



Ministério da
Ciência e Tecnologia



INPE-15757-TDI/1500

CONTROLE DE TRAJETÓRIA ORBITAL EM MANOBRAS DE EMPUXO CONTÍNUO DE LONGO PRAZO

Eliel Wellington Marcelino

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Evandro Marconi Rocco e Antônio Fernando Bertachini de Almeida Prado, aprovada em 25 de março de 2009.

Registro do documento original:

<<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m18@80/2009/05.25.20.23>>

INPE
São José dos Campos
2009

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) 3945-6911/6923

Fax: (012) 3945-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO:

Presidente:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação Observação da Terra (OBT)

Membros:

Dr^a Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

Dr. Haroldo Fraga de Campos Velho - Centro de Tecnologias Especiais (CTE)

Dr^a Inez Staciarini Batista - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Dr. Ralf Gielow - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Dr. Wilson Yamaguti - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Jefferson Andrade Ancelmo - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Simone A. Del-Ducca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação (SID)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Marilúcia Santos Melo Cid - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Viveca Sant´Ana Lemos - Serviço de Informação e Documentação (SID)



Ministério da
Ciência e Tecnologia



INPE-15757-TDI/1500

CONTROLE DE TRAJETÓRIA ORBITAL EM MANOBRAS DE EMPUXO CONTÍNUO DE LONGO PRAZO

Eliel Wellington Marcelino

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Evandro Marconi Rocco e Antônio Fernando Bertachini de Almeida Prado, aprovada em 25 de março de 2009.

Registro do documento original:

<<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m18@80/2009/05.25.20.23>>

INPE
São José dos Campos
2009

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Marcelino, Eliel Wellington.

M331c Controle de trajetória orbital em manobras de empuxo contínuo de longo prazo / Eliel Wellington Marcelino. – São José dos Campos : INPE, 2009.

186p. ; (INPE-15757-TDI/1500)

Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009.

Orientadores : Drs. Evandro Marconi Rocco e Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado.

1. Transferência orbital. 2. Produção iônica. 3. Manobras orbitais. 4. Baixo empuxo. 5. Controle de trajetória. I.Título.

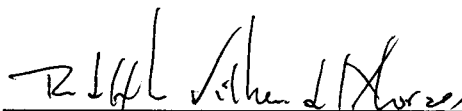
CDU 629.7.017.2

Copyright © 2009 do MCT/INPE. Nenhuma parte desta publicação pode ser reproduzida, armazenada em um sistema de recuperação, ou transmitida sob qualquer forma ou por qualquer meio, eletrônico, mecânico, fotográfico, reprográfico, de microfilmagem ou outros, sem a permissão escrita da Editora, com exceção de qualquer material fornecido especificamente no propósito de ser entrado e executado num sistema computacional, para o uso exclusivo do leitor da obra.

Copyright © 2009 by MCT/INPE. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording, microfilming or otherwise, without written permission from the Publisher, with the exception of any material supplied specifically for the purpose of being entered and executed on a computer system, for exclusive use of the reader of the work.

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. Rodolpho Vilhena de Moraes



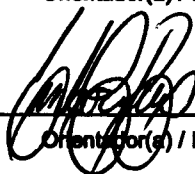
Presidente / UNESP/GUARA / Guaratinguetá - SP

Dr. Antonio Fernando Bertachini de
Almeida Prado



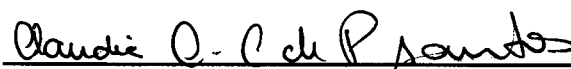
Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dr. Evandro Marconi Rocco



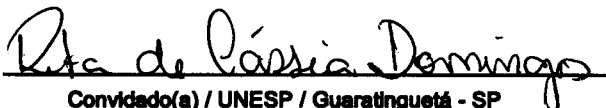
Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dra. Claudia Celeste Celestino



Membro da Banca / INPE / São José dos Campos - SP

Dra. Rita de Cássia Domingos



Convidado(a) / UNESP / Guaratinguetá - SP

Aluno (a): Eitel Wellington Marcelino

São José dos Campos, 25 de março de 2009

*“O Temor do Senhor é o principio da ciência: os loucos desprezam a
sabedoria e a instrução”
Provérbios 1:7*

*“Deleita-te também no Senhor, e Ele te concederá o que deseja o teu
coração. Entrega o teu caminho ao Senhor; confia Nele, e Ele tudo fará”
Salmos 37:4-5*

*“Sobre os ombros de gigantes, mas acima de tudo, sob as asas do
Altíssimo”
E.W.M. (***)*

A meus pais Maria Olívia e Amaulio

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, o autor da vida, que me deu saúde e forças para que eu pudesse concluir este trabalho, apesar de todas as dificuldades enfrentadas ao longo do tempo de pesquisa, a Ele toda a Glória e Honra.

A minha mãe e o meu pai que me ajudaram e me incentivaram em todos os momentos e principalmente nos momentos mais difíceis, nos quais eu pude contar com suas palavras de conforto, ajuda e carinho sempre presentes em minha vida, gerando uma motivação contínua e sendo a minha “propulsão de alto impulso específico”.

Aos meus orientadores, Dr. Evandro Marconi Rocco e Dr. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado, que foram essenciais e despenderam o tempo necessário e toda a ajuda possível para que o trabalho fosse concluído, pois certamente sem o suporte e orientação de ambos, esta dissertação de mestrado não teria acontecido.

Ao meu irmão Bergson, minha irmã Elionai e minha irmã Erika que me incentivaram e me proporcionaram entretenimento nos momentos de estresse e muitas vezes fizeram com que o meu ânimo fosse refeito.

Ao INPE de São José dos Campos, Divisão de Mecânica e Controle Espacial, que disponibilizou as instalações necessárias, como salas de estudos, computadores e biblioteca para que esta pesquisa pudesse ter suporte técnico essencial.

Ao CNPQ, que por dois anos, me proveu uma bolsa de estudos, a qual me ajudou financeiramente no desenvolvimento e conclusão deste trabalho.

Aos amigos do curso de mestrado e aos amigos particulares que direta ou indiretamente me motivaram e geraram um incentivo adicional neste período de estudos.

RESUMO

Este trabalho considera o problema do controle da trajetória para manobras de transferência orbital utilizando um sistema propulsivo capaz de aplicar empuxo contínuo por um longo período de tempo. Foram analisadas não-idealidades dos propulsores e seus efeitos no sistema de controle durante a transferência orbital. Considerou-se um sistema de controle em malha fechada e propulsão de baixo empuxo com alto impulso específico. Por meio de simulações foi possível analisar o desvio na trajetória e avaliar o sistema de controle. Vários casos foram analisados: aplicação de incremento de velocidade tangencialmente a trajetória, com e sem erros nos propulsores; ajustes da trajetória após impactos com micro-meteoritos; manobra de transferência Terra-Lua. No primeiro caso tem-se o aumento gradativo do semi-eixo maior e do raio orbital. No segundo, o sistema de controle foi testado até o seu limite de saturação. E no terceiro caso uma manobra de transferência de longo prazo é estudada, onde o veículo espacial tem o raio orbital gradativamente aumentado até alcançar a altitude da órbita lunar. Os resultados mostraram que a utilização do empuxo contínuo pode apresentar vantagens para algumas missões espaciais. Confirmou-se ainda, a necessidade de um sistema de controle de trajetória em malha fechada para essas missões.

CONTROL OF ORBITAL TRAJECTORY IN MANEUVERS WITH CONTINUOUS THRUST OF LONG TERM

ABSTRACT

This work considers the problem of controlling the trajectory during orbital transfer maneuvers, using a propulsive system capable of applying continuous thrust for a long period of time. Some non-ideality of the thrusters and their effects on the control system during the transfer orbit were analyzed. It was considered a control system in closed loop and low-thrust propulsion with high specific impulse. Through some simulations it was possible to analyze the deviation in the trajectory and evaluate the control system. Several cases were analyzed: velocity increment applied tangentially to the trajectory, with and without errors in the propulsion system; correction in the trajectory due to the micro-meteorites impacts; Earth-Moon transfer maneuver. In the first case, a gradual increase of the semi-major axis and the orbital radius was applied. In the second, the control system was tested until the limit of saturation. And in the third case a transfer maneuver of long-term was studied, where the orbital radius was gradually increased to reach the altitude of the lunar orbit. The results showed that the use of continuous thrust may present advantages for some space missions. It was also confirmed the requirement of a closed loop control system for these missions.

SUMARIO

| | |
|---|-----|
| LISTA DE FIGURAS | |
| LISTA DE TABELAS | |
| CAPÍTULO 1 | 25 |
| OBJETIVOS DO TRABALHO | 25 |
| 1.1 – Introdução..... | 25 |
| 1.2 - Objetivos | 28 |
| CAPÍTULO 2 | 31 |
| INTRODUÇÃO TEÓRICA | 31 |
| 2.1 - Movimento de um corpo rígido em três dimensões | 31 |
| 2.2 – Manobras de transferência orbital | 34 |
| 2.3 – Sistemas de propulsão | 35 |
| 2.4 – Baixo empuxo..... | 36 |
| 2.5 – Propulsão de baixo empuxo modelada como uma perturbação na trajetória devido a não-idealidade dos propulsores..... | 36 |
| 2.6 – Perturbações orbitais | 37 |
| 2.7 - Definição do comportamento dos sistemas de propulsão | 38 |
| 2.8 – A Propulsão iônica | 40 |
| 2.8.1 – Características dos propulsores iônicos..... | 42 |
| 2.9 – Não-idealidades dos propulsores | 44 |
| 2.10 – Trajetórias Terra-Lua..... | 45 |
| 2.11 - Órbita Molnyia | 46 |
| 2.11.1 - Propriedades das órbitas Molnyia | 46 |
| 2.11.2 - Inclinação da Órbita Molnyia..... | 47 |
| 2.12 - Desenvolvimento do sistema de controle da trajetória..... | 47 |
| 2.12.1 – Controlador Proporcional | 48 |
| 2.12.2 – Controlador Integral | 48 |
| 2.12.3 – Controlador Proporcional Integral..... | 48 |
| 2.12.4 – Controlador Proporcional Derivativo | 49 |
| 2.12.5 – Controlador Proporcional Integral Derivativo..... | 49 |
| CAPÍTULO 3 | 51 |
| SIMULADOR DE TRAJETÓRIA ORBITAL - STS | 51 |
| 3.1- Detalhamento do simulador STS..... | 51 |
| 3.2- Dinâmica do movimento orbital..... | 53 |
| CAPÍTULO 4 | 57 |
| RESULTADOS | 57 |
| 4.1 – Validação do programa de simulação – Reprodução dos resultados obtidos por de Prado (1989) | 59 |
| 4.1.1 – Comparação dos resultados | 69 |
| 4.2.1 - Órbita circular livre de perturbações com aplicação de empuxo tangencial em um ponto predeterminado | 71 |
| 4.2.2 - Órbita circular com aplicação de empuxo tangencial em um ponto predeterminado considerando erros nos propulsores..... | 87 |
| 4.3 – Resultados referentes ao choque de micro-meteoritos em um satélite com órbita Molnyia..... | 106 |
| 4.3.1 - Choque com uma partícula de 20g..... | 108 |
| 4.3.2 - Choque com 3 partículas - 20g, 40g, 80g..... | 120 |
| 4.3.3 - Choque com seis partículas - 20g, 40g, 80g, 30g, 50g, 35g..... | 134 |
| 4.4 – Resultados referentes a transferência Terra-Lua com propulsão iônica..... | 149 |

| | |
|--|-----|
| 4.4.1 - Transferência Terra-Lua sem influência dos erros nos propulsores | 150 |
| 4.4.2 - Transferência Terra-Lua com influencia dos erros nos propulsores | 162 |
| CAPÍTULO 5 | 173 |
| CONCLUSÃO E COMENTÁRIOS | 173 |
| CAPÍTULO 6 | 177 |
| SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS..... | 177 |
| REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS | 179 |
| APENDICE A | 181 |
| Programa STS no Simulink | 181 |
| Detalhamento dos parâmetros do programa STS | 182 |
| A.1 - Parâmetros editáveis..... | 182 |
| A.2 - Parâmetros não-editáveis..... | 186 |

LISTA DE FIGURAS

| | |
|--|----|
| 1.1 – Transferência de Hohmann..... | 26 |
| 1.2 – Manobra Bi-elíptica..... | 27 |
| 1.3 – Representação do aumento gradativo do raio orbital | 28 |
| 2.1 – Movimento de corpo rígido tridimensional..... | 31 |
| 2.2 – Esquema do domínio de operação instantânea de um sistema de propulsão..... | 39 |
| 2.3 - Propulsor iônico com gás xenon sendo testado..... | 42 |
| 2.4 - Esquema de funcionamento de um motor de íons eletrostático..... | 43 |
| 3.1 - Diagrama de blocos do conceito e arquitetura do STS | 52 |
| 4. 1 – Gráfico da força impulso aplicada ao longo da manobra orbital..... | 60 |
| 4. 2 – Gráfico da força impulso aplicada com zoom no eixo x | 60 |
| 4. 3 - Gráfico da força impulso aplicada com zoom no eixo x..... | 61 |
| 4. 4 – Comportamento da altitude do satélite ao longo da manobra orbital..... | 61 |
| 4. 5 - Curva de gasto de Combustível total ao longo da manobra..... | 62 |
| 4. 6 - Combustível gasto na manobra para cada direção (x, y e z)..... | 62 |
| 4. 7 - Combustível gasto na manobra para cada direção (x, y e z)..... | 63 |
| 4. 8 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite..... | 64 |
| 4. 9 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite para visualização da magnitude do erro na aplicação no empuxo + erros nos propulsores | 65 |
| 4. 10 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite – gráfico com curvas sobrepostas | 65 |
| 4. 11 - Versores (x, y e z) de posição do satélite ao longo da órbita | 66 |
| 4. 12 – Desvios nos elementos Keplerianos | 67 |
| 4. 13 – Desvios nos elementos Keplerianos com região inicial aumentada..... | 67 |
| 4. 14 – Gráfico da órbita gerada no período..... | 68 |
| 4. 15 – Gráfico da órbita gerada no período vista de cima..... | 68 |
| 4. 16 – Força impulso aplicada ao longo da manobra orbital..... | 72 |
| 4. 17 – Altitude do satélite ao longo da manobra orbital..... | 73 |
| 4. 18 – Combustível total gasto ao longo da manobra..... | 73 |
| 4. 19 – Combustível gasto na manobra para cada direção (x, y e z). | 74 |
| 4. 20 – Desvios de estados na posição e velocidade do satélite | 75 |
| 4. 21 – Desvios de estados na posição e velocidade do satélite – curvas de desvios sobrepostas | 76 |
| 4. 22 – Versores (x, y e z) de posição do satélite ao longo da órbita | 76 |
| 4. 23 - Comportamento do período orbital do satélite..... | 77 |
| 4. 24 - Desvios nos elementos Keplerianos ao longo da trajetória orbital | 78 |
| 4. 25 - Sinal X_p de erro do atuador, sobreposto ao sinal de controle mostrando os momentos de aplicação do empuxo..... | 79 |
| 4. 26 - Sinal de controle X_p do atuador mostrando os momentos de acionamento do propulsor..... | 80 |
| 4. 27 - Sinal de controle do atuador X_p mostrando os momentos de acionamento do propulsor com zoom no eixo x | 80 |
| 4. 28 - Sinal Y_p de erro do atuador, sobreposto ao sinal de controle mostrando os momentos de aplicação do empuxo..... | 81 |
| 4. 29 - Sinal de controle Y_p do atuador mostrando os momentos de acionamento do propulsor..... | 82 |
| 4. 30 - Sinal de controle do atuador Y_p mostrando os momentos de acionamento do propulsor com zoom no eixo x | 82 |

| | |
|--|-----|
| 4. 31 - Sinal Z_p de erro do atuador, sobreposto ao sinal de controle mostrando os momentos de aplicação do empuxo..... | 83 |
| 4. 32 - Sinal de controle Z_p do atuador mostrando os momentos de acionamento do propulsor..... | 83 |
| 4. 33 - Sinal de controle do atuador Z_p mostrando os momentos de acionamento do propulsor com zoom no eixo x | 84 |
| 4. 34 - Órbitas geradas ao longo da simulação em um período de 12 horas | 84 |
| 4. 35 - Órbitas geradas em um período de 12 horas, com rotacionada para visualização frontal das órbitas | 85 |
| 4. 36 – Representação da posição dos versores de atitude, velocidade, propulsão e eixo Nadir no satélite..... | 85 |
| 4. 37 – Representação do satélite rotacionado para mostrar a equivalência dos versores de atitude, velocidade, propulsão no momento da aplicação do empuxo | 86 |
| 4. 38 - Versores de atitude, propulsor, velocidade e Nadir no momento da aplicação do empuxo | 87 |
| 4. 39 - Força impulso aplicada ao longo da manobra orbital | 88 |
| 4. 40 - Altitude do satélite ao longo da manobra orbital | 89 |
| 4. 41 - Combustível total gasto ao longo da manobra | 89 |
| 4. 42 - Combustível gasto na manobra para cada direção (x, y e z)..... | 90 |
| 4. 43 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite..... | 91 |
| 4. 44 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite para visualização da magnitude do erro na aplicação no empuxo + erros nos propulsores | 91 |
| 4. 45 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite para visualização da magnitude do erro nos instantes após a aplicação do empuxo | 92 |
| 4. 46 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite – gráfico com curvas sobrepostas | 93 |
| 4. 47 - Versores (x, y e z) de posição do satélite ao longo da órbita | 93 |
| 4. 48 - Comportamento do período orbital do satélite..... | 94 |
| 4. 49 - Desvios nos elementos Keplerianos ao longo da trajetória orbital | 95 |
| 4. 50 - Desvios nos elementos Keplerianos ao longo da trajetória orbital – visualização da magnitude do desvio nos elementos Keplerianos no momento da aplicação do empuxo | 96 |
| 4. 51 - Desvios nos elementos Keplerianos ao longo da trajetória orbital – visualização da magnitude do desvio nos elementos Keplerianos nos períodos de tempo após a aplicação do empuxo..... | 96 |
| 4. 52 - Sinal X_p de erro do atuador, sobreposto ao sinal de controle mostrando os momentos de aplicação do empuxo..... | 98 |
| 4. 53 - Sinal de controle X_p do atuador mostrando os momentos de acionamento do propulsor..... | 98 |
| 4. 54 - Sinal de controle do atuador X_p mostrando os momentos de acionamento do propulsor com zoom no eixo x | 99 |
| 4. 55 - Sinal Y_p de erro do atuador, sobreposto ao sinal de controle mostrando os momentos de aplicação do empuxo..... | 100 |
| 4. 56 - Sinal de controle Y_p do atuador mostrando os momentos de acionamento do propulsor..... | 101 |
| 4. 57 - Sinal de controle do atuador Y_p mostrando os momentos de acionamento do propulsor com zoom no eixo x | 101 |
| 4. 58 - Sinal Z_p de erro do atuador, sobreposto ao sinal de controle mostrando os momentos de aplicação do empuxo..... | 102 |

| | |
|---|-----|
| 4. 59 - Sinal de controle Z_p do atuador mostrando os momentos de acionamento do propulsor..... | 103 |
| 4. 60 - Sinal de controle do atuador Y_p mostrando os momentos de acionamento do propulsor com zoom no eixo x | 103 |
| 4. 61 - Órbitas geradas ao longo da simulação em um período de 12 horas | 104 |
| 4. 62 - Órbitas geradas em um período de 12 horas, com rotacionada para visualização frontal das órbitas | 105 |
| 4. 63 - Representação do satélite rotacionado para mostrar a equivalência dos versores de atitude, velocidade, propulsão no momento da aplicação do empuxo | 105 |
| 4. 64 - Representação do satélite para mostrar a equivalência dos versores de atitude, velocidade, propulsão no momento da aplicação do empuxo vistos de uma posição diferente..... | 106 |
| 4. 65 - Perturbação expressa em ΔV para os três eixos | 109 |
| 4. 66 - Gráfico de força-impulso aplicada no controle durante a trajetória e colisões das partículas no instante de 1000s..... | 110 |
| 4. 67 - Gráfico de quantidade total de combustível (Kg) gasto no controle durante todo o domínio de operação do propulsor | 110 |
| 4. 68 - Gráfico de combustível para efetuar o controle em cada um dos eixos (x, y e z) | 111 |
| 4. 69 - Gráfico de Altitude (Km) x Posição(m) x Velocidade do satélite (m/s) ao longo da trajetória de 10000s | 112 |
| 4. 70 - Gráfico dos desvios de estados - Posição e velocidade x, y e z | 112 |
| 4. 71 - Gráfico de desvio de posição e velocidade (estados do sistema) com zoom para checagem do erro no estado estacionário | 113 |
| 4. 72 - Gráfico de desvio nos elementos keplerianos | 114 |
| 4. 73 - Gráfico de desvio nos elementos keplerianos com zoom para checagem do erro no regime estacionário..... | 115 |
| 4. 74 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo X para correção do desvio causado pelas colisões das partículas | 116 |
| 4. 75 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo Y para correção do desvio causado pelas colisões das partículas | 117 |
| 4. 76 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo Z para correção do desvio causado pelas colisões das partículas | 117 |
| 4. 77 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo X comparado com a referencia | 118 |
| 4. 78 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo Y comparado com a referencia | 119 |
| 4. 79 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo Z comparado com a referencia | 120 |
| 4. 80 - Perturbação expressa em ΔV para os três eixos | 121 |
| 4. 81 - Gráfico de força-impulso aplicada no controle durante a trajetoria e colisões das partículas em 1000s, 1100s e 1110s | 122 |
| 4. 82 - Gráfico de quantidade total de combustível (Kg) gasto no controle durante todo o domínio de operação do propulsor | 123 |
| 4. 83 - Gráfico de combustível gasto para efetuar o controle em cada um dos eixos (x, y e z) | 124 |
| 4. 84 - Gráfico de desvio de posição e velocidade (estados do sistema)..... | 125 |
| 4. 85 - Gráfico de desvio de posição e velocidade (estados do sistema) com zoom para checagem do erro no estado estacionário | 126 |
| 4. 86 - Gráfico de desvio nos elementos keplerianos | 127 |

| | |
|--|-----|
| 4. 87 - Gráfico de desvio de posição e inclinação nos elementos keplerianos com zoom para checagem do erro no regime estacionário | 127 |
| 4. 88 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo X para correção do desvio causado pelas colisões das partículas | 128 |
| 4. 89 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo Y para correção do desvio causado pelas colisões das partículas | 129 |
| 4. 90 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo Z para correção do desvio causado pelas colisões das partículas | 130 |
| 4. 91 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo X comparado com a referência | 131 |
| 4. 92 - Gráfico do sinal de controle do eixo X comparado com o erro devido as colisões com as partículas em 1000s, 1100s e 1110s | 131 |
| 4. 93 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo Y comparado com a referencia | 132 |
| 4. 94 - Gráfico do sinal de controle do eixo Y comparado com o erro devido as colisões com as partículas em 1000s, 1100s e 1110s | 132 |
| 4. 95 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo Z comparado com a referência | 133 |
| 4. 96 - Gráfico do sinal de controle do eixo Z comparado com o erro devido as colisões com as partículas em 1000s, 1100s e 1110s | 134 |
| 4. 97 - Perturbação expressa em ΔV para os três eixos | 135 |
| 4. 98 - Gráfico de força-impulso aplicada no controle durante a trajetoria e colisões das partículas em 1000s, 1100s, 1110s, 1120s, 1140s e 1147s | 136 |
| 4. 99 - Gráfico de quantidade total de combustível (Kg) gasto no controle durante todo o domínio de operação do propulsor | 137 |
| 4. 100 - Gráfico de combustível gasto para efetuar o controle em cada um dos eixos (x, y e z) | 138 |
| 4. 101 - Gráfico de desvio de posição e velocidade (estados do sistema) | 139 |
| 4. 102 - Gráfico de desvio de posição e velocidade (estados do sistema) com zoom para checagem do erro no estado estacionário | 140 |
| 4. 103 - Gráfico de desvio nos elementos keplerianos | 141 |
| 4. 104 - Gráfico de desvio de posição e inclinação nos elementos keplerianos com zoom para checagem do erro no regime estacionário | 141 |
| 4. 105 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo X para correção do desvio causado pelas colisões das partículas | 142 |
| 4. 106 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo Y para correção do desvio causado pelas colisões das partículas | 143 |
| 4. 107 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo Z para correção do desvio causado pelas colisões das partículas | 144 |
| 4. 108 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo X comparado com a referencia | 144 |
| 4. 109 - Gráfico do sinal de controle do eixo X comparado com o erro devido as colisões com as partículas em 1000s, 1100s, 1110s, 1120s, 1140s e 1147s . | 145 |
| 4. 110 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo Y comparado com a referencia | 146 |
| 4. 111 - Gráfico do sinal de controle do eixo Y comparado com o erro devido as colisões com as partículas em 1000s, 1100s, 1110s, 1120s, 1140s e 1147s . | 147 |
| 4. 112 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo Z comparado com a referencia | 147 |

| | |
|--|-----|
| 4. 113 - Gráfico do sinal de controle do eixo Z comparado com o erro devido as colisões com as partículas em 1000s, 1100s, 1110s, 1120s, 1140s e 1147s . | 148 |
| 4. 114 – Gráfico de aplicação da força-impulso | 150 |
| 4. 115 – Gráfico do comportamento inicial da força-impulso..... | 151 |
| 4. 116 – Gráfico do comportamento final da força-impulso | 151 |
| 4. 117 – Gráfico de consumo de combustível total ao longo da órbita | 152 |
| 4. 118 – Gráfico dos instantes finais do consumo de combustível..... | 152 |
| 4. 119 – Gráfico de combustível gasto em cada uma das direções | 153 |
| 4. 120 – Gráfico das velocidades transversais (x, y e z) do satélite | 154 |
| 4. 121 – Gráfico das velocidades radiais (x, y e z) do satélite..... | 154 |
| 4. 122 – Gráfico do comportamento da altitude do satélite..... | 155 |
| 4. 123 – Gráfico dos desvios de posição e velocidade ao longo da transferência..... | 156 |
| 4. 124 – Gráfico dos desvios nos elementos Keplerianos ao longo da transferência.. | 157 |
| 4. 125 – Gráfico da velocidade absoluta de referencia do satélite | 158 |
| 4. 126 – Gráfico de comportamento do período orbital | 159 |
| 4. 127 – Gráfico da posição do satélite (x, y e z) ao longo da transferência | 159 |
| 4. 128 – Gráfico da velocidade do satélite nas direções x, y e z ao longo da transferência | 160 |
| 4. 129 – Gráfico de incremento de velocidade na direção x..... | 160 |
| 4. 130 – Gráfico de incremento de velocidade na direção y..... | 161 |
| 4. 131 – Gráfico de incremento de velocidade na direção z..... | 161 |
| 4. 132 - Gráfico da trajetória do satélite durante a transferência Terra-Lua | 162 |
| 4. 133 – Força-impulso aplicada ao longo da transferência | 163 |
| 4.134 – Força-impulso aplicada nos instantes iniciais da transferência..... | 163 |
| 4. 135 – Força-impulso aplicada nos instantes finais da transferência..... | 164 |
| 4. 136 – Gráfico do combustível total gasto ao longo da transferência..... | 164 |
| 4. 137 – Gráfico do combustível total gasto nos instantes finais da transferência..... | 165 |
| 4. 138 – Gráfico de combustível gasto em cada uma das direções | 165 |
| 4. 139 – Gráfico da velocidade transversal nas três direções | 166 |
| 4. 140 – Gráfico da velocidade radial nas três direções | 166 |
| 4. 141 – Comportamento da altitude do satélite | 167 |
| 4. 142 – Gráfico dos desvios de posição a velocidade radial nas três direções..... | 167 |
| 4. 143 – Gráfico dos desvios dos elementos Keplerianos | 169 |
| 4. 144 – Gráfico da velocidade absoluta do satélite ao longo da transferência..... | 170 |
| 4. 145 – Gráfico do comportamento do período orbital | 170 |
| 4. 146 – Gráfico da posição do satélite ao longo da transferência | 171 |
| 4. 147 – Gráfico do comportamento da velocidade do satélite ao longo da transferência | 171 |
| 4. 148 – Incremento de velocidade para as três direções..... | 172 |
| 4. 149 - Gráfico da trajetória do satélite durante a transferência Terra-Lua | 172 |
| A1. 1 - Programa STS implementado no Matlab / Simulink | 181 |
| A1. 2 - Bloco de incremento de velocidade..... | 182 |
| A1. 3 - Detalhamento das velocidades nos eixos x, y e z..... | 182 |
| A1. 4 – Alimentação dos estados do sistema | 183 |
| A1. 5 – Trajetória de um sistema sem incrementos de velocidade em x, y e z..... | 184 |
| A1. 6 – Dinâmica das perturbações | 184 |
| A1. 7 – Blocos das perturbações nos três eixos..... | 184 |
| A1. 8 – Detalhamento dos tipos de entradas para as perturbações..... | 185 |
| A1. 9 – Dinâmica dos sensores..... | 185 |
| A1. 10 – Blocos da dinâmica dos sensores nos três eixos..... | 186 |

A1. 11 – Bloco referente aos tipos de parâmetros editáveis do sensor em cada eixo . 186

LISTA DE TABELAS

| | |
|---|----|
| 2.1 – Nível de utilização dos sistemas de propulsão | 35 |
| 2.2 - Características de sistemas de propulsão de baixo empuxo..... | 40 |
| 4.1 - Comparação dos resultados de Biggs (1978), Prado (1989) e STS | 69 |

CAPÍTULO 1

OBJETIVOS DO TRABALHO

1.1 – Introdução

No estudo de manobras orbitais, como por exemplo, as de transferência orbital e as de correção de órbita, utilizam-se propulsores tais como de jatos de gás segundo Wertz (1986). A realização destas manobras não é feita de forma totalmente precisa, pois podem existir erros na aplicação do empuxo, tanto de magnitude quanto de direção. Além disso, fisicamente os propulsores podem não aplicar o empuxo de forma ideal com relação à posição de aplicação ou por detalhes construtivos da saída de gases. Este tipo de evento gera ao longo do tempo, erros de estados relacionados à posição e velocidade do satélite, e são descritas como não-idealidades dos propulsores. Com isto é necessário que seja projetado um sistema de controle para a correção ou diminuição dos efeitos destas não-idealidades.

Propõe-se aqui o estudo da influência destas não-idealidades dos propulsores em manobras de transferência orbital. A importância de se controlar o erro em uma manobra orbital dá-se pelo fato da necessidade de uma boa precisão com relação à posição e velocidade do satélite, uma vez que será considerado que os propulsores permanecerão ligados por um longo período de tempo. Segundo Greenwood (1988) as manobras de correção orbital são essenciais para que se mantenha a órbita na altitude projetada. Isto significa que há a necessidade de correções periódicas em virtude das perturbações que o satélite normalmente sofre.

A manobra orbital mais comum utiliza-se da técnica denominada “Transferência de Hohmann”, que foi formulada pelo engenheiro alemão Walter Hohmann em 1916 e publicada em 1925. Essa manobra tem como objetivo efetuar a transferência orbital coplanar de um veículo em uma órbita circular inicial para outra órbita circular final, utilizando uma órbita de transferência elíptica. A manobra de transferência de Hohmann visa à minimização do combustível, mas não se preocupa com o tempo gasto para efetuar a manobra. Na Figura 1.1, temos um exemplo representativo da transferência de Hohmann.

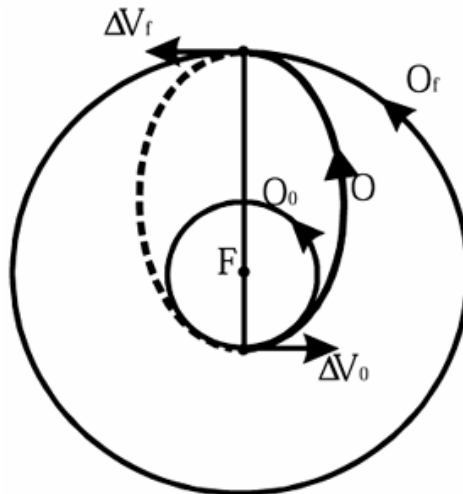


Figura 1.1 – Transferência de Hohmann
 FONTE: Prado (1989)

Segundo Prado (1989) e Rocco (1997) existe um outro tipo de manobra que também é muito conhecido e que apresenta soluções melhores que a de Hohmann em algumas circunstâncias, que é a chamada “Manobra Bi-Elíptica”. Essa manobra é utilizada quando se deseja efetuar uma transferência de uma órbita circular de menor altitude para uma outra de maior altitude, por meio de três impulsos em pontos estratégicos do ponto de vista de economia de combustível. O primeiro impulso (ΔV_0) é dado no sentido do movimento. Serve para, a partir de sua órbita inicial circular, colocar o satélite em uma órbita elíptica com um apoapside de elevada altitude. O segundo impulso (ΔV), também no sentido do movimento, é aplicado no apoapside de primeira órbita de transferência e coloca o satélite na segunda órbita elíptica de transferência, que é tangente à sua órbita final. Finalmente, o terceiro impulso (ΔV_f) é aplicado no periapside da segunda órbita de transferência, no sentido oposto ao movimento, e este completa a captura do satélite em sua órbita final, conforme vemos na Figura 1.2 .

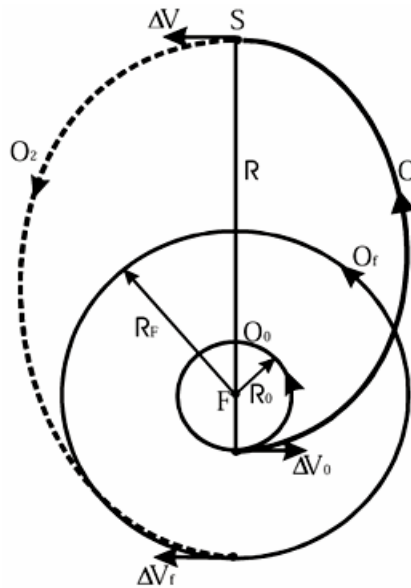


Figura 1.2 – Manobra Bi-elíptica
 Fonte: Prado (1989)

No caso de uma manobra de transferência da Terra para a Lua, que será analisada como exemplo neste trabalho, o que pode ser feito é o aumento gradativo do semi-eixo maior ou do raio da órbita, até que esta atinja a órbita da Lua, caracterizando uma manobra de empuxo contínuo de longo prazo.

Segundo Ehricke (1962) em manobras com aumento gradativo do semi-eixo maior são necessárias várias órbitas de transferência para que o satélite atinja a órbita final. Com isso ao se utilizar um sistema de propulsão química são aplicados vários arcos de propulsão, porém a proposta deste trabalho foi utilizar um sistema de propulsão iônica, que fornece níveis de empuxo mais baixos, porém alto nível de impulso específico, ou seja, o satélite pode alcançar velocidades mais elevadas quando comparadas com as velocidades observadas em sistemas de propulsão química ao longo do tempo e havendo o controle desta velocidade pode-se aumentar o semi-eixo ou raio orbital com aplicação contínua de empuxo durante toda a transferência orbital. Na Figura 1.3 pode-se verificar uma órbita com aumento gradativo do raio orbital.

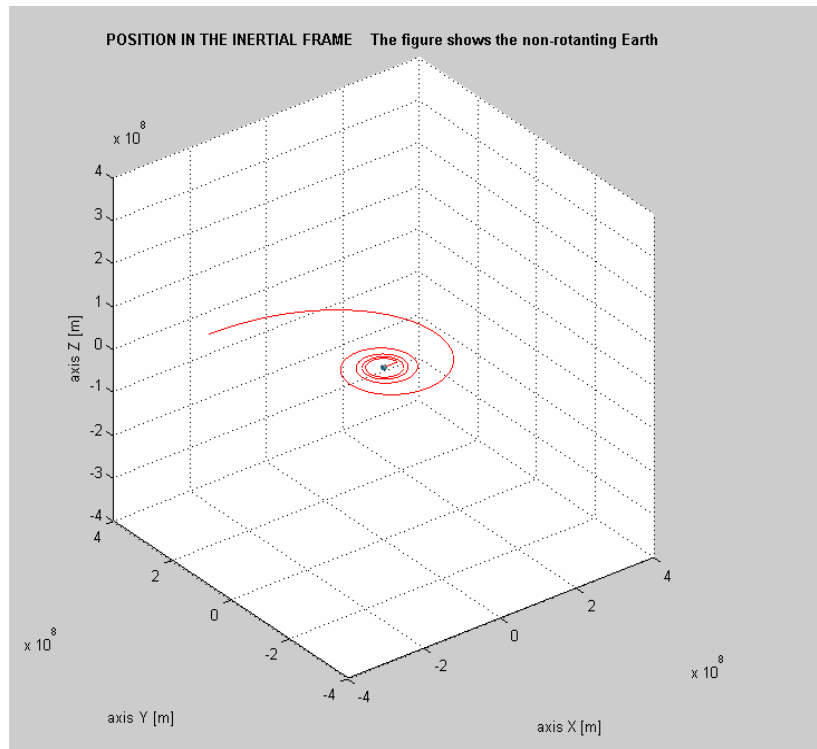


Figura 1.3 – Representação do aumento gradativo do raio orbital
 Fonte: Programa STS - Spacecraft Trajectory Simulator

Em Ehrlicke (1962) e Marec (1979) pode-se verificar que o estudo de manobras de empuxo contínuo de longo prazo tem crescido e de forma mais abrangente, sendo que atualmente existem vários sistemas de propulsão que vêm sendo estudados e alguns que já são utilizados. Um deles é a propulsão iônica, que deverá ser utilizada nas simulações e apresentadas no capítulo de resultados. A propulsão iônica possui um impulso específico (I_{sp}) da ordem de magnitude muito maior que a propulsão química. A força instantânea gerada pela propulsão química é bem maior que a gerada pela propulsão iônica. Porém, a principal vantagem da propulsão iônica sobre a química é que ela atua praticamente de forma contínua, e por isso, a sonda espacial ou o satélite pode alcançar velocidades elevadas depois de um longo tempo.

1.2 - Objetivos

O objetivo principal deste trabalho é estudar o problema da influência das não-idealidades dos propulsores nas manobras de transferência orbital em veículos espaciais, quando se consideram propulsores capazes de aplicar empuxos contínuos por um longo período de tempo utilizando um sistema de controle em malha fechada.

O trabalho pode ser dividido nas seguintes etapas:

- a) Validação do programa *Spacecraft Trajectory Simulator-STS* (Rocco, 2006; 2008) utilizado para simulação das manobras de transferência, por meio do uso de uma manobra orbital descrita em Biggs (1978) e na analisada em Prado (1989), verificando-se assim, o comportamento do consumo de combustível gasto durante na manobra.
- b) Estudo de uma manobra de transferência em uma órbita circular, na qual o empuxo é aplicado em uma direção tangencial escolhida, analisando-se os efeitos das não-idealidades dos propulsores e o aumento gradativo do semi-eixo maior. Neste caso serão analisadas as influências que as não-idealidades dos propulsores podem apresentar nos estados do sistema, seja a posição ou velocidade, quando o propulsor permanece ligado durante um longo período de tempo.
- c) Estudo do sistema de controle de trajetória em malha fechada do satélite quando submetido a colisões de partículas (micro-meteoritos). Neste caso, além das não-idealidades dos propulsores a quantidade de partículas e suas respectivas massas serão modificadas gradativamente até que os atuadores apresentem uma saturação e o sistema torne-se instável. Com isso, consegue-se verificar os limites de saturação do sistema de controle.
- d) Estudo de uma manobra de transferência orbital Terra-Lua com empuxo contínuo de longo prazo. Neste caso o objetivo é analisar o comportamento do sistema de controle considerando as não idealidades dos propulsores e o aumento gradativo do raio orbital para que o satélite atinja a altitude da órbita Lunar.

CAPÍTULO 2 INTRODUÇÃO TEÓRICA

A proposta deste trabalho é controlar a trajetória de um veículo utilizando manobras de empuxo contínuo, assumindo as hipóteses citadas nos objetivos do trabalho no item 1.2. Com isso deseja-se garantir a melhor precisão possível com o menor consumo de combustível na transferência orbital. Para isso seria interessante também realizar o controle da atitude do satélite já que o empuxo pode não ser aplicado exatamente no centro de massa do veículo. Considerando que os propulsores são fixos no satélite, e não necessariamente atuam de forma simultânea, torques poderão ser gerados, e nesse caso, teremos um movimento em atitude, assim o satélite terá um comportamento tal qual o de um corpo rígido em três dimensões, como vemos na Figura 2.1 .

2.1 - Movimento de um corpo rígido em três dimensões

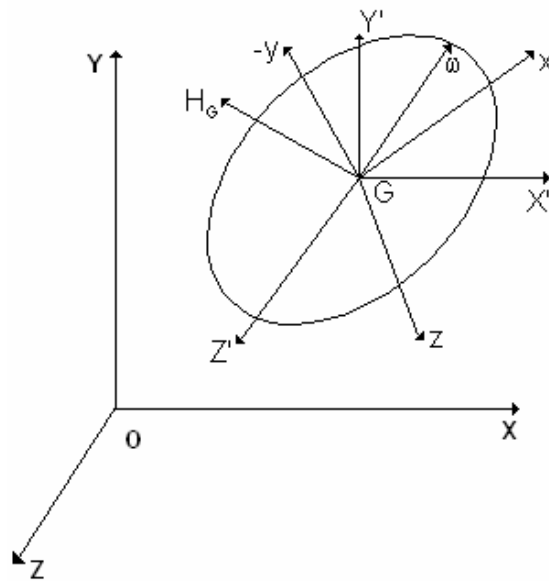


Figura 2.1 – Movimento de corpo rígido tridimensional
Fonte: THOMSON (1986)

Segundo Meirovitch (1970) e Thomson (1986) o movimento de um corpo rígido pode ser descrito conforme mostra a Figura 2.1.

Onde,

\mathbf{H}_G = Momento angular do corpo em relação aos eixos baricêntricos $GXYZ'$ de orientação fixa.

A derivada do momento angular \mathbf{H}_G em relação ao sistema girante $Gxyz$ é:

$$(\dot{\mathbf{H}}_G)_{Gxyz} = \dot{H}_x \hat{i} + \dot{H}_y \hat{j} + \dot{H}_z \hat{k} \quad (2.1)$$

A derivada $\dot{\mathbf{H}}_G$ do vetor \mathbf{H}_G em relação ao sistema $Gx'y'z'$ pode ser obtida por:

$$\dot{\mathbf{H}}_G = (\dot{\mathbf{H}}_G)_{Gxyz} + \boldsymbol{\Omega} \wedge \mathbf{H}_G \quad (2.2)$$

onde, $\boldsymbol{\Omega}$ representa a velocidade angular do sistema girante e $(\dot{\mathbf{H}}_G)_{Gxyz}$ é a derivada de \mathbf{H}_G em relação ao sistema girante $Gxyz$.

Mas, $\sum \mathbf{M}_G = \dot{\mathbf{H}}_G$, portanto temos:

Onde,

$\sum \mathbf{M}_G$ = Somatória dos momentos em relação ao sistema girante

$$\sum \mathbf{M}_G = (\dot{\mathbf{H}}_G)_{Gxyz} + \boldsymbol{\Omega} \wedge \mathbf{H}_G \quad (2.3)$$

Se o sistema rotativo está preso ao corpo, sua velocidade angular $\boldsymbol{\Omega}$ é identicamente igual à velocidade angular $\boldsymbol{\omega}$ do corpo. Se os eixos x , y e z forem escolhidos de modo a coincidirem com os eixos principais de inércia do corpo, as componentes do momento angular \mathbf{H}_G são dadas por:

$$\mathbf{H}_G = I_x \omega_x \hat{i} + I_y \omega_y \hat{j} + I_z \omega_z \hat{k} \quad (2.4)$$

onde I_x , I_y e I_z representam os momentos centrais de inércia do corpo.

Assim obtemos para $\boldsymbol{\Omega}$ e $\boldsymbol{\omega}$:

$$\begin{aligned}
\sum \mathbf{M}_G &= (I_x \dot{\omega}_x \hat{i} + I_y \dot{\omega}_y \hat{j} + I_z \dot{\omega}_z \hat{k}) + (\omega_x \hat{i} + \omega_y \hat{j} + \omega_z \hat{k}) \wedge (I_x \omega_x \hat{i} + I_y \omega_y \hat{j} + I_z \omega_z \hat{k}) \\
\sum \mathbf{M}_G &= (I_x \dot{\omega}_x \hat{i} + I_y \dot{\omega}_y \hat{j} + I_z \dot{\omega}_z \hat{k}) + (\omega_x I_y \omega_y \hat{k} - \omega_x I_z \omega_z \hat{j} - \omega_y I_x \omega_x \hat{k} + \omega_y I_z \omega_z \hat{i} + \omega_z I_x \omega_x \hat{j} - \omega_z I_y \omega_y \hat{i}) \\
\sum \mathbf{M}_G &= (I_x \dot{\omega}_x \hat{i} + I_y \dot{\omega}_y \hat{j} + I_z \dot{\omega}_z \hat{k}) + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z \hat{i} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z \hat{j} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y \hat{k} \\
\sum \mathbf{M}_G &= [I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z] \hat{i} + [I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z] \hat{j} + [I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y] \hat{k} \quad (2.5)
\end{aligned}$$

ou

$$\begin{aligned}
\sum \mathbf{M}_x &= [I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z] \\
\sum \mathbf{M}_y &= [I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z] \\
\sum \mathbf{M}_z &= [I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y]
\end{aligned} \quad (2.6)$$

As equações em (6) são chamadas de Equações de Euler do movimento.

Temos ainda três equações adicionais:

$$\sum F_x = ma_x ; \quad \sum F_y = ma_y ; \quad \sum F_z = ma_z \quad (2.7)$$

que juntamente com as equações de Euler, formam um sistema de seis equações diferenciais. Com as condições iniciais adequadas, estas equações diferenciais têm solução única. Assim o movimento de um corpo rígido em três dimensões está completamente definido pela resultante e o momento resultante das forças externas que atuam sobre ele.

Com relação ao controle de atitude existem alguns trabalhos, que abordaram esse assunto, um deles é o trabalho proposto por Silva (1997), no qual foi projetado um sistema de controle, considerando uma manobra de transferência do tipo “Hohmann” utilizando jatos de gás, e com isso, efetuou-se o controle de atitude do satélite.

Porém, não será considerado neste trabalho o controle de atitude do satélite. Entretanto, o estudo do acoplamento entre o controle de atitude e de órbita é uma possibilidade de extensão que complementaria a análise do problema da influência das não-idealidades nas manobras de transferência orbital em veículos espaciais.

2.2 – Manobras de transferência orbital

Segundo Prado (1989) no estudo de manobras de transferência orbital, lida-se com muitos problemas diferentes, indo desde longas viagens interplanetárias até pequenas correções na órbita de um satélite artificial da Terra. Sempre se leva em consideração as condições de contorno e as restrições de cada caso a ser abordado, na tentativa de otimizar uma ou mais variáveis relevantes como por exemplo o combustível despendido descrito em Biggs (1978), Biggs (1979), Marec (1979) e Prado (1989). Em Schultz (1997) também se estudou manobras de transferência, considerando o consumo de combustível como restrição.

Neste trabalho utilizou-se o programa STS (*Spacecraft Trajectory Simulator*) elaborado por Rocco (2006) e Rocco (2008) o qual é capaz de gerar manobras de transferências, porém o foco principal não foi estudar o consumo de combustível gasto, nem muito menos a sua otimização, mas o sistema de controle e a precisão gerada pelo programa na simulação e principalmente os erros nos propulsores, observados por meio de variações de velocidade ΔV em uma manobra de transferência, contudo, uma vez que o programa de Prado (1989) considerou a otimização do consumo de combustível, foi utilizada a mesma manobra de transferência no programa STS para validar a precisão e obter dados comparativos para validação do programa utilizado neste trabalho.

Em Prado (1989) o objetivo principal foi estudar manobras de transferências e alternativas para a otimização do consumo de combustível, utilizando as técnicas de guiamento de controle, que é a disciplina que cuida da modelagem, análise e síntese dos sistemas de controle do movimento do centro de massa das espaçonaves e comparando-a com técnicas abordadas em Biggs (1978). Com isso aplicou-se o guiamento e controle ao problema de transferência de um veículo espacial entre duas órbitas dadas, considerando-o sob a ação de uma única fonte de atração e de forma que o combustível gasto seja o mínimo possível.

Basicamente Prado admitiu também que a atitude necessária ao cumprimento da manobra poderia ser atingida através dos sistemas de controle disponíveis no satélite. O gasto de combustível para estas manobras era desprezível e finalmente assumiu-se que o estas manobras não interferiam com a dinâmica orbital do sistema, o que caracterizou-se um total desacoplamento entre controle de atitude e de órbita.

Em Prado (1989) foi utilizado o método de busca direta no exemplo comparativo a Biggs (1978) e os mesmos dados foram utilizados para validação do programa STS de Rocco (2008) utilizado neste trabalho. Este exemplo foi escolhido, pois posteriormente foi utilizado na demonstração de diversas características de software para simulação de dados reais com o primeiro satélite de brasileiro de sensoriamento remoto quando demonstradas manobras com diversos arcos de propulsão.

2.3 – Sistemas de propulsão

Segundo Marec (1979) os sistemas de propulsão podem, em geral, ter um ou mais estágios, mas aqui será considerado um sistema de propulsão com apenas um estágio. O desempenho de um sistema de um estágio é dado em função de três parâmetros essenciais: velocidade de ejeção, nível máximo de impulso e a massa do motor.

Na tabela 2.1, vemos alguns dos sistemas de propulsão atualmente utilizados e outros que se encontram em fase de estudo e desenvolvimento. A tabela foi obtida de Wikipedia (consulta de 2008).

Tabela 2.1 – Nível de utilização dos sistemas de propulsão

| Sistema de Propulsão | Status |
|---|-------------------------------|
| Química – Sólida | Utilizado atualmente |
| Monopropelente / Bipropelente / Tripropelente | Utilizado atualmente |
| Hall Effect Thruster | Utilizado atualmente |
| Iônica – Electrostatic Ion Thruster | Utilizado atualmente |
| Field Emissions Electric Propulsion (FEED) | Utilizado atualmente |
| Resistojet | Utilizado atualmente |
| Arcjet | Utilizado atualmente |
| Bloco de gás nuclear | Estudo/desenvolvimento |
| Pulsed Plasma Thruster | Utilizado atualmente |
| Pulsed Inductive Thruster | Utilizado atualmente |
| Anti-matéria | Estudo/Restrito a laboratório |
| Velas solares | Estudo/desenvolvimento |

Fonte: Wikipedia (2008)

Um dos objetivos deste trabalho é utilizar o sistema de propulsão iônica, que é um sistema de propulsão de baixo empuxo. Na tabela 2.1 são verificados outros sistemas de propulsão de baixo empuxo, tais como: Velas solares, *pulsed nuclear*, anti-matéria, eletro-nuclear. Um dos motivos pelo qual se escolheu a propulsão iônica neste trabalho, é que atualmente existem resultados obtidos pela Agencia Espacial Européia (ESA) e Agencia Espacial Norte Americana (NASA) com este tipo de tecnologia, sendo assim, futuramente tem-se a possibilidade da realização de estudos comparativos com aqueles que serão apresentados no capítulo de resultados.

2.4 – Baixo empuxo

Como descrito em Ehricke (1962) a propulsão de baixo empuxo pode ser caracterizada por um baixo nível de aceleração e alto impulso específico (Isp). Ela é aplicada principalmente em duas situações: manobras orbitais de baixo empuxo para pequenas alterações na órbita, na qual atua contra perturbações ou em manobras de *rendezvous* e acoplamento; transferências orbitais de baixo empuxo, que podem ser planetocêntricas ou heliocêntricas.

2.5 – Propulsão de baixo empuxo modelada como uma perturbação na trajetória devido a não-idealidade dos propulsores

Segundo Wertz (1986) o principal elemento de perturbação que será considerado é o fato da aplicação do empuxo não ser no centro de massa do sistema, o que faz com que exista um torque que tende a fazer o satélite girar. Com base nesse fato, um sistema de controle será aplicado para manter a direção de aplicação do empuxo.

Um dos fatores relevantes em transferências orbitais, estudado por Jesus (1999) e Jesus (2000) são os desalinhamentos na aplicação do impulso pelos propulsores que geram erros de posição e velocidade, principalmente aqueles que são relativos ao período de “liga-desliga” na queima do combustível. Uma vez que numa propulsão de longo prazo o período em que o propulsor se mantém ligado é praticamente contínuo, o estudo então é dirigido ao sistema de controle com relação aos erros de longo período causados pelas não-idealidades dos propulsores.

2.6 – Perturbações orbitais

As perturbações orbitais apresentadas neste trabalho referem-se a influência dos erros nos propulsores numa trajetória orbital, ou seja, consideram-se propulsores não-ideais que, por exemplo, podem gerar perturbações na órbita devido a aplicação do empuxo de forma desalinhada com relação ao centro de massa do satélite. É evidente que à medida que há gasto de combustível como descrito em Prado (1989), o centro de massa do satélite muda de posição, mas este não é o objetivo deste trabalho, pois considera-se que o tanque de combustível está idealmente posicionado no centro de massa do satélite e que o gasto de combustível não influencia na geração de resíduos perturbadores relativos ao deslocamento do centro de massa, ao longo do período de operação dos propulsores.

Além do desalinhamento dos propulsores que podem fornecer erros à órbita, outros erros, por exemplo, relativos à sensibilidade do sensor de controle na realimentação da informação podem gerar perturbações que fazem com que a órbita necessite de correção.

Segundo Wertz (1986) existem perturbações orbitais que são inerentes a qualquer órbita, tais como: obliquidade da Terra, quando tem-se uma órbita terrestre, arrasto atmosférico, atração gravitacional lunar e ainda perturbações como: pressão de radiação solar e albedo terrestre, dependendo da altitude da órbita e do nível de atividade solar. Estas são exemplos de perturbações que fornecem erros orbitais, muitas vezes significativos e outras vezes até negligenciáveis.

Como visto em Wertz (1986) de forma geral os efeitos perturbadores que podem modificar os elementos keplerianos podem ser divididos em duas classes: forças não-gravitacionais e gravitacionais. Os primeiros dois efeitos podem dominar o movimento de uma espaçonave, como a reentrada de um satélite na atmosfera. Embora os efeitos da distribuição de massa não-esférica nunca dominam o movimento de uma espaçonave, são eles que fornecem as maiores perturbações, relativas às órbitas Keplerianas, para a maioria dos satélites com órbitas intermediárias, ou seja, aquelas órbitas que estão acima de uma altitude onde a atmosfera desempenha um papel importante e abaixo de uma altitude onde os efeitos do Sol e da Lua se tornam importantes. De forma geral os efeitos da mecânica relativística podem ser quase que completamente desprezados na maioria das aplicações. A perturbação orbital relativista de ordem mais elevada que encontramos no sistema solar é a referente à rotação do perihélio de Mercúrio em uma

órbita plana, e provê um nível de perturbação de aproximadamente 0,012 graus/século ou 3×10^{-5} graus/órbita. Embora este nível de perturbação seja mensurável, ele está bem abaixo de outros efeitos orbitais perturbadores. Embora os três grupos de perturbação restantes dependam basicamente da construção do satélite, detalhes de sua órbita e até mesmo do nível de atividade solar, de forma geral, o efeito das forças perturbadoras é bastante estudado e de fácil implementação.

Em altitudes abaixo de 100 km os efeitos atmosféricos produzem os maiores níveis de perturbação, dominando assim esta faixa e produzindo perturbações significativas de longo prazo em satélites com órbitas até 1000 km. O maior efeito resultante da simetria não-esférica da Terra é devido à obliquidade, a qual altera o potencial gravitacional em aproximadamente 0,1% na adjacência da Terra. A taxa do potencial gravitacional da Lua para a Terra é aproximadamente 0,02% nas proximidades da superfície da Terra. À medida que a altitude do satélite aumenta o efeito relativo à obliquidade terrestre diminui e o efeito do potencial lunar aumenta. A magnitude destes efeitos no potencial gravitacional é praticamente o mesmo numa altitude de 8000 km. Os efeitos das perturbações lunar e solar em altitudes abaixo de 700 km são geralmente negligenciáveis.

2.7 - Definição do comportamento dos sistemas de propulsão

Segundo Marec (1979) um propulsor, ou um sistema de propulsão, pode ser classificado de acordo com a intensidade do impulso específico (Isp), tipo de combustível, tipo de fonte de potência, ou ainda, por outras características construtivas, tais como tipo de material, dimensões e formato. De uma forma geral, um sistema de propulsão, é definido graficamente da seguinte forma:

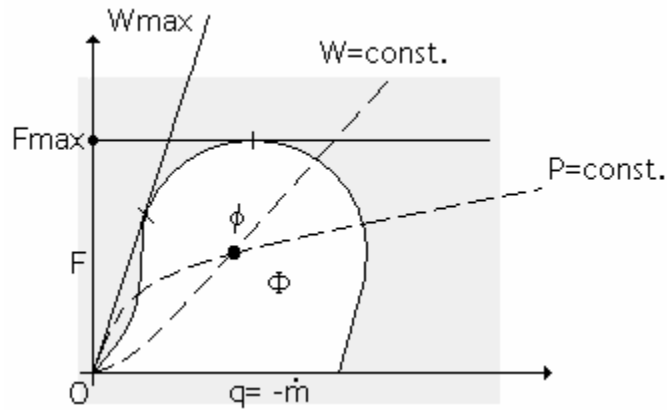


Figura 2.2 – Esquema do domínio de operação instantânea de um sistema de propulsão
 Fonte: MAREC J. P. (1979)

Onde, F é o impulso, P é a potência, W é a velocidade de ejeção, Φ é o domínio de operação, ϕ é o ponto de operação e $q = -\dot{m}$ é a taxa de variação de massa.

A forma do domínio de operação Φ , pode variar de forma contínua com o tempo e até mesmo sofrer algumas descontinuidades. Isso ocorre, por exemplo, quando os estágios se separam em um foguete. Neste trabalho, trataremos de sistemas com apenas um estágio de propulsão, uma vez que, consideraremos o controle de trajetória em uma transferência orbital e não o lançamento de um satélite. Isto indica que será considerado que o satélite já se encontra em órbita.

O desempenho de um sistema de propulsão com um estágio é caracterizado por três parâmetros, W_{MAX} , que é a velocidade máxima de ejeção, F_{MAX} , que é a força máxima de impulso e M_E , que é a massa do motor. Eliminando-se o fator de escala, esses três parâmetros podem ser reduzidos a duas proporções, da seguinte forma:

$$\frac{W_{MAX}}{g_0} ; g_0 = 9,81 \text{ ms}^{-2} \quad (2.8)$$

que representa o impulso específico (Isp), ou seja,

$$I_{sp} = \frac{W_{MAX}}{g_0} \quad (2.9)$$

a outra proporção é a taxa de força, dada por:

$$\frac{F_{MAX}}{g_0 M_E} \quad (2.10)$$

As equações 2.9 e 2.10 acima mostram a relação entre empuxo e impulso específico.

Com relação à forma do domínio de operação, os sistemas de propulsão podem ser classificados como de velocidade de ejeção constante (CEV – Constant Ejection Velocity), para sistemas de impulso limitado, e de potência limitada (LP – Limited Power), para sistemas de velocidade de ejeção variável.

Os sistemas de propulsão são divididos em alto empuxo (HT – High Thrust) e baixo empuxo (LT – Low Thrust). A classificação de um sistema em alto ou baixo empuxo, é feita por meio do nível de aceleração do impulso e pelo valor do impulso específico (Isp). Como neste trabalho trataremos de baixo empuxo (LT), segue uma tabela demonstrativa sobre esse tipo de propulsão.

Tabela 2.2 - Características de sistemas de propulsão de baixo empuxo

| Nível de Impulso | Forma do domínio de operação | CEV | LP |
|-------------------------|--|--|---|
| LT - Low Thrust Systems | $\frac{F_{MAX}}{g_0 M_E} \approx 10^{-2} \text{ até } 10^{-4}$ $I_{sp} \approx 3000 \text{ até } 10000s$ Gerador de potência: Elétrico, nuclear ou células solares (No caso de células solares, P_{MAX} depende da distancia r até o sol, da orientação do painel solar e do tempo de vida da célula). | Propulsão elétrica quando W não pode ser modulada. Em geral F não pode ser modulado de qualquer forma. Para este propósito, deve-se fazer uma combinação de vários ejetores. | Propulsão elétrica quando W pode ser modulada. O estudo é limitado aqui para o caso idealizado onde a única restrição é $P \leq P_{MAX}$, com $P_{MAX} = const.$ |

Fonte: Marec (1979)

2.8 – A Propulsão iônica

Como descrito em Wikipedia (*Ion Thruster* - consulta de 2008) a propulsão iônica é uma tecnologia que envolve a ionização de um gás para que ele sirva como propelente de uma nave espacial ou satélite. Ao invés do satélite utilizar propelentes químicos convencionais, é utilizado o gás xenon, que é parecido com o neon ou hélio,

porém é mais pesado, sendo que ele recebe uma carga elétrica ou ionização. As moléculas do gás são então eletricamente aceleradas a uma velocidade de aproximadamente 30km/s. Assim, quando os íons de xenon são emitidos do propulsor de um satélite a uma velocidade tão alta eles geram um empuxo no sentido contrário da saída do propulsor, empurrando o satélite na direção oposta ao propulsor.

Uma das aplicações da propulsão iônica que foi completada com sucesso é a DS1 (Deep Space 1 - NASA) lançada em outubro de 1998 e aposentada em dezembro de 2001.

A principal vantagem da propulsão iônica é que ela pode ser muito útil para sondas espaciais em viagens interplanetárias. O baixo empuxo de aceleração contínua da propulsão iônica supera a baixa eficiência de queima dos propulsores químicos, que inclusive têm perdas significativas no rendimento da queima do combustível. Em circunstâncias apropriadas, e comparativamente, a propulsão iônica pode fornecer empuxos até dez vezes maiores do que a propulsão química. Pelo fato da propulsão iônica ter um comportamento bastante moderado, ela ainda não pode ser utilizada em todas as aplicações espaciais que temos atualmente, ou seja, ainda não é possível substituir a propulsão química pela iônica, pois não é possível utilizá-la em aplicações que requerem uma rápida aceleração, apesar de a propulsão iônica ter uma eficiência muito alta. Quando não existe a preocupação com tempo, a propulsão iônica do DS1, por exemplo, pode chegar a fornecer uma velocidade de 3,6km/s a espaçonave, enquanto que para experimentar a mesma missão com propulsão química, o sistema poderia requerer um veículo de lançamento mais caro e uma espaçonave muito maior para acomodar um grande tanque de propelente químico. A velocidade máxima que uma espaçonave pode obter depende basicamente da quantidade de combustível que ela pode levar naturalmente o mesmo princípio se aplica à propulsão química, embora eles sejam muito menos eficientes. Como exemplo a DS1 levou em missão 81,5 kg de gás xenon que foram gastos em 20 meses. A figura 2.3 mostra o propulsor iônico utilizado na DS1 da NASA.

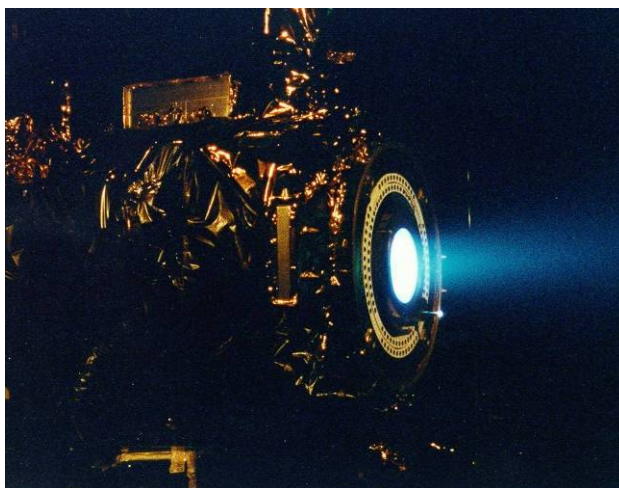


Figura 2.3 - Propulsor iônico com gás xenon sendo testado
Fonte: Wikipedia (2008)

2.8.1 – Características dos propulsores iônicos

Como descrito em Wikipedia (*Ion Thruster* - consulta de 2008), um propulsor iônico é uma forma de propulsão elétrica usada para propulsão de espaçonaves, que cria impulso por meio da aceleração de íons. As características dos propulsores iônicos estão ligadas ao quanto de aceleração dos íons o sistema é capaz de fornecer utilizando força eletrostática ou eletromagnética. Propulsores eletrostáticos usam a força de Coulomb e aceleram os íons na direção do campo elétrico. Propulsores eletromagnéticos usam a força de Lorentz para acelerar os íons. O empuxo criado pelos propulsores iônicos é bastante pequeno, comparado com os propulsores químicos, mas o impulso específico obtido ou eficiência do propelente é extremamente alto.

Os propulsores utilizam barras de íon (átomos eletricamente carregados ou moléculas) para criar empuxo de acordo com a terceira Lei descrita por Newton. O método para aceleração dos íons varia, porém eles tiram vantagem da relação carga/massa dos íons. Esta relação demonstra que pequenas diferenças de potencial podem criar elevadas velocidades de exaustão. Isto reduz a quantidade de massa de reação ou combustível requerido, mas aumenta a quantidade de potência específica requerida comparada com propulsores químicos.

Propulsores iônicos têm muitas aplicações. As melhores fazem uso de um longo tempo de vida para a missão, quando um empuxo não tão significativo é requerido. Exemplos disto incluem órbitas de transferência, ajustes de altitude, compensação de arrasto para órbitas baixas (LEO - Low Earth Orbit) e ajustes ultrafinos para missões

mais específicas. Propulsores iônicos podem ser usados onde o tempo da missão não é tão crucial.

Os propulsores eletrostáticos são os mais comumente utilizados e em geral utilizam o gás xenon como combustível. Este gás não tem carga e é ionizado por elétrons energéticos. Estes elétrons podem ser fornecidos de um filamento catodo quente e são acelerados no campo elétrico devido a diferença de potencial entre o catodo e o anodo (propulsor iônico tipo Kaufman). De forma alternativa os elétrons podem ser acelerados pela oscilação do campo elétrico por meio de um campo magnético oscilante de uma bobina, o que resulta em uma descarga auto-sustentável.

Os íons carregados positivamente são extraídos por um sistema de extração consistente com 2 ou 3 grades de múltiplas aberturas. Após a entrada no sistema de grades, os íons são acelerados pela diferença de potencial entre a primeira e a segunda grade, chamadas de tela e grade aceleradora, até a energia final em torno de 12keV para cada íon. Dessa maneira o empuxo é gerado.

Portanto, o propulsor emite um feixe de íons xenon carregados positivamente. Entretanto, para evitar o excesso de cargas negativas na espaçonave, um catodo é posicionado próximo ao motor, para emitir elétrons adicionais em direção ao feixe de íons de forma a neutralizar a carga do feixe. Isto também previne que o feixe de íons retorne à espaçonave e cancele o empuxo. A figura 8 ilustra o funcionamento de um motor de íons eletrostático com grades (Kaufman).

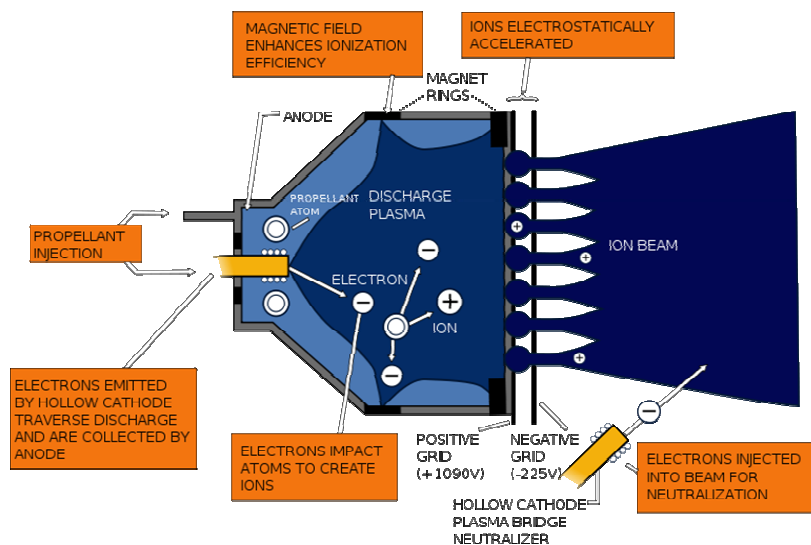


Figura 2.4 - Esquema de funcionamento de um motor de íons eletrostático
Fonte: Wikipedia (2008)

2.9 – Não-idealidades dos propulsores

Os sistemas de propulsão são projetados para fornecer um determinado valor de empuxo. Existem faixas de valores de empuxo de acordo com cada fabricante disponível no mercado. A faixa de valores de operação do propulsor depende em geral da aplicação e do tipo de combustível utilizado e pode variar de 0,2N até 500N.

Segundo Jesus (2000) na prática o valor nominal de empuxo não é plenamente atingido. Existe um erro entre o valor nominalmente especificado pelo fabricante e o valor de empuxo realmente aplicado. Outro fator interessante se deve ao fato de que os propulsores, ao serem acionados geram um nível baixo de vibração ou uma pequena perturbação, que também interfere na precisão da aplicação do impulso. Essas imprecisões relativas ao propulsor são aqui chamadas de não-idealidades e podem gerar um pequeno erro na órbita ao longo do tempo. Esses pequenos erros foram considerados nas simulações e modelados como erros randômicos e de *bias*, pois representam de forma aproximada a perturbação gerada pelas não idealidades dos propulsores como descrito Shahian (1993).

O erro de *bias* é em geral modelado da seguinte forma:

$$Y(t) = U(t) + Bias \quad (2.11)$$

Onde:

$Y(t)$ = sinal de saída

$U(t)$ = sinal de entrada

Bias = erro tendencioso

Quando um erro de bias é inserido no sistema, pode-se dizer que foi somado um valor de erro constante ao sinal de entrada, que alterará assim o sinal de saída, ou seja, fazendo um deslocamento (*offset*) na resposta ao sinal.

O erro randômico é modelado geralmente da seguinte forma:

$$Y(t) = U(t) + rand(t) \quad (2.12)$$

Onde:

$Y(t)$ = sinal de saída

$U(t)$ = sinal de entrada

$rand(t)$ = função geradora de erro aleatório

Quando se insere um erro randômico no sistema, significa que é somado um sinal aleatório que varia com o tempo.

Com o intuito de obter uma simulação das não-idealidades dos propulsores de forma mais precisa e realística, nos resultados que serão apresentados no Capítulo 5, teremos a influência tanto do erro tendencioso (*bias*) quanto do erro randômico.

2.10 – Trajetórias Terra-Lua

Segundo Roy A.E. (1982) As trajetórias Terra-Lua para espaçonaves são classificadas em geral da seguinte forma:

- 1) Órbitas terrestres
- 2) Transferências orbitais das proximidades da Terra para as proximidades da Lua e vice-versa.
- 3) Órbitas lunares
- 4) Aterrisagem na Lua ou Terra

Na realidade, a combinação de todos ou algumas das quatro classes acima podem descrever a missão de um veículo espacial. O Projeto Apollo, a descida do homem na Lua e o seu retorno em segurança, englobaram as quatro fases de operação. As forças que podem agir em um veículo espacial numa missão Terra-Lua são relacionadas aos seguintes fatores segundo Roy (1982):

- 1) Motores propulsores do veículo
- 2) Campo gravitacional terrestre
- 3) Atmosfera terrestre
- 4) Campo gravitacional lunar
- 5) Campo gravitacional solar
- 6) Campo gravitacional dos planetas
- 7) Pressão de radiação solar
- 8) Campos eletromagnéticos e fluxos de plasma do Sol.

Para um veículo espacial em geral o tipo de propulsor utilizado é de baixo impulso específico com combustível químico, mas no caso de um satélite com um empuxo

contínuo de longo prazo e utilizando a propulsão de alto impulso específico (iônica), alguns dos oito fatores acima mencionados, são negligenciados. Neste caso, os resultados apresentados no item 4.4 do Capítulo 4, com relação à manobra Terra-Lua trata de um satélite que já se encontra em órbita e é submetido a uma manobra de empuxo contínuo de longo prazo objetivando alcançar a altitude da órbita lunar. Assim, dos quatro passos que inicialmente compõem uma missão Terra-Lua, apenas o item 2 será levado em consideração. Um estudo considerando alguns destes fatores em uma transferência interplanetária pode ser encontrado em Rocco (1998).

2.11 - Órbita Molnyia

Em uma das simulações foi considerado o choque de partículas no satélite, afim de verificar o comportamento do sistema de controle utilizado. Neste caso, foi considerada uma órbita Molnyia que possui uma inclinação de $63,4^\circ$ e nesta inclinação o nível de perturbações para o argumento do perigeu é praticamente nulo, o que ajuda-nos a verificar os efeitos das colisões das partículas no satélite de uma forma quase que independente, ou seja, desconsiderando outros efeitos perturbadores que afetam o argumento do perigeu.

Como descrito em Wikipedia (consulta de 2009) a órbita Molnyia é um tipo de órbita extremamente elíptica que possui um período orbital de mais ou menos 12 horas. Quando tem-se um satélite numa órbita Molnyia significa que este satélite passa a maior parte do período orbital situado numa determinada área sobre a Terra, esta área é também conhecida como “poço do apogeu”.

As órbitas Molnyia são assim chamadas em homenagem à série de satélites russo-soviéticos de comunicações Molnyia que operaram na década de 60. O nome Molnyia vem da palavra raio no idioma russo. É um nome adequado já que a passagem pelo perigeu é bastante rápida.

2.11.1 - Propriedades das órbitas Molnyia

Para apogeus estacionários o período orbital deve dividir 24 horas em partes iguais. Um período orbital de 12 horas resulta em dois apogeus por dia (quando o satélite chega no apogeu ele estará sempre em um dos pontos fixos na Terra) e dois perigeus. A grande inclinação orbital permite que o apogeu situe-se próximo do pólo

norte ou sul, por exemplo, os russos, canadenses ou suecos procuravam um apogeu que estivesse próximo ao Pólo Norte. O Pólo Norte ou Sul é o lugar onde a cobertura de um satélite geoestacionário é pobre ou até mesmo inexistente. Em geral o desvio da obliquidade terrestre perturba o argumento do perigeu, de forma que ainda que ele se situe próximo de um dos Pólos, estará se movimentando lentamente, a menos que haja uma correção dos erros orbitais. Para evitar gasto de combustível a órbita Molnyia utiliza uma inclinação de $63,4^\circ$, que representa o ângulo no qual a perturbação é nula.

Assim, a órbita Molnyia permite uma cobertura completa das regiões polares usando uma constelação de 3 satélites e por isso é muito utilizada em satélites de comunicações. Com os satélites equidistantes, em qualquer momento pelo menos um dos satélites estará próximo do apogeu e outro passando pelo perigeu.

2.11.2 - Inclinação da Órbita Molnyia

Para assegurar-se que a posição do apogeu não seria afetada pelas perturbações orbitais, se escolheu a inclinação de $63,4^\circ$. Como resultado tem-se que o argumento do perigeu permanece quase constante durante longos períodos de tempo. O desvio diário do argumento do perigeu é dado por:

$$\Delta_{\text{odiário}} = 4,98^\circ \frac{R_E^{\frac{7}{2}}}{a} \frac{5 \cos^2 i - 1}{(1 - e^2)^2} \quad (2.13)$$

onde R_E é o raio da Terra; a é o semi-eixo maior; i é a inclinação; e é a excentricidade.

2.12 - Desenvolvimento do sistema de controle da trajetória

Como descrito em Ogata (2005) no desenvolvimento de sistemas de controle, estuda-se algumas estratégias de controle com o intuito de minimizar o erro na trajetória do veículo e com isso determinar a estratégia que melhor se ajusta ao sistema, para que o controle seja feito do modo mais preciso conforme as variações de realimentação do sistema de controle e objetivando sempre a estabilidade do sistema.

Dentre as técnicas existentes e que poderão ser utilizadas neste trabalho, ressaltam-se o controle P (Proporcional), I (Integral), PI (Proporcional Integral), PD (Proporcional Derivativo) e PID (Proporcional Integral Derivativo) descritos em Ogata (2005) e que de forma geral, são descritos e modelados como segue abaixo:

2.12.1 – Controlador Proporcional

O controlador proporcional, como o próprio nome diz, representa um algoritmo em que a mudança do sinal de realimentação é proporcional ao erro em função no tempo e representado por:

$$f(t) = K_p e(t) \quad (2.14)$$

2.12.2 – Controlador Integral

Quando utilizamos um controlador proporcional apenas obtemos um erro residual, proveniente da saturação de controle, ou seja, em um determinado valor o controlador proporcional não atua mais de forma corretiva, pois criou-se um erro residual constante, na qual ele não consegue reduzir. Quando se introduz um controlador integral num sistema que apresenta esse tipo de erro residual constante, produz-se um sinal, quando esse erro é diferente de zero, que gera a eliminação do erro. Sendo assim, essa é a principal característica do controlador integral que é modelado pela seguinte equação:

$$f(t) = K_I \int_0^t e(t) dt \quad (2.15)$$

2.12.3 – Controlador Proporcional Integral

O controlador integral de forma geral faz a compensação do atraso. Por isso, a característica principal do controlador PI é possuir ganho infinito na frequência nula, ou seja, isto indica que ele melhora as características de regime. Mas o uso deste tipo de controlador aumenta em um grau, o número de graus de liberdade (DOF - Degree Of Freedom em inglês) do sistema, sendo assim os valores do ganho K_p devem ser

escolhidos de forma cuidadosa. Com isso, pode-se afirmar que se um controlador PI for projetado de forma adequada, ele melhora a resposta do regime transitório, porém a velocidade de resposta fica lenta, e isso ocorre porque atenua os componentes de frequências mais altas do sinal. O controlador PI é modelado em função do tempo, da seguinte maneira:

$$f(t) = K_p e(t) + K_I \int_0^t e(t) dt \quad (2.16)$$

2.12.4 – Controlador Proporcional Derivativo

Pode-se dizer que o controlador PD representa uma função simplificada do compensador de avanço, onde o valor do ganho K_p é determinado com o intuito de satisfazer as exigências do regime estacionário do sistema. O controlador PD, de forma contrária ao controlador PI, é tido como um filtro passa-altas, e isto amplifica o ruído de altas frequências contidos no sistema, o que representa uma desvantagem do controlador PD, dependendo da aplicação e do tipo de sistema que ele for utilizado. Algumas características importantes do controlador PD é que ele melhora a performance da resposta temporal e a estabilidade do sistema, além de aumentar a banda passante do sistema, o que implicará em um tempo de subida da resposta muito menor. O controlador PD é modelado pela seguinte equação:

$$f(t) = K_p e(t) + K_D \frac{d}{dt} e(t) \quad (2.17)$$

2.12.5 – Controlador Proporcional Integral Derivativo

O controlador PID é uma junção dos controladores PI e PD, o que significa que ele é um compensador do tipo atraso e avanço. Com isso, pode-se notar que o controlador PID, pode ser utilizado para melhorar os requisitos tanto da resposta transitória, quanto da resposta estacionária. O controlador PID é modelado da seguinte forma:

$$f(t) = K_p e(t) + K_D \frac{d}{dt} e(t) + K_I \int_0^t e(t) dt \quad (2.18)$$

CAPÍTULO 3 SIMULADOR DE TRAJETÓRIA ORBITAL - STS

3.1- Detalhamento do simulador STS

Segundo Rocco (2006; 2008) o programa STS (*Spacecraft Trajectory Simulator*) foi assim chamado por ser um simulador de trajetória para satélites capaz de considerar o movimento orbital perturbado por distúrbios externos somados com não-idealidades dos atuadores e sensores. O simulador foi desenvolvido para operar em malha fechada controlando a trajetória a cada instante de tempo, determinado pelo passo definido como um dos parâmetros de entrada para o simulador. O STS foi desenvolvido por Rocco, (2006; 2008) utilizando o Matlab/Simulink versão 7.5/2007 e foi subdividido em parâmetros editáveis e não-editáveis. Nos resultados apresentados neste trabalho considerou-se um passo de 0,5 segundos para alguns casos e 0,3 segundos para outros.

Normalmente utiliza-se um controle em malha aberta, comandado por terra, para manobras de correção e transferência de órbita. Todavia, em algumas missões, como por exemplo, do tipo *drag-free* (*Gravity Probe B* e *Hipparcos*) ou ainda missões que utilizam baixo empuxo, o controle em malha fechada torna-se obrigatório. Além dessas missões o controle em malha fechada da trajetória pode ser necessário em missões de manutenção orbital de formações e constelações de satélites, manobras de *rendezvous* e *docking*, manobras autônomas, etc.

O objetivo de um sistema de controle de malha fechada é tentar manter o sinal de saída próximo ao sinal de entrada, diminuindo ao máximo os erros de regime, ou desvios de estado do sistema. O diagrama de blocos da Figura 11 descreve de forma geral o conceito e arquitetura do programa STS utilizado neste trabalho.

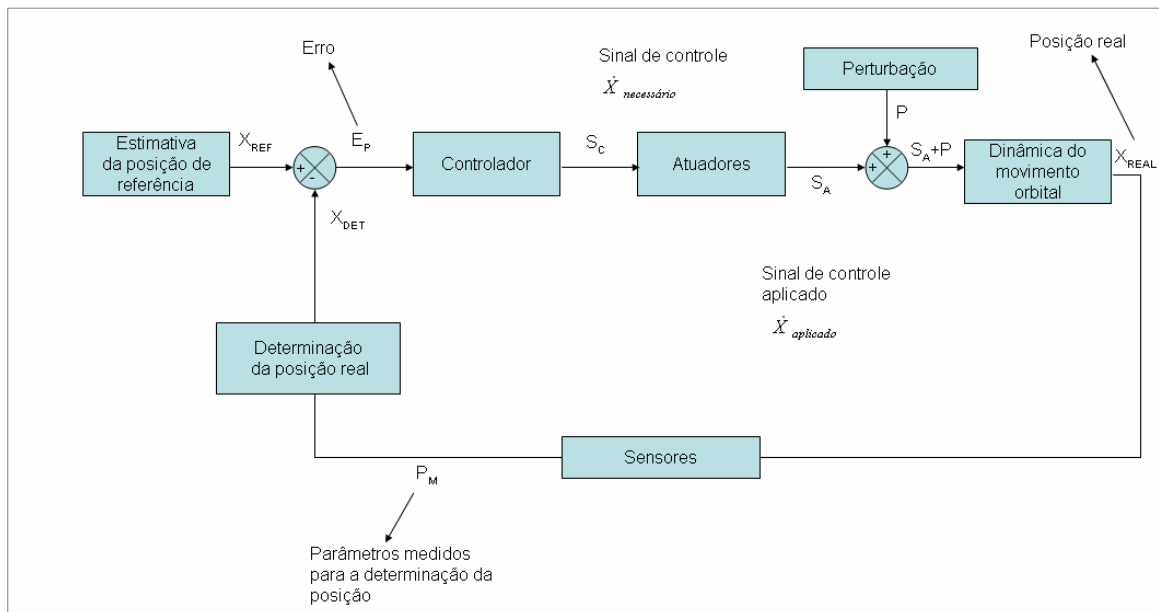


Figura 3.1 - Diagrama de blocos do conceito e arquitetura do STS

Na arquitetura do programa STS a entrada X_{ref} do sistema está relacionada com a estimativa de referência que pode ser obtida por meio de um subsistema de guiamento capaz de fornecer a trajetória ótima a ser seguida. No entanto o aperfeiçoamento desse subsistema de guiamento está fora do escopo deste trabalho. Esta referência é comparada com a posição real do satélite, que pode ser obtida por meio de sensores. Desta comparação o sinal de erro é gerado, que por sua vez, será a entrada do controlador. O controlador do sistema irá, então, utilizar as técnicas clássicas de controle PI, PD e PID para diminuir o erro tanto no estado estacionário quanto o erro de regime transitório, ou seja, diminuir o *overshoot* para que o sistema não tenda a instabilidade. Após o tratamento do erro dos estados o controlador envia o sinal de controle para os atuadores. Em outras palavras, o controlador vai “dizer” aos atuadores qual a magnitude da correção e em quais direções as correções devem ser aplicadas.

A saída do atuador será o sinal de controle a ser aplicado, que serve para efetuar a correção de posição e velocidade do satélite. Neste momento surgem as limitações dos atuadores para corrigirem o erro. São somadas ainda, perturbações ou distúrbios externos ao sistema de controle. Só então o sinal de controle é aplicado na dinâmica do movimento orbital, a qual determina a posição real do satélite.

Em seguida são coletados os parâmetros referentes à posição real do satélite, por meio da utilização de sensores, com relação a um sistema de coordenadas inercial centrado no centro da Terra (ECI).

A posição real do satélite Xdet é novamente somada com a posição inicial de referência Xref, que vai gerar outro erro residual e o ciclo do sistema de controle recomeça.

Basicamente, os parâmetros editáveis são aqueles que alteram o tipo de órbita a ser utilizada por meio do ajuste dos elementos Keplerianos, da quantidade de combustível, da força a ser aplicada pelo propulsor, dos tipos e magnitudes dos distúrbios no sistema, das magnitudes dos erros nos sensores e dos ganhos dos controladores. Em contrapartida os parâmetros não-editáveis são identificados pelas equações que governam o movimento orbital, o comportamento do sistema de propulsão e parâmetros dos controladores PI, PD PID.

No apêndice I serão ilustrados alguns detalhes do simulador STS.

3.2- Dinâmica do movimento orbital

O movimento orbital pode ser simulado por meio da solução da equação de Kepler a cada passo definido no simulador *Spacecraft Trajectory Simulator* (STS). Dessa forma, dado um estado inicial e um intervalo de tempo, pode-se converter o estado em elementos keplerianos solucionando o problema inverso de posicionamento de um satélite. Então, utilizando a equação de Kepler chega-se aos elementos propagados para o intervalo de tempo dado. Por sua vez, com os novos elementos keplerianos pode-se obter o estado propagado solucionando o problema direto de posicionamento.

Segundo Roy (1982) e Greenwood (1988) a equação de Kepler é dada por:

$$M = u - e \sin u \quad (3.1)$$

Com

M : Anomalia média

u : anomalia excêntrica

e : excentricidade

E ainda:

$$M = n(t - T) \quad (3.2)$$

Com

n : movimento médio

T : tempo de passagem pelo perigeu

A equação de Kepler é uma equação transcendental que pode ser resolvida por métodos numéricos.

M é a anomalia de um satélite imaginário com velocidade angular constante.

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (3.3)$$

μ : é o parâmetro gravitacional

a : semi-eixo maior

$$\mu_{\text{terra}} = 398.600 \text{ Km}^3/\text{s}^2$$

$$\mu = GM$$

$G = \text{Constante Gravitacional Universal}$

$M = \text{Massa da Terra}$

Conforme descrito em Roy (1982) e Greenwood (1988) O problema direto de posicionamento de um satélite consiste em, dados os elementos keplerianos da órbita (a , e , i , ω , Ω , M) e a época t , calcular a posição e a velocidade (estado) do satélite:

- 1- Com o semi-eixo maior a calcula-se n com o auxílio da terceira lei de Kepler ($n^2 a^3 = \mu$)
- 2- Calculado n e conhecendo-se os dados t e T (passagem pelo perigeu), calcula-se M através da equação 3.2;
- 3- Com os valores de M e e (excentricidade) determina-se u com o auxílio da equação de Kepler: $M = u - e \cdot \sin u$;
- 4- E, com a expressão $r = a(1 - e \cdot \cos u)$ calcula-se r e a partir das equações que se seguem obtêm-se \mathbf{Xi} e $\dot{\mathbf{X}}i$.

$$X_i = A_i(\cos u - e) + B_i \cdot \sin u \quad (3.4)$$

$$\dot{X}_i = \frac{a_n}{r}(-A_i \cdot \sin u + B_i \cdot \cos u) \quad (3.5)$$

Para $i = 1, 2, 3$ correspondendo a x, y e z

Assim,

$$r = (X^2 + Y^2 + Z^2)^{1/2} \quad (3.6)$$

$$v = (\dot{X}^2 + \dot{Y}^2 + \dot{Z}^2)^{1/2} \quad (3.7)$$

E portanto, \vec{r} e \vec{v} estão determinados pelas equações 3.6 e 3.7.

O problema inverso de posicionamento de um satélite consiste em fornecidas a posição (X, Y, Z) e a velocidade ($\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$) do satélite na época (t), determinar os elementos keplerianos ($a, e, i, \omega, \Omega, M$). O processo é descrito pelas seguintes etapas:

1- Dados os vetores \vec{v} e \vec{r} obtém-se o semi-eixo maior:

$$r^2 = X^2 + Y^2 + Z^2 \quad (3.8)$$

$$v^2 = \dot{X}^2 + \dot{Y}^2 + \dot{Z}^2 \quad (3.9)$$

$$v^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (3.10)$$

2- Por meio da 3ª Lei de Kepler calcula-se o movimento médio n :

$$n^2 a^3 = \mu \quad (3.11)$$

3- Calcula-se a excentricidade:

$$e = \left[\left(\frac{r\dot{r}}{na^2} \right)^2 + \left(1 - \frac{r}{a} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (3.12)$$

onde

$$r\dot{r} = X\dot{X} + Y\dot{Y} + Z\dot{Z} \quad (3.13)$$

4- Com u e e calcula-se a anomalia média M :

$$M = u - e \sin u \quad (3.14)$$

5- O cálculo da ascensão reta Ω e da inclinação i é feito da seguinte forma:

$$\Omega = \arctan\left(\frac{h_x}{-h_y}\right) \quad (3.15)$$

$$i = \arctan\left[\frac{(h_x^2 + h_y^2)^{1/2}}{h_z}\right] \quad (3.16)$$

onde h_x , h_y , h_z são os componentes do vetor momento angular específico.

$$\vec{h} = \vec{r} \times \vec{v} = (YZ - \dot{Y}Z)\hat{i} + (ZX - \dot{Z}X)\hat{j} + (XY - \dot{X}Y)\hat{k} \quad (3.17)$$

6- O cálculo do argumento do perigeu requer a definição da longitude verdadeira:

$$\theta = \omega + f \quad (3.18)$$

onde f é a anomalia verdadeira:

$$f = \arcsin\left(\frac{(1-e^2)^{1/2} \sin u}{1-e \cos u}\right) \quad (3.19)$$

$$f = \arccos\left(\frac{\cos u - e}{1 - e \cos u}\right) \quad (3.20)$$

CAPÍTULO 4

RESULTADOS

Neste Capítulo serão apresentados os resultados obtidos nas simulações referentes aos casos que foram inicialmente propostos a serem estudados no trabalho. De forma geral e gradativamente os resultados demonstraram o comportamento do programa STS, as perturbações percebidas no funcionamento do satélite e o comportamento e atuação do sistema de controle no sentido de corrigir, ou trazer o sinal de saída próximo à referência, ou seja, diminuindo o erro causado pelas perturbações. Os resultados foram subdivididos em 4 itens, com o intuito de responder as propostas do início do trabalho relativas às manobras de empuxo contínuo de longo prazo, órbitas com aplicação de empuxo contemplando as não-idealidades dos propulsores e órbitas que sofreram perturbações ao longo de sua trajetória, que serviram como análise do sistema de controle do satélite.

O item 4.1 trata da análise dos resultados obtidos por Prado (1989), com o objetivo de validar o programa utilizado neste trabalho com relação ao consumo de combustível gasto para efetuar-se uma manobra proposta por Biggs (1978).

O item 4.2 analisa uma órbita circular com aplicação de empuxo tangencial em um ponto predeterminado e está subdividido em dois sub-itens, 4.2.1 e 4.2.2. No item 4.2.1 temos o caso livre de perturbações e o item 4.2.2 contempla o caso com perturbações nos propulsores no momento da aplicação do empuxo.

O item 4.3 refere-se ao caso em que foi escolhida uma órbita Molnyia onde o satélite em dado momento sofre colisões de partículas (micro-meteoritos) em instantes diferentes. Como forma de minimizarmos o problema e conseguirmos resultados interpretáveis de uma forma geral, assumiu-se que estas colisões ocorrem exatamente no centro de massa do satélite. A análise do comportamento destas colisões foi obtida por meio da inserção de ΔV s que geram um deslocamento na posição e alteração da velocidade do satélite, além de causarem variações nos elementos keplerianos. De forma a analisar o comportamento do sistema de controle que gradativamente tende a instabilidade, o item foi subdividido em três análises, aumentando o número de partículas de colisão. O primeiro caso (item 4.3.1) mostra o efeito de uma colisão com uma partícula de 20g, o segundo caso (item 4.3.2) mostra o efeito da colisão sequencial com três partículas com 20g, 40g e 80g e o último caso mostra o comportamento do

sistema diante da colisão com seis partículas de 20g, 40g, 80g, 30g, 50g, 35g respectivamente.

O último item (4.4) de resultados mostra o comportamento da reposta para uma órbita com empuxo contínuo de longo prazo, levando em consideração uma trajetória Terra-Lua. Foi subdividido em 4.4.1 e 4.4.2, sendo que no primeiro caso tratou-se da transferência Terra-lua sem contemplar as não-idealidades dos propulsores e no item 4.4.2 analisou-se a mesma trajetória, porém considerando as não-idealidades dos propulsores.

4.1 – Validação do programa de simulação – Reprodução dos resultados obtidos por de Prado (1989)

O programa de Prado (1989) simula dados de uma manobra orbital referenciada em Biggs (1978) considerando a minimização de combustível. Os seguintes dados iniciais foram utilizados:

Dados da órbita:

Semi-eixo maior: 9900Km

Excentricidade: 0,2

Inclinação: 10°

Longitude do nodo ascendente: 0°

Argumento do perigeu: 25°

Dados do veículo:

Massa total (veículo+combustível): 300Kg

Empuxo disponível: 2N

Posição inicial: 0

Anomalia verdadeira: -10°

Os parâmetros de entrada utilizados no programa STS para verificação da manobra simulada por Prado (1989), foram os seguintes:

Capacidade de impulso do propulsor: 2N

Aplicação de empuxo: Tangencial

Impulso específico: 460s

Não-idealidades dos propulsores: desligada

As Figuras 4.1, 4.2 e 4.3 mostram o comportamento da força impulso ao longo da manobra orbital. Percebe-se que a magnitude de força mantém-se praticamente constante ao longo da manobra, existindo um período onde há uma descontinuidade gráfica e alguns pontos em que nota-se a aplicação de força com uma magnitude maior que o valor médio de força. Estes pontos mostram o comportamento oscilatório do propulsor ao longo do tempo.

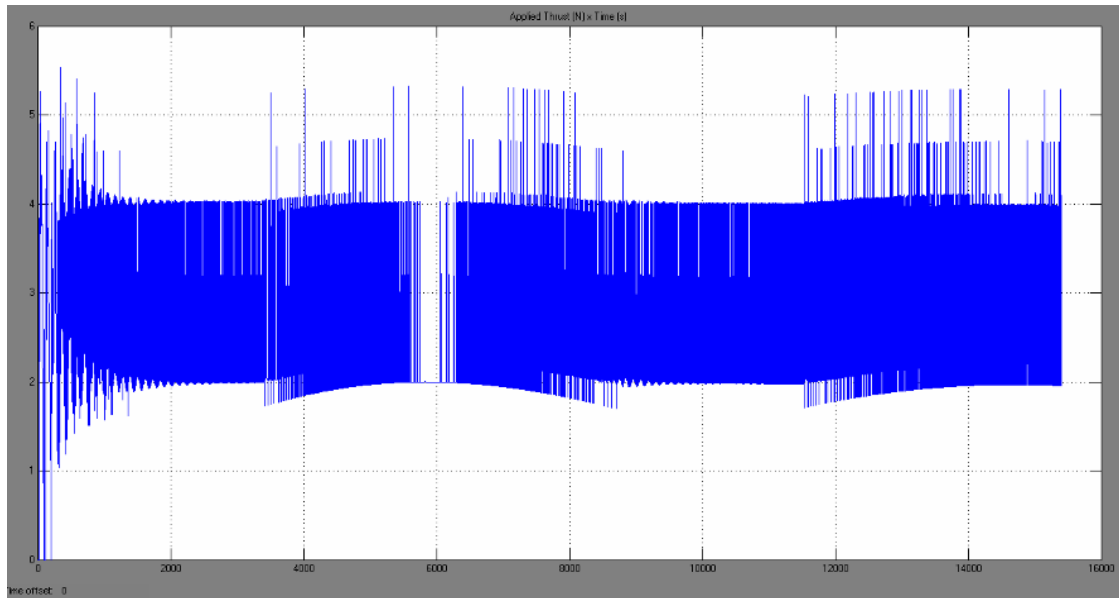


Figura 4. 1 – Gráfico da força impulso aplicada ao longo da manobra orbital

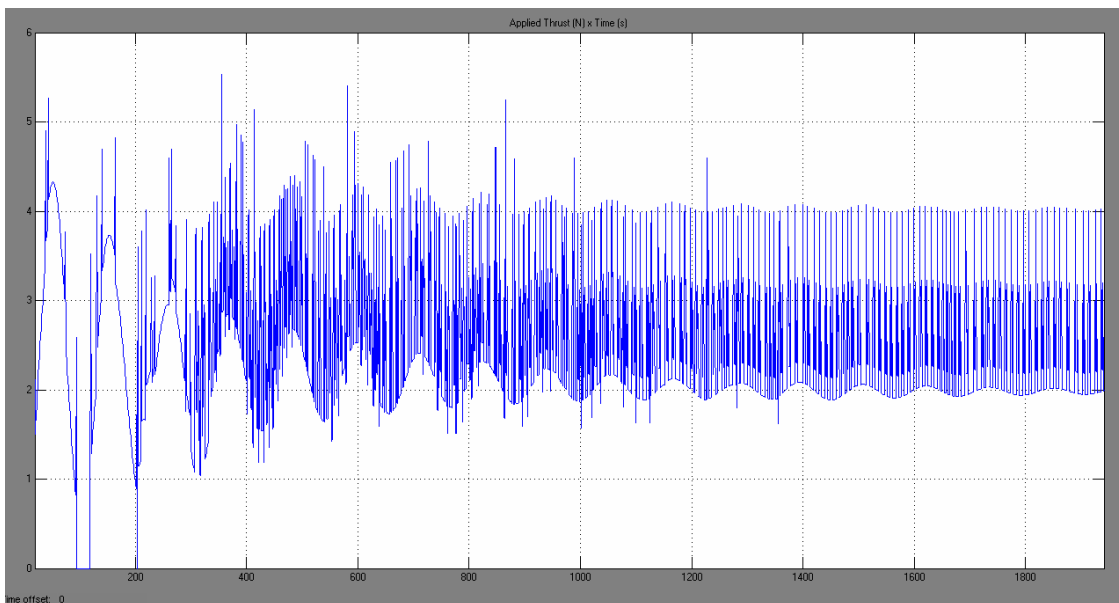


Figura 4. 2 – Gráfico da força impulso aplicada com zoom no eixo x

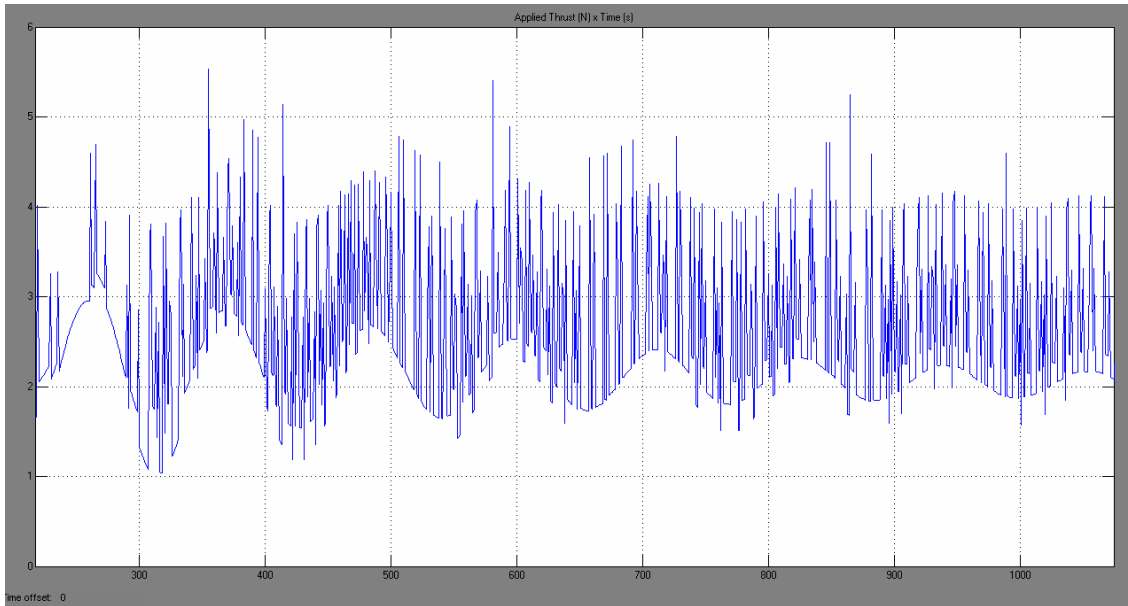


Figura 4.3 - Gráfico da força impulso aplicada com zoom no eixo x

A Figura 4.4 abaixo mostra o comportamento da altitude do satélite ao longo da órbita. Como foi utilizado apenas um trecho da órbita real para obter o resultado mais aproximado de Prado (1989) e Biggs (1978), nota-se que a altitude tende a apresentar um comportamento cíclico, ou seja, exatamente o que se poderia espera neste caso.

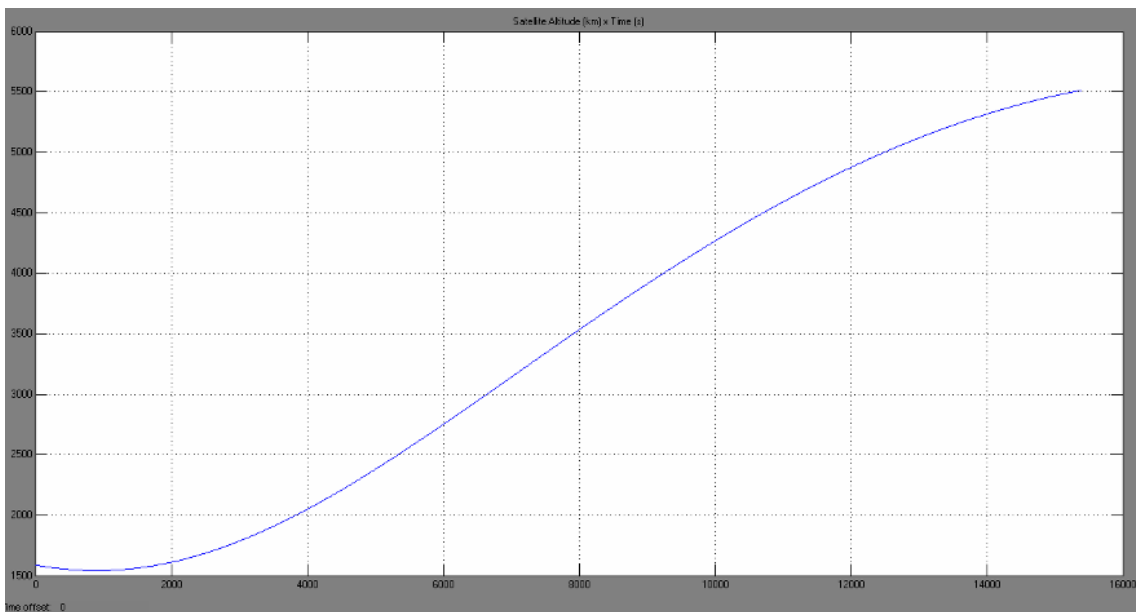


Figura 4.4 – Comportamento da altitude do satélite ao longo da manobra orbital

A Figura 4.5 abaixo apresenta a curva de consumo de combustível, da qual podemos comparar com os resultados obtidos por Prado (1989) no exemplo de Biggs (1978). Nota-se que a curva mostra características que tendem a uma reta, porém é notável a existência de oscilações na subida da curva em alguns instantes.

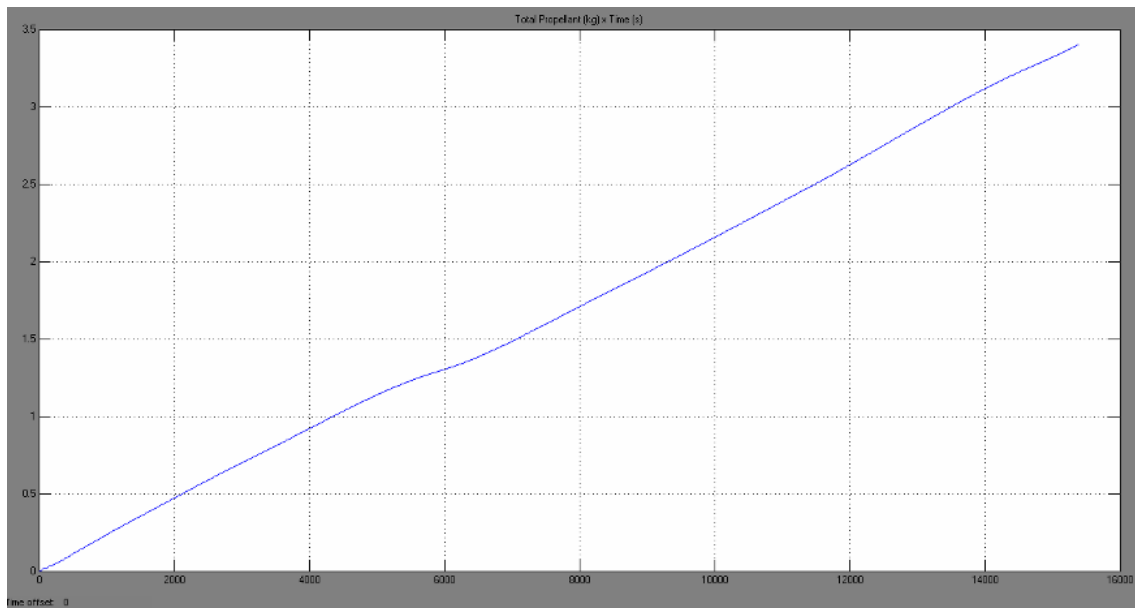


Figura 4. 5 - Curva de gasto de Combustível total ao longo da manobra

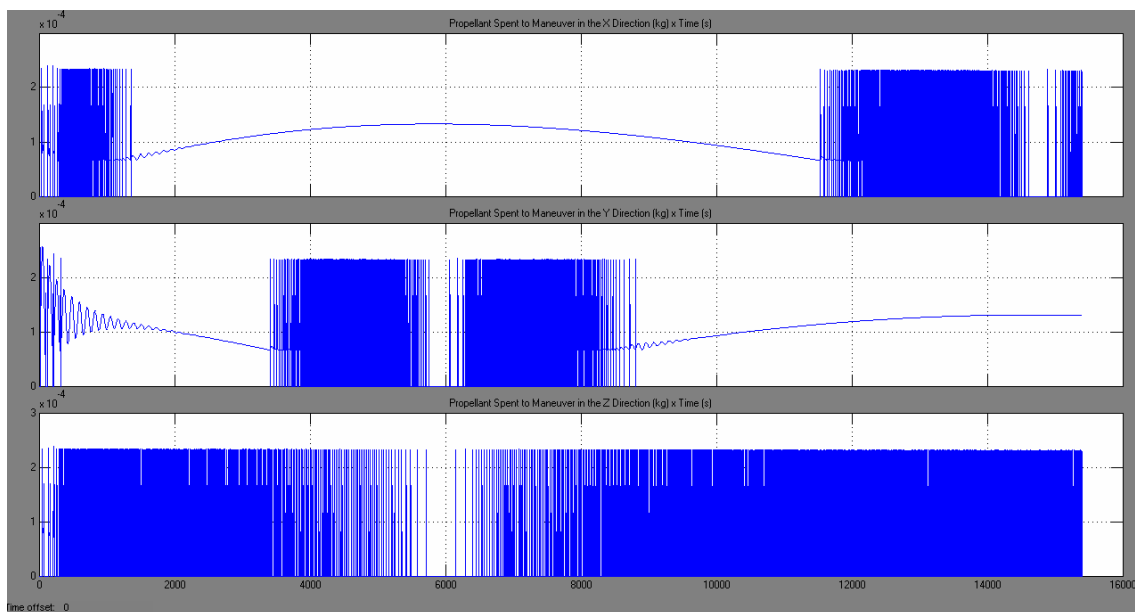


Figura 4. 6 - Combustível gasto na manobra para cada direção (x, y e z)

Na figura 4.6 observa-se o comportamento do combustível gasto durante a manobra nas três direções (x, y e z). Percebe-se inicialmente no eixo x que o propulsor é acionado com uma frequência bastante alta, ou seja, apesar do gasto de combustível apresentar picos de $2,2 \times 10^{-4}$ Kg, o propulsor é acionado de forma praticamente contínua e isto se deve ao fato de que neste ponto da manobra o eixo x encontra-se mais desalinhado com relação a origem e por isso há a necessidade de uma correção mais ativa por parte do propulsor como vemos na figura 4.7 abaixo que mostra a parte inicial da figura 4.6 ampliada. Depois de um período de tempo o comportamento do consumo

se torna menos freqüente e apresenta uma curva suavizada, isto se deve ao fato de que a correção aplicada inicialmente, neste momento será apenas mantida, e finalmente vemos um comportamento com uma freqüência maior novamente, apresentando um comportamento bastante similar ao apresentado no início da aplicação do empuxo.

No eixo y temos um comportamento inicialmente oscilatório seguido de uma queda com um pico de massa gasta em torno de $2,2 \times 10^{-4}$ Kg e com uma queda até 1×10^{-4} Kg. Entre 3500s e 8000s temos o momento de maior gasto de combustível no eixo y onde o pico de freqüência alcança $2,2 \times 10^{-4}$ Kg de forma quase que contínua e finalmente temos uma curva suavizada onde tende a estabilizar em um valor aproximado de $1,2 \times 10^{-4}$ Kg de gasto de massa.

No eixo z temos um gasto oscilatório praticamente durante todo o período da manobra. Isto mostra que não existiu um período de tempo em que o acionamento do propulsor foi contínuo, mas apenas tratou de corrigir os erros. Pode-se também inferir que os erros maiores estavam nos eixos x e y devido ao fato de que a aplicação do empuxo influenciou diretamente estas duas direções e que os erros no eixo z foram decorrentes dos erros apresentados em x e y e com isso fizeram com que o gasto de combustível tivesse um comportamento oscilatório de alta freqüência durante o período orbital apenas para correção.

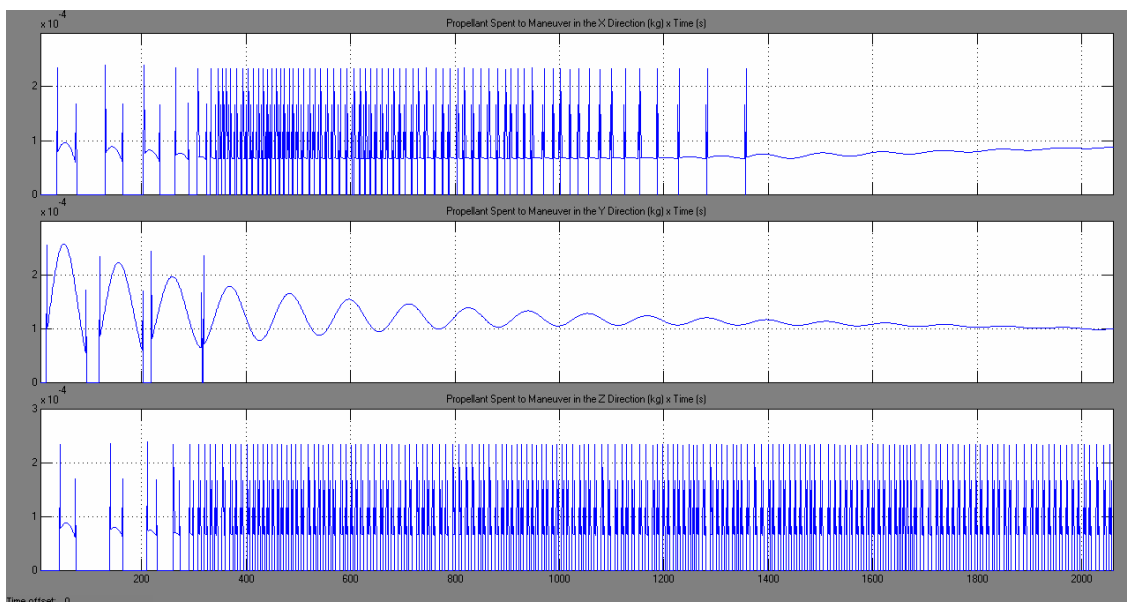


Figura 4. 7 - Combustível gasto na manobra para cada direção (x, y e z)

Pode-se verificar na figura 4.8 os erros de estado, ou seja, os erros de posição (x, y e z) e velocidade (V_x , V_y e V_z). Os gráficos da figura 4.8 de certa forma justificam os resultados obtidos nas figuras 4.6 e 4.7, pois mostram os pontos em que existiram erros

de posição e velocidade, foram exatamente os pontos onde o consumo de combustível foi maior, ou seja, onde os propulsores foram acionados com uma frequência maior. Na figura 4.9 consegue-se visualizar de forma ampliada, a magnitude dos erros de posição e velocidade causados pelo acionamento dos propulsores.

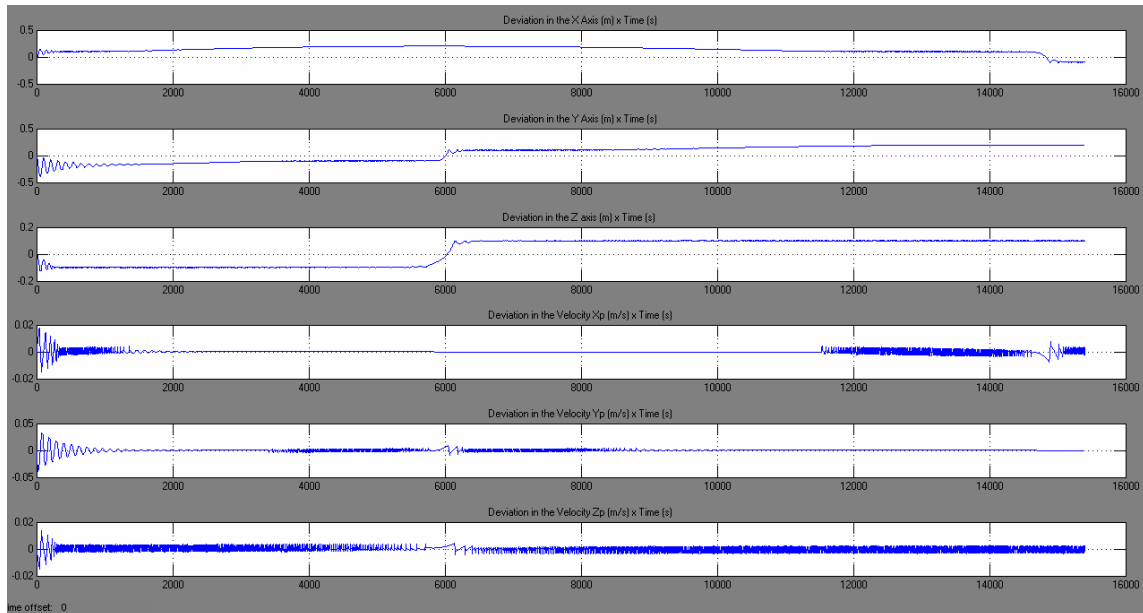


Figura 4. 8 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite

Assim como na figura 4.6, onde é mostrado o nível de combustível gasto na direção x inicialmente com uma frequência maior que os outros trechos, na figura 4.8 também podemos observar os desvios iniciais com comportamentos oscilatórios e após isso sendo mantido de forma suavizada ao longo do período. O valor do erro total de posição em x é da ordem de 0,3m.

No eixo y pode-se observar um início oscilatório, seguido de uma tendência estável. No período de tempo de 6000s percebe-se na figura 4.6 que ocorre uma interrupção do acionamento do propulsor e posteriormente o acionamento com maior frequência e este ponto também é refletido na figura 4.8, onde se percebe um aumento no valor do desvio de posição e de fato neste ponto o desvio de posição é negativo e após ele passa a ser positivo, sendo que a magnitude total do erro de posição em y é de 0,4m.

O mesmo comportamento ocorre no eixo z e no mesmo instante de tempo de 6000s e observa-se também que há a interrupção de acionamento dos propulsores na figura 4.6 e repetida a inversão dos desvios de negativo para positivo na figura 4.8. Na direção z tem-se um erro total de posição com magnitude de 0,2m.

O erro em z é menor pois representa uma consequência dos erros de acionamento dos propulsores nas direções x e y.

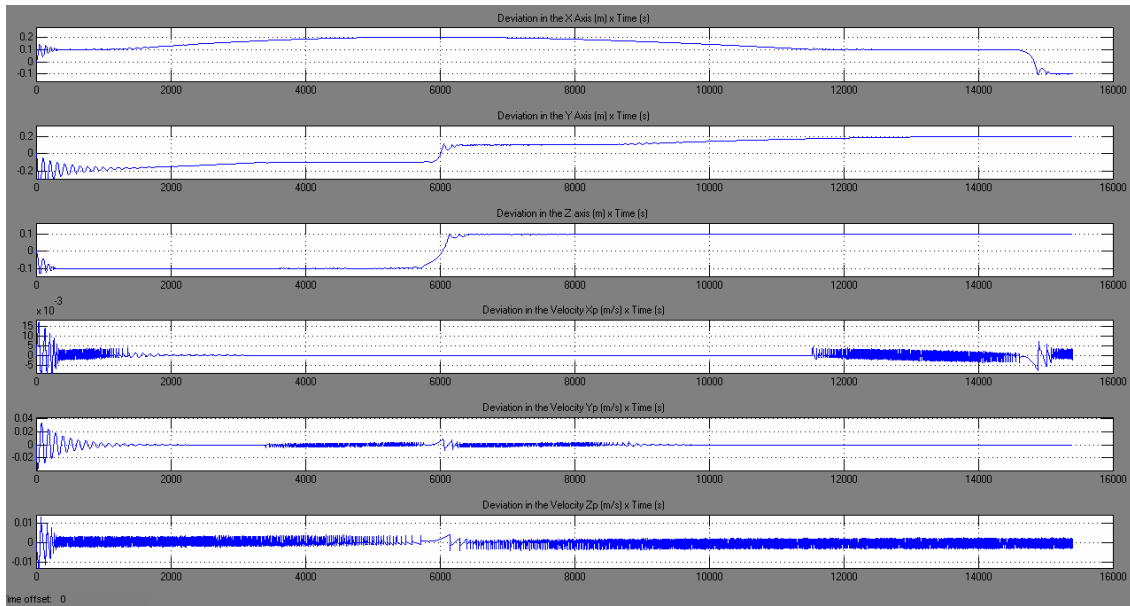


Figura 4. 9 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite para visualização da magnitude do erro na aplicação no empuxo + erros nos propulsores

A figura 4.10 sobrepõe os erros de posição e velocidade, na qual pode-se ter uma idéia da magnitude de cada um deles em uma mesma escala.

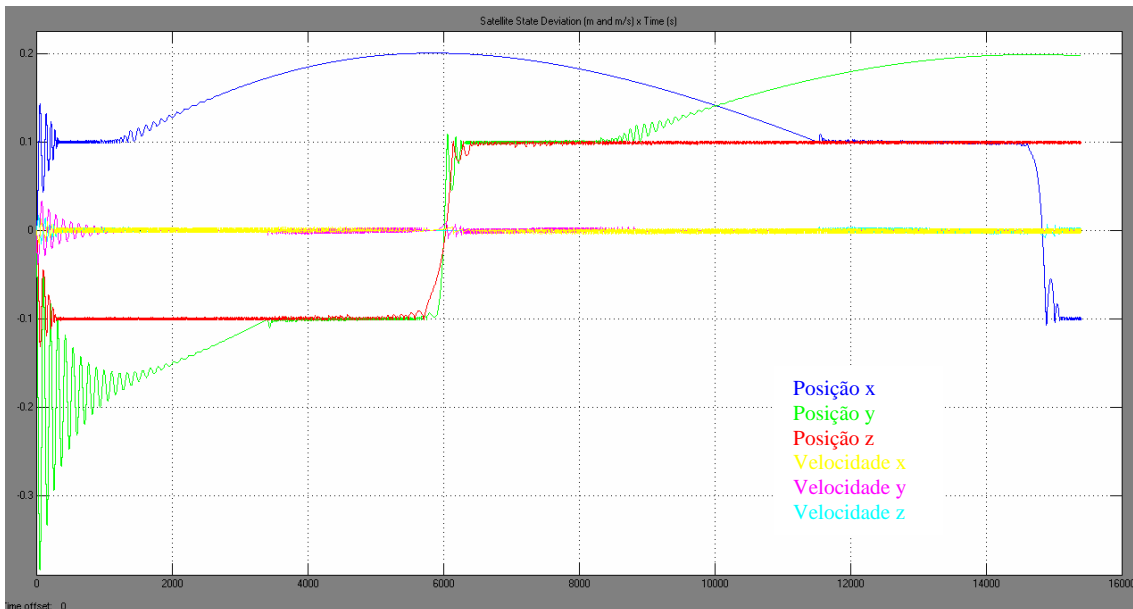


Figura 4. 10 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite – gráfico com curvas sobrepostas

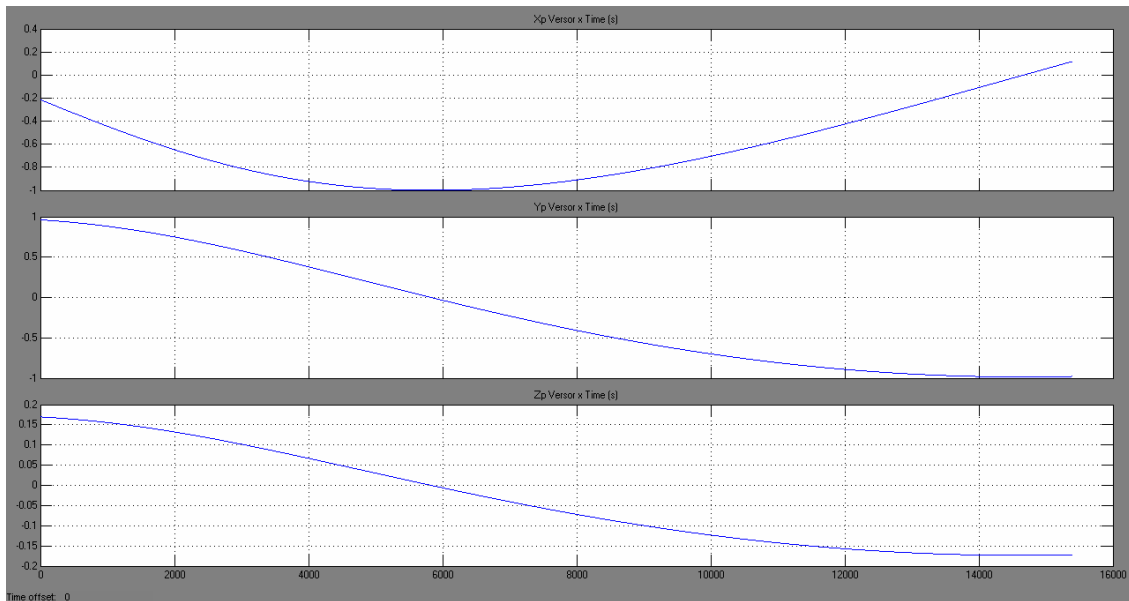


Figura 4. 11 - Versores (x, y e z) de posição do satélite ao longo da órbita

A Figura 4.11 mostra os versores das direções x, y e z ao longo da trajetória. Esses versores foram definidos para que tivéssemos um valor absoluto para comparar a posição em x, y e z. Com isso fica mais fácil observar a posição em x, y e z de forma normalizada.

Nas Figuras 4.12 e 4.13 temos os resultados dos erros medidos em metros nos elementos Keplerianos, que representam os desvios nos elementos Keplerianos. Novamente consegue-se perceber em 6000s que há uma interrupção na variação dos elementos, ou seja, onde a variação sofre uma descontinuidade ou é interrompida e em seguida volta a ter um comportamento oscilatório. A princípio, todos os elementos Keplerianos sofrem variação devido à aplicação do empuxo, porém a ordem de magnitude de cada um deles não é exatamente a mesma.

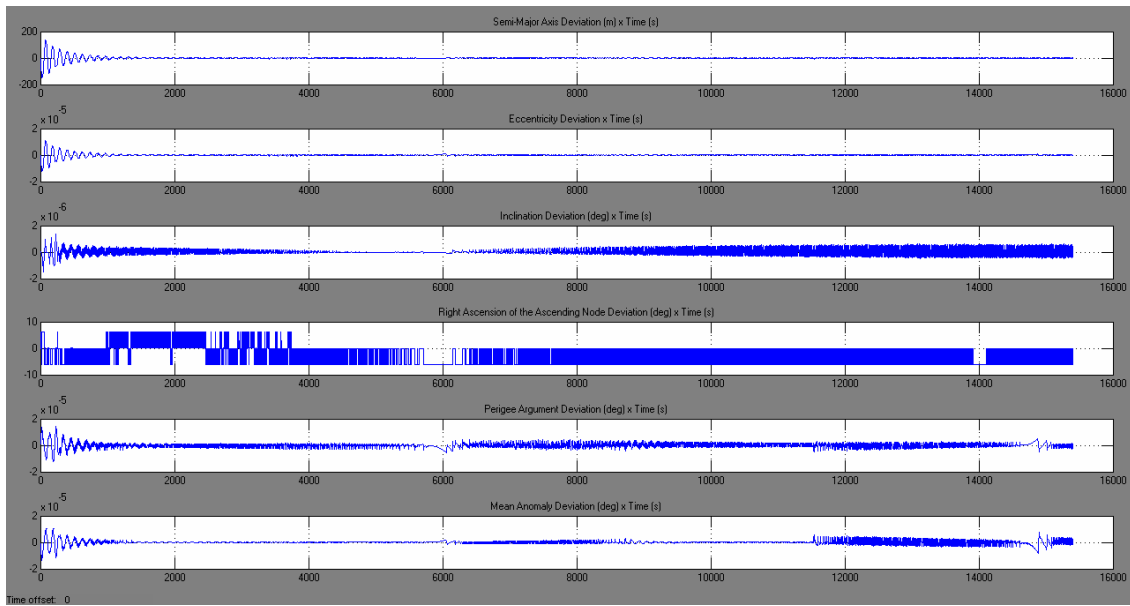


Figura 4. 12 – Desvios nos elementos Keplerianos

Na Figura 4.12 observa-se que o comportamento do erro no período inicial para o semi-eixo maior, excentricidade, inclinação, argumento do perigeu e anomalia é praticamente o mesmo. Este trecho inicial mostra o início da aplicação de empuxo, ou seja, período em que o propulsor é ligado, no qual o sistema sofre um *overshoot* e depois estabiliza com um determinado valor de erro. Este *overshoot* inicial é posteriormente estabilizado em um valor de erro devido ao sistema de controle que tenta trazer o valor próximo à referência.

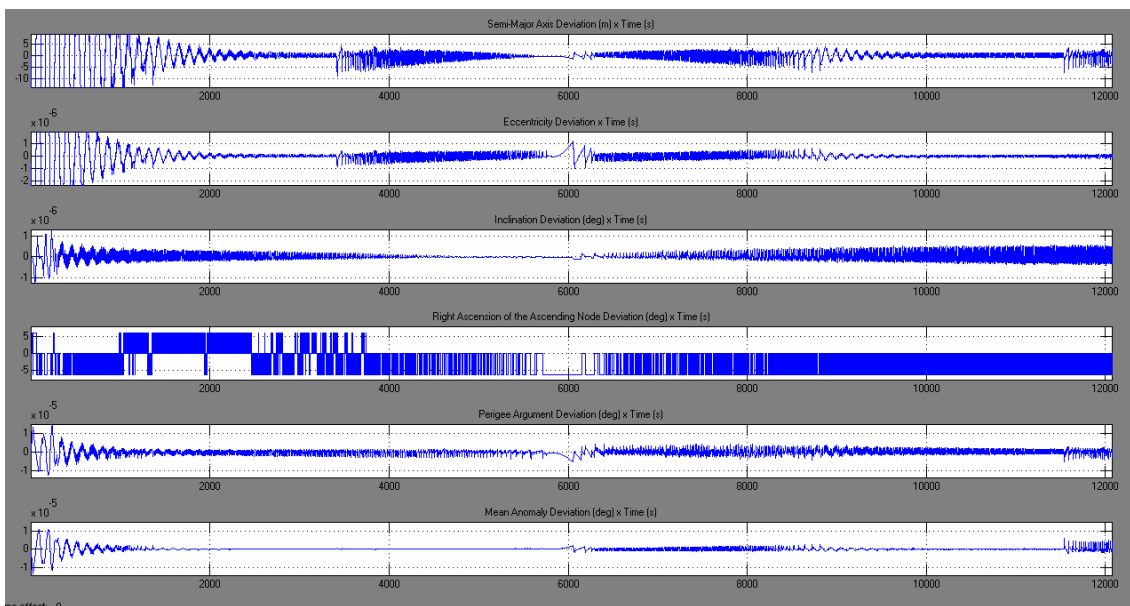


Figura 4. 13 – Desvios nos elementos Keplerianos com região inicial aumentada

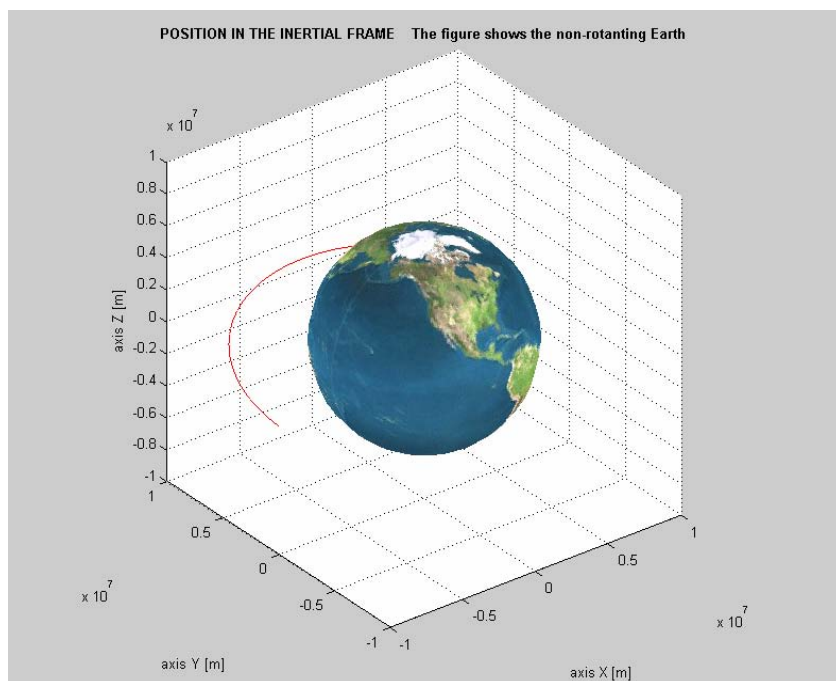


Figura 4. 14 – Gráfico da órbita gerada no período

A Figura 4.14 mostra a trajetória orbital do satélite, apenas no trecho que foi utilizado por Prado (1989).

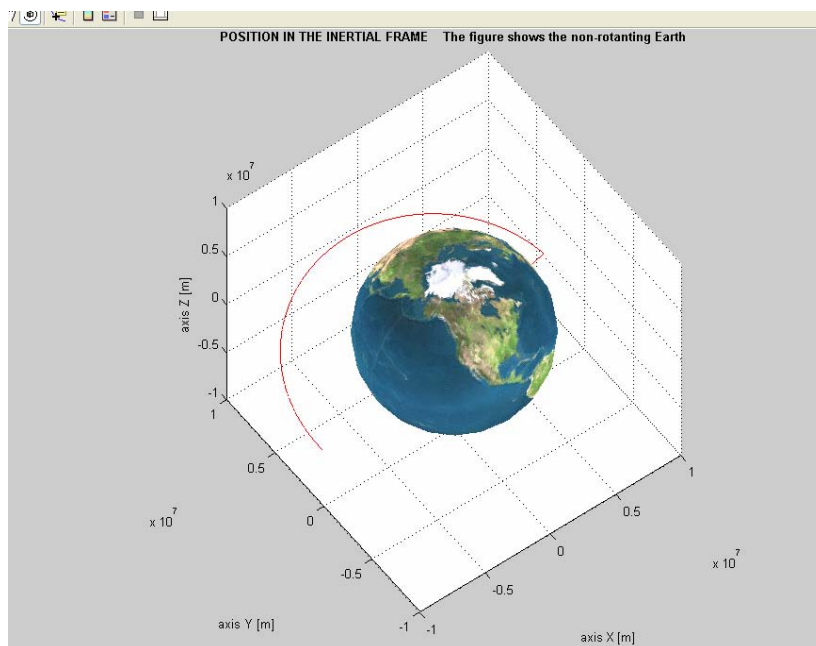


Figura 4. 15 – Gráfico da órbita gerada no período vista de cima

A Figura 4.15 representa o resultado de uma transferência orbital bi-elíptica com o gráfico gerado pelo programa STS.

4.1.1 – Comparação dos resultados

Com o intuito de comparar e validar o programa utilizado neste trabalho foi feita uma análise comparativa utilizando os mesmos dados iniciais da órbita do trabalho de Prado e os resultados obtidos encontram-se resumidamente listados na tabela 4.1:

Tabela 4.1 - Comparação dos resultados

| Dados da órbita atingida | Referencia - Biggs (1978) | Prado (1989) | STS |
|------------------------------|---------------------------|--------------|--------|
| Consumo combustível (Kg) | 3,32 | 3,33 | 3,404 |
| Duração (s) | ----- | 4162,6 | 4162,6 |
| Semi-eixo maior (Km) | 9900 | 10000 | 10000 |
| Excentricidade | 0,2 | 0,205 | 0,2 |
| Inclinação (graus) | 10 | 10 | 10 |
| Argumento do perigeu (graus) | 25 | 25,1 | 25 |
| Anomalia verdadeira (graus) | -10 | 103 | ---- |

Fonte: Biggs (1978); Prado (1989) e STS

Como descrito no capítulo 2, os resultados obtidos por Prado (1989) e Biggs (1978) tinham como objetivo principal a análise e otimização do consumo de combustível gasto ao longo da manobra de transferência. Para a obtenção dos resultados apresentados com o programa STS foram utilizados os mesmos dados iniciais de Biggs e Prado.

Em Prado (1989) foi utilizado o software Foltran para a simulação e a técnica do método direto para obtenção para o cálculo do consumo gasto na manobra de transferência. Neste trabalho foi utilizado o programa STS elaborado no Simulink do software MATLAB e utilizado o método Runge-Kutta para o cálculo da aproximação numérica dos valores encontrados.

Devido aos recursos apresentados pelo software Simulink/Matlab, seria possível melhorar ainda mais a precisão dos resultados obtidos com o programa STS, se compararmos com os valores obtidos em Prado (1989), porém o intuito desta simulação foi apenas verificar a validação do programa STS, comparando-o com um resultado já existente.

O consumo de combustível obtido no programa STS foi de 3,404Kg enquanto que para Prado (1989) o valor foi de 3,33Kg e Biggs (1978) foi de 3,32Kg. Os valores apresentados pelo programa STS demonstram uma maior precisão numérica quando comparados com os valores de Prado e Biggs. Apesar de termos uma diferença de 2% no consumo de combustível quando comparados os resultados do programa STS, Prado (1989) e Biggs (1978), pode-se dizer que o programa STS foi validado através deste

exemplo, pois com os recursos computacionais atualmente disponíveis, poderia se melhorar a precisão dos valores apresentados.

4.2 – Manobra com erro nos propulsores

4.2.1 - Órbita circular livre de perturbações com aplicação de empuxo tangencial em um ponto predeterminado

Os gráficos apresentados a seguir, referem-se ao resultado da simulação com a aplicação do empuxo em uma direção pré-determinada, por meio dos versores de velocidade VXs, VYs e VZs. Escolheu-se um instante de tempo ao longo do período orbital, neste caso, 1000s e determinou-se os versores em x, y e z para este instante de tempo. Sempre que os versores velocidade se aproximarem de VXs, VYs e VZs considerando um desvio máximo de 5%, o empuxo será aplicado. Dessa forma, considerando o satélite com atitude constante, o empuxo será aplicado sempre no mesmo ponto da órbita. Ou seja, quando a direção de apontamento do propulsor estiver próxima da direção definida pelos versores VXs, VYs e VZs o empuxo será aplicado, aumentando gradativamente o semi-eixo maior da órbita.

Nesta simulação considera-se um propulsor ideal, ou seja, que não gera perturbações quando o empuxo é aplicado, com isto este primeiro caso, não contempla as não-idealidades do propulsor.

Para a simulação e obtenção dos resultados no programa STS foi utilizada uma órbita inicial circular. Os elementos Keplerianos abaixo mencionados determinam a órbita escolhida:

Excentricidade: 1×10^{-11}

Anomalia média: 0°

Argumento do perigeu: 10°

Inclinação: 45°

Ascensão reta do nodo ascendente: 10°

Semi-eixo maior: 7000Km

Abaixo temos os valores de atitude dos versores (VXs, VYs e VZs) no trecho predeterminado de aplicação do empuxo tangencial:

VXs = -0,9736

VYs = 0,0537

VZs = 0,222

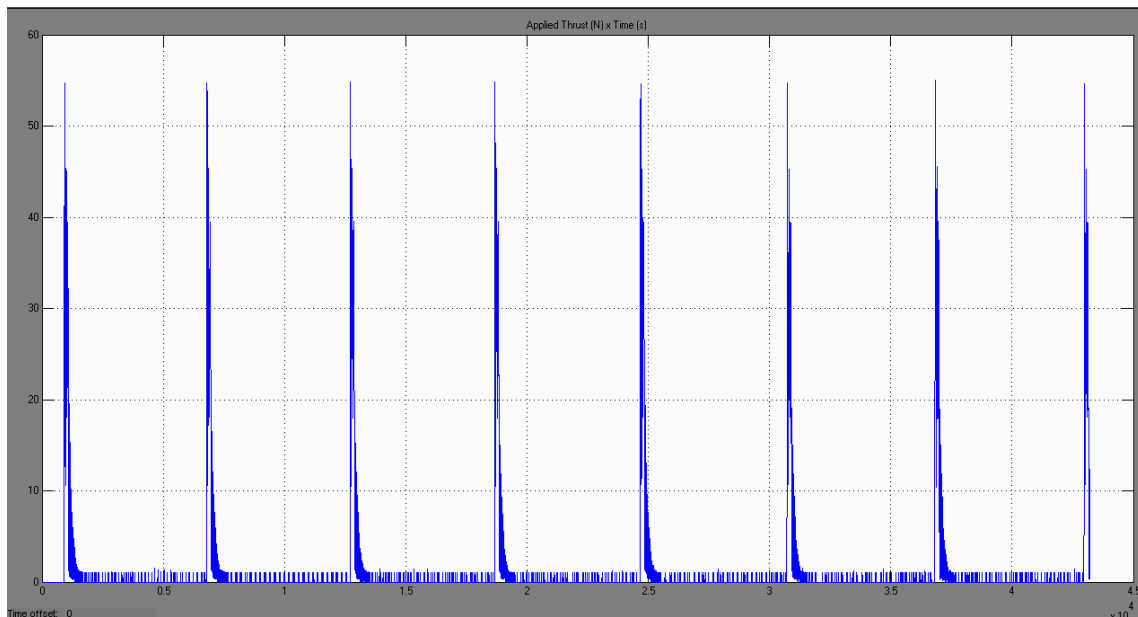


Figura 4. 16 – Força impulso aplicada ao longo da manobra orbital

A figura 4.16 mostra o comportamento da força-impulso ao longo do período orbital. Nota-se que existem picos de aplicação de empuxo que representam exatamente pontos em que o propulsor foi acionado, ou seja, são os pontos nos quais o propulsor encontrava-se próximo da posição tangencial à órbita.

A magnitude dos acionamentos foi praticamente a mesma em todos os pontos de aplicação do empuxo. Entre os picos de empuxo da posição tangencial dos propulsores, existem pequenos picos de magnitudes de força-impulso. Estes pequenos picos mostram o comportamento do sistema de controle que tenta corrigir os erros do sistema no sentido de trazer o satélite próximo a referência. Isto indica que pelo fato de existirem erros de posição e velocidade, o sistema de controle atua de forma contínua com o objetivo de corrigir este pequeno erro.

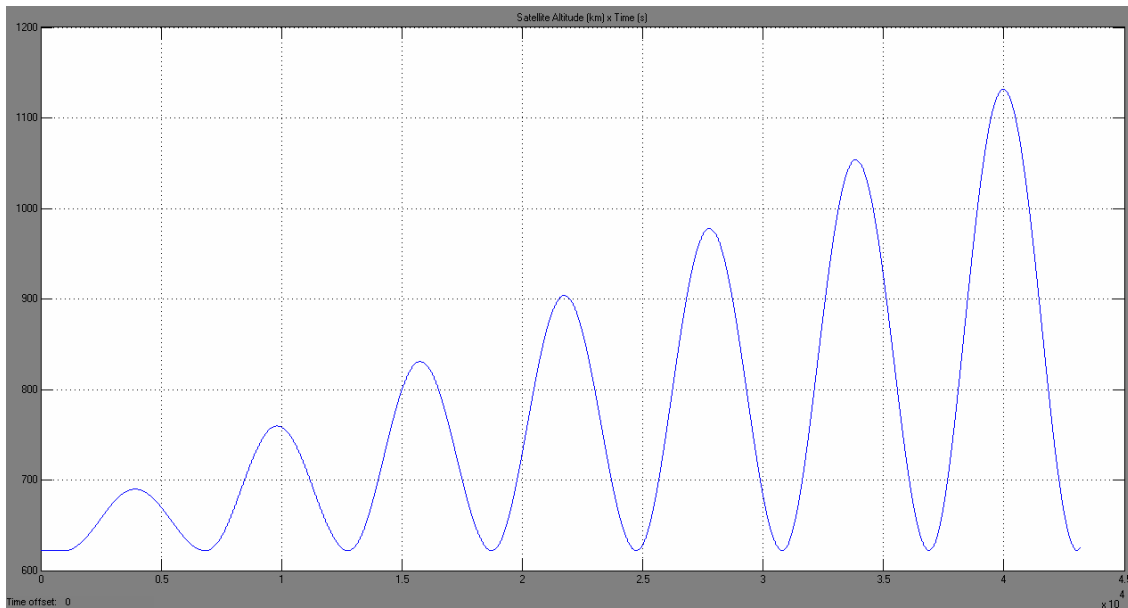


Figura 4. 17 – Altitude do satélite ao longo da manobra orbital

O comportamento da altitude do satélite é mostrado na figura 4.17, onde percebe-se que ela aumenta gradativamente com o tempo. O comportamento cíclico gradativo na altitude do satélite mostra que após a aplicação do empuxo de forma tangencial, o satélite manteve a altitude do apogeu durante um período orbital, sendo que no período seguinte sofreu um novo aumento da altitude do apogeu e assim sucessivamente.

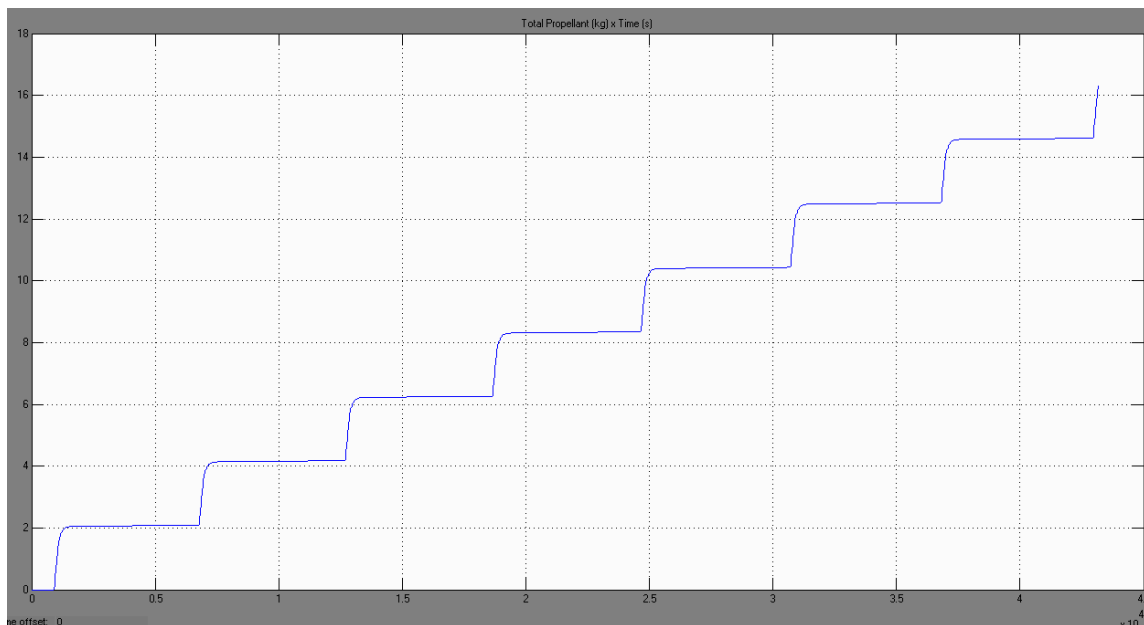


Figura 4. 18 – Combustível total gasto ao longo da manobra

Na figura 4.18 temos o gráfico representativo para o combustível gasto durante toda a manobra orbital. Comparando a figura 4.18 com a figura 4.16, nota-se que os

pontos de maior gasto de combustível ocorreram exatamente onde foi necessária a aplicação de uma maior força impulso, ou seja, nos trechos onde ocorrem as manobras. Em resumo o consumo de combustível foi de aproximadamente 16,4 Kg durante todo o período considerado nesta simulação.

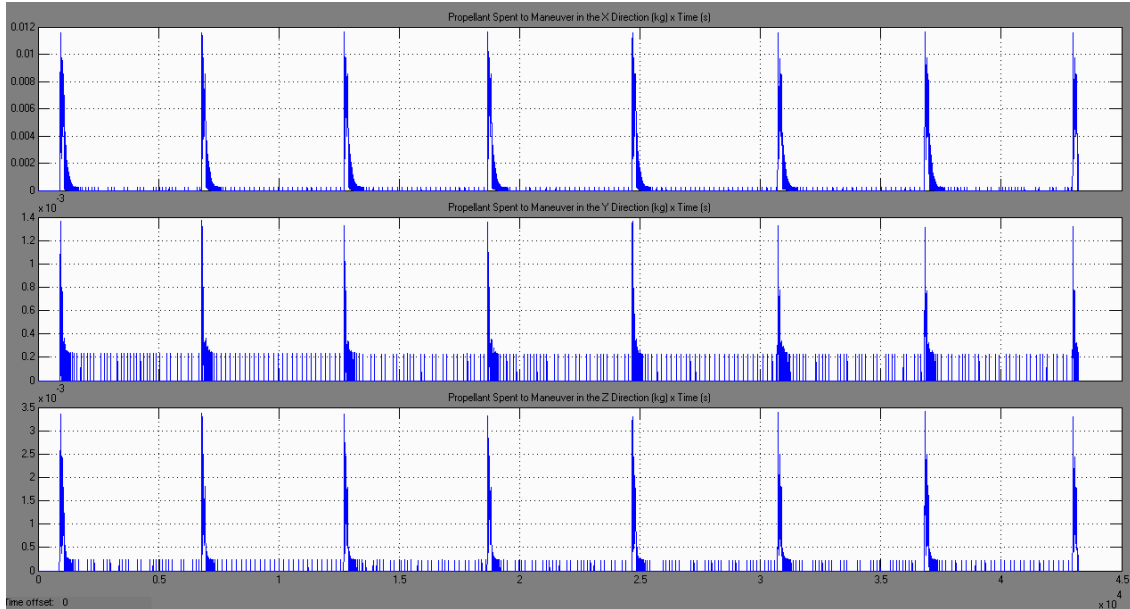


Figura 4. 19 – Combustível gasto na manobra para cada direção (x, y e z).

Na figura 4.19 foi mostrado o consumo de combustível para cada uma das direções. Nota-se que nos pontos tangenciais onde ocorrem as manobras, nos quais o propulsor foi acionado, a direção que apresentou o maior consumo de combustível foi o eixo x, em seguida o eixo y e por ultimo o eixo z. Isto mostra que no momento do acionamento do propulsor o eixo x foi o que sofreu maior impacto. Uma vez que a força impulso foi aplicada de forma tangencial, percebe-se que nestes pontos tangenciais o eixo x estava alinhado com o plano orbital, sofrendo assim o maior desvio como mostra a figura 4.20 e, portanto, tendo o maior gasto de combustível. O eixo y também foi influenciado, pois uma vez que o satélite estava se movimentando, existia uma componente de força impulso na direção y, porém que não sofreu um impacto tão grande quanto a componente x, por isso o consumo de combustível teve menor magnitude para o eixo y.

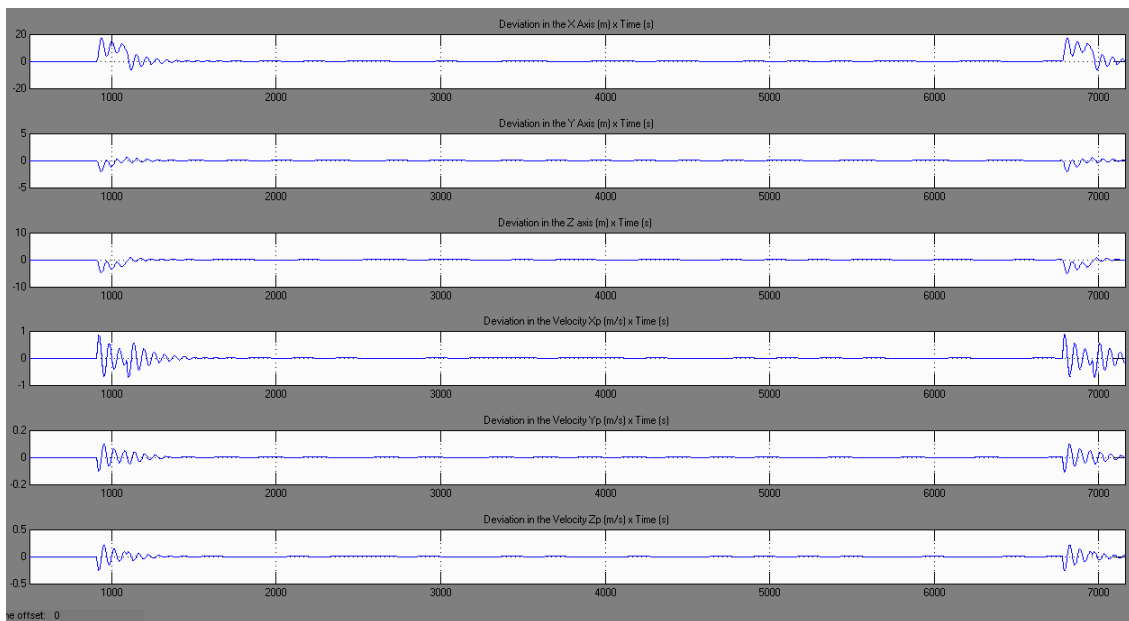


Figura 4. 20 – Desvios de estados na posição e velocidade do satélite

Conforme comentado anteriormente, pode-se notar na Fig. 4.20 que a direção x, sofreu um desvio de posição de maior magnitude comparado com as direções y e z. Isto justifica mais uma vez o fato do consumo de combustível ter sido maior na direção x. De forma coerente a velocidade na direção x também foi a que sofreu um maior desvio, mostrando uma vez mais que a aplicação da força impulso se deu na direção tangencial e que o eixo x estava alinhado com a direção x do propulsor e com o plano orbital.

O erro de posição apresentado na direção x foi de aproximadamente 23m no momento do acionamento do propulsor e após o acionamento seguiu a referência tendendo à zero. Para a direção y o erro no momento do acionamento do propulsor foi de aproximadamente 2,5m e para a direção z, o erro foi de aproximadamente 6m.

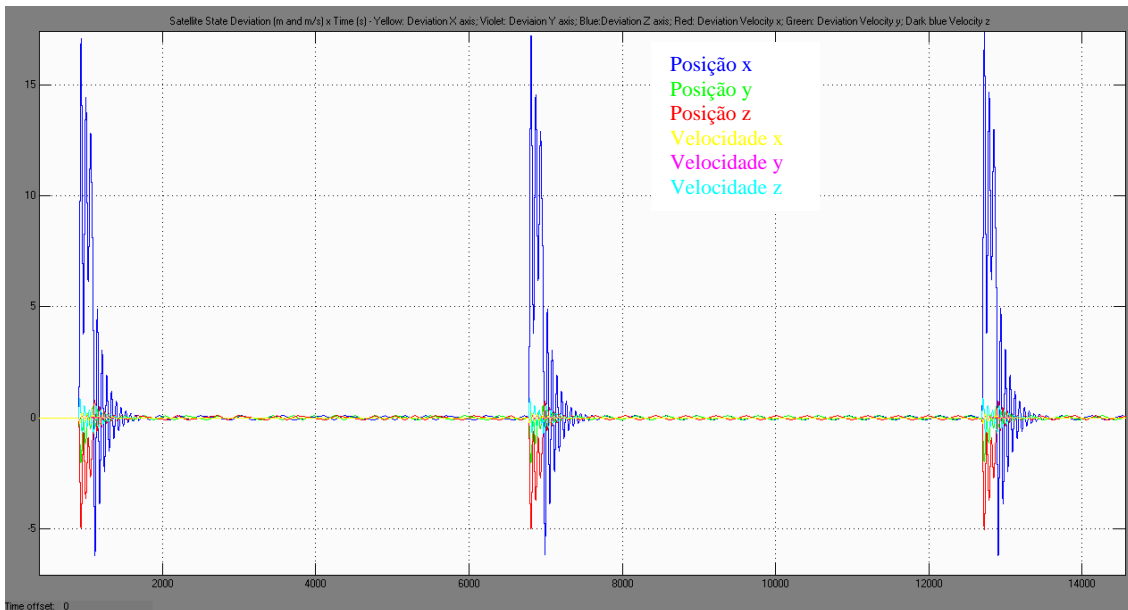


Figura 4. 21 – Desvios de estados na posição e velocidade do satélite – curvas de desvios sobrepostas

Na Figura 4.21 temos os desvios de posição e velocidade do satélite em um mesmo gráfico com as curvas sobrepostas.

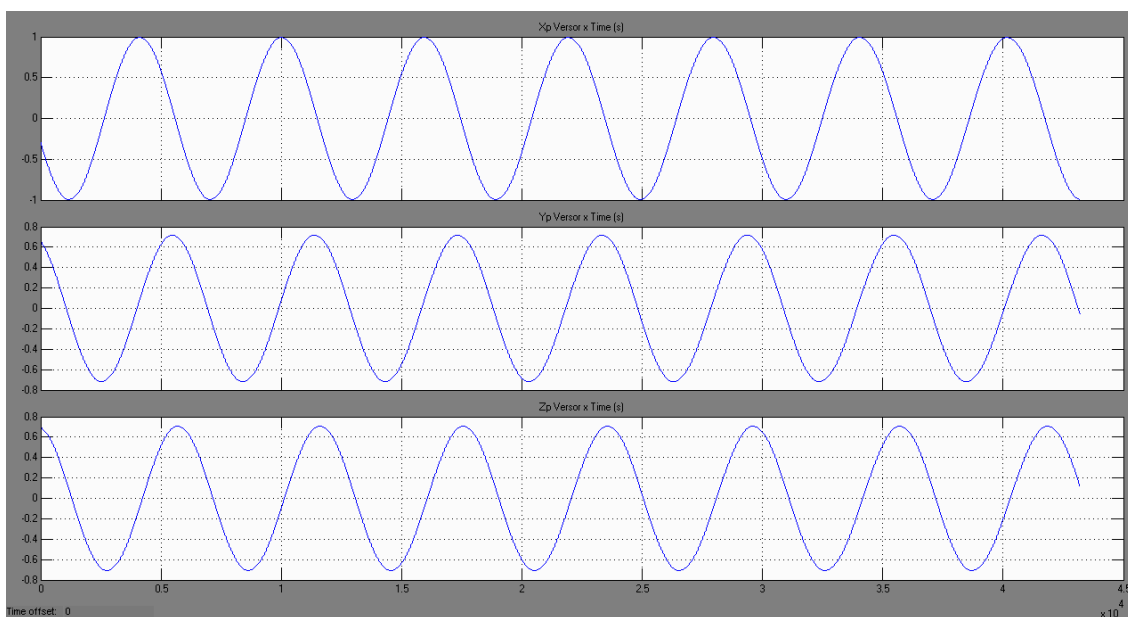


Figura 4. 22 – Versores (x, y e z) de posição do satélite ao longo da órbita

Na Figura 4.22 observamos os versores de posição do satélite, ou seja, os vetores que foram normalizados para que sejam interpretados com a mesma base de comparação. A normalização mostra em que posição cada direção (x, y e z) se encontra em cada instante ao longo do período orbital. A normalização se deu de forma que os versores variem entre 0 e 1. Ou seja os versores (VXs, VYs e VZs) do ponto

predeterminado que foram mencionados anteriormente determinam exatamente qual o ponto de aplicação do empuxo tangencial. Uma vez que os versores variam entre 0 e 1, sempre que a velocidade do satélite se aproximar da direção indicada pelos versores (VXs, VYs e VZs) o propulsor será acionado e o empuxo será aplicado próximo da direção tangencial à órbita.

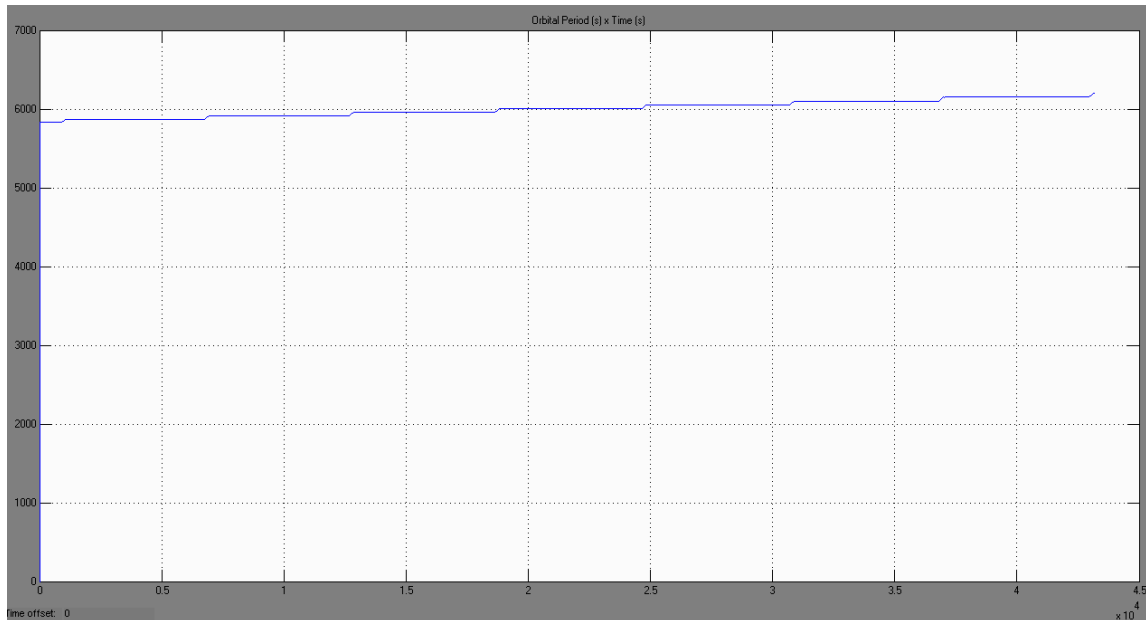


Figura 4. 23 - Comportamento do período orbital do satélite

Na figura 4.23 é mostrado o comportamento do período orbital. É notável que o aumento do período orbital, é feito de forma gradativa com o tempo e de forma simétrica. Os pontos em que há o aumento do período orbital são exatamente aqueles os quais ocorre o acionamento do propulsor na posição tangencial.

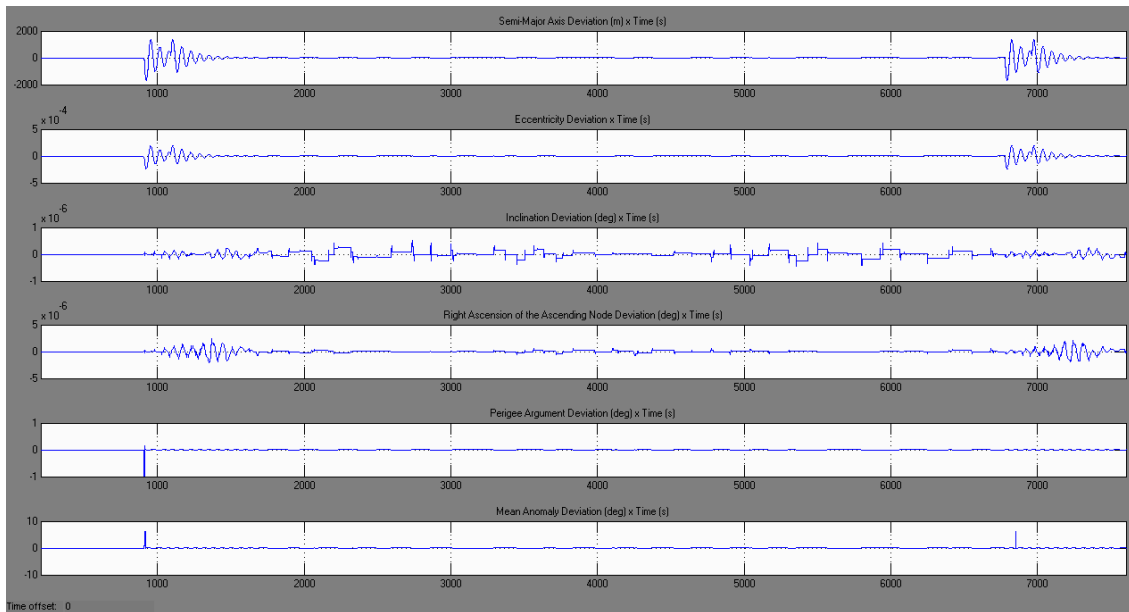


Figura 4. 24 - Desvios nos elementos Keplerianos ao longo da trajetória orbital

A Figura 4.24 mostra os desvios de estado relativos aos elementos Keplerianos. O erro de maior magnitude no momento de acionamento do propulsor ocorre no semi-eixo maior. A oscilação no semi-eixo maior no momento de acionamento do propulsor apresenta um desvio de aproximadamente 3000m.

O desvio na excentricidade no momento de acionamento teve uma magnitude de aproximadamente 5×10^{-4} do valor de referência. O desvio relativo à inclinação teve uma magnitude menor que 1×10^{-6} graus. Para a ascensão reta do nodo ascendente a magnitude do desvio foi aproximadamente da ordem de 4×10^{-6} graus. O argumento do perigeu sofreu um desvio de aproximadamente 1 grau e a anomalia média um desvio de aproximadamente 7 graus.

A partir da Figura 4.25 até a Figura 4.33 serão vistos os resultados relativos aos sinais de controle dos atuadores e seus respectivos erros nas três direções (x, y e z).

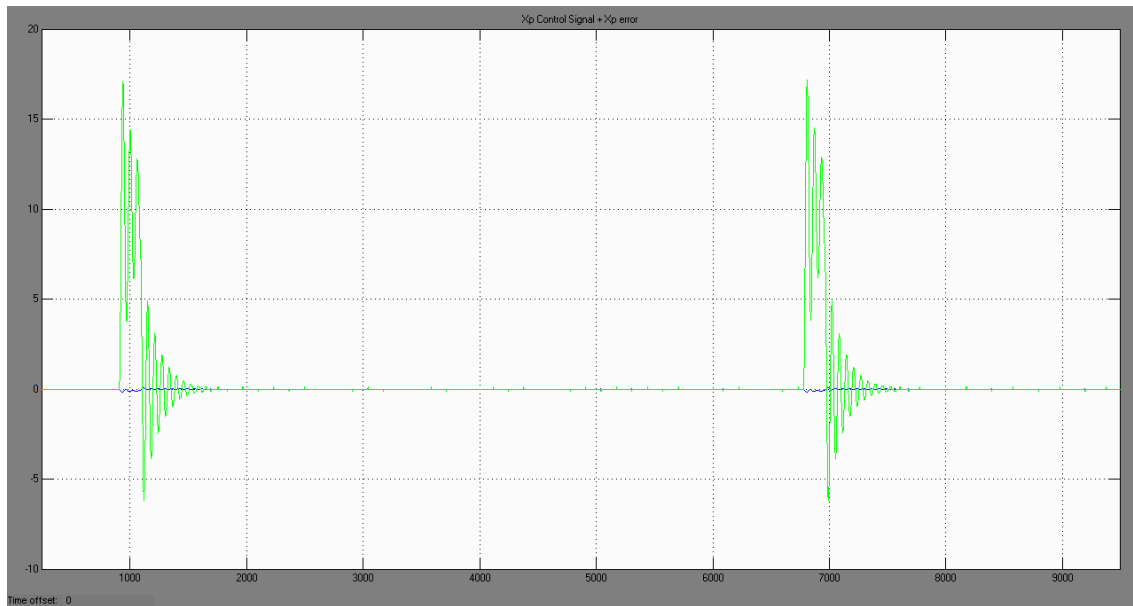


Figura 4. 25 - Sinal X_p de erro do atuador, sobreposto ao sinal de controle mostrando os momentos de aplicação do empuxo

A Figura 4.25 mostra o sinal de controle X_p sobreposto ao sinal de erro do atuador, na qual fica evidente a atuação do controle no sentido de trazer o sinal de próximo a referência. O erro, representado pela curva verde, foi maior no momento da aplicação e depois praticamente seguiu a referência do sinal de controle. Este comportamento era inicialmente esperado, porém após as aplicações de empuxos este erro é praticamente nulo e como vemos na Figura 4.25 tanto o erro quanto o sinal de controle do atuador caminham juntos. De forma geral o sinal de erro do atuador apresenta ainda alguns pequenos picos e vales entre as aplicações de empuxo, porém estes picos e vales representam de forma geral as pequenas correções geradas pelo propulsor as quais foram anteriormente explicadas na Figura 4.19 relativa ao consumo de combustível nos eixos x, y e z.

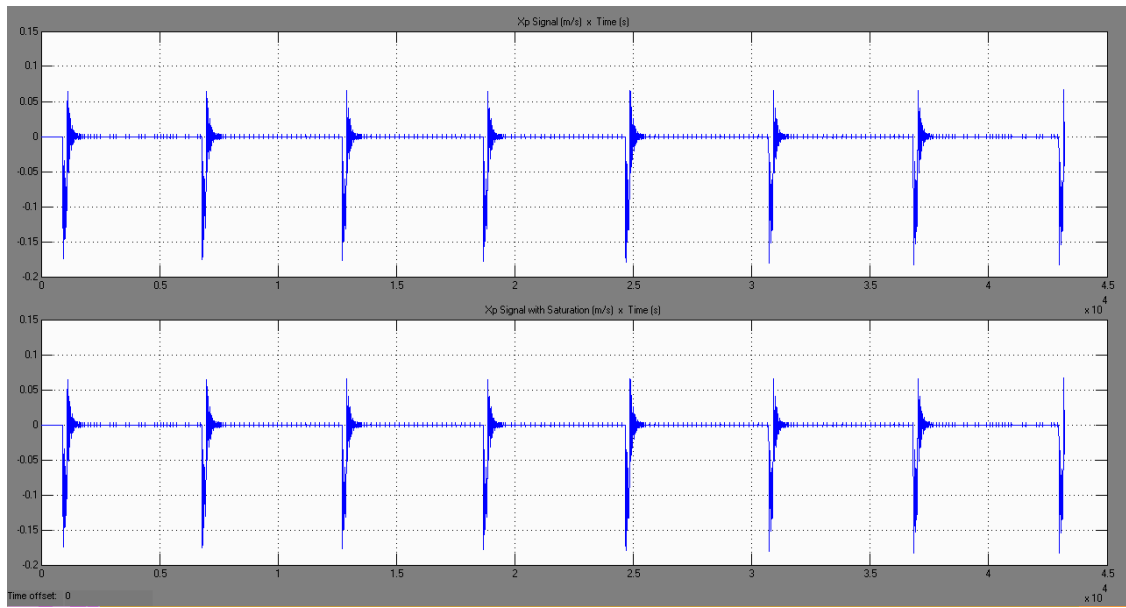


Figura 4. 26 - Sinal de controle X_p do atuador mostrando os momentos de acionamento do propulsor

A Figura 4.26 mostra o sinal de controle X_p (em m/s) e o sinal com saturação do atuador. Devido ao fato do sinal de erro não ser tão elevado, não há saturação de sinal, isto indica que o sinal de controle do atuador está dentro dos limites de saturação, ou melhor o sinal é exatamente o mesmo e portanto a saturação é inexistente neste caso.

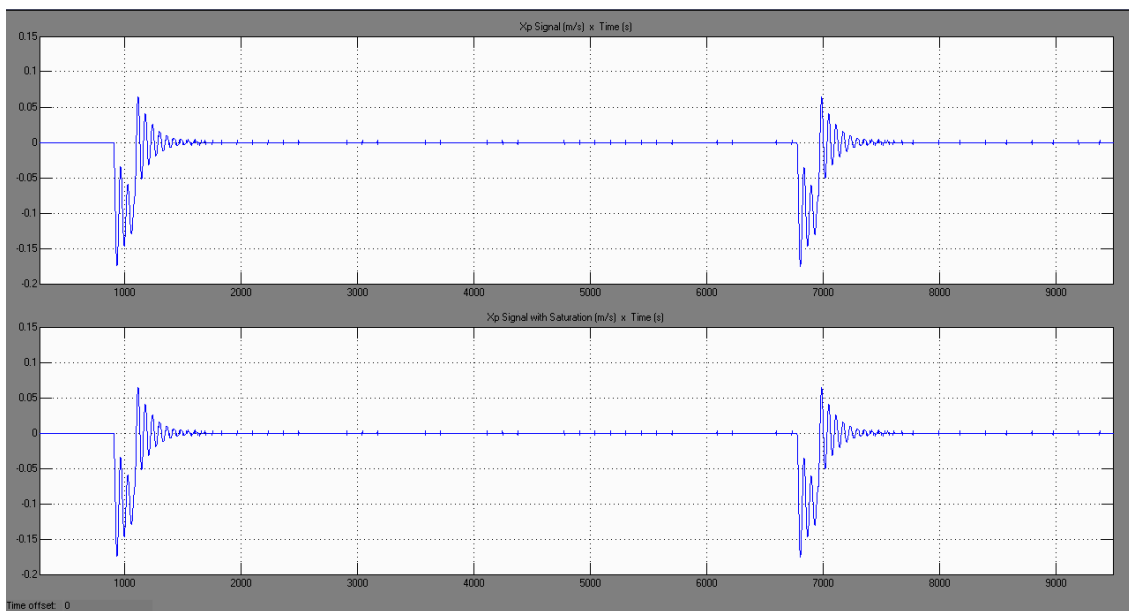


Figura 4. 27 - Sinal de controle do atuador X_p mostrando os momentos de acionamento do propulsor com zoom no eixo x

A Figura 4.27 apresenta os mesmos gráficos da Figura 4.26, porém com “zoom” nos dois primeiros pontos de acionamento dos propulsores para melhor visualização da magnitude e comportamento do sinal do atuador.

A Figura 4.28 apresenta o sinal de erro Y_p do atuador na direção Y, sobreposto ao sinal de controle Y_p . Na direção Y o comportamento é similar ao ocorrido na direção X com relação ao momento de acionamento do propulsor, onde existe um “overshoot” quando o atuador é acionado e em seguida o controle do sistema leva o sinal de erro para a referência do sinal de controle.

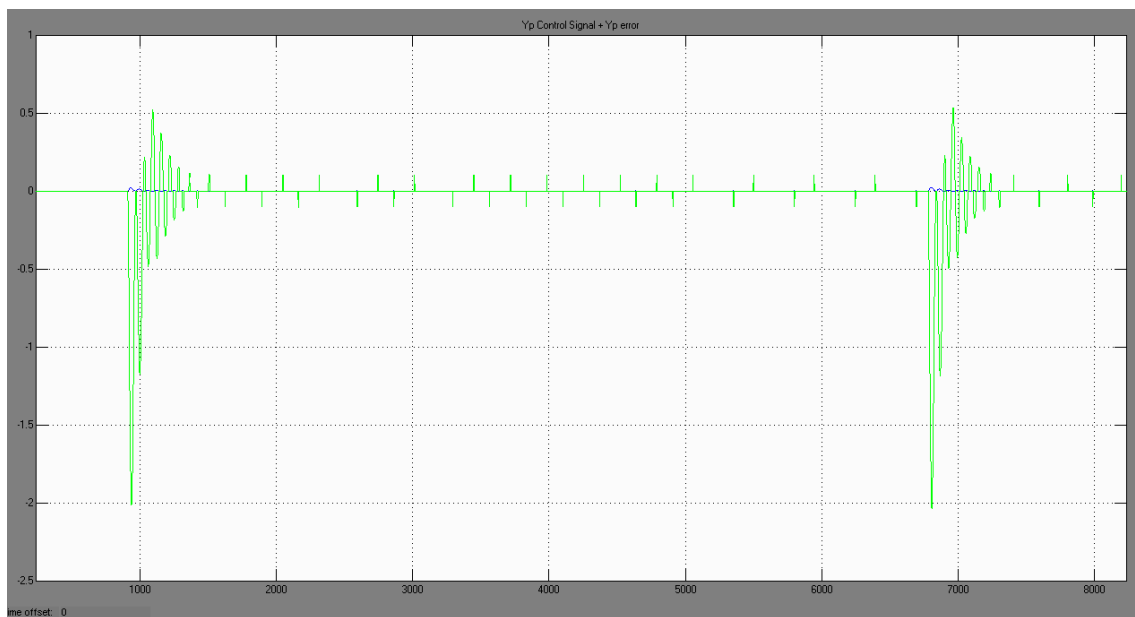


Figura 4. 28 - Sinal Y_p de erro do atuador, sobreposto ao sinal de controle mostrando os momentos de aplicação do empuxo

Na Figura 4.29 temos o sinal de controle na direção Y comparado com a saturação em Y e novamente temos um comportamento igual entre ambos, devido a ausência de erros nos propulsores e ao fato do atuador não ter sido saturado.

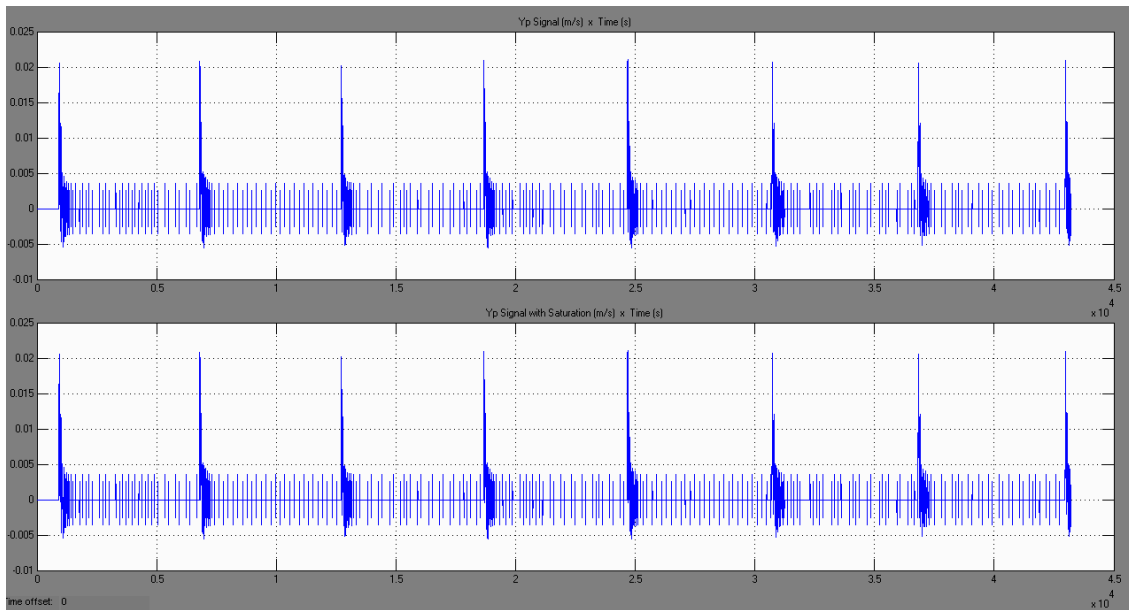


Figura 4. 29 - Sinal de controle Y_p do atuador mostrando os momentos de acionamento do propulsor

Na Figura 4.30 temos uma ampliação nos dois acionamentos iniciais do atuador mostrando a magnitude e comportamento do sinal de controle comparado com a saturação do sinal e fica evidente que o comportamento é o mesmo neste caso.

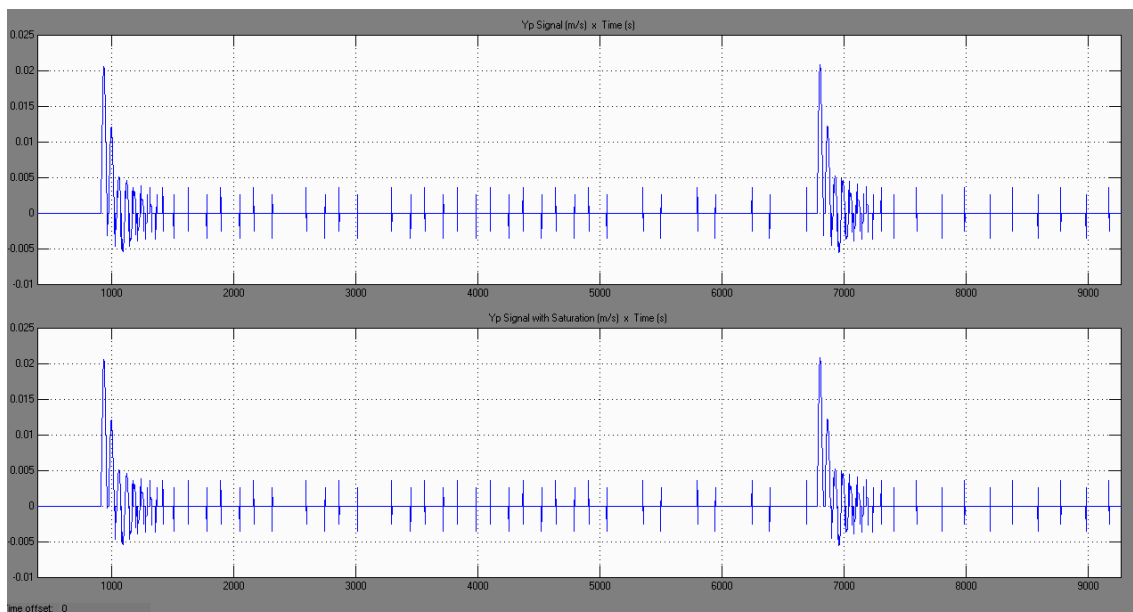


Figura 4. 30 - Sinal de controle do atuador Y_p mostrando os momentos de acionamento do propulsor com zoom no eixo x

A Figura 4.31 conclui a análise do sinal de controle sobreposto ao sinal de erro nos três eixos, mostrando o comportamento da direção Z.

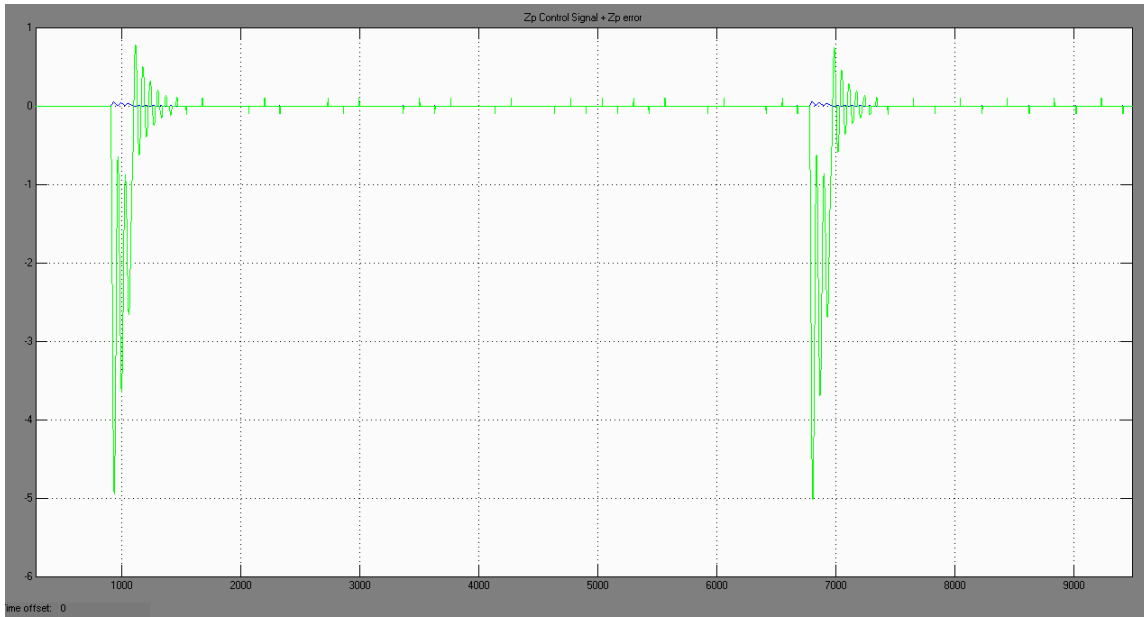


Figura 4. 31 - Sinal Z_p de erro do atuador, sobreposto ao sinal de controle mostrando os momentos de aplicação do empuxo

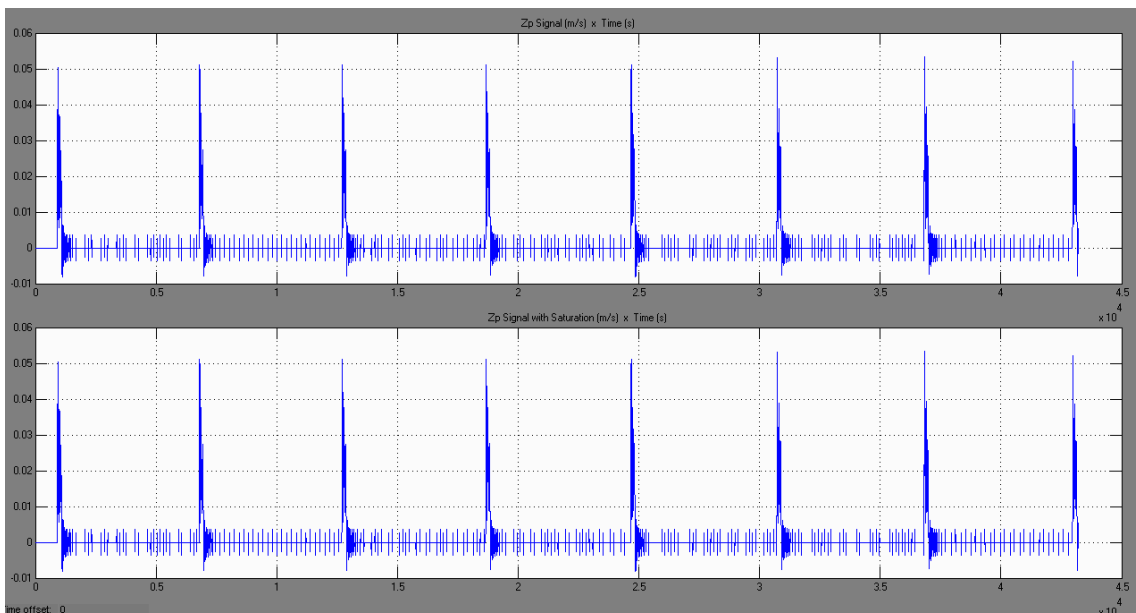


Figura 4. 32 - Sinal de controle Z_p do atuador mostrando os momentos de acionamento do propulsor

De forma geral o comportamento do sinal de controle versus a saturação foi o mesmo também para a direção Z, com ausência de saturação do sinal de controle, como vemos na Figura 4.32 e Figura 4.33.

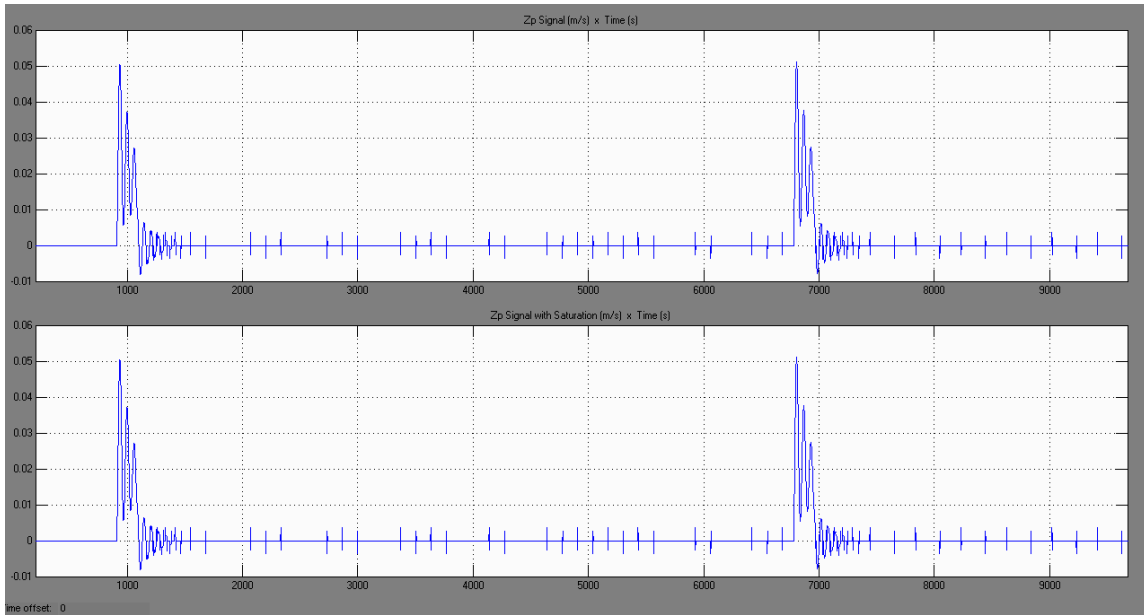


Figura 4. 33 - Sinal de controle do atuador Z_p mostrando os momentos de acionamento do propulsor com zoom no eixo x

As Figuras 4.34 e 4.35 mostram graficamente as órbitas geradas em um período de simulação de 12 horas e o aumento gradativo da altitude do satélite devido aos acionamentos dos propulsores nas posições tangenciais a órbita.

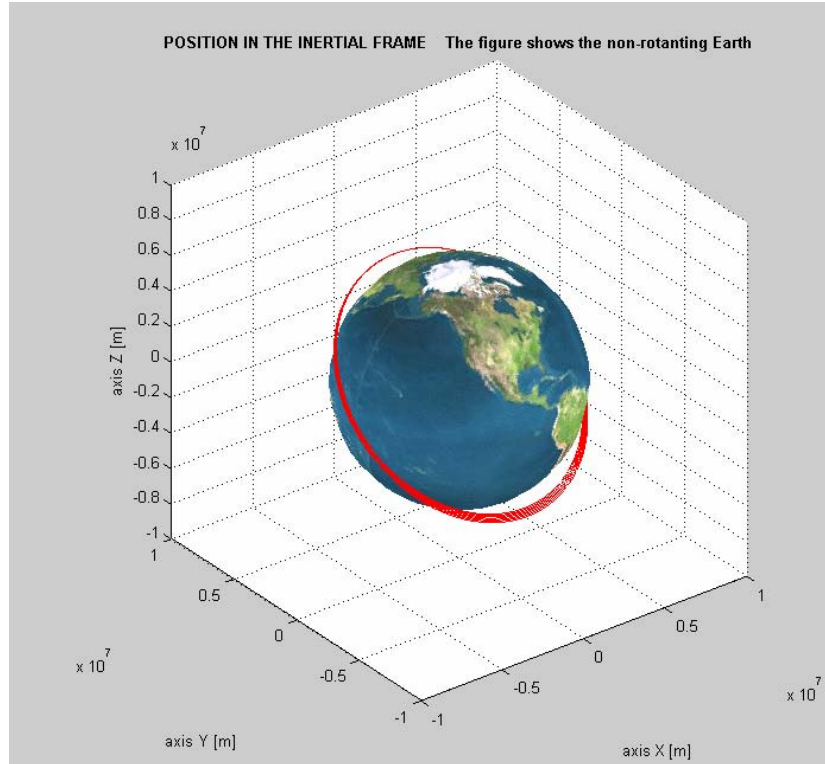


Figura 4. 34 - Órbitas geradas ao longo da simulação em um período de 12 horas

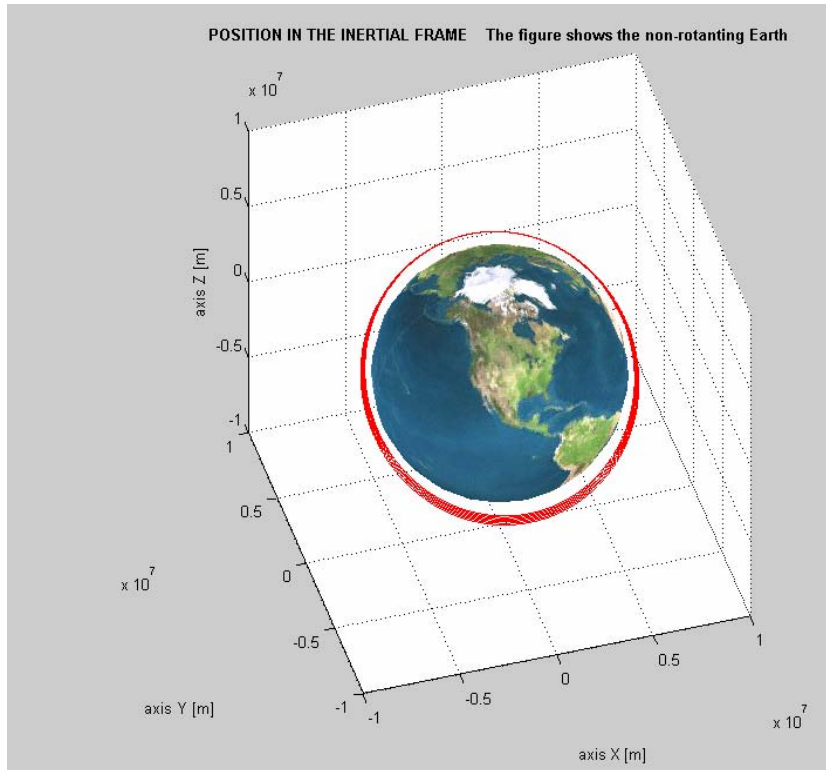


Figura 4. 35 - Órbitas geradas em um período de 12 horas, com figura rotacionada para visualização frontal das órbitas

As Figuras 4.36, 4.37 e 4.38 representam o satélite e seus respectivos versores de atitude, propulsor, velocidade resultante e Nadir.

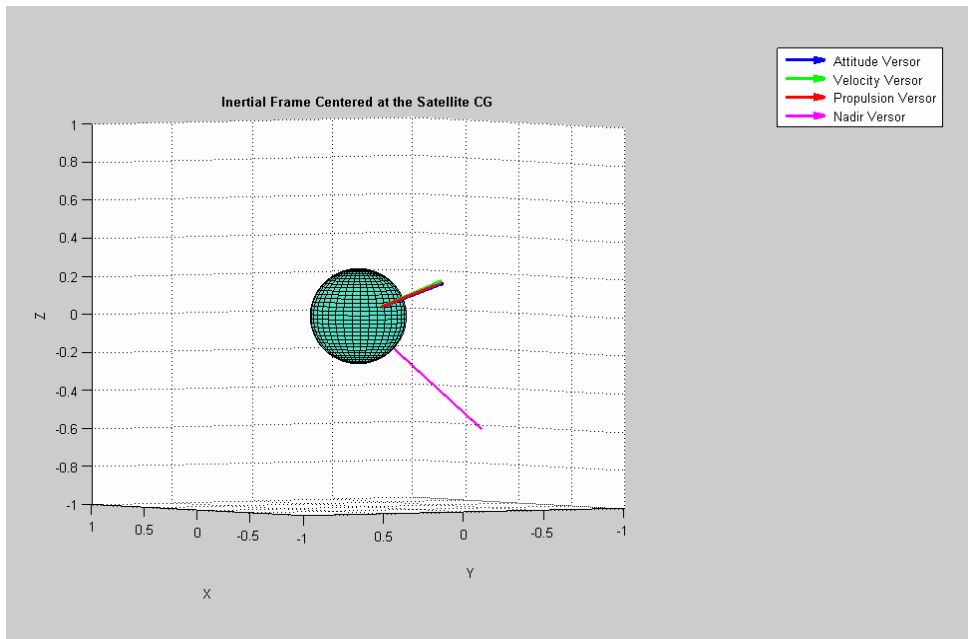


Figura 4. 36 – Representação da posição dos versores de atitude, velocidade, propulsão e eixo Nadir no satélite

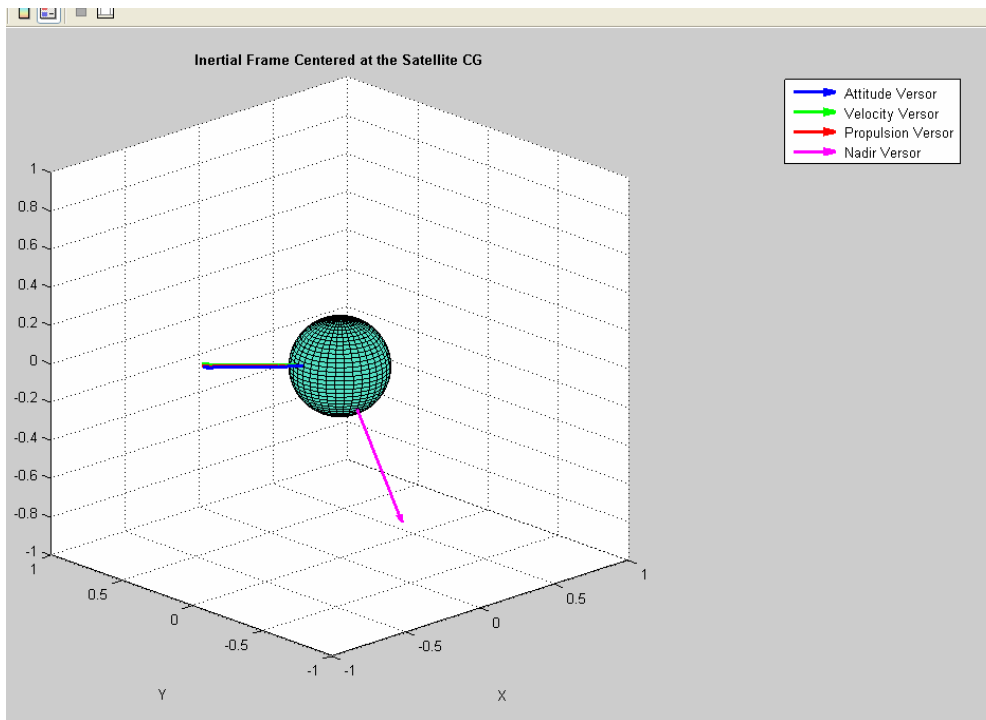


Figura 4. 37 – Representação do satélite rotacionado para mostrar a equivalência dos versores de atitude, velocidade, propulsão no momento da aplicação do empuxo

As Figuras 4.37 e 4.38 mostram os versores no momento do acionamento do propulsor. Fica evidente que os versores de atitude, propulsor e velocidade estão praticamente alinhados, ou seja, coerentemente as Figuras 4.37 e 4.38 mostram que a direção de acionamento do propulsor é tangencial à órbita, pois os três versores estão alinhados na mesma direção.

O propulsor encontra-se fixo ao satélite, assim a direção em que o propulsor encontra-se alinhado com o versor de atitude e com o versor de velocidade é exatamente no momento de acionamento, neste caso, tangencialmente a órbita.

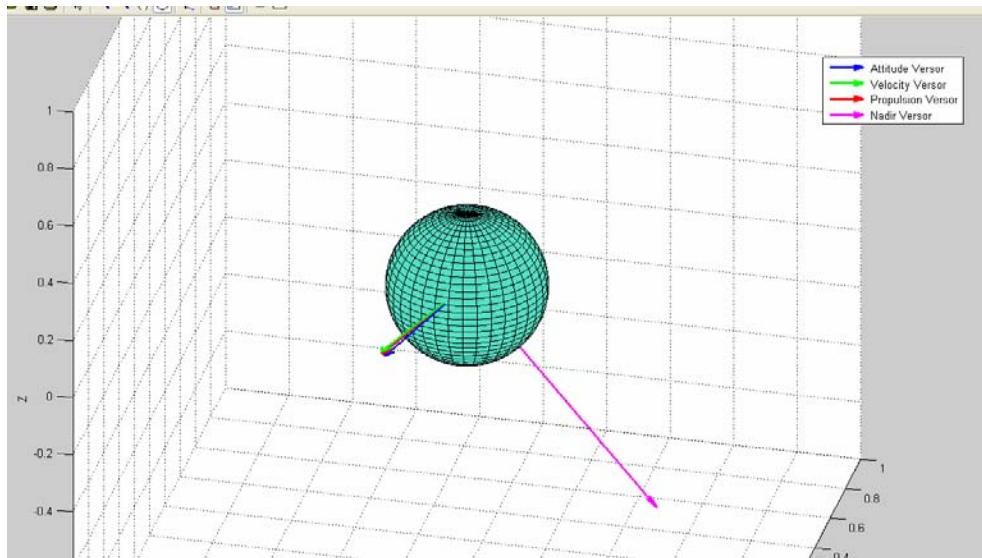


Figura 4. 38 - Versores de atitude, propulsor, velocidade e Nadir no momento da aplicação do empuxo

4.2.2 - Órbita circular com aplicação de empuxo tangencial em um ponto predeterminado considerando erros nos propulsores

Nesta simulação considera-se o mesmo tipo de manobra do item anterior, com um propulsor não-ideal, este segundo caso contempla as não-idealidades do propulsor e seus efeitos ao longo do tempo.

A mesma órbita circular do item 4.2.1 foi utilizada no programa STS para a simulação e obtenção dos resultados do item 4.2.2.

Excentricidade: 1×10^{-11}

Anomalia média: 0°

Argumento do perigeu: 10°

Inclinação: 45°

Ascensão reta do nodo ascendente: 10°

Semi-eixo maior: 7000Km

Massa do satélite: 300 Kg

Impulso específico do propulsor: 460s

Tempo de simulação: 12 horas

Abaixo temos os mesmos valores de atitude dos versores (VXs, VYs e VZs) no trecho predeterminado de aplicação do empuxo tangencial, os quais foram utilizados no item anterior:

$$VX_s = -0,9736$$

$$VY_s = 0,0537$$

$$VZ_s = 0,222$$

Foi utilizado um propulsor com capacidade de fornecer uma força-impulso de no máximo 80N a cada passo.

A principal diferença nos resultados apresentados neste item comparados com os resultados do item 4.2.1 é o erro nos propulsores.

O erro nos propulsores é aqui modelado por meio de dois erros (randômico e *bias*) muito comumente utilizados em sistemas de controle, os quais servem para demonstrar de forma bastante realística, erros construtivos de posicionamento ou erros de acionamento inerentes aos propulsores, que neste caso são descritos como não-idealidades dos propulsores. O comportamento e modelagem de ambos os erros utilizados encontram-se descritos no item 2.9.

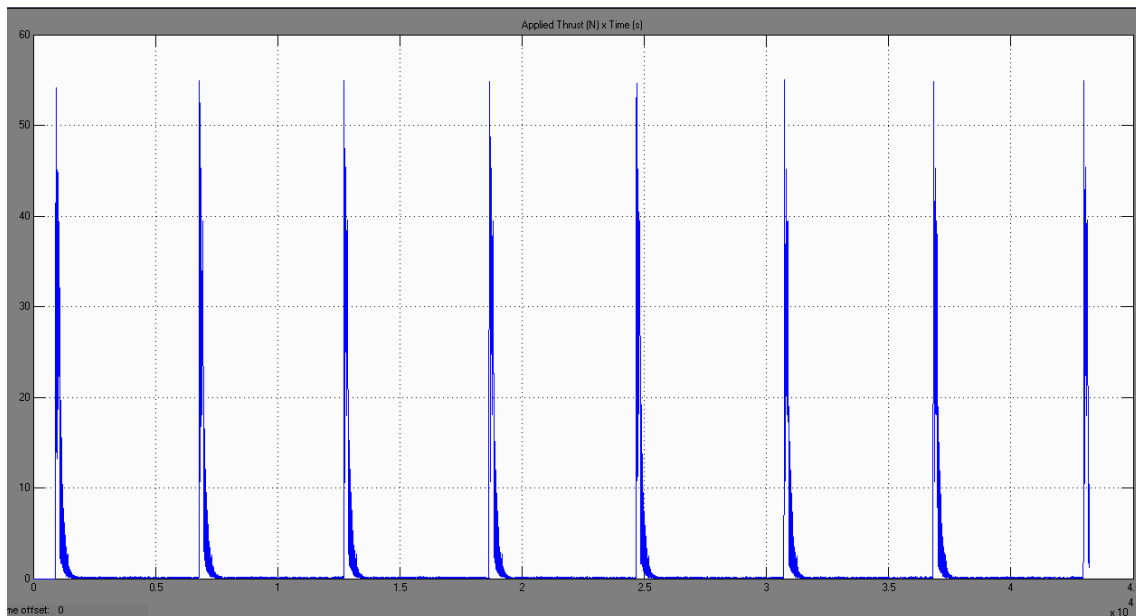


Figura 4. 39 - Força impulso aplicada ao longo da manobra orbital

A Figura 4.39 demonstra o comportamento da força-impulso aplicada nos momentos de acionamento do propulsor. A magnitude de força-impulso utilizada no momento do acionamento do propulsor atingiu aproximadamente 54N.

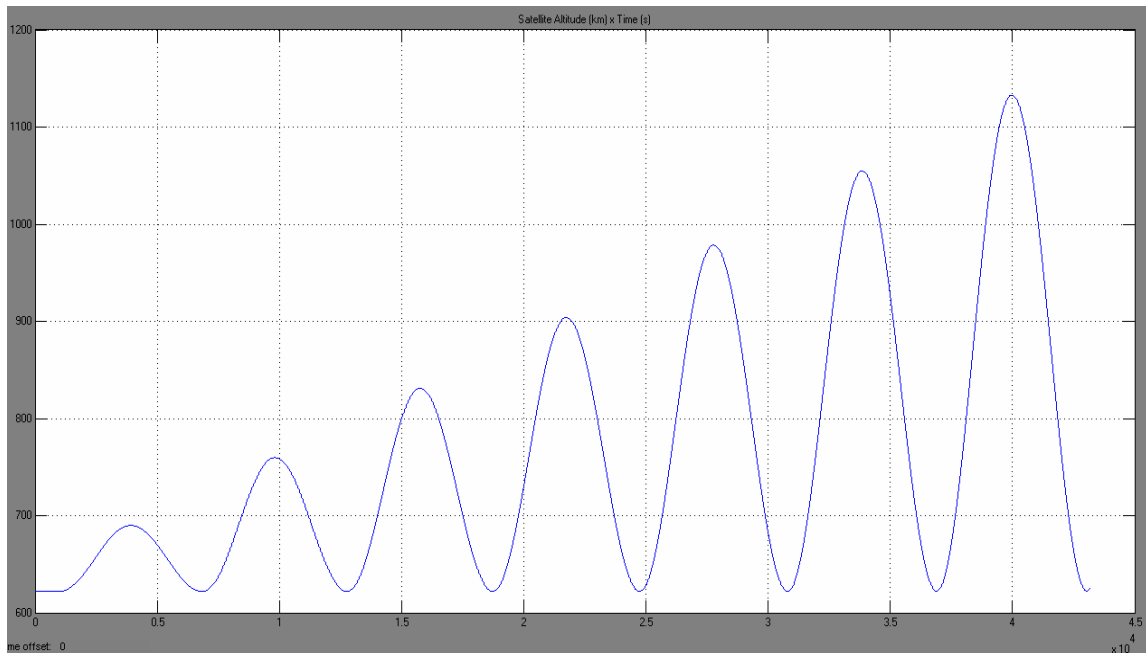


Figura 4. 40 - Altitude do satélite ao longo da manobra orbital

Na Figura 4.40 temos o comportamento da altitude do satélite que gradativamente foi aumentada, à medida que o propulsor foi acionado.

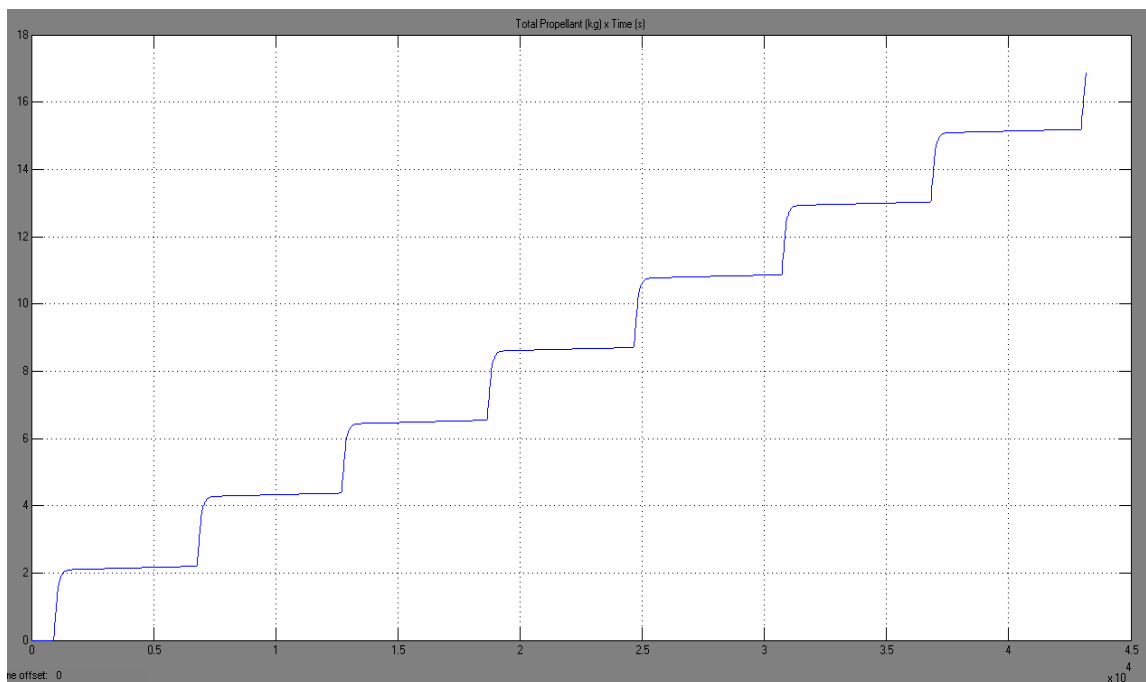


Figura 4. 41 - Combustível total gasto ao longo da manobra

A Figura 4.41 mostra o consumo de combustível gasto ao longo da manobra nos momentos de acionamento do propulsor na posição tangencial, incluindo a quantidade de combustível necessária para que se efetuar as correções na órbita devido aos erros e combustível para a manobra.

Uma vez que neste caso existiu um erro relativo aos atuadores, o consumo de combustível foi ligeiramente maior que o caso anterior, onde estes erros não foram considerados. Para este caso o consumo de combustível foi de aproximadamente 16,9 Kg, enquanto que para o item 4.2.1 o consumo de combustível foi menor que o item 4.2.2 em 0,5 Kg.

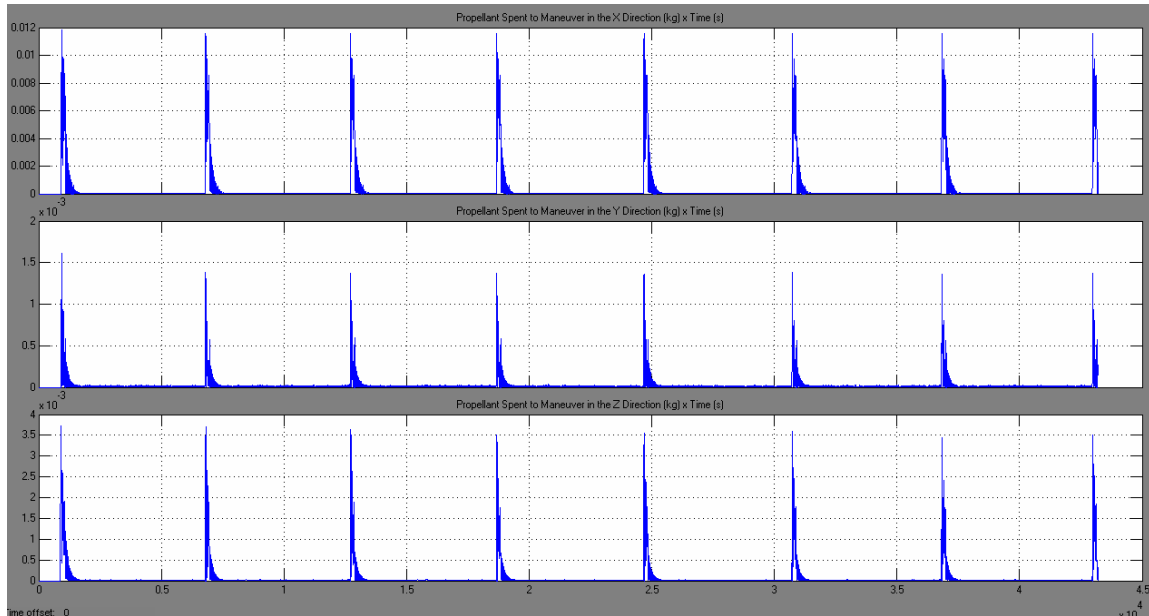


Figura 4. 42 - Combustível gasto na manobra para cada direção (x, y e z)

O perfil de consumo de combustível para as três direções (x, y e z) mostrado na Figura 4.42, foi similar ao item perfil apresentado no item 4.2.1, porém a frequência de acionamento dos atuadores e magnitude neste caso foram ligeiramente maiores, pois o propulsor permaneceu ligado praticamente durante toda a manobra. Desde o início da trajetória foi considerado um erro relativo aos propulsores, isto indica que mesmo após os acionamentos tangenciais do propulsor que culminaram no aumento da altitude do satélite, o propulsor manteve-se ligado na tentativa de corrigir os pequenos erros causados pelas não-idealidades do propulsor.

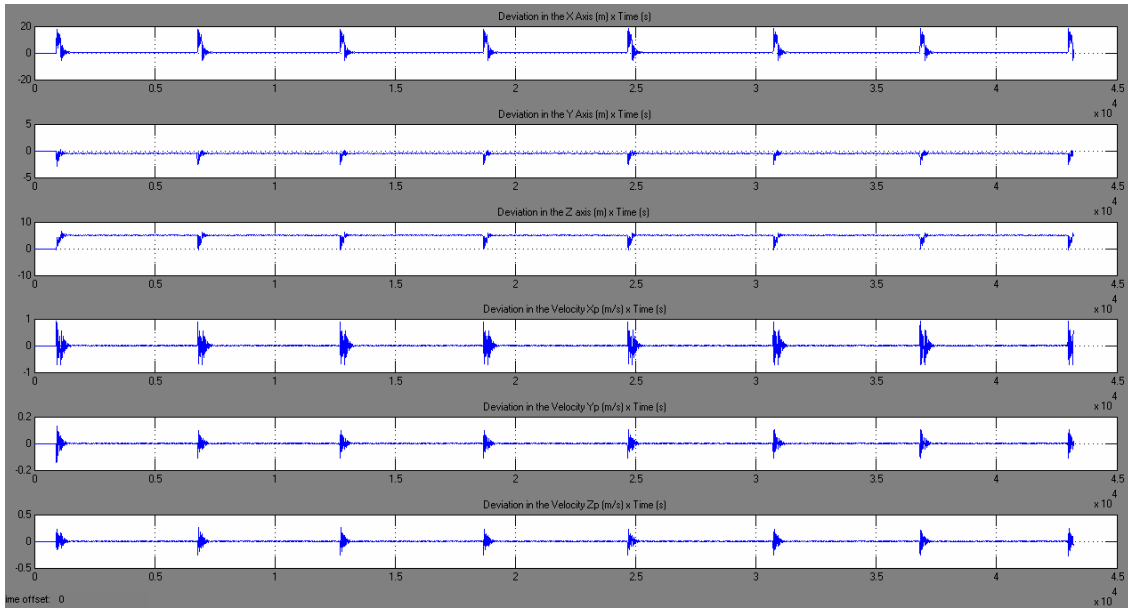


Figura 4. 43 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite

As Figuras 4.43 e 4.44 mostram os desvios de estados relativos a posição e velocidade do satélite. No eixo x o desvio máximo no momento do acionamento foi da ordem de aproximadamente 20m. Para o eixo y o desvio máximo no acionamento foi de aproximadamente 3m e no eixo z o desvio aproximado foi de 6m.

Os desvios de velocidade seguirem a mesma regra dos desvios de posição. Para a velocidade Xp o desvio no momento de acionamento foi de aproximadamente 0.6m/s, no eixo y o desvio de velocidade Yp foi da ordem de 0.2m/s e no eixo z o desvio foi de aproximadamente 0.4m/s.

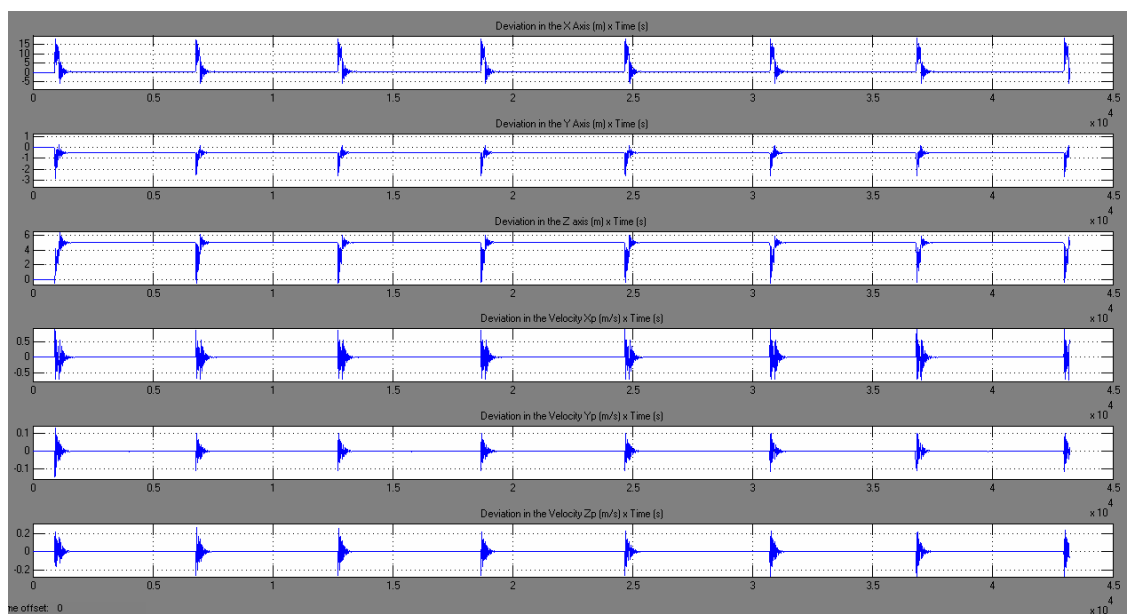


Figura 4. 44 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite para visualização da magnitude do erro na aplicação no empuxo + erros nos propulsores

Na figura 4.45 pode-se verificar os erros nos períodos intermediários, ou seja, os quais encontram-se entre os trechos de aplicação de empuxo na posição tangencial predeterminedada.

Com relação aos desvios de posição nos eixos x, y e z o valor máximo observado foi de 0.04m. Para os desvios de velocidade Xp, o valor máximo observado foi de aproximadamente 2.5×10^{-3} m/s. No eixo y e z foi observado um desvio de velocidade Yp e Zp de aproximadamente 4×10^{-3} m/s para ambos os eixos.

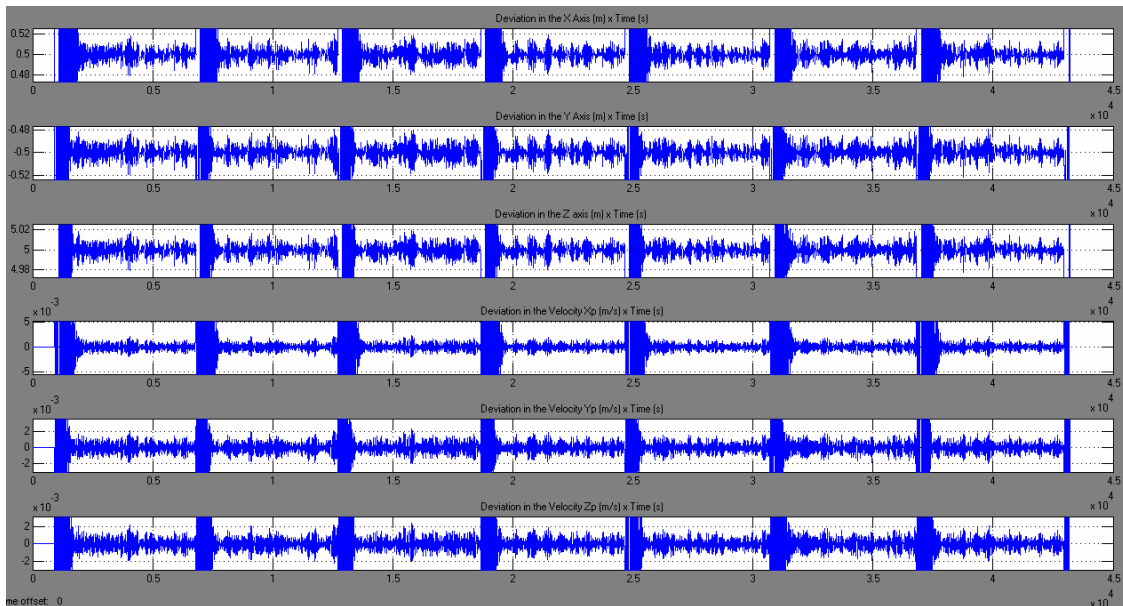


Figura 4. 45 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite para visualização da magnitude do erro nos instantes após a aplicação do empuxo

Observando a Figura 4.45 consegue visualizar a interferência dos erros de *bias* e randômico dos atuadores. A forma de onda do erro de *bias* geralmente é demonstrada por um deslocamento constante com relação a referência, já o comportamento do erro randômico geralmente é modelado por um ruído aleatório de média zero. Assim consegue-se observar na Figura 4.45 como resultado, uma soma de ambos os erros.

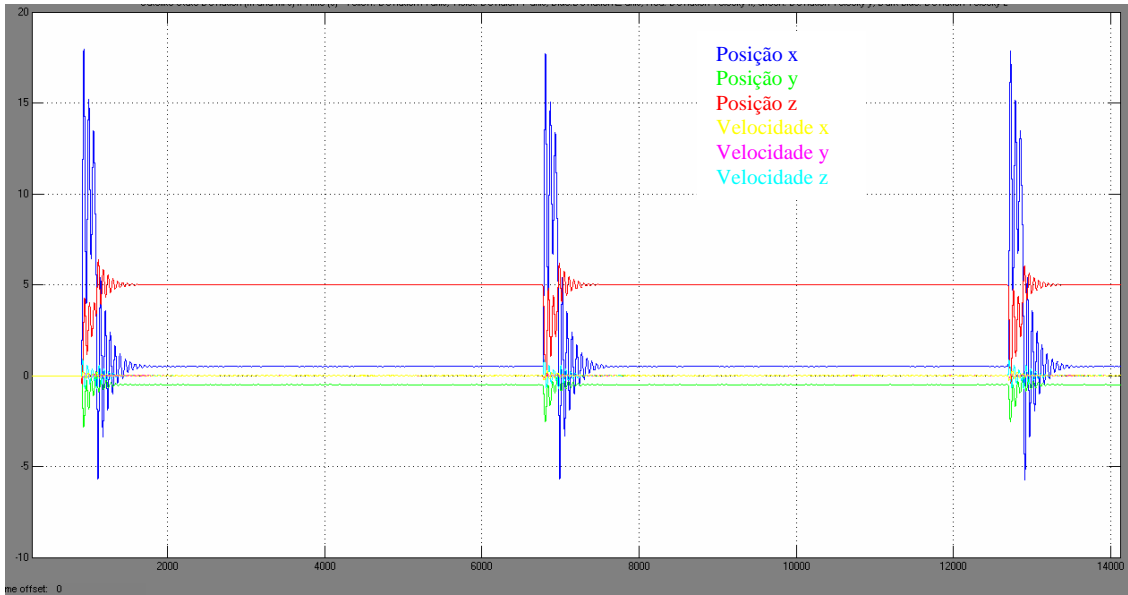


Figura 4. 46 - Desvios de estados na posição e velocidade do satélite – gráfico com curvas sobrepostas

A Figura 4.46 mostra os erros de posição e velocidade sobrepostos o que permite que seja visualizado o comportamento de cada desvio no momento do acionamento do propulsor.

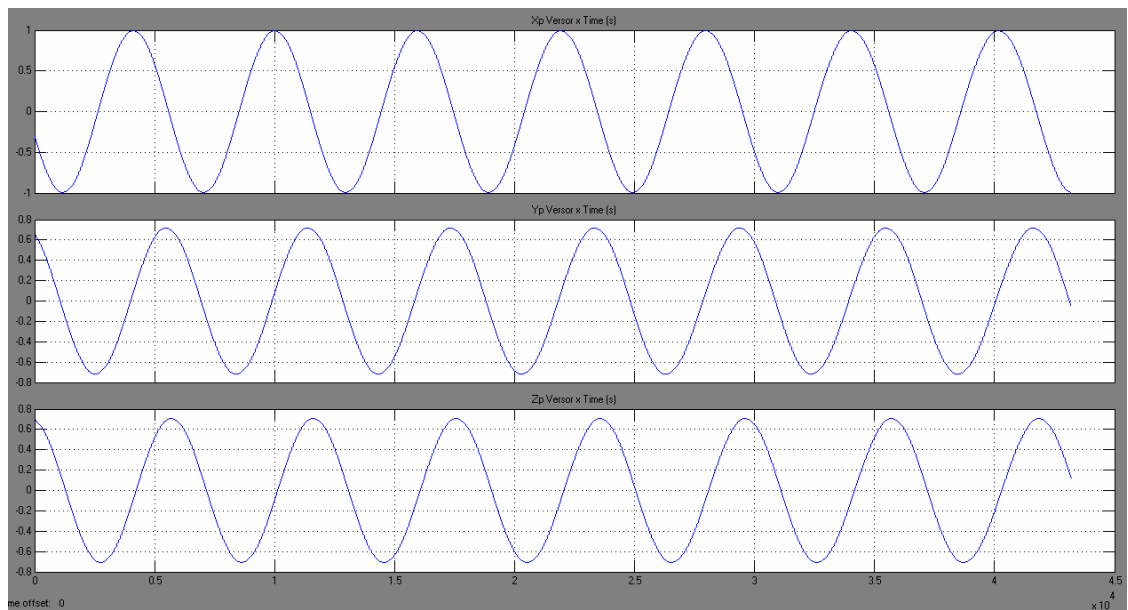


Figura 4. 47 - Versores (x, y e z) de posição do satélite ao longo da órbita

A Figura 4.47 é similar a Figura 4.22 mostrada no item anterior, pois o erro nos propulsores não demonstrou desvios que fossem significativos para os versores (VX_p , VY_p e VZ_p).

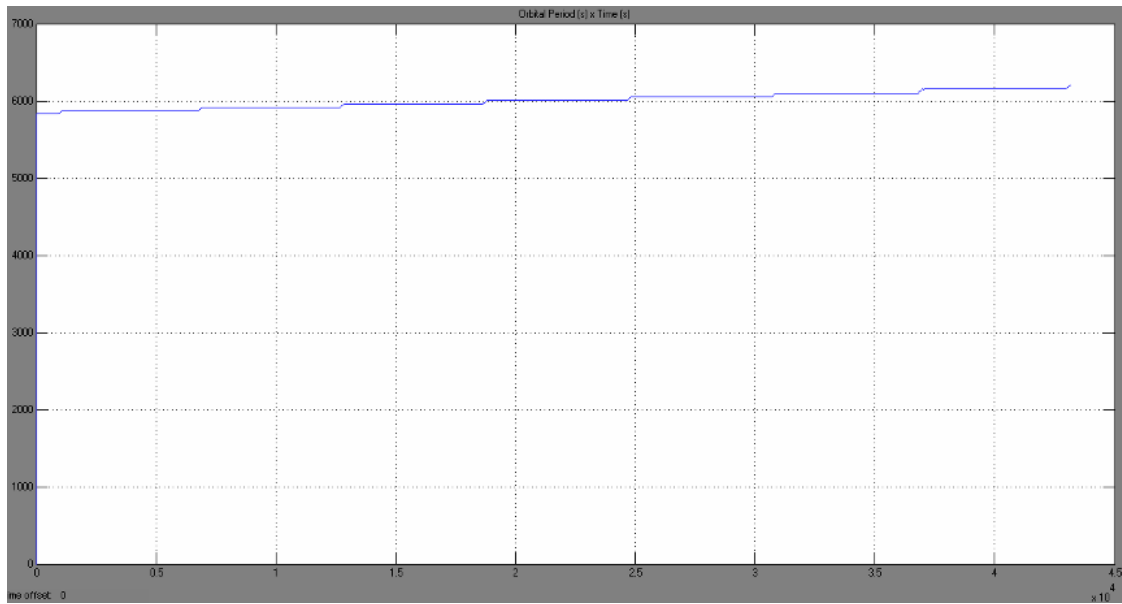


Figura 4. 48 - Comportamento do período orbital do satélite

A Figura 4.48 apresenta o comportamento do período orbital do satélite que foi gradativamente sendo aumentado após os pontos de aplicação do empuxo tangencial. Comparando a Figura 4.38 com a Figura 4.23, a qual também apresenta o comportamento orbital do período para o item anterior pode-se observar pelo menos um trecho significativo que claramente demonstra a influência do erro nos propulsores. O trecho que fica evidenciado está próximo do período de tempo 2×10^4 s. Nas vizinhanças de 2×10^4 s para o item 4.2.1 o período orbital está ligeiramente abaixo de 6000s, em contrapartida para o item 4.2.2 o mesmo trecho está ligeiramente acima de 6000s. Isto evidencia a influência dos erros nos atuadores ao longo do tempo, pois inicialmente os gráficos são similares, porém especificamente neste trecho já se consegue observar uma diferença relativa ao erro do atuador.

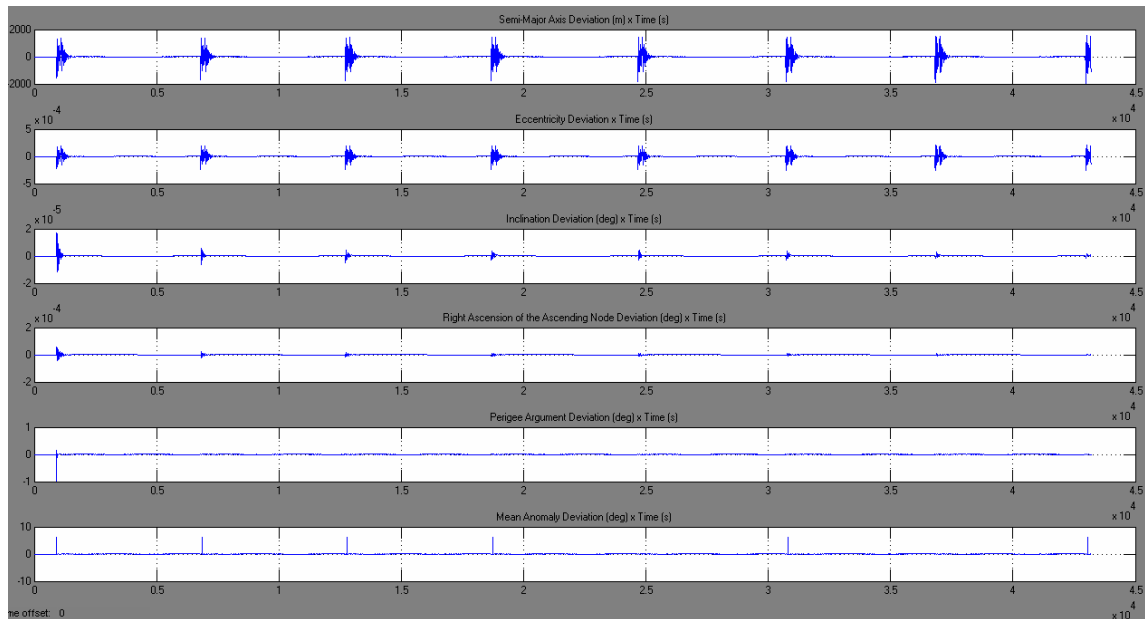


Figura 4. 49 - Desvios nos elementos Keplerianos ao longo da trajetória orbital

A partir da Figura 4.49 até a Figura 4.51 serão apresentados os desvios nos elementos Keplerianos. Nas Figuras 4.49 e 4.50 são demonstrados a magnitude dos erros no momento do acionamento do propulsor.

Como se percebe na Figura 4.50, o desvio máximo para o semi-eixo maior foi de aproximadamente 2000m. O desvio relativo à excentricidade foi aproximadamente 4×10^{-4} . Para a inclinação o desvio máximo foi de 2×10^{-5} graus. Com relação a ascensão reta do nodo ascendente o desvio máximo na aplicação do empuxo tangencial foi de aproximadamente 1×10^{-4} graus. O argumento do perigeu teve um desvio 0.8 graus no primeiro trecho de aplicação do empuxo, porém nos trechos subseqüentes o desvio foi de aproximadamente 8×10^{-4} graus. Finalmente a anomalia média apresentou desvios na ordem de 6 graus nos trechos de aplicação do empuxo tangencial.

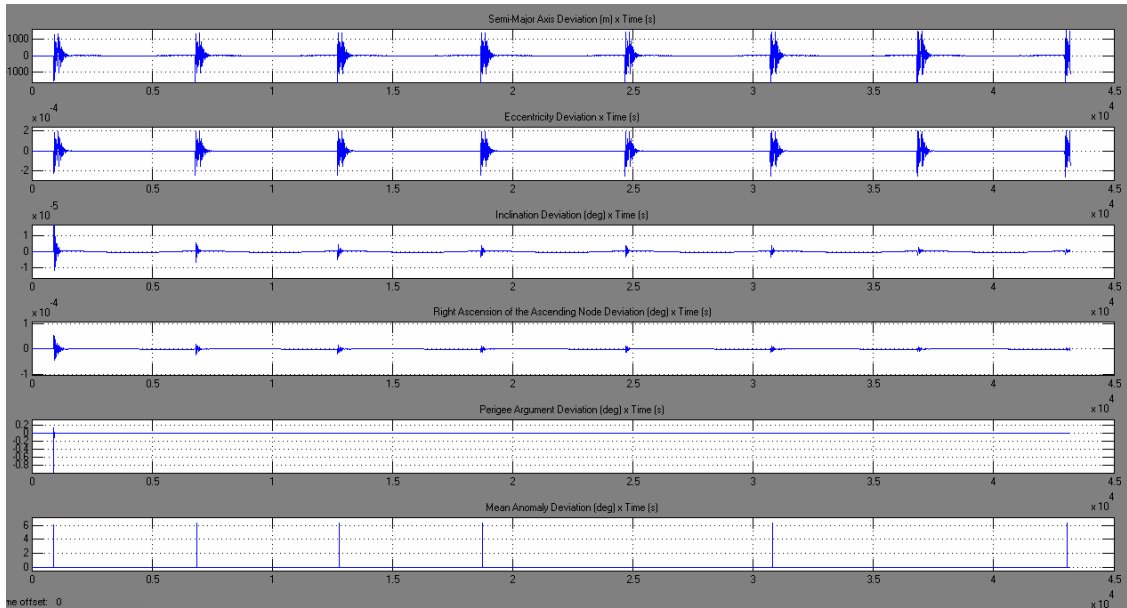


Figura 4. 50 - Desvios nos elementos Keplerianos ao longo da trajetória orbital – visualização da magnitude do desvio nos elementos Keplerianos no momento da aplicação do empuxo

Na Figura 4.51 foram apresentadas as magnitudes dos desvios nos elementos Keplerianos relativos aos trechos intermediários, ou seja, relativos ao período compreendido entre uma e outra aplicação de empuxo tangencial.

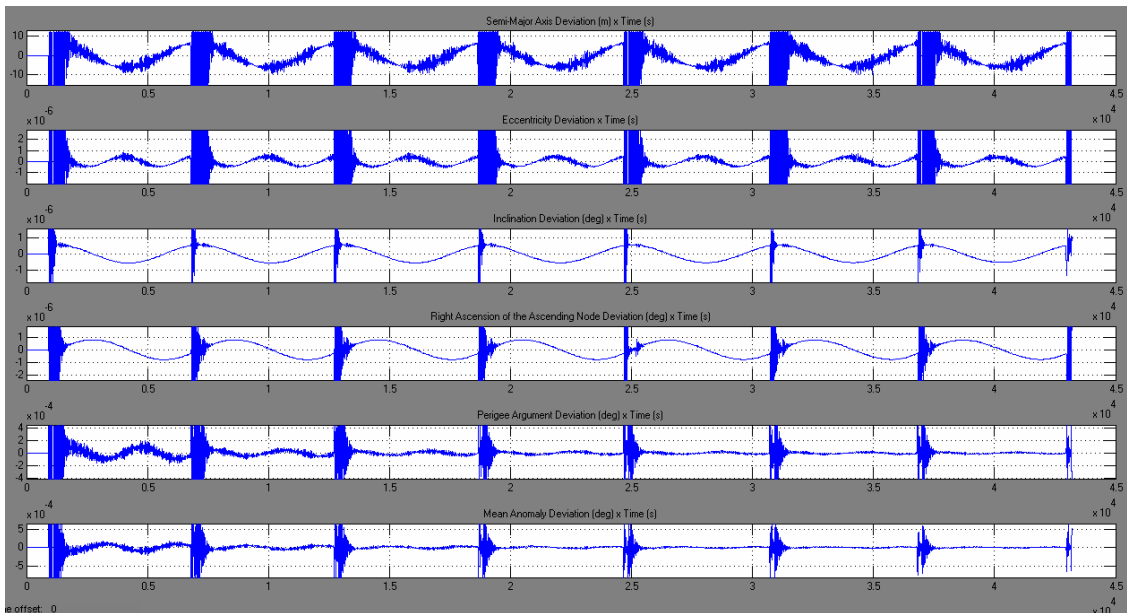


Figura 4. 51 - Desvios nos elementos Keplerianos ao longo da trajetória orbital – visualização da magnitude do desvio nos elementos Keplerianos nos períodos de tempo após a aplicação do empuxo

Como é notado na Figura 4.51, para o semi-eixo maior o desvio máximo estacionário, ou seja, o desvio nos trechos intermediários foi de aproximadamente 20m. O desvio na excentricidade foi de aproximadamente 2×10^{-6} . Para a inclinação o desvio demonstrou valores na ordem de aproximadamente $1,2 \times 10^{-6}$ graus. A ascensão reta do nodo ascendente também apresentou desvios de aproximadamente $1,2 \times 10^{-6}$.

O argumento do perigeu um desvio no trecho intermediário inicial de aproximadamente 4×10^{-4} graus, porém nos trechos intermediários subseqüentes o desvio gradativamente decrescendo e apresentou valores na ordem de aproximadamente $1,2 \times 10^{-5}$ graus. Finalmente os desvios na anomalia média também foram gradativamente decrescidos e apresentaram valores da ordem de 3×10^{-4} graus até 8×10^{-6} graus.

Para o argumento do perigeu e anomalia média que apresentaram desvios decrescentes, pode-se dizer que o sistema de controle corrigiu os desvios iniciais ao longo do tempo trazendo-os mais próximos à referência, pois o tipo de órbita, considerando a excentricidade e o trecho de aplicação de empuxo, propiciou um melhor desempenho do sistema de controle para estes parâmetros.

Da Figura 4.52 à Figura 4.60 serão apresentados os resultados relativos ao sinal de controle versus o erro do sinal de controle decorrentes dos erros dos atuadores.

Comparando as figuras que demonstraram este mesmo tipo de resultado para o item 4.2.1 com relação as figuras do item 4.2.2 fica evidente que existiram erros estacionários, os quais mesmo sob influencia do controle do sistema, não foram zerados, ou seja, os erros intermediários decorrentes dos atuadores não foram totalmente eliminados, com isso nas Figura 4.52 à Figura 4.60 serão apresentados resultados comparativos do sinal de controle com o erro, nos quais o erro inicialmente era zero até o momento da aplicação do primeiro empuxo tangencial, porém a partir da aplicação do segundo empuxo o erro não seguiu mais a referencia, gerando assim um erro residual que foi saturado e o controle não conseguiu eliminá-lo ao longo da trajetória do satélite.

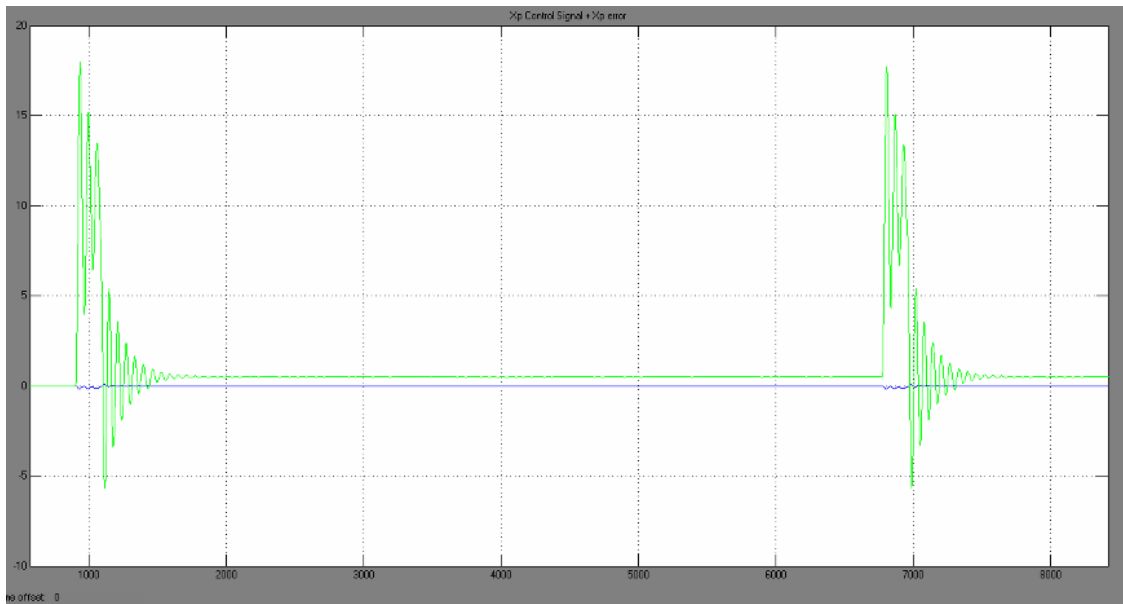


Figura 4. 52 - Sinal X_p de erro do atuador, sobreposto ao sinal de controle mostrando os momentos de aplicação do empuxo

Na Figura 4.52 são apresentados o sinal de controle X_p e o erro de X_p , onde no momento da aplicação do empuxo tangencial teve um “overshoot” de magnitude aproximada de 18 m/s, sendo que o erro total máximo foi de aproximadamente 23 m/s. Em regime estacionário é mostrado que o erro tende a estabilizar-se com uma magnitude nas vizinhanças de 1 m/s.

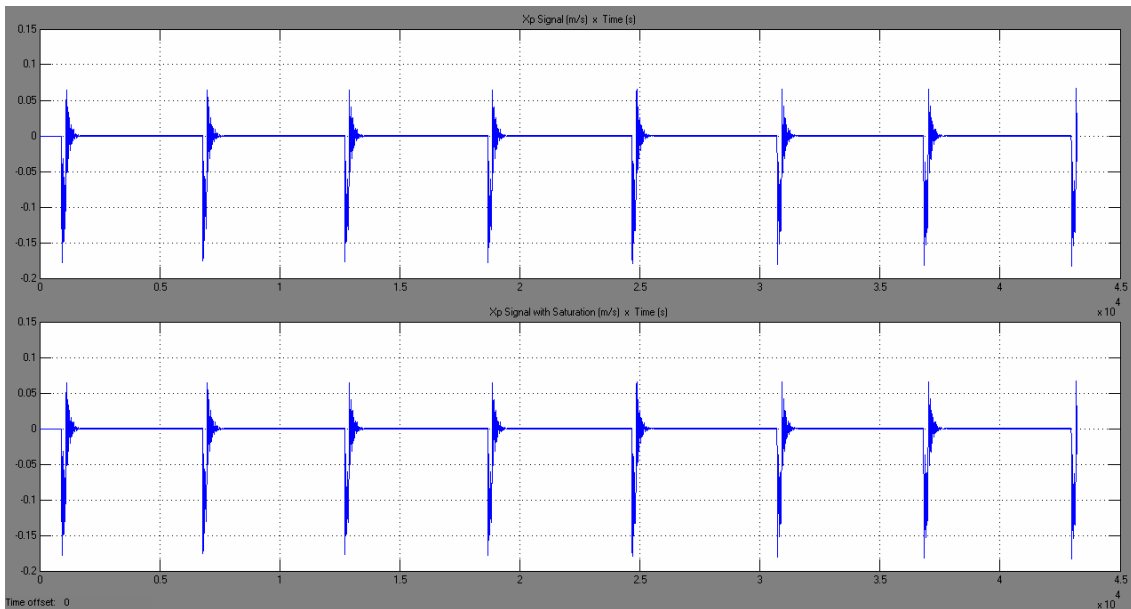


Figura 4. 53 - Sinal de controle X_p do atuador mostrando os momentos de acionamento do propulsor

A magnitude do sinal de controle é melhor visualizada nas Figuras 4.53 e 4.54. A magnitude do sinal de controle para os trechos de aplicação do empuxo tangencial foi aproximadamente 0,25 m/s.

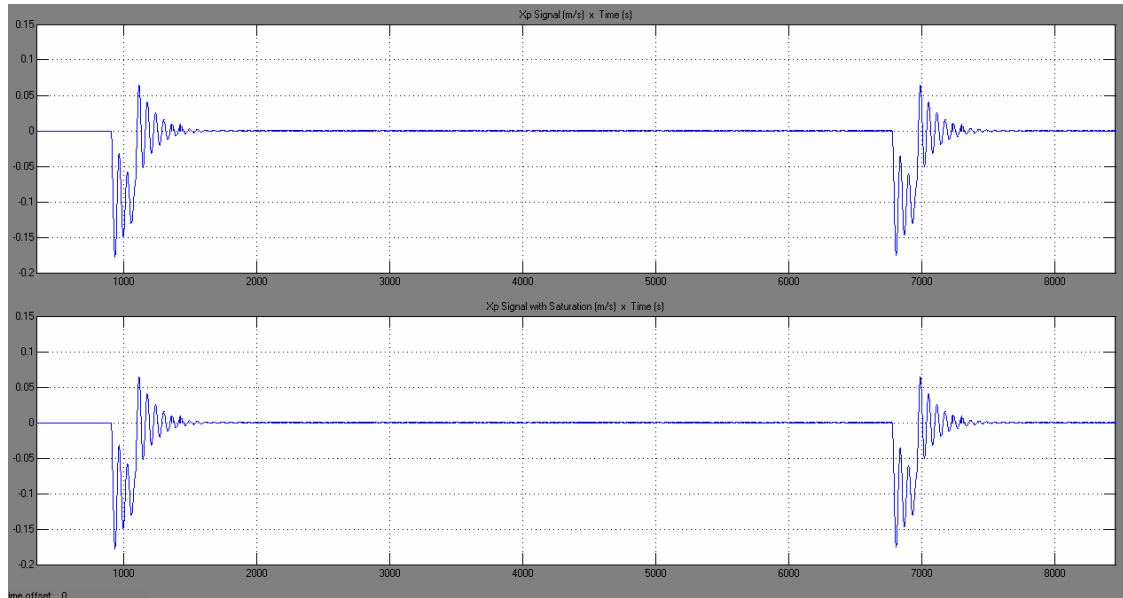


Figura 4. 54 - Sinal de controle do atuador X_p mostrando os momentos de acionamento do propulsor com zoom no eixo x

Comparativamente os gráficos mostraram que o controle teve um desempenho satisfatório e conseguiu trazer o erro próximo à referência, apesar de não tê-lo eliminado totalmente, o que também normalmente não ocorre em sistemas de controle, pois o próprio sistema de controle possui suas limitações.

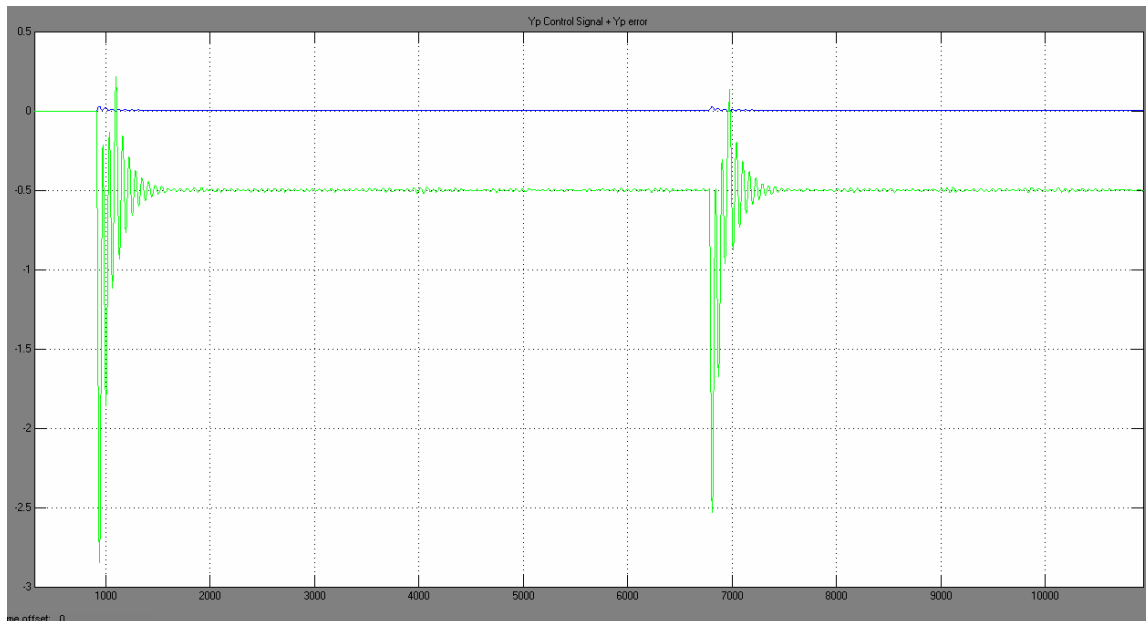


Figura 4. 55 - Sinal Y_p de erro do atuador, sobreposto ao sinal de controle mostrando os momentos de aplicação do empuxo

Na Figura 4.55 é mostrado o sinal de controle Y_p com o sinal de erro do atuador. O comportamento do sinal de controle Y_p foi similar ao sinal de controle X_p , porém a magnitude do sinal de erro após o acionamento do propulsor, foi estabilizada em um valor próximo de 0,5 m/s. Observa-se que o valor de erro do atuador Y_p é -0,5m/s, ou seja, um erro de sinal com a velocidade de 0,5m/s na direção oposta à aplicação do empuxo. No momento de aplicação do empuxo tangencial o sinal de erro Y_p máximo é de aproximadamente 3m/s. Nos períodos intermediários entre as aplicações de empuxo tangenciais o sinal de erro fica praticamente estabilizado no valor de 0,5m/s, porém são observadas pequenas oscilações que se referem a tentativa de atuação do sistema de controle em minimizar o erro, ou estabiliza-lo em um valor contínuo.

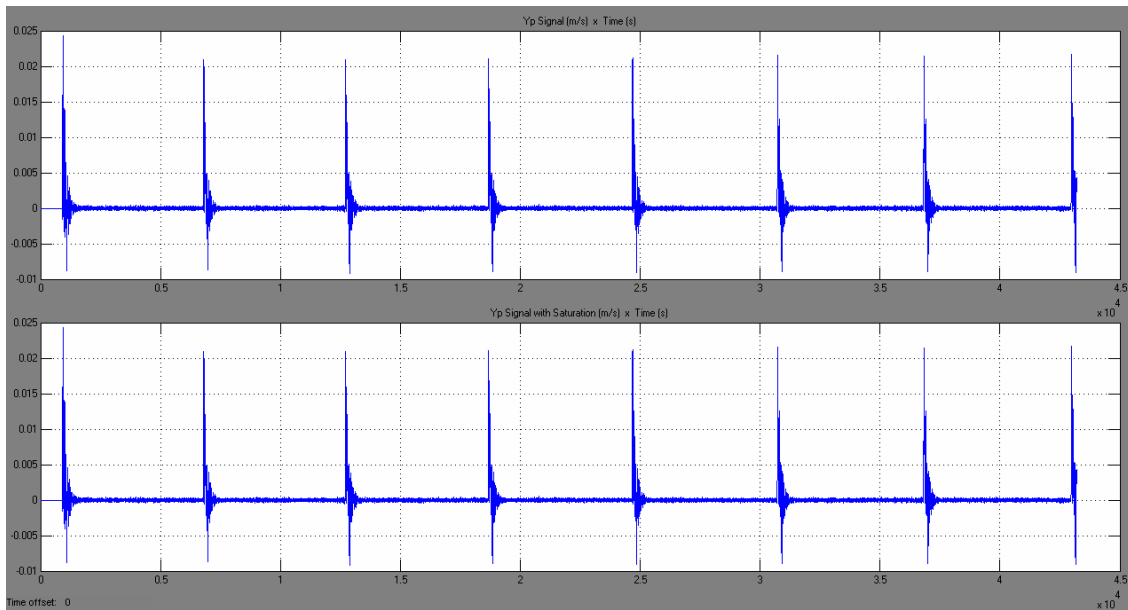


Figura 4. 56 - Sinal de controle Y_p do atuador mostrando os momentos de acionamento do propulsor

Nas Figuras 4.56 e 4.57 são mostrados os comportamentos do sinal de controle Y_p do atuador, nos momentos de aplicação do empuxo tangencial e nos momentos intermediários. A magnitude do sinal de controle no momento de aplicação do empuxo é de aproximadamente $3 \times 10^{-2} \text{m/s}$. Nos trechos intermediários a magnitude do sinal de controle foi de aproximadamente $1 \times 10^{-3} \text{m/s}$.

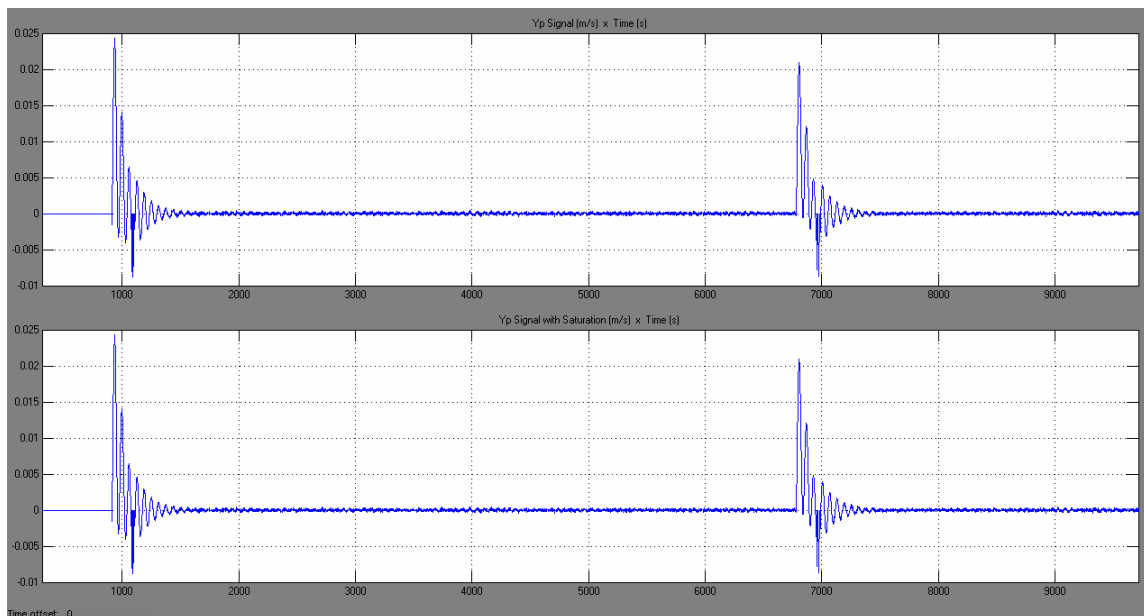


Figura 4. 57 - Sinal de controle do atuador Y_p mostrando os momentos de acionamento do propulsor com zoom no eixo x

Nota-se pela Figura 4.57 que o comportamento do sinal de controle nos trechos intermediários não está livre de oscilações. Isto indica as imperfeições do sistema de

controle no sentido de aplicar um sinal de controle contínuo. Comparando a Figura 4.55 com a Figura 4.57 nos trechos intermediários, consegue-se notar esta diferença. Estas oscilações de pequena magnitude, podem ao longo do tempo causar desvios na posição do satélite.

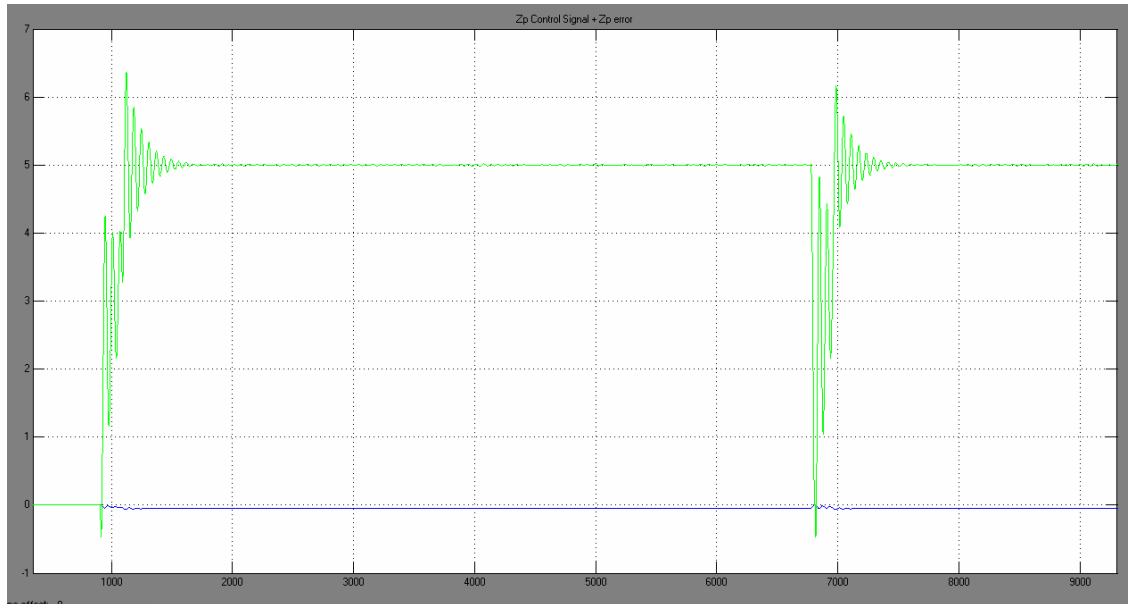


Figura 4. 58 - Sinal Z_p de erro do atuador, sobreposto ao sinal de controle mostrando os momentos de aplicação do empuxo

Finalmente da Figura 4.58 a Figura 4.60 são apresentados os resultados do sinal de controle Z_p e do erro Z_p para o atuador.

Na Figura 4.58 é mostrado o sinal de erro Z_p do atuador. A magnitude do “overshoot” inicial do sinal de erro no momento de aplicação do empuxo tangencial é de aproximadamente 7 m/s. Nos trechos intermediários o sistema de controle tende a levar o sinal de erro Z_p a estabilidade nas vizinhanças de 5 m/s.

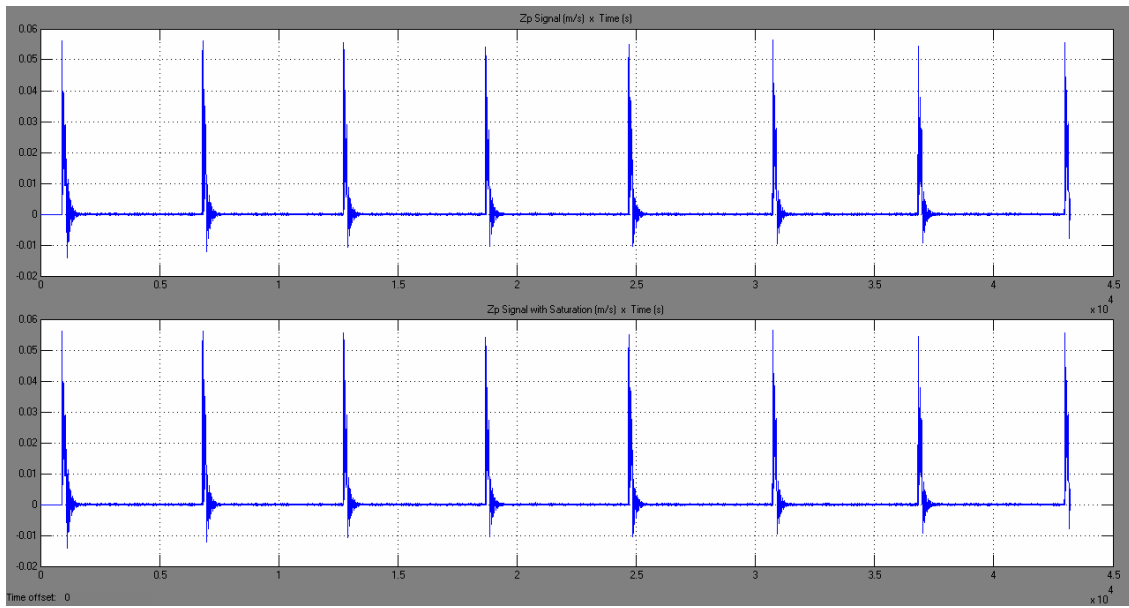


Figura 4. 59 - Sinal de controle Z_p do atuador mostrando os momentos de acionamento do propulsor

A Figura 4.59 mostra o comportamento sinal de controle, o qual tem um *overshoot* máximo nas vizinhanças de 7×10^{-2} m/s no momento de aplicação do empuxo tangencial.

Na Figura 4.60 observa-se o comportamento dos trechos intermediários, nos quais o sinal de controle tende a estabilidade nas vizinhanças de zero. Notavelmente observa-se um erro residual nos trechos intermediários o qual ocorre devido às limitações do sistema de controle em eliminar o erro do regime estacionário.

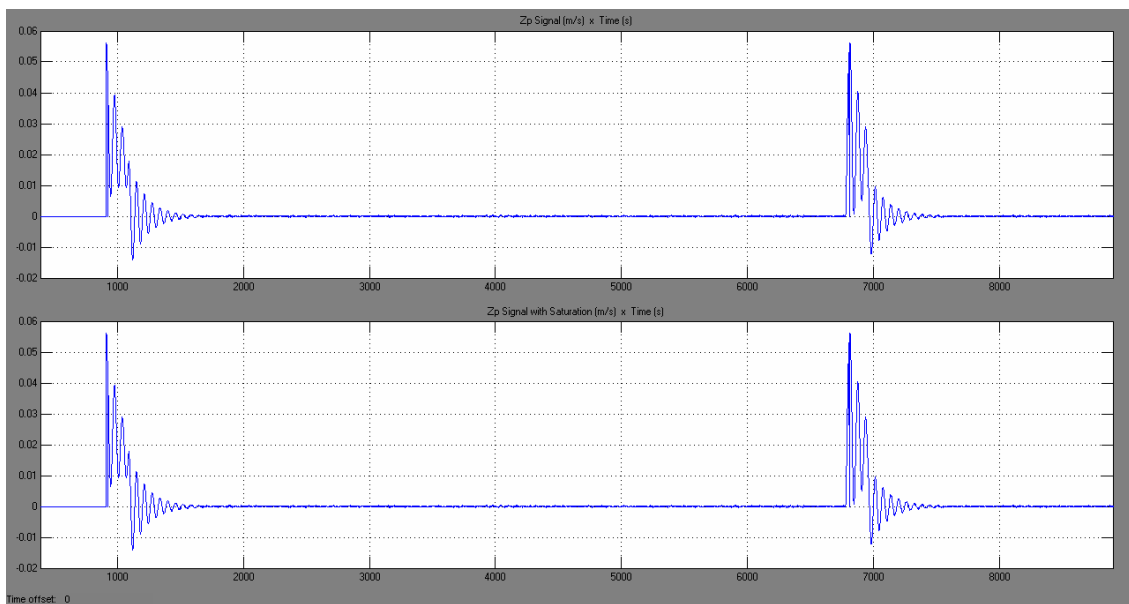


Figura 4. 60 - Sinal de controle do atuador Y_p mostrando os momentos de acionamento do propulsor com zoom no eixo x

As Figuras 4.61 e 4.62 mostram graficamente as órbitas geradas durante o período de simulação no programa STS. Na Figura 4.61 observa-se que as órbitas geradas não se encontram paralelas ao equador terrestre da Figura da Terra, lembrando que a inclinação da órbita é de 45° .

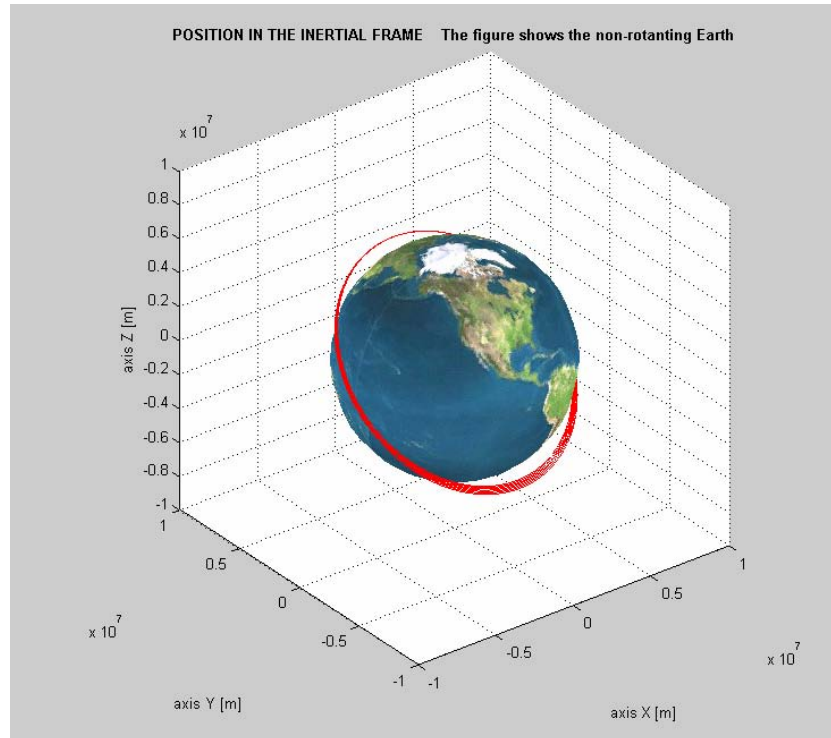


Figura 4. 61 - Órbitas geradas ao longo da simulação em um período de 12 horas

Na Figura 4.62 são mostradas as órbitas geradas vistas de cima, e é possível observar nesta figura os pontos de aplicação do empuxo tangencial, nos versores escolhidos para a aplicação do empuxo sempre na mesma direção.

Gradativamente a altitude da órbita é aumentada, aumentando também o semi-eixo maior com relação a primeira órbita gerada no gráfico.

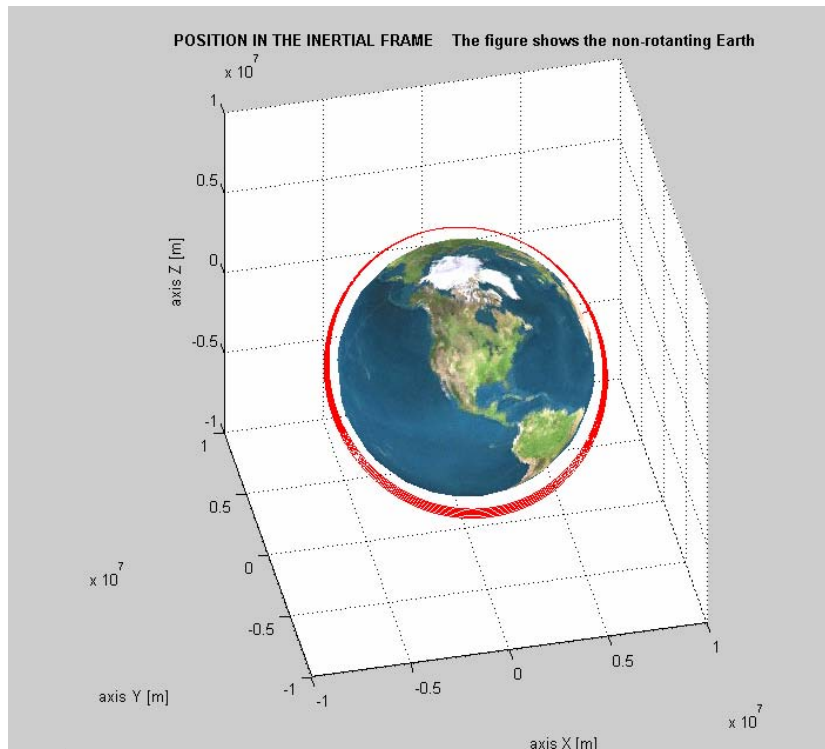


Figura 4. 62 - Órbitas geradas em um período de 12 horas, com figura rotacionada para visualização frontal das órbitas

As Figuras 4.63 e 4.64 mostram a representação gráfica dos versores de atitude, velocidade, propulsão e eixo nadir durante a aplicação do empuxo tangencial.

Observando o eixo nadir consegue-se saber a direção da Terra e observando os versores de atitude, velocidade e propulsão, percebe-se que eles estão paralelos e tendem a coincidir-se.

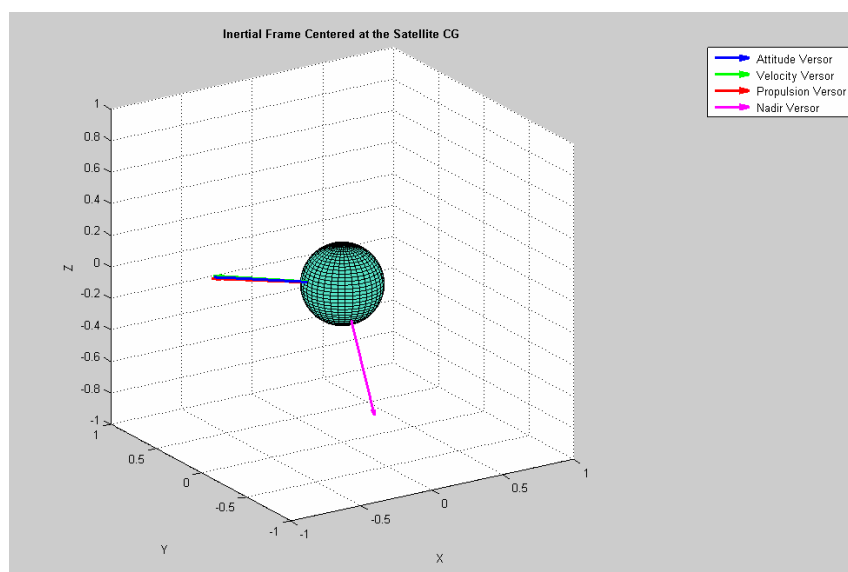


Figura 4. 63 - Representação do satélite rotacionado para mostrar a equivalência dos versores de atitude, velocidade, propulsão no momento da aplicação do empuxo

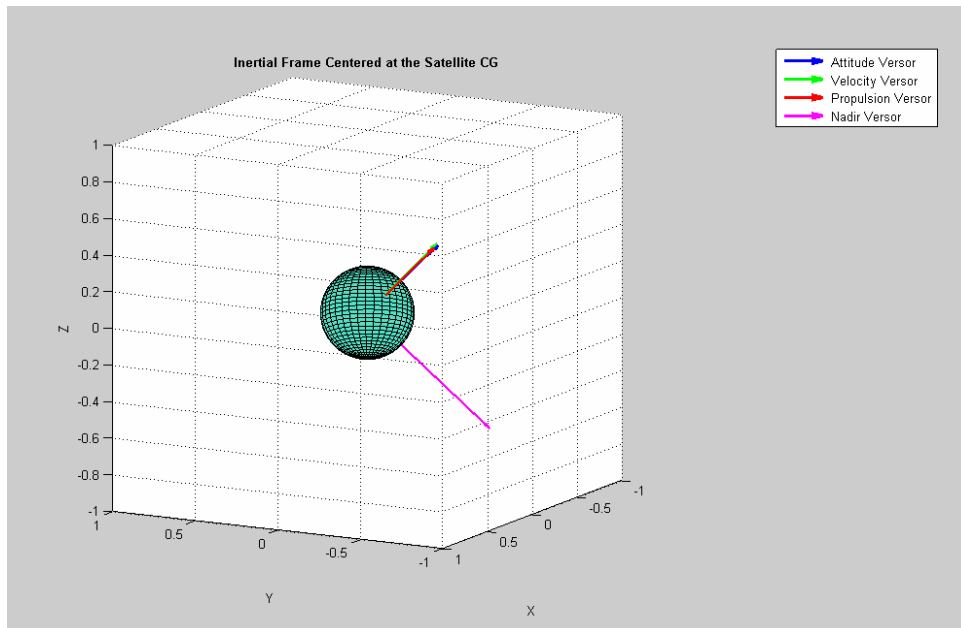


Figura 4. 64 - Representação do satélite para mostrar a equivalência dos versores de atitude, velocidade, propulsão no momento da aplicação do empuxo vistos de uma posição diferente

Consegue-se também entender no momento de aplicação do empuxo tangencial, o versor do propulsor está na mesma direção da velocidade e da atitude, isto indica que o propulsor fisicamente está apontado para o lado oposto, ou seja, 180° do versor do propulsor, ou seja, os gases do propulsor estão sendo expelidos na direção oposta ao versor e assim o satélite sofre uma variação de velocidade. Comparativamente as Figuras 4.2.2.25 e 4.2.2.26 mostraram que os desvios de direção de maior magnitude foram na direção X e na velocidade VX_p . Com isso pode-se saber que no momento da aplicação do empuxo, a saída de gases do propulsor estava apontada para a direção X e por isso foi a que apresentou maior magnitude de desvios tanto de posição, quanto de velocidade.

4.3 – Resultados referentes ao choque de micro-meteoritos em um satélite com órbita Molnyia

Neste item serão apresentados os resultados gráficos relativos ao comportamento do sistema de controle do satélite, quando submetido a choques físicos decorrentes de partículas tais como micrometeoritos, e serão subdivididos em três itens, 4.3.1, 4.3.2 e 4.3.3.

Nos três itens será observado o comportamento do sistema de controle do satélite com o intuito de trazer o sinal de erro próximo a zero e não permitir que as colisões ocorridas no satélite levem-no à instabilidade.

Gradativamente o número de micrometeoritos foi aumentado e considerando uma variação de massa de cada micrometeorito, com intuito de verificar a resposta do sistema de controle diante de uma situação de choque seqüencial de partículas.

Com isso temos o item 4.3.1 com uma partícula de 20g colidindo na direção do centro de massa do satélite e seus respectivos resultados relativos ao comportamento do satélite. A colisão da partícula de 20g ocorreu no instante de 1000s. No item 4.3.2 são observadas três partículas de 20g, 40g e 80g colidindo com o satélite uma após a outra respectivamente nos instantes de tempo de 1000s, 1100s e 1110s. E finalmente no item 4.3.3 são mostrados os resultados da colisão seqüencial para as seis partículas de 20g, 40g, 80g, 30g, 50g e 35g as quais colidiram nos instantes de tempo de 1000s, 1100s, 1110s, 1120s, 1140s e 1147s respectivamente.

Considera-se neste caso que as partículas colidem tangencialmente com o satélite e a determinação dos valores de massa variando do valor mínimo de 20g ao máximo de 80g foram obtidos como referencia de um programa específico para cálculo da magnitude das partículas. De fato, o valor para as magnitudes de massa das partículas, é representado no programa pelo Δ de velocidade em cada uma das direções, ou seja, cada valor de massa das partículas representa um ΔV em cada uma das direções.

A velocidade do satélite \vec{v}_s no instante do impacto é modelada pela equação abaixo:

$$\vec{v}_s = -1631\hat{i} + 4417\hat{j} + 45\hat{k} \quad [m/s] \quad (4.1)$$

A velocidade da partícula \vec{v}_p é modelada pela equação abaixo:

$$\vec{v}_p = 1173\hat{i} + 4289\hat{j} - 192\hat{k} \quad [m/s] \quad (4.2)$$

Os valores da velocidade do satélite e da partícula são respectivamente:

$$|\vec{v}_s| = 4708,72 \text{ m/s} = 16951,4 \text{ Km/h}$$

$$|\vec{v}_p| = 4450,65 \text{ m/s} = 16022,35 \text{ Km/h}$$

Neste estudo foi escolhida uma órbita Molnyia. Os dados utilizados no programa STS para a simulação e análise dos choques de micrometeoritos, foram os seguintes:

Semi-eixo maior: 26562 Km

Excentricidade: 0,73

Inclinação: 63,4°

Ascensão reta do nodo ascendente: -250°

Argumento do perigeu: -10°

Anomalia média: 0°

Tempo de simulação: 10000s

Massa do satélite: 300Kg

Impulso específico: 460s

Capacidade máxima do propulsor para aplicação da força-impulso: 25N

4.3.1 - Choque com uma partícula de 20g

Os gráficos abaixo, referem-se ao resultado da simulação com 1 partícula de 20g, que colide com o satélite.

Considera-se que o choque ocorre no centro de massa do satélite e que existe a conservação do momento linear do sistema. Com a colisão existe uma variação de velocidade e a conseqüente variação do momento linear do satélite. Supõe-se que o satélite absorve toda a energia cinética da partícula.

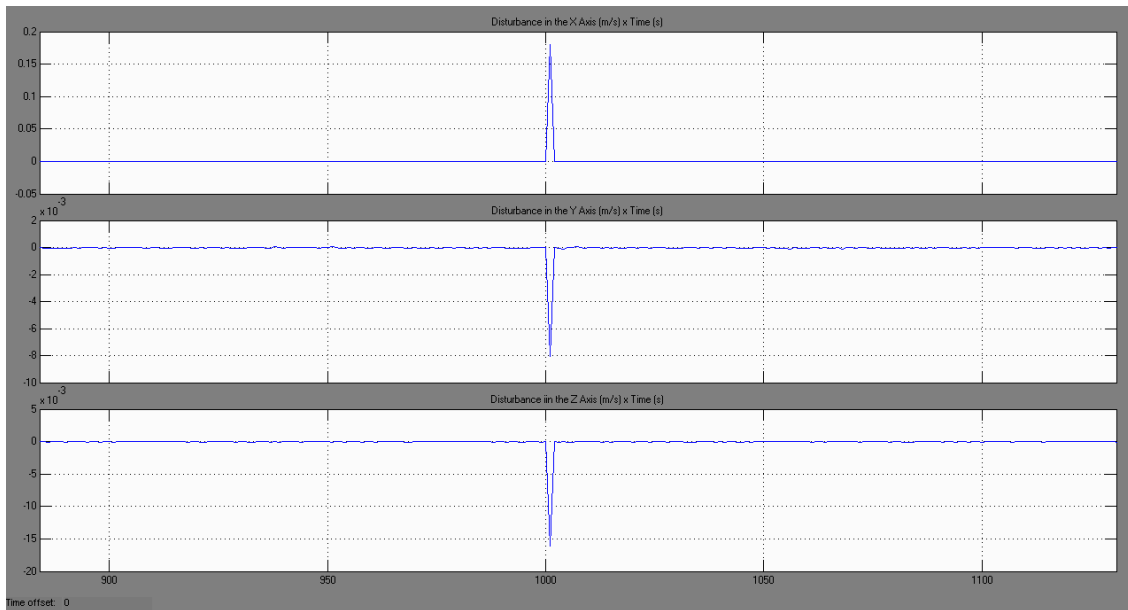


Figura 4. 65 - Perturbação expressa em ΔV para os três eixos

A Figura 4.65 mostra a perturbação relativa a partícula de 20g no instante 1000s e seu comportamento para as três direções. A perturbação foi expressa em termos ΔV , com isso para a direção x a magnitude foi de aproximadamente 0,18m/s. Para a direção Y a magnitude do ΔV foi de 8×10^{-3} m/s. Para o eixo Z o ΔV apresentou um valor de $1,6 \times 10^{-3}$ m/s. Notou-se também que os valores de ΔV_y e ΔV_z apresentaram resultados negativos. Isto indica que com relação ao sistema de coordenadas do satélite o ΔV foi aplicado na direção oposta do movimento.

A Figura 4.66 apresenta resultados da força-impulso aplicada ao longo do período de simulação.

O comportamento inicial da força aplicou impulsos da ordem de 2N com pico máximo de 2,5N, os quais indicam que o sistema de controle do satélite aplicou impulsos corretivos com o intuito de manter a órbita sem erros relativos a desvios de posição e velocidade.

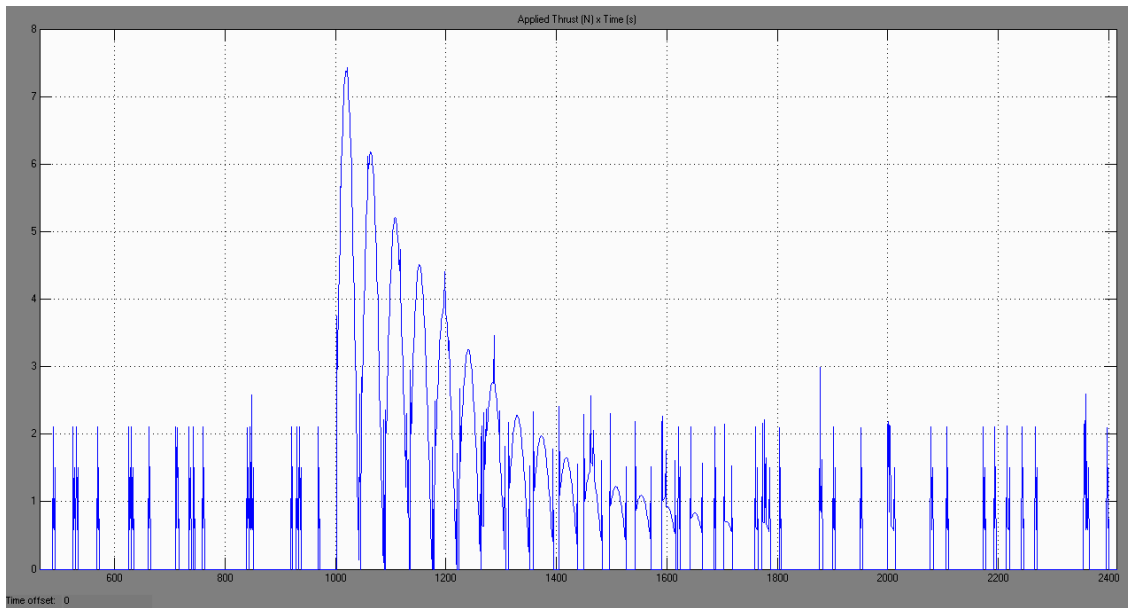


Figura 4. 66 - Gráfico de força-impulso aplicada no controle durante a trajetória e colisões das partículas no instante de 1000s.

Pode-se observar que no momento da colisão da partícula a força-impulso atingiu uma magnitude máxima de aproximadamente 7,4N e foram necessários aproximadamente 400s para que o sistema de controle corrigisse o erro de velocidade e absorvesse o impacto da colisão, fazendo com que o satélite novamente tendesse a estabilidade.

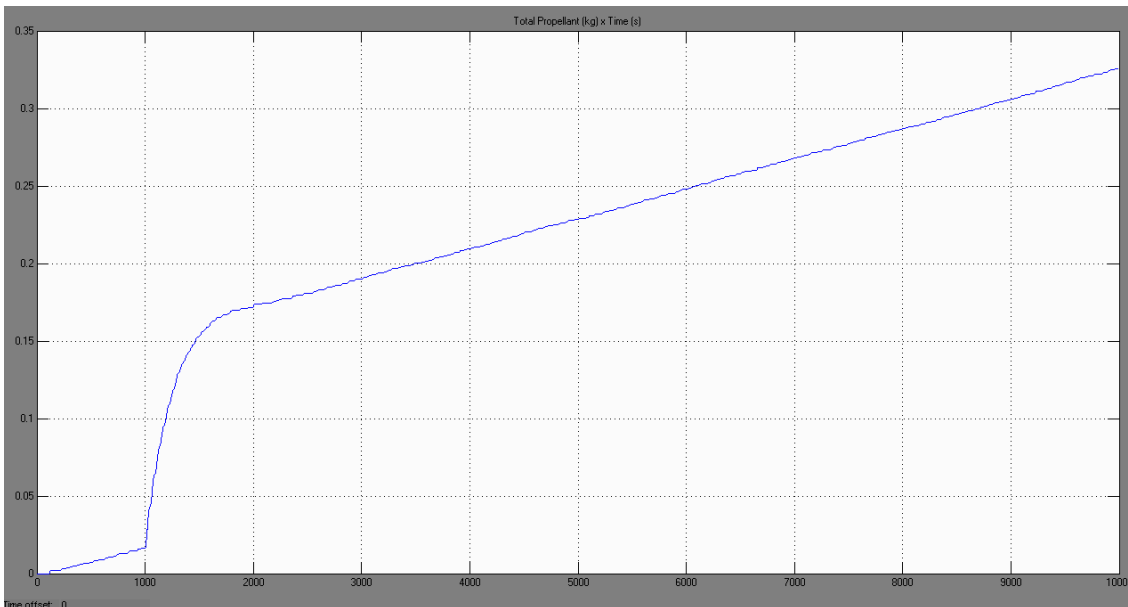


Figura 4. 67 - Gráfico de quantidade total de combustível (Kg) gasto no controle durante todo o domínio de operação do propulsor

A Figura 4.67 apresenta a quantidade de combustível gasto em quilogramas (Kg) para se efetuar o controle e correção orbital ao longo do período simulado de 10000s.

No trecho anterior a 1000s que antecede a colisão o consumo teve um perfil de uma reta, ou seja, com uma taxa de variação de consumo constante ao longo do tempo e apresentou uma quantidade de combustível gasto de aproximadamente 0,015 Kg, no momento da colisão o consumo apresentou um perfil parabólico por aproximadamente 800s, o qual elevou de forma significativa o consumo de combustível para 0,17 Kg.

Após a colisão o consumo voltou a apresentar um perfil de uma reta. O gasto total de combustível ao longo do período de 10000s foi de 0,325 Kg.

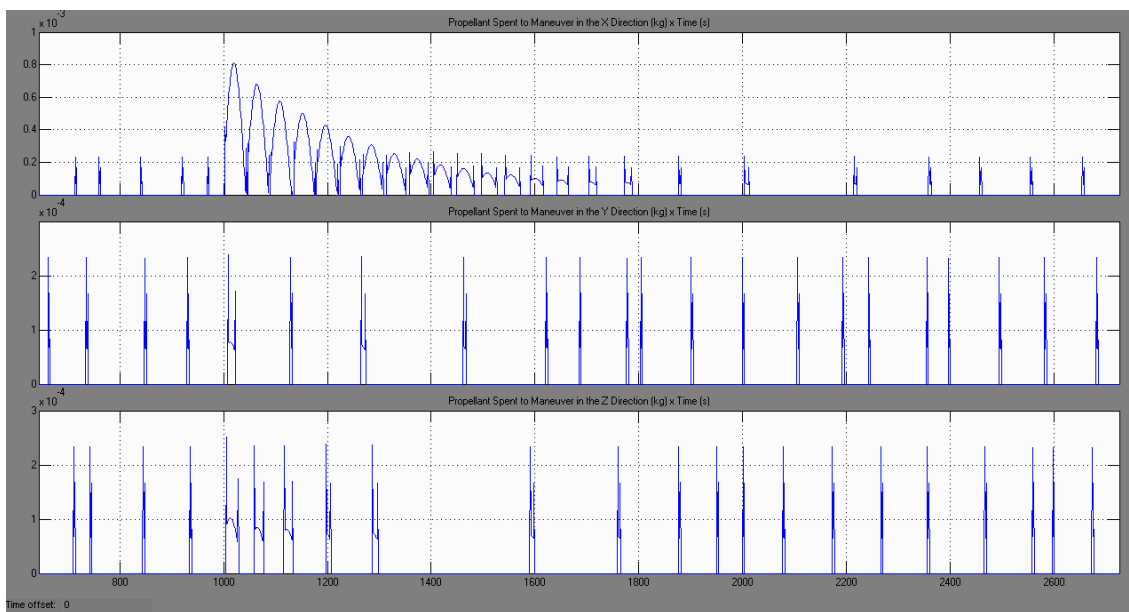


Figura 4. 68 - Gráfico de combustível para efetuar o controle em cada um dos eixos (x, y e z)

A Figura 4.68 apresenta os resultados relativos ao consumo de combustível utilizado para se efetuar as manobras em cada uma das direções (x, y e z). Percebe-se que o nível de consumo de combustível para a direção x foi maior que y e z e as oscilações relacionadas a colisão da partícula apresentou maiores níveis também no eixo x. Isto mostra que a posição em que o centro de massa do satélite se encontrava no momento da colisão, comparada com a posição da partícula propiciou um maior impacto na direção x e assim a variação de velocidade (ΔV_x) foi maior que as variações geradas na direção y (ΔV_y) e na direção z (ΔV_z). Com relação ao período que antecedeu a colisão e o período após a colisão pode-se observar que a magnitude do consumo foi bastante similar. No momento da colisão o consumo de combustível para a direção x foi da ordem de 8×10^{-4} Kg, enquanto que para a direção y foi de

aproximadamente $2,3 \times 10^{-4}$ Kg e para a direção z o consumo apresentou um nível de $2,5 \times 10^{-4}$ Kg. No momento que antecedeu a colisão e no momento posterior a colisão o consumo apresentou níveis da ordem de $2,3 \times 10^{-4}$ Kg.

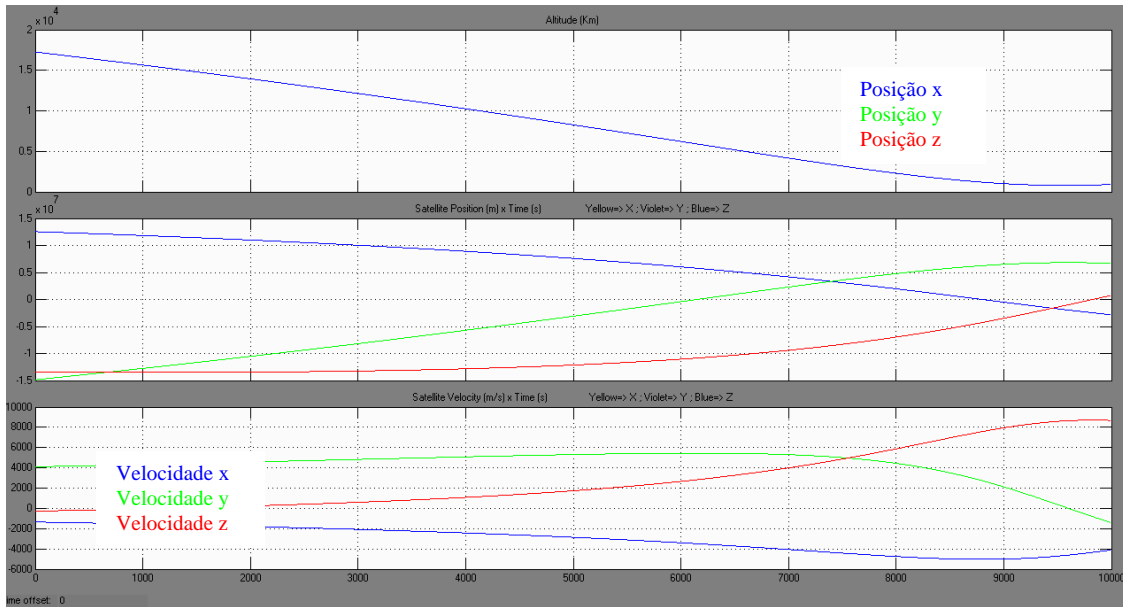


Figura 4. 69 - Gráfico de Altitude (Km) x Posição(m) x Velocidade do satélite (m/s) ao longo da trajetória de 10000s

A Figura 4.69 é um gráfico do qual pode-se analisar qual a comportamento da altitude, velocidade e posição do satélite ao longo do período de 10000s.

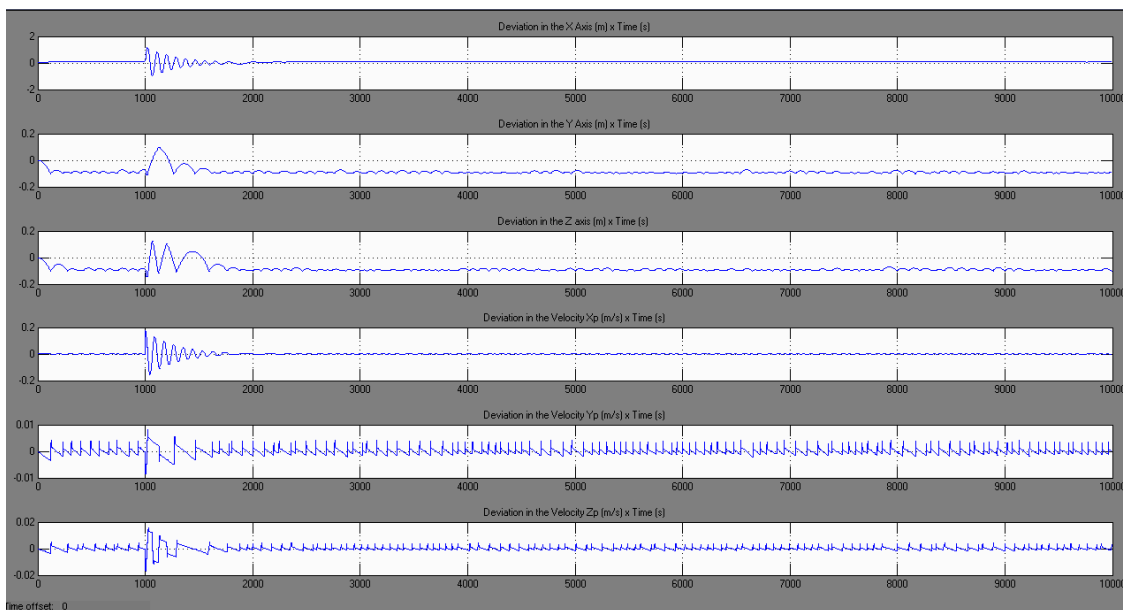


Figura 4. 70 - Gráfico dos desvios de estados - Posição e velocidade x, y e z

A Figura 4.70 apresenta os desvios de posição e velocidade para as três direções. Na Figura 4.68 foi observado que o consumo de combustível para a direção x foi maior que para as direções y e z, de forma similar pode-se certificar na Figura 4.70 que os desvios relacionados a direção x foram maiores que os desvios relacionados aos eixos y e z. No momento da colisão da partícula o desvio de posição máximo apresentado na direção x foi de aproximadamente 2m, enquanto que para as direções y e z o desvio máximo foi da ordem de 2×10^{-1} m. Com relação aos desvios de velocidade observa-se que para a direção x o valor foi de aproximadamente $3,5 \times 10^{-1}$ m/s para a direção y o desvio apresentado foi de $1,8 \times 10^{-1}$ m/s e finalmente na direção z o desvio de velocidade foi de $3,5 \times 10^{-1}$ m/s.

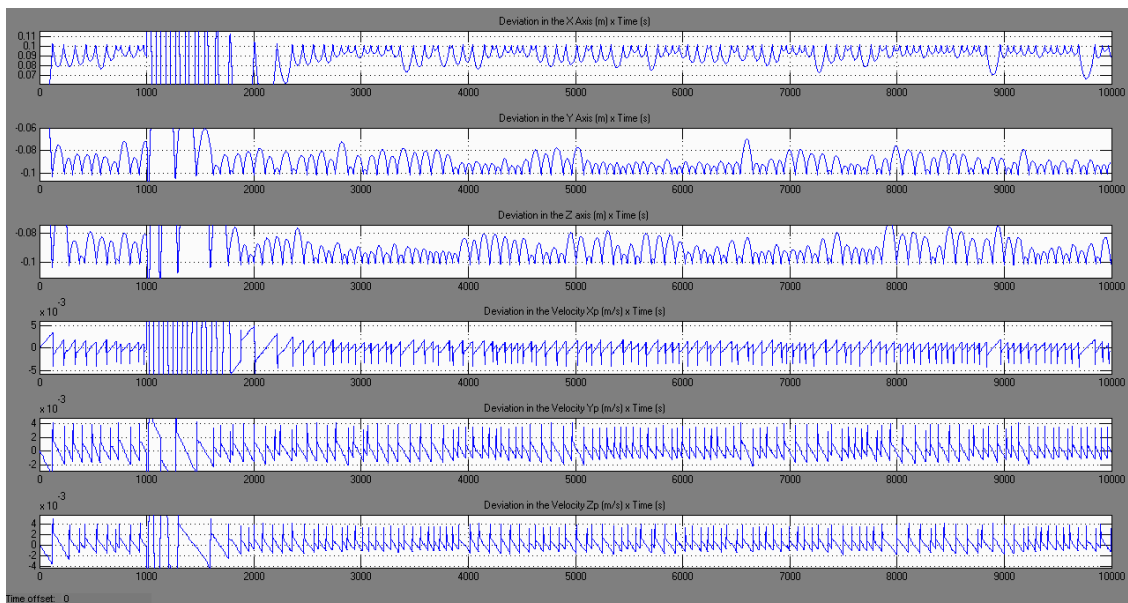


Figura 4. 71 - Gráfico de desvio de posição e velocidade (estados do sistema) com zoom para checagem do erro no estado estacionário

Na Figura 4.71 são mostrados os desvios de posição e velocidade para os trechos que antecedem a colisão da partícula e os trechos após a colisão.

Na direção x pode-se observar que o desvio máximo antes da colisão foi de 2×10^{-2} m e após a colisão o sistema de controle atuou no sentido de corrigir o erro causado pela colisão e minimiza-lo de forma efetiva, porém consegue-se observar que o desvio máximo após a colisão alcançou valores de aproximadamente $3,1 \times 10^{-2}$ m. Isto indica que mesmo com a atuação do sistema de controle para minimizar o erro, o sistema apresentou um erro residual na direção z após a colisão da ordem de $1,1 \times 10^{-2}$ m com relação ao desvio inicial antes da colisão. Na direção y o erro inicial antes da colisão foi de aproximadamente 2×10^{-2} m e após a colisão o sistema de controle manteve a mesma magnitude de erro, mostrando assim que a atuação do controle na direção y foi mais

efetiva que na direção x. Finalmente para o eixo z o desvio antes da colisão também apresentou valores máximos de 2×10^{-2} m e após a colisão mostrou que um erro residual permaneceu no sistema, pois os valores apresentados foram da ordem de $3,1 \times 10^{-2}$ m.

Com relação aos desvios de velocidade pode-se observar que antes da colisão na direção x a amplitude do desvio foi de 5×10^{-3} m/s e após a colisão o desvio se manteve com a mesma amplitude, mostrando assim a efetividade do controle. Para o desvio na direção y o comportamento foi similar, pois antes da colisão a amplitude do desvio foi de 6×10^{-3} m/s e após a colisão o desvio também se manteve com o mesmo valor de amplitude. Finalmente para o eixo z, a amplitude máxima do desvio antes da colisão foi de 8×10^{-3} m/s e após a colisão o desvio tendeu a se estabilizar nas vizinhanças de 6×10^{-3} m/s.

Nas figuras 4.72 e 4.73 serão mostrados os desvios relativos aos elementos Keplerianos antes e após a colisão da partícula.

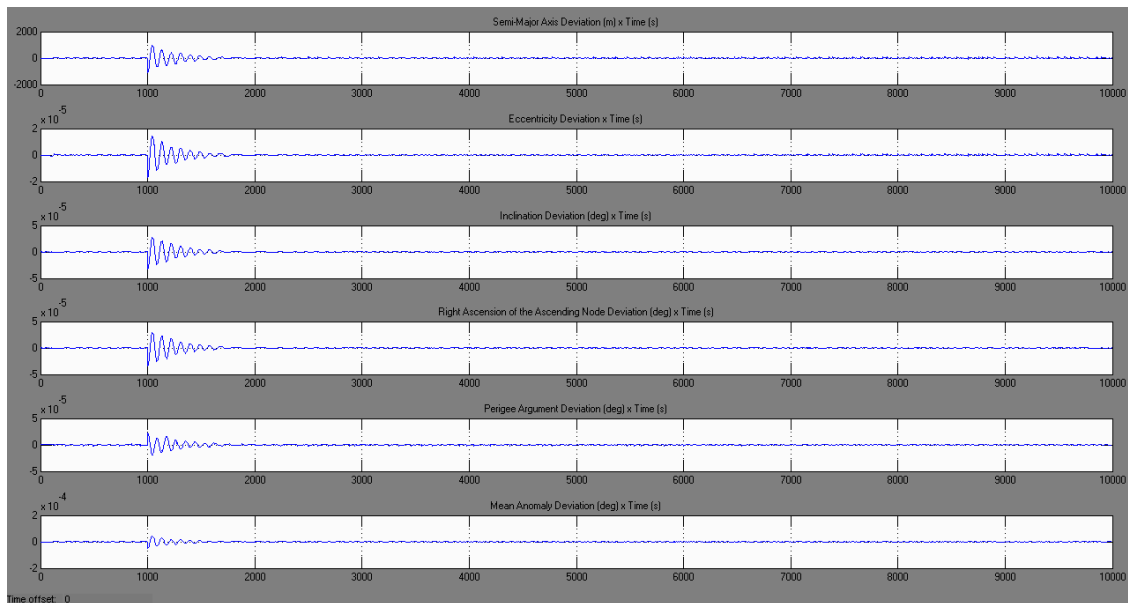


Figura 4. 72 - Gráfico de desvio nos elementos keplerianos

A figura 4.73 mostra que o desvio no semi-eixo maior no momento da colisão da partícula foi de aproximadamente 2000m. Com relação excentricidade, o desvio foi de 3×10^{-5} comparada com o valor inicial, a amplitude dos desvio de inclinação e ascensão reta do nodo ascendente no momento da colisão apresentaram um valor bastante similar de 3×10^{-5} graus. O desvio no argumento do perigeu foi de aproximadamente 4×10^{-5} graus e a amplitude do desvio relativo a anomalia média foi de 1×10^{-4} graus.

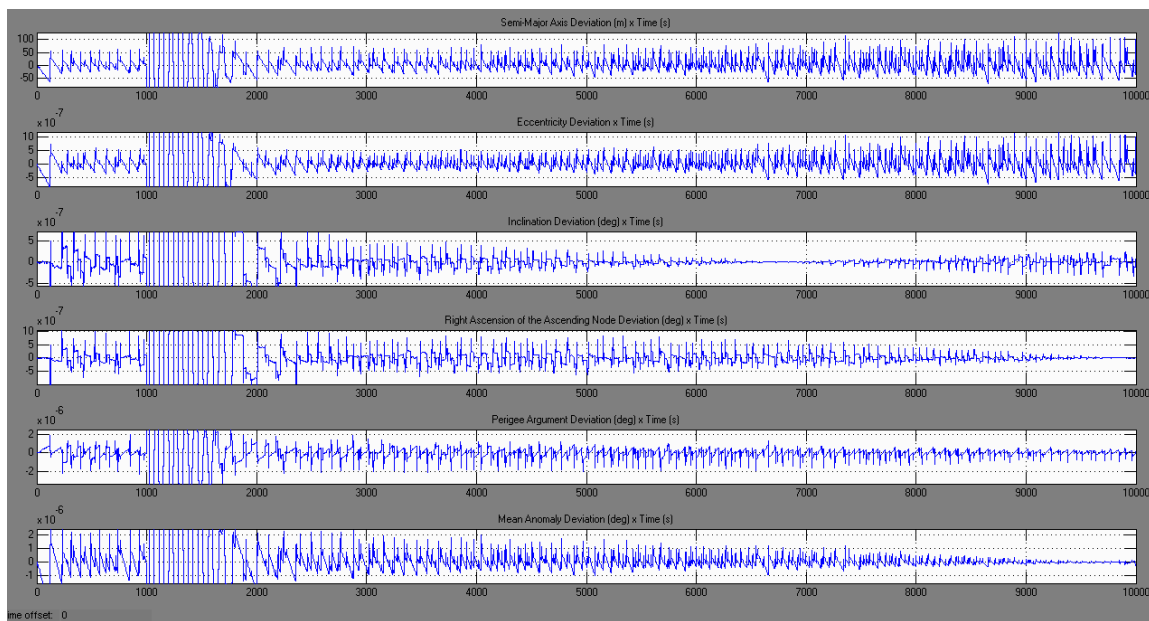


Figura 4.73 - Gráfico de desvio nos elementos keplerianos com zoom para checagem do erro no regime estacionário

A Figura 4.73 permite-nos verificar a amplitude dos desvios dos elementos Keplerianos, relativos aos trechos anteriores e posteriores à colisão.

O semi-eixo maior apresentou uma amplitude de desvio de aproximadamente 80m antes da colisão apresentou desvios da ordem de 100m, sendo que nos últimos 1000s apresentou amplitudes de desvios de até 150m. Isto indica que a colisão afetou o semi-eixo maior ao longo do tempo, pois o aumento da amplitude do desvio nos últimos 1000s da órbita mostra uma saturação do sistema de controle, ou seja, o sistema de controle não conseguiu manter o desvio na mesma amplitude inicial, devido as suas limitações físicas, saturando assim o controle e permitindo que o erro aumentasse a sua amplitude.

Para a excentricidade o comportamento foi similar ao semi-eixo maior. Antes da colisão a amplitude do desvio foi de 8×10^{-7} e imediatamente após a colisão o sistema de controle levou os desvios para amplitudes de 8×10^{-7} chegando a amplitudes de até 6×10^{-7} porém nos últimos 2000s o desvio atingiu níveis de amplitude 16×10^{-7} mostrando desta forma que a excentricidade sofreu um desvio um pouco maior nos últimos instantes da órbita, devido a tendência de saturação do controle ao longo do tempo.

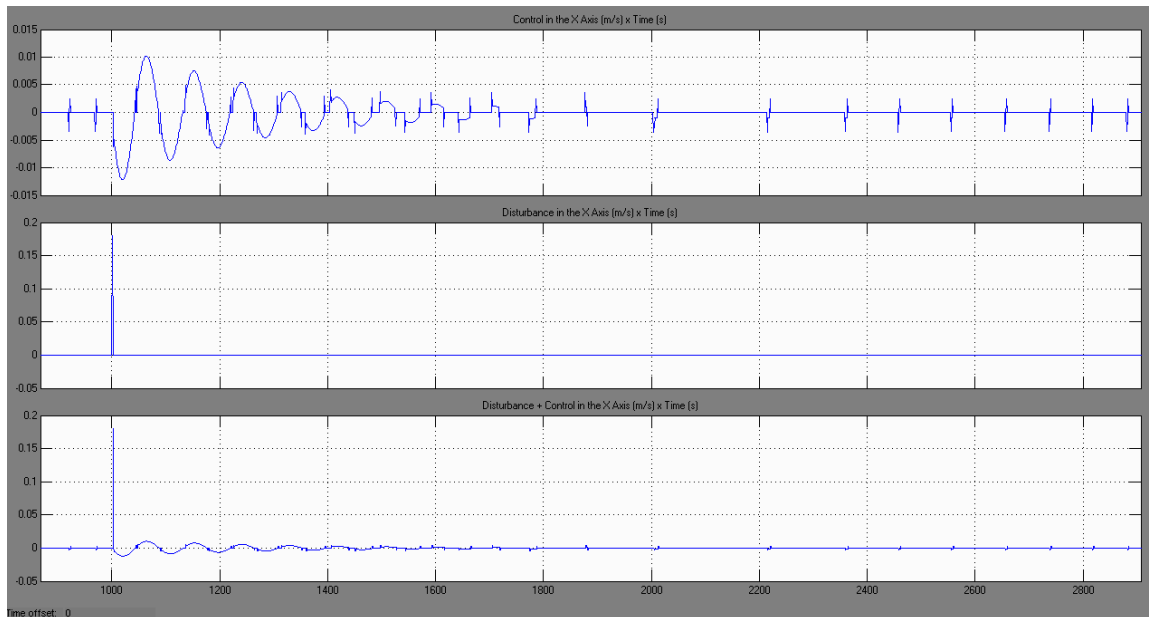


Figura 4. 74 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo X para correção do desvio causado pelas colisões das partículas

A figura 4.74 mostra os resultados relativos ao sinal de controle e sinal de erro para a direção x. No primeiro gráfico da Figura 4.74 pode-se observar o comportamento do sinal de controle que sofre um “overshoot” referente ao Δ de velocidade, aplicado pela partícula de amplitude 0,025 m/s no momento da colisão e após aproximadamente 800s o controle do sistema leva o sinal de erro novamente a mesma amplitude observada antes da colisão. O gráfico central mostra uma curva idêntica a Figura 4.3.1.1, na qual a amplitude da colisão em termos de ΔV é observada com aproximadamente 0,18m/s. E o terceiro gráfico mostra a soma do sinal de controle e a perturbação causada pela colisão, no qual também pode se observar que a colisão desloca o sinal de controle por um período de tempo em uma determinada amplitude e em seguida o controle PID do sistema, o qual atua na diminuição do erro transitório, leva novamente o sinal para a referencia inicial.

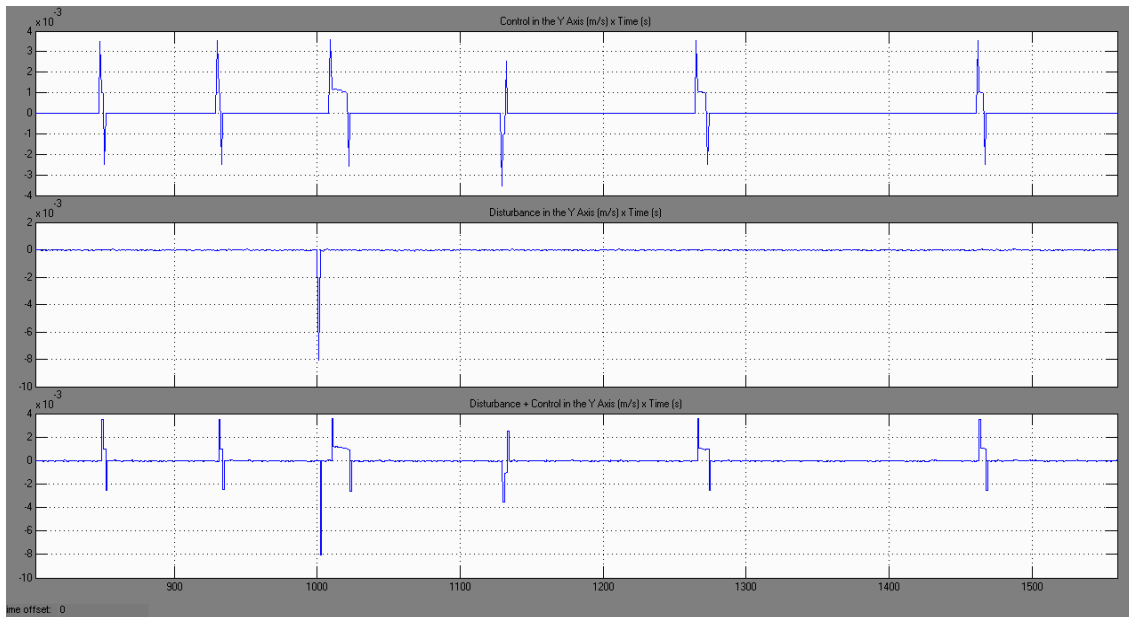


Figura 4. 75 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo Y para correção do desvio causado pelas colisões das partículas

A Figura 4.75 mostra os mesmos resultados do sinal de controle e perturbação causada pela colisão com relação a direção y. Percebe-se que a amplitude de desvio para o eixo y foi menor no momento da colisão do que a amplitude observada no eixo x. No momento da colisão, houve uma alteração do comportamento do sinal de controle, uma vez que o ΔV relativo a colisão foi aplicado na direção oposta ao movimento do satélite em y, porém o sistema de controle foi mais efetivo em y do que em x e não gerou erros residuais para a direção y.

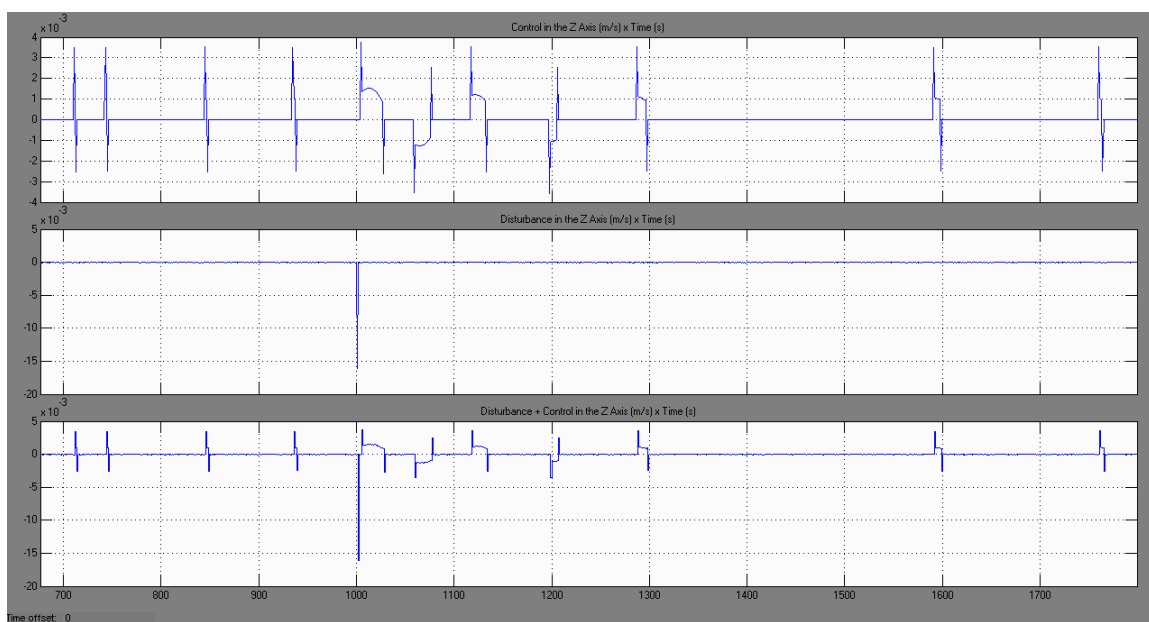


Figura 4. 76 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo Z para correção do desvio causado pelas colisões das partículas

Na figura 4.76 observa-se o sinal de controle e a perturbação causada pela colisão para o eixo z. Nota-se que o impacto da partícula na direção z, foi maior que a perturbação gerada na direção y, porém foi menor que o impacto em x. Isto porque após a colisão, apesar do comportamento do sinal de controle ter sido alterado, o sistema de controle levou aproximadamente 300s para trazer o satélite a estabilidade novamente.

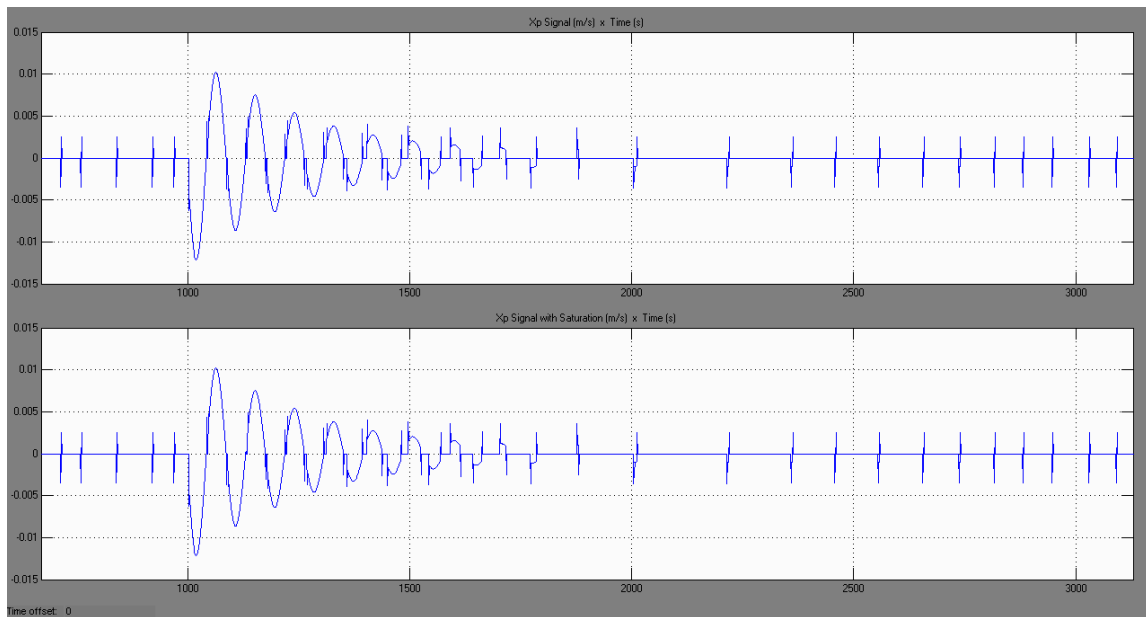


Figura 4. 77 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo X comparado com a referencia

As Figuras 4.77 a 4.79 mostram o comportamento do sinal de controle comparado com a saturação deste mesmo sinal, em outras palavras, os gráficos apresentam o comportamento do sinal de controle e a sua efetividade na diminuição do erro residual causado pela colisão da partícula, considerando as limitações do sistema de controle do satélite.

A figura 4.77 mostra a saturação para a direção x e consegue-se perceber que apesar do sistema de controle do satélite ter levado um período de 800s para trazer o sinal próximo a sua referencia, sua ação foi efetiva, pois ao comparar o sinal de controle com o sinal de saturação pode-se observar que ambos apresentam comportamentos e curvas bastante similares. Isto indica que a colisão da partícula gerou perturbações no satélite, as quais foram mostradas nos gráficos de desvios de posição e velocidade, porém o sistema de controle dentro de suas limitações, ou dentro de seus limites de saturação, foi eficaz e conseguiu corrigir o erro causado pela partícula no momento da colisão e ao longo do tempo, ou seja, após a colisão.

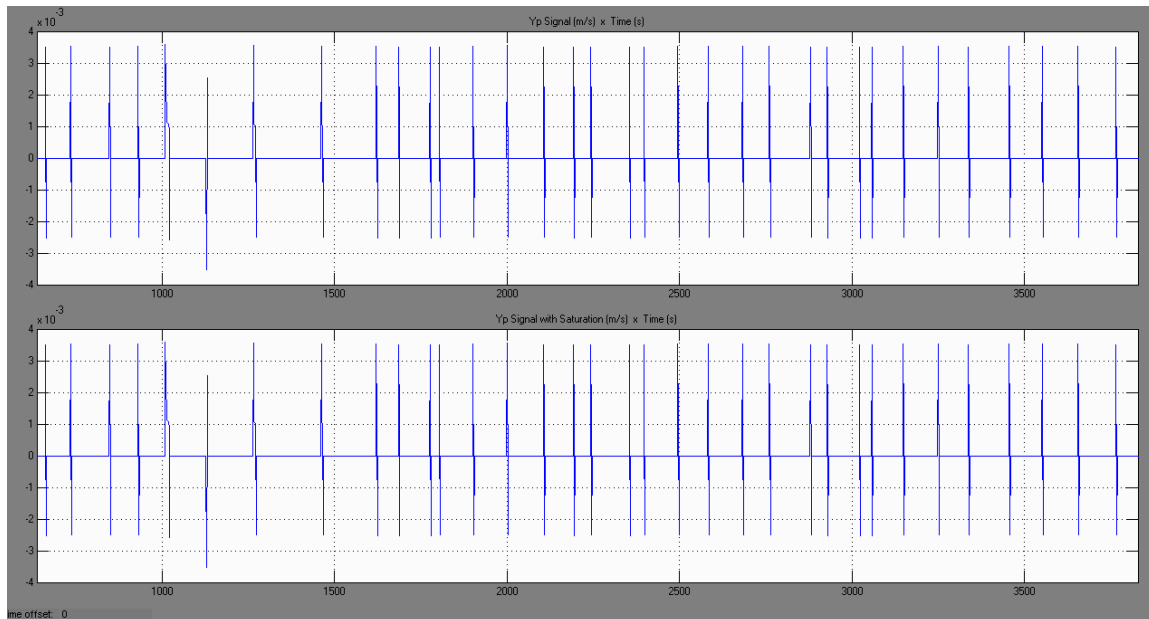


Figura 4. 78 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo Y comparado com a referencia

Na Figura 4.78 é mostrada a saturação do sinal para a direção y. Pelo fato do impacto causado pela partícula na direção y e ter tido uma magnitude menor comparado com as direções x e z, pode-se observar que os gráficos do sinal de controle e de saturação, praticamente apresentam o mesmo comportamento antes, durante e depois da colisão. Isto mostra que a colisão da partícula para a direção y gerou perturbação as quais foram mostradas como Δ de posição e velocidade nos gráficos anteriores, mas que estas perturbações não conseguiram distanciar de forma significativa o sinal de controle de sua referencia, ou seja, a perturbação causada pelo ΔV referente a colisão da partícula na direção y, não ultrapassou os limites de saturação do sistema de controle do satélite.

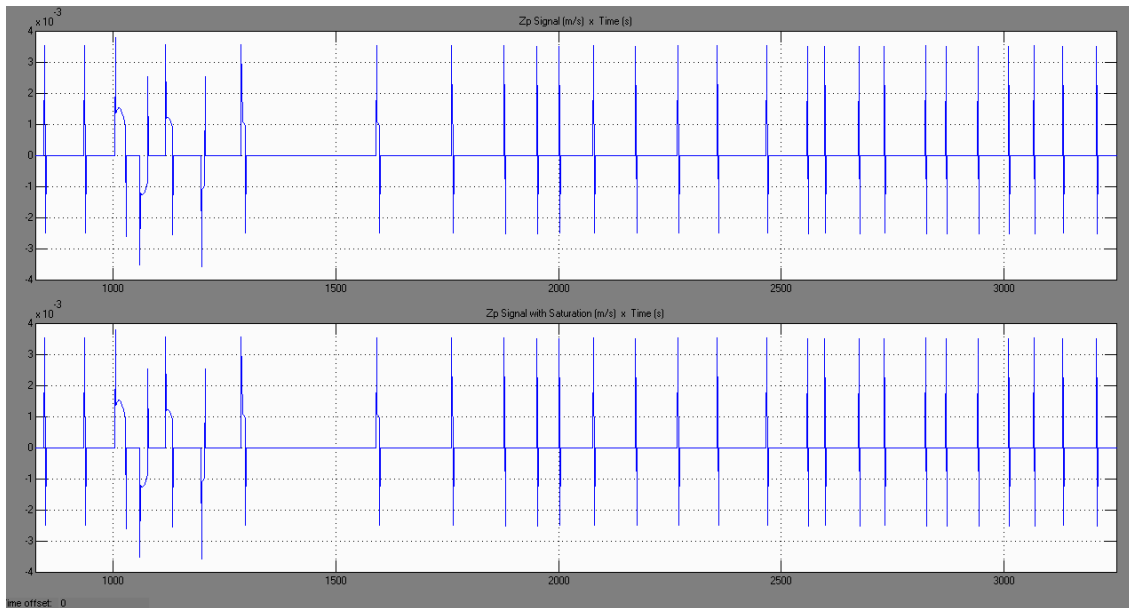


Figura 4. 79 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo Z comparado com a referência

Na Figura 4.79 temos os resultados comparativos de saturação versus sinal de controle para a direção z. Na direção z o comportamento do sinal Z_p comparado com a saturação do controle em z, mostrou que ambos foram similares, assim como ocorreu na direção y. Com isso ficou demonstrado novamente que a colisão da partícula gerou perturbação na direção z, a qual levou um tempo maior para ser corrigida quando comparada com a perturbação em y, mas que este ΔV na direção z não foi suficiente para saturar o controle do satélite, o qual diminuindo gradativamente o erro e trouxe o sinal próximo a sua referência.

4.3.2 - Choque com 3 partículas - 20g, 40g, 80g

Os gráficos do item 4.3.2, referem-se ao resultado da simulação com 3 partículas, sendo uma de 20g, outra de 40g e uma de 80g, que colidem com o satélite em momentos diferentes, porém de forma seqüencial.

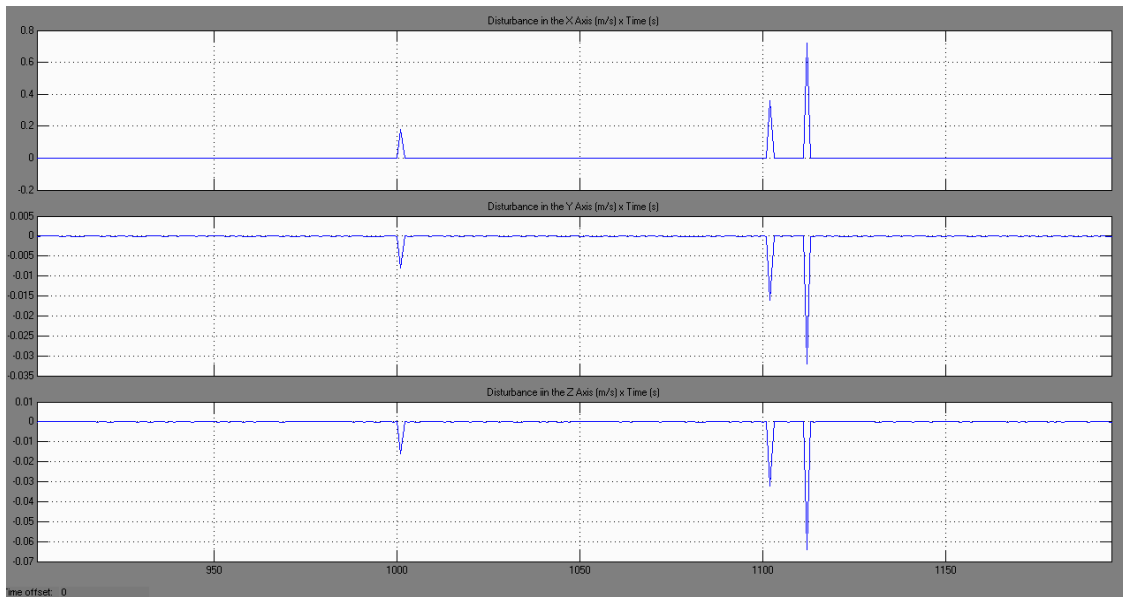


Figura 4. 80 - Perturbação expressa em ΔV para os três eixos

Na Figura 4.80 observa-se os instantes 1000s, 1100s e 1110s em que as três partículas colidem com o satélite e suas respectivas magnitudes. A primeira partícula de 20g gerou uma perturbação em termos de ΔV na direção x de $1,8 \times 10^{-1}$ m/s, a segunda partícula de 40g, teve uma amplitude ΔV de $3,6 \times 10^{-1}$ m/s e a terceira partícula gerou um ΔV de $7,2 \times 10^{-1}$ m/s. Na direção y a primeira partícula gerou um ΔV de 8×10^{-3} m/s, a segunda partícula apresentou um ΔV de $1,6 \times 10^{-2}$ m/s e a terceira mostrou um ΔV de $3,2 \times 10^{-2}$ m/s. Finalmente na direção z a primeira partícula apresentou um ΔV de $1,6 \times 10^{-2}$ m/s, a segunda partícula mostrou um impacto em ΔV de $3,2 \times 10^{-2}$ m/s e a terceira partícula um impacto em ΔV de $6,4 \times 10^{-2}$ m/s.

Observa-se que os ΔV 's gerados pelas três partículas nas direções y e z foram negativos, ou seja, foram perturbações que geraram ΔV 's no sentido oposto ao movimento, com relação às direções y e z do sistema de coordenadas do satélite.

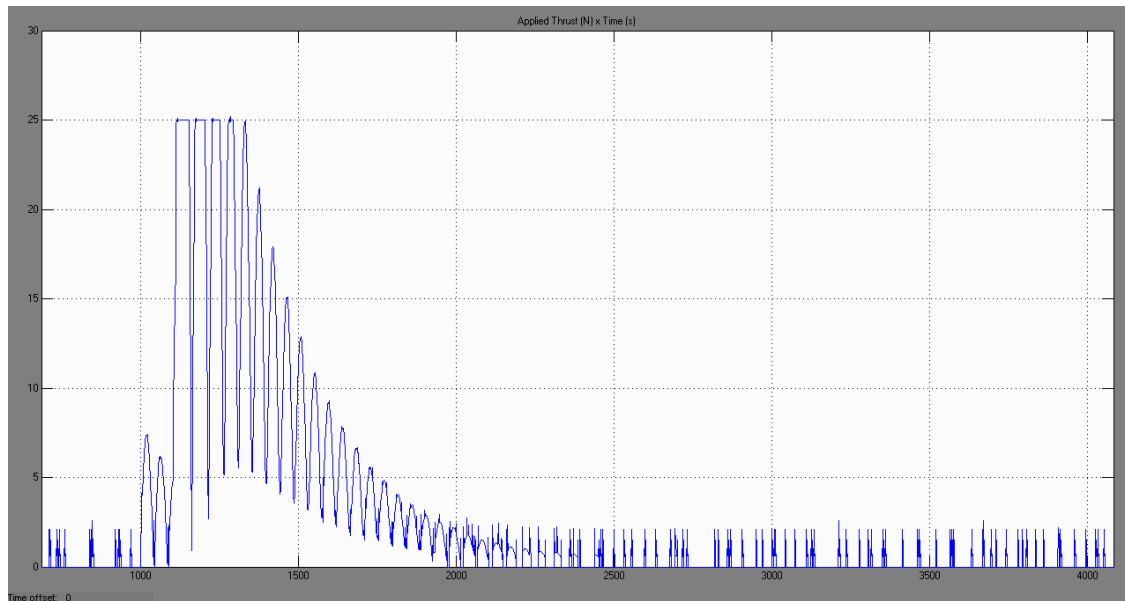


Figura 4. 81 - Gráfico de força-impulso aplicada no controle durante a trajetória e colisões das partículas em 1000s, 1100s e 1110s

A Figura 4.81 apresenta o comportamento da força-impulso aplicada pelo propulsor para controlar as perturbações geradas pelas colisões das três partículas nos instantes de tempo 1000s, 1100s e 1110s respectivamente.

Como se vê no momento da colisão da primeira partícula a força-impulso utilizada para controlar o satélite foi da ordem de 7,9N. Para as duas últimas partículas o gráfico mostra a força-impulso atingindo a magnitude máxima de 25N durante 300s. Isto mostra que para a segunda e terceira partícula o propulsor saturou o seu nível da força-impulso aplicada, ou seja, quando as segunda e terceira partículas colidiram com o satélite foi necessário que o propulsor utilizasse a sua capacidade máxima de aplicação de impulso durante 300s para que o sistema de controle corrigisse a perturbação causada pelas duas últimas colisões. Após isto, o propulsor foi gradativamente diminuindo a amplitude da força-impulso durante mais 1200s, objetivando assim que o sistema de controle tendesse a estabilidade novamente, apresentando níveis de força-impulso de amplitude 2N.

Na Figura 4.82 observa-se o comportamento do consumo de combustível gasto para efetuar o controle do satélite durante a trajetória de 10000s do satélite.

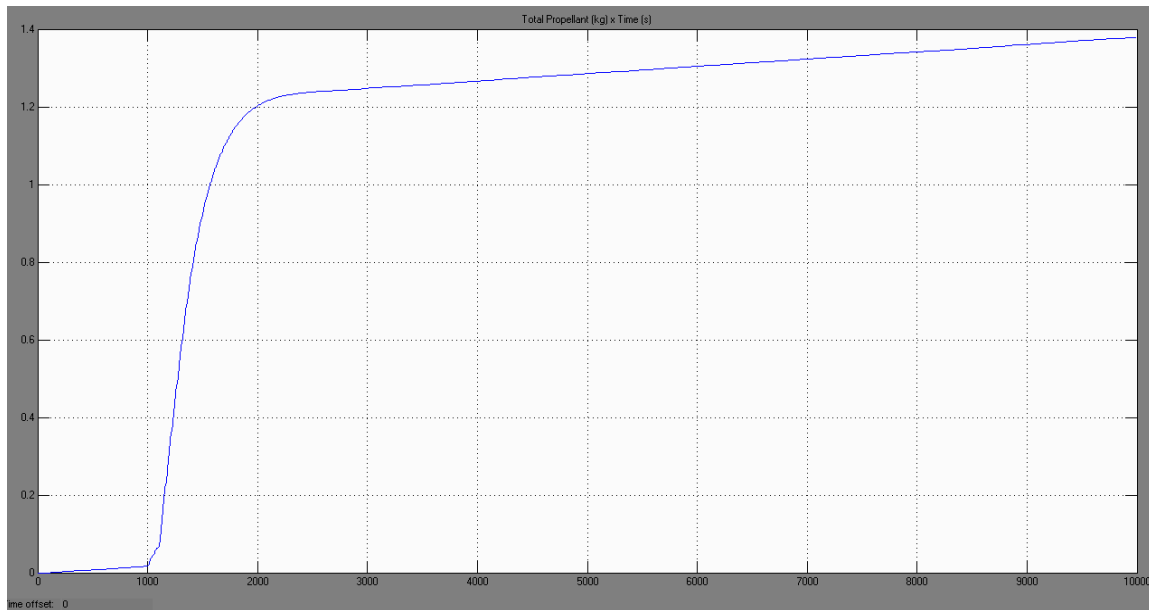


Figura 4. 82 - Gráfico de quantidade total de combustível (Kg) gasto no controle durante todo o domínio de operação do propulsor

Basicamente consegue-se notar três principais trechos na Figura 4.82 que descrevem os períodos antes, durante e depois das colisões das partículas.

No trecho anterior a colisão consumo apresentou um perfil de uma reta como foi demonstrado no item 4.3.1 através da Figura 4.82, com um consumo de combustível de 0,015 Kg, no momento da colisão da primeira partícula o consumo apresentou um perfil parabólico por aproximadamente 800s, e atingiu o nível de consumo de 0,17 Kg. Nos instantes 1100s e 1110s quando a segunda e terceira partículas respectivamente colidiram com o satélite, o consumo apresentou uma perfil parabólico em um período de tempo de 1200s com um aumento significativo de consumo de combustível para 1,25Kg. A quantidade total de combustível gasto durante a trajetória de 10000s para controlar o satélite após as colisões das três partículas foi da ordem de 1,38Kg.

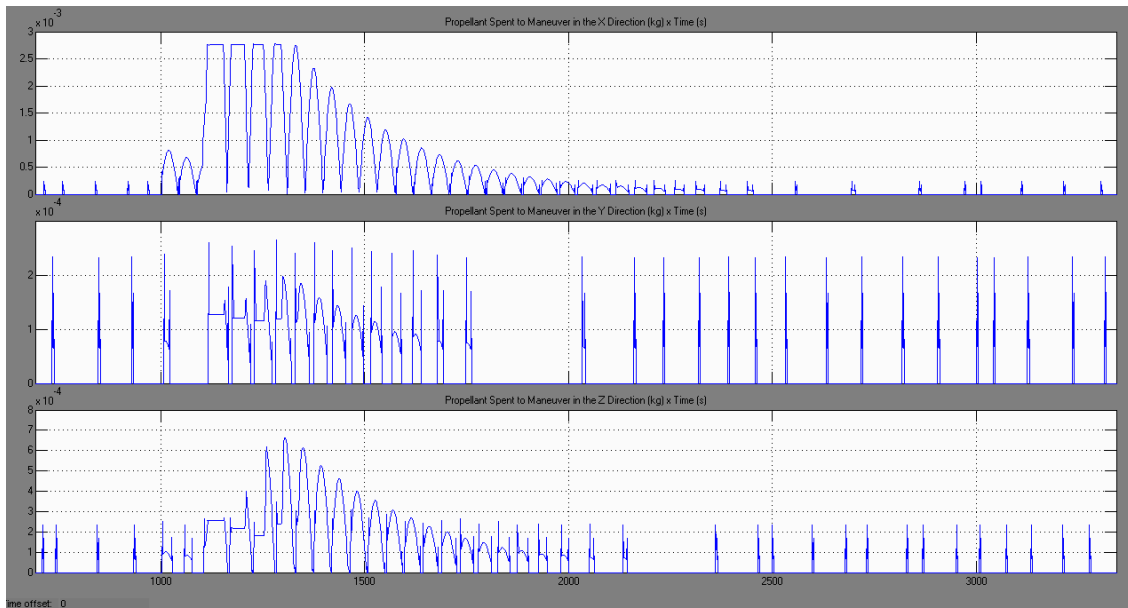


Figura 4. 83 - Gráfico de combustível gasto para efetuar o controle em cada um dos eixos (x, y e z)

A Figura 4.83 mostra o comportamento do consumo de combustível para cada uma das três direções.

Como a amplitude das perturbações expressas em ΔV foram maiores para a direção x, pode-se observar que o consumo também foi maior nesta direção, com isso pode-se identificar que as maiores contribuições de gasto de combustível total se devem às colisões que ocorreram na direção x. Nos instantes das colisões partículas, o consumo de combustível na direção x atingiu uma amplitude de $2,7 \times 10^{-3}$ Kg, após as colisões o consumo foi gradativamente diminuindo, em virtude da ação do controle do sistema e alcançou uma amplitude da ordem de $2,3 \times 10^{-4}$ Kg.

Para a direção y o consumo máximo teve uma amplitude de $2,3 \times 10^{-4}$ Kg e se manteve com esta amplitude ao longo de toda a trajetória. No momento das colisões das partículas nota-se que o comportamento do consumo foi modificado, apresentando oscilações inerentes aos choques das partículas, porém a magnitude de consumo não ultrapassou $2,3 \times 10^{-4}$ Kg. Isto indica que na direção y, a influencia do choque das partículas não conseguiu superar as limitações do sistema de controle.

Na direção z a magnitude do consumo inicialmente foi de $2,3 \times 10^{-4}$ Kg, mas atingiu uma amplitude de $6,7 \times 10^{-4}$ Kg nos momentos das colisões das partículas e posteriormente com a atuação do controle do sistema, novamente voltou a um amplitude máxima de $2,3 \times 10^{-4}$ Kg.

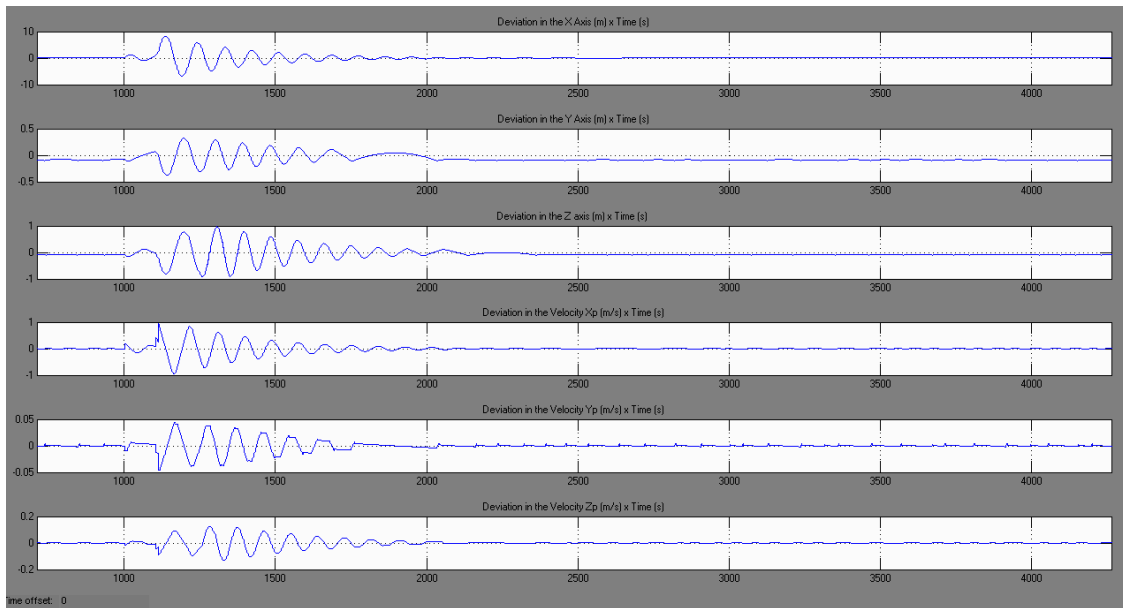


Figura 4. 84 - Gráfico de desvio de posição e velocidade (estados do sistema)

As Figuras 4.84 e 4.85 apresentam os resultados referentes aos desvios de posição e velocidade para as três direções. Na Figura 102 observa-se a magnitude dos erros nos momentos das colisões das partículas. Para a direção x o desvio de posição teve uma amplitude máxima de 15m e foram necessários aproximadamente 2400s para que o sistema novamente tendesse à estabilidade. Para a direção y o desvio de posição apresentou uma amplitude máxima de 0,7m e o sistema de controle gastou um tempo de 1000s para eliminar o erro gerado pelo “overshoot” inicial causado pelas colisões das três partículas. Na direção z o desvio máximo teve uma amplitude de 2m e foram necessários em torno de 1300s para que o sistema de controle corrigisse o erro inicial causado pelo impacto das partículas.

Para o velocidade Xp na direção x a magnitude do desvio foi de 2m/s no momento da colisão das três partículas. Percebe-se que o impacto na direção x foi mais significativo que nas direções y e z, não apenas pela amplitude, mas também pela forma da curva demonstrada no início da colisão, a qual apresentou como resposta, uma reta quase vertical e em seguida foi suavizada apresentando como resposta uma curva senoidal. A velocidade na direção y apresentou uma magnitude máxima de 0,1m/s e finalmente na direção z o desvio causado pelo impacto das partículas teve uma amplitude de 0,3m/s.

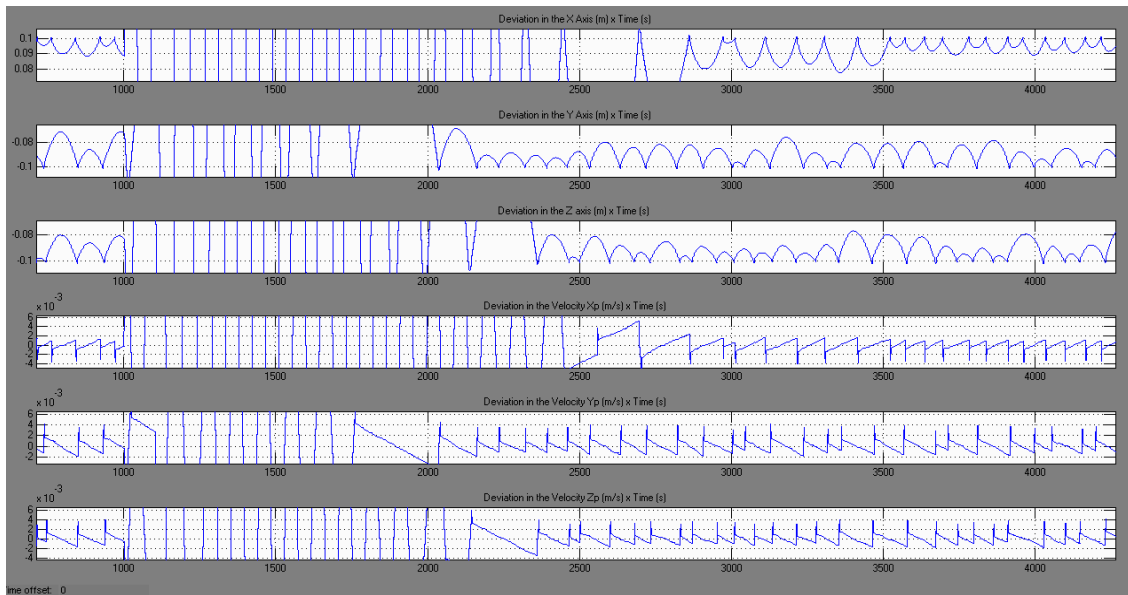


Figura 4. 85 - Gráfico de desvio de posição e velocidade (estados do sistema) com zoom para checagem do erro no estado estacionário

Na Figura 4.85 pode-se observar as magnitudes dos desvios de posição e velocidade no regime estacionário, ou seja, antes e depois das colisões. Para a direção x o desvio inicial antes das colisões foi de 0,01m e após a redução do erro residual e a estabilização do sinal, ou seja, após 2400s o desvio apresentou a mesma amplitude inicial mostrando que o sistema de controle havia levado o sinal próximo a sua referencia. Para a direção y o desvio de posição inicial foi da ordem de 0,015m e após 1000s o sistema de controle levou novamente o sinal para a referencia. Na direção z o desvio apresentou uma amplitude máxima de 0,02m antes das colisões e após o período de estabilização do erro residual.

Para o desvio de velocidade gerado na direção x observa-se que o valor é de aproximadamente 5×10^{-3} m/s, antes da colisão e depois do sistema de controle estabilizar o satélite. Na direção y o desvio de velocidade Yp apresentou uma magnitude de 6×10^{-3} m/s e finalmente para a direção z o desvio causado pela colisão das partículas foi da ordem de 6×10^{-3} m/s.

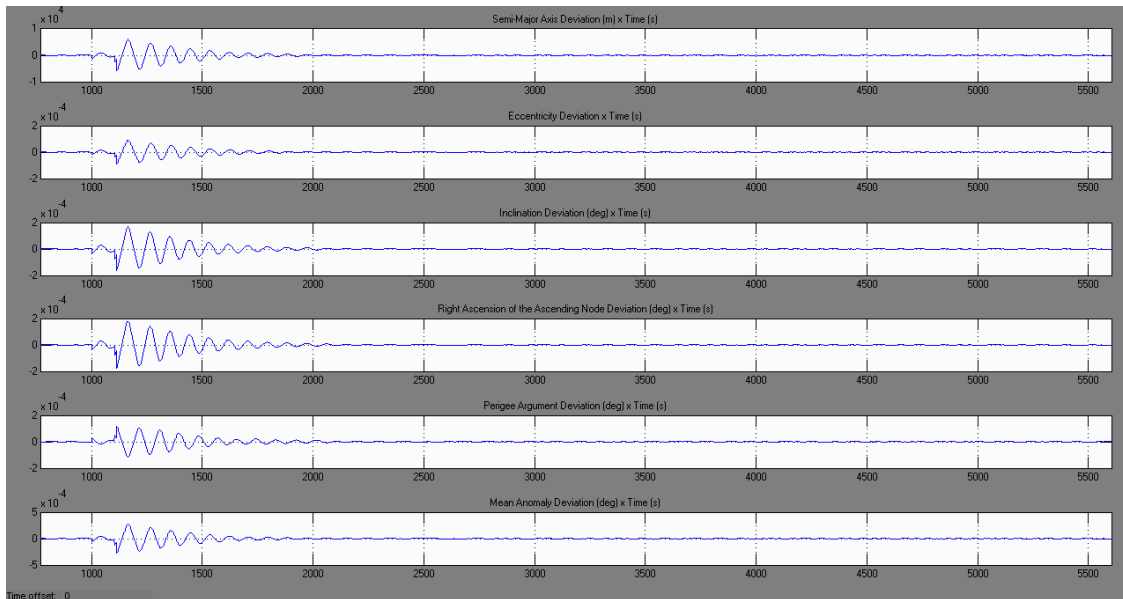


Figura 4. 86 - Gráfico de desvio nos elementos keplerianos

Na Figura 4.86 são apresentados os desvios relativos aos elementos Keplerianos no momento das colisões das partículas. O semi-eixo maior apresentou um desvio máximo com amplitude de 1×10^4 m, a excentricidade apresentou um desvio máximo de aproximadamente 2×10^{-4} . Para a inclinação o desvio foi de $3,5 \times 10^{-4}$ graus, a ascensão reta do nodo ascendente expressa em graus apresentou uma magnitude de desvio de $3,5 \times 10^{-4}$. O argumento do perigeu apresentou uma amplitude de desvio de $2,1 \times 10^{-4}$ graus. E finalmente a amplitude do desvio relativa a anomalia media foi de 5×10^{-4} graus.

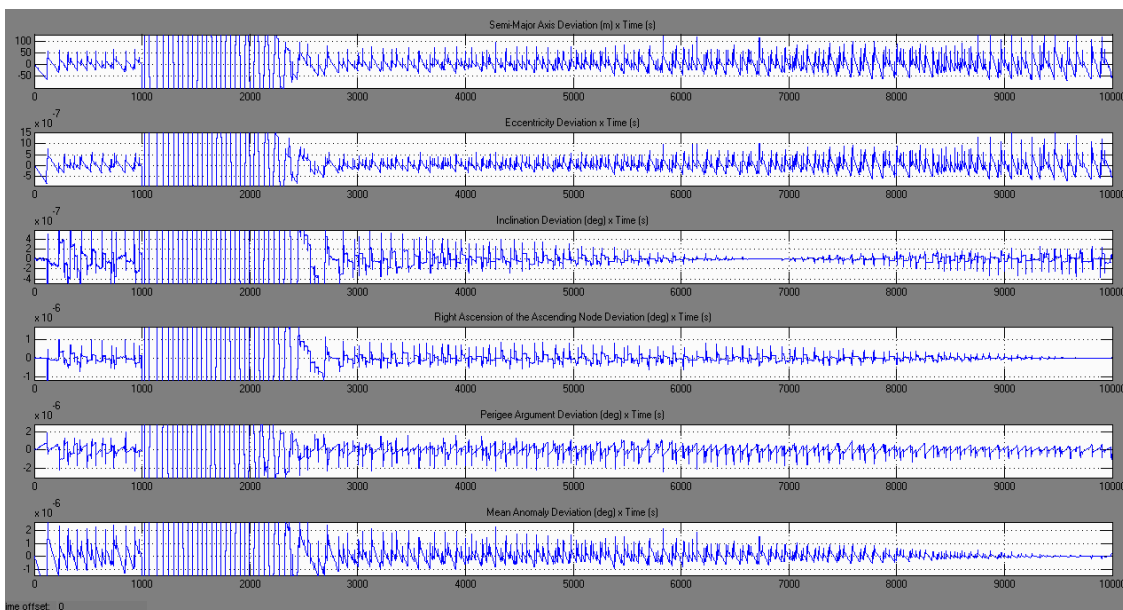


Figura 4. 87 - Gráfico de desvio de posição e inclinação nos elementos keplerianos com zoom para checagem do erro no regime estacionário

A Figura 4.87 detalha os resultados das amplitudes dos desvios nos instantes anteriores e posteriores a colisão. Para o semi-eixo maior o desvio inicial apresentou desvios da ordem de 75m antes da colisão das três partículas, após a colisão o desvio no semi-eixo maior mostrou um erro residual mostrando amplitudes de desvio da ordem de 175m. A excentricidade apresentou desvios de 8×10^{-7} antes da colisão e após as colisões, os desvio apresentaram magnitudes máximas de 15×10^{-7} , ou seja, um erro residual foi apresentado após as colisões das partículas que duplicou o valor do desvio inicial. Para a inclinação o erro inicial foi de 9×10^{-7} graus e após a colisão o desvio apresentou valores com amplitudes máximas de 5×10^{-7} graus. Assim como no item 4.3.1 o sistema de controle foi mais efetivo para a correção da inclinação, porém um outro fator que contribuiu para que o desvio da inclinação fosse minimizado é a inclinação inicial da órbita Molnyia em $63,4^\circ$.

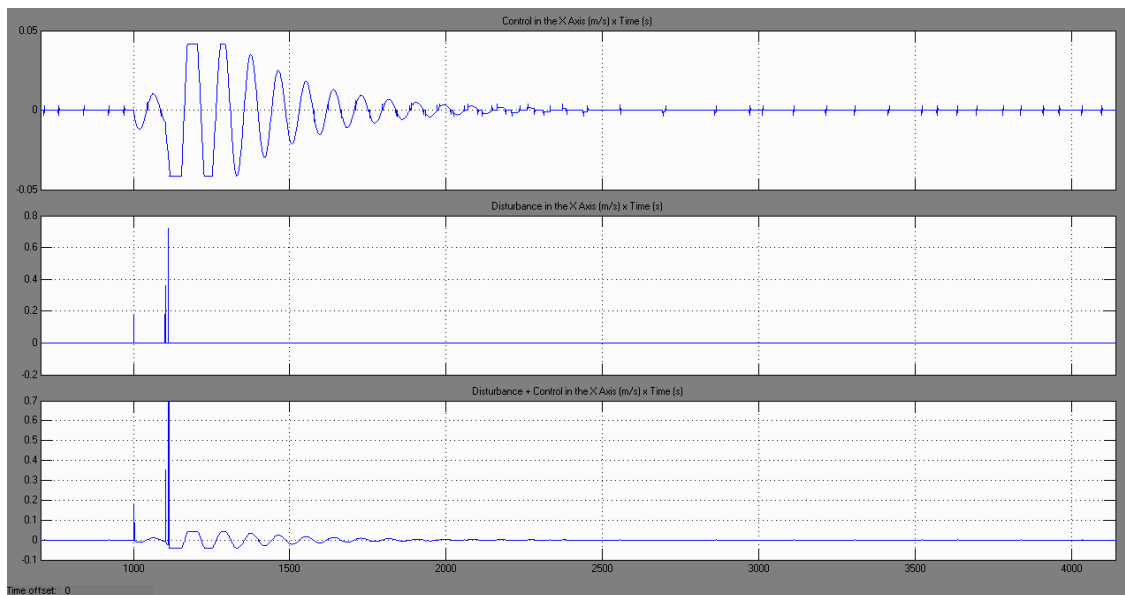


Figura 4. 88 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo X para correção do desvio causado pelas colisões das partículas

A Figura 4.88 apresenta os resultados do sinal de controle e as perturbações na direção x. Percebe-se que o sinal de controle apresentou um “overshoot” inicial de 0,07 m/s no momento das colisões das partículas no satélite. Notam-se também nos instantes em que as duas ultimas partículas colidiram com o satélite houve uma saturação do sinal de controle, pois o erro gerado com as colisões foi maior que a capacidade do controle em minimizar o desvio naqueles instantes, porém ao longo do tempo o sinal de controle atingiu novamente a estabilidade.

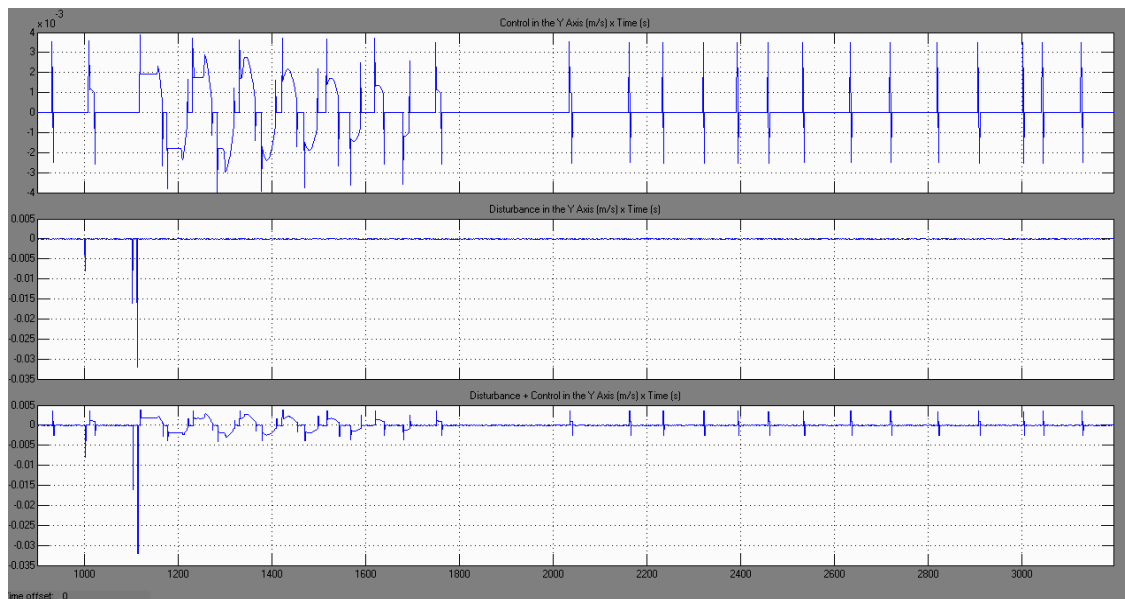


Figura 4. 89 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo Y para correção do desvio causado pelas colisões das partículas

A Figura 4.89 apresenta os resultados dos desvios do sinal de controle para a direção y. Uma vez que a amplitude do desvio na direção y foi menor que as amplitudes verificadas em x e z, consegue-se perceber que houve uma mudança de comportamento da curva apresentada no momento das colisões, porém a amplitude máxima observada não foi alterada com as colisões e se manteve na ordem de 6×10^{-3} m/s. O segundo e terceiro gráficos mostram respectivamente a amplitude das colisões e a sobreposição das amplitudes de colisão com o sinal de controle.

Finalmente na Figura 4.90 é mostrado o comportamento do sinal de controle e as perturbações ocasionadas na direção z. A amplitude máxima alcançada no momento da colisão das partículas foi de 0,02 m/s. Após as colisões o sinal de controle apresentou o mesmo comportamento anterior às colisões, o que mostrou uma vez a efetividade do sistema de controle, corrigindo o desvio e trazendo o sinal para a referência.

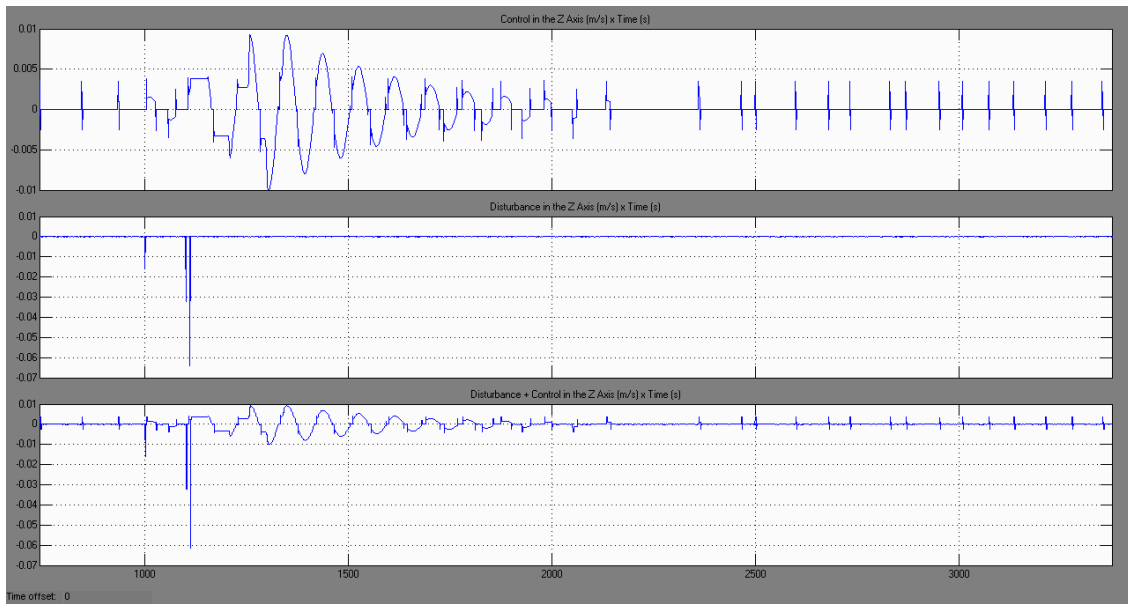


Figura 4. 90 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo Z para correção do desvio causado pelas colisões das partículas

Na Figura 4.91 é mostrado o comportamento do sinal de controle comparado com o sinal saturado, ou seja, com as limitações de controle para a direção x. Como foi observado o sinal de controle real apresentou uma amplitude de 0,15 m/s no momento das colisões das partículas, porém o sinal de controle somado à saturação mostrou que esta amplitude superou as limitações do sistema. Isto indica que apesar do controlador ter minimizado o erro residual das colisões, o sinal de controle apresentado, superou os limites físicos de controle do sistema, em outras palavras pode-se dizer que o sistema de controle foi efetivo, pois mesmo com a saturação no momento das colisões o sistema não tendeu a instabilidade mostrando assim que uma colisão com três partículas considerando as condições iniciais de massa e instantes de colisão, o controlador ainda consegue corrigir o erro residual de forma efetiva.

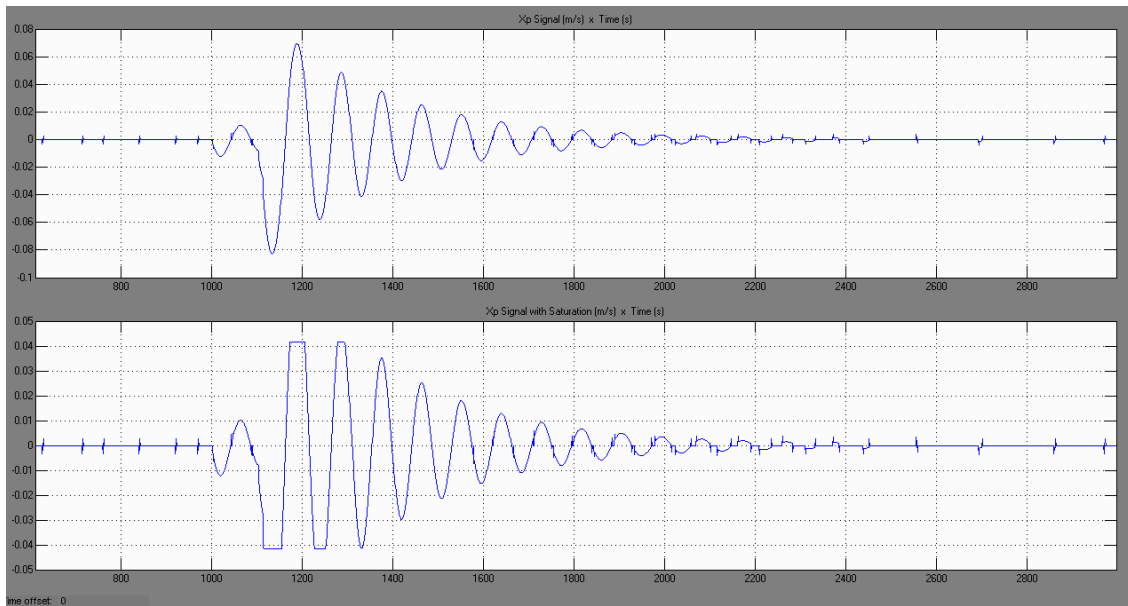


Figura 4. 91 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo X comparado com a referência

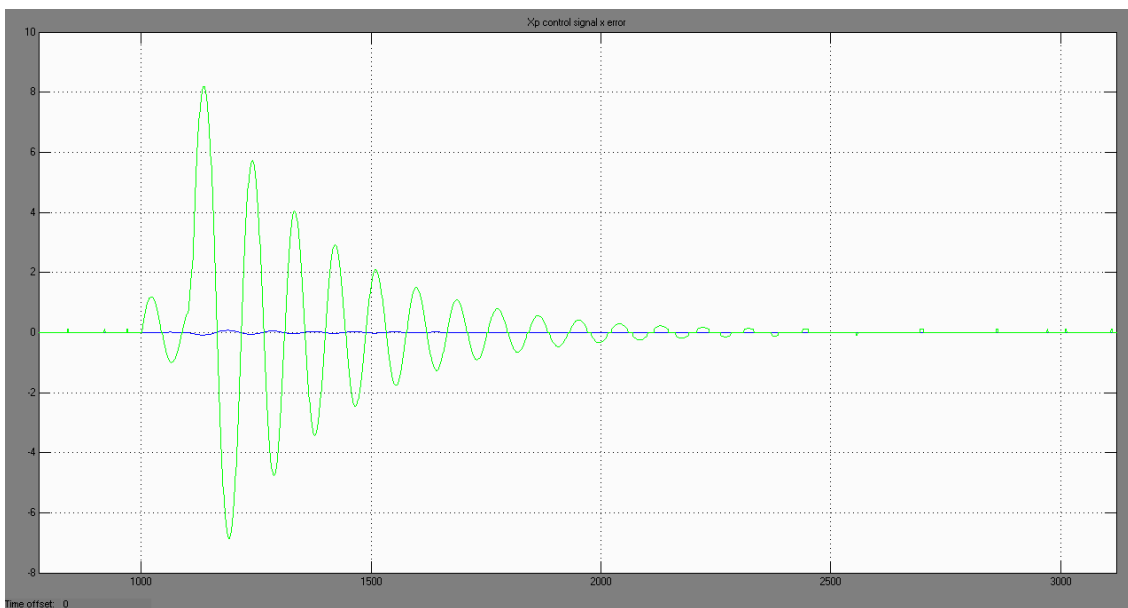


Figura 4. 92 - Gráfico do sinal de controle do eixo X comparado com o erro devido as colisões com as partículas em 1000s, 1100s e 1110s.

A Figura 4.92 mostra o sinal de controle versus o erro do sinal no momento das colisões. Percebe-se com o comportamento do sinal de erro que a magnitude do erro é muito maior que as oscilações no sinal de controle. Com isso sabe-se que o controlador precisou despende um esforço grande para trazer o sinal novamente para a referência, ou seja, com varias realimentações de sinal para que ao longo do tempo o sinal fosse gradativamente aproximado de sua referência.

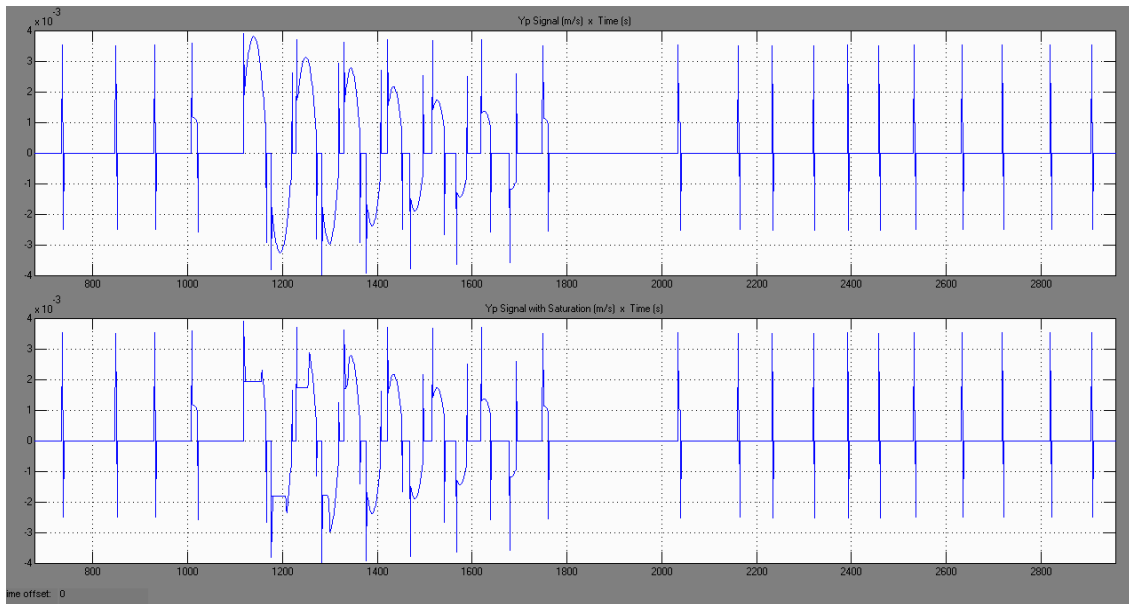


Figura 4. 93 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo Y comparado com a referencia

Assim como foi notado na Figura 4.89, o comportamento da Figura 4.93 confirma que a magnitude do desvio ocasionado na direção y não foi suficiente para saturar as limitações do controlador. Assim percebe-se que o comportamento da curva para o sinal de controle Y_p comparado com o mesmo sinal somado com a saturação, não apresentaram diferenças significativas e a amplitude foi a mesma nos instantes anteriores, durante e depois das colisões das partículas.

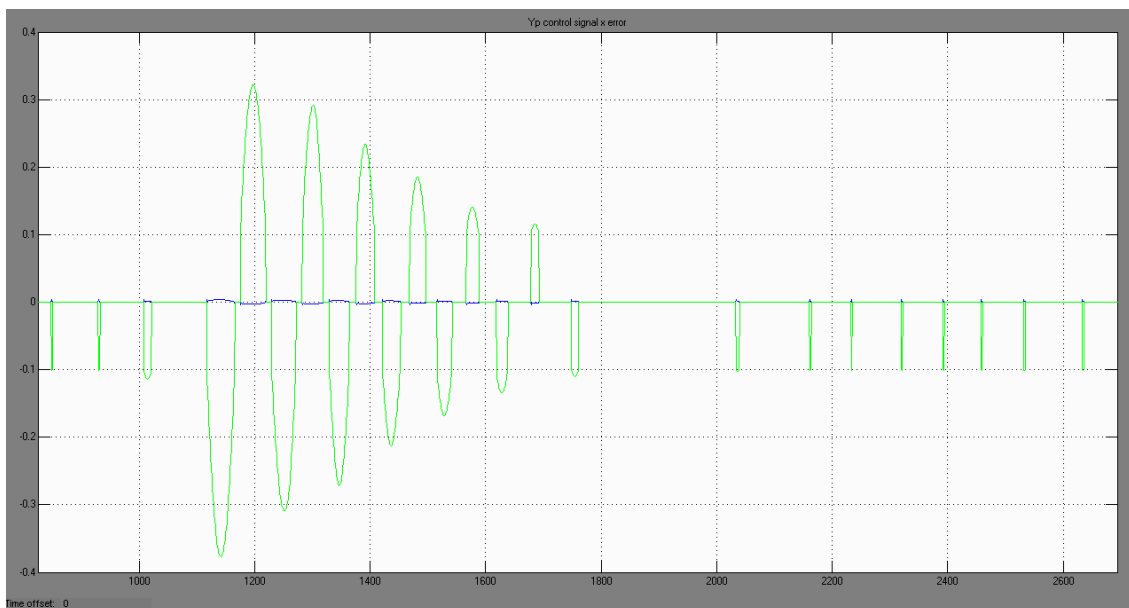


Figura 4. 94 - Gráfico do sinal de controle do eixo Y comparado com o erro devido as colisões com as partículas em 1000s, 1100s e 1110s.

Na Figura 4.94 vê-se mais uma vez que a magnitude máxima do erro gerado pelas colisões das partículas foi de 0,7 e com isso o controlador não encontrou dificuldades para trazer o sinal para a sua referência, além disso, o tempo necessário para a correção foi muito menor se comparado com a direção x, por exemplo.

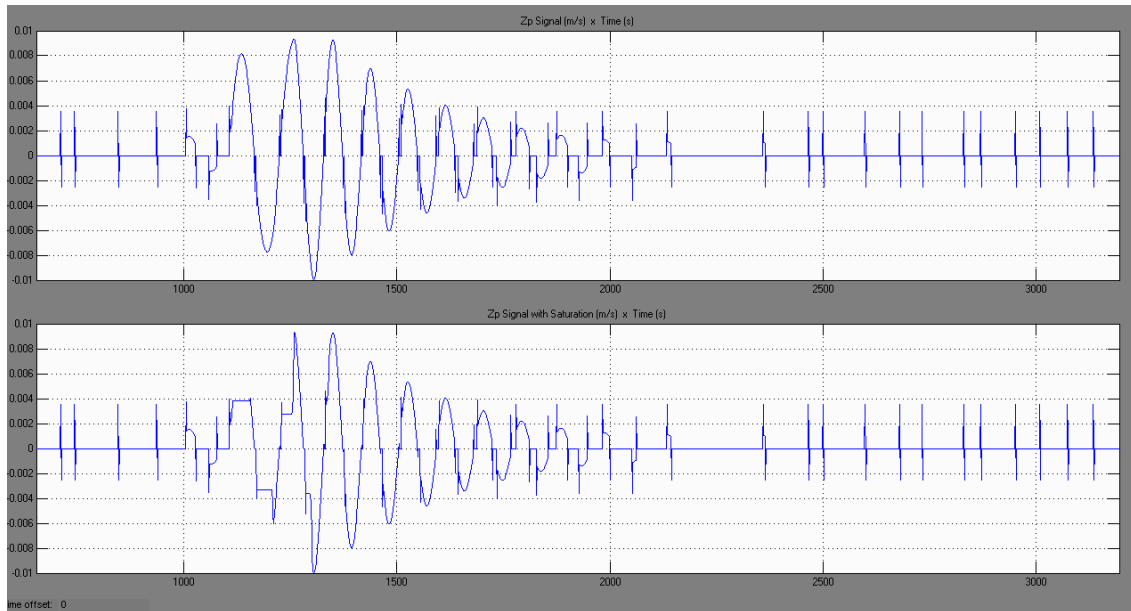


Figura 4. 95 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo Z comparado com a referência

Na Figura 4.95 temos os resultados do sinal de controle Z_p e o sinal Z_p somado às suas limitações de controle. Em termos de amplitude, pode-se dizer que o sinal de controle Z_p apresentou a mesma amplitude quando somado a sua saturação, ou seja, isto indica que o sinal Z_p no momento das colisões, esteve dentro de seus limites físicos de controle e que o controlador apresentou um comportamento esperado e dentro dos seus limites de saturação, além disso, não ultrapassou estes limites.

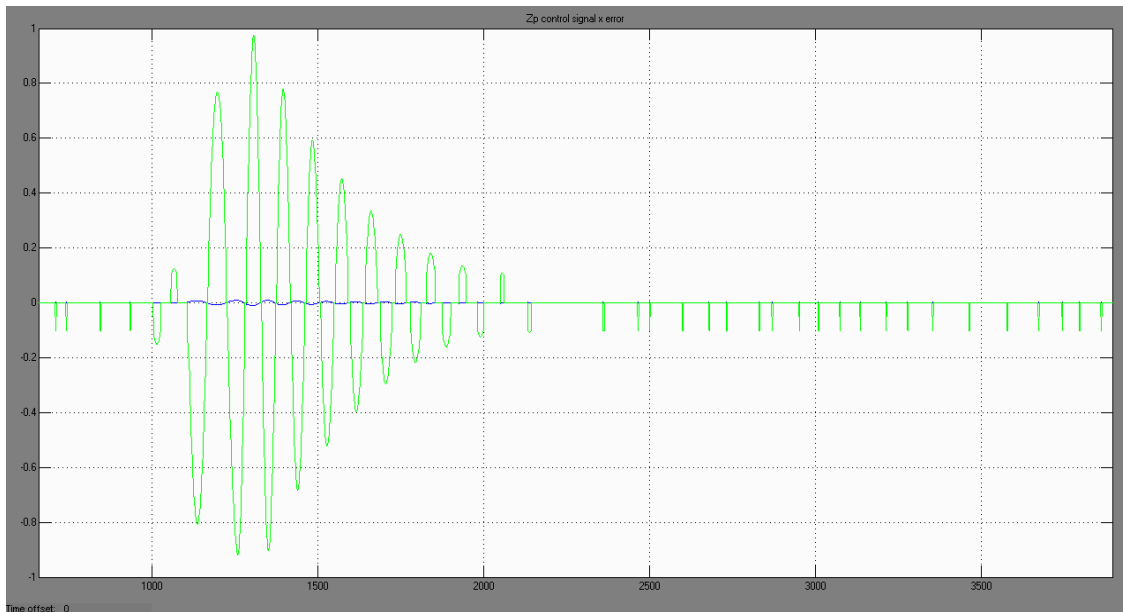


Figura 4.96 - Gráfico do sinal de controle do eixo Z comparado com o erro devido as colisões com as partículas em 1000s, 1100s e 1110s

Finalmente na Figura 4.96 são apresentados o sinal de controle com o seu sinal de erro sobreposto. Comparando os resultados mostrados na Figura 4.96 para a direção z, com os resultados das direções x e y nota-se que a amplitude do erro apresentada na direção z está em um valor intermediário entre as amplitudes de x e y, portanto o tempo gasto para correção do erro na direção z foi menor que x, porém maior que y. Isto indica que o erro na direção z esteve no limiar das limitações físicas do sistema ou de saturação de controle, enquanto que para a direção x o erro esteve bem acima dos limites de saturação e para a direção y o erro esteve bem abaixo das limitações de saturação.

4.3.3 - Choque com seis partículas - 20g, 40g, 80g, 30g, 50g, 35g

Os gráficos abaixo, referem-se ao resultado da simulação com 6 partículas, sendo de 20g, 40g, 80g, 30g, 50g e 35g as quais que colidem com o satélite em momentos diferentes, porém de forma sequencial, e considerando que estas partículas estão em uma órbita que propicia o impacto com a órbita Molnyia do satélite.

Considera-se ainda que as colisões ocorrem na direção do centro de massa do satélite e que o satélite absorve toda a energia das partículas, neste caso a energia cinética.

No item 4.3.1 foi mostrado o comportamento do sistema de controle do satélite para o caso em que apenas uma partícula colidiu com o satélite, no item 4.3.2 foi

observado o comportamento do sistema para três partículas colidindo com o satélite e neste item serão apresentados os resultados para o caso em que seis partículas colidem com o satélite. A quantidade de partículas foi propositalmente aumentada a cada item, afim de que se demonstrasse o comportamento do sistema de controle com o aumento de partículas e em qual momento o atuador saturaria, ou seja, verificar qual a quantidade de partículas e suas respectivas massas necessárias para ocasionar uma saturação dos limites do sistema. Com isso pode-se observar que foram mantidas as massas das partículas anteriores e seus respectivos instantes de colisão, para que ao longo do tempo, se observasse o comportamento e a capacidade de diminuição do erro residual do controlador.

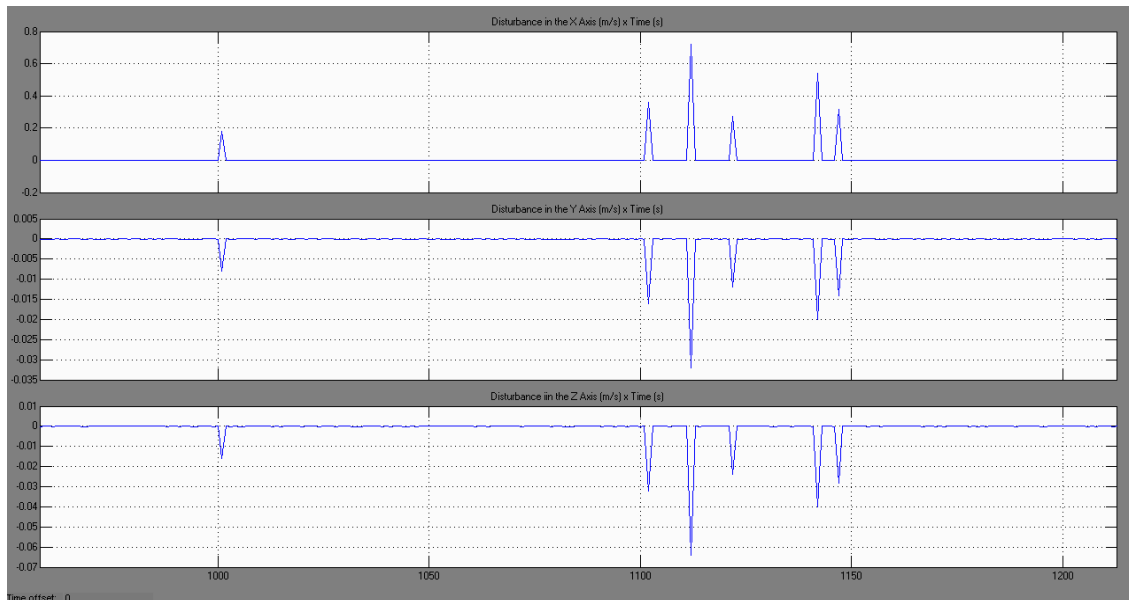


Figura 4. 97 - Perturbação expressa em ΔV para os três eixos

Na Figura 4.97 são apresentados os instantes de colisão das seis partículas e suas respectivas magnitudes, as quais são: 20g, 40g, 80g, 30g, 50g e 35g colidindo nos instantes 1000s, 1100s, 1110s, 1120s, 1140s e 1147s respectivamente.

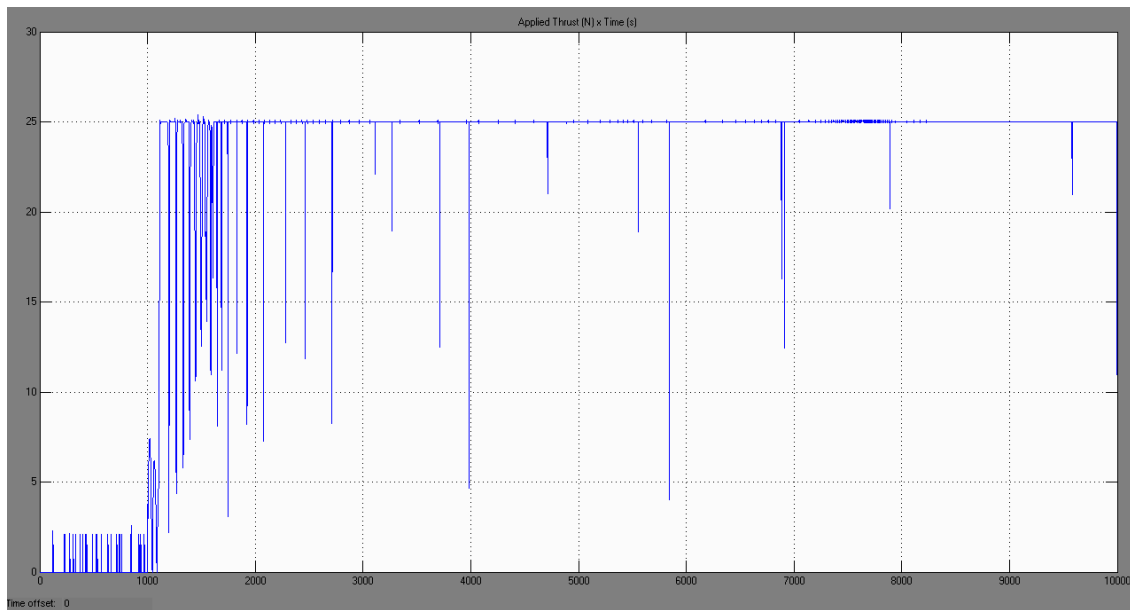


Figura 4. 98 - Gráfico de força-impulso aplicada no controle durante a trajetória e colisões das partículas em 1000s, 1100s, 1110s, 1120s, 1140s e 1147s

A Figura 4.98 mostra o comportamento da força-impulso antes, durante e depois das colisões. Percebe-se que os primeiros 1000s antes da colisão tiveram uma amplitude da força-impulso de aproximadamente 2N que foram utilizados para correções orbitais. No momento da colisão da primeira partícula o nível de força atingiu a amplitude de 8N. A partir da colisão da segunda partícula a força alcançou a sua magnitude máxima de 25N e não diminuiu mais a sua amplitude. Nos momentos das colisões das quatro últimas partículas pode-se observar que a força-impulso apresentou pontos onde houve uma tentativa de trazer a magnitude para níveis mais baixos, porém não foi possível, pois se percebe que o sistema foi saturado, fazendo com que o propulsor se mantivesse acionado e utilizando a sua capacidade total de aplicação de empuxo ao longo de toda a trajetória, na tentativa de corrigir o erro residual. Existiram alguns picos negativos no trecho compreendido entre as colisões e o final da trajetória. Estes trechos são descritos como degraus de falhas do propulsor, ou seja, devido ao propulsor se encontrar trabalhando com sua capacidade máxima de aplicação de empuxo e pelo fato de existirem limitações físicas nos atuadores, são gerados degraus negativos de aplicação de força que representam as falhas na aplicação do empuxo, mostrando que o sistema esteve sob um regime de utilização máxima de sua capacidade. Este tipo de comportamento é inerente a sistemas físicos que são submetidos a utilização máxima de

sua capacidade por longos períodos de tempo, e assim geralmente passam a apresentar falhas de funcionamento.

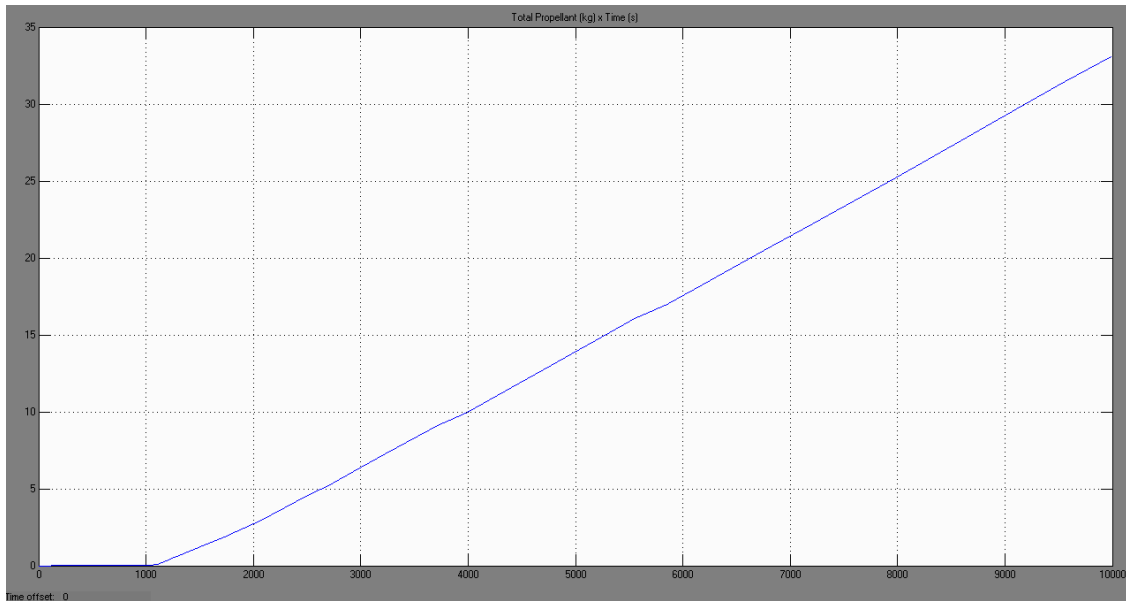


Figura 4. 99 - Gráfico de quantidade total de combustível (Kg) gasto no controle durante todo o domínio de operação do propulsor

O gráfico da Figura 4.99 apresenta a curva de consumo de combustível que visivelmente mostra um comportamento de uma reta após as colisões das partículas. Isto comprova que pelo fato do controlador não ter conseguido corrigir o erro residual do sistema, foi aplicada uma força-impulso máxima durante toda a trajetória após as colisões como mostra a Figura 4.98 e com isso o consumo de combustível não apresentou um comportamento de picos de consumo e estabilização como visto nos itens 4.3.1 e 4.3.2, mas neste caso o consumo aumentou indefinidamente ao longo de toda a trajetória. O consumo total de combustível durante a trajetória de 10000s utilizado para a correção do erro causado pela colisão de uma partícula foi de 0,17 Kg como mostrado no item 4.3.1, já o consumo total de combustível durante o mesmo período de tempo de 10000s da trajetória para a correção das colisões de três partículas foi de 1,38Kg como mostrou o item 4.3.2 e finalmente para a tentativa de correção dos erros causados pelas colisões das seis partículas foi de aproximadamente 33Kg de combustível.

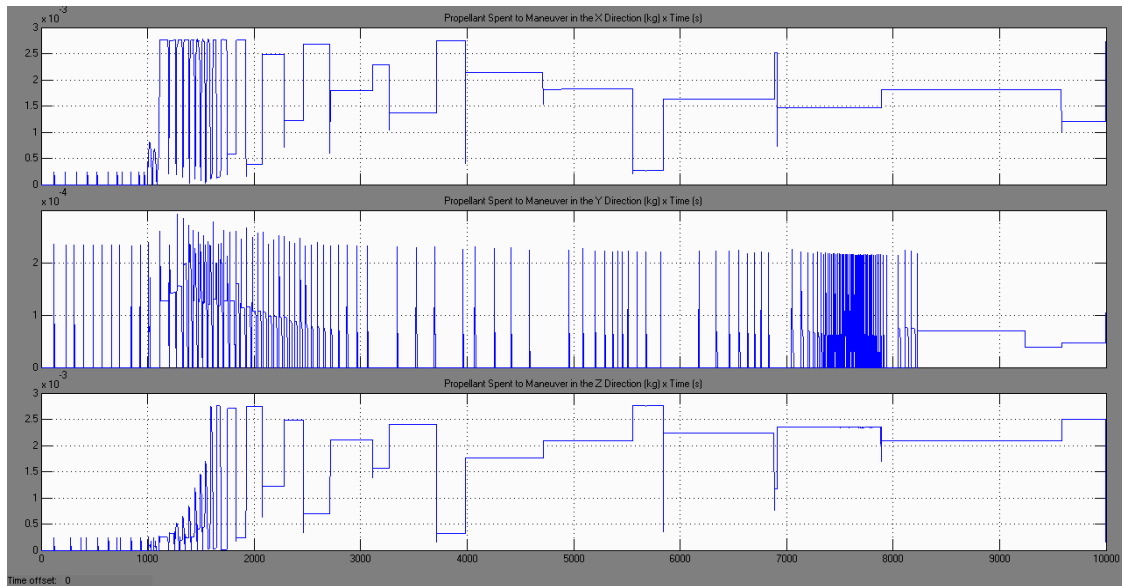


Figura 4. 100 - Gráfico de combustível gasto para efetuar o controle em cada um dos eixos (x, y e z)

A Figura 4.100 detalha o consumo de combustível gasto para se efetuar a manobra do satélite em cada uma das direções. Na direção x pode-se perceber que o perfil de combustível gasto antes das colisões era oscilatório, porém após as colisões o comportamento do gasto apresentou um perfil praticamente contínuo, ou seja, existiram degraus no comportamento da curva, mas percebe-se que os degraus mantiveram a magnitude de gasto por uma faixa de tempo maior que nos itens 4.3.1 e 4.3.2. Isto indica que o eixo x foi bastante afetado pelas colisões, que o levaram a instabilidade e por isso o gasto de combustível também foi maior nesta direção. Para a direção y nota-se que após as colisões das partículas o sistema de controle conseguiu levar o sinal para a sua referencia novamente da qual as amplitudes percebidas antes da colisão foram mantidas, porém observa-se que a partir do instante 8000s ao final da trajetória o gasto de combustível se tornou instável, isto porque entre os instantes 7000s e 8000s o gasto de combustível apresentou um comportamento extremamente oscilatório que levou o consumo na direção y a instabilidade e saturação. Pode-se dizer que a instabilidade de y foi gerada em virtude da influência das instabilidades de x e z, pois exatamente nestes instantes finais as direções x e z apresentaram os maiores períodos de gasto de combustível ao longo da trajetória, com isso o propulsor nas direções x e z mantiveram-se com um nível maior de gasto nestes instantes entre 7000s e 8000s e levaram o consumo de y a instabilidade.

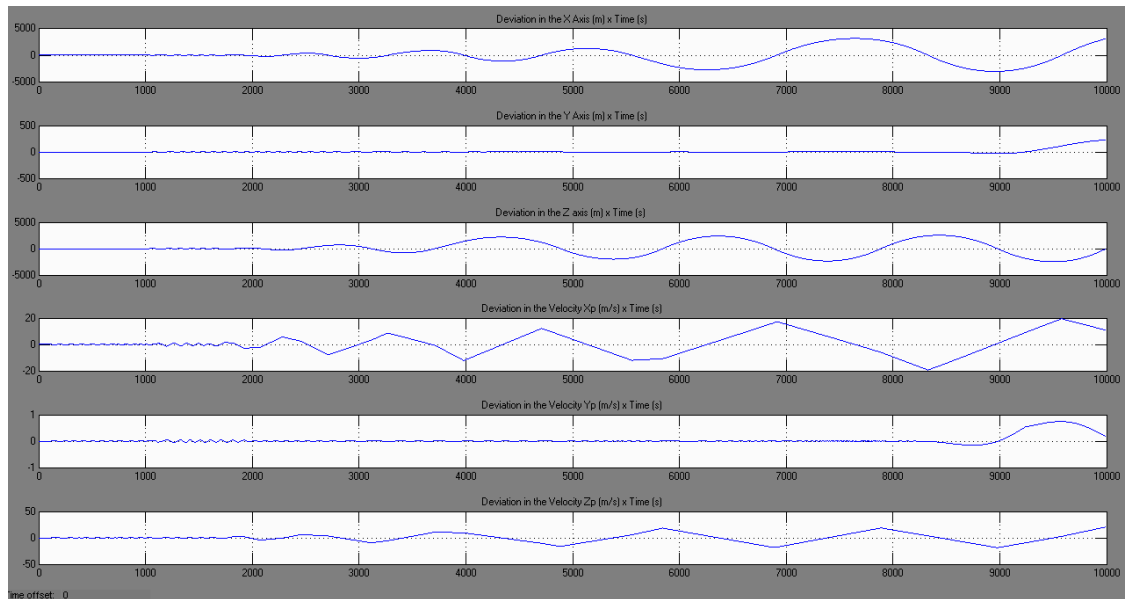


Figura 4. 101 - Gráfico de desvio de posição e velocidade (estados do sistema)

As Figuras 4.101 e 4.102 apresentam os desvios de posição e velocidade para as três direções. Na direção x o comportamento no momento das colisões foi oscilatório, porém ao longo do tempo e em toda a trajetória, a magnitude da oscilação aumentou gradativamente e tendeu a instabilidade, alcançando uma magnitude de desvio de 6000m no final dos 10000s, mostrando assim que o controlador havia saturado sua capacidade de correção o comportamento do desvio mostrou uma tendência de crescimento contínuo. Para a direção y o desvio se manteve próximo a referência até os instante compreendido entre 7000s e 8000s já mencionados na explicação da Figura 4.100, o qual aumentou o desvio para a ordem de 250m sem apresentar tendências de estabilidade. Na direção z o comportamento do desvio foi similar a direção x, onde o desvio foi gradativamente aumentando e se tornou instável com uma magnitude de aproximadamente 4100m de desvio no final dos 10000s, mostrando uma vez mais que o controlador foi saturado e que não conseguiu trazer o sinal para a sua referência. Os resultados de desvios de posição para x, y e z mostraram que se a simulação persistisse por mais algum tempo, a tendência é que a magnitude dos desvios aumentariam, pois uma vez que o controlador é saturado não há a possibilidade de trazer o sinal novamente próximo a sua referência, a menos que se alterem os limites do controlador e a sua capacidade de controle e eliminação do erro residual, porém neste caso um novo projeto de controlador será necessário que terá novos limites e capacidade de saturação. Com isso fica mostrado que qualquer sistema de controle possui as suas limitações de saturação que devem ser respeitadas e analisadas no início do projeto do controlador.

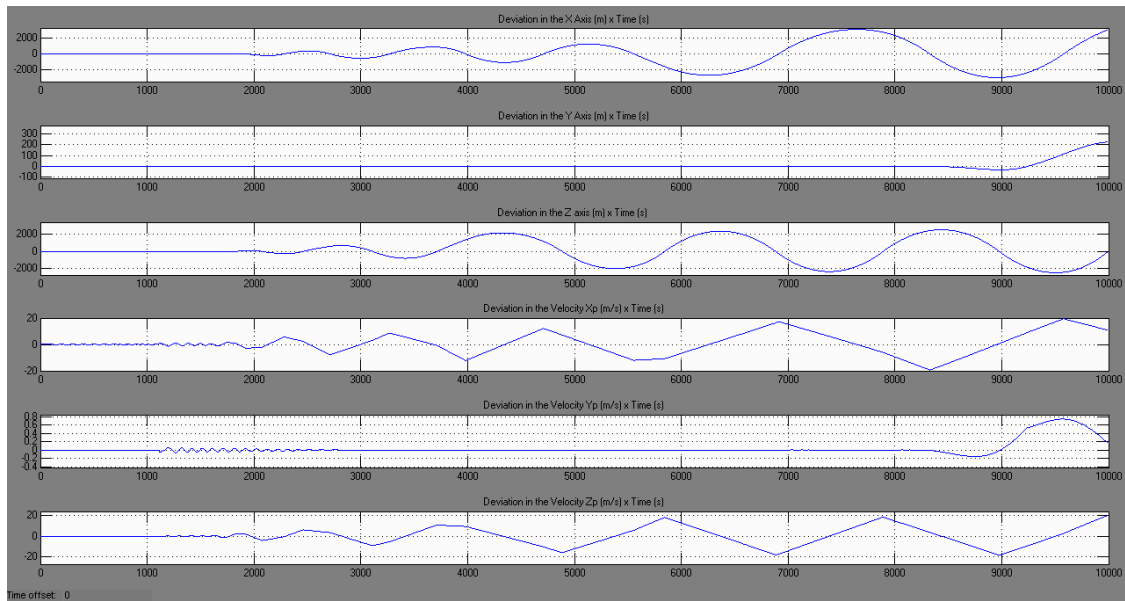


Figura 4. 102 - Gráfico de desvio de posição e velocidade (estados do sistema) com zoom para checagem do erro no estado estacionário.

Com relação aos desvios de velocidade pode-se observar que na direção x o desvio X_p no momento das colisões foi de 20m/s e aumentou gradativamente ao longo da trajetória mostrando um desvio de amplitude 40m/s no instante 10000s. Para a direção y o desvio de velocidade apresentou um valor de 0,2 m/s no momento das colisões e se manteve próximo a referência até os instantes entre 7000s e 8000s, nos quais foi identificada uma instabilidade e apresentando um desvio de 1m/s e a partir deste instante mostrou um comportamento instável. Para os desvios na direção z foi apresentada uma amplitude máxima de 40m/s com um comportamento similar aquele observado na direção x no momento das colisões e com o aumento gradativo do desvio ao longo da trajetória.

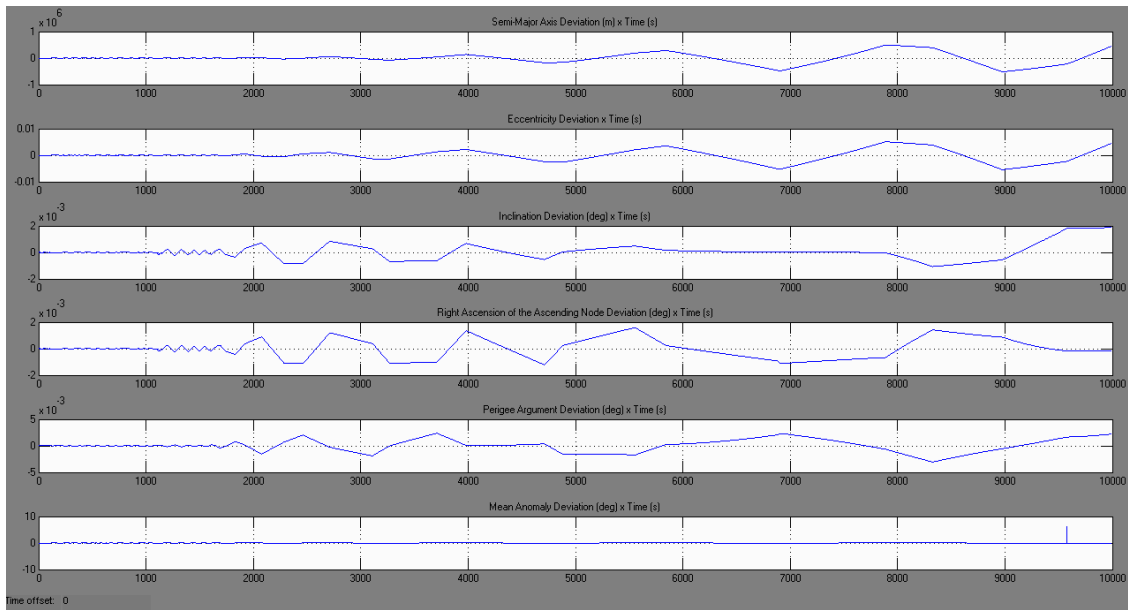


Figura 4. 103 - Gráfico de desvio nos elementos keplerianos

As Figuras 4.103 e 4.104 apresentaram os desvios relativos aos elementos Keplerianos, onde consegue-se observar um erro que gradativamente cresceu no semi-eixo maior, apresentando uma magnitude de 1×10^6 m no final da trajetória e a excentricidade da órbita apresentou um erro de 1×10^{-2} .

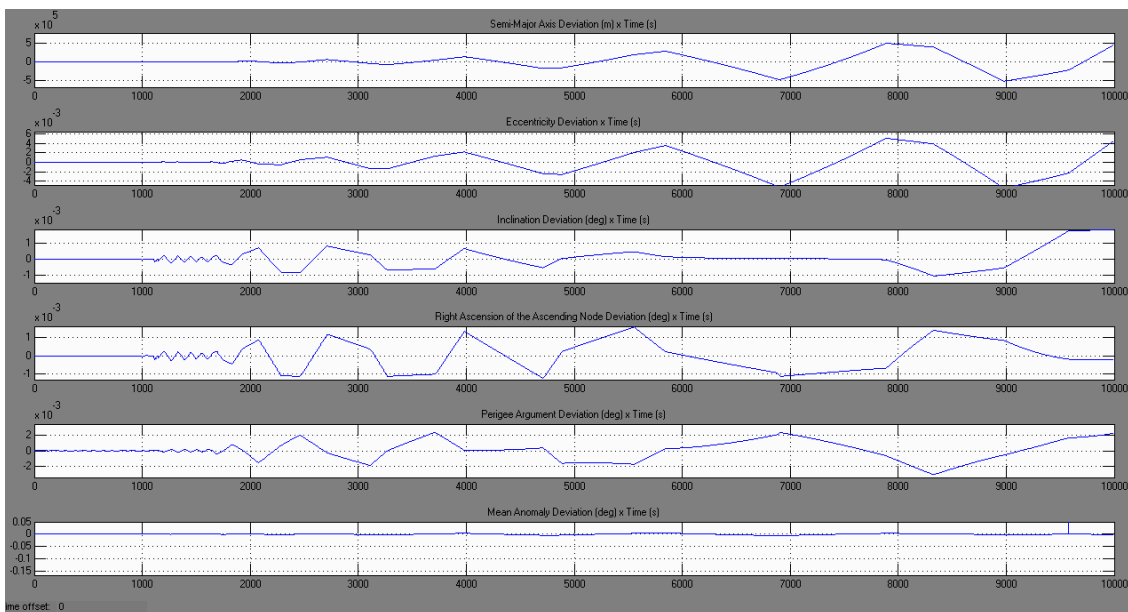


Figura 4. 104 - Gráfico de desvio de posição e inclinação nos elementos keplerianos com zoom para checagem do erro no regime estacionário

A inclinação apresentou um desvio máximo de 3×10^{-3} graus, para a ascensão reta do nodo ascendente o desvio máximo foi de $2,5 \times 10^{-3}$ graus. No argumento do perigeu o desvio apresentado foi de 5×10^{-3} graus e a anomalia média manteve-se com

erro próximo a referência apresentando um desvio máximo de 0,05 graus ao final da trajetória de 10000s.

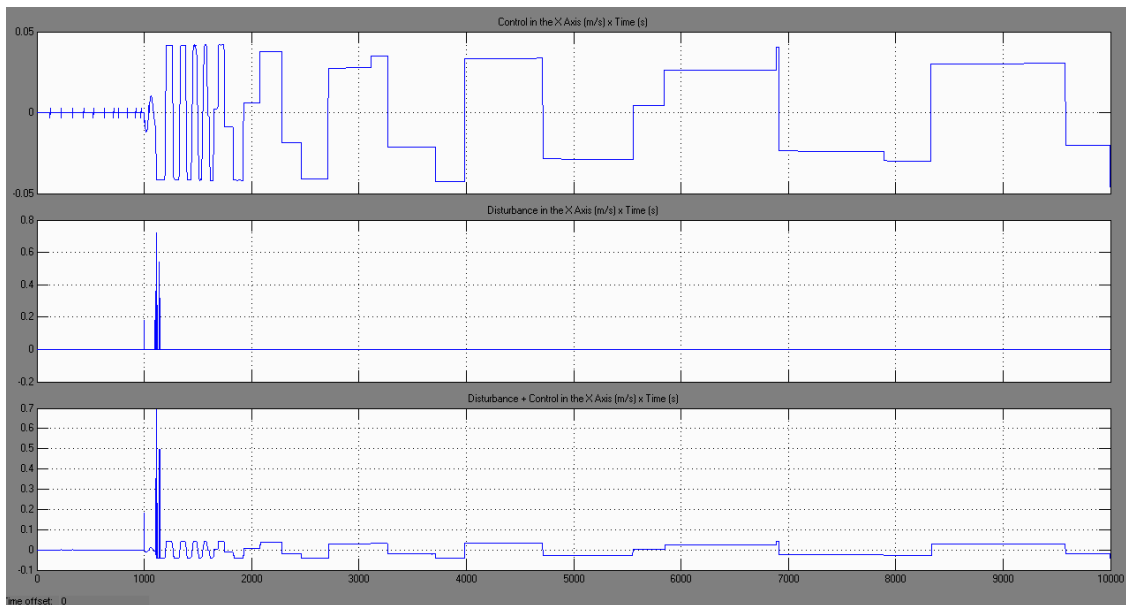


Figura 4. 105 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo X para correção do desvio causado pelas colisões das partículas

Na Figura 4.105 pode-se observar o sinal de controle na direção x que apresenta uma saturação do sinal após as colisões das partículas. Pode-se observar que o sinal de controle apresenta uma magnitude maior que os limites de saturação e por isso a forma de onda apresentada é um degrau nos instantes após a colisão das partículas. Nota-se com isso que o sinal de controle esteve trabalhando no limite de sua capacidade com a tentativa de estabilizar o sistema, mas o erro residual apresentado foi muito grande para que o sistema tivesse condições de trazê-lo para a referência.

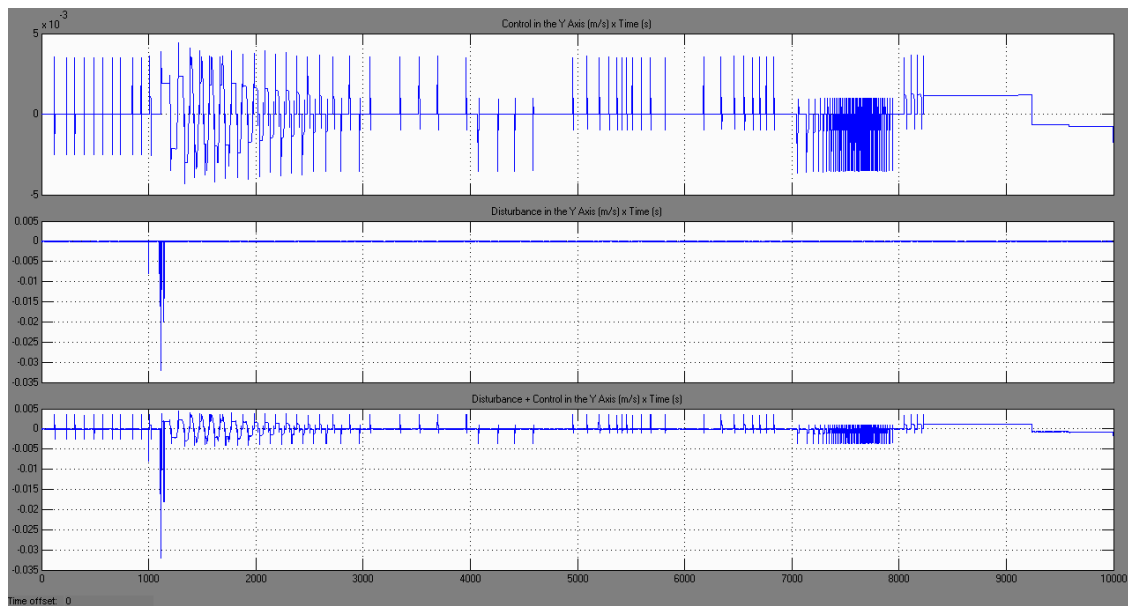


Figura 4. 106 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo Y para correção do desvio causado pelas colisões das partículas

Na Figura 4.106 é apresentado sinal de controle para a direção y, na qual consegue perceber que após as colisões o controlador foi efetivo e trouxe o sinal para a sua referencia inicial, mas nos instantes entre 7000s e 8000s o sinal de controle apresentou oscilações com uma frequência maior que o trecho entre 2000s e 7000s e assim o sinal na direção y também se tornou instável. Nota-se que entre 4000s e 5000s o sinal de controle na direção y apresentou um comportamento similar ao apresentado nos instantes entre 7000s e 8000s, porém a principal diferença entre ambos foi a frequência de oscilação que propiciou a correção após 5000s, mas culminou com a instabilidade após 8000s.

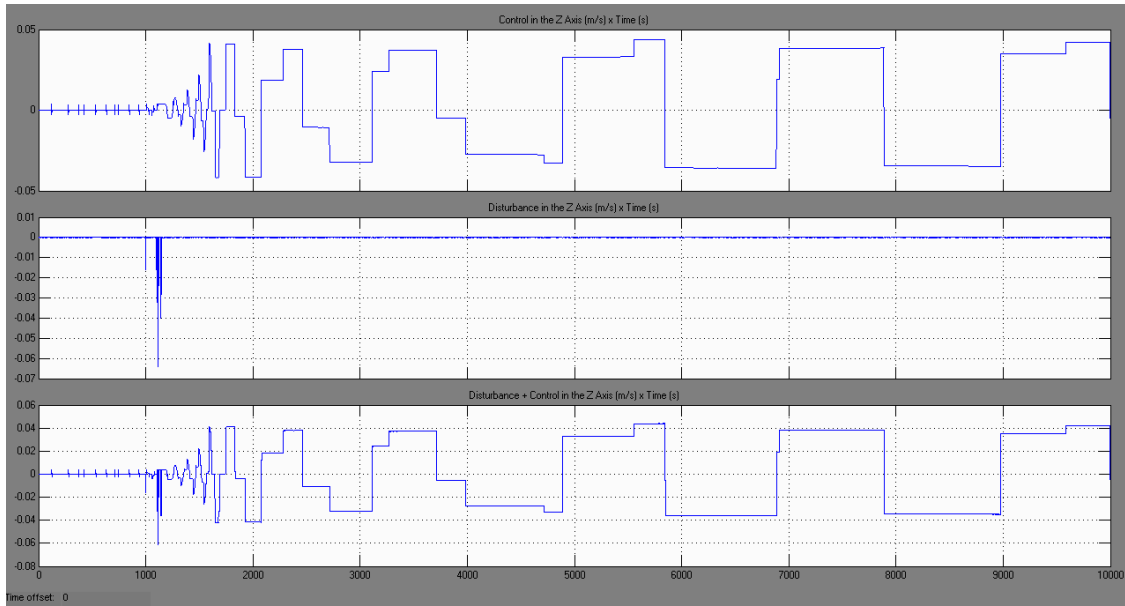


Figura 4. 107 - Gráfico da perturbação e atuação do controle no eixo Z para correção do desvio causado pelas colisões das partículas

A Figura 4.107 apresentou o comportamento do sinal de controle para a direção z, o qual foi similar ao comportamento do sinal apresentado na direção x. Após as colisões das partículas o sistema se tornou instável e o sinal do controlador não conseguiu corrigir o erro até o final da trajetória de 10000s.

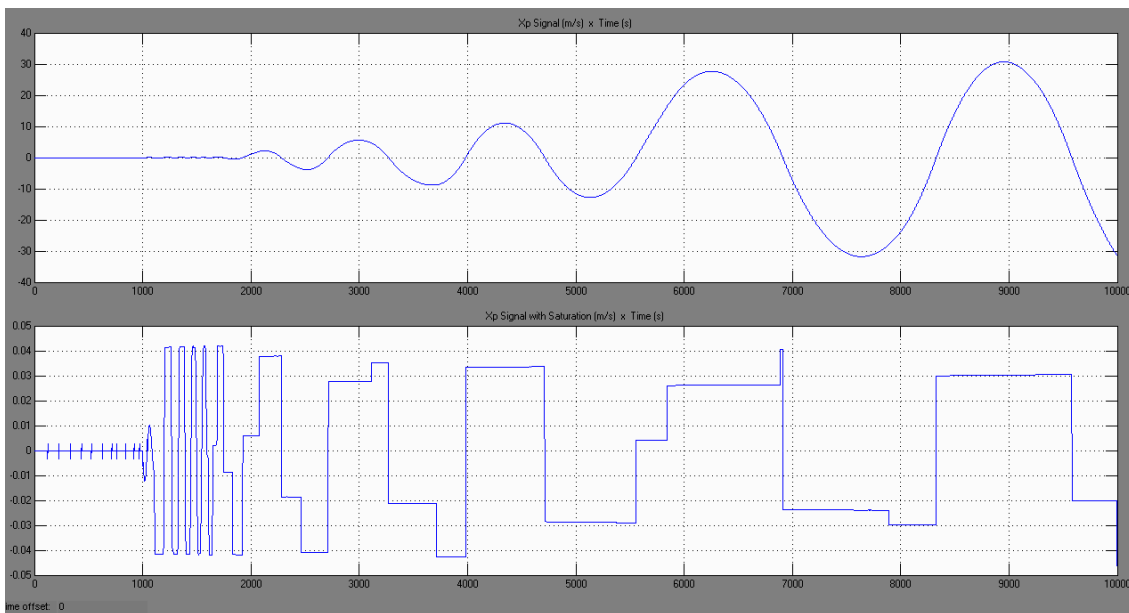


Figura 4. 108 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo X comparado com a referencia

Na Figura 4.108 pode-se observar a comparação do sinal de velocidade na direção Xp com o sinal de saturação. No primeiro gráfico da Figura 4.108 é mostrado o

sinal de velocidade o qual o satélite foi submetido, com isso percebe-se a diferença entre a forma de onda apresentada pelo sinal na direção x e o limite de saturação do sistema para a direção x, mostrado no segundo gráfico. As formas de onda apresentadas no primeiro e segundo gráfico mostram que após a colisão de seis partículas com as massas e os instantes de colisão apresentados nestes resultados, o sistema de controle utilizado no satélite irá saturar e não conseguirá corrigir o erro residual causado pelo ΔV na direção x.

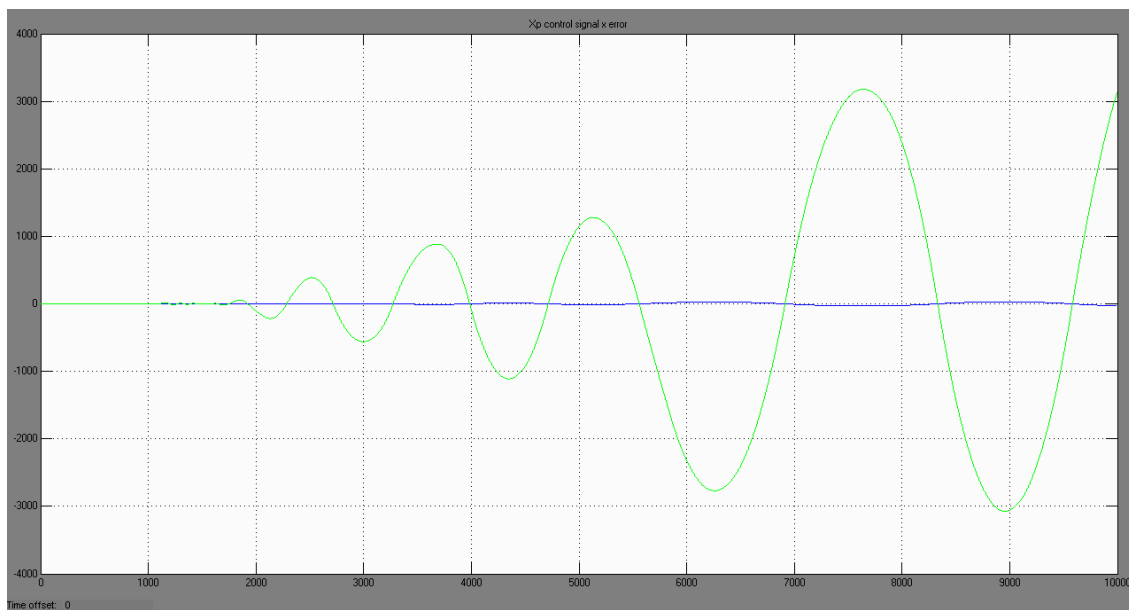


Figura 4. 109 - Gráfico do sinal de controle do eixo X comparado com o erro devido as colisões com as partículas em 1000s, 1100s, 1110s, 1120s, 1140s e 1147s

Na Figura 4.109 pode-se comparar o sinal de controle versus o sinal de erro gerado pelas colisões. Com isso consegue-se perceber a diferença de magnitude entre o sinal de controle, ou seja, os limites de saturação do sistema e o erro residual. Além disso o erro residual aumentou indefinidamente, pois como o sistema de controle sofreu uma saturação e o controlador não conseguiu trazê-lo rapidamente para a referência, os erros subsequentes foram somados ao erro anteriores levando assim o sistema a instabilidade. Este tipo de gráfico apresentado na Figura 4.109 é tipicamente considerado quando se deseja demonstrar o comportamento de um sistema instável que sofreu uma saturação dos limites do controle.

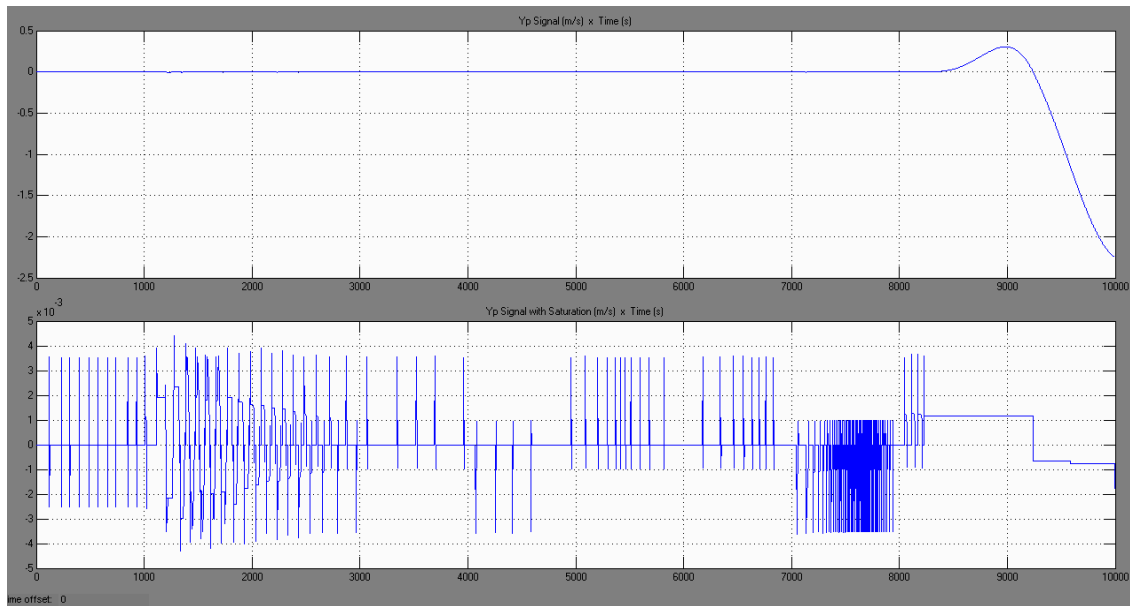


Figura 4. 110 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo Y comparado com a referencia

A Figura 4.110 mostra o comparativo do sinal de velocidade Y_p com os limites de saturação na direção y. O comportamento apresentado para a direção y demonstra que após a colisão o controlador corrigiu o erro residual, mas o sistema não apresentou uma estabilidade confiável, ou seja, o sinal apresentou um comportamento que em sistemas de controle poderia ser descrito como estabilidade marginal, com isso ficou demonstrado que no instante que o sinal de velocidade sofreu uma oscilação de mesma amplitude porém de alta frequência e no sentido oposto a direção do sinal de inicial, o controlador não conseguiu mais corrigir o erro residual.

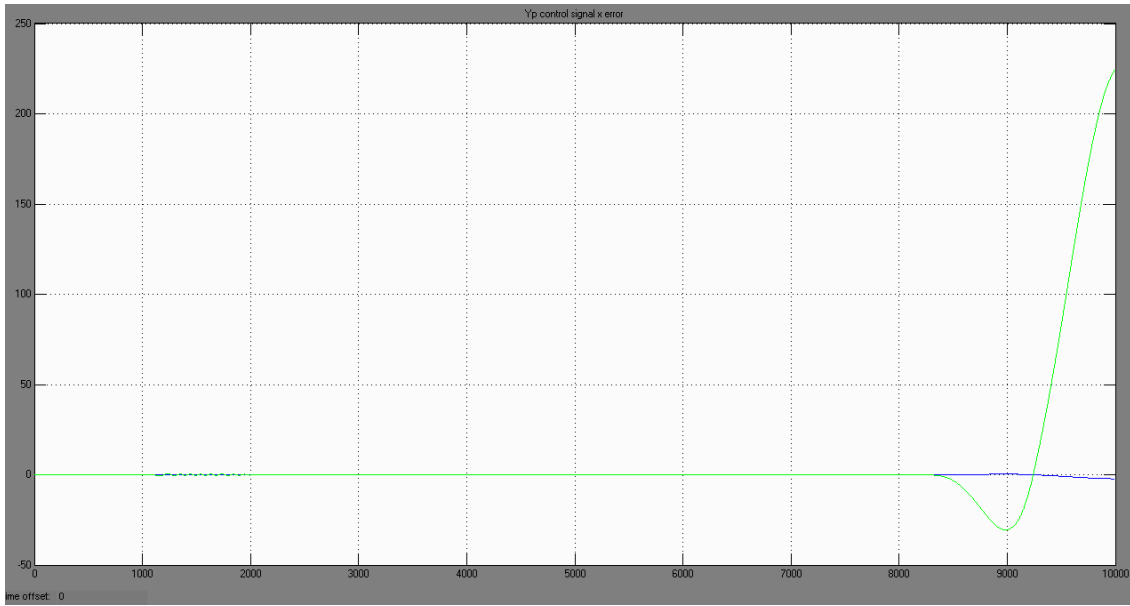


Figura 4. 111 - Gráfico do sinal de controle do eixo Y comparado com o erro devido às colisões com as partículas em 1000s, 1100s, 1110s, 1120s, 1140s e 1147s

Na Figura 4.111 pode-se observar o que foi mencionado anteriormente sobre a estabilidade marginal, pois a partir do instante em que o sinal começou a tender a instabilidade o sinal do controlador foi insuficiente para trazer o “overshoot” gerado pelas oscilações de volta a referência.

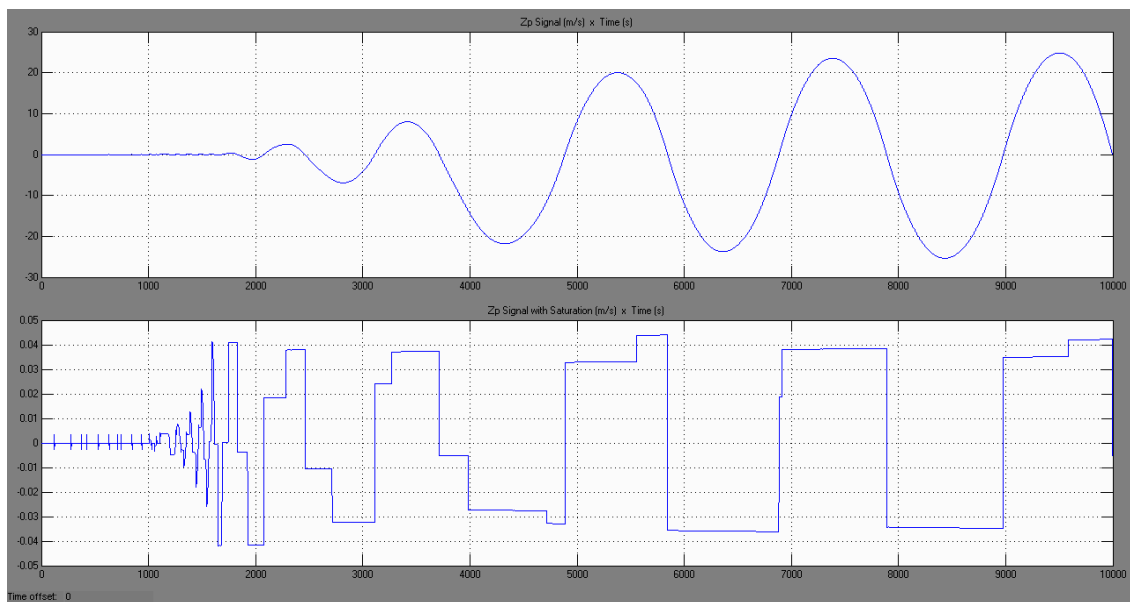


Figura 4. 112 - Gráfico de saturação do sinal de controle para o eixo Z comparado com a referência

Na figura 4.112 são mostrados o sinal de controle Z_p versus o sinal de saturação para a direção z. Como já foi observado anteriormente, o comportamento do sinal Z_p foi similar ao comportamento de X_p . Após as colisões das seis partículas o sinal de controle

saturou as suas limitações e não conseguiu minimizar o erro residual gerado ao longo do tempo.

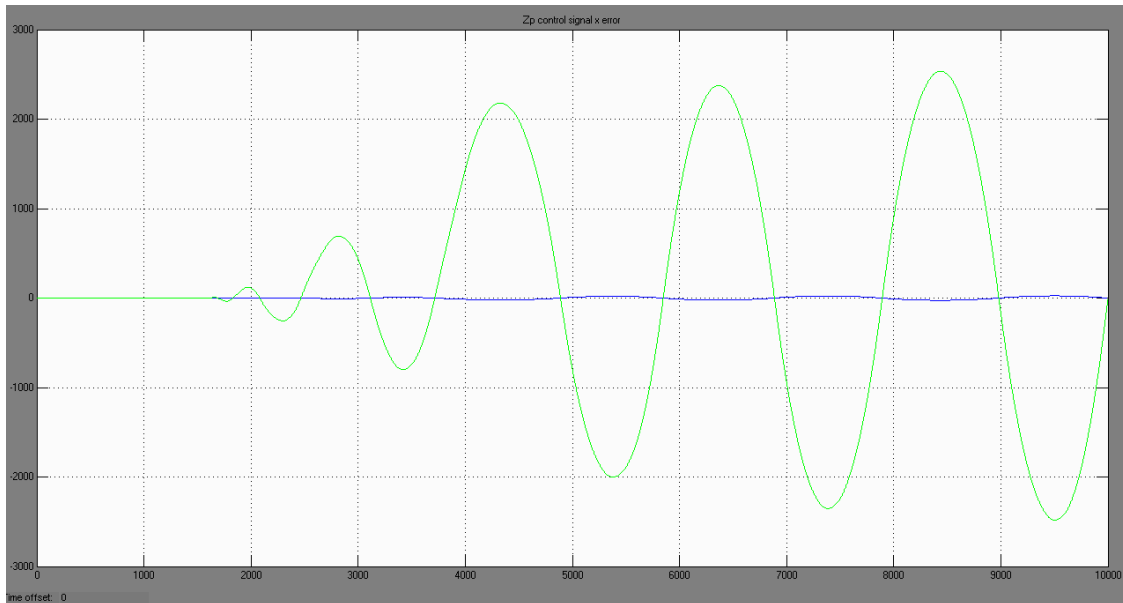


Figura 4. 113 - Gráfico do sinal de controle do eixo Z comparado com o erro devido as colisões com as partículas em 1000s, 1100s, 1110s, 1120s, 1140s e 1147s

A Figura 4.113 encerra as análises comparativas entre o sinal de Z_p e o erro, mostrando uma vez mais as diferenças de magnitudes entre o erro e o sinal para a direção z.

Novamente é observado um comportamento do sinal que é inerente a sistemas que sofreram perturbações o quais o controlador não conseguiu corrigir o erro, tornando-se assim sistemas instáveis.

Resumidamente pode-se dizer que as colisões das seis partículas nos instantes apresentados e com as magnitudes de massa mostradas, irão levar o satélite a instabilidade, portanto o sistema de controle do satélite sendo submetido às condições iniciais de massa, quantidade de partículas e instantes de colisão conforme apresentadas esgotará as suas limitações físicas de controle e capacidade de correção dos erros gerados por estas condições.

4.4 – Resultados referentes a transferência Terra-Lua com propulsão iônica

Neste item serão apresentados os resultados referentes a transferência Terra-Lua, onde o intuito foi utilizar um sistema de propulsão iônica, ou seja, com empuxo contínuo para uma manobra de longo prazo. Além disso, foi mostrado o comportamento do sistema de controle quando utilizado em uma manobra de empuxo contínuo de longo prazo.

Os resultados foram divididos em dois tópicos 4.4.1 e 4.4.2 onde o primeiro mostra os resultados relativos a transferência Terra-Lua sem considerar os erros nos propulsores e o segundo considera os erros nos propulsores, sendo um pouco mais realístico.

Os dados de simulação utilizados no programa STS para a obtenção dos resultados são os seguintes:

Semi-eixo maior: 36000 Km

Excentricidade: 1×10^{-7} graus

Ascensão reta do nodo ascendente: 1×10^{-5} graus

Argumento do perigeu: 1×10^{-5} graus

Capacidade de aplicação da força-impulso pelo propulsor: 30N

Massa do satélite: 300 Kg

Impulso específico: 30000s

4.4.1 - Transferência Terra-Lua sem influência dos erros nos propulsores

A seguir temos os resultados gráficos para a transferência Terra-Lua sem considerar os erros nos propulsores.

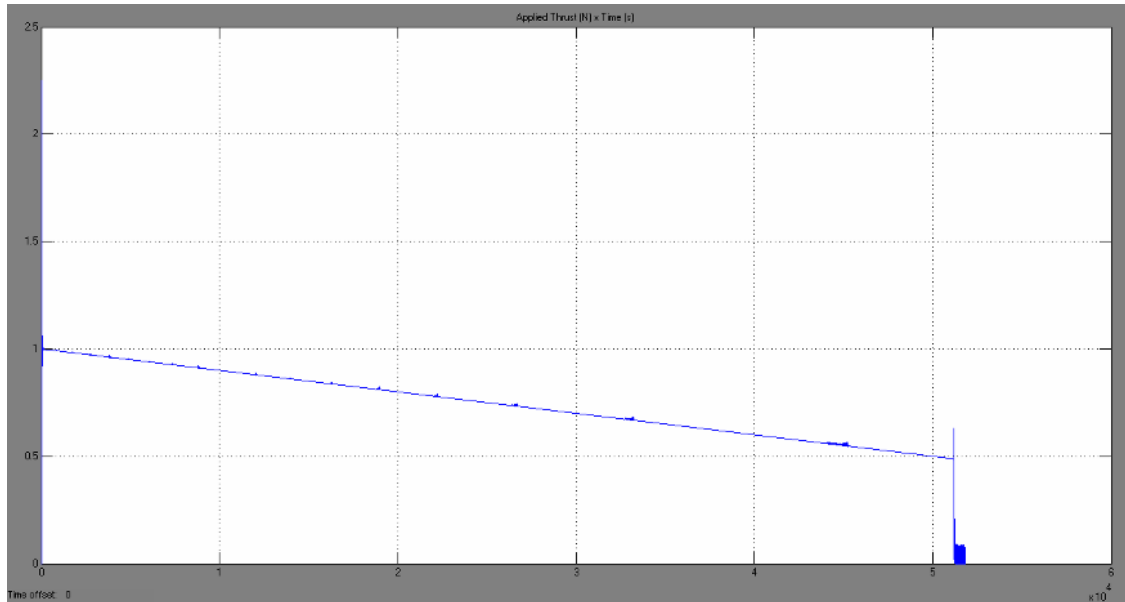


Figura 4. 114 – Gráfico de aplicação da força-impulso

Na Figura 4.114 é mostrado o comportamento da força impulso ao longo da transferência orbital. Percebe-se que o gráfico apresenta uma curva decrescente de aplicação de força. Isto demonstra que à medida que o satélite aumentou o raio da órbita e gradativamente foi em direção à órbita lunar o sistema de controle ajustou a amplitude da força para que o satélite não gerasse um erro residual maior, além disso, se a força se mantivesse constante ou aumentando gradativamente o satélite poderia passar da órbita lunar ou gerar um erro de posição e velocidade que tornaria o sistema instável.

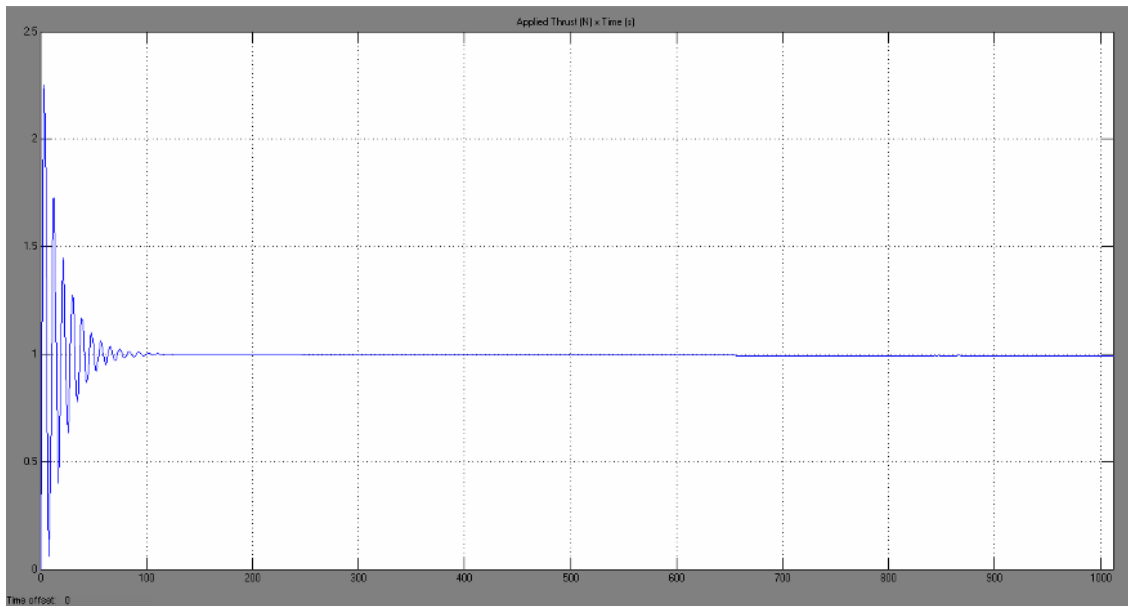


Figura 4. 115 – Gráfico do comportamento inicial da força-impulso

Na Figura 4.115 é apresentado o comportamento inicial da aplicação da força-impulso. É observado que houve um “*overshoot*” inicial o qual representa o momento em que o propulsor foi ligado, oscilando de forma a tender a estabilidade, sendo que após 120s a força apresentou um sinal amortecido e estabilizado.

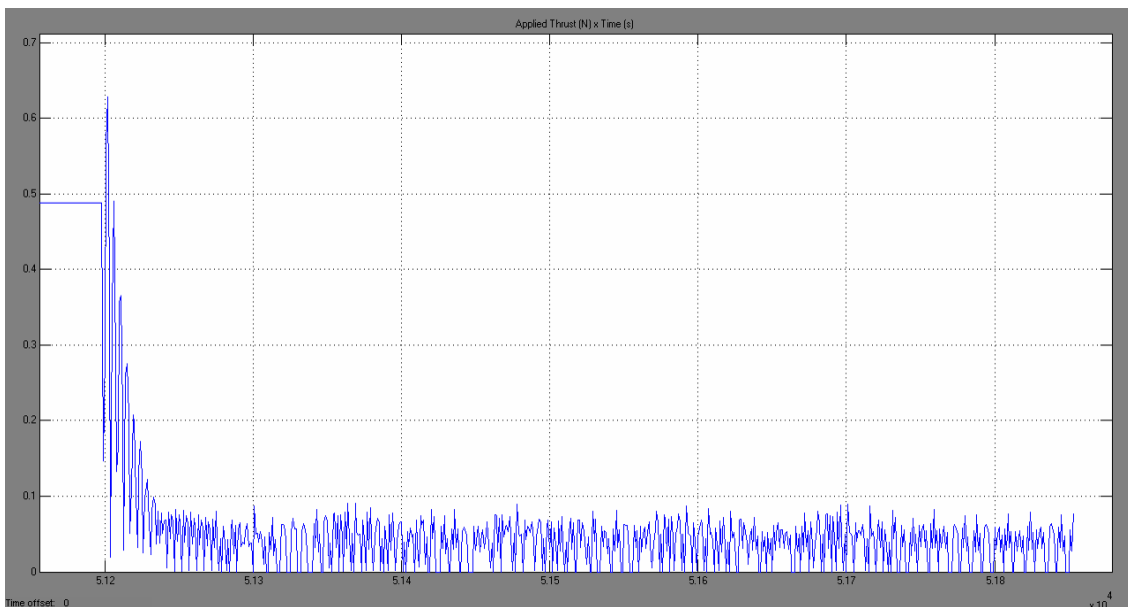


Figura 4. 116 – Gráfico do comportamento final da força-impulso

Aproximadamente no instante de tempo após a transferência, a força-impulso apresentou uma queda abrupta de 0,5N para uma amplitude de 0,08N de força, como visto na Figura 4.116. Este trecho pode ser entendido como o momento em que a

manobra de transferência foi finalizada e o sistema de controle passou a atuar somente com o objetivo de eliminar o erro residual.

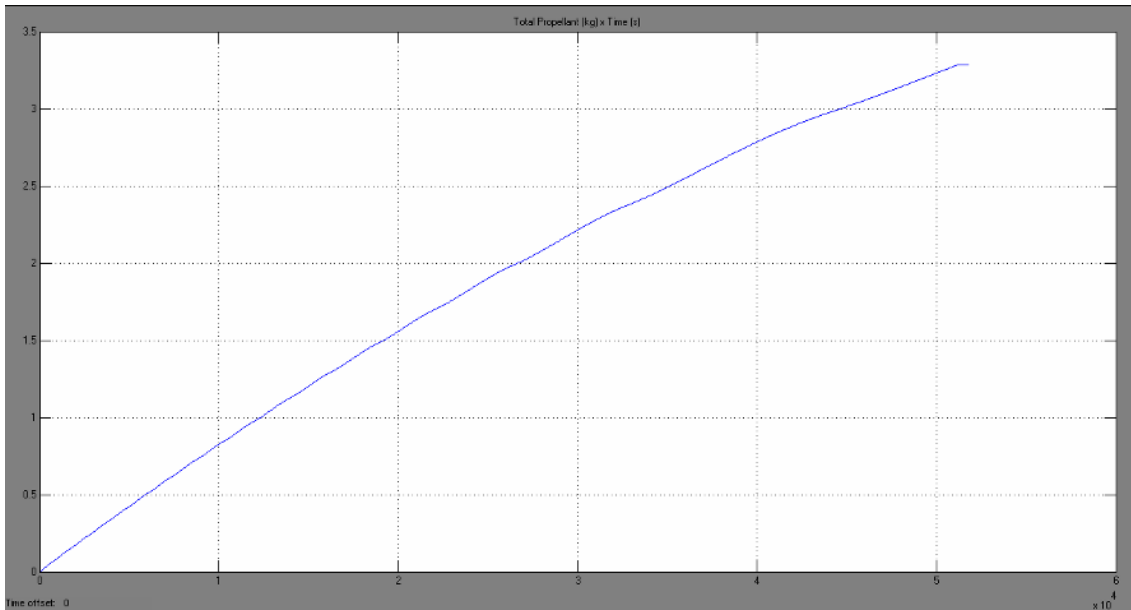


Figura 4. 117 – Gráfico de consumo de combustível total ao longo da órbita

Como se percebe na Figura 4.117 apresentou um comportamento que poderia ser aproximado por uma reta, ou seja, com taxa de variação constante.

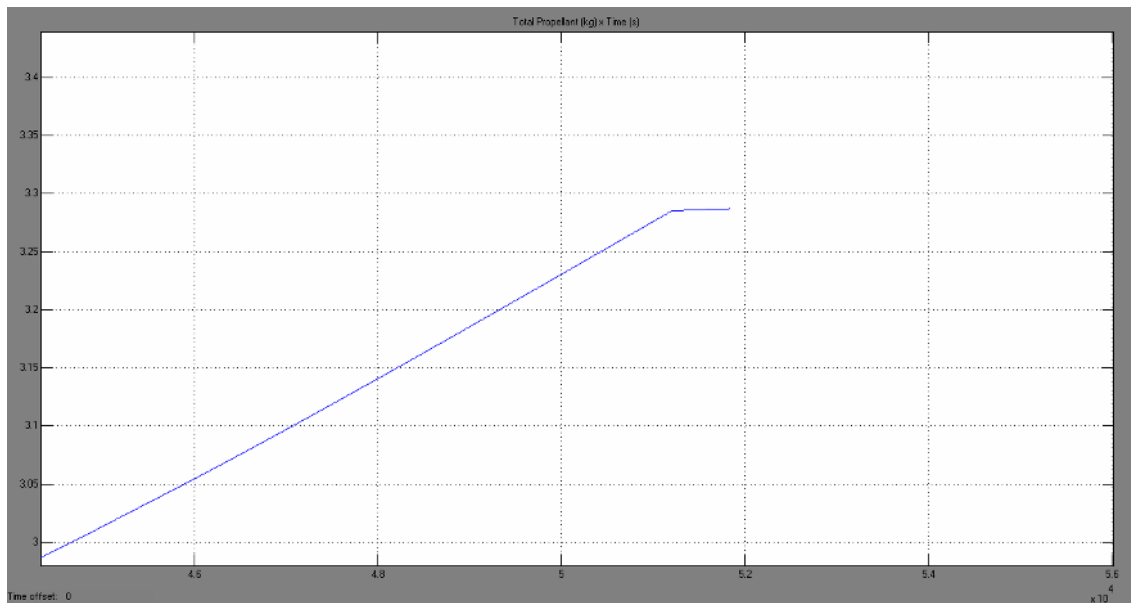


Figura 4. 118 – Gráfico dos instantes finais do consumo de combustível

Na Figura 4.118 observa-se que durante a transferência Terra-Lua de 12,1 dias o consumo de combustível foi de aproximadamente 3,28 Kg. Isto demonstra a eficiência e a vantagem que o sistema de propulsão iônica apresenta, principalmente em manobras

de empuxo contínuo de longo prazo, pois sabe-se que o propulsor manteve-se ligado ao longo de toda a transferência. Como observa-se ao longo da transferência, a magnitude da força-impulso apresenta amplitudes da ordem de 2N, porém o impulso específico é alto para sistemas de propulsão iônica e com isso o satélite atinge o seu objetivo na transferência orbital com um consumo de combustível muito menor que um propulsor convencional de combustível sólido.

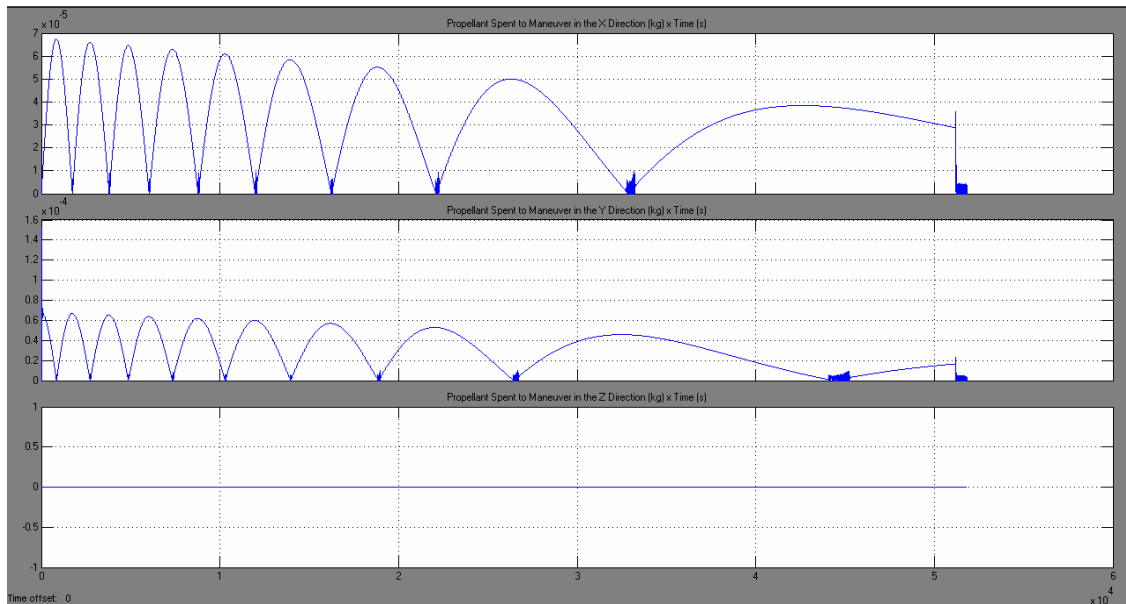


Figura 4. 119 – Gráfico de combustível gasto em cada uma das direções

A Figura 4.119 mostra a amplitude os níveis de amplitude de combustível gasto ao longo da transferência orbital. Comparando a amplitude de gasto em cada uma das direções com os itens 4.2 e 4.3 pode-se observar que a propulsão iônica apresentou menores amplitudes que os itens anteriores. Outro ponto interessante é que os níveis de consumo de propelente nas direções x e y foram gradativamente diminuídos e o consumo para a direção z foi zero, ou seja, isto indica que não existiram desvios de posição e velocidade na direção z. Com isso pode-se interpretar que a transferência orbital se deu no plano orbital, apenas com o aumento do raio orbital.

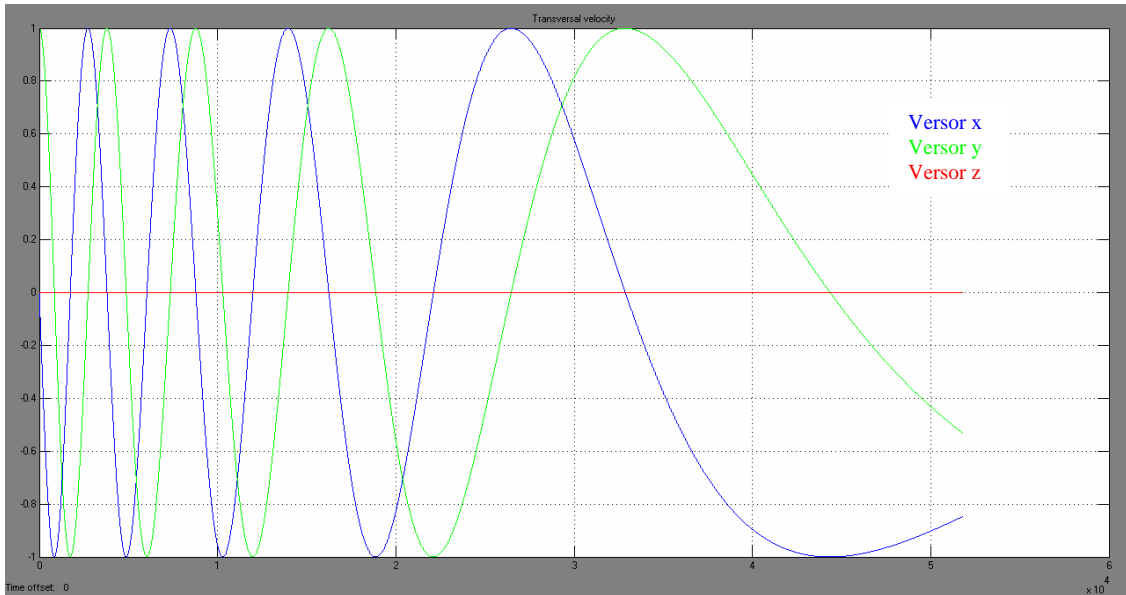


Figura 4. 120 – Gráfico das velocidades transversais (x, y e z) do satélite

Foram utilizados versores de velocidade transversal e radial na direção x, y e z mostrados nas Figuras 4.120 e 4.121 respectivamente, os quais garantem a aplicação dos ΔV 's nas três direções mantendo o plano orbital. Estes versores representam a normalização dos momentos para cada uma das direções, ou seja, como esta normalização os versores mostram os valores de variação da velocidade ao longo do tempo com valores de 0 a 1.

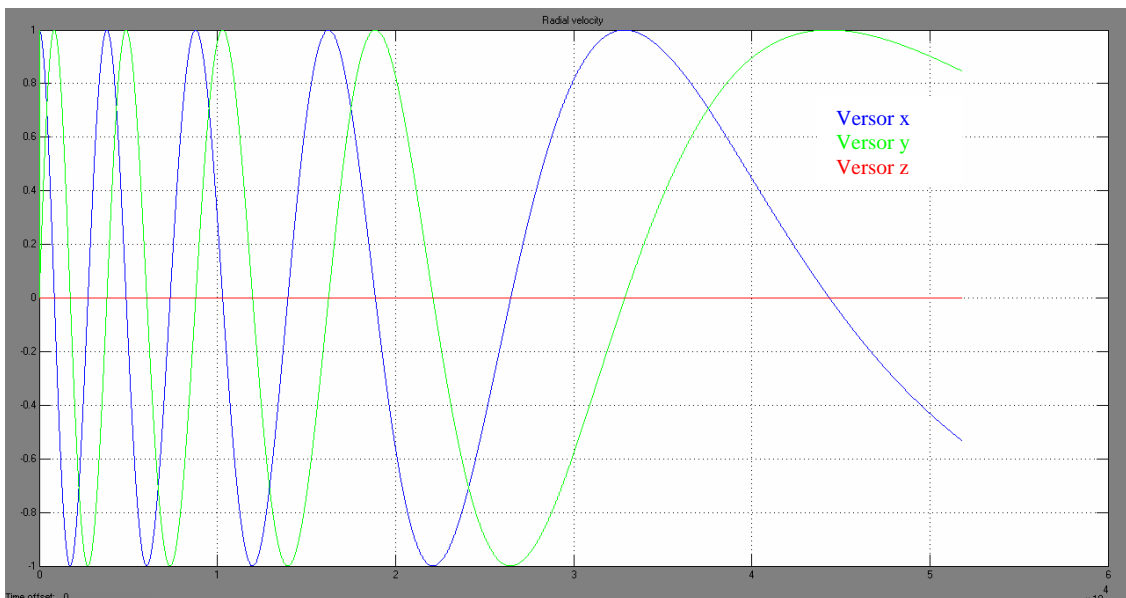


Figura 4. 121 – Gráfico das velocidades radiais (x, y e z) do satélite

Na Figura 4.122 é mostrado o comportamento da altitude do satélite ao longo da transferência orbital. Percebe-se que a curva mostrada não apresenta uma taxa de

variação constante, ou seja, a função descrita pela altitude do satélite tem derivada diferente de zero, demonstrando o aumento gradativo do raio orbital.

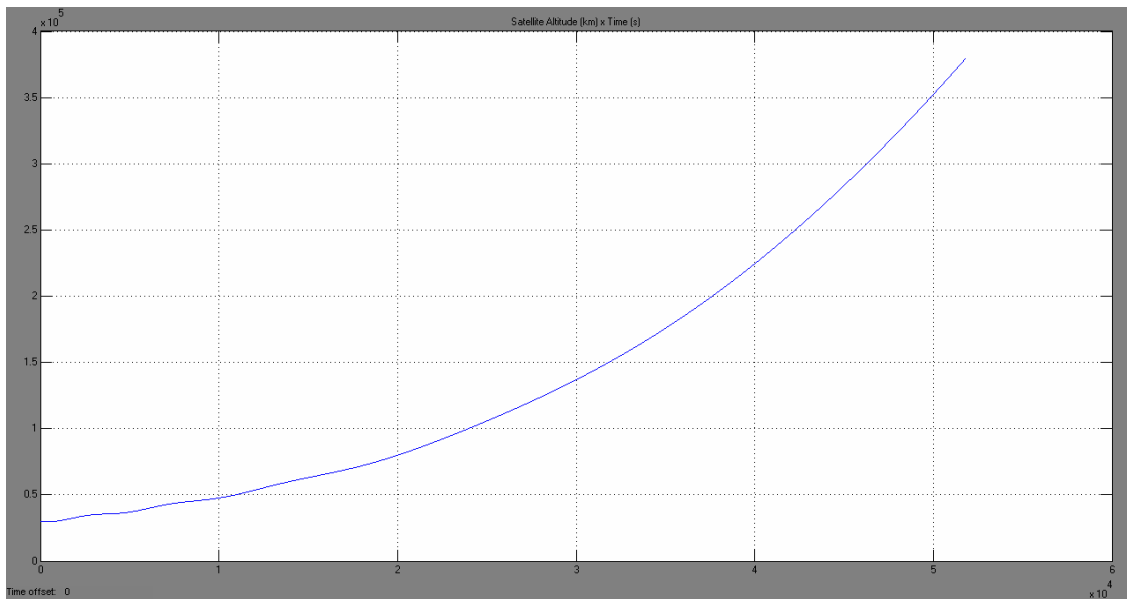


Figura 4. 122 – Gráfico do comportamento da altitude do satélite

Na Figura 4.123 são apresentados os gráficos referentes aos desvios de posição e velocidade para as três direções. Nota-se que na direção x os desvios atingiram magnitudes na ordem de 10m do instante zero até o instante $2,8 \times 10^4$ s, sendo que neste instante o desvio foi gradativamente diminuído. Como mostrado na Figura 4.119 os valores de combustível gasto na direção x foram diminuídos no mesmo instante de tempo, e com isso o desvio na direção x também apresentou o mesmo comportamento. Na direção y pode-se observar que o comportamento da curva foi similar a direção x, porém com uma defasagem de aproximadamente 5×10^3 s após o instante de tempo em que ocorreu na direção x e com relação a magnitude na direção y, pode-se dizer que foi a mesma de 10m também observada na direção x. Na direção z o desvio de posição foi nulo, pois a transferência ocorreu no plano orbital x, y.

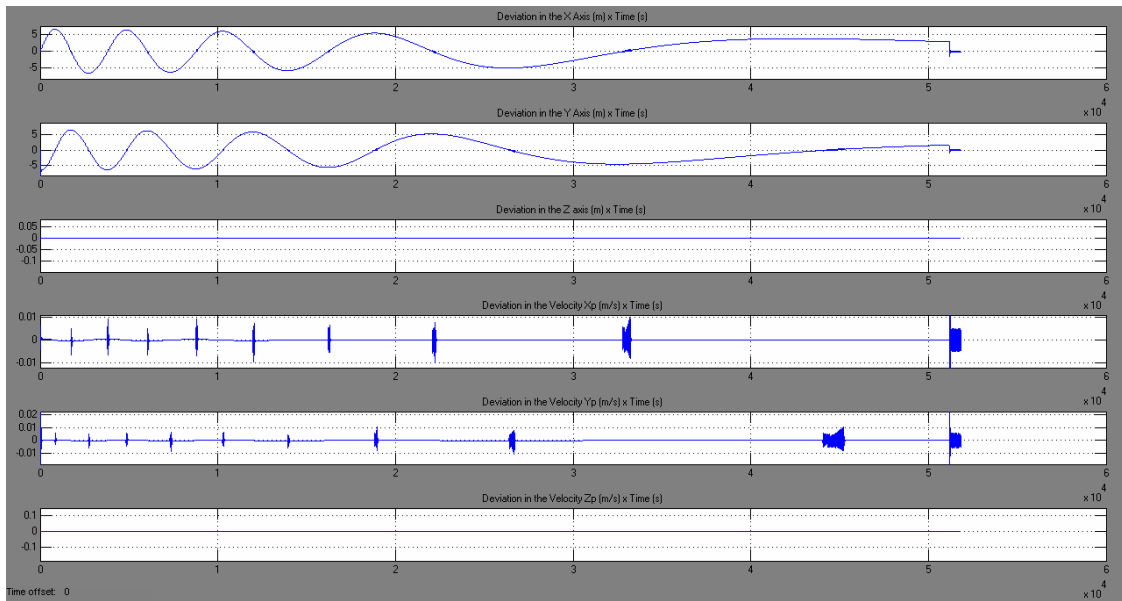


Figura 4. 123 – Gráfico dos desvios de posição e velocidade ao longo da transferência

Para o desvio de velocidade na direção x, pode-se observar que a magnitude máxima apresentada foi da ordem de 0,015m/s. Observa-se que o desvio na maior parte do tempo esteve próximo a zero e apresentando magnitudes da ordem de 0,015m/s espaçados entre períodos de tempo que gradativamente aumentaram. Estes instantes onde a amplitude do desvio atingiu estes picos de desvio de 0,015m/s são exatamente os instantes onde ocorreram os acionamentos do propulsor, ou seja, os instantes onde o raio orbital foi aumentado e os trechos entre um acionamento e outro representam os períodos orbitais para cada órbita gerada, que gradativamente foi maior devido ao aumento do raio da órbita. Na direção y o comportamento do desvio foi similar ao apresentado na direção x porém com uma defasagem com relação aos instantes de aplicação, com isso observa-se que primeiro o propulsor foi ligado na direção x e depois na direção y. Finalmente na direção z não foram apresentados desvios, pois como já mencionado anteriormente, a transferência se deu no plano orbital (x,y).

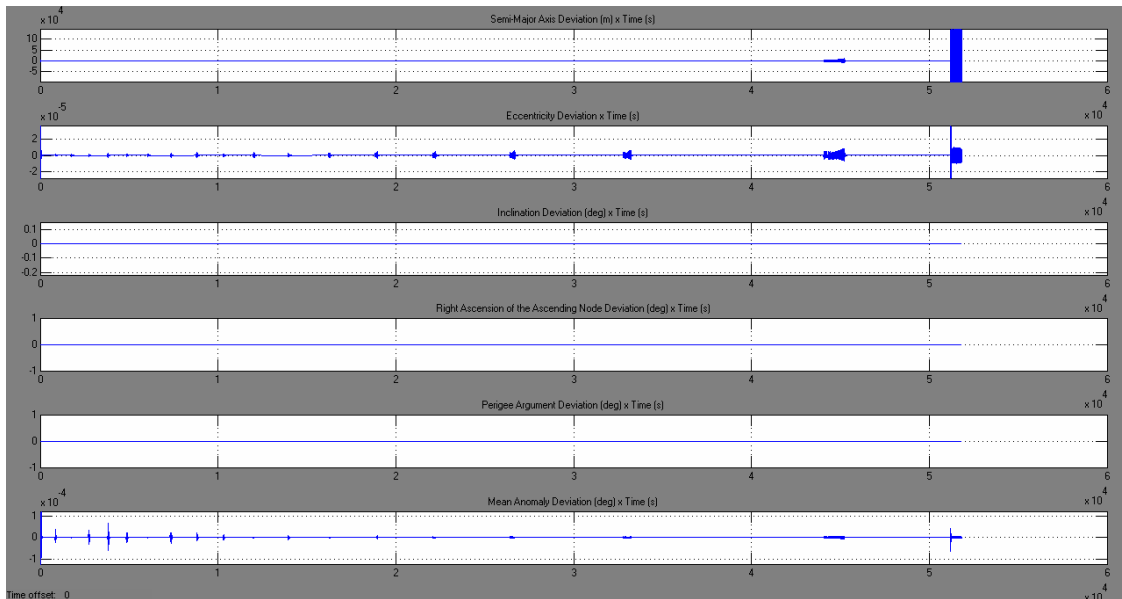


Figura 4. 124 – Gráfico dos desvios nos elementos Keplerianos ao longo da transferência

Na Figura 4.124 são apresentados os resultados referentes aos desvios nos elementos Keplerianos. Pode-se observar que o semi-eixo maior praticamente não sofreu desvios ao longo de toda a transferência orbital, porém no instante $4,5 \times 10^4$ s pode-se perceber um desvio de magnitude pequena. Este desvio se repetiu na excentricidade e anomalia média e indica o momento em a órbita deixa de ter um comportamento parabólico e começa a tender para um comportamento hiperbólico. A excentricidade apresentou desvios da ordem de 5×10^{-6} nos instantes em que o propulsor foi ligado para aumentar o raio orbital.

A inclinação da órbita, a ascensão reta do nodo ascendente e o argumento do perigeu não apresentaram desvios, ou seja, uma vez que a transferência orbital foi efetuada no plano orbital x, y e não existiram desvios de posição nem velocidade na direção z, era esperado que estes elementos Keplerianos não apresentassem desvios.

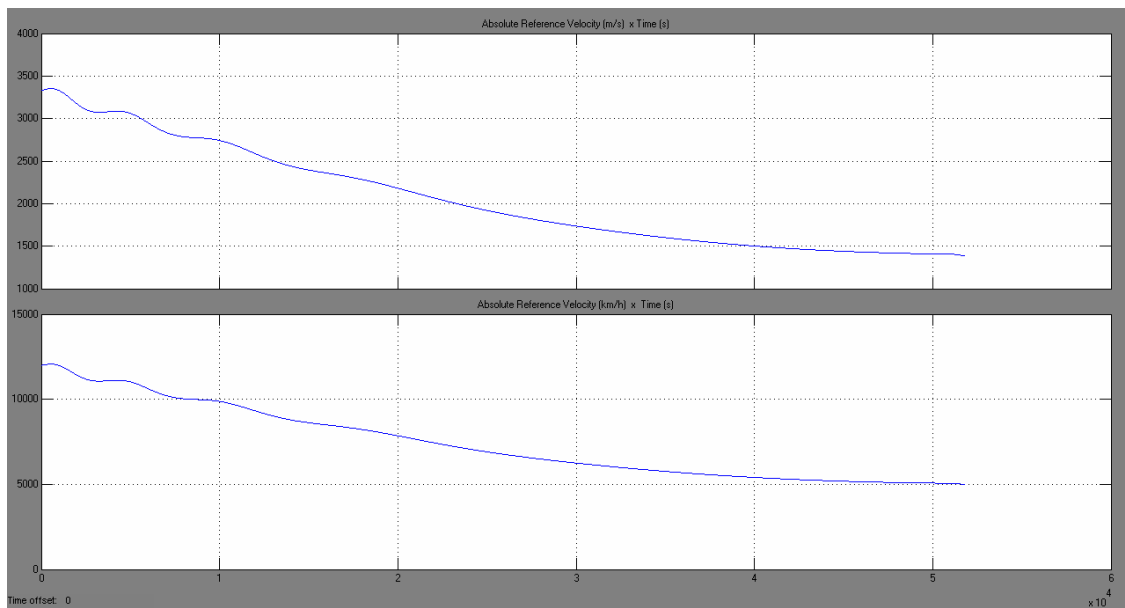


Figura 4. 125 – Gráfico da velocidade absoluta de referencia do satélite

As Figuras 4.125 e 4.126 podem ser analisadas de forma paralela e comparativa. Na Figura 4.125 é mostrado o comportamento da velocidade absoluta e na Figura 4.126 mostra-se o comportamento do período orbital.

Na primeira nota-se que a velocidade absoluta do satélite diminui gradativamente com o tempo, enquanto que o período orbital aumenta gradativamente com o tempo. Isto mostra a aplicação da lei de gravitação universal, a qual descreve que a aceleração da gravidade varia de forma inversamente proporcional ao raio elevado ao quadrado, ou seja, à medida que o satélite afasta-se da Terra com o aumento do raio e conseqüentemente o aumento do período orbital, a taxa de variação de velocidade será menor, demonstrando que o satélite está perdendo velocidade com o tempo.

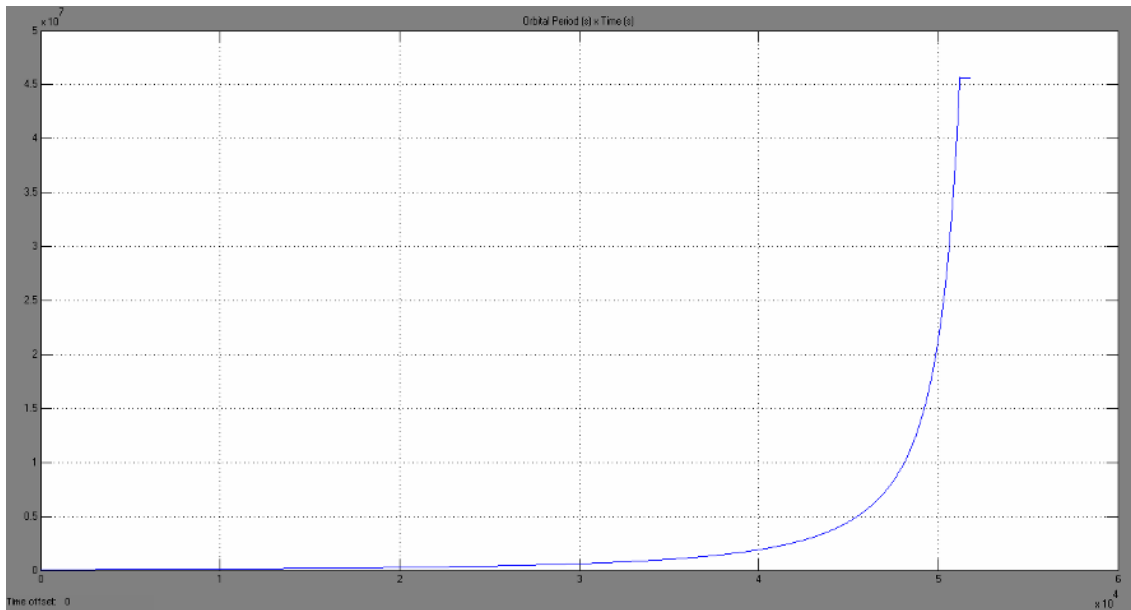


Figura 4. 126 – Gráfico de comportamento do período orbital

Na Figura 4.127 o comportamento da posição do satélite ao longo do tempo, na qual é mostrada que o satélite está distanciando-se da Terra ao longo do tempo através do aumento do raio da órbita nas direções x e y, enquanto que na direção z o satélite não sofre alterações, com isso demonstra-se também que o aumento a órbita de transferência ocorre no plano orbital.

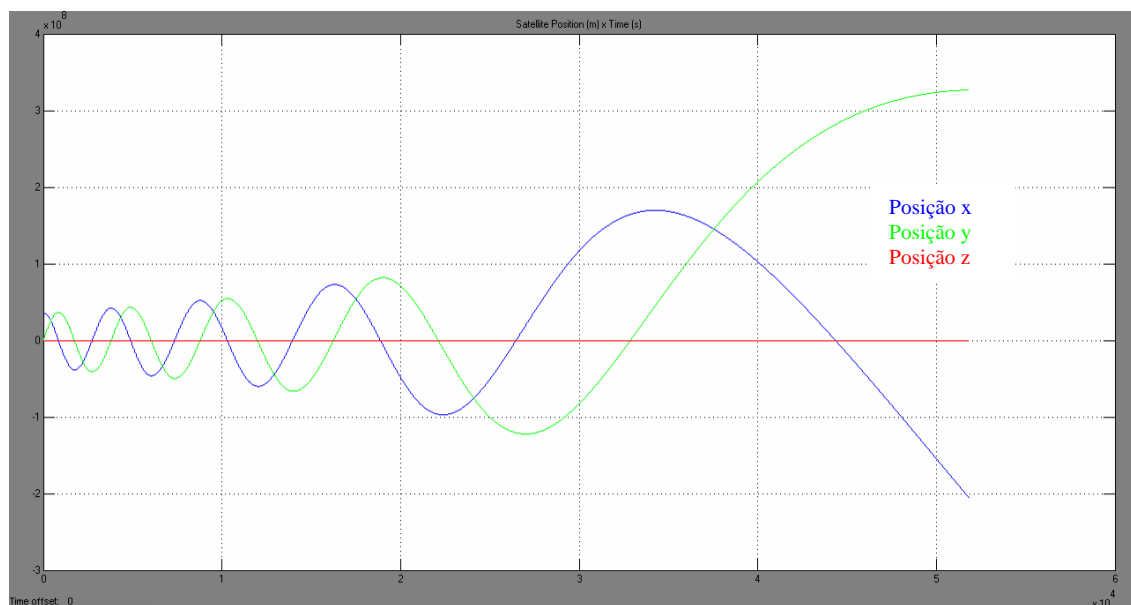


Figura 4. 127 – Gráfico da posição do satélite (x, y e z) ao longo da transferência

A Figura 4.128 mostra o comportamento da velocidade nas três direções, na qual percebe-se a forma decrescente das curvas apresentadas nas direções x e y, enquanto que na direção z não há alteração.

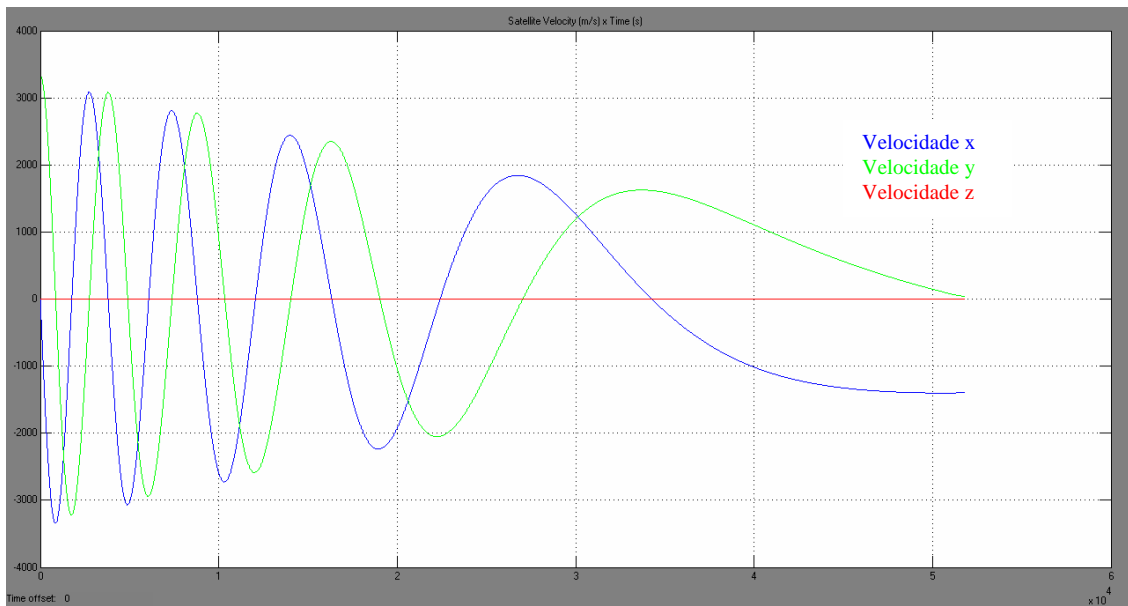


Figura 4. 128 – Gráfico da velocidade do satélite nas direções x, y e z ao longo da transferência

Nas Figuras 4.130 a 4.132 são apresentados os resultados de incremento de velocidade para as três direções.

Observa-se que o comportamento dos incrementos de velocidades para as direções x e y são similares. Ao longo do tempo a magnitude do incremento de velocidade foi decrescendo à medida que o raio orbital foi aumentando, além disso, nota-se que os períodos de tempo entre os incrementos ficaram mais espaçados devido ao aumento do raio da órbita.

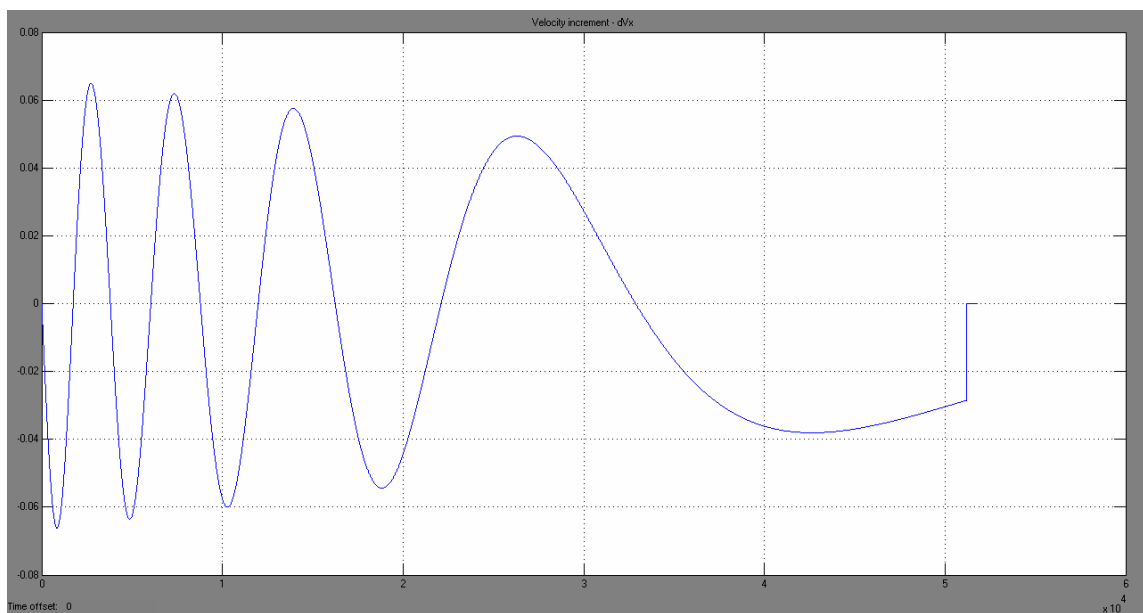


Figura 4. 129 – Gráfico de incremento de velocidade na direção x

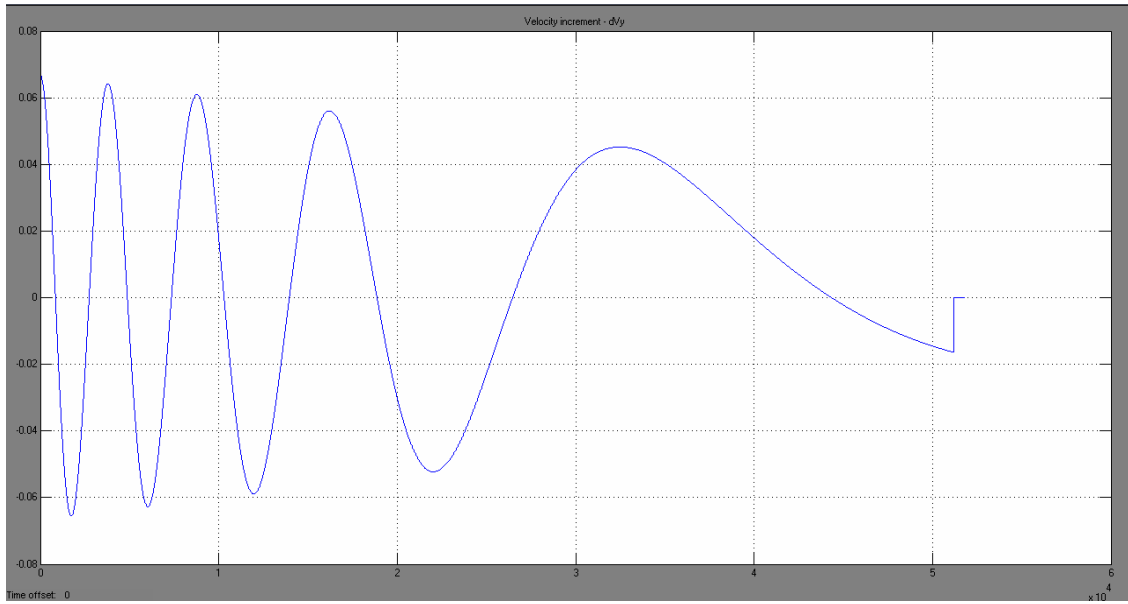


Figura 4. 130 – Gráfico de incremento de velocidade na direção y

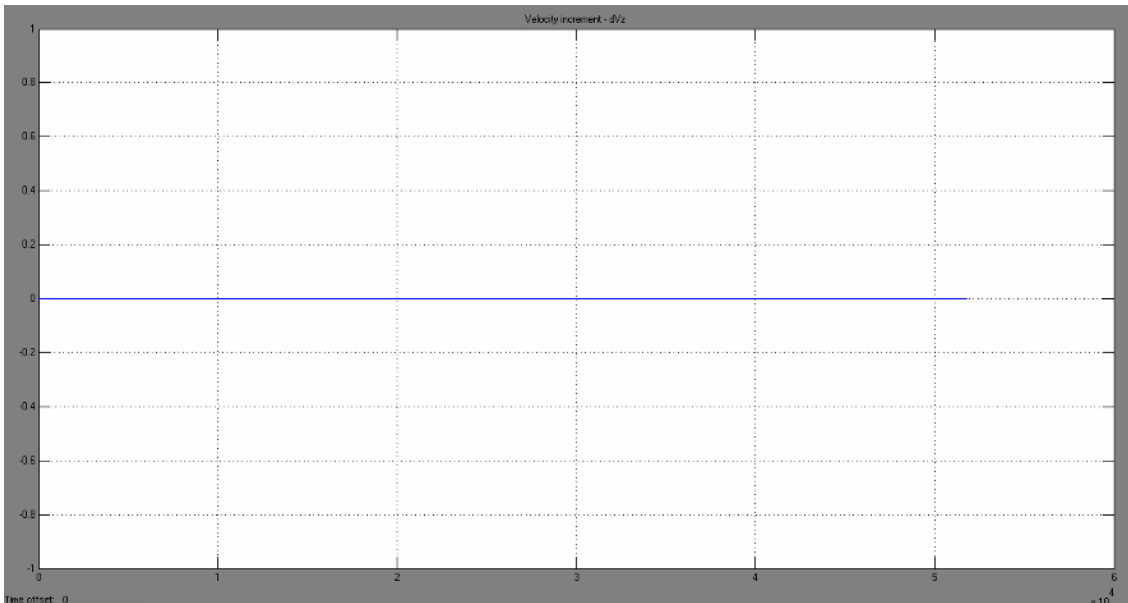


Figura 4. 131 – Gráfico de incremento de velocidade na direção z

Para a direção z percebe-se pela Figura 4.131 que não existiram incrementos ao longo da transferência orbital.

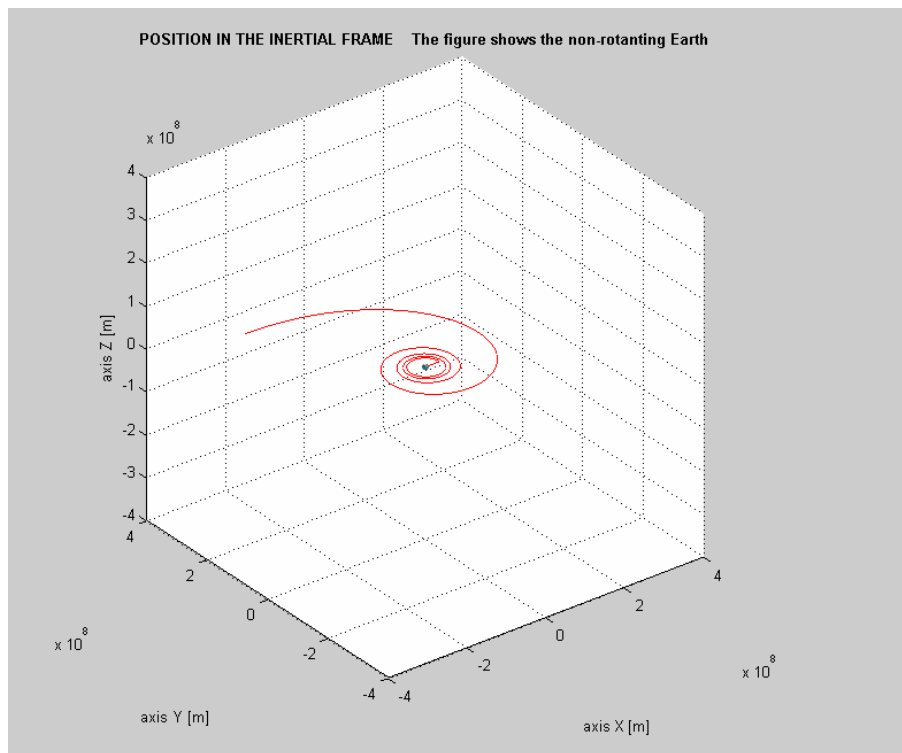


Figura 4. 132 - Gráfico da trajetória do satélite durante a transferência Terra-Lua

A Figura 4.132 mostra as órbitas geradas na transferência orbital e o aumento gradativo do raio da órbita. Consegue-se também perceber que no trecho final da transferência existe uma tendência da órbita se tornar hiperbólica, deixando de apresentar um comportamento elíptico.

A posição final da órbita mostrada na Figura 4.133 indica que o satélite atingiu a órbita da Lua.

4.4.2 - Transferência Terra-Lua com influencia dos erros nos propulsores

Neste item serão apresentados os resultados gráficos para a mesma órbita de transferência do item 4.4.1, porém considerando os erros nos propulsores, o que torna este caso mais realístico que o anterior. Com isso pode-se perceber qual a influência do erro dos propulsores no comportamento dos desvios de posição, velocidade e nos elementos keplerianos.

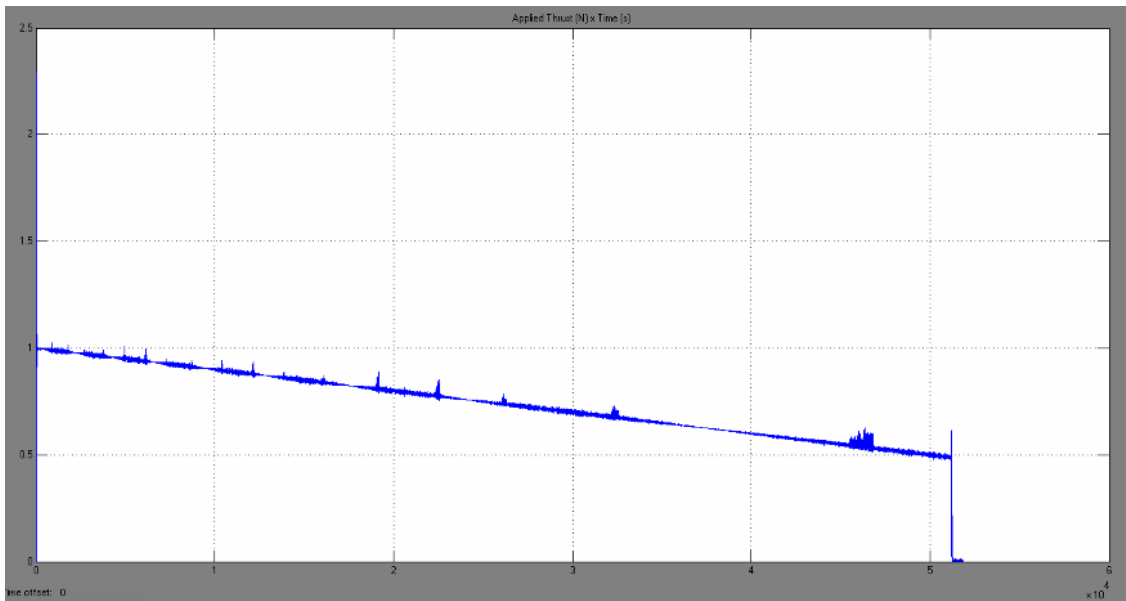


Figura 4. 133 – Força-impulso aplicada ao longo da transferência

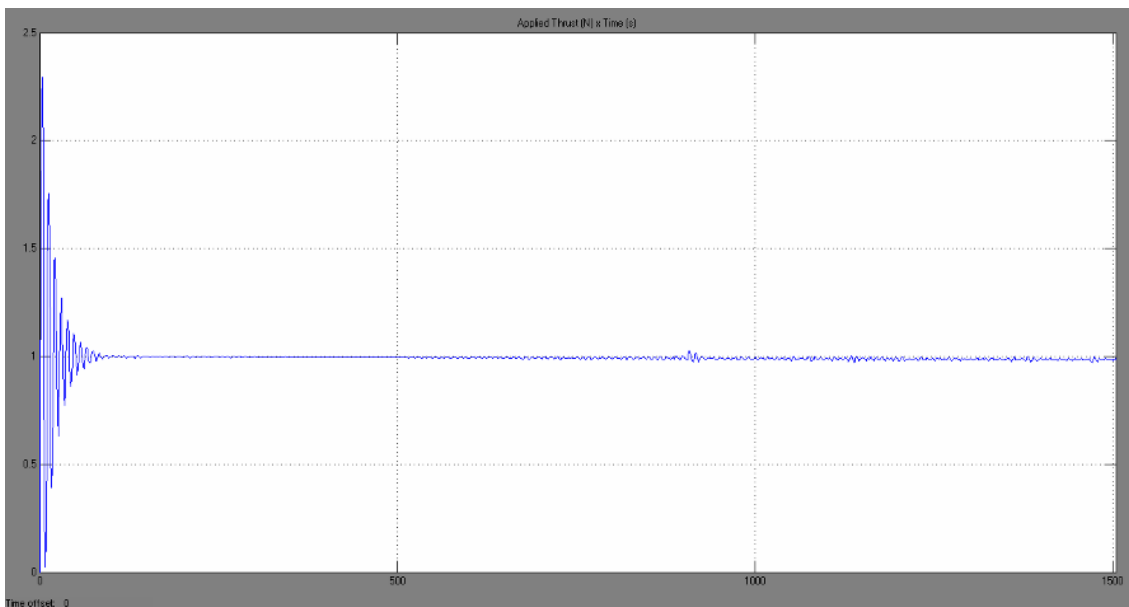


Figura 4. 134 – Força-impulso aplicada nos instantes iniciais da transferência

Nas Figura 4.133 e 4.134 é apresentado o comportamento da força-impulso ao longo da transferência orbital. Percebe-se que a diferença principal entre a Figura 4.114 e a Figura 4.115 é o erro residual gerado ao longo do tempo que apresenta oscilações com magnitudes maiores que as observadas no momento do aumento do raio orbital e nos trechos intermediários entre os picos de aumento de raio. De forma geral a magnitude da força-impulso é bastante similar a do item 4.4.1.

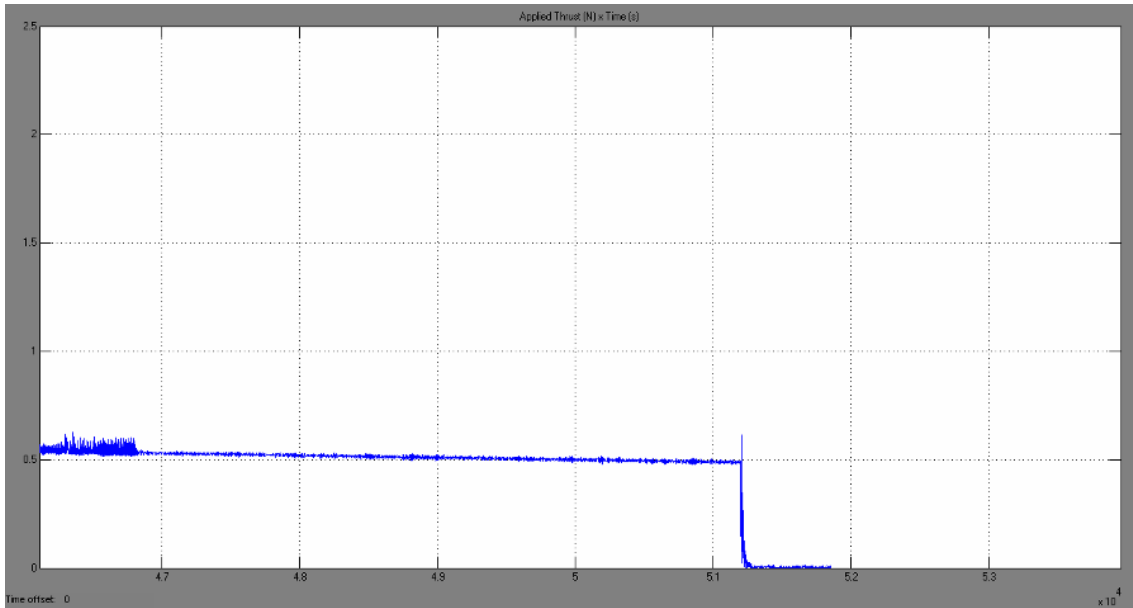


Figura 4. 135 – Força-impulso aplicada nos instantes finais da transferência

A Figura 4.135 mostra o comportamento da força-impulso nos instantes iniciais, o qual é bastante similar ao item 4.4.1. Comparando a Figura 4.115 com a Figura 4.135, percebe-se que os erros nos propulsores geraram pequenas amplitudes de força-impulso ao longo do tempo, porém com magnitude insuficiente ao ponto de levar o sistema a instabilidade. A diferença principal está no fato de que os erros nos propulsores irão aumentar o consumo de combustível ao longo do tempo.

A Figura 4.136 mostra o trecho final da aplicação da força-impulso, na qual também é notada a presença de oscilações referentes aos erros nos propulsores.

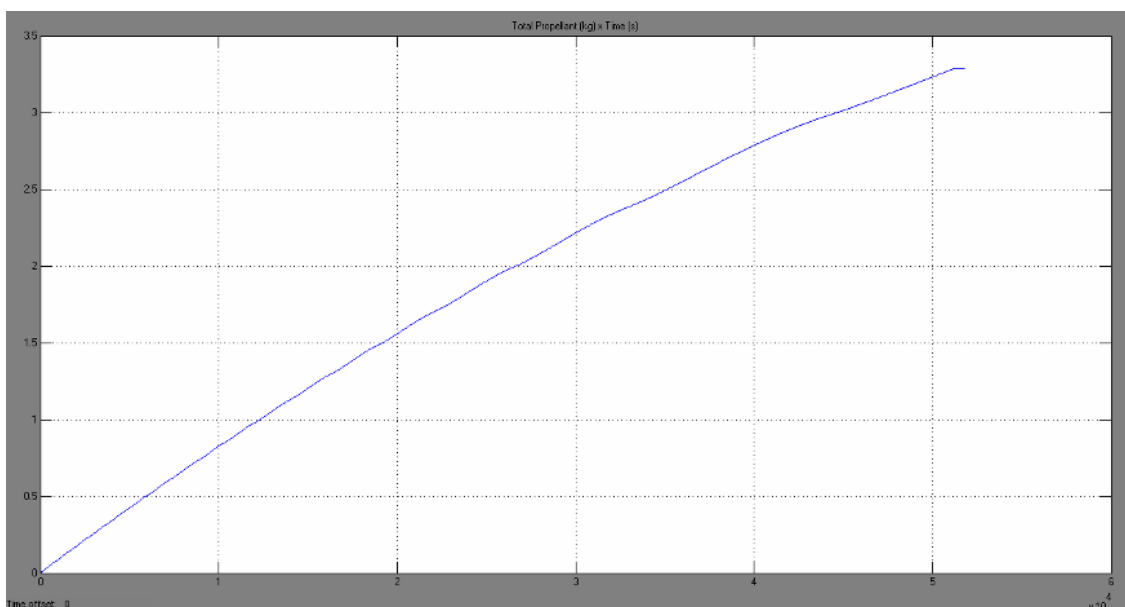


Figura 4. 136 – Gráfico do combustível total gasto ao longo da transferência

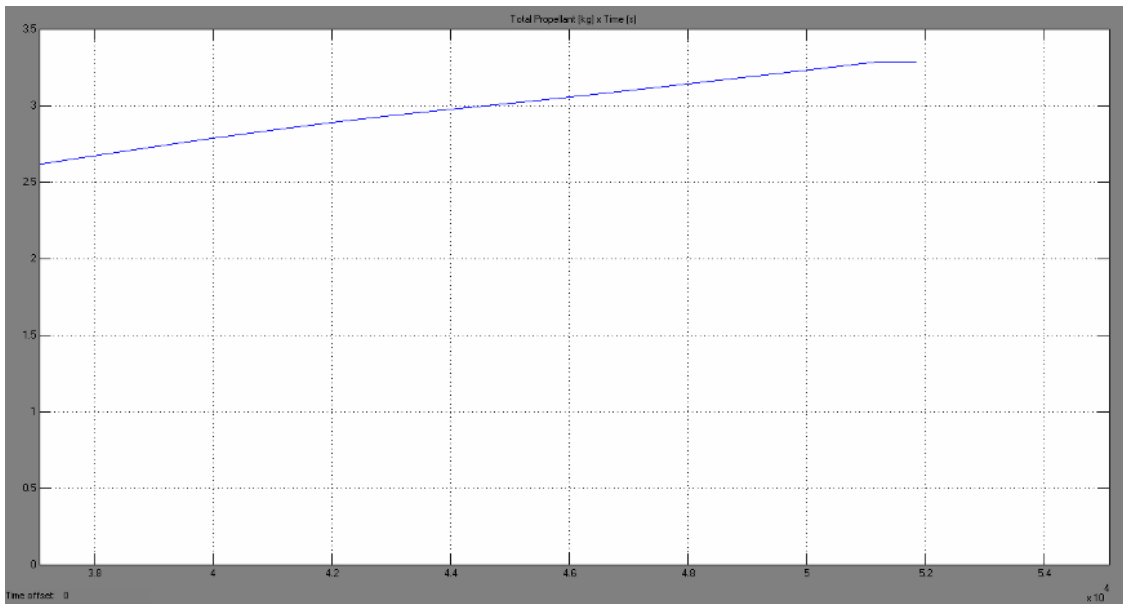


Figura 4. 137 – Gráfico do combustível total gasto nos instantes finais da transferência

As Figuras 4.137 e 4.138 são relativas ao consumo de combustível total durante a transferência. Comparando-as com a Figura 4.118 com a Figura 4.138 nota-se que existiu um aumento do consumo total. Para o item 4.4.1 o consumo foi de 3,28Kg e para este item o consumo total foi de 3,32Kg, ou seja, o consumo adicional para compensar os erros dos propulsores foi de 0,04Kg de combustível.

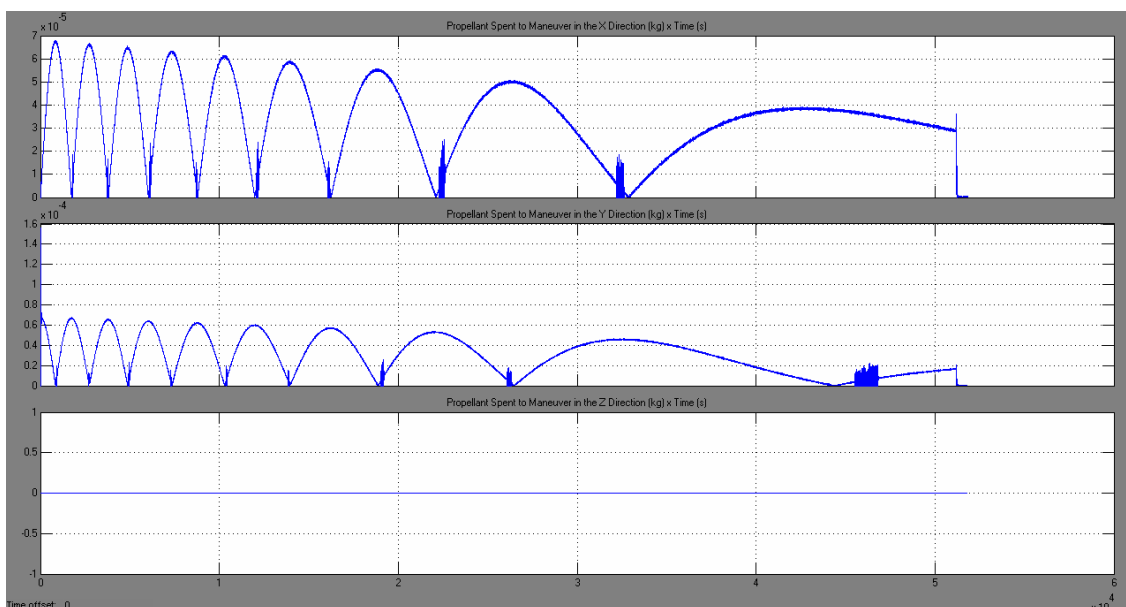


Figura 4. 138 – Gráfico de combustível gasto em cada uma das direções

A Figura 4.139 mostra o consumo de combustível em cada uma das direções. Comparativamente à Figura 4.119 do item 4.4.1, pode-se dizer que a forma de curva apresentada na Figura 4.139 é a mesma, porém neste caso percebe-se que os erros dos

propulsores inseriram pequenas oscilações, ou seja, sinais perturbadores ao longo de todo o comportamento do consumo de combustível. O gráfico apresentado para a direção x foi o que mostrou uma maior oscilação, principalmente na parte final da curva de consumo, em que se pode observar o trecho onde provavelmente o comportamento se aproxima de uma órbita hiperbólica. Para a direção y o comportamento também foi mantido apenas com o incremento dos erros dos propulsores e para a direção z novamente não houve alterações, pois o propulsor para a direção z não aplicou força-impulso, como já comentado anteriormente no item 4.4.1.

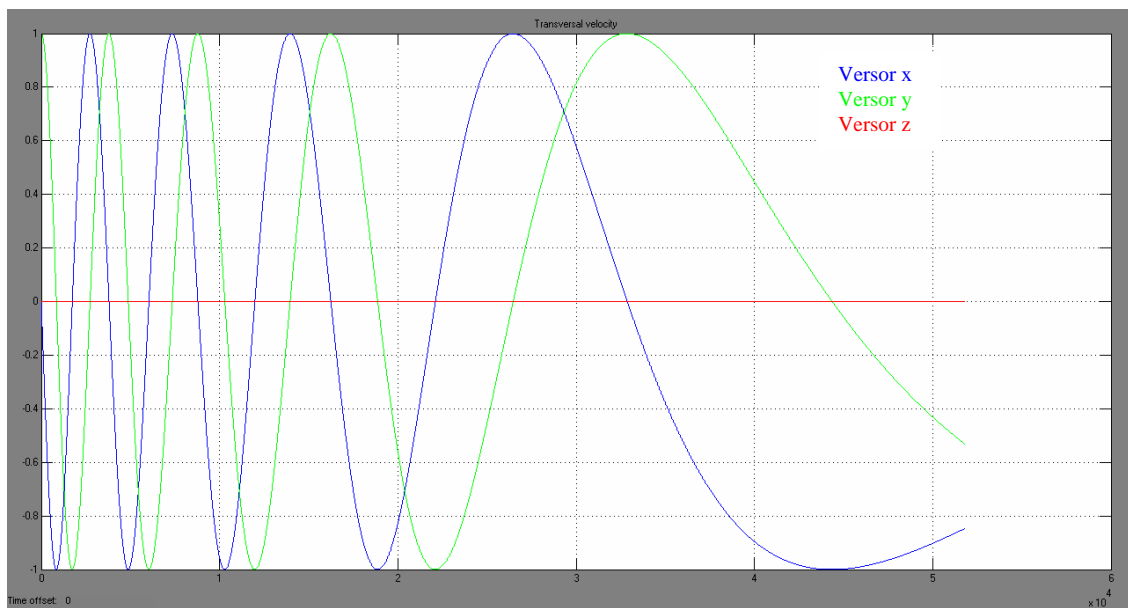


Figura 4. 139 – Gráfico da velocidade transversal nas três direções

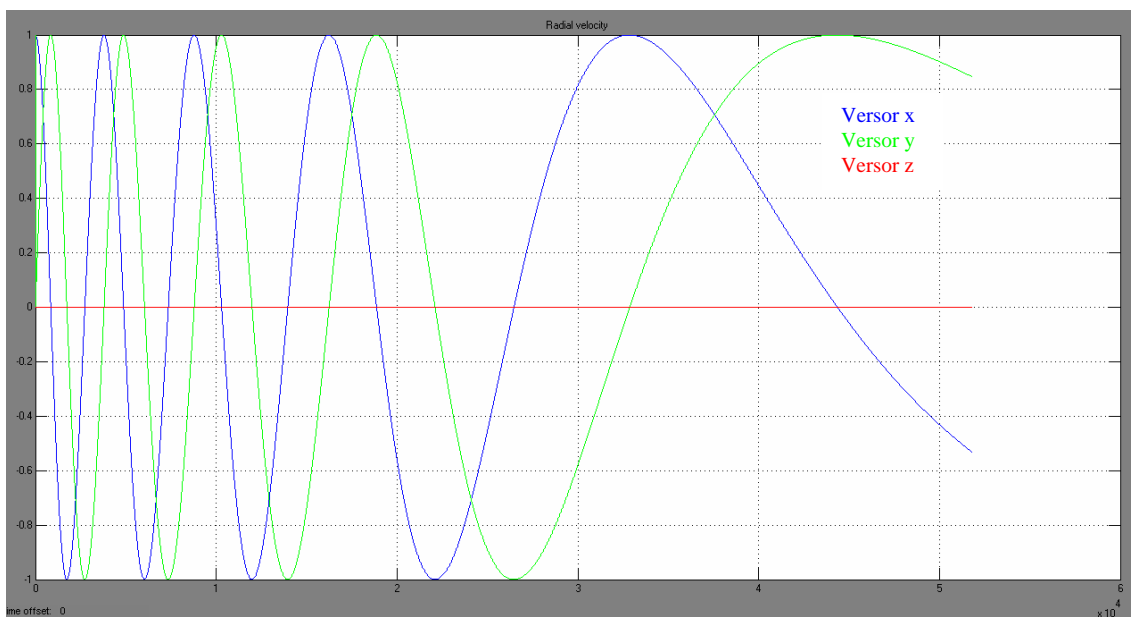


Figura 4. 140 – Gráfico da velocidade radial nas três direções

As Figuras 4.139 e 4.140 apresentam o comportamento das velocidades transversal e radial respectivamente. Estes gráficos referentes às velocidades, são similares aos apresentados no item 4.4.1, uma vez que eles representam os versores para cada uma das direções, e as magnitudes dos erros dos propulsores não foi suficientemente grande para alterar o comportamento destes versores de velocidade.

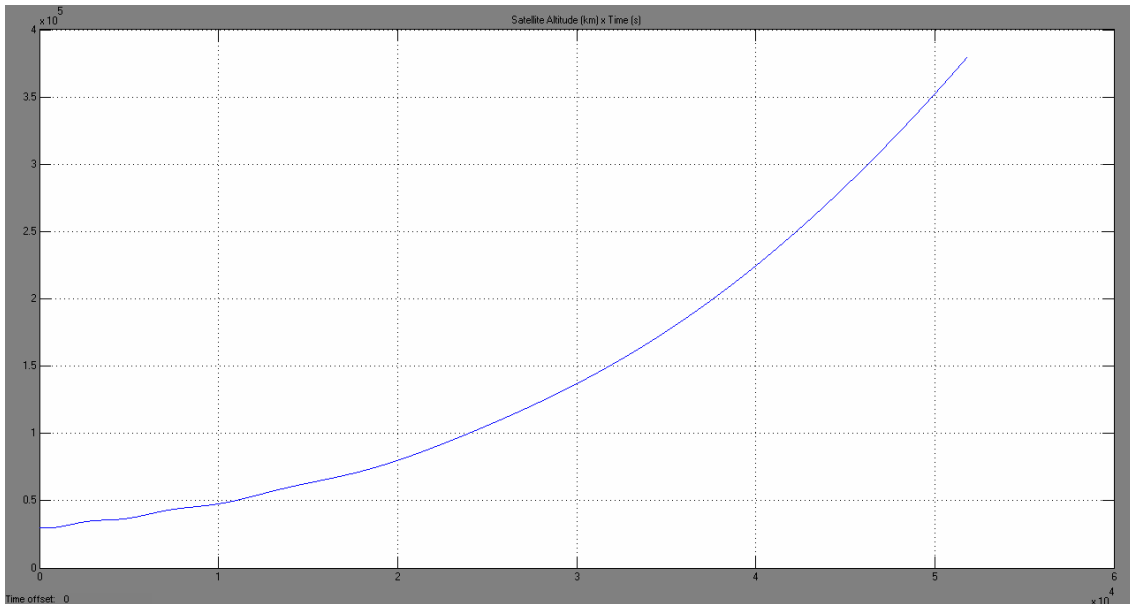


Figura 4. 141 – Comportamento da altitude do satélite

Na Figura 4.141 é demonstrado o comportamento da altitude do satélite ao longo da transferência orbital, da qual pode-se perceber que os erros não geraram oscilações significativas na altitude.

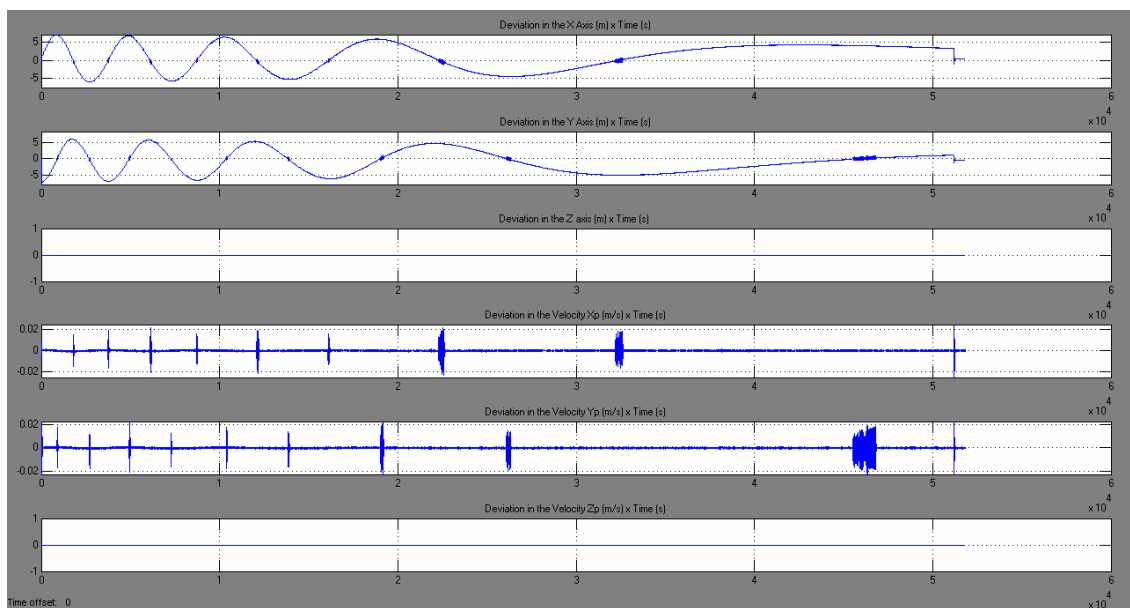


Figura 4. 142 – Gráfico dos desvios de posição a velocidade radial nas três direções

Na Figura 4.142 são apresentados os desvios de estado do satélite, ou seja, posição e velocidade. Com relação aos desvios de posição, para a direção x nota-se que a magnitude máxima foi de 10m, assim como apresentada no item anterior, porém ao se comparar os instantes dois pontos intermediários na transferência tanto na Figura 4.123, quanto na Figura 4.143 nota-se a influência dos erros dos propulsores na posição x. No instante $2,5 \times 10^4$ s na Figura 4.123 o valor de desvio foi de -5m e na Figura 4.143 o desvio foi de -4,5m. Este instante mostra que o erro do propulsor deslocou a magnitude do desvio. Outro instante que mostra a influência do erro do propulsor foi em 4×10^4 s. Na Figura 4.123 este instante apresentou um valor de desvio de 4m, na Figura 4.143 nota-se um desvio de 4,5m. Na direção y pode-se observar a influência dos erros dos propulsores de forma mais evidente nos instantes $3,2 \times 10^4$ s e 4×10^4 s. No instante $3,2 \times 10^4$ s o item anterior apresentou uma magnitude de -4,95m e para o mesmo instante a Figura 4.143 apresentou um valor de desvio da ordem de -4,9m. No instante 4×10^4 s o item anterior apresentou um valor de -3m de desvio e para o mesmo instante a Figura 4.143 apresentou um valor de desvio de -2,5m. Para a direção z não existiram desvios de posição.

Para a velocidade na direção x, pode-se observar que o item anterior apresentou um valor de desvio máximo de 0,02m/s e neste item que considera o erro nos propulsores a magnitude máxima do desvio foi de 0,04m/s. Para a velocidade na direção y a magnitude dos desvios apresentados no item anterior sem erro nos propulsores foi de 0,02m/s e com erro nos propulsores pode-se ver na Figura 4.143 um valor máximo de 0,04m. A velocidade na direção z não apresentou desvios.

Nos instantes em que o raio da órbita foi aumentado, nota-se que a magnitude dos desvios foi aumentada. No item anterior o qual não considerou os erros dos propulsores, havia sido notado que ocorriam desvios maiores nos instantes de aumento do raio orbital e neste item pode-se observar que os erros dos propulsores são somados aos erros gerados no instante do aumento do raio orbital, apresentando assim uma magnitude maior nestes instantes.

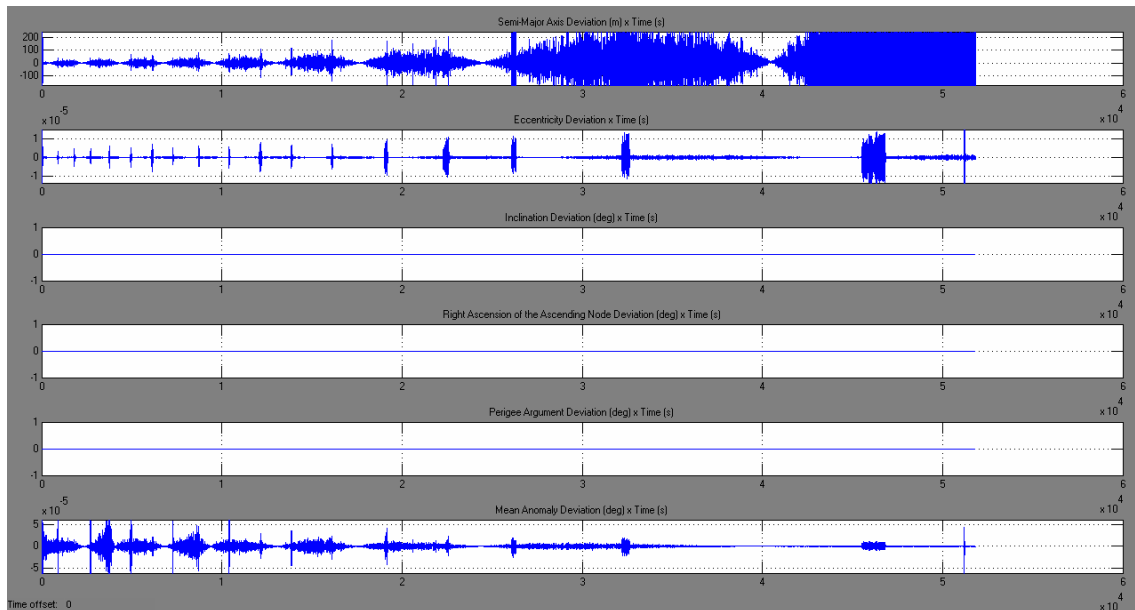


Figura 4. 143 – Gráfico dos desvios dos elementos Keplerianos

A Figura 4.143 apresenta os resultados dos desvios nos elementos Keplerianos. A inclinação, ascensão reta do nodo ascendente e argumento do perigeu foram elementos Keplerianos que não haviam apresentado desvios como foi mostrado no item 4.4.1, sendo que, para este caso, o qual considera o erro nos propulsores eles também não apresentaram desvios.

O semi-eixo maior não havia apresentado desvios ao longo da transferência orbital no item 4.4.1, mas baseado na Figura 4.144 pode-se perceber que para este caso existiram desvios de aproximadamente 400m no semi-eixo maior em virtude dos erros nos propulsores. A excentricidade também sofreu desvios relativos aos erros nos propulsores, apresentando uma magnitude máxima de 3×10^{-5} enquanto que no item anterior o desvio teve uma magnitude aproximada de 1×10^{-5} . A anomalia média apresentou desvios da ordem de $1,5 \times 10^{-4}$ graus referente aos erros nos propulsores, e no caso livre dos erros o desvio máximo foi da ordem de 1×10^{-4} graus.

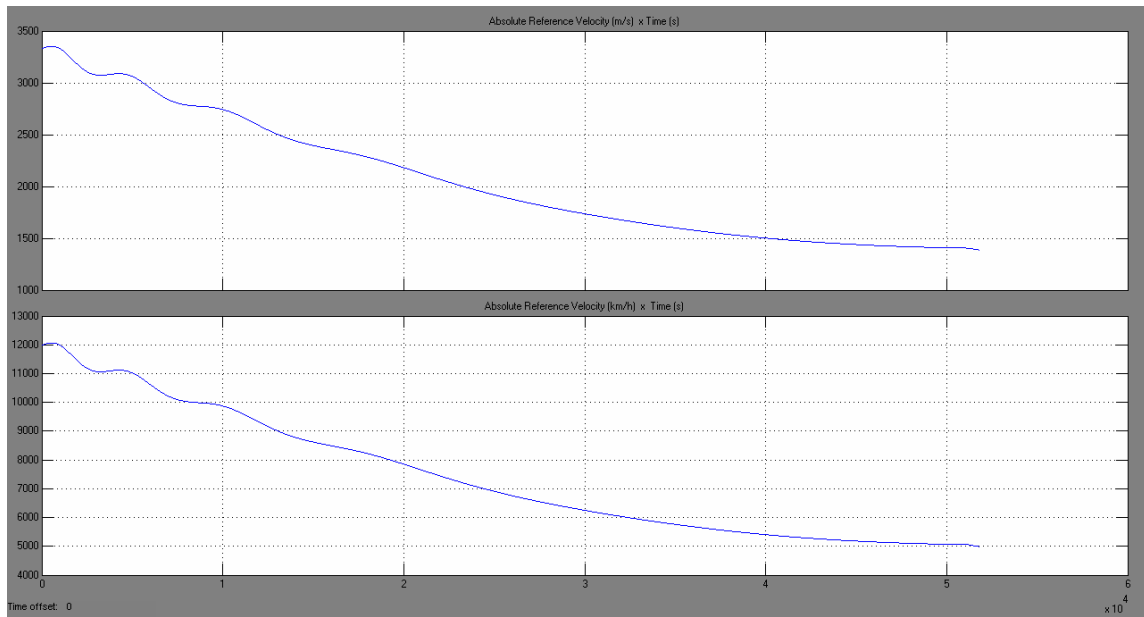


Figura 4. 144 – Gráfico da velocidade absoluta do satélite ao longo da transferência

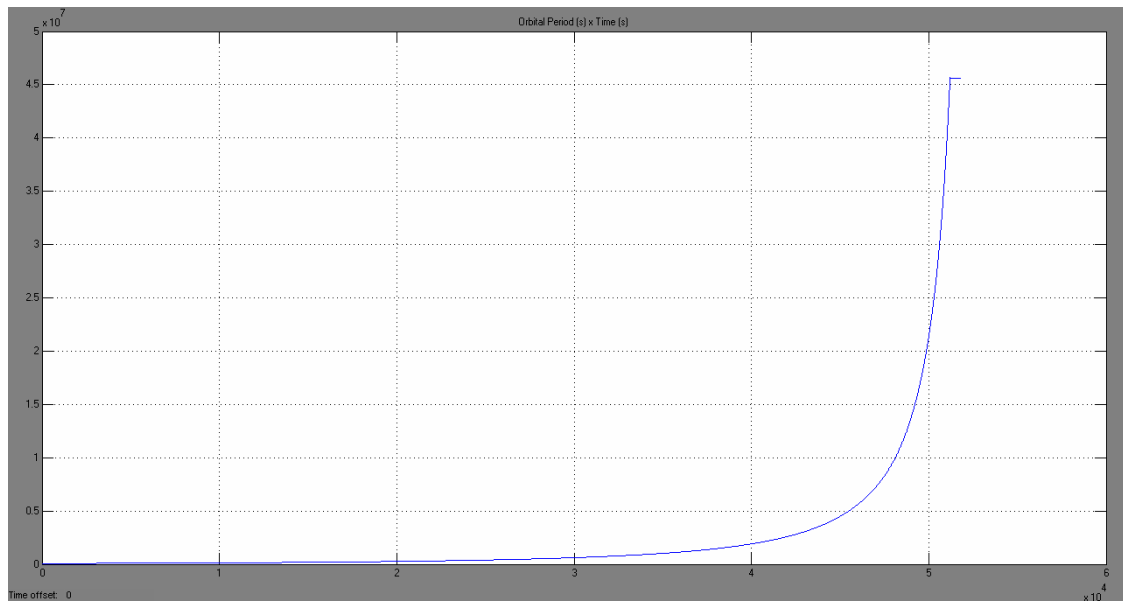


Figura 4. 145 – Gráfico do comportamento do período orbital

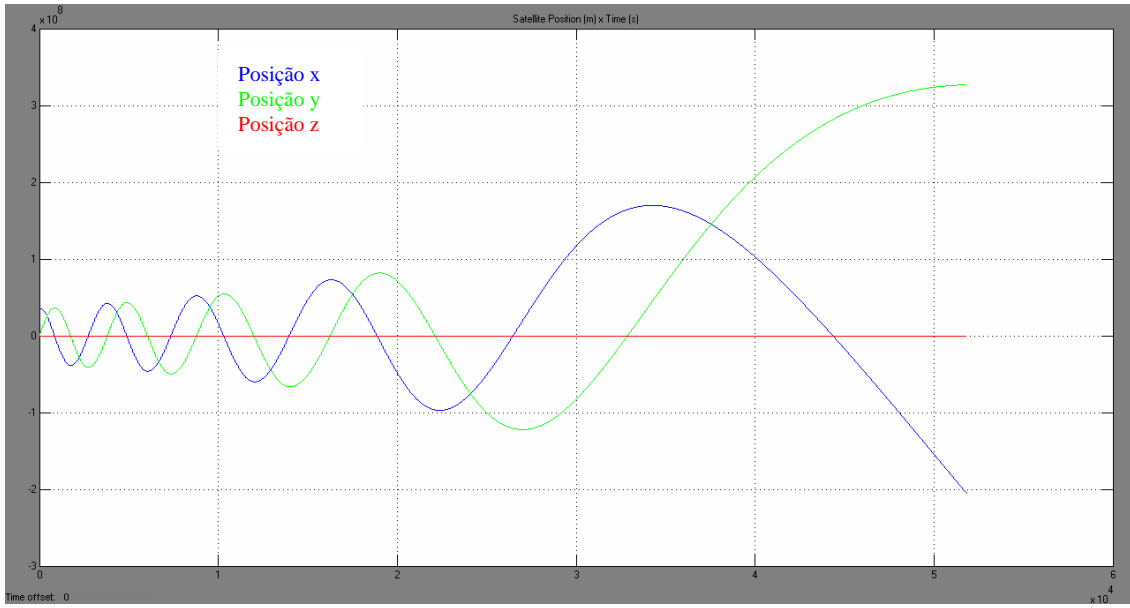


Figura 4. 146 – Gráfico da posição do satélite ao longo da transferência

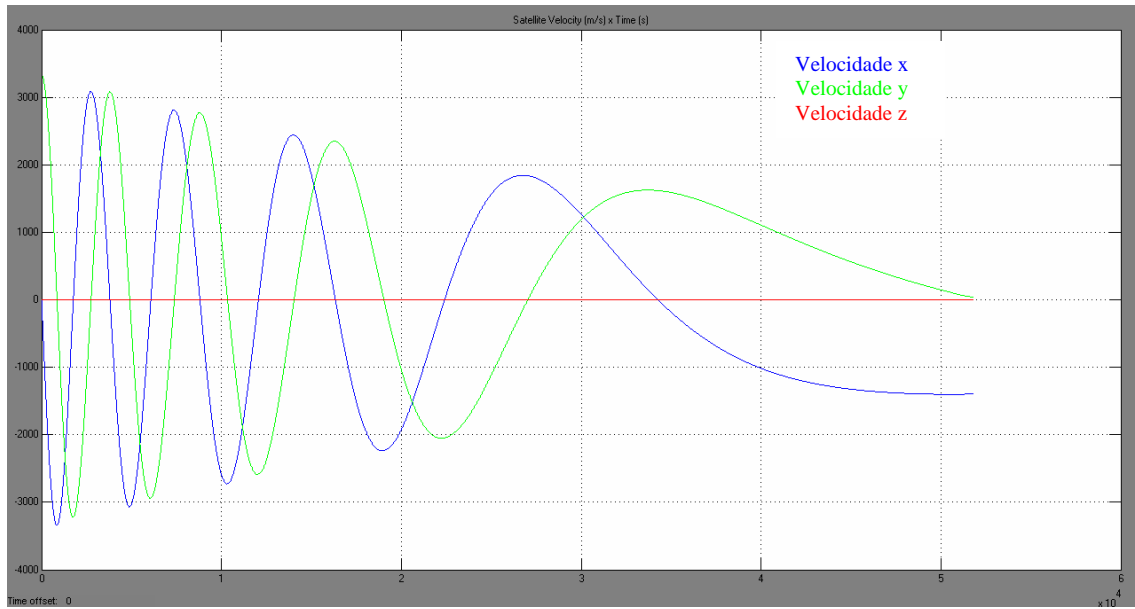


Figura 4. 147 – Gráfico do comportamento da velocidade do satélite ao longo da transferência

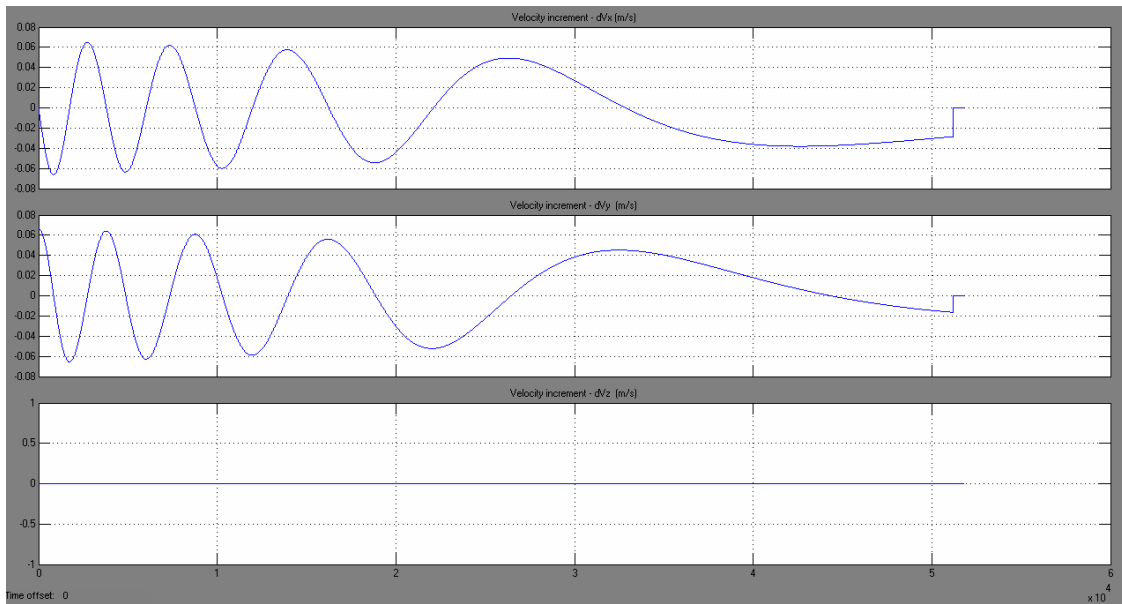


Figura 4. 148 – Incremento de velocidade para as três direções

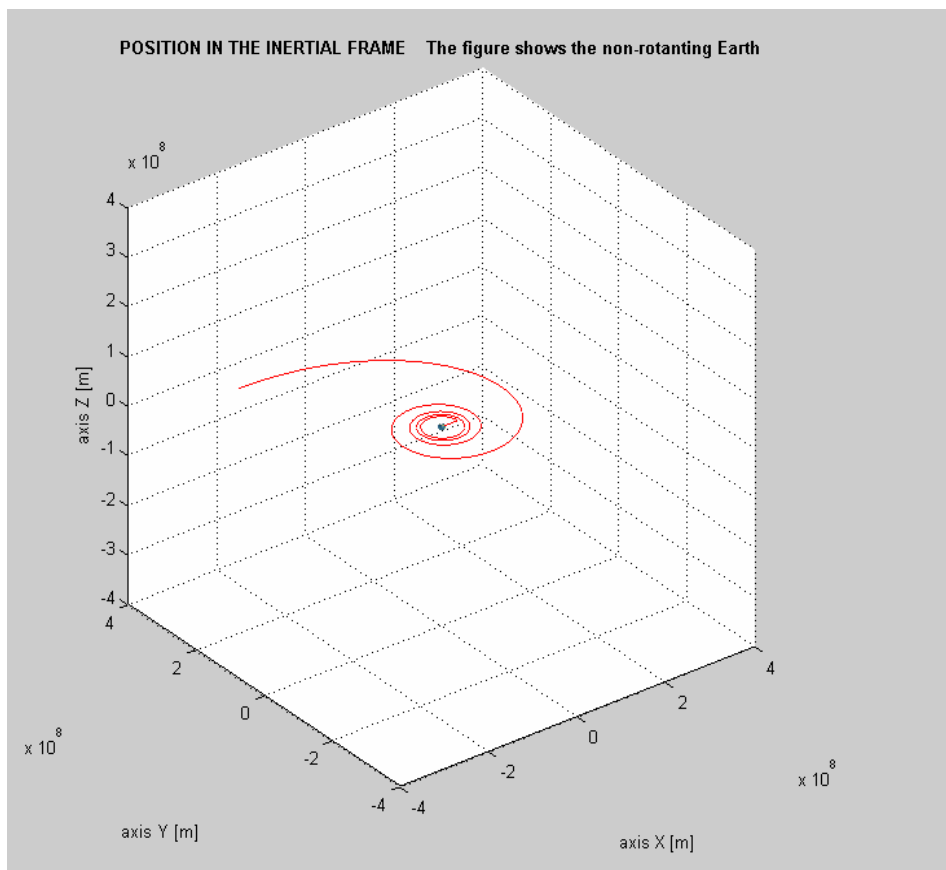


Figura 4. 149 - Gráfico da trajetória do satélite durante a transferência Terra-Lua

Os gráficos mostrados nas Figuras 4.145 a 4.149 seguem como ilustração, pois não apresentaram diferenças significativas que pudessem ser ressaltadas, entre o caso sem erro nos propulsores e o caso que considera o erro nos propulsores.

CAPÍTULO 5

CONCLUSÃO E COMENTÁRIOS

Neste trabalho foi utilizado um satélite de massa 300Kg, considerando que o satélite já encontrava-se em uma órbita terrestre. Analisou-se a aplicação do empuxo de forma tangencial a órbita, para aumento do semi-eixo maior. Foi utilizado um sistema de controle para corrigir as não-idealidades dos propulsores durante a aplicação do empuxo e analisado o seu comportamento ao longo do tempo com relação aos seus limites de saturação. Também foi analisado o sistema de propulsão em manobras de empuxo contínuo de longo prazo e as não idealidades do propulsor neste tipo de manobra.

No sistema de controle para as manobras de transferência foram utilizados controladores PD, PI e PID.

A primeira simulação tratou da comparação com os resultados obtidos com o programa de Prado (1989). Os resultados encontrados em Prado (1989) foram relativos a exemplos utilizando o método direto para a determinação da trajetória ótima, conforme descrito em Biggs (1978), considerando vários arcos de propulsão. Nestes resultados conseguiu-se mostrar comparativamente, que o nível de consumo de combustível foi muito próximo, apresentando uma margem de erro de 2,2 % maior do que o consumo encontrado em Prado (1989). Com isso conseguiu-se mostrar que para as outras simulações, e até para exemplos práticos futuros, os resultados encontrados podem ser considerados confiáveis.

A simulação no item 4.2, tratou de manobras orbitais, que são submetidas a aplicação de força-impulso tangencialmente durante um período de tempo. Neste caso como os empuxos ocorrem sempre na direção tangencial, conseguiu-se verificar o aumento do semi-eixo maior. Os empuxos de longo prazo aplicados pelo propulsor nesta manobra de órbita circular, mostraram a influência que causam ao longo do tempo nos estados, posição e velocidade, e nos elementos Keplerianos. Os resultados apresentados foram divididos em 2 etapas, na primeira etapa apresentaram-se os resultados para uma órbita livre de perturbações, ou seja, não considerando as não-idealidades dos propulsores e com isso a capacidade do sistema de controle em eliminar o erro instantâneo relativo a aplicação do empuxo, porém pelo fato de ter se considerado um propulsor ideal, conclui-se que o comportamento do sistema de controle foi satisfatório, pois não foram apresentados erros residuais. Na segunda etapa foram feitas

as simulações considerando as não-idealidades dos propulsores, da qual conclui-se que as não-idealidades dos propulsores influenciaram os estados do sistema, gerando desvios de posição e velocidade ao longo do tempo no momento da aplicação do empuxo, além disso, percebeu-se que as não-idealidades dos propulsores geraram erros residuais que não conseguiram ser eliminados ao longo do tempo. Pode-se concluir que o sistema de controle teve um desempenho satisfatório, pois conseguiu eliminar de forma efetiva o erro do regime transitório. Com relação ao erro estacionário, conclui-se que se um estudo mais detalhado dos ganhos do controlador PI, PID for realizado, os resultados serão significativamente melhores, pois o sistema de controle poderá ter maior capacidade de diminuição deste erro.

A terceira etapa dos resultados mostrou o comportamento do sistema de controle quando submetido aos seus limites de saturação. Para isso foi utilizada uma órbita Molnyia que possui uma inclinação que por si mesma, inibe a presença de perturbações. O sistema de controle foi levado a saturação através do choque gradativo de partículas, tidas como meteoritos, fixando a massa e os instantes de choque de cada uma delas. Percebeu-se que o sistema de controle respondeu de forma satisfatória, de forma a eliminar o erro de regime transitório, quando submetido ao choque de no máximo cinco partículas, pois quando submetido ao choque de seis ou mais partículas se tornou instável. Nos casos de choques até três partículas, notou-se certa dificuldade do controlador em eliminar o erro, pois à medida que o número de partículas foi aumentado, observou-se que o controlador levou um tempo maior para levar o sinal de controle de volta à estabilidade. Entre três e cinco partículas, notou-se que o sistema de controle passou a apresentar uma dificuldade ainda maior para eliminar o erro inicial gerado pelas colisões das partículas. Para o choque de seis partículas observou-se que o sistema de controle foi saturado e o satélite se tornou instável, pois o erro estacionário causado pela colisão das seis partículas, não diminuiu ao longo do tempo, mas de forma oposta, ele aumentou de forma indefinida, o que impossibilitou a diminuição do mesmo.

Conclui-se que, o limite de saturação para o sistema de controle utilizado pode sofrer um choque de seis partículas com os valores de massa considerados na simulação, assim o sistema de controle poderá ter um comportamento estável se forem considerados valores menores de massa das partículas, com relação ao sistema de controle pode-se concluir que se consideradas as mesmas condições iniciais de massa e instantes dos choques das partículas, um estudo mais detalhado nos controladores PID do sistema para as três direções, podem trazer melhoras nos resultados.

A última simulação apresentou o estudo do sistema de controle considerando as não-idealidades dos propulsores para uma manobra de transferência Terra-Lua, com o objetivo de que o satélite alcançasse a altitude da órbita lunar, ou seja, não foi apresentado um estudo detalhado sobre a captura do satélite no campo gravitacional lunar ou a saída do satélite da esfera de influência da Terra. A transferência se deu no plano orbital x, y e não existiram desvios na direção z . Os resultados analisados mostraram que o sistema de controle apresentou um desempenho satisfatório durante toda a transferência orbital. Os propulsores se mantiveram ligados ao longo de toda a transferência e apesar das não-idealidades dos propulsores os desvios de posição e velocidade apresentados foram, ao longo do tempo, diminuídos ou mantidos de forma efetiva. A propulsão iônica utilizada mostrou que pode apresentar vantagens com relação ao consumo de combustível para manobras de longo prazo. Neste caso houve também a diminuição gradativa da aplicação do empuxo, o que contribuiu no controle do erro de posição e velocidade, sendo que esta estratégia de controle foi adotada para que o satélite não assumisse uma órbita hiperbólica ao longo do tempo, pois os sistemas de propulsão iônica podem a longo prazo, fornecer velocidades muito mais elevadas do que aquelas observadas em sistemas com propulsão química, ou seja, este controle do nível de aplicação da força foi necessário neste caso, pois o intuito foi apenas de alcançar a órbita lunar.

Conclui-se que os desvios de estados apresentados, relativos aos erros nos propulsores em manobras de empuxo contínuo de longo prazo, podem ser diminuídos e mantidos ao longo do tempo com um sistema de controle em malha fechada.

Finalmente pode-se observar que as simulações apresentaram manobras de empuxo contínuo de longo prazo, uma vez que, observou-se que os períodos de queima da propulsão utilizada foram de no mínimo 6 minutos, tempo na qual os propulsores permaneceram continuamente ligados, enquanto que as propulsões impulsivas comumente utilizadas apresentam na prática arcos de queima da ordem de 4 a 8s. Conclui-se que a utilização do empuxo contínuo de longo prazo, apresenta vantagens relacionadas a economia de consumo de combustível quando aplicado em manobras de transferências orbitais e manobras onde se utiliza o método do aumento gradativo do semi-eixo maior. Constatou-se ainda, a necessidade de um sistema de controle de trajetória em malha fechada, sem o qual não seria possível eliminar os erros de forma tão eficiente.

CAPÍTULO 6

SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Para a continuidade deste trabalho são apresentadas as seguintes sugestões:

- ❖ Um estudo e aprimoramento do sub-sistema de guiamento.
- ❖ Estudo e implementação de um sub-sistema para controle de atitude do satélite.
- ❖ Um estudo mais detalhado da determinação dos ganhos dos controladores.
- ❖ Estudo dos desvios provocados por vibrações mecânicas da estrutura, dos painéis e elementos móveis do satélite.
- ❖ Um estudo considerando uma transferência interplanetária utilizando manobras de empuxo contínuo de longo prazo.
- ❖ Estudo comparativo para uma transferência interplanetária considerando propulsão química e propulsão iônica.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

BIGGS, M. C. B., **The optimisation of spacecraft orbital manoeuvres**. Part I: linearly varying thrust angles. Connecticut, USA: The Hattfield Polytechnic Numerical Optimisation Centre, 1978.

BIGGS, M. C. B., **The optimisation of spacecraft orbital manoeuvres**. Part II: using Pontryagin's maximum principle. Connecticut, USA; The Hattfield Polytechnic Numerical Optimisation Centre, 1979.

EHRICKE, K. A., **Principles of guided missile design**. 2. ed: Princeton, New Jersey: D. Van Nostrand Company, Inc, 1962.

GREENWOOD D. T., **Principles of dynamics**. 2. ed. New Jersey: Prentice Hall, Upper ,1988.

JESUS, A. D. C. de; SOUZA, M. L. O.; PRADO, A. F. B. A. Monte-Carlo analysis of nonimpulsive orbital transfers under thrust errors. In: AAS/AIAA ASTRODYNAMICS SPECIALIST CONFERENCE, 1999, Girdwood, Alaska . **Proceedings...** Girdwood: AAS/AIAA , 1999. paper AAS 99-424.

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

MAREC J. P., **Optimal space trajectories**. Amsterdam, Netherlands: Elsevier, 1979, ISBN 0-444-418-12-1

MEIROVITCH L., **Methods of analytical dynamics**. . New York, Mineola: Dover publications, 1970.

OGATA, K., **Engenharia de controle moderno**. 4. ed. São Paulo: Prentice Hall Inc, Person Education do Brasil, 2005.

PRADO, A. F. B. A., **Análise, seleção e implementação de procedimentos que visem manobras ótimas de satélites artificiais**. São José dos Campos. 246p. (INPE-5003-TDL/397). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial/Mecânica Orbital) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 1989.

ROCCO, E. M., **Transferências orbitais bi-impulsivas com limite de tempo**. São José dos Campos. (INPE-6676-TDI/626). Dissertação de Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espacial/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), 1997.

ROCCO, E. M., **Trajetórias interplanetárias**. São José dos Campos. (INPE-6823-NTC/334). Publicação interna, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), 1998.

ROCCO, E. M., **Tools for analysis and simulation of spacecraft trajectories in keplerian orbit**. Bremen: Center of Applied Space Technology and MicrogravityZARM- University of Bremen, Germany, 2006. Technical Report.

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...** Rio de Janeiro: SAB, 17 a 21 de nov. 2008.

ROY A.E., **Orbital motion**. 2. ed. Bristol: Adam Hilger Ltd, Printed in Great Britain by J W Arrowsmith Ltd, 1982.

SHAHIAN, B.; HASSUK, M., **Control system design using MATLAB**. Englewood Cliffs, New Jersey: Prentice Hall, 1993, ISBN 0-13-174061-X.

SCHULTZ, W., **Transferências biimpulsivas entre órbitas elípticas não coplanares com consumo mínimo de combustível**, São José dos Campos, SP, Brasil, Dissertação de Mestrado – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), 1997.

SILVA, A. R. **Estudo do sistema de controle de um satélite artificial durante a fase de transferência orbital e apontamento**. 1997. 108 p. (INPE-6397-TDI/613). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Sao Jose dos Campos. 1997.

THOMSON, W. T, **Introduction to space dynamics**. New York: Dover publications, Inc, 1986. ISBN 0-486-65113-4

WERTZ, J.R, **Spacecraft attitude determination and control**. London: D. Reidel Publishing Company, 1986. ISBN 90-277-0959-9.

WIKIPEDIA, **Orbita molnyia** – Obtido da enciclopédia de Astronáutica por Mark Wade.

Disponível em: http://es.wikipedia.org/wiki/%C3%93rbita_de_Molnyia
Acesso em: 12/01/2009

WIKIPEDIA., **Ion thruster** – Obtidos dos relatórios de missões realizadas pela ESA (Europe Space Agency) e NASA (North American Space Agency).

Disponível em: http://en.wikipedia.org/wiki/Ion_thruster
Acesso em: 06/10/2008

WIKIPEDIA, **Spacecraft propulsion** – Obtidos dos relatórios de missões realizadas pela NASA (North American Space Agency).

Disponível em: http://en.wikipedia.org/wiki/Spacecraft_propulsion
Acesso em: 15/12/2008

APENDICE A

Programa STS no Simulink

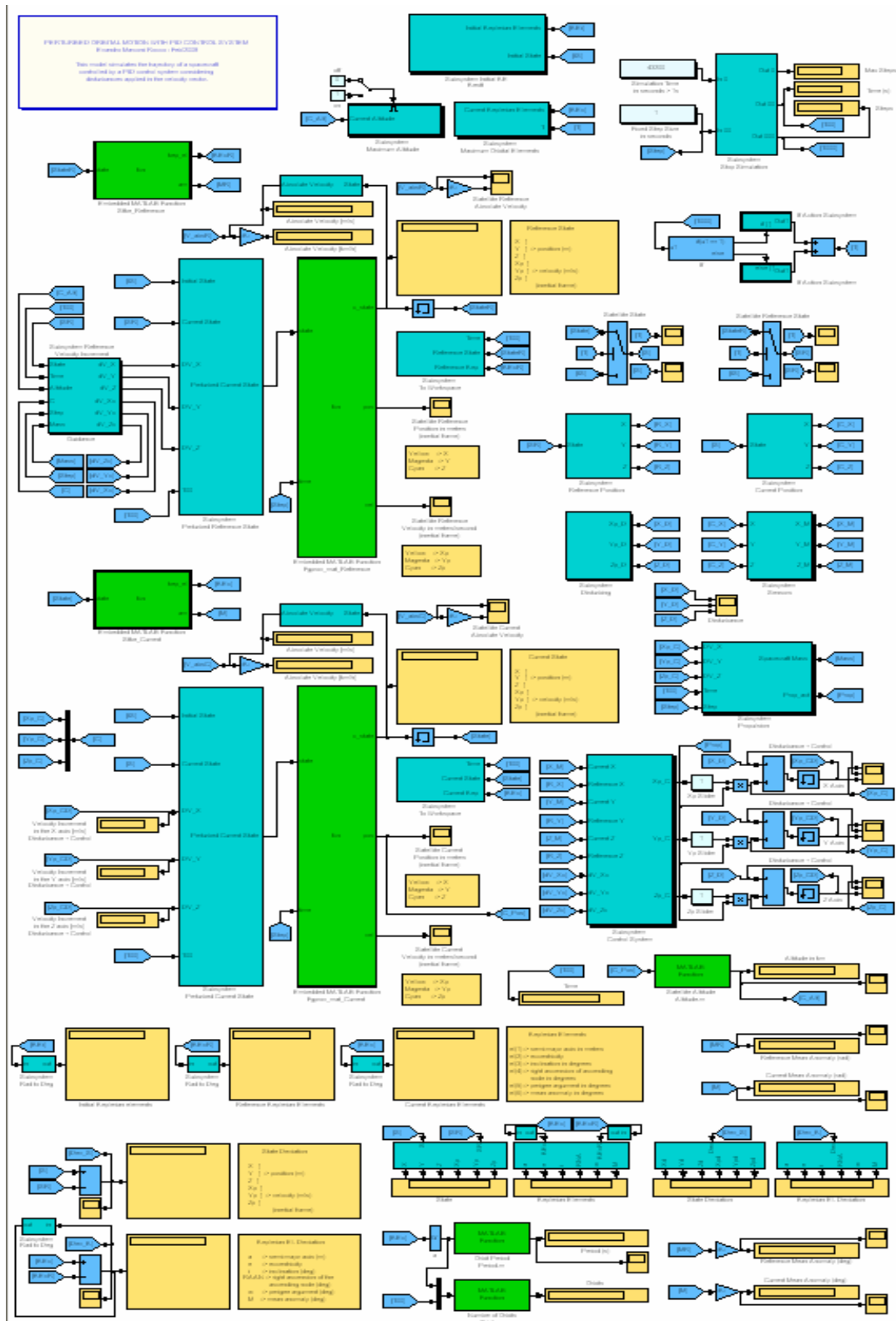


Figura A. 1 - Programa STS implementado no Matlab / Simulink

Detalhamento dos parâmetros do programa STS

A.1 - Parâmetros editáveis

O primeiro bloco a ser detalhado será o subsistema de referência relativo ao incremento de velocidade Figura. A. 2.

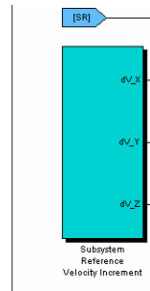


Figura A. 2 - Bloco de incremento de velocidade

Neste bloco pode-se alterar o incremento de velocidade (Δv) no sistema. O Δv é o parâmetro que faz com que a trajetória nos três eixos (z, y e z) seja alterada e é decomposto em Δv_x , Δv_y e Δv_z .

O Δv será o parâmetro utilizado para se efetuar o aumento do semi-eixo maior da órbita.

No bloco de incremento de velocidade podemos encontrar os seguintes parâmetros abaixo:

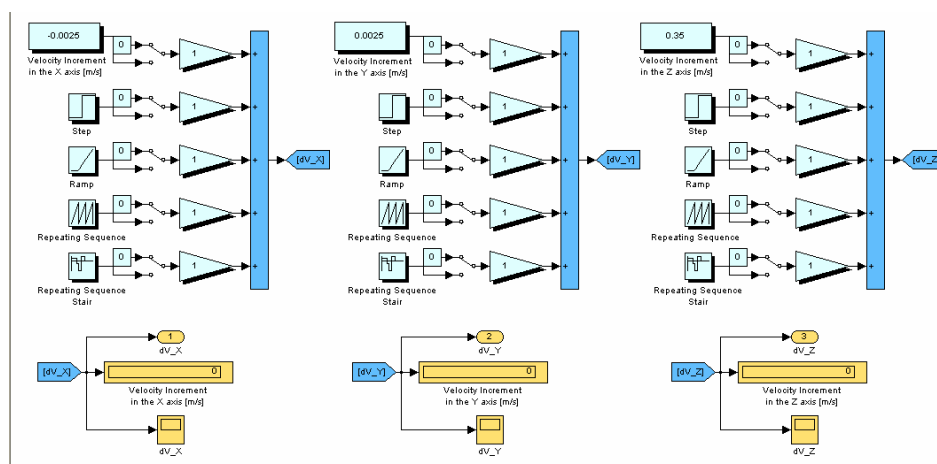


Figura A. 3 - Detalhamento das velocidades nos eixos x, y e z

Na Figura A.3 temos o detalhamento do incremento de velocidade relacionados com os Δv 's nos eixos x, y e z.

Como se pode observar no bloco da Figura A.3 existem alguns tipos de entradas padronizadas pelo MATLAB, tais como “step”, “ramp” ,“repeating sequence” e “repeating sequence stair”, as quais são parâmetros a serem alterados, afim de que consiga-se simular o tipo de resposta em cada um dos eixos, quando se utiliza cada uma delas separadamente ou ao mesmo tempo.

Todos os tipos de entradas são opcionais e podem ser utilizadas conforme o tipo de análise que será feita, portanto há uma chave seletora, com a qual é possível ligar as entradas ou tê-las como nulas para efeito de simulação.

Basicamente os tipos de entrada são as mesmas para os eixos x, y e z. No primeiro bloco pode-se alterar o valor do incremento de velocidade no respectivo eixo e o mesmo é dado em m/s. Este valor não se altera ao longo do tempo, pois é uma constante.

À frente de cada um dos blocos de entrada existe um valor de ganho que pode ser obtido de acordo com um estudo de análise e determinação de ganhos do sistema a ser considerado.

Os blocos restantes são entradas bastante conhecidas em estudos de sistemas de controle e que ao serem ligadas, inserem seu respectivo comportamento no incremento de velocidade modificando assim o tipo de resposta.

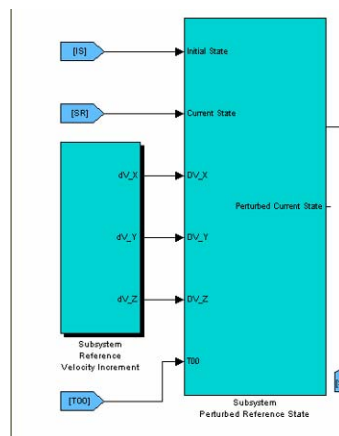


Figura A. 4 – Alimentação dos estados do sistema

A saída do bloco de incremento de velocidade alimenta o bloco dos estados de referencia do sistema conforme Figura A.4.

Pode-se dizer que o sistema inicial possui um estado inicial estável se não existirem incrementos de velocidade em algum dos eixos. O gráfico do sistema inicial

sem incrementos de velocidade, ou seja, com todas as entradas de incrementos de velocidade nos três eixos desligadas é mostrado na Figura A.5.

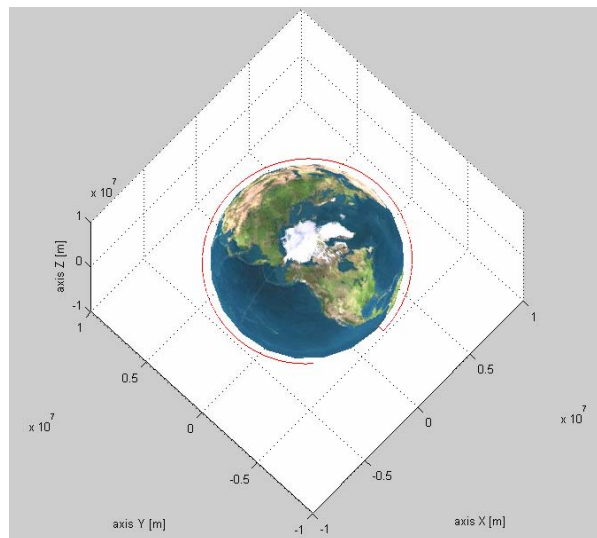


Figura A. 5 – Trajetória de um sistema sem incrementos de velocidade em x, y e z

Os distúrbios no sistema podem ser inseridos por meio do bloco mostrado na Figura A.6. Neste bloco consegue simular as algumas perturbações no sistema e nos eixos x, y e z, que podem ser vistas na Figura A.7.

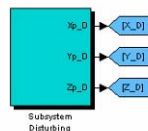


Figura A. 6 – Dinâmica das perturbações

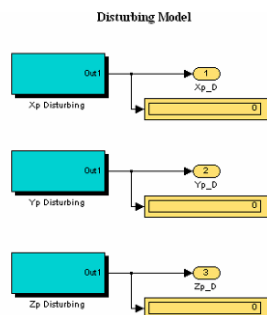


Figura A. 7 – Blocos das perturbações nos três eixos

A Figura A.8 abaixo mostra-nos o detalhamento da Figura A.7 Em cada bloco referente as perturbações em cada eixo, temos entradas bias, randômica, senoidal, pulso, degrau, rampa, seqüência repetida e seqüência repetida em degrau.

Variando o tipo de entrada teremos uma resposta diferenciada para cada eixo, além disso, é possível realizar-se um estudo e análise de ganhos, a fim de se determinar os valores mais apropriados na variação de cada entrada e seu respectivo parâmetro.

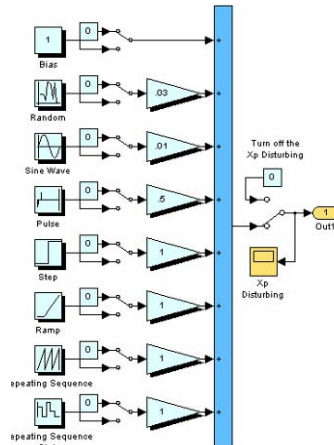


Figura A. 8 – Detalhamento dos tipos de entradas para as perturbações

O bloco seguinte da Figura A. 9 refere-se à dinâmica dos sensores que podem ser estudadas também nos três eixos. Basicamente este bloco se permite estudar a dinâmica e o provável comportamento dos sensores, incluindo sua sensibilidade e faixa de resolução, no caso em que se tem algum sensor cujos parâmetros dimensionados pelo fabricante sejam conhecidos.

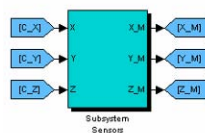


Figura A. 9 – Dinâmica dos sensores

Os ruídos de sensores podem ser modelados nos três eixos conforme os blocos mostrados na Figura A. 10 e com uma análise mais aprofundada sobre o tipo de sensor utilizado e suas características, pode-se modelar o comportamento do mesmo, a fim de inserir os parâmetros mais apropriados e prover uma melhor simulação do tipo de influência do sensor e suas não-linearidades no sistema.

A Figura A.10 mostra de forma genérica os blocos referentes aos ruídos que podem ser modelados pelo programa nos eixos x, y e z.

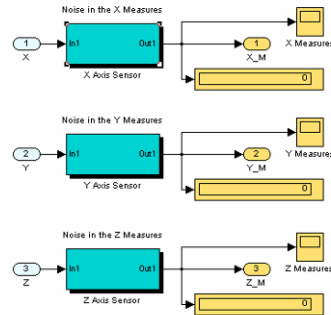


Figura A. 10 – Blocos da dinâmica dos sensores nos três eixos

Abaixo pode-se verificar que tem-se uma constante como valor de entrada que pode modelar uma entrada invariante no tempo e um sinal randômico aliado um ganho. No final do bloco é introduzido um atraso na reposta do sensor que fisicamente é facilmente perceptível em muitos sensores.

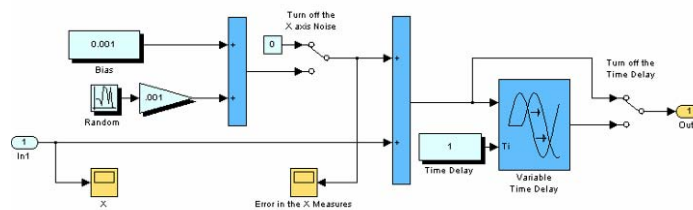


Figura A. 11 – Bloco referente aos tipos de parâmetros editáveis do sensor em cada eixo

No bloco da Figura A.11, tem-se os parâmetros referentes ao sistema de controle. Nele estão os controladores PID que possibilitam que seja feita a correção e manutenção da trajetória na transferência orbital.

A.2 - Parâmetros não-editáveis

Estes são parâmetros pré-determinados no programa, os quais não se conseguem alterá-los de uma simulação para a outra. Estes blocos do programa estão ligados às equações que governam o movimento, a atitude orbital, a modelagem dos erros e desvios, o sistema de controle, as referências que servem como comparação, ou seja, parâmetros que são fixos e não devem ser alterados, pois garantem a parametrização da simulação.