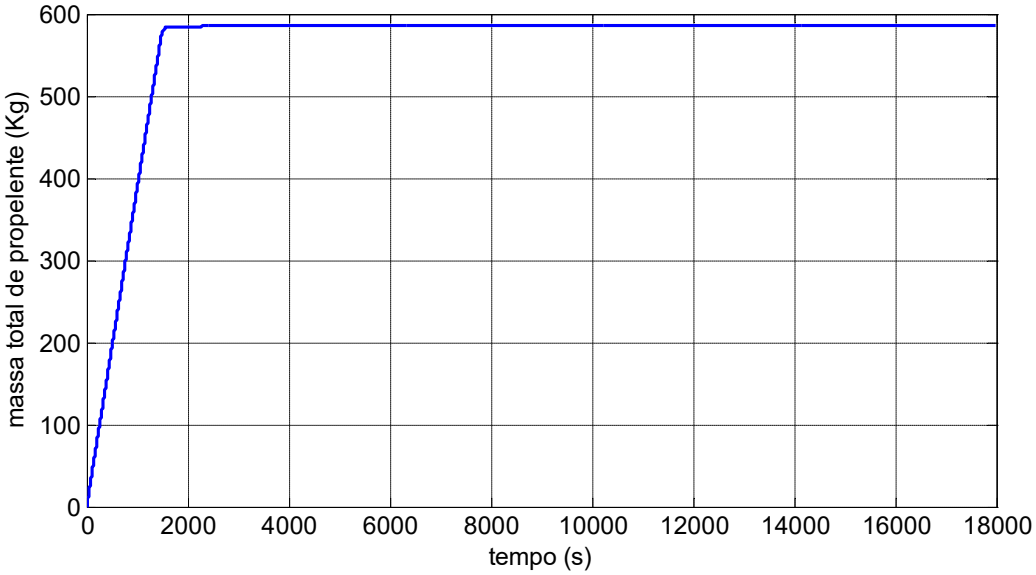
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.58 - Variação do primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N).



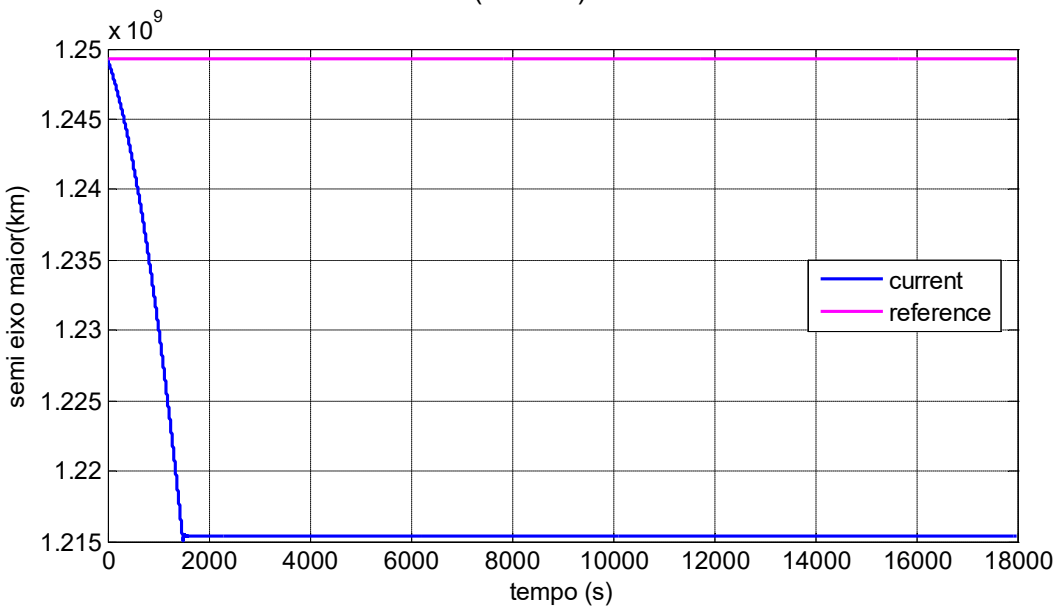
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.59 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N).



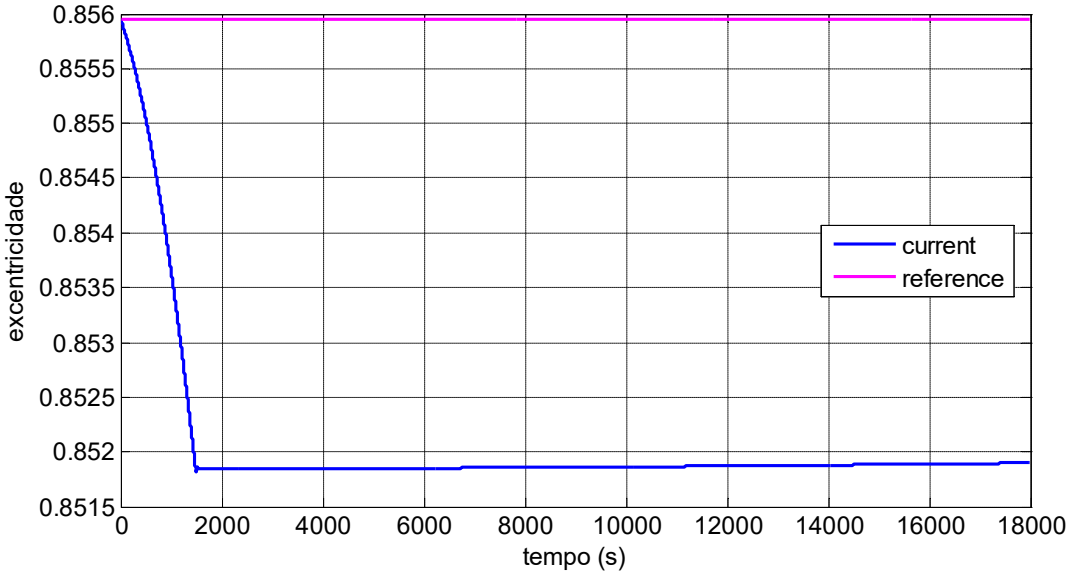
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.60 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N).



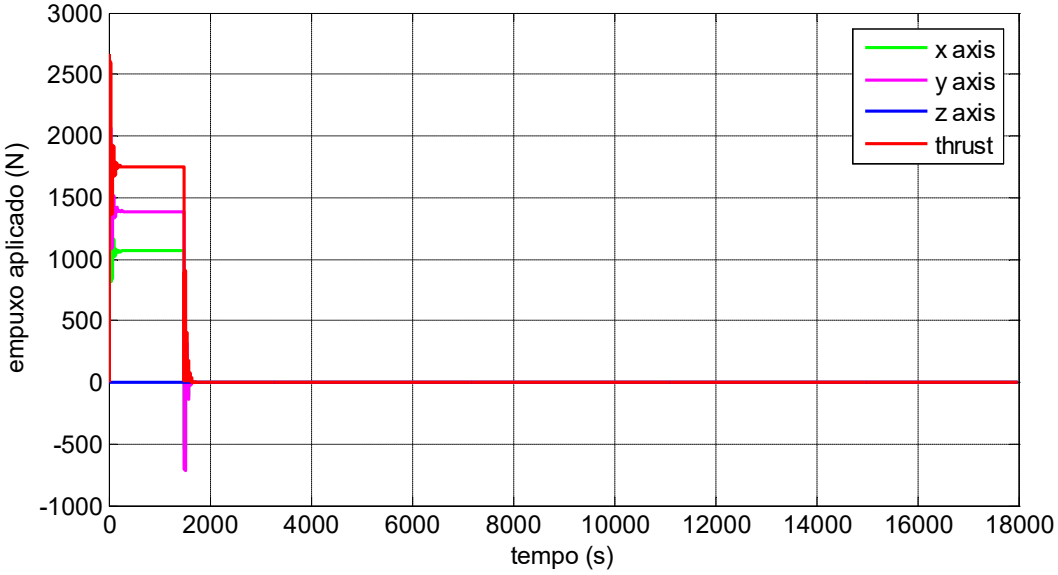
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.61 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.62 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Quarto caso (1750 N).



Fonte: Produção do autor.

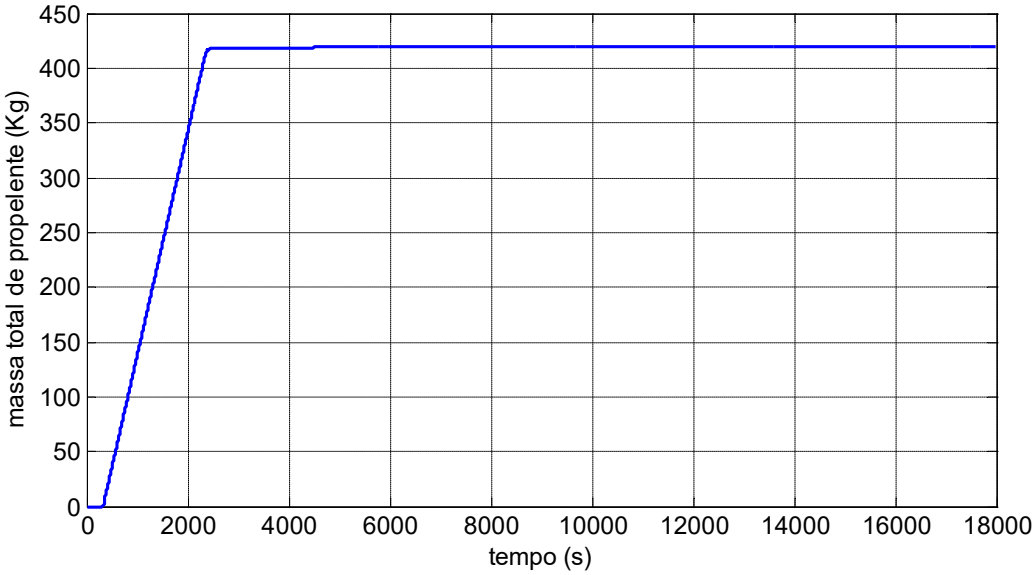
Nesta simulação para o propulsor de capacidade de 1750 N visualiza-se na Figura 7.54 e na Figura 7.58 que o consumo para o primeiro empuxo foi de 419,18 kg e para o segundo foram gastos 585,96 kg totalizando 1005,15 kg. Para o semi eixo final este continua próximo ao valor desejado sendo igual a 1215363,99 km, e A Excentricidade é igual a

0,8518 se aproximando um pouco mais de 0,85 neste caso diminuindo assim o erro.

7.2.8 Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N)

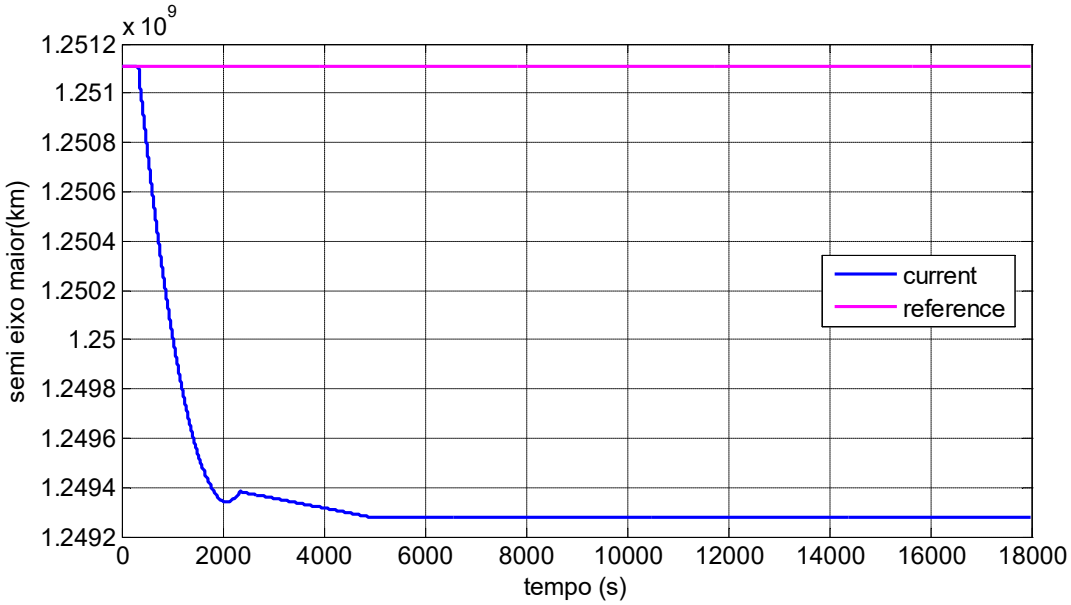
Por fim para uma capacidade do propulsor de 2000 N novamente serão apresentados os mesmos gráficos das seções anteriores tanto para o primeiro (Figura 7.62 à Figura 7.65) quanto para o segundo empuxo (Figura 7.66 até Figura 7.69).

Figura 7.63 - Massa de propelente consumida para o primeiro empuxo. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N).



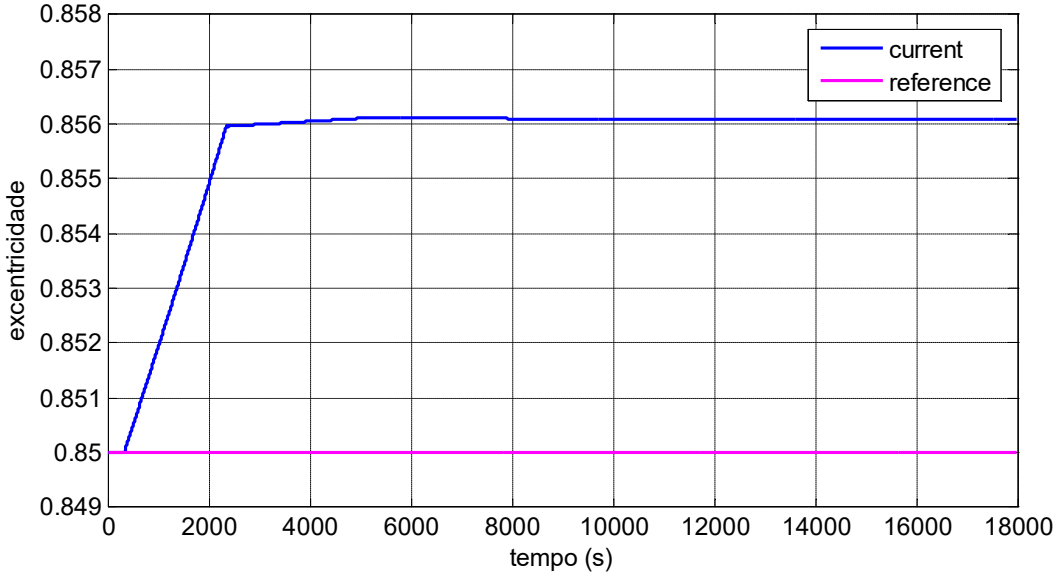
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.64 - Variação do semi eixo devido ao primeiro empuxo aplicado. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N).



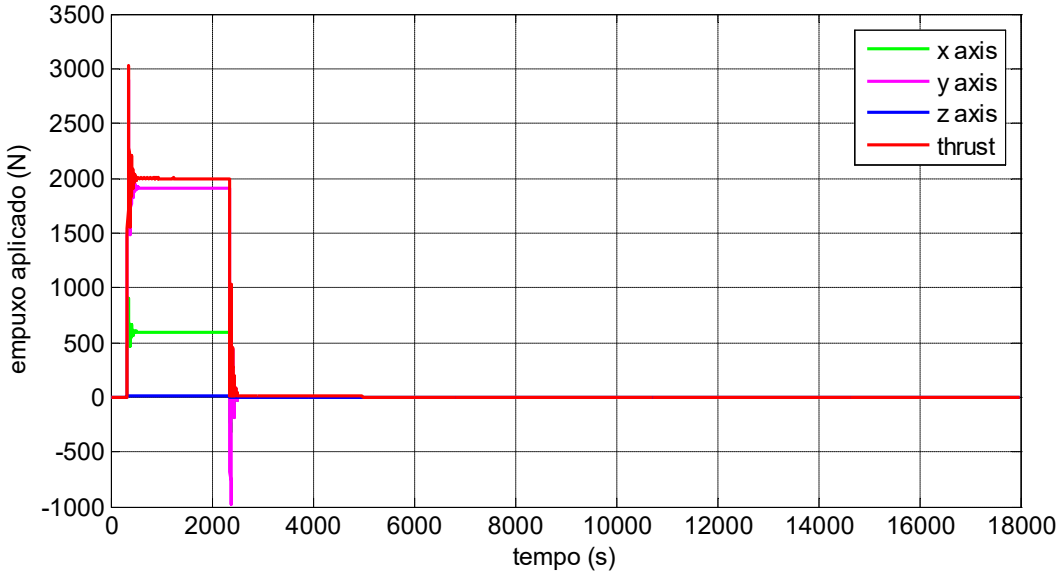
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.65 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N).



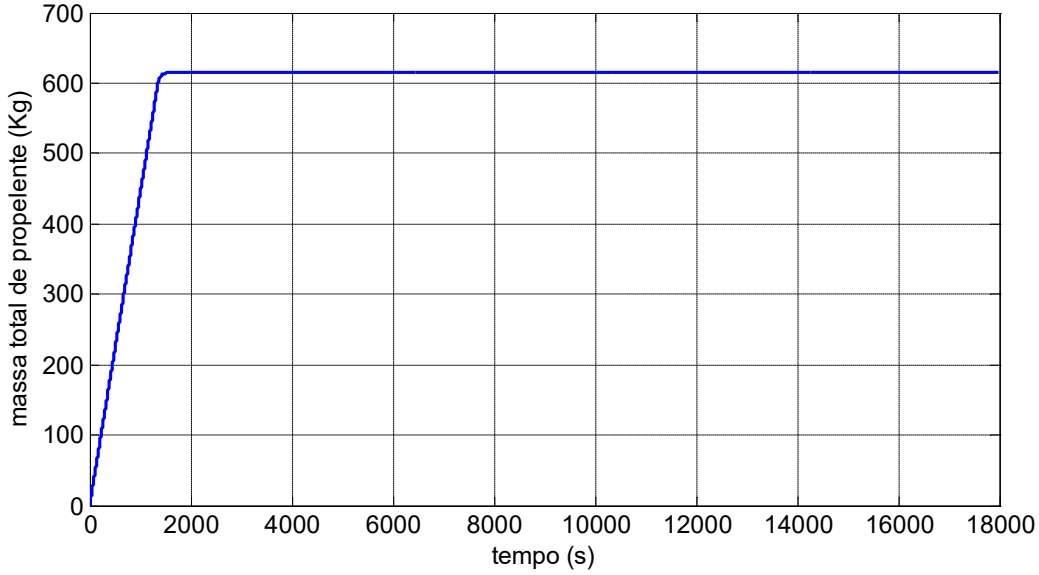
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.66 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N).



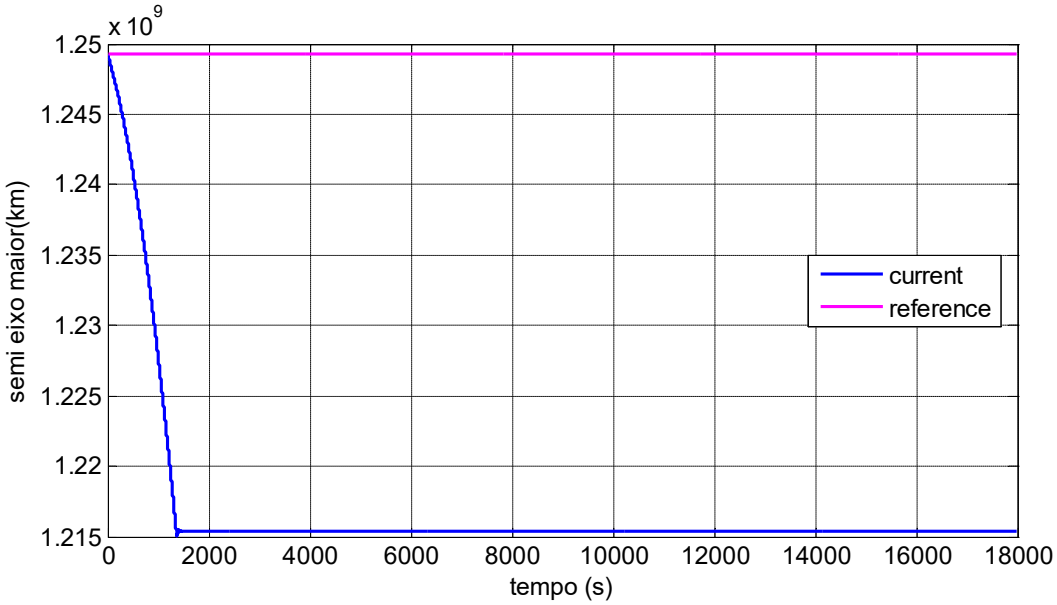
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.67 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N).



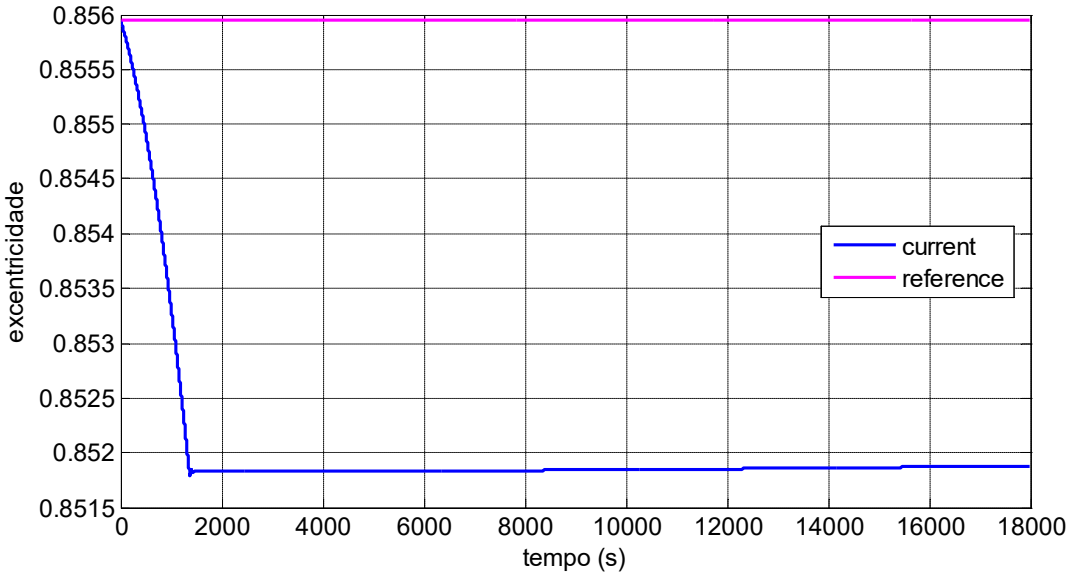
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.68 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N).



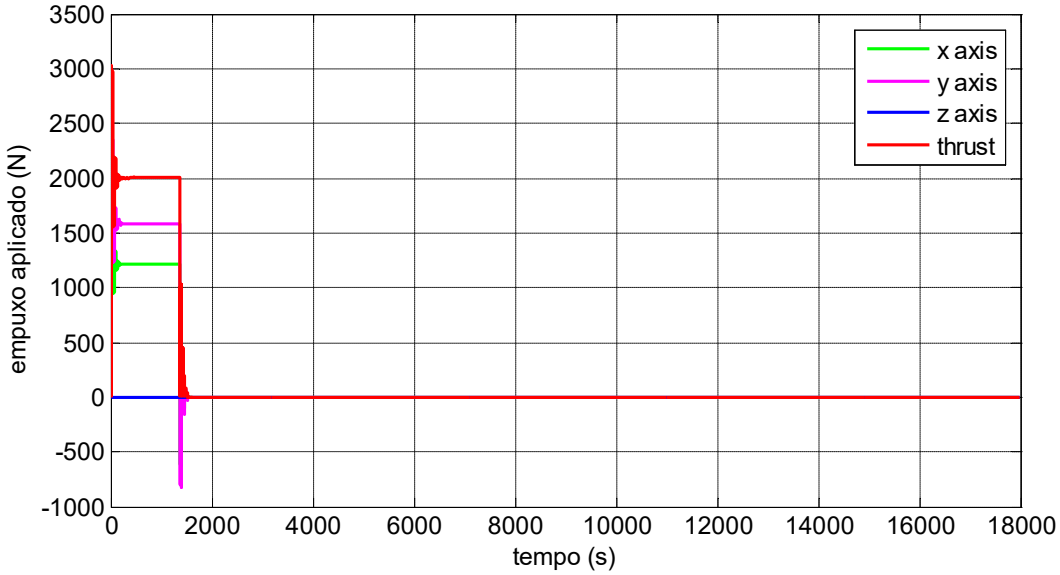
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.69 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.70 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 1 – Oitavo caso (2000 N).



Fonte: Produção do autor.

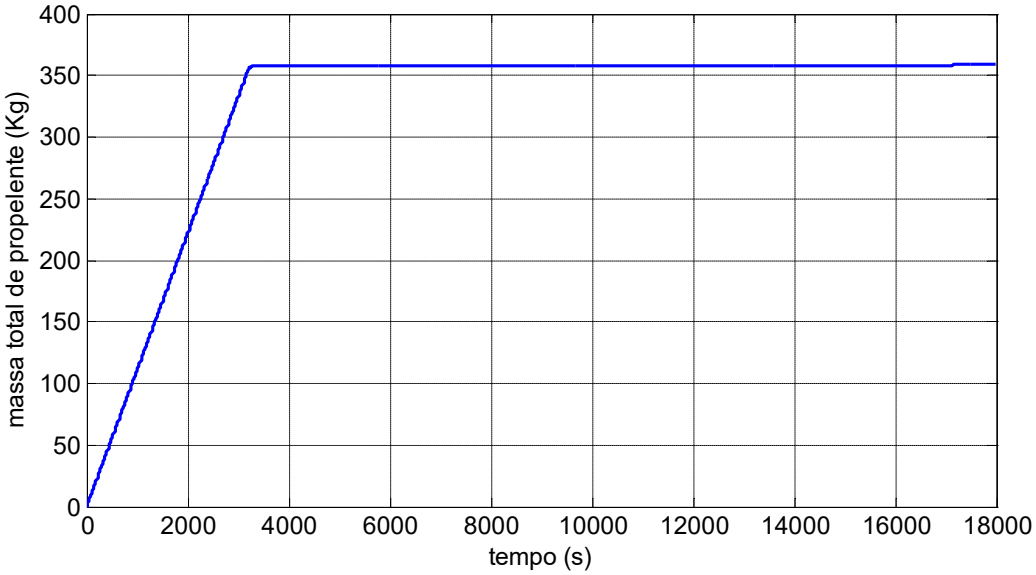
Da Figura 7.62 e Figura 7.66 observa-se que o consumo de propelente no primeiro empuxo foi de 419,6 kg, já para o segundo foi de 615,40 kg totalizando 1035,01 kg consumidos. Quanto aos parâmetros orbitais que estão sendo levados em conta nesta análise o semi eixo chega à 1215364,11 km e a excentricidade 0,8519.

7.2.9 Cenário 2 - Segundo caso (500 N)

A partir daqui será apresentado o segundo cenário já mencionado anteriormente, onde o primeiro empuxo é fixado com a capacidade de propulsor que gasta menos combustível ou seja o de 250 N, como pode ser visto nos resultados referentes ao primeiro caso, esta análise irá começar com um segundo empuxo de 500 N já que o caso de 250 N já foi apresentado no primeiro caso.

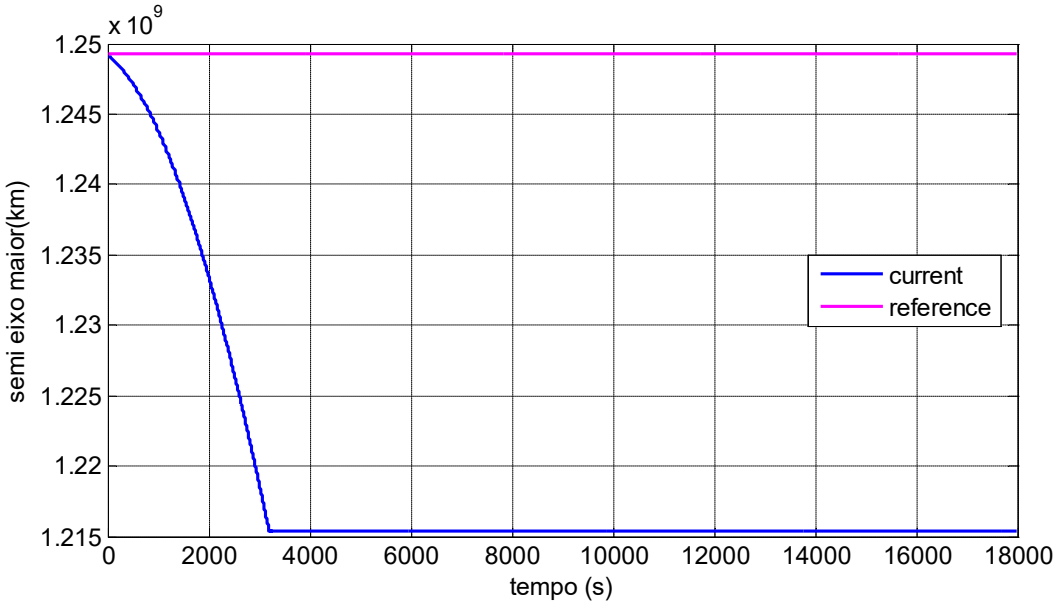
Os gráficos de consumo de combustível, variação de semi eixo e excentricidade e o empuxo aplicado podem ser vistos da Figura 7.70 à Figura 7.73.

Figura 7.71 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Segundo caso (500 N).



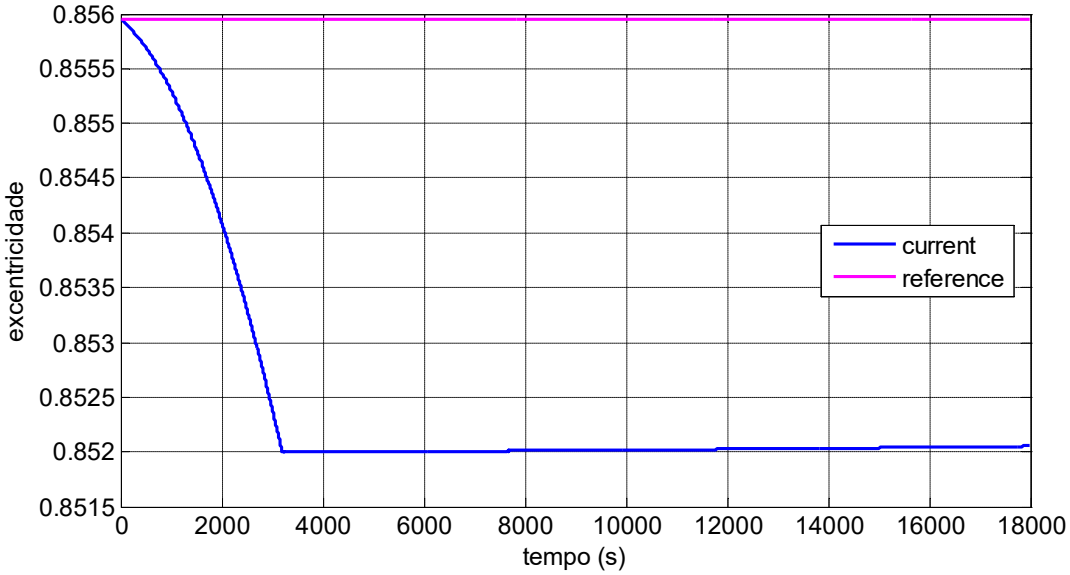
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.72 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Segundo caso (500 N).



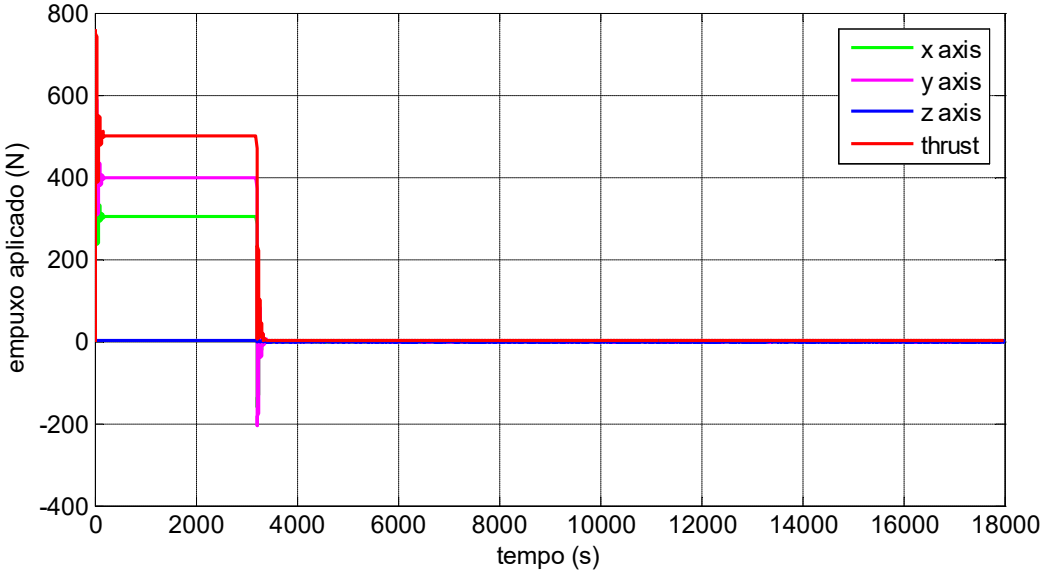
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.73 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Segundo caso (500 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.74 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Segundo caso (500 N).



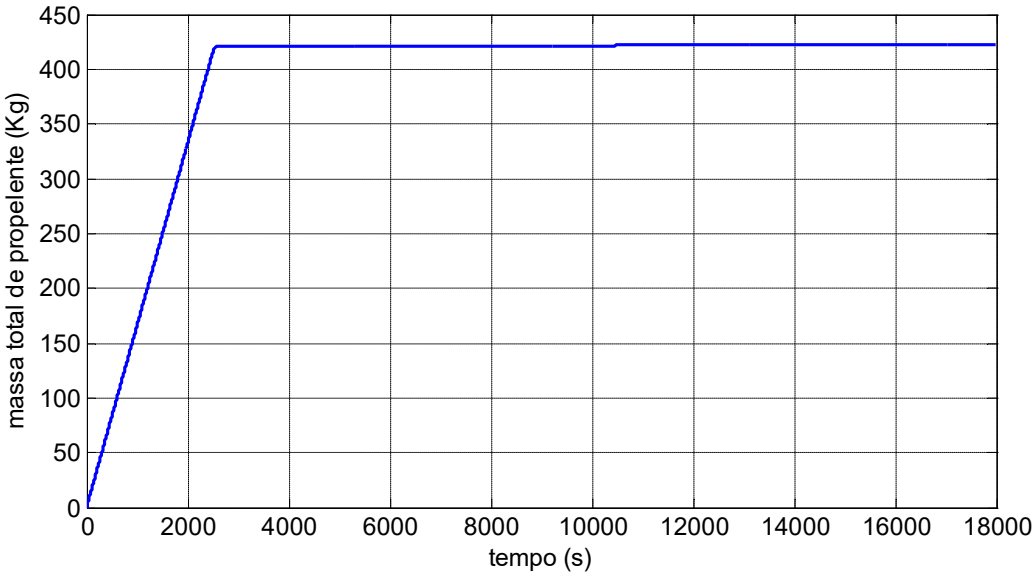
Fonte: Produção do autor.

Aqui a massa consumida de propelente foi igual a 358,55 kg como é possível notar na Figura 7.70, e o semi eixo e excentricidade chegaram à 1.215.364,07 km e 0,8520 respectivamente.

7.2.10 Cenário 2 – Terceiro caso (750 N)

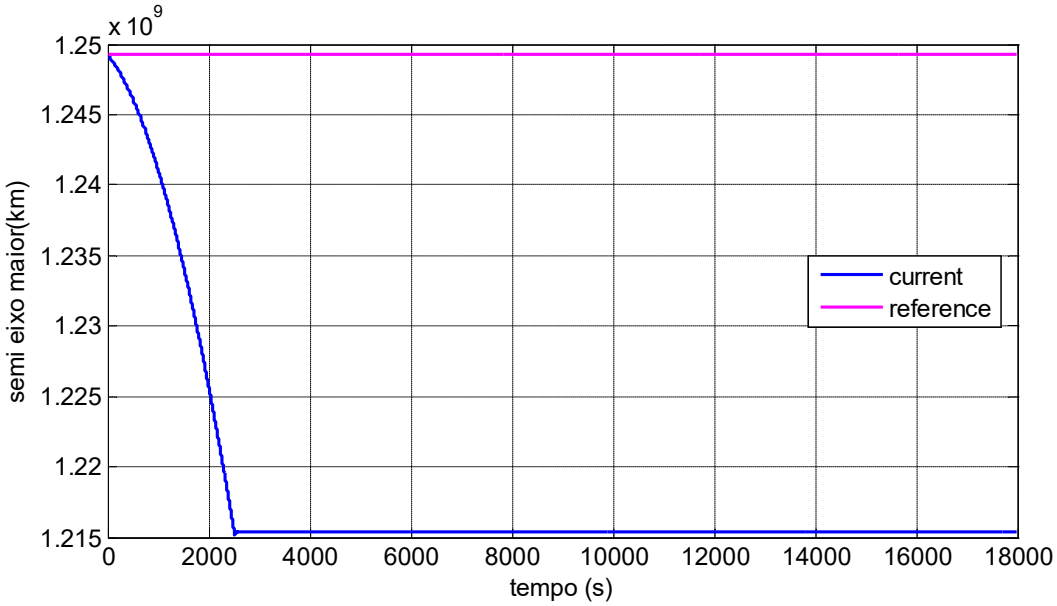
Da Figura 7.74 até a Figura 7.77são exibidos os gráficos referentes ao segundo empuxo utilizando uma capacidade de 750 N.

Figura 7.75 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Terceiro caso (750 N).



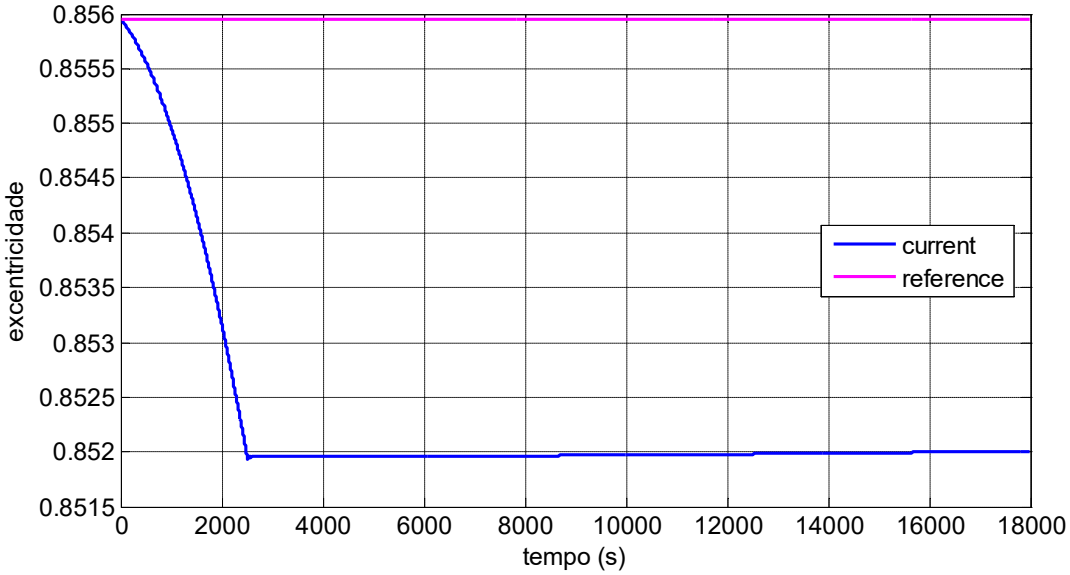
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.76 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Terceiro caso (750 N).



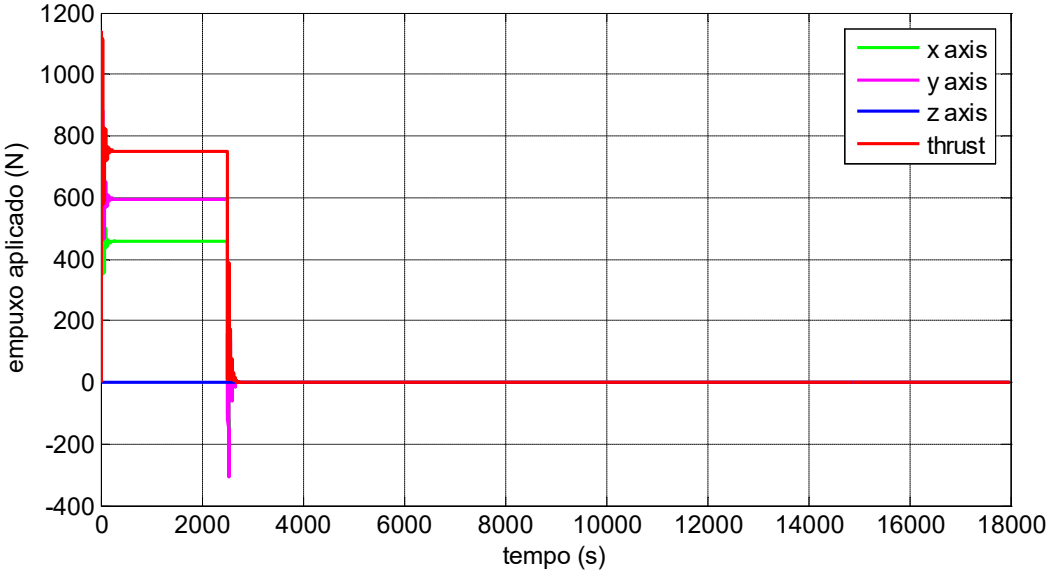
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.77 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Terceiro caso (750 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.78 - - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Terceiro caso (750 N).



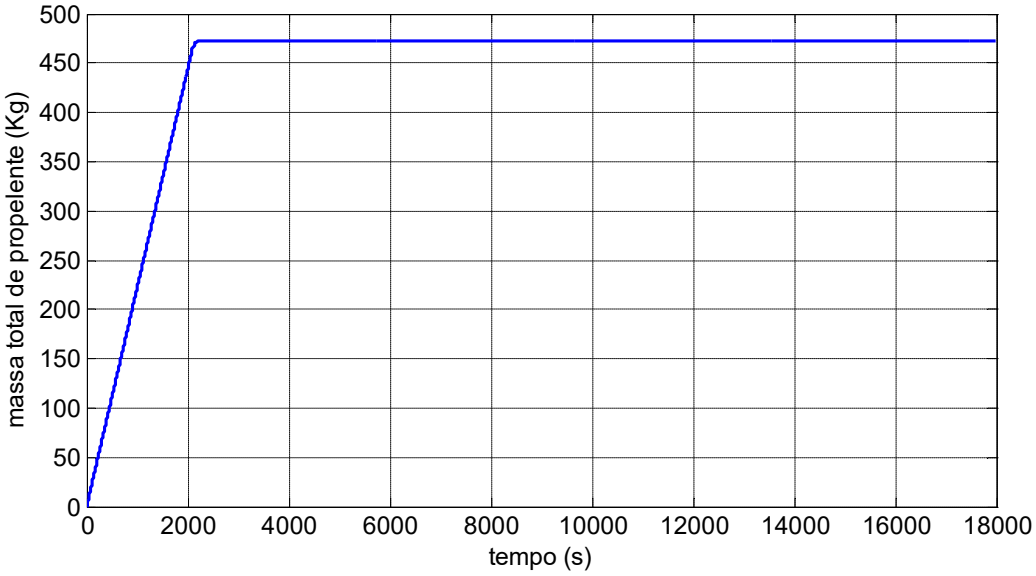
Fonte: Produção do autor.

Para este caso utilizando uma capacidade do propulsor para o segundo empuxo igual a 750 N são consumidos 422,24 kg de combustível, o semi eixo é igual a 1.215.364,05 km e a excentricidade como pode ser observado da Figura 7.74 à Figura 7.76.

7.2.11 Cenário 2 – Quarto caso (1000 N)

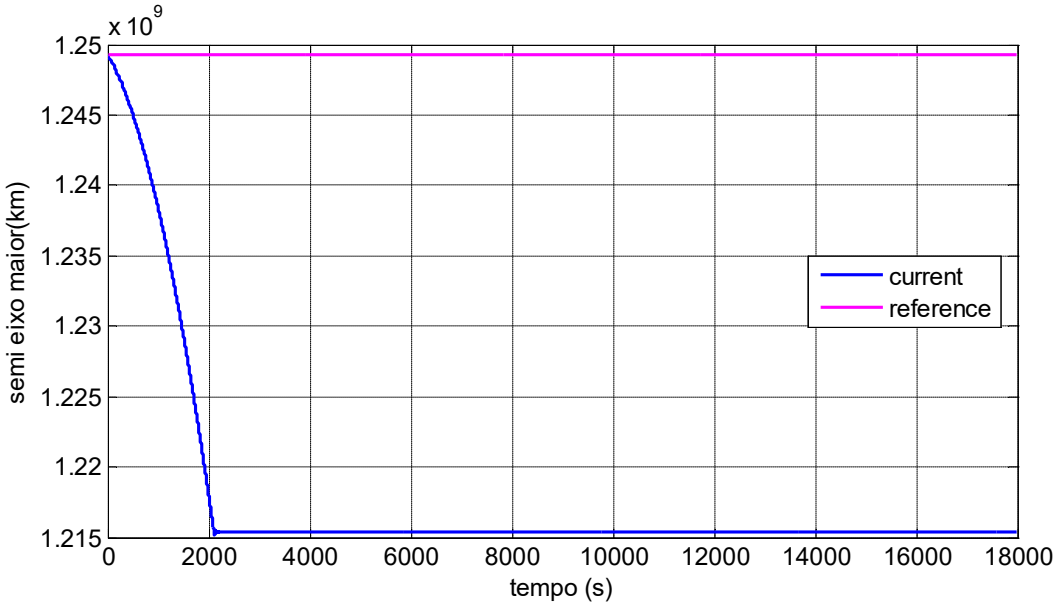
Para a capacidade de 1000 N são exibidos os gráficos de massa de propelente consumida, variação de semi eixo, excentricidade e empuxo aplicado da Figura 7.78 à Figura 7.81.

Figura 7.79 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Quarto caso (1000 N).



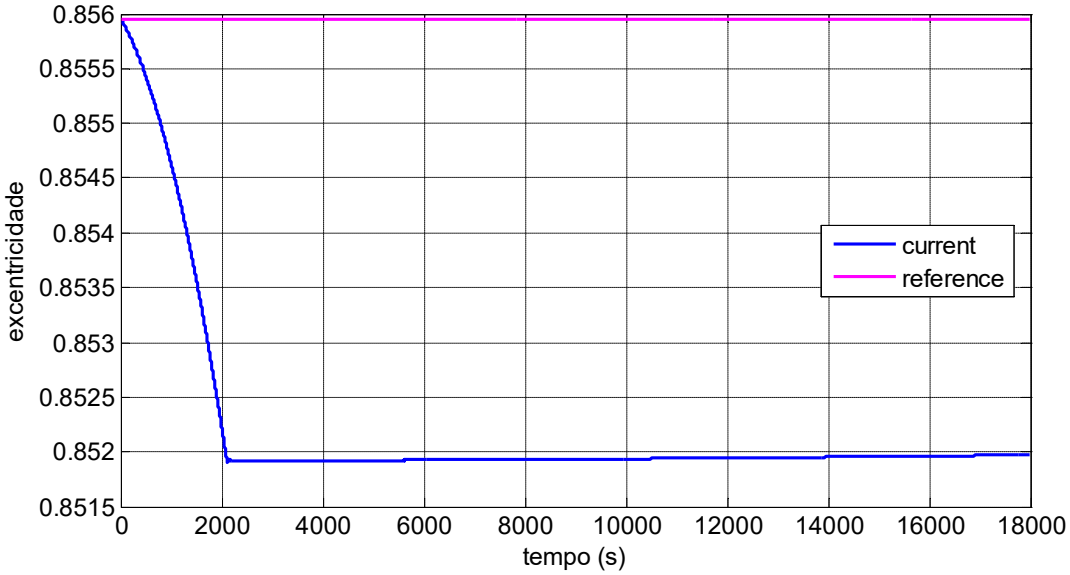
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.80 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Quarto caso (1000 N).



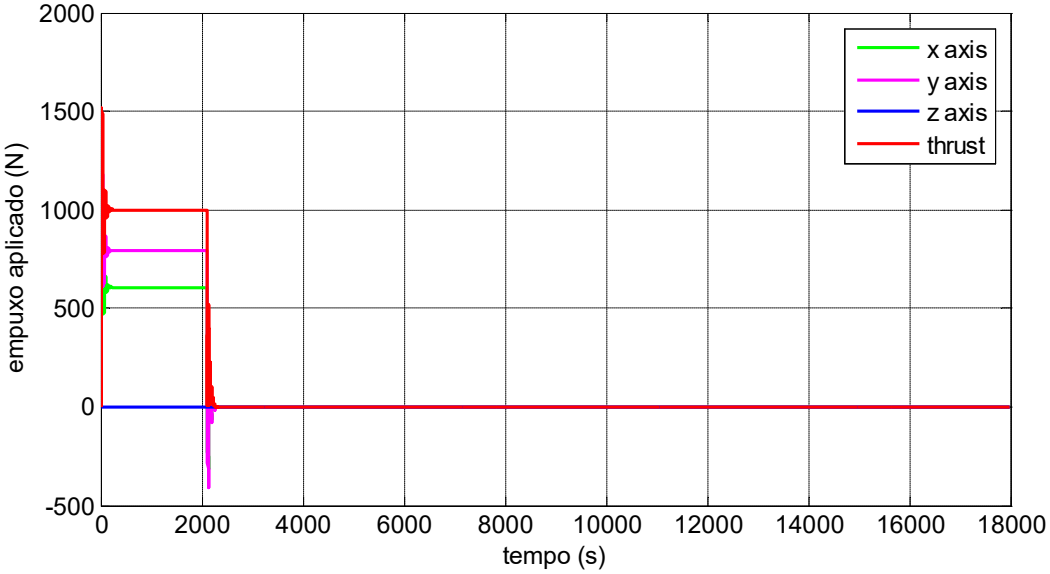
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.81 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Quarto caso (1000 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.82 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Quarto caso (1000 N).



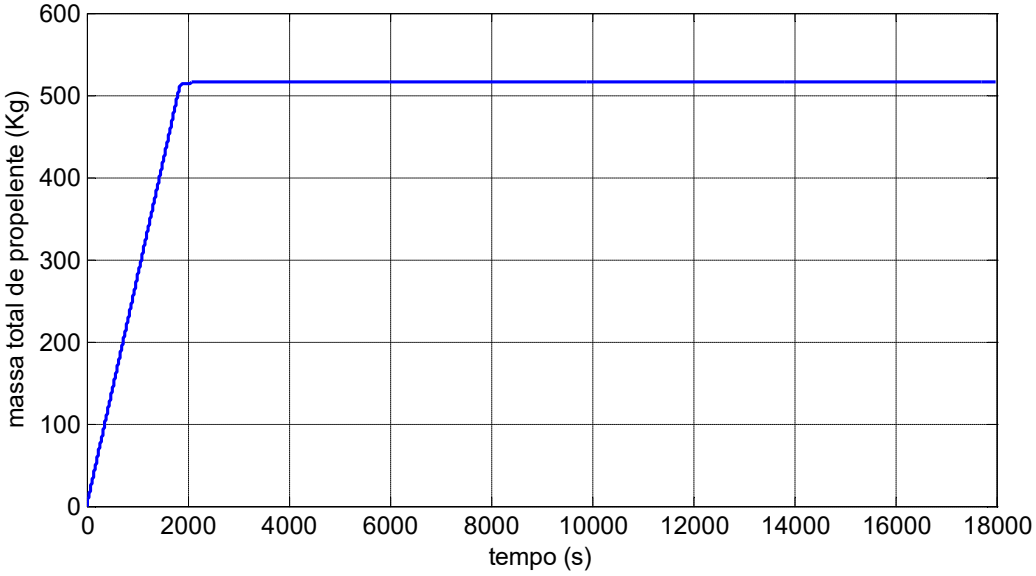
Fonte: Produção do autor.

Da Figura 7.78 vemos que a massa de propelente utilizada foi de aproximadamente 470 kg, mais precisamente 473,26 kg, o semi eixo maior alcançado foi de 1.215.364,02 km e a excentricidade de 0,8520 como pode ser observado na Figura 7.79 e Figura 7.80.

7.2.12 Cenário 2 – Quinto caso (1250 N)

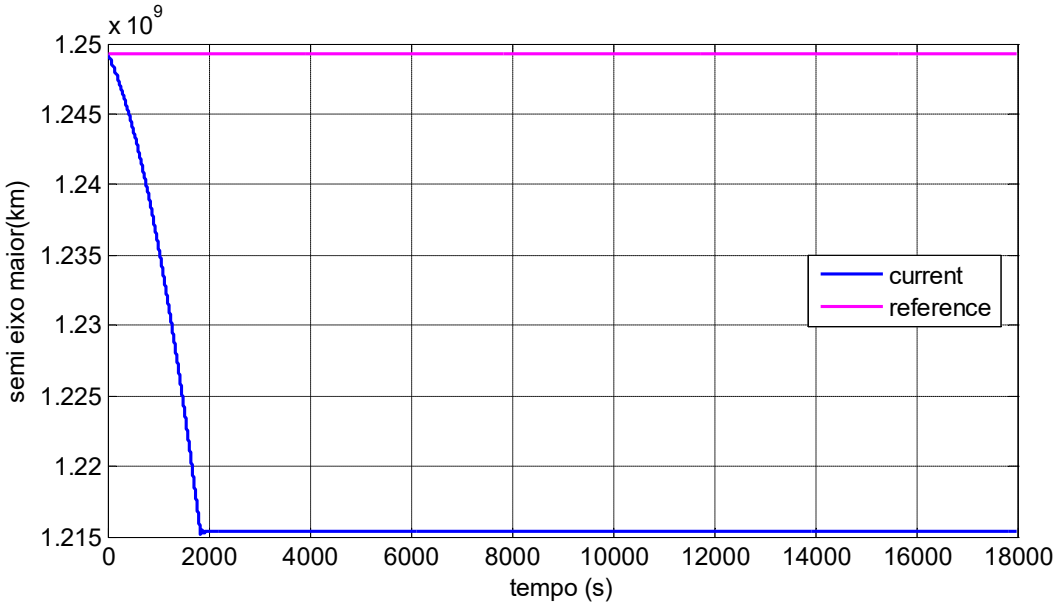
Agora da Figura 7.82 à Figura 7.85 serão apresentados os gráficos referentes à variação de massa, semi eixo ecentricidade e empuxo aplicado considerando que para o segundo empuxo o propulsor possuia uma capacidade de 1250 N.

Figura 7.83 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Quinto caso (1250 N).



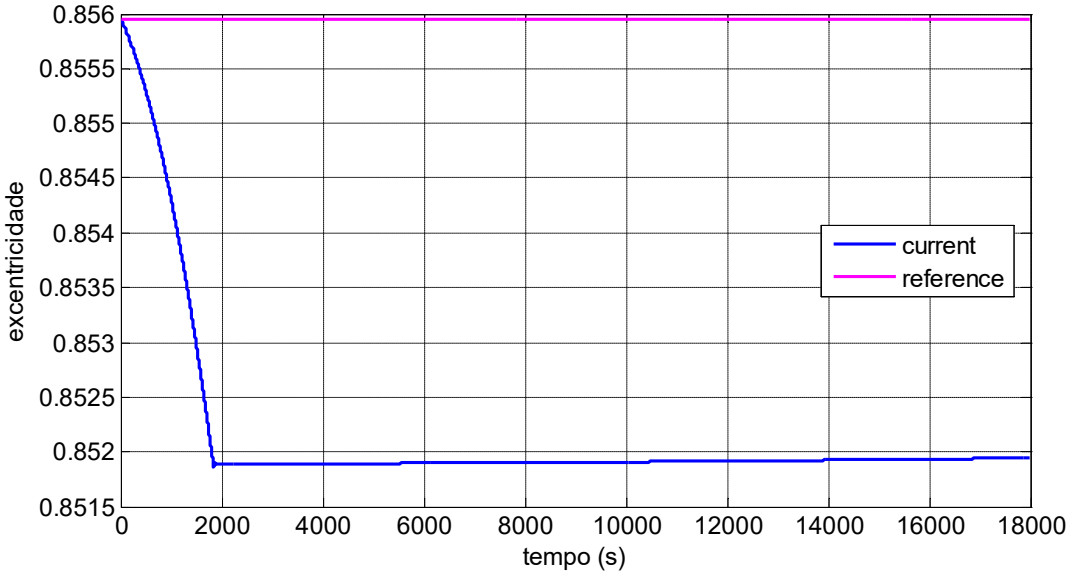
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.84 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Quinto caso (1250 N).



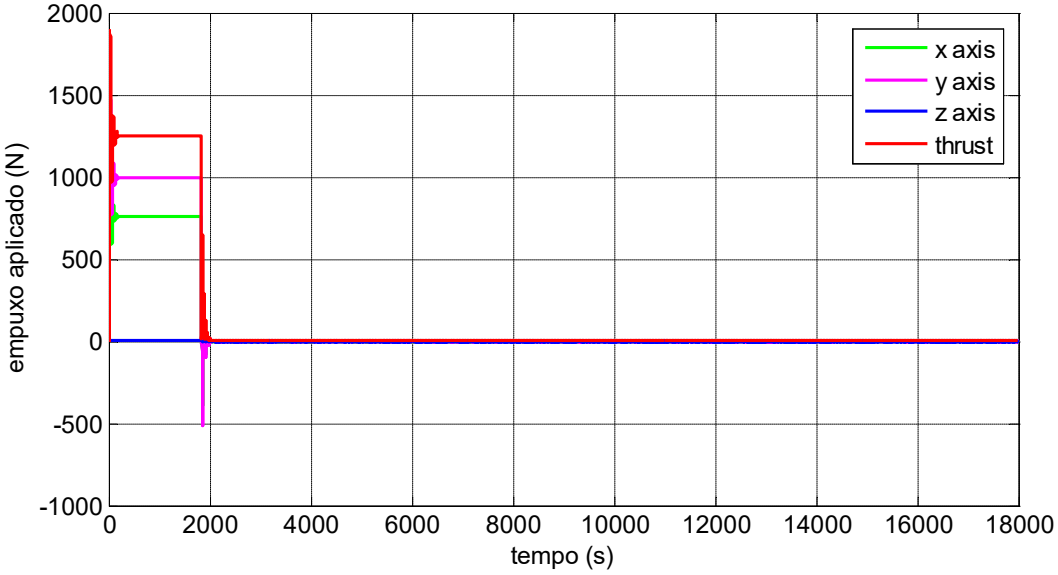
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.85 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Quinto caso (1250 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.86 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Quinto caso (1250 N).



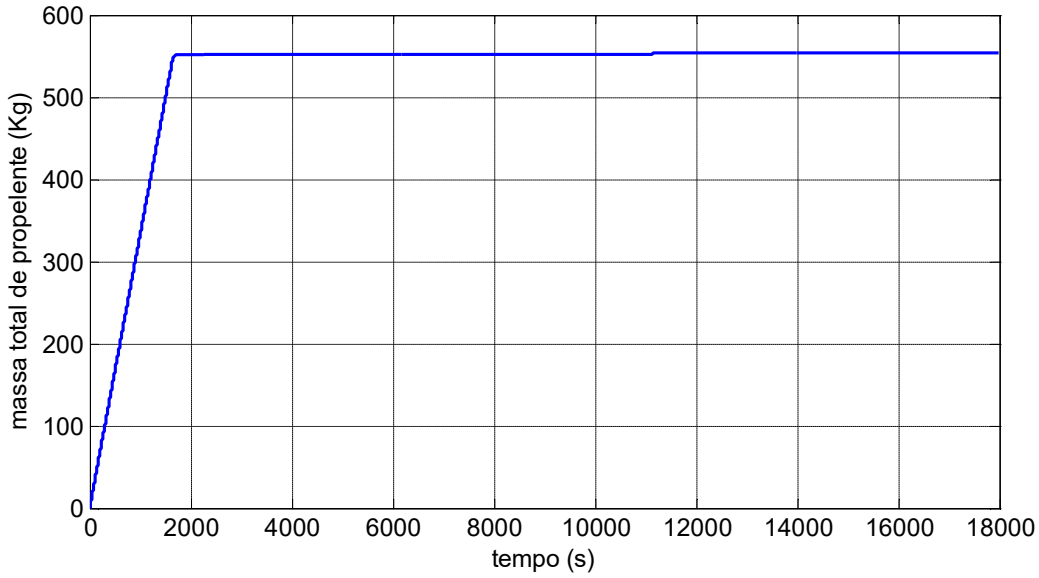
Fonte: Produção do autor.

Na Figura 7.82 vemos que o gasto de propelente foi próximo a 500 kg, mais precisamente 516,18 kg, o semi eixo e a excentricidade estabilizaram em 1.215.363,98 km e 0,8519 (Figura 7.83 e Figura 7.84).

7.2.13 Cenário 2 – Sexto caso (1500 N)

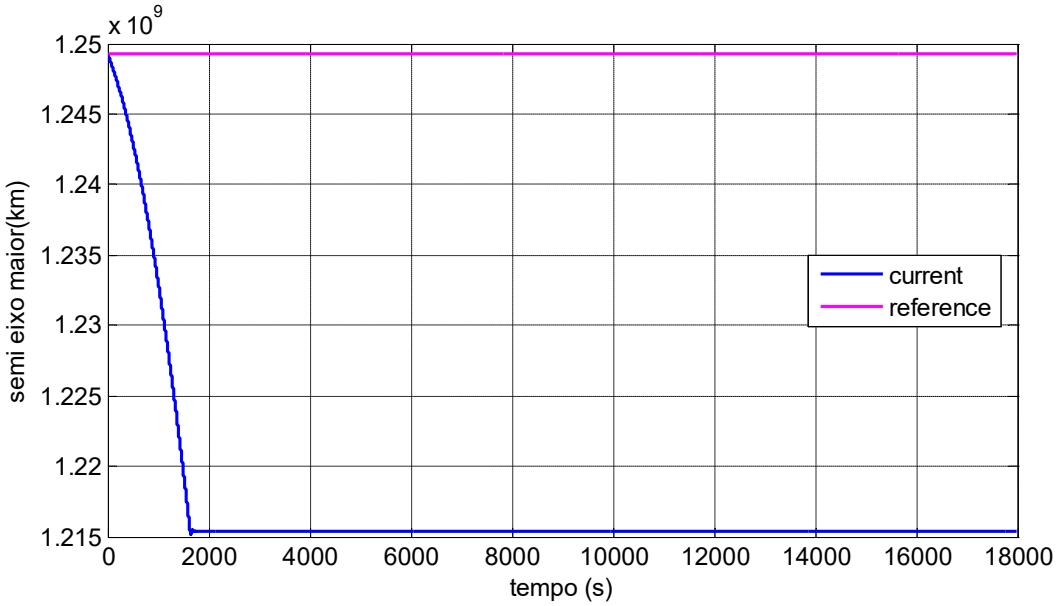
Considerando o segundo empuxo realizado com capacidade de 1500 N pode-se analisar os gráficos de consumo de propelente, variação de semi eixo e excentricidade e empuxo aplicado no tempo à partir da Figura 7.86 até a Figura 7.89.

Figura 7.87 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Sexto caso (1500 N).



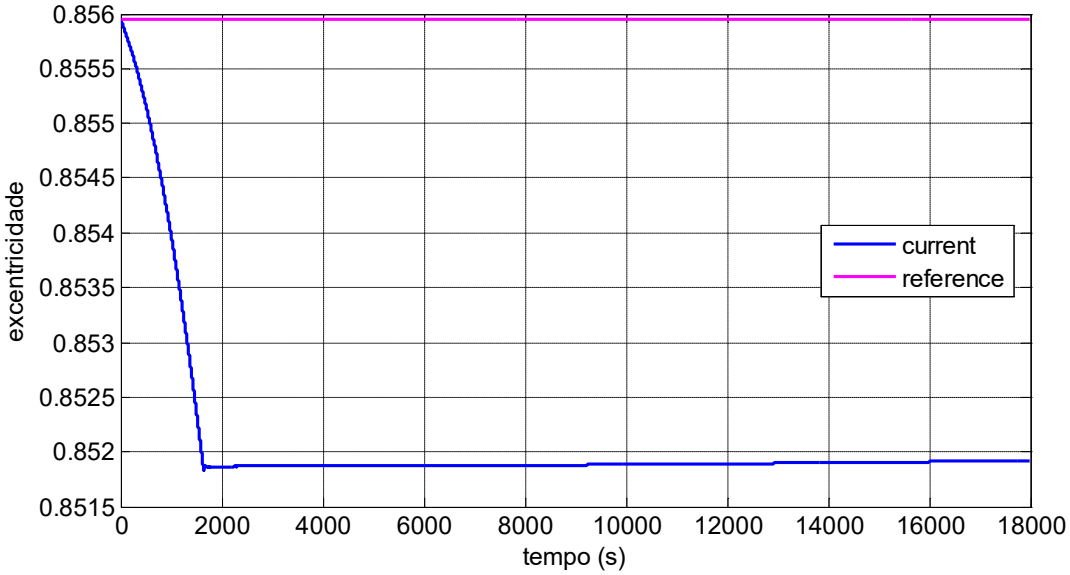
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.88 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Sexto caso (1500 N).



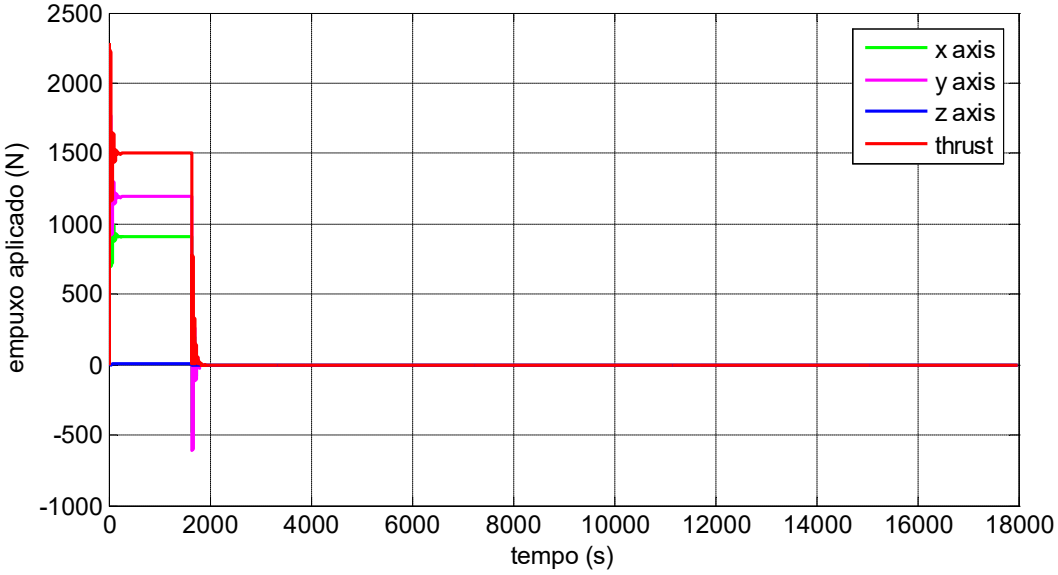
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.89 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Sexto caso (1500 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.90 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Sexto caso (1500 N).



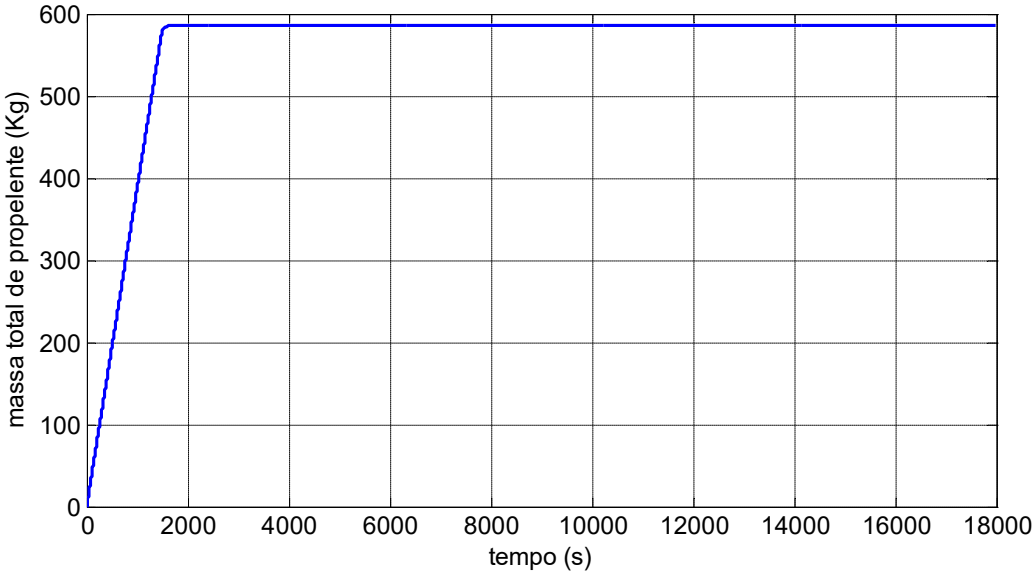
Fonte: Produção do autor.

Da Figura 7.86 nota-se que é consumida uma massa de aproximadamente 560 kg, na verdade exatos 553,32 kg. na Figura 7.87 temos um valor de semi eixo de 1.215.364,02 km e na Figura 7.89, o semi eixo fica pouco abaixo de 0,852, mais precisamente 0,8519.

7.2.14 Cenário 2 – Sétimo caso (1750 N)

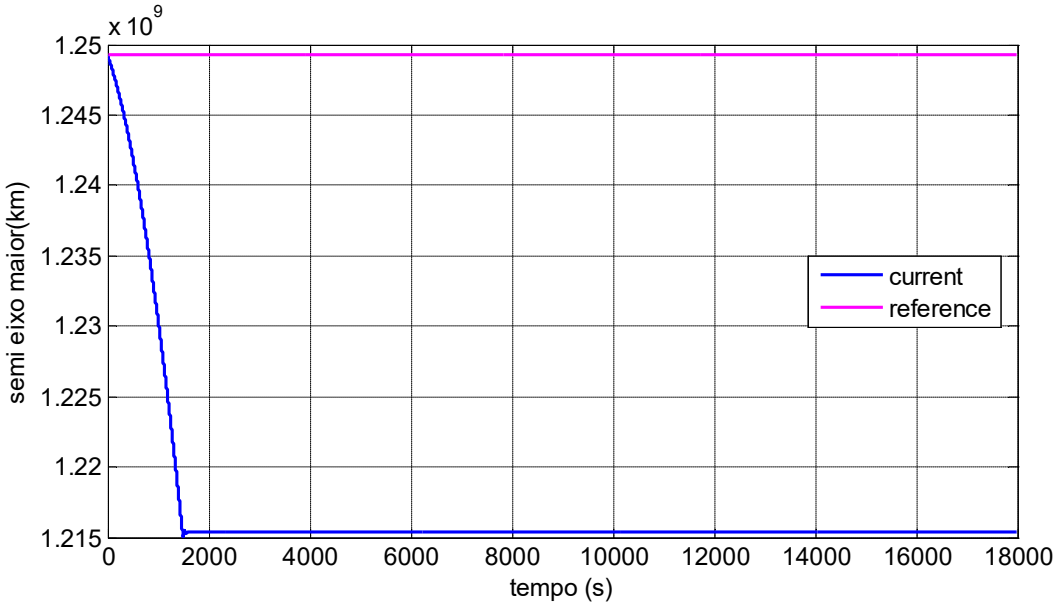
Da Figura 7.90 à Figura 7.93 temos os gráficos respectivamente de massa de propelente consumida, variação de semi eixo, de excentricidade e por fim o empuxo aplicado.

Figura 7.91 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Sétimo caso (1750 N).



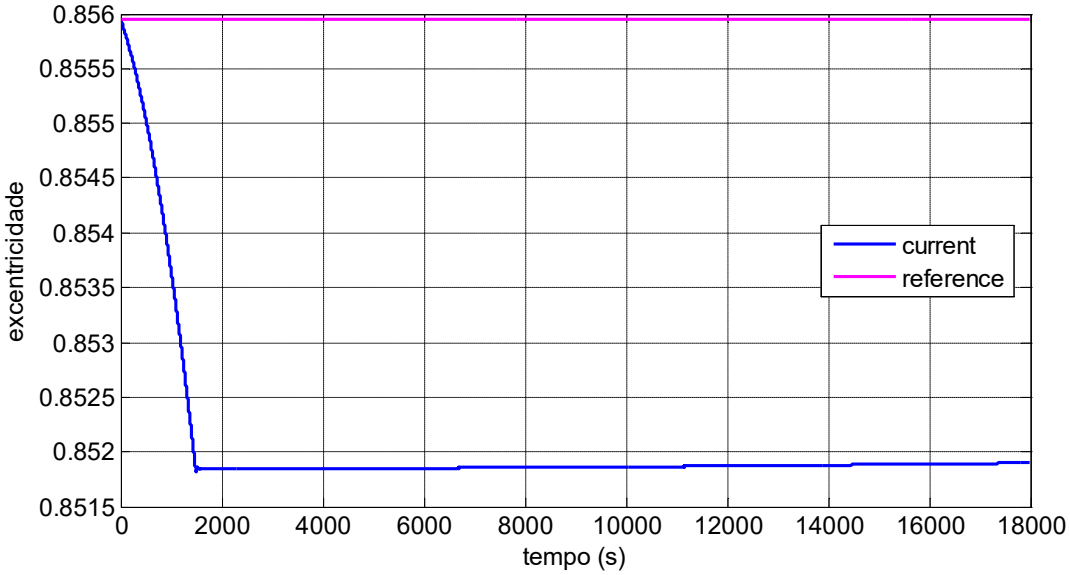
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.92 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Sétimo caso (1750 N).



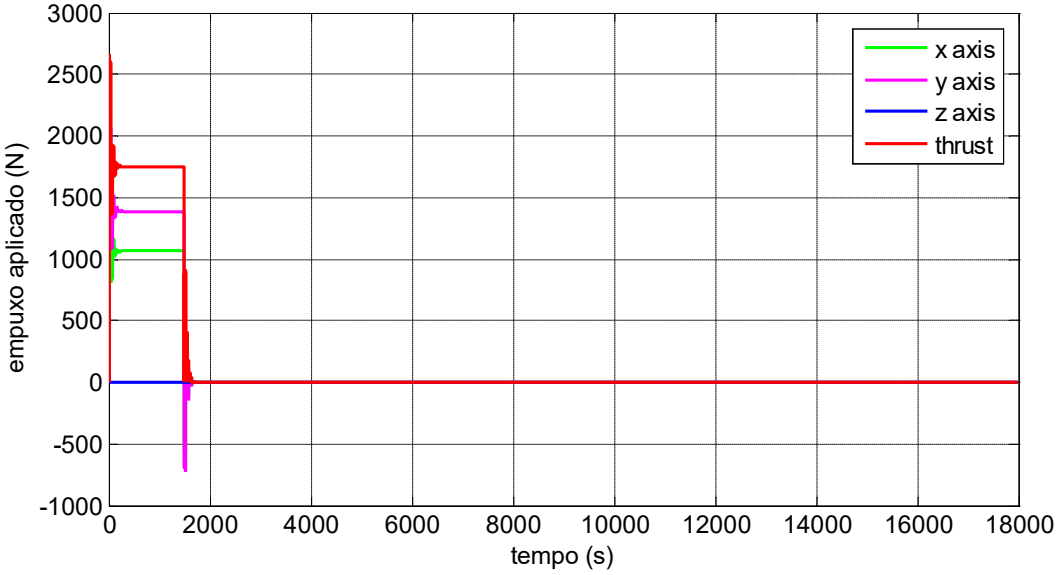
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.93 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Sétimo caso (1750 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.94 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Sétimo caso (1750 N).



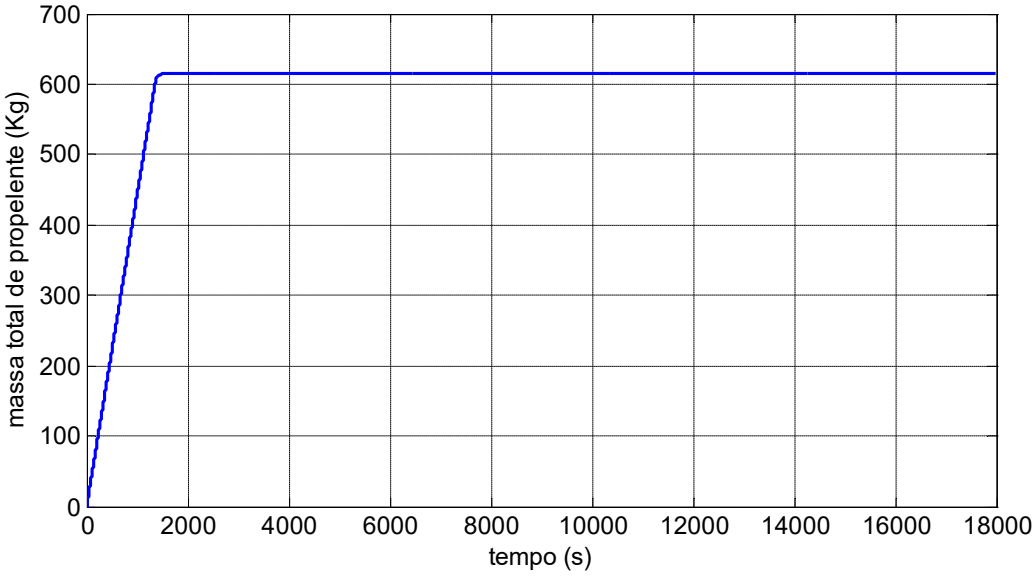
Fonte: Produção do autor.

Neste caso foi gasta uma massa de 586,36 kg de propelente (Figura 7.90). O semi eixo ficou estabilizado em 1.215.364,09 km e a excentricidade em 0,8519 como pode-se observar na Figura 7.91 e Figura 7.92.

7.2.15 Cenário 2 – Oitavo caso (2000 N)

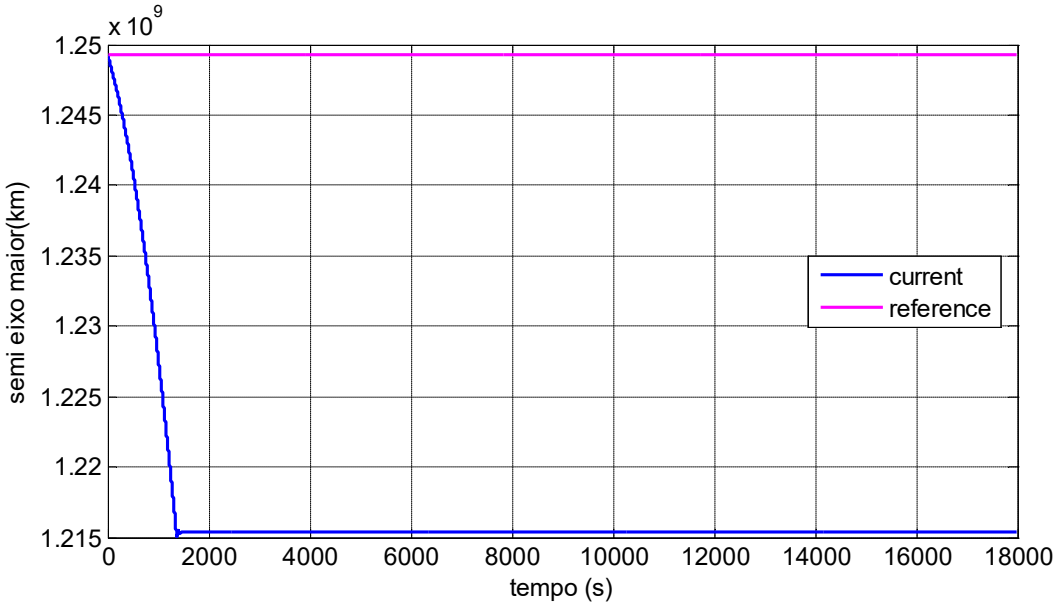
Por fim serão apresentados os gráficos para o segundo empuxo realizado com um propulsor de capacidade 2000 N, estes podem ser observados da Figura 7.94 até a Figura 7.97.

Figura 7.95 - Massa de propelente consumida para o segundo empuxo. Cenário 2 – Oitavo caso (2000 N).



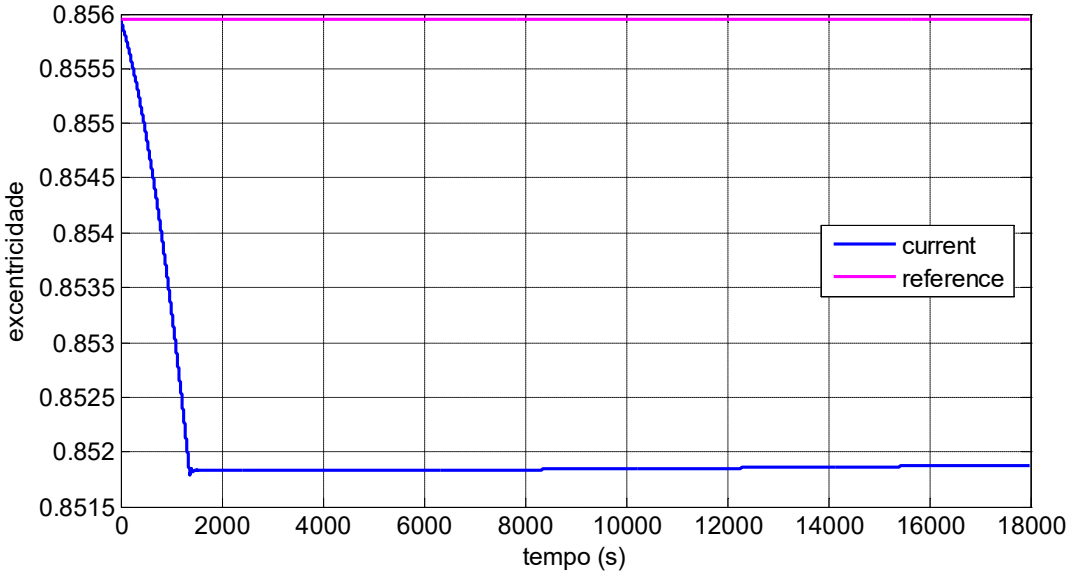
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.96 - Variação do semi eixo devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Oitavo caso (2000 N).



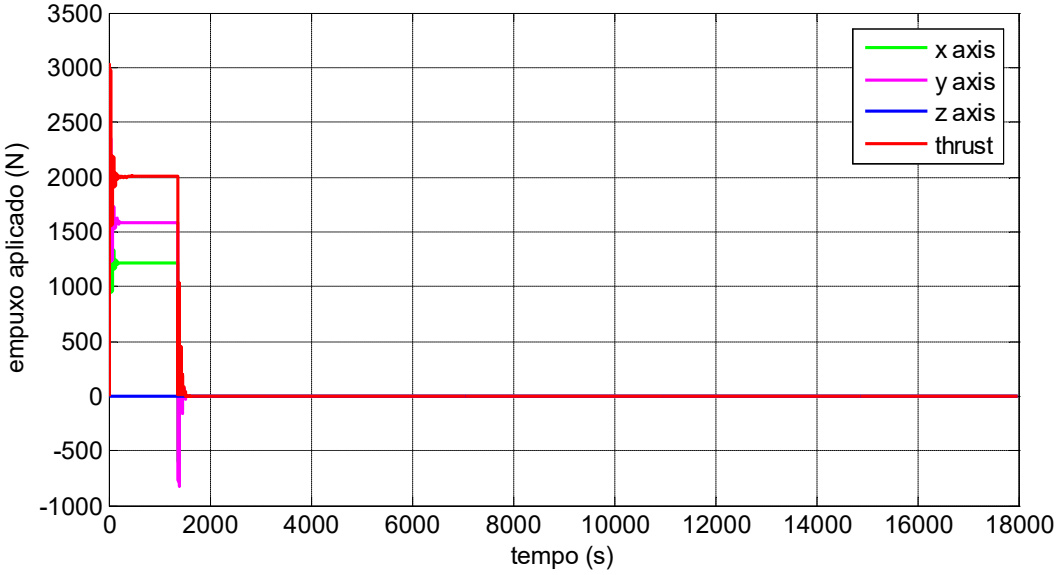
Fonte: Produção do autor.

Figura 7.97 - Variação da excentricidade devido ao segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Oitavo caso (2000 N).



Fonte: Produção do autor.

Figura 7.98 - Variação do segundo empuxo aplicado. Cenário 2 – Oitavo caso (2000 N).



Fonte: Produção do autor.

Temos na Figura 7.94 um consumo de massa próximo a 600 kg, na verdade 615,84 kg. Quanto ao semi eixo e excentricidade, estes se estabilizam em respectivamente 1.215.364,11 km e 0,8519 como é possível notar na Figura 7.95 e Figura 7.96.

7.2.16 Avaliação da utilização do controle automático

Nesta seção será feita uma comparação entre um caso que utiliza a correção do controle automático e outro que não utiliza. O controle automático neste caso assim como os anteriores atua no valor do semi eixo maior, a capacidade do propulsor escolhida para realizar esta comparação foi a de 1000 N. Na Tabela 7.4 Estão os valores de semi eixo maior, e o valor do erro para o caso que utiliza controle automático para correção do semi eixo maior e para o que não utiliza.

Tabela 7.4 - Comparação dos casos com e sem controlé automático.

	Com controle automático	Sem controle automático
Semi eixo (km)	1215364,02	1215490,79
Erro (km)	0,0184512	126,7881207

Fonte: Produção do autor.

Como é possível notar da Tabela 7.4 fica claro que o erro quando não é utilizado o controle automático é realmente muito maior, o que justifica a aplicação deste nos casos anteriormente apresentados.

7.3 Comparação dos Casos Propulsão Contínua

Nesta seção será feita uma análise detalhada dos mais diversos aspectos dos casos malha fechada que foram apresentados anteriormente. Primeiramente vale sintetizar os dados mostrados anteriormente na forma de gráficos em tabelas para que se possa comparar os casos com mais facilidade.

Na Tabela 7.5 estão os valores de massa de propelente consumido para o cenário 1, o caso onde o primeiro e segundo empuxos acontecem utilizando propulsores de mesma capacidade.

A TAbela 7.6
Tabela 7.6apresenta os valores dos parâmetros orbitais que são atingidos após a aplicação do segundo empuxo, também para o cenário 1.

Na Tabela 7.7 é mostrado o erro dos parâmetros orbitais obtidos da comparação entre os valores desejados idealmente para a órbita final e os valores realmente atingidos após o segundo impulso.

Na Tabela 7.9 estão contidos os valores dos parâmetros orbitais para o cenário 2 onde o primeiro empuxo é fixado com o valor de 250 N, valor de capacidade de propulsor que gasta menos massa de propelente e na Tabela 7.10 estão os valores de erro para este segundo caso.

Tabela 7.5 - Valores de massa de propelente consumida para o cenário 1.

Capacidade	massa consumida 1ºempuxo	massa restante 1ºempuxo	massa consumida 2ºempuxo	massa restante 2º empuxo	massa total consumida
250 N	413,69	9586,30	271,41	9314,89	685,11
500 N	418,51	9581,49	358,44	9223,05	776,95
750 N	420,55	9579,44	422,07	9157,38	842,62
1000 N	419,51	9580,49	473,28	9107,21	892,79
1250 N	419,12	9580,88	516,18	9064,69	935,30
1500 N	419,05	9580,95	553,33	9027,62	972,38
1750 N	419,18	9580,82	585,96	8994,85	1005,15
2000 N	419,60	9580,40	615,40	8964,99	1035,01

Fonte: Produção do autor.

Tabela 7.6 - Valores dos parâmetros orbitais atingidos após o segundo impulso (cenário 1).

Capacidade	Semi eixo (km)	Excentricidade	Inclinação (graus)	O (graus)	w (graus)	M (graus)
250 N	1215364,094	0,8521272	0,500007	44,9854	18,1005	8,1105
500 N	1215364,07	0,8520525	0,500006	44,9854	17,9813	8,1153
750 N	1215364,035	0,8520070	0,500006	44,9854	17,8864	8,1191
1000 N	1215364,011	0,8519726	0,500006	44,9855	17,8077	8,1223
1250 N	1215363,985	0,8519444	0,500006	44,9855	17,7405	8,1251
1500 N	1215364,053	0,8519204	0,500006	44,9855	17,6819	8,1275
1750 N	1215363,99	0,8518993	0,500006	44,9855	17,6299	8,1296
2000 N	1215364,112	0,8518806	0,500006	44,9855	17,5830	8,1315

Fonte: Produção do autor.

Tabela 7.7 - Erro dos parâmetros orbitais para o segundo impulso (cenário 1).

Capacidade	Semi eixo	Excentricidade	Inclinação	O	w	M
250 N	-0,09357	-0,0021272	-6,868E-06	0,01453	-13,1005	8,11050
500 N	-0,06998	-0,0020525	-6,512E-06	0,01452	-12,9813	8,11531
750 N	-0,03487	-0,0020070	-6,305E-06	0,01451	-12,8864	8,11916
1000 N	-0,01056	-0,0019726	-6,155E-06	0,01449	-12,8077	8,1223
1250 N	0,01488	-0,0019444	-6,035E-06	0,01449	-12,7405	8,12509
1500 N	-0,05283	-0,0019204	-5,935E-06	0,01448	-12,6810	8,12748
1750 N	0,010255	-0,0018993	-5,849E-06	0,01447	-12,6299	8,12959
2000 N	-0,11189	-0,0018806	-5,773E-06	0,01446	-12,5830	8,13150

Fonte: Produção do autor.

Tabela 7.8 - Valores de massa de propelente consumida para o cenário 2.

Capacidade	massa consumida 1ºempuxo	massa restante 1º empuxo	massa consumida 2º empuxo	massa restante 2º empuxo	massa total consumida
250 N	413,70	9586,30	271,41	9314,89	685,11
500 N	413,70	9586,30	358,55	9227,74	772,25
750 N	413,70	9586,30	422,24	9164,06	835,94
1000 N	413,70	9586,30	473,27	9113,03	886,96
1250 N	413,70	9586,30	516,19	9070,11	929,88
1500 N	413,70	9586,30	553,33	9032,97	967,03
1750 N	413,70	9586,30	586,36	8999,94	1000,06
2000 N	413,70	9586,30	615,84	8970,46	1029,54

Fonte: Produção do autor.

Tabela 7.9 - Valores dos parâmetros orbitais atingidos após o segundo impulso (cenário 2).

Capacidade	Semi eixo (km)	Excentricidade	Inclinação (graus)	O (graus)	w (graus)	M (graus)
250 N	1215364,094	0,8521272	0,500007	44,9855	18,1005	8,11050
500 N	1215364,07	0,8520525	0,500006	44,9855	17,9813	8,11532
750 N	1215364,053	0,8520070	0,500006	44,9854	17,8866	8,11915
1000 N	1.215.364,02	0,8519726	0,500006	44,9855	17,8081	8,12234
1250 N	1215363,983	0,8519444	0,500006	44,9855	17,7410	8,12507
1500 N	1215364,025	0,8519204	0,500005	44,9855	17,6823	8,12745
1750 N	1215364,094	0,8518994	0,500005	44,9855	17,6299	8,12959
2000 N	1215364,112	0,8518806	0,500005	44,9855	17,5830	8,13150

Fonte: Produção do autor.

Tabela 7.10 - Erro dos parâmetros orbitais para o segundo impulso (cenário 2).

Capacidade	Semi eixo (km)	Excentricidade	Inclinação (graus)	O (graus)	w (graus)	M (graus)
250 N	-0,09358	-0,0021272	-6,868E-06	0,01453	-13,1005	8,11050
500 N	-0,06998	-0,0020525	-6,512E-06	0,01452	-12,9813	8,11532
750 N	-0,05263	-0,0020070	-6,306E-06	0,01451	-12,8866	8,11915
1000 N	-0,01845	-0,0019726	-6,15E-06	0,01449	-12,8081	8,12234
1250 N	0,01672	-0,0019444	-6,036E-06	0,01449	-12,7410	8,12507
1500 N	-0,02480	-0,0019204	-5,936E-06	0,01448	-12,6824	8,12745
1750 N	-0,09371	-0,0018994	-5,849E-06	0,01447	-12,6299	8,12959
2000 N	-0,11189	-0,0018806	-5,774E-06	0,01446	-12,5830	8,13150

Fonte: Produção do autor.

Começando com o primeiro caso que como já dito é aquele onde para cada uma das manobras a capacidade do propulsor foi a mesma tanto para o primeiro quanto para o segundo empuxo. Neste caso observa-se na Tabela 7.5 que quanto maior a capacidade do propulsor maior a massa de combustível consumida, isso vale tanto para o primeiro como para o segundo empuxos, e fica mais claro ainda se for observada a massa total consumida.

Percebe-se que quanto menor a capacidade dos propulsores maior é o erro, o que nos leva a um problema multi-objetivo, já que existem dois objetivos conflitantes. Logo deve-se encontrar um ponto de equilíbrio entre minimização de erro, e gasto de combustível.

Outra alternativa para o problema citado acima seria, por exemplo, fixar o primeiro empuxo com o valor de capacidade de propulsor que consome menos massa e variar a capacidade para o segundo, este é justamente o cenário do segundo caso.

Da Tabela 7.8 observa-se que naturalmente os valores de massa consumida no segundo impulso aumentam conforme a capacidade do propulsor aumenta, porém se o valor total de massa consumida for comparado com os da Tabela 7.5 os valores de massa total do segundo caso são um pouco menores, o que já acarretaria em economia de combustível.

Quanto ao erro comparando a Tabela 7.7 com a Tabela 7.10 de forma geral o segundo caso apresentou erros um pouco maiores, porém nada muito significativo, o que talvez justifique utilizar um primeiro impulso fixo para economia de combustível.

8 CONCLUSÃO

A partir de todos os estudos e simulações feitos por meio do STRS, neste capítulo serão apresentadas algumas conclusões obtidas a partir destes resultados.

A conclusão mais importante que pode ser obtida deste estudo é que a perturbação gerada pelas luas galileanas em um veículo é extremamente relevante, e não pode de maneira alguma deixar de ser levada em consideração.

As perturbações das luas galileanas podem alterar muito a órbita do veículo, principalmente se estiverem muito próximas deste como no estudo apresentado no capítulo 6, que mostra a análise do número de aproximações do veículo com relação as luas que ocorrem a partir de alterações no semi eixo maior.

Como observado nos capítulos 5 e 6 os outros grupos de luas já não exercem tanta influência no veículo, pelo menos no caso considerado onde este se apresenta mais próximo de Júpiter, isso ocorre pois estas luas já estão mais distantes do planeta, e além disso são muito menores.

Mesmo apresentando perturbações menores, como pode-se ver no mapeamento (capítulo 5) o grupo Almateia apresentou um nível de perturbação maior que o esperado, logo mesmo as luas menores, cujos modelos de perturbação já estão implementados no STRS, podem e devem ser consideradas com o intuito de se fazer um estudo mais completo que leve em conta a perturbação gravitacional total gerada por todas as luas de Júpiter.

Em todas as simulações para todos os grupos de luas de Júpiter, nota-se que quanto mais o veículo se aproxima das luas maior a perturbação na trajetória deste, independente de qual seja a lua.

De modo geral no capítulo 7 percebe-se que quanto maior a capacidade dos propulsores menor é o erro, portanto se tratando de uma missão deve-se tomar muito cuidado ao priorizar um dos dois, o gasto de

combustível ou o erro, sem uma análise multiobjetivo mais minuciosa do problema.

No próximo tópico seguem algumas recomendações para trabalhos futuros.

8.1 Recomendações para Trabalhos Futuros

Uma recomendação importante para trabalhos que podem dar continuidade a este é que seja feita uma análise multi-objetivo com relação as manobras de maneira a considerar objetivos conflitantes como por exemplo economia de combustível, menor erro possível da parte dos propulsores e maximo número de aproximações do veículo com relação a um grupo de luas. Um estudo semelhante pode ser encontrado em Rocco (2002) e Rocco et al. (2013).

Além disso com a atual missão Juno é provável que sejam desenvolvidos modelos mais sofisticados do campo gravitacional de Júpiter que poderiam ser inseridos no STRS para maior precisão nas simulações. Outras perturbações também poderiam ser consideradas no futuro como por exemplo pressão de radiação solar, albedo e até mesmo um estudo com relação ao anel que circunda no planeta.

Por fim, nota-se que durante as aproximações das luas galileanas provavelmente ocorreram em algumas das aproximações manobras de swing-by. Ou seja, ao se aproximar da lua o veículo em órbita elíptica em torno de Júpiter pode ter entrado na esfera de influência desta lua em uma trajetória hiperbólica com relação a lua. Devido a interação gravitacional com a lua ao sair da esfera de influência o veículo teve a direção da sua velocidade modificada, caracterizando uma manobra de swing-by. Porém estas não foram calculadas, seria de interesse que isso fosse feito em trabalhos futuros de maneira a que a mudanda de direção do vetor velocidade fosse obtida em favor dos objetivos da missão, visando possivelmente a economia de combustível em manobras de aproximação de outra luas.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ARAUJO, R. A. N. **O sistema triplo de asteróides 2001 SN263:** dinâmica orbital e estabilidade. 2011. 130 p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2011/10.13.16.15-TDI). Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos CAmpos, 2011. Disponível em: <http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3AK44AL>.

BATE, R. R.; MUELLER, D. D.; WHITE, J. E. **Fundamentals of astrodynamics**. New York: Dover Publications, 1971.

GRASSET, O.; DOUGHERTY, M.K.; COUSTENIS, A.; BUNCE, E.J.; ERD, C.; TITOV, D.; BLANC, M.; COATES, A.; DROSSART, P.; FLETCHER, L.N.; HUSSMANN H. JUpiter ICy moons Explorer (JUICE): An ESA mission to orbit Ganymede and to characterise the Jupiter system. **Planetary and Space Science**, v.78, p. 1–21, 2013.

CARVALHO, F. C. **Transferências ótimas a baixo empuxo e potência limitada entre órbitas elípticas quaisquer.** 2004. 191 p. (INPE-16641-TDI/1605). Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2004. Disponível em: <http://urlib.net/sid.inpe.br/jeferson/2004/08.03.16.03>.

CARVALHO,J. P. S.; MORAES, R. V.; PRADO, A. F. B. A. Dynamics of artificial satellites around Europa. **Mathematical Problems in Engineering**, v. 2013, n. ID 182079, p. 7p, 2013. DOI: <10.1155/2013/182079>. Disponível em: <http://dx.doi.org/10.1155/2013/182079>.

CHAPLE, G. F. **Guide to the universe:** outer planets. Santa Barbara, CA: ABC-CLIO, 2009. v. 3.

CHOBOTOV, V.A. **Orbital mechanics**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.

CLARK, KARLA B. Europa explorer - an exceptional mission using existing technology. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 2007, Big Sky, MT, USA. **Proceedings...** IEEE/AIAA, 2007.

COSTA FILHO, A. C. **Análise do acoplamento entre o controle de atitude e de trajetória durante manobras orbitais de empuxo contínuo**. 2010. 135 p. (sid.inpe.br/mtc-m19@80/2010/03.20.13.58-TDI). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2010. Disponível em: <http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3773QE8>.

CURTIS, H. **Orbital mechanics for engineering students.** [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2013.

D'AMARIO, L. A.; B.RIGHT, L. E.; WOLF, A. A. Galileo trajectory design . **Space science reviews,** v. 60, n. 1-4, p. 23-78, 1992.

GONÇALVES, L. D. **Manobras orbitais de satelites artificiais lunares com aplicação de propulsão contínua.** 2013. 301 p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2013/02.28.17.28-TDI). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais , São José dos Campos, 2013. Disponível em: <http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3DL2KKS>

GONÇALVES, L. D. ; ROCCO, E. M. ; MORAES, R. V. ; PRADO, A. F. B. A. . **Estudo dos efeitos do potencial lunar em trajetórias de veículos espaciais**. In: CONFERÊNCIA BRASILEIRA DE DINÂMICA, CONTROLE E APLICAÇÕES (DINCON 2013), 2013, Natal. **Anais...** São CArlos: SBMAC, 2013. v. 1.

GRASSET, O.;DOUGHERTY, M. K.; COUSTENIS, A.; BUNCE, E. J.; ERD, C.; TITOV, D.;BLANC, M. et al. JUpiter ICy moons Explorer (JUICE): an ESA mission to orbit Ganymede and to characterise the Jupiter system. **Planetary and Space Science,** v.78, n. 1-21, 2013.

JACOBSON, R. A.; HAW, R. J.; MCELRATH, T. P.; ANTREASIAN, P. G. A comprehensive orbit reconstruction for the Galileo prime mission in the J2000 system. Space Flight Dynamics, Proceedings of the 12th International Symposium, 1999.

KAUFMAN, B.. Effects of the Galilean moons on Jupiter flyby trajectories. **AIAA Journal,** v. 8, n. 7, p. 1208-1213, 1970.

KUGA, H.K.; CARRARA, V.; KONDAPALLI R. R. **Satélites artificiais –** movimento orbital. São José dos Campos: INPE, 2011. 103 p. IBI: <8JMKD3MGP7W/3ARJ3NH>. (sid.inpe.br/mtc-m19/2011/11.22.18.25-PUD). Disponível em: <http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3ARJ3NH>.

MARCELINO, E. W. **Controle de trajetória orbital em manobras de empuxo contínuo de longo prazo.** 2009. 186 p. (INPE-15757-TDI/1500). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009. Disponível em: <http://urlib.net/8JMKD3MGP8W/35CFG4P>.

MARCELINO, E. W.; ROCCO, E. M.; PRADO, A. F. B. A. Controle de trajetória orbital considerando empuxo contínuo e pertubações devido ao

choque de miro-partículas. In: CONFERÊNCIA BRASILEIRA DE DINÂMICA, CONTROLE E APLICAÇÕES, 10. DINCON 2011, 2011, Águas de Lindóia, Brasil. **Anais...** São Carlos: SBMAC, 2011.

MOTA, M. L. ; ROCCO, E. M. . Comparação entre as abordagens impulsivas e contínua do sistema propulsivo em manobras orbitais em torno de um corpo não-esférico. In: IBERIAN LATIN-AMERICAN CONGRESS ON COMPUTATIONAL METHODS IN ENGINEERING - CILAMCE 2014, 35., 2014, Fortaleza - CE - Brazil. **Proceedings…** Fortaleza: PEC/UFC, 2014.

NIEHOFF, JOHN C. Touring the Galilean Satellites. **Journal of Spacecraft and Rockets,** v. 8, n. 10, p. 1021-1027, 1971.

NULL, G. W. Gravity field of Jupiter and its satellite from Pioneer 10 and Pioneer 11 tracking data. **The Astronomical Journal,** v. 81, p. 1153-1161, 1976.

OLIVEIRA, T. C. **Estratégias ótimas para manobras orbitais utilizando propulsão contínua.** 2012. 149 p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2012/01.16.17.32-TDI). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2012. Disponível em: <http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3B7GASP>.

PARDAL, P. C. P. M. Determinação de órbita via GPS considerando modelo de pressão de radiação solar para o satélite topex/poseidon. 2007. 178 p. (INPE-14802-TDI/1245). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2007. Disponível em: <http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m17@80/2007/05.07.18.01>.

PRADO, A. F. B. A.; KUGA. H. K. **Fundamentos de tecnologia espacial**. São José dos Campos: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2001. 220 p. ISBN 85-17-00004-8. IBI: <6qtX3pFwXQZsFDuKxG/DCSar>. Disponível em: <http://urlib.net/6qtX3pFwXQZsFDuKxG/DCSar>.

ROCCO, E.M. **Manutenção orbital de constelações simétricas de satélites utilizando manobras impulsivas ótimas com vínculo de tempo.** 2002. 178 p. Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos.

ROCCO, E. M. Perturbed orbital motion with a PID control system for the trajectory. In: COLÓQUIO BRASILEIRO DE DINÂMICA ORBITAL, 14., 2008, Águas de Lindóia. **Anais...** 2008. p. 17-21.

ROCCO, E. M. Controle de trajetória com propulsão contínua para missões do tipo drag-free. In: CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA, 7, 2012, São Luís, Brasil. **Anais…** Rio de Janeiro: ABCM, 2012.

ROCCO, E M.; SOUZA, M. L. O.; PRADO, A. F. B. A. Station keeping of constellations using multiobjective strategies. **Mathematical Problems in Engineering**, v. 2013, n. 476451, 15p, 2013. doi:10.1155/2013/476451 Disponível em: <http://dx.doi.org/10.1155/2013/476451>. Acesso em: 30 mar. 2017.

ROCCO, E M. Automatic correction of orbital elements using continuous thrust controlled in closed loop. **Journal of Physics.** Conference Series (Print), v. 465, p. 012007, 2013.

ROCCO, E. M.. Simulation of the effects due to the gravitational disturbances generated by the Sun, Phobos and Deimos in orbital maneuvers around Mars. In: Iberian Latin American Congress on Computational Methods in Engineering - CILAMCE 2014., 35., 2014, Fortaleza - CE - Brazil. **Proceedings of CILAMCE 2014**.Fortaleza: UFC, 2014.

ROCCO, E. M. Maneuvers around jupiter with automatic correction of the trajectory considering gravitational disturbances generated by the Galilean Moons: IO, Europa Ganymede and Callisto**.** In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE FLIGHT DYNAMICS, 25, 2016, Munich, Germany. **Proceedings…**Munich, 2016.

ROSS, S. D.; KOON ,W. S.; LO, M. W.; MARSDEN, J. E. Design of a multi-moon orbiter. In: AAS/AIAA SPACE FLIGHT MECHANICS MEETING, 13., 2003, Ponce, Puerto Rico. **Proceedings…** San Diego: American Astronautical Society, 2003.

SANTOS, J.C.; CARVALHO, J. P. S.; PRADO, A. F. B. A.; MORAES, R. V. Searching for less perturbed elliptical orbits around Europa. **Journal of Physics: Conference Series,** v. 641, n. 1, p. 012011, 2015.

SANTOS, W. G. **Simulação de manobras aeroassistidas de um veículo espacial controlado por placas aerodinâmicas reguláveis e sistema propulsivo**. 2011. 272 p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2011/01.26.16.55-TDI). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2011. Disponível em: <http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/393PSPH>.

SILVA, A. F. **Manobras orbitais combinando uso de força gravitacional e impulso aplicado fora do periapside**. 2013. 244 p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2013/02.18.00.50-TDI). Dissertação (Mestrado em

Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2013. Disponível em: <http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3DJ9MB5>.

SOLORZANO, C. R. H. **Estudo dos efeitos perturbativos do terceiro corpo e do achatamento de um planeta na dinâmica de um veículo espacial: caso Netuno-Tritão**. 2006. 179 p. (INPE-14600-TDI/1182). Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2006. Disponível em: <http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m17@80/2007/01.05.18.54>.

UPHOFF, C.; ROBERTS, P. H.;FRIEDMAN, L. D. Orbit design concepts for Jupiter orbiter missions. **Journal of Spacecraft and Rockets,** v. 13, n. 6, p. 348-355, 1976.

VENDITTI, F. C. F. . **Manobras orbitais ao redor de corpos irregulares.** 228 p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2013/11.12.19.30-TDI). Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2013. Disponível em: <http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3F7Q5U2>.

VENDITTI, F.C.F., ROCCO, E.M., PRADO, A.F.B.A. Estudos de perturbações em órbitas ao redor do asteroide 216 Kleopatra utilizando modelo de poliedros. In: SIMPÓSIO BRASILEIRO DE AUTOMAÇÃO INTELIGENTE (SBAI -XI), 11., - -CONFERÊNCIA BRASILEIRA DE DINÂMICA, CONTROLE E APLICAÇÕES (DINCON 2013), 11., 2013, Fortaleza. Anais... Fortaleza: UFC, 2013.

WILSON, M. G.; POTTS, C. L.; MASE, R. A.; HALSELL, C. A.; BYRNES, D. V. Maneuver design for Galileo Jupiter approach &orbital operations. In: WIESEL, W. E. (ed.). **Space flight dynamics**, v. 403, p. 341, 1997.

WOLF, A. A. Touring the saturnian system. **Space Science Reviews,** v.104, n. 1-4, p.101-128, 2002.

WOLF, A.; D. BYRNES. Design of the Galileo satellite tour. In: AAS/AIAA ASTRODYNAMICS SPECIALIST CONFERENCE, 1993, Victoria, B.C., Canada . **Proceedings…** AAS/AIAA, 1993..

APÊNDICE A – PARÂMETROS DAS 62 LUAS DE JÚPITER (TABELA)

A seguir pode-se observar a tabela que contém os valores de massa e os parâmetros orbitais das 62 luas de júpiter consideradas neste trabalho.

Tabela 8.1– Dados das luas consideradas no trabalho.

Grupo das luas galileanas							
lua	massa (kg)	semi eixo maior (km)	excentricidade	inglinação (graus)	nodo (graus)	w (graus)	M (graus)
Io	8,9319E+22	421.800	0,0041	0,036	43,977	84,129	342,021
Europa	4,7998E+22	671.100	0,0094	0,466	219,106	88,97	171,016
Ganimedes	1,4819E+23	10.700.400	0,0013	0,177	63,552	192,417	317,54
Calisto	1,0759E+23	18.822.700	0,0074	0,192	298,848	52,643	181,408
Grupo Almateia							
lua	massa (kg)	semi eixo maior (km)	excentricidade	inglinação (graus)	nodo (graus)	w (graus)	M (graus)
Amalteia	2,0682E+18	181.400	0,0032	0,38	108,936	155,873	185,194
Tebe	1,4987E+18	221.900	0,0176	1,08	235,694	234,269	135,956
Adrasteia	7,4933E+15	129.000	0,0018	0,054	228,378	135,673	135,673
Métis	1,1989E+17	128.000	0,0012	0,019	146,912	297,177	276,047
Grupo Himalaia							
lua	massa (kg)	semi eixo maior (km)	excentricidade	inglinação (graus)	nodo (graus)	w (graus)	M (graus)
Himalaia	6,7440E+18	11.460.000	0,1586	28,612	64,798	331,234	66,784
Leda	1,0940E+16	11.164.000	0,1624	27,882	219,181	269,393	230,352
Lisiteia	6,2944E+16	11.717.000	0,1161	27,663	5,326	49,67	330,475
Elara	8,6923E+17	11.740.000	0,2108	27,945	64,798	142,001	330,985
Grupo Ananke							
lua	massa (kg)	semi eixo maior (km)	excentricidade	inglinação (graus)	nodo (graus)	w (graus)	M (graus)
Ananke	2,9973E+16	21.254.000	0,2332	148,693	15,959	95,772	233,3375
Euporia	1,4987E+13	19.336.000	0,1438	145,74	60,143	89,904	70,243
Thelxinoe	1,4987E+13	21.260.000	0,2201	151,39	169,962	313,183	268,013
Euante	4,4960E+13	21.039.000	0,232	148,915	254,297	320,635	333,101
Helique	8,9920E+13	21.065.000	0,1498	154,842	89,749	299,482	43,659
Ortósia	1,4987E+13	21.158.000	0,2807	146,004	221,949	216,805	204,517
Iocasta	1,9483E+14	21.272.000	0,2152	149,411	269,613	64,727	213,675
Praxidique	4,3461E+14	21.148.000	0,2274	148,885	280,956	190,862	117,48
Harpalique	1,1989E+14	21.106.000	0,2296	148,759	29,834	134,505	215,956

Fonte: Produção do autor.

Tabela 8.1 - Continuação

Grupo Ananke							
lua	massa (kg)	semi eixo maior (km)	excentricidade	inglinação (graus)	nodo (graus)	w (graus)	M (graus)
Mneme	1,50E+13	21.033.000	0,2258	148,585	13,467	40,452	256,86
Hermipe	8,99E+13	21.297.000	0,2095	150,74	330,393	300,836	131,854
Tione	8,99E+13	21.197.000	0,2307	148,595	233,022	97,023	238,786
S/2003 J3	1,50E+13	20.221.000	0,1969	147,547	231,489	66,338	311,78
S/2003 J15	1,50E+13	222.627.000	0,4299	146,492	236,674	18,405	58,865
S/2003 J18	1,50E+13	20.508.000	0,0895	146,077	158,247	130,894	202,16
Grupo Carme							
lua	massa (kg)	semi eixo maior (km)	excentricidade	inglinação (graus)	nodo (graus)	w (graus)	M (graus)
Carme	1,32E+17	23.401.000	0,2546	164,994	114,854	26,416	233,375
Herse	1,50E+13	23.408.000	0,2541	164,964	295,702	330,295	141,667
Aitne	4,50E+13	23.317.000	0,2627	165,048	8,679	99,401	105
Cale	1,50E+13	23.306.000	0,2597	164,944	60,17	44,233	212,853
Taigete	1,65E+14	23.363.000	0,2533	165,253	305,114	231,54	94,756
Caldene	7,49E+13	23.181.000	0,2503	165,155	134,24	243,878	267,454
Erinome	4,50E+13	23.286.000	0,2655	164,914	317,497	10,274	167,136
Calicore	1,50E+13	23.276.000	0,2509	165,102	30,339	9,836	55,937
Calique	1,95E+14	23.565.000	0,2466	165,121	43,864	218,934	255,702
Euquelade	8,99E+13	23.323.000	0,2619	165,265	193,558	309,685	204,846
Arque	4,50E+13	23.353.000	0,2495	165,015	339,21	171,632	39,713
Pasite	1,50E+13	23.091.000	0,2682	165,117	327,729	231,92	215,443
Isonoe	7,49E+13	23.231.000	0,2471	165,25	130,961	116,879	124,941
S/2003 J9	1,50E+12	23.385.000	0,2632	165,047	44,321	292,662	348,415
S/2003 J5	8,99E+13	23.495.000	0,2476	165,248	176,683	90,066	336,636
S/2003 J15	1,50E+13	22.627.000	0,1899	146,492	236,674	18,405	58,865
S/2003 J19	1,50E+13	23.533.000	0,2552	165,116	27,442	176,668	223,035
Grupo Pasife							
lua	massa (kg)	semi eixo maior (km)	excentricidade	inglinação (graus)	nodo (graus)	w (graus)	M (graus)
Pasife	3,00E+17	23.629.000	0,4062	151,413	314,223	169,226	279,769
Aoede	8,99E+13	23.974.000	0,4325	158,676	173,392	59,739	187,676

Fonte: Produção do autor.

Tabela 8.1 - Continuação

Grupo Pasife							
lua	massa (kg)	semi eixo maior (km)	excentricidade	inglinação (graus)	nodo (graus)	w (graus)	M (graus)
Caliroe	8,69E+14	24.099.000	0,2796	147,08	283,104	23,909	107,862
Euridome	4,50E+13	23.146.000	0,2755	150,271	302,47	223,631	287,689
Coré	1,50E+13	24.482.000	0,3313	145,173	313,355	138,071	33,416
Cilene	1,50E+13	23.800.000	0,4155	150,336	252,611	187,429	128,345
Hegemone	4,50E+13	23.575.000	0,3445	154,164	3188,902	197,144	22236,95
Sinope	7,49E+16	23.942.000	0,2552	158,189	309,189	354,541	165,352
Esponde	1,50E+13	23.790.000	0,3112	150,997	116,363	61,885	174,044
Autonoe	8,99E+13	24.037.000	0,3152	152,364	272,817	54,793	142,035
Megaclite	2,10E+14	23.814.000	0,4156	152,781	280,575	288,882	135,272
S/2003 J4	1,50E+13	23.929.000	0,3624	149,589	179,131	197,401	260,48
S/2003 J23	1,50E+13	23.567.000	0,2746	146,424	41,706	255,114	144,222

Fonte: Produção do autor.

APÊNDICE B – VALORES DE INCREMENTO DE VELOCIDADE PARA CADA SIMULAÇÃO DO MAPEAMENTO (TABELA)

A Tabela 8.2 contém os dados utilizados para construir os gráficos em três dimensões que foram retirados de cada simulação realizada para mapear as perturbações.

Tabela 8.2 – Dados utilizados para a construção do gráfico em 3 dimensões.

a (km)	inclinação	luas galileanas	grupo Almateia	grupo Himalaia	grupo Carme	grupo Ananke	grupo Pasife
1950000	0°	79,15	9,91E-03	2,55E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1950000	15°	78,68	9,91E-03	2,54E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1950000	30°	77,68	9,90E-03	2,52E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1950000	45°	76,72	9,90E-03	2,49E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1950000	60°	76,03	9,90E-03	2,47E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1950000	75°	75,64	9,90E-03	2,45E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1950000	90°	75,56	9,90E-03	2,44E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1900000	0°	79,52	9,91E-03	2,50E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1900000	15°	78,99	9,91E-03	2,49E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1900000	30°	77,91	9,90E-03	2,48E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1900000	45°	76,88	9,90E-03	2,45E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1900000	60°	76,14	9,90E-03	2,43E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1900000	75°	75,70	9,90E-03	2,41E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1900000	90°	75,58	9,90E-03	2,41E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1750000	0°	80,59	9,91E-03	2,23E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1750000	15°	79,46	9,91E-03	2,23E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1750000	30°	77,48	9,91E-03	2,21E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1750000	45°	75,94	9,90E-03	2,19E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1750000	60°	74,99	9,90E-03	2,17E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1750000	75°	74,53	9,90E-03	2,16E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1750000	90°	74,47	9,90E-03	2,15E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,78E-06
1600000	0°	81,01	9,91E-03	1,99E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1600000	15°	80,04	9,91E-03	1,99E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1600000	30°	78,21	9,91E-03	1,97E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1600000	45°	76,64	0,01	1,95E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1600000	60°	75,55	9,90E-03	1,93E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1600000	75°	74,92	9,90E-03	1,92E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1600000	90°	74,69	9,90E-03	1,92E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1500000	0°	84,55	9,91E-03	1,88E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1500000	15°	83,48	9,91E-03	1,87E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1500000	30°	81,25	9,91E-03	1,86E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06

Tabela 8.2 – Continuação

a (km)	inclinação	luas galileanas	grupo Almateia	grupo Himalaia	grupo Carme	grupo Ananke	grupo Pasife
1500000	45°	79,14	9,91E-03	1,84E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1500000	60°	77,57	9,90E-03	1,82E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1500000	75°	76,55	9,90E-03	1,80E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1500000	90°	76,04	9,90E-03	1,80E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1400000	0°	91,92	9,92E-03	1,73E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1400000	15°	88,84	9,92E-03	1,72E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1400000	30°	84,08	9,91E-03	1,71E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1400000	45°	80,6	9,91E-03	1,69E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1400000	60°	78,41	9,90E-03	1,68E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1400000	75°	77,19	9,90E-03	1,67E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1400000	90°	76,71	9,90E-03	1,66E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1300000	0°	113,14	9,92E-03	1,59E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1300000	15°	97,87	9,92E-03	1,58E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1300000	30°	87,5	9,91E-03	1,57E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1300000	45°	82,4	9,91E-03	1,56E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1300000	60°	79,7	9,90E-03	1,54E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1300000	75°	78,44	9,90E-03	1,53E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
1300000	90°	78,23	9,89E-03	1,52E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1200000	0°	214,64	9,92E-03	1,55E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1200000	15°	136,16	9,92E-03	1,55E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1200000	30°	109,29	9,92E-03	1,54E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1200000	45°	97,79	9,91E-03	1,52E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1200000	60°	91,99	9,90E-03	1,50E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1200000	75°	89,25	9,90E-03	1,49E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1200000	90°	88,49	9,89E-03	1,49E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1100000	0°	82,07	9,93E-03	1,38E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1100000	15°	80,82	9,93E-03	1,38E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1100000	30°	78,35	9,92E-03	1,37E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1100000	45°	76,14	9,91E-03	1,36E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1100000	60°	74,73	9,90E-03	1,34E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1100000	75°	74,16	9,89E-03	1,33E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1100000	90°	74,44	9,89E-03	1,33E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1050000	0°	79,35	9,94E-03	1,33E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1050000	15°	78,38	9,94E-03	1,33E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1050000	30°	76,4	9,93E-03	1,32E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1050000	45°	74,55	9,91E-03	1,30E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1050000	60°	73,26	9,90E-03	1,29E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
1050000	75°	72,6	9,89E-03	1,28E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06

Tabela 8.2 – Continuação

a (km)	inclinação	luas galileanas	grupo Almateia	grupo Himalaia	grupo Carme	grupo Ananke	grupo Pasife
1050000	90°	7,26E+01	9,89E-03	1,28E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
900000	0°	8,89E+01	9,96E-03	1,15E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
900000	15°	85,63	9,95E-03	1,15E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
900000	30°	80,57	9,94E-03	1,14E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
900000	45°	76,61	9,92E-03	1,13E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
900000	60°	74,08	9,90E-03	1,12E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
900000	75°	72,8	9,89E-03	1,11E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
900000	90°	72,61	9,89E-03	1,11E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
800000	0°	106,95	9,99E-03	1,00E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
800000	15°	96,7	9,98E-03	1,00E-06	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
800000	30°	86,12	9,96E-03	9,94E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
800000	45°	79,79	9,93E-03	9,84E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
800000	60°	76,2	9,91E-03	9,74E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
800000	75°	74,48	9,89E-03	9,67E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
800000	90°	74,2	9,88E-03	9,65E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,77E-06
600000	0°	151,61	1,01E-02	7,59E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,59E-06
600000	15°	116,97	1,01E-02	7,57E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
600000	30°	97,24	1,01E-02	7,52E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
600000	45°	86,56	9,99E-03	7,44E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
600000	60°	80,7	9,92E-03	7,36E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
600000	75°	77,83	9,88E-03	7,31E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
600000	90°	77,07	9,87E-03	7,29E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
500000	0°	170,72	1,03E-02	6,36E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
500000	15°	131,92	1,03E-02	6,35E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
500000	30°	103,88	1,02E-02	6,31E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
500000	45°	89,8	1,01E-02	6,24E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
500000	60°	82,45	9,96E-03	6,18E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
500000	75°	79,11	9,90E-03	6,13E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
500000	90°	78,61	9,88E-03	6,11E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,23E-05
375000	0°	294,49	1,13E-02	4,78E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,76E-06
375000	15°	179,62	1,11E-02	4,77E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
375000	30°	125,94	1,06E-02	4,73E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
375000	45°	102,91	1,02E-02	4,69E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
375000	60°	91,51	9,99E-03	4,64E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
375000	75°	86,14	9,86E-03	4,60E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
375000	90°	84,32	9,84E-03	4,59E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
300000	0°	104,01	1,39E-02	3,83E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
300000	15°	93,48	1,32E-02	3,82E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06

Tabela 8.2 – Continuação

a (km)	inclinação	luas galileanas	grupo Almateia	grupo Himalaia	grupo Carme	grupo Ananke	grupo Pasife
300000	30°	79,1	1,20E-02	3,80E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
300000	45°	70,17	1,12E-02	3,76E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
300000	60°	65,24	1,07E-02	3,72E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
300000	75°	62,54	1,05E-02	3,69E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
300000	90°	61,28	1,04E-02	3,68E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
250000	0°	72,96	2,34E-02	3,19E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
250000	15°	69,32	1,86E-02	3,18E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
250000	30°	62,27	1,53E-02	3,17E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
250000	45°	56,03	1,28E-02	3,14E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
250000	60°	51,59	1,18E-02	3,11E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
250000	75°	48,93	1,16E-02	3,08E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06
250000	90°	47,99	1,15E-02	3,06E-07	2,23E-05	6,31E-06	2,75E-06

Fonte: Produção do autor.

Na primeira coluna da Tabela 8.2 é apresentado o semi eixo maior “a” em km, na segunda coluna a inclinação em graus, e da terceira em diante são apresentados o valor absoluto total do incremento de velocidade para cada grupo de luas em m/s.

A tabela é apresentada para que os dados possam ser lidos com uma precisão maior que nos gráficos, e também com objetivo de permitir interpolações para conseguir dados de perturbações sem que novas simulações sejam feitas.

APÊNDICE C – VALORES DE INCREMENTO DE VELOCIDADE PARA AS LUAS GALILEANAS PARA CADA SIMULAÇÃO DO MAPEAMENTO (TABELA)

Como visto o grupo das luas galileanas exercem uma influência muito maior que os outros grupos, logo serão exibidos os valores absolutos totais do incremento de velocidade de cada uma das luas galileanas para cada valor de semi eixo e inclinação utilizado nas simulações apresentadas anteriormente, estes resultados são apresentados na Tabela 8.3.

Tabela 8.3 – Valores absolutos totais do incremento de velocidade das luas galileanas.

semi eixo (km)	inclinação (graus)	Io	Europa	Ganimedes	Calisto
1950000	0°	49,53	10,77	16,33	2,52
1950000	15°	49,50	10,74	15,92	2,51
1950000	30°	49,42	10,66	15,10	2,50
1950000	45°	49,32	10,56	14,35	2,49
1950000	60°	49,22	10,48	13,82	2,51
1950000	75°	49,15	10,43	13,49	2,57
1950000	90°	49,12	10,40	13,33	2,71
1900000	0°	49,57	16,82	10,81	2,32
1900000	15°	49,54	10,77	16,36	2,32
1900000	30°	49,45	10,69	15,45	2,31
1900000	45°	49,34	10,59	14,64	2,32
1900000	60°	49,23	10,50	14,05	2,35
1900000	75°	49,15	10,45	13,69	2,42
1900000	90°	49,12	10,42	13,50	2,54
1750000	0°	49,71	10,98	17,79	2,11
1750000	15°	49,66	10,92	16,77	2,10
1750000	30°	49,54	10,79	15,05	2,10
1750000	45°	49,38	10,64	13,82	2,11
1750000	60°	49,23	10,52	13,13	2,12
1750000	75°	49,12	10,44	12,82	2,15
1750000	90°	49,07	10,40	12,78	2,22
1600000	0°	49,86	11,26	17,85	2,05
1600000	15°	49,80	11,18	17,02	2,05

Tabela 8.3 – Continuação

semi eixo (km)	inclinação (graus)	Io	Europa	Ganimedes	Calisto
1600000	45°	49,42	10,79	14,4	2,04
1600000	60°	49,22	10,62	13,67	2,04
1600000	75°	49,09	10,52	13,27	2,04
1600000	90°	49,03	10,47	13,12	2,07
1500000	0°	49,92	11,5	21,14	2
1500000	15°	49,85	11,4	20,23	2
1500000	30°	49,66	11,17	18,42	1,99
1500000	45°	49,44	10,93	16,78	1,98
1500000	60°	49,24	10,75	15,61	1,98
1500000	75°	49,11	10,62	14,85	1,98
1500000	90°	49,06	10,57	14,41	2
1400000	0°	50,06	11,55	28,4	1,92
1400000	15°	49,97	11,35	25,6	1,91
1400000	30°	49,75	10,93	21,49	1,91
1400000	45°	49,48	10,54	18,68	1,9
1400000	60°	49,24	10,29	17	1,89
1400000	75°	49,08	10,17	16,05	1,89
1400000	90°	49,03	10,16	15,6	1,92
1300000	0°	50,38	11,81	47,5	3,45
1300000	15°	50,25	11,62	32,83	3,17
1300000	30°	49,93	11,21	23,67	2,67
1300000	45°	49,55	10,83	19,72	2,29
1300000	60°	49,22	10,56	17,85	2,07
1300000	75°	49,01	10,41	17,06	1,97
1300000	90°	48,94	10,36	16,98	1,96
1200000	0°	50,91	12,62	146,87	4,24
1200000	15°	50,74	12,27	69,26	3,88
1200000	30°	50,35	11,64	44,14	3,16
1200000	45°	49,89	11,1	34,13	2,67
1200000	60°	49,5	10,74	29,35	2,41
1200000	75°	49,24	10,55	27,17	2,3
1200000	90°	49,12	10,49	26,57	2,31
1100000	0°	51,6	14,27	13,02	3,18
1100000	15°	51,36	13,54	12,8	3,12
1100000	30°	50,77	12,29	12,32	2,96
1100000	45°	50,11	11,36	11,9	2,77
1100000	60°	49,55	10,84	11,74	2,6

Tabela 8.3 – Continuação

semi eixo (km)	inclinação (graus)	Io	Europa	Ganimedes	Calisto
1100000	75°	49,17	10,6	11,92	2,47
1100000	90°	49,01	10,57	12,46	2,39
1050000	0°	51,67	15,62	9,26	2,8
1050000	15°	51,4	14,98	9,26	2,75
1050000	30°	50,75	13,77	9,26	2,62
1050000	45°	50,04	12,75	9,29	2,47
1050000	60°	49,47	12,07	9,37	2,34
1050000	75°	49,14	11,68	9,55	2,24
1050000	90°	49,03	11,49	9,89	2,18
900000	0°	54,2	21,03	11,01	2,6
900000	15°	53,58	18,87	10,72	2,46
900000	30°	52,17	16,02	10,22	2,17
900000	45°	50,74	14,14	9,84	1,89
900000	60°	49,69	13,03	9,66	1,69
900000	75°	49,1	12,43	9,67	1,6
900000	90°	48,92	12,17	9,9	1,61
800000	0°	56,4	25,9	22,62	2,04
800000	15°	55,4	20,41	18,91	1,99
800000	30°	53,31	16,03	14,91	1,86
800000	45°	51,37	13,89	12,8	1,73
800000	60°	50,04	12,8	11,74	1,61
800000	75°	49,31	12,32	11,31	1,55
800000	90°	49,11	12,24	11,32	1,53
600000	0°	77,33	58,99	13,77	1,51
600000	15°	71,22	31,04	13,22	1,49
600000	30°	62,65	21,12	12,06	1,42
600000	45°	57,04	17,25	10,93	1,34
600000	60°	53,89	15,45	10,1	1,26
600000	75°	52,36	14,66	9,59	1,21
600000	90°	51,98	14,5	9,4	1,19
500000	0°	140,52	18,11	10,82	1,26
500000	15°	104,86	15,5	10,32	1,25
500000	30°	81	12,5	9,18	1,2
500000	45°	69,75	10,86	8,06	1,13
500000	60°	64,09	10,02	7,27	1,07
500000	75°	61,52	9,67	6,89	1,03
500000	90°	61,04	9,68	6,88	1,01

Tabela 8.3 – Continuação

semi eixo (km)	inclinação (graus)	Io	Europa	Ganimedes	Calisto
375000	0°	274,78	11,26	7,53	0,94
375000	15°	160,57	10,76	7,37	0,92
375000	30°	108,31	9,76	6,97	0,89
375000	45°	86,74	8,83	6,49	0,85
375000	60°	76,46	8,17	6,08	0,81
375000	75°	71,77	7,8	5,81	0,77
375000	90°	70,16	7,68	5,72	0,76
300000	0°	89,1	8,4	5,75	0,75
300000	15°	78,92	8,16	5,67	0,74
300000	30°	65,37	7,58	5,44	0,72
300000	45°	57,39	6,96	5,14	0,68
300000	60°	53,26	6,47	4,86	0,65
300000	75°	51,07	6,18	4,66	0,62
300000	90°	49,98	6,09	4,59	0,61
250000	0°	60,94	6,67	4,73	0,62
250000	15°	57,52	6,52	4,67	0,61
250000	30°	51,01	6,16	4,5	0,59
250000	45°	45,45	5,74	4,27	0,57
250000	60°	41,63	5,38	4,05	0,54
250000	75°	39,39	5,14	3,89	0,52
250000	90°	38,59	5,06	3,83	0,51

Fonte: Produção do autor.