



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE-16711-TDI/1650

**ANÁLISE DO ACOPLAMENTO ENTRE O CONTROLE
DE ATITUDE E DE TRAJETÓRIA DURANTE
MANOBRAS ORBITAIS DE EMPUXO CONTÍNUO**

Aguinaldo Cardozo da Costa Filho

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Evandro Marconi Rocco, e Valdemir Carrara, aprovada em 26 de março de 2010.

URL do documento original:

<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3773QE8>

INPE
São José dos Campos
2010

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE (RE/DIR-204):**Presidente:**

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

Membros:

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

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

Dr^a Regina Célia dos Santos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

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)

Dr. Horácio Hideki Yanasse - Centro de Tecnologias Especiais (CTE)

BIBLIOTECA DIGITAL:

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

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

Deicy Farabello - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTRIA:

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

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

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

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



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE-16711-TDI/1650

**ANÁLISE DO ACOPLAMENTO ENTRE O CONTROLE
DE ATITUDE E DE TRAJETÓRIA DURANTE
MANOBRAS ORBITAIS DE EMPUXO CONTÍNUO**

Aguinaldo Cardozo da Costa Filho

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Evandro Marconi Rocco, e Valdemir Carrara, aprovada em 26 de março de 2010.

URL do documento original:

<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3773QE8>

INPE
São José dos Campos
2010

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Costa Filho, Aguinaldo Cardozo da.

C824an Análise do acoplamento entre o controle de atitude e de trajetória durante manobras orbitais de empuxo contínuo / Aguinaldo Cardozo da Costa Filho. – São José dos Campos : INPE, 2010.
xiv + 121 p. ; (INPE-16711-TDI/1650)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2010.

Orientadores : Drs. Evandro Marconi Rocco, e Valdemir Carrara.

1. Transferência orbital. 2. Manobras orbitais. 3. Controle de manobras. 4. Acoplamento de atitude e órbita. I.Título.

CDU 629.7.062.2

Copyright © 2010 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 do INPE, com exceção de qualquer material fornecido especificamente com o propósito de ser entrado e executado num sistema computacional, para o uso exclusivo do leitor da obra.

Copyright © 2010 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 INPE, 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. Antonio Fernando Bertachini de
Almeida Prado



Presidente / INPE / SJCampos - SP

Dr. Evandro Marconi Rocco



Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dr. Valdemir Carrara



Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dr. Hans-Ulrich Pilchowski



Membro da Banca / INPE / SJCampos - SP

Dr. Francisco das Chagas Carvalho



Convidado(a) / IAE/CTA / São José dos Campos - SP

Aluno (a): Aginaldo Cardozo da Costa Filho

São José dos Campos, 26 de março de 2010

RESUMO

Esse trabalho considera o problema do acoplamento entre o controle de trajetória e controle de atitude em manobras de transferência orbital utilizando um sistema propulsivo capaz de aplicar empuxo contínuo por um longo período de tempo. Os estados de atitude e trajetória são propagados utilizando as equações da dinâmica do movimento. São analisados efeitos no sistema de controle que surgem durante a transferência orbital. É considerado um sistema de controle em malha fechada e propulsão de baixo empuxo com alto impulso específico. Não se está buscando neste trabalho especificar as causas das falhas e/ou perturbações, bem como especificar qual tipo de propulsão contínua deve ser utilizada. Com auxílio de simulações foi possível analisar o desvio na trajetória e avaliar o sistema de controle. O sistema precisa ser modular para poder permitir testes das estratégias de controle de forma separadas e posteriormente acopladas adequadamente. São estudados casos que foram analisados sob diversas condições de configuração. 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.

COUPLING ANALYSIS BETWEEN ATTITUDE CONTROL AND ORBITAL MANEUVERING TRAJECTORY DURING CONTINUOUS THRUST

ABSTRACT

This work considers the coupling between attitude and orbit control used during an orbital transference which uses a continuous propulsive system capable impulse for a long time. The dynamic equations of movement are used to propagate the orbit and attitude states. It is studied some cases which comes from the effect of control during the orbital transference. It is considered a closed-loop control system and high specific impulse low propulsion. It isn't of interest in this work to specify what kind of disturbances and/or perturbations, and neither to choose what continuous propulsion system must be used. Simulations are used to study the orbit deviation and to evaluate the control system. The system must be modularized in order to test the control strategies separately and coupled. It is studied different cases under different conditions. The results had shown that the continuous impulse of propulsion offer advantages for some spatial missions. It was confirmed the closed-loop control to the orbit control is necessary.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 – Transferência de Órbita/Fonte: MAREC, 1970.....	6
Figura 3.1- Sistemas de pontos materiais.....	24
Figura 3.2- Movimento de um corpo rígido em três dimensões.....	29
Figura 3.3 – Sistemas de referência, inercial (ECI), orbital (OF) e do satélite (BF).....	32
Figura 3.4 – Construção dos ângulos de Euler.....	37
Figura 4.1 – Sistema de controle.....	42
Figura 5.1 – Diagrama de blocos para o sub-sistema de controle de órbita.....	49
Figura 5.2- Configuração do Simulador de Trajetória.....	51
Figura 5.3 – Diagrama de blocos para o subsistema de controle de atitude.....	52
Figura 5.4 - Configuração do simulador de atitude implementado.....	53
Figura 5.5 – Arquitetura da simulação.....	54
Figura 5.6 - Configuração geral do STAS (Controle de Trajetória e Atitude acoplados).....	55
Figura 5.7- Modelo utilizado para o Distúrbio.....	57
Figura 6.1 – Ângulo de referência em guinada (graus).....	61
Figura 6.2 – Distúrbio em guinada (graus).....	61
Figura 6.3 - Erros nas medidas de guinada (graus).....	62
Figura 6.4 – Sinal de atuação em guinada.....	63
Figura 6.5 – Erro do Atuador em guinada (graus).....	64
Figura 6.6 – Ângulo de saída em guinada (graus).....	64
Figura 6.7 – Trajetória do veículo no sistema de referência inercial centrado na Terra..	66
Figura 6.8 – Altitude (km).....	67
Figura 6.9 – Sinal de controle com distúrbios no eixo X (m/s).....	68
Figura 6.10 – Sinal de controle com distúrbios no eixo Y (m/s).....	68
Figura 6.11 – Sinal de controle com distúrbios no eixo Z (m/s).....	69
Figura 6.12 – Erro do atuador na direção do eixo X (m/s).....	70

Figura 6.13 – Erro do atuador na direção do eixo Y (m/s).....	70
Figura 6.14 – Erro do atuador na direção do eixo Z (m/s).....	71
Figura 6.15 – Erro nas medidas na direção do eixo X (m/s).....	71
Figura 6.16 – Erro nas medidas na direção do eixo Y (m/s).....	72
Figura 6.17 – Erro nas medidas na direção do eixo Z (m/s).....	72
Figura 6.18 – Empuxo ideal aplicado (N).....	73
Figura 6.19 – Empuxo real aplicado (N).....	73
Figura 6.20 – Detalhe do empuxo real aplicado (N).....	74
Figura 6.21 – Comparação entre os elementos keplerianos de referência e reais.....	75
Figura 6.22 – Desvios nos elementos keplerianos.....	75
Figura 6.23– Comparação entre o estado de referência e real.....	76
Figura 6.24 – Desvios no estado.....	77
Figura 6.25 – Massa ideal de propelente consumida (kg).....	77
Figura 6.26 – Massa real de propelente consumida (kg).....	78
Figura 6.27- Descrição do comportamento da simulação.....	80
Figura 6.28- Atitude de referência.....	81
Figura 6.29- Erro na Atitude ⁻¹	81
Figura 6.30- Comparação entre os elementos keplerianos de referência e real.....	82
Figura 6.31- Desvios nos elementos keplerianos.....	83
Figura 6.32- Estados.....	83
Figura 6.33- Desvios nos estados.....	84
Figura 6.34- Desvio de velocidade.....	85
Figura 6.35- Rolagem de referência.....	85
Figura 6.36- Arfagem de referência.....	86
Figura 6.37- Guinada de referência.....	86
Figura 6.38- Sinal de controle de rolagem.....	87
Figura 6.39- Propulsão aplicada.....	88
Figura 6.40– Comparação entre ângulo de rolagem de referência e real	89

Figura 6.41– Comparação entre ângulo de arfagem de referência e real.....	89
Figura 6.42– Comparação entre ângulo de guinada de referência e real.....	90
Figura 6.43- Comparação entre ângulo de elementos keplerianos de referência e real...	90
Figura 6.44- Desvio nos elementos keplerianos.....	91
Figura 6.45- Estados.....	92
Figura 6.46- Desvio nos estados.....	93
Figura 6.47- Desvio na velocidade.....	93
Figura 6.48- Distúrbio na atitude.....	94
Figura 6.49- Massa do satélite.....	95
Figura 6.50- Propelente.....	95
Figura 6.51- Comparação entre ângulo de torque aplicado e real.....	96
Figura 6.52- Comparação entre ângulo de rolagem de referência e real.....	97
Figura 6.53- Erro no sensor de rolagem.....	98
Figura 6.54- Arfagem de referência.....	98
Figura 6.55- Erro no sensor de arfagem.....	99
Figura 6.56- Guinada de referência.....	99
Figura 6.57- Erro no sensor de guinada.....	100
Figura 6.58- Elementos keplerianos.....	101
Figura 6.59- Desvio nos elementos keplerianos.....	101
Figura 6.60- Estados.....	102
Figura 6.61- Desvio nos estados.....	102
Figura 6.62- Distúrbio na atitude.....	103
Figura 6.63- Desvio na velocidade.....	103
Figura 6.64- Propelente.....	104
Figura 6.65- Torque aplicado.....	105
Figura 6.66 – Erro no ângulo de arfagem.....	106
Figura 6.67 – Erro no ângulo de rolagem.....	106
Figura 6.68 – Erro no ângulo de guinada.....	107

Figura 6.69 – Desvio da velocidade.....	107
Figura 6.70 – Erro de atitude ⁻¹	108

SUMÁRIO

CAPÍTULO 1 - OBJETIVO DO TRABALHO	1
CAPÍTULO 2 - MANOBRAS ORBITAIS	5
2.1- Tipos de manobras	11
2.2- Movimento orbital	14
2.2.1- Equação de Kepler	14
2.2.2- Processo direto de posicionamento de um satélite	15
2.2.3- Problema inverso de posicionamento de um satélite	16
CAPÍTULO 3 - MANOBRAS DE ATITUDE	19
3.1- Movimento em atitude de um corpo rígido	23
3.1.1- Sistemas de pontos materiais	23
3.1.2- Movimento de um corpo rígido em três dimensões	29
3.2- Referencial do satélite	31
3.3- Representação da atitude	33
3.4- Matriz de rotação	33
3.5- Parâmetros de Euler	35
3.6- Ângulos de Euler	37
CAPÍTULO 4 - SISTEMAS DE CONTROLE	41
4.1- Introdução	41
4.2- Teoria de controle linear	42
CAPÍTULO 5 - ACOPLAMENTO ENTRE O CONTROLE DE ATITUDE E DE TRAJETÓRIA	47
5.1- Dinâmica orbital.....	48
5.2- Dinâmica de atitude.....	52
5.3- Dinâmica de acoplamento entre trajetória e atitude.....	53
CAPÍTULO 6 - RESULTADOS	59
6.1- Resultados obtidos utilizando o Spacecraft Attitude Simulator (SAS)	59
6.2- Resultados obtidos utilizando o Spacecraft Trajectory Simulator (STS)	65
6.3- Resultados obtidos utilizando o Spacecraft Trajectory and Attitude Simulator (STAS).....	78
6.3.1- Resultados obtidos utilizando o Spacecraft Trajectory and Attitude Simulator (STAS) para a condição atuadores lineares e sem perturbação.....	79
6.3.2- resultados obtidos utilizando o Spacecraft Trajectory and Attitude Simulator (STAS) para a condição com perturbação e sem não linearidades.....	88
6.3.3- Resultados obtidos utilizando o Spacecraft Trajectory and Attitude Simulator (STAS) para a condição de com perturbação e com não linearidades.....	96
CAPÍTULO 7 – CONCLUSÕES E COMENTÁRIOS.....	109

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	113
BIBLIOGRAFIA	119

CAPÍTULO 1

OBJETIVO DO TRABALHO

A manutenção de estações espaciais, satélites artificiais, viagens interplanetárias e interceptações de corpos celestes são exemplos de missões espaciais que demandam manobras orbitais, e o estudo do problema da transferência orbital tornou-se primordial. Aplicações podem ser encontradas em diversas atividades espaciais, tais como na colocação de um satélite em órbita geoestacionária, no deslocamento de uma estação espacial, na manutenção de órbita de um satélite, no envio de sondas interplanetárias, etc.

O problema de transferir um veículo espacial (dotado de propulsores) de uma órbita para outra tem crescido de importância nos últimos anos. Muitos veículos espaciais colocados em órbita ao redor da terra utilizam os conceitos básicos de transferência orbital. Quando um veículo é lançado ele é colocado em uma órbita que não costuma ser a órbita para o qual foi projetado. E, portanto, deve-se efetuar a transferência para a órbita final desejada. Mesmo quando um veículo já é lançado na órbita final, existem erros de lançamento que devem ser corrigidos. A manutenção de um corpo na órbita demanda ações corretivas - que devem ocorrer periodicamente em função da necessidade, objetivando eliminar os efeitos gerados pelas perturbações que atuam no corpo em órbita.

Para manobras de correção e transferência de órbita, normalmente utiliza-se um controle em malha aberta comandado por terra. Entretanto, em algumas missões, como por exemplo do tipo drag-free (Gravity Probe B e a Hipparcos), o controle orbital em malha fechada torna-se obrigatório. Estas missões geralmente utilizam micro-propulsores como atuadores para o subsistema de controle de órbita. No entanto, outras aplicações podem ser consideradas: manobras orbitais contínuas utilizando propulsores de baixo empuxo; manutenção orbital de formações e constelações de satélites; manobras de rendezvous e docking; manobras autônomas; etc. Essas manobras exigem

controle. O sistema de controle deverá ser constituído, dentre outras coisas, por subsistemas que atuem na órbita e atitude. Naturalmente que a atitude e órbita são características que interagem e se influenciam, e conseqüentemente interferem no comportamento da ação (lei de controle) a ser implementada pelo controlador.

Todavia, considerando um caso ideal, pode-se afirmar que não existe um acoplamento matemático entre atitude e órbita. O controle de atitude e da trajetória de um veículo espacial são problemas que comumente são tratados de formas separadas. Em particular, assume-se frequentemente que a dinâmica da órbita e a dinâmica da atitude são independentes. Porém, na prática, o acoplamento ocorre quando o controle da órbita depende do apontamento de um propulsor fixo no veículo, que por sua vez depende da atitude. Assim, o controle de atitude deve seguir uma direção de referência fornecida pelo subsistema de controle de órbita. Mas os erros no controle de atitude, ou até mesmo o tempo de resposta do sistema, afetarão o controle de órbita. Por outro lado, o controle orbital pode interferir na atitude do veículo se durante uma manobra surgirem torques devido a erros na direção do empuxo de forma a aplicá-lo fora do centro de massa do veículo. Portanto, o estudo da interação entre os sistemas de controle de atitude e de órbita faz-se necessário.

Chodas (1982) afirma que é particularmente apropriado combinar a órbita e a determinação da atitude quando observações da terra são utilizadas, desde que o tipo de medida dê condições de dar suporte à informação de ambos os estados de atitude e órbita. A abordagem proposta por Chodas (1982) considera o acoplamento órbita/atitude por um modelo explícito que contempla torques externos e perturbações de forças, particularmente arrasto atmosférico, torques aerodinâmicos e gradientes gravitacionais, e perturbações devido a não esfericidade do campo gravitacional.

Existem várias estratégias de controle que foram desenvolvidas e estudadas separadamente. O objetivo desse trabalho é estudar o acoplamento, ou interação, entre o controle de atitude e de trajetória durante manobras orbitais de empuxo contínuo para

satélites artificiais. A idéia é utilizar as leis de controle de atitude e de órbita implementadas nos simuladores Spacecraft Attitude Simulator (SAS) e Spacecraft Trajectory Simulator (STS) já existentes (ROCCO, 2006a; 2008), e acoplar esses simuladores com o objetivo de desenvolver um novo simulador que considere o efeito dos erros em atitude e órbita simultaneamente. Para tal será utilizado o software MATLAB[®]/SIMULINK.

CAPÍTULO 2

MANOBRAS ORBITAIS

O problema de transferir um veículo espacial (dotado de propulsores) de uma órbita para outra tem crescido de importância nos últimos anos. Várias aplicações podem ser encontradas tais como: a colocação de um satélite em órbita geostacionária; o deslocamento de uma estação espacial; a manutenção de órbita de um satélite; o envio de sondas interplanetárias, etc.

O problema será sempre discutido em termos de transferência com mínimo consumo de combustível (Prado, 1989), embora outras variantes do problema existam na literatura, tais como: tempo mínimo para transferência (ROCCO, 1997), velocidade final mínima, encontro com outro veículo espacial, problema de Lambert (Battin e Vaughan, 1984; Rocco, 2006b), etc.

Em termos conceituais, a transferência de um satélite com consumo mínimo de combustível consiste (Marec, 1979) em se alterar o estado (posição, velocidade e massa) de um veículo espacial das condições \vec{r}_0 , \vec{v}_0 e m_0 no instante t_0 , para \vec{r}_f , \vec{v}_f e m_f no instante t_f ($t_f \geq t_0$) com o menor gasto de combustível ($m_0 - m_f$) possível, como ilustrado na figura 2.1.

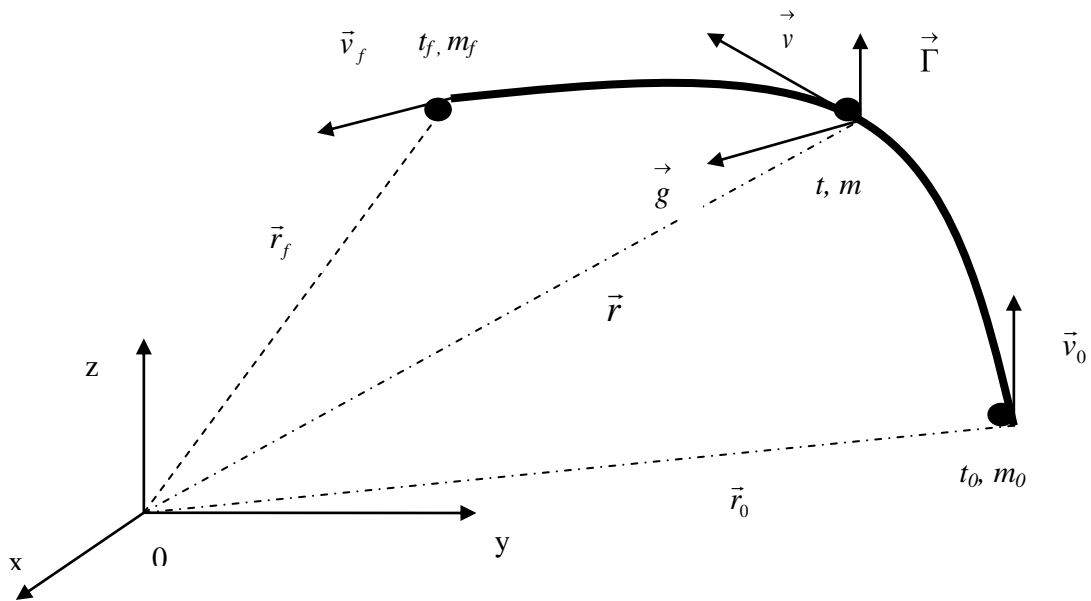


Figura 2.1 – Transferência de Órbita
 Fonte: MAREC (1979, p. 3)

Em linguagem matemática, utilizando o ferramental de Controle Ótimo, tem-se a seguinte formulação:

Deseja-se maximizar globalmente: m_f (massa final do satélite)

Com relação a: $u(\cdot)$, o controle procurado, pertencente a um domínio U

Sujeito a:

- Equações dinâmicas do movimento;
- Vínculos devidos às órbitas inicial e final;
- Outros vínculos desejados (regiões proibidas à propulsão, valores máximos e/ou mínimos das variáveis de controle, etc).

Dados: Todos os parâmetros necessários (gravitacionais, características do satélite, etc).

Uma manobra típica de transferência é o lançamento de um satélite artificial, que é inicialmente colocado, por um veículo lançador, em uma órbita de estacionamento (baixa altitude), a partir da qual e fazendo-se uso de propulsores acoplados ao satélite deve alcançar uma outra órbita, próxima da nominal. Pequenos impulsos são, então, aplicados para se chegar à órbita final onde, periodicamente, devem ser feitas manobras de correção, já que forças e torques perturbadores podem provocar a alteração da órbita nominal.

Daí surge então a necessidade da utilização de propulsores por reação nas manobras de transferência e também faz-se importante a otimização do uso dessa força. Embora os métodos conhecidos possam ser utilizados objetivando otimizar parâmetros diversos, no caso de transferência orbital deseja-se reduzir o consumo de combustível ($m_0 - m_f$), maximizando a massa útil do satélite m_f .

As transferências ainda podem ser classificadas como:

- i- **Parcialmente livre** – neste caso pelo menos um dos parâmetros da transferência é livre, por exemplo: o tempo de execução da manobra é livre; ou deseja-se interceptar um corpo celeste sem a necessidade de permanecer junto a ele, etc.

- ii- **Completamente vinculada** – neste tipo de transferência todos os parâmetros são vinculados, deseja-se que o veículo mude de sua órbita para uma outra órbita específica em um ponto específico desta órbita. Este é o caso de manobras de *rendezvous*, onde um veículo espacial tem o objetivo de encontrar com outro e permanecer ao lado dele.

A literatura sobre o assunto apresenta diversas modelagens na abordagem desse problema. Essas diferenças em modelagens podem ser divididas em três tipos:

i)- **Diferenças quanto aos vínculos dinâmicos** (equações de movimento).

Em geral essa modelagem é utilizada para refinar uma solução encontrada por uma modelagem mais simples, como a de dois ou três corpos. Integração numérica e linearizações em torno de uma órbita nominal são recursos usados com frequência.

(a) **Modelagem simples de dois-corpos** - É assumida a presença de um astro massivo (como a terra, a lua, etc.) e de um veículo espacial de massa desprezível viajando nos arredores desse astro. Nenhuma perturbação de outros corpos é assumida, e os dois corpos envolvidos são assumidos como pontos de massa. Todas as fases sem propulsão são assumidas como órbitas Keplerianas. Trata-se do modelo mais estudado, devido à sua simplicidade, rapidez no fornecimento de resultados, existência de soluções analíticas e boa precisão na maioria das situações. É sempre o ponto de partida de uma análise de missão, independente da sua complexidade.

(b) **Modelagem de dois-corpos perturbados** - É adotado o modelo matemático modelagem simples de dois-corpos, acrescido de uma ou mais perturbações no sistema. Entre as perturbações mais comuns estão: não esfericidade do astro principal, atrito atmosférico, existência de pressão de radiação (quando o Sol está presente no sistema), presença de outros corpos, etc. Raramente existem soluções analíticas para essa modelagem, e integração numérica é a ferramenta mais utilizada. Linearizações em torno de uma órbita de referência para obtenção de resultados analíticos aproximados são também muito comuns. É um refinamento comum em análise de missões, após um estudo feito com a modelagem exposta no item (a).

(c) **Modelagem com três-corpos** - É uma modelagem muito comum para o estudo de trajetórias lunares e interplanetárias. É assumido a presença de apenas três corpos no sistema, que são tratados como pontos de massa. Nenhuma outra perturbação é considerada. É muito comum o caso particular denominado "Problema restrito de três corpos", onde o objetivo é descrever o movimento de um ponto de massa desprezível (por exemplo, um veículo espacial) influenciado pela atração gravitacional de dois corpos massivos (que são chamados primários, como por exemplo, a terra e a lua) durante toda a trajetória. Essa modelagem não possui solução analítica e usualmente integrações numéricas são efetuadas.

(d) **Modelagem com N-corpos** - Essa modelagem assume a presença de um número arbitrário N de corpos celestes. Outras perturbações geralmente não são incluídas e todos os N corpos são tratados como pontos de massa.

ii)- **Diferenças quanto ao controle aplicado** (modo de atuação dos propulsores).

Quanto a modelagem do atuador (empuxo a ser aplicado ao veículo espacial) pode-se notar a presença de duas grandes categorias:

(a) **Empuxo infinito** - É assumido que o motor seja capaz de aplicar um empuxo instantâneo e de magnitude muito grande (infinita). O efeito desse impulso é medido através de uma variação instantânea na velocidade do veículo espacial (ΔV), que é suposto ter uma trajetória contínua. É o modelo mais aplicado na literatura, devido a sua simplicidade e razoável precisão.

- (b) **Empuxo contínuo** - É assumido que o motor seja capaz de aplicar um empuxo finito por um tempo diferente de zero. O efeito desse empuxo é medido por integrações numérica das equações de movimento ou linearizações válidas por um curto período de tempo. Diversas variantes podem ser encontradas na literatura quanto ao grau de liberdade do empuxo: magnitude constante ou variável, possibilidade de mudar a direção do empuxo livremente ou com restrições (restrito a um plano ou cone, etc), possibilidade de desligar o motor e alternar arcos propulsados com arcos balísticos, etc.

iii)- **Diferenças quanto ao método de otimização**

Quanto ao método de otimização pode-se agrupar a maioria da literatura existente em três grandes grupos:

- (a) **Método direto** - O problema é reduzido à busca direta de valores numéricos para um determinado número de parâmetros. Algoritmos computacionais são empregados para gerarem métodos iterativos que encontrem os valores dos parâmetros que tornem um certo funcional mínimo.
- (b) **Método indireto** - Condições necessárias de primeira ordem (equações de Euler-Lagrange) são escritas e resolvidas analítica ou numericamente. Essa solução fornece os dados necessários para encontrar a solução final procurada.
- (c) **Método híbrido** - Condições necessárias de primeira ordem (equações de Euler-Lagrange) são escritas e resolvidas através de uma busca direta de parâmetros, a exemplo do método direto. Em outras palavras, as

equações de Euler-Lagrange transformam o problema original num outro equivalente, que é então resolvido pelo método direto.

2.1- Tipos de manobras

O número de aplicações do problema de transferências orbitais é bastante grande. Em todo caso, é possível agrupá-las em duas categorias principais, quanto ao tipo de manobras envolvidas:

- i- **Transferências de órbita:** Manobras de grande amplitude, destinadas a alterar significativamente a órbita do veículo espacial. Bons exemplos são: transferências de um satélite em baixa órbita terrestre para uma órbita alta (como a geoestacionária); transferências à Lua ou outros planetas, etc.

- ii- **Correções de órbita:** Manobras de pequena amplitude, em geral feitas com o objetivo de manter um veículo espacial em determinada órbita, ao invés de alterá-la. Essas manobras são necessárias para compensar efeitos perturbadores que tendem a alterar a órbita nominal do veículo espacial. Bons exemplos são: manutenção de uma estação espacial, manutenção de satélites geossíncronos e heliossíncronos, etc.

Quanto à dinâmica do sistema que vai ser estudada nesse trabalho e na qual se baseia o modelo a ser proposto pode-se afirmar que as principais possibilidades são:

- i- **Modelagem simples com dois corpos** – Assume-se que um corpo principal com massa governa o movimento de um veículo espacial sem massa e que as órbitas são keplerianas em todas as fases nas quais os atuadores estão desligados. Este modelo é o ponto de partida para a análise de qualquer missão.

- ii- **Modelagem com dois corpos perturbados** – Assume-se a modelagem simples com dois corpos acrescida de perturbações como o arrasto atmosférico, a influência da força gravitacional de um terceiro corpo, a não esfericidade do corpo principal, a presença de pressão de radiação entre outros.

- iii- **Modelagem de três corpos** – Assume-se a presença de três corpos, tratados como pontos de massa, e não se considera nenhuma outra perturbação. Este modelo é comumente aplicado no estudo de trajetórias lunares e interplanetárias.

- iv- **Modelagem restrita a três corpos** – Trata-se de uma versão particular do caso da modelagem de três corpos, onde se assume que um ponto de massa desprezível se move, durante sua trajetória, sob influência da força gravitacional de outros dois corpos massivos, denominados de PRIMÁRIOS. Este modelo é conhecido como o problema restrito de três corpos e não possui solução analítica (para alguns casos particulares a solução existe), devendo ser efetuadas integrações numéricas.

- v- **Modelagem com N corpos** – Assume-se a presença de N corpos celestes, tratados como pontos de massa e movendo-se sob influência de suas próprias gravitações (não se costuma incluir outras perturbações). Este modelo tem aplicações em missões multi-planetárias e pode ser utilizado para melhorar soluções obtidas por modelos mais simples.

Para se efetuar manobras de transferência ou de correções de órbita pode utilizar-se de:

- i- **Métodos impulsivos** – transferência de Hohmann, transferência bi-elíptica tri-impulsiva, transferência bi-parabólica;

ii- **Métodos com empuxo contínuo** – a ser utilizado no trabalho ora proposto e, pode ser classificado como:

(a) **Métodos indiretos** – Considera-se o empuxo aplicado no veículo espacial como finito e contínuo, o que significa que uma força finita é aplicada durante um intervalo finito de tempo. Para conhecer o seu efeito é necessário integrá-la ao longo do tempo (Marec, 1979).

(b) **Métodos diretos sub-ótimos** – Para se utilizar de métodos de busca direta no estudo de transferência com empuxo contínuo, faz-se necessário parametrizar a força aplicada a cada instante (função de controle).

(c) **Métodos híbridos** – Utiliza-se das técnicas dos métodos diretos e indiretos. Consistem em se escrever as condições necessárias de 1ª ordem do problema de controle ótimo associado e obter sua solução por meio de uma busca direta de parâmetros.

iii- **Métodos modernos** – transferências que se utilizam de captura gravitacional e manobras assistidas por gravidade.

(a) **Captura Gravitacional** - É baseada na idéia de se utilizar as perturbações de um ou mais corpos celestes para transformar uma órbita levemente hiperbólica (com energia residual positiva) em outra levemente elíptica (com energia residual negativa), promovendo assim uma captura temporária. Neste momento, enquanto a energia está negativa, aplica-se um impulso para completar a captura definitiva.

Esta manobra apresenta uma economia de combustível quando comparada a outra realizada antes da captura temporária, uma vez que ΔV requerido para se atingir a órbita final desejada é menor quando o

veículo se encontra em órbita elíptica.

- (b) **Assistidas por gravidade** – Consiste em fazer o veículo utilizar-se de uma passagem próxima a um corpo celeste para ganhar ou perder energia, velocidade e momento angular.

2.2- 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 (STA). Dessa forma, dado um estado inicial e um intervalo de tempo, pode-se converter o estado em elementos keplerianos, e 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.

2.2.1- Equação de Kepler

A equação de Kepler é dada por:

$$M = u - e \operatorname{senu} \quad (2.1)$$

Com M : anomalia média; u : anomalia excêntrica; e : excentricidade e ainda:

$$M = n(t - T) \quad (2.2)$$

na qual n : movimento médio e 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 que um satélite equivalente teria se sua órbita tivesse o mesmo semi-eixo, período e se sua excentricidade fosse nula, (satélite imaginário com velocidade angular constante). O movimento médio é calculado por:

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (2.3)$$

com μ representando a constante gravitacional; a o semi-eixo maior e $\mu_{terra}=398.600 \text{ Km}^3/\text{s}^2$

2.2.2- Processo direto de posicionamento de um satélite

O processo direto consiste em, dados os elementos keplerianos da órbita ($a, e, i, \omega, \Omega, M$) e a época t , calcular a posição e a velocidade (estado) do satélite:

- 1- Com o semi-eixo maior a calcula-se o movimento médio 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 ;
- 3- Com os valores de M e e (excentricidade) determina-se u com o auxílio da equação de Kepler: $M = u - e \sin u$;
- 4- E, com a expressão $r = a(1 - e \cos u)$ calcula-se r e a partir das equações que se seguem pode-se obter X e \dot{X} .

$$X_i = A_i(\cos u - e) + B_i \sin u \quad (2.4)$$

$$\dot{X}_i = \frac{a_n}{r} (-A_i \sin u + B_i \cos u) \quad (2.5)$$

E ainda:

$$\begin{aligned} A_x &= aR_{11}; & B_x &= a\sqrt{1-e^2}R_{12} \\ A_y &= aR_{21}; & B_y &= a\sqrt{1-e^2}R_{22} \\ A_z &= aR_{31}; & B_z &= a\sqrt{1-e^2}R_{32} \end{aligned} \quad (2.6)$$

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

Assim,

$$r = (X^2 + Y^2 + Z^2)^{1/2} \quad (2.7)$$

$$v = (\dot{X}^2 + \dot{Y}^2 + \dot{Z}^2)^{1/2} \quad (2.8)$$

E, portanto, \vec{r} e \vec{v} estão determinados.

2.2.3- Problema inverso de posicionamento de um satélite

Neste caso, são fornecidas a posição (X , Y , Z), velocidade (\dot{X} , \dot{Y} , \dot{Z}) do satélite e a época (t), e determinam-se os seus elementos keplerianos (a , e , i , ω , Ω , M).

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

$$r^2 = X^2 + Y^2 + Z^2 \quad (2.9)$$

$$v^2 = \dot{X}^2 + \dot{Y}^2 + \dot{Z}^2 \quad (2.10)$$

$$v^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (2.11)$$

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

$$n^2 a^3 = \mu \quad (2.12)$$

3-Calcula-se a excentricidade:

$$e = \left[\left(\frac{r\dot{r}}{na^2} \right)^2 + \left(1 - \frac{r}{a} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (2.13)$$

com

$$r\dot{r} = X\dot{X} + Y\dot{Y} + Z\dot{Z} \quad (2.14)$$

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

$$M = u - esenu \quad (2.15)$$

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

$$\Omega = \arctg\left(\frac{h_x}{-h_y}\right) \quad (2.16)$$

$$i = \arctg\left[\frac{\sqrt{h_x^2 + h_y^2}}{h_z}\right] \quad (2.17)$$

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

$$\vec{h} = \vec{r} \times \vec{v} = (Z\dot{Y} - Y\dot{Z})\vec{i} + (X\dot{Z} - Z\dot{X})\vec{j} + (X\dot{Y} - Y\dot{X})\vec{k} \quad (2.18)$$

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

$$\theta = \omega + f \quad (2.19)$$

com f representando a anomalia verdadeira:

$$f = \arcsen\left(\frac{-e^2 \frac{1}{2} \text{sen}u}{1 - e \cos u}\right) \quad (2.20)$$

$$f = \arccos\left(\frac{\cos u - e}{1 - e \cos u}\right) \quad (2.21)$$

$$\tan \theta = \frac{-\cos i \text{sen} \Omega X + \cos i \cos \Omega Y + \text{sen} i Z}{\cos \Omega X + \text{sen} \Omega Y} \quad (2.22)$$

CAPÍTULO 3

MANOBRAS DE ATITUDE

As referências Wertz (1978), Kaplan (1976), Wie (1998) e Hughes (1986) apresentam um estudo do movimento de atitude de satélites artificiais, mostrando o histórico, os fundamentos e os conceitos físicos fundamentais utilizados na previsão, controle e determinação de atitude. A modelagem, análise e controle de sistemas dinâmicos são revistos, as técnicas de controle de atitude para satélites artificiais estabilizados em três eixos também são discutidas. Os tipos e descrição dos sensores e atuadores empregados no movimento de atitude são apresentados em Wertz (1978) e em Pilchowski (2001). Uma descrição do uso de sensores em satélites é mostrada em Wright e Wong (1989). As várias formas de representação/parametrizações da atitude (quaternions, ângulo eixo equivalente, ângulos de Euler, cossenos diretores, variáveis de Andoyer, parâmetros de Gibbs) são apresentadas em Wertz (1978), Rodrigues e Zanardi (2004), Wie (1998), Fauske (2003) e Junkins e Turner (1986). O problema de estabilização em três eixos é também discutido em Martins Neto (2001).

A análise de missão é uma fase na qual se define o que deve ser feito sem necessariamente definir como fazer. A análise de missão envolvendo especificações do sistema de controle de atitude para estabilização em três eixos é descrita e discutida em Larson e Wertz (1992). Em Marteau e Rogers (1996) é feita uma análise de sistemas de controle de atitude (ACS), abordando aspectos gerais sobre as especificações (atuadores, sensores, computadores de bordo) de um sistema de controle de atitude (ACS). O autor discute um ACS com custo “razoável”, para pequenos satélites (< 500kg) que requeiram apontamento de “razoável” precisão (20 arcsec), precisão típica requerida para satélites já operacionais como IRAS (Infrared Astronomical Satellite) (BEICHMAN et al., 2004), ASCA (Advanced Satellite for Cosmology and Astrophysics) (TAMURA, 1998) e SOHO (Solar & Heliospheric Observatory) (GURMAN, 2004).

A modelagem da dinâmica de atitude utilizando-se rodas (de reação e volantes de inércia) para estabilização em três eixos é apresentada nas referências Wie (1998) (onde se utilizam duas rodas de reação e um volante de inércia), Yairi (1994) e Fichter e Zentgraf (1996). Yairi (1994) e Fichter e Zentgraf (1996) apresentam a mesma modelagem de Wie (1998), mas utilizam quatro rodas de reação, sendo uma delas disposta na diagonal (skew symmetric), redundante. A roda redundante é disposta de tal forma que forneça uma quantidade de movimento angular nas três direções principais de inércia, o que pode, eventualmente, em caso de falhas substituir uma ou mais rodas ao longo dessas direções. Essas referências mostram o desenvolvimento das equações do movimento rotacional de um corpo rígido equipado com rodas.

O problema ótimo no procedimento de estabilização de satélites artificiais com a utilização de rodas é apresentado em El-Gohary (2003). Este autor apresenta um estudo de estabilidade segundo Lyapunov. Em Varatharajoo e Fasoulas (1975) é feita a análise do problema de atitude empregando rotores para satélites de observação da Terra. Spindler (2000) aborda o problema de controle para estabilização em três eixos empregando N volantes de inércia, exemplificando o procedimento para o satélite MONS-ballerina.

O problema de estabilização de atitude em três eixos usando apenas atuadores eletromagnéticos é discutido em Kaplan (1976), Wertz (1978), Bushenkov e Smirnov (2002), Psiaki (2001), Wang e Shtessel (1998), Wisniewski e Blanke (1999) e Musser e Ebert (1989). Em Wertz (1978) e Carrara (1982) é encontrada a modelagem das perturbações ambientais (forças e torques) que atuam sobre o satélite no espaço, devido ao campo magnético, o campo gravitacional e a radiação proveniente do Sol e da Terra. A modelagem do campo magnético, modelo IGRF (International Geomagnetic Reference Field) usado nesse trabalho é encontrado em Macmillan e Quinn (2000). Outros modelos do campo magnético (dipolo e quadripolo) podem ser encontrados em Zanardi et al. (2003b) e Zanardi et al. (2004).

O desenvolvimento das equações da dinâmica de atitude usando atuadores eletromagnéticos/bobinas magnéticas é apresentado em Psiaki (2001), Musser e Ebert (1989), Wisniewski (1997) e Marteau e Psiaki (1988). Outras referências também trazem as equações da dinâmica e cinemática de atitude, como Bushenkov e Smirnov (2002), Fauske (2002), Grassi e Moccia (1995) e Wang e Shtessel (1998). Essas referências discutem a utilização de bobinas magnéticas para o controle de pequenos satélites visando menor custo, sem requerer alta fonte de energia. Wisniewski e Blanke (1999) analisam a técnica para o satélite dinamarquês Orsted (Clausen, 2004) (satélite aplicado no estudo do campo magnético da Terra). O autor mostra que é factível obter estabilização em três eixos utilizando apenas torques magnéticos para satélites de órbita baixa (LEO), sujeitos ao gradiente de gravidade. O ASRI (Australian Space Research Institute) confirma a viabilidade de se usar apenas atuadores magnéticos para o controle de atitude de pequenos satélites, através da missão científica TechSAT. Silani e Lovera (2003) apresentam uma revisão do problema de estabilização de atitude em três eixos para pequenos satélites, usando atuadores magnéticos (bobinas), baseado na teoria de controle linear e não linear. Junkins e Carrington (1980) realizam um estudo de otimização para manobras de atitude usando atuadores magnéticos.

A referência Kim e Choi (1999) trata da utilização de um sistema de controle de atitude (ACS), utilizando três rodas de reação combinadas com bobinas magnéticas para o microsatélite Koreano KITSAT-3 (satélite de telecomunicações), visando estabilização em três eixos, em órbitas baixas (LEO). Nos requisitos de payload/carga útil do KITSAT-3 são exigidas alta precisão de apontamento ($0,05^0$) e estabilidade (0.014rad/s) da plataforma. Os atuadores magnéticos também podem ser utilizados para a desaturação das rodas. Bang e Choi (2003) analisam a desaturação de rodas utilizadas para manobras de grandes ângulos. Outra técnica de controle para estabilização em três eixos, desenvolvida primeiramente para os satélites TIROS (Television Infrared Observation Satellite), por Harold Perkel, utiliza uma configuração particular de um volante de inércia (momentum wheel), ao longo do eixo de arfagem (arfagem), combinando com dois atuadores eletromagnéticos, dispostos ao longo do eixo de rolamento (rolagem) e guinada (guinada). Esta técnica é denominada “stabilite” e é

encontrada na referência Perkel (1966). Em Hamzah e Hashida (1999) é descrito o desenvolvimento do sistema de controle de atitude para o satélite TiungSAT-1, utilizando-se a configuração de Perkel obtendo uma precisão de apontamento de $\pm 1^\circ$. Whitford e Forrest (1998) descrevem o desenvolvimento de um sistema de controle de atitude (ACS) para estabilização em três eixos também baseado na combinação de rodas (de reação e volantes de inércia) e bobinas magnéticas. Os vários modos de operação são avaliados para sistema de controle de atitude (ACS). O ACS é aplicado ao satélite CATSAT (Co-operative Astrophysical and Technology Satellite) do programa STEDI (Student Explorer Demonstration Initiative). Um dos principais problemas inerentes à utilização de rodas é o da saturação no processo de controle, devido a manobras de grandes ângulos (BANG e CHOI, 2003) e/ou torques seculares.

Em Buckingham e Smirnov (1972) é discutida a desaturação de rodas de reação empregando atuadores magnéticos. Em Gökçev e Meerkov (2001) é apresentada a metodologia para sistemas com saturação de atuadores utilizados na estabilização de satélites sujeito a perturbações seculares.

Da vasta literatura que apresenta o desenvolvimento das equações da dinâmica não linear, para satélites equipados com bobinas, destacam-se os trabalhos de Fauske (2002), Cohen (1973), Spencer (1977), Shigehara (1972) e Alfriend (1977). As equações do sistema tornam-se variantes no tempo devido ao campo geomagnético. A análise da controlabilidade de satélites equipados apenas com bobinas magnéticas é encontrada em Bhat e Dham (2003). Wisniewski e Markley (1999) desenvolvem uma metodologia de controle ótimo aplicada ao controle de atitude em três eixos. Propriedades elétricas de materiais utilizados em bobinas magnéticas são apresentadas e discutidos em Legg (2003). A descrição, especificações e precisões de rodas (de reação e volantes de inércia) da TELDIX utilizadas para estabilização em três eixos são encontradas em Auer (1983) e Heidelberg (2004). Em Auer (1983) são também apresentadas repostas para os comandos de controle.

3.1- Movimento em atitude de um corpo rígido

3.1.1- Sistemas de pontos materiais

Para efeito de análise, o satélite modelado neste trabalho será considerado como um corpo rígido (constituído por um conjunto de pontos materiais), sujeito à lei de conservação da quantidade de movimento linear e angular

$$\sum \vec{F} = \dot{\vec{L}} \quad (3.1)$$

$$\sum \vec{M}_0 = \dot{\vec{H}}_0 \quad (3.2)$$

Com \vec{F} representando forças externas, \vec{L} a quantidade de movimento; e, \vec{M}_0 a soma dos momentos em relação às forças externas que agem sobre os pontos materiais do sistema do satélite.

A resultante e o momento resultante em relação ao ponto fixo O das forças externas são, respectivamente, iguais à variação na unidade de tempo da quantidade de movimento e do momento angular em relação ao do sistema de pontos materiais.

O centro de massa do sistema é o ponto G definido pelo vetor posição \vec{r} que satisfaz:

$$m \vec{r} = \sum_{i=1}^n m_i \vec{r}_i \quad (3.3)$$

Com m representando a massa total

Portanto, as coordenadas do centro de massa são dadas por:

$$\begin{aligned}\bar{x}: m \bar{x} &= \sum_{i=1}^n m_i x_i \\ \bar{y}: m \bar{y} &= \sum_{i=1}^n m_i y_i \\ \bar{z}: m \bar{z} &= \sum_{i=1}^n m_i z_i\end{aligned}\quad (3.4)$$

O centro de massa de um sistema de pontos materiais move-se como se a massa total do sistema e todas as forças externas estivessem concentradas naquele ponto.

Como pode ser visto com o auxílio da figura 3.1, o momento angular \vec{H}'_G do sistema de pontos materiais em relação ao centro de massa G é dado por (Beer & Johnston, 1981):

$$\vec{H}'_G = \sum_{i=1}^n \mathbf{e}'_i \times m_i \vec{v}'_i \quad (3.5)$$

$$\dot{\vec{H}}'_G = \sum_{i=1}^n \mathbf{e}'_i \times m_i \vec{a}'_i \quad (3.6)$$

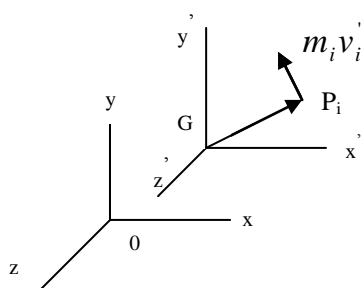


Figura 3.1- Sistemas de pontos materiais

onde \vec{a}'_i é a aceleração de P_i com relação ao sistema de referência móvel ($\mathbf{G}_{x'y'z'}$)

$$\vec{a}_i = \vec{a} + \vec{a}'_i \quad (3.7)$$

com \vec{a}_i e \vec{a} representando, respectivamente, as acelerações de P_i e G com relação ao sistema O_{xyz} .

Portanto vem que:

$$\dot{\vec{H}}'_G = \sum_{i=1}^n \mathbf{I}'_i \times m_i \mathbf{G}_i - \vec{a} \sum_{i=1}^n m_i \quad (3.8)$$

$$\dot{\vec{H}}'_G = \sum_{i=1}^n \mathbf{I}'_i \times m_i \vec{a}_i - \sum_{i=1}^n \mathbf{I}'_i \vec{r}'_i \times \vec{a} \quad (3.9)$$

O termo $\sum_{i=1}^n \mathbf{I}'_i \times m_i \vec{a}_i$ representa o momento resultante em relação a G das forças externas atuantes. Já o termo $\sum_{i=1}^n \mathbf{I}'_i \vec{r}'_i \times \vec{a} = m \vec{r} \times \vec{a}$ mas para o centro de massa $\vec{r} = \mathbf{0}$ no sistema $G_{x'y'z'}$, donde:

$$\sum \vec{M}_G = \dot{\vec{H}}'_G \quad (3.10)$$

O momento resultante em relação a G das forças externas é igual a variação na unidade de tempo do momento angular do sistema de pontos materiais em relação a G . Entretanto, o momento angular \vec{H}_G obtido a partir da soma das quantidades de movimento dos pontos materiais em seus movimento absolutos, observados no referencial O_{xyz} , apresenta o mesmo valor quando calculado utilizando velocidades observadas no referencial $O_{x'y'z'}$.

$$\vec{H}_G = \sum_{i=1}^n \mathbf{I}'_i \times m_i \vec{v}_i = \sum_{i=1}^n \vec{r}'_i \times m_i \vec{v}'_i \quad (3.11)$$

Se nenhuma força externa atuar sobre os pontos materiais de um sistema tem-se que \vec{L} é constante e \vec{H}_0 também é constante.

O momento angular de um corpo rígido em relação a G é dado por:

$$\vec{H}_G = \sum_{i=1}^n (\vec{r}_i' \times \vec{v}_i' \Delta m_i) \quad (3.12)$$

onde \vec{r}_i' e \vec{v}_i' representam, respectivamente, o vetor posição e a velocidade do ponto material P_i de massa Δm_i em relação ao sistema de referência baricêntrico G_{xyz} .

Mas, $\vec{v}_i' = \vec{\omega} \times \vec{r}_i'$ onde $\vec{\omega}$ é a velocidade angular do corpo (satélite). Portanto vem que:

$$\vec{H}_G = \sum_{i=1}^n \vec{r}_i' \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_i') \Delta m_i \quad (3.13)$$

e ainda,

$$\vec{r}_i' = x_i \hat{i} + y_i \hat{j} + z_i \hat{k} \quad (3.14)$$

$$\vec{\omega} = \omega_x \hat{i} + \omega_y \hat{j} + \omega_z \hat{k} \quad (3.15)$$

Após algumas manipulações algébricas pode-se concluir que:

$$\begin{aligned}
H_x &= \omega_x \sum_{i=1}^n (y_i^2 + z_i^2) \Delta m_i - \omega_y \sum_{i=1}^n x_i y_i \Delta m_i - \omega_z \sum_{i=1}^n z_i x_i \Delta m_i \\
H_y &= -\omega_x \sum_{i=1}^n x_i y_i \Delta m_i - \omega_y \sum_{i=1}^n (x_i^2 + z_i^2) \Delta m_i - \omega_z \sum_{i=1}^n y_i z_i \Delta m_i \\
H_z &= -\omega_x \sum_{i=1}^n x_i z_i \Delta m_i - \omega_y \sum_{i=1}^n y_i z_i \Delta m_i + \omega_z \sum_{i=1}^n (x_i^2 + y_i^2) \Delta m_i
\end{aligned} \quad (3.16)$$

Substituindo as somatórias por integrais vem que:

$$\begin{aligned}
H_x &= \omega_x \int (y^2 + z^2) dm - \omega_y \int xy \, dm - \omega_z \int zx \, dm \\
H_y &= -\omega_x \int xy \, dm - \omega_y \int (z^2 + x^2) dm - \omega_z \int yz \, dm \\
H_z &= -\omega_x \int zx \, dm - \omega_y \int yz \, dm - \omega_z \int (x^2 + y^2) dm
\end{aligned} \quad (3.17)$$

As integrais que contêm quadrados representam os momentos de inércia baricêntricos do corpo em relação aos eixos x , y e z .

$$\begin{aligned}
I_x &= \int (y^2 + z^2) dm \\
I_y &= \int (z^2 + x^2) dm \\
I_z &= \int (x^2 + y^2) dm
\end{aligned} \quad (3.18)$$

As integrais que contêm produtos de coordenadas representam os produtos de inércia baricêntricos do corpo:

$$\begin{aligned}
\bar{P}_{xy} &= \int xy \, dm \\
\bar{P}_{yz} &= \int yz \, dm \\
\bar{P}_{zx} &= \int zx \, dm
\end{aligned} \quad (3.19)$$

Assim, as componentes do momento angular \mathbf{H}_G do corpo são dadas por:

$$\begin{aligned} H_x &= I_x \omega_x - \bar{P}_{xy} \omega_y - \bar{P}_{xz} \omega_z \\ H_y &= -\bar{P}_{yx} \omega_x + I_y \omega_y - \bar{P}_{yz} \omega_z \\ H_z &= -\bar{P}_{zx} \omega_x - \bar{P}_{zy} \omega_y + I_z \omega_z \end{aligned} \quad (3.20)$$

A matriz de momentos e produtos de inércia (tensor de inércia) é definida por:

$$\begin{pmatrix} I_x & -\bar{P}_{xy} & -\bar{P}_{xz} \\ -\bar{P}_{yx} & I_y & -\bar{P}_{yz} \\ -\bar{P}_{zx} & -\bar{P}_{zy} & I_z \end{pmatrix} \quad (3.21)$$

Uma nova matriz poderia ser obtida se um sistema de eixos diferente fosse utilizado. É sempre possível escolher um sistema de eixos $x' y' z'$ (em um novo sistema de referência) chamados eixos principais de inércia, em relação aos quais todos os produtos de inércia são nulos:

$$\begin{pmatrix} I_{x'} & 0 & 0 \\ 0 & I_{y'} & 0 \\ 0 & 0 & I_{z'} \end{pmatrix} \quad (3.22)$$

Onde $\bar{I}_{x'}$, $\bar{I}_{y'}$ e $\bar{I}_{z'}$ representam os momentos centrais de inércia. Portanto, as componentes do momento angular \mathbf{H}_G reduzem-se a:

$$\begin{aligned} H_{x'} &= I_{x'} \omega_{x'} \\ H_{y'} &= I_{y'} \omega_{y'} \\ H_{z'} &= I_{z'} \omega_{z'} \end{aligned} \quad (3.23)$$

3.1.2- Movimento de um corpo rígido em três dimensões

O sistema está preso ao sistema do corpo, e \vec{H}_G é o momento angular do corpo com relação aos eixos baricêntricos $G_{X'Y'Z'}$ de orientação fixa, conforme pode ser visto na figura 3.2.

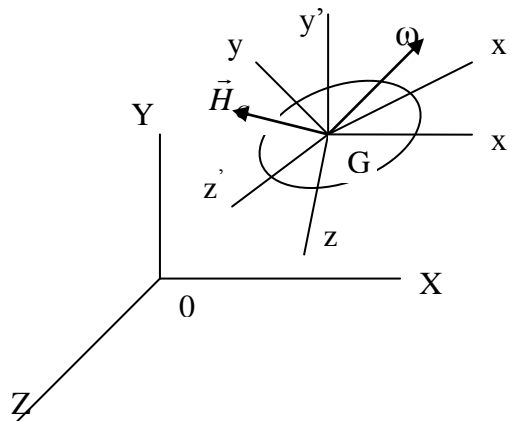


Figura 3.2- Movimento de um corpo rígido em três dimensões

A derivada do momento angular \vec{H}_G em relação ao sistema girante G_{xyz} é:

$$\dot{\vec{H}}_G = \dot{H}_x \hat{i} + \dot{H}_y \hat{j} + \dot{H}_z \hat{k} \quad (3.24)$$

A derivada $\dot{\vec{H}}_G$ do vetor \vec{H}_G em relação ao sistema $G_{X'Y'Z'}$ pode ser obtida por:

$$\dot{\vec{H}}_G = (\dot{\vec{H}}_G)_{G_{xyz}} + \vec{\Omega} \times \vec{H}_G \quad (3.25)$$

onde $\vec{\Omega}$ representa a velocidade angular do sistema girante; \vec{H}_G é o momento angular do corpo em relação ao sistema $G_{X'Y'Z'}$ de orientação fixa, e $(\dot{\vec{H}}_G)_{G_{xyz}}$ é a derivada de \vec{H}_G em relação ao sistema girante G_{xyz} .

Mas,

$$\sum \vec{M}_G = \dot{\vec{H}}_G \quad (3.26)$$

Portanto, vem que:

$$\sum \vec{M}_G = (\dot{\vec{H}}_G)_{G_{xyz}} + \vec{\Omega} \times \vec{H}_G \quad (3.27)$$

Se o sistema rotativo estiver preso ao corpo, sua velocidade angular $\vec{\Omega}$ é identicamente igual a velocidade angular $\vec{\omega}$ 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 \vec{H}_G são dadas por:

$$\vec{H}_G = I_x \omega_x \hat{i} + I_y \omega_y \hat{j} + I_z \omega_z \hat{k} \quad (3.28)$$

Com I_x , I_y e I_z representando os momentos centrais de inércia do corpo.

Assim pode-se obter (para $\vec{\Omega} = \vec{\omega}$):

$$\sum \vec{M}_G = (I_x \dot{\omega}_x \hat{i} + I_y \dot{\omega}_y \hat{j} + I_z \dot{\omega}_z \hat{k}) + (\omega_x \hat{i} + \omega_y \hat{j} + \omega_z \hat{k}) \times (I_x \omega_x \hat{i} + I_y \omega_y \hat{j} + I_z \omega_z \hat{k}) \quad (3.29)$$

E, portanto:

$$\sum \vec{M}_G = [I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z] \hat{i} + [I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z] \hat{j} + [I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y] \hat{k} \quad (3.30)$$

Ou seja, as equações de Euler do movimento são dadas por:

$$\begin{aligned} \sum M_x &= I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z \\ \sum M_y &= I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z \\ \sum M_z &= I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y \end{aligned} \quad (3.31)$$

Tem-se ainda, três equações adicionais:

$$\begin{aligned} \sum F_x &= ma_x \\ \sum F_y &= ma_y \\ \sum F_z &= ma_z \end{aligned} \quad (3.32)$$

que juntamente com as equações de Euler, formam um sistema de seis equações diferenciais. Com as condições iniciais adequadas, estas equações diferenciais apresentam uma 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. Baseado nestas equações é que foi construído o modelo para o sistema do satélite que se está pretendendo estudar.

3.2 - Referencial do satélite

O referencial do corpo (BF) ou do satélite, definido por (x, y, z), é um sistema de coordenadas com origem no centro de massa do satélite. A figura 3.3 ilustra a situação. Os eixos são escolhidos como sendo coincidentes com os eixos dos momentos

principais de inércia. Para estudos de satélite estabilizados em três eixos, Terra-apontado, é prático definir os eixos de rolagem, arfagem e guinada como sendo (WIE, 1998, MOSCATI, 1992):

- eixo de rolagem x , nominalmente alinhado com x_o
- eixo de arfagem y , nominalmente alinhado com y_o
- eixo de guinada z , nominalmente alinhado com z_o

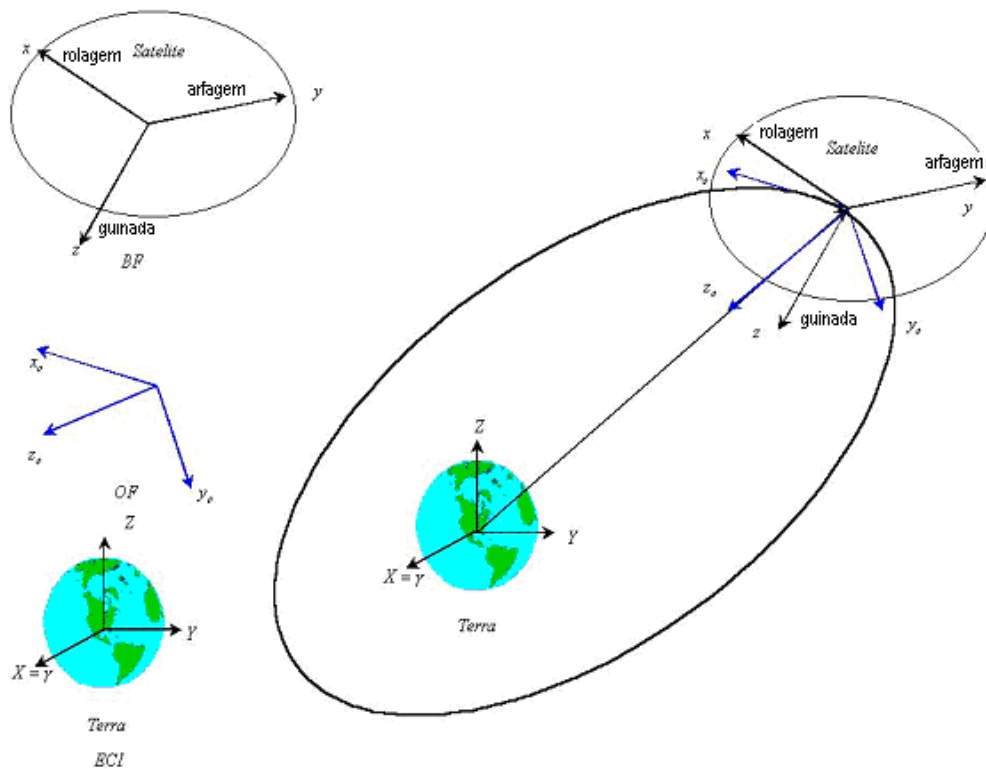


Figura 3.3 - Sistemas de referência, inercial (ECI), orbital (OF) e do satélite (BF).

3.3- Representação da atitude

A atitude em três eixos é convenientemente representada por meio de uma transformação de coordenadas, na qual se transforma um conjunto de coordenadas no espaço inercial em um conjunto de coordenadas fixadas ao satélite (Wertz, 1978). Existem parametrizações/representações alternativas para estas transformações. As principais representações são:

- Matriz de rotação ou matriz de atitude;
- Ângulos de Euler;
- Quaternions ou parâmetros de Euler;

Cada um desses conjuntos de parametrizações apresenta vantagens e desvantagens. Em Wertz (1978), Hughes (1986), Fauske (2003) e Wie (1998) são discutidas pormenorizadamente cada uma dessas parametrizações.

3.4- Matriz de rotação

A matriz de rotação, também chamada de matriz de cossenos diretores, tem as interpretações (Fauske, 2003):

- Descreve a orientação mútua entre dois referenciais, onde cada vetor coluna são os cossenos dos ângulos entre os dois referenciais;
- Transforma um vetor representado em um referencial para outro;

A matriz de rotação R de um referencial a para um referencial b denotada por R_{ba} é um elemento do conjunto $SO(3)$, definido como

$$SO(3) = \{R \mid R \in \mathbb{R}^{3 \times 3}, R^T R = I \text{ e } \det R = 1\} \quad (3.33)$$

onde I é a matriz identidade 3×3 .

A notação seguinte é usada para transformar um vetor r de um referencial para outro:

$$r^{para} = R_{de}^{para} r^{de} \quad (3.34)$$

onde o índice superior descreve em qual referencial o vetor está expresso.

Devido a propriedade de ortogonalidade, $R^T R = I$, pode-se mostrar que a derivada no tempo da matriz de rotação é dada por

$$\dot{R}_b^a = S(\vec{\omega}_{ab}^a) R_a^b \quad (3.35)$$

onde a notação usada $\vec{\omega}_{ab}^a$ representa a velocidade angular do referencial b em relação ao referencial a , expressa no referencial a . A velocidade angular tem a propriedade $\vec{\omega}_{ab}^a = -\vec{\omega}_{ba}^a$ (FAUSKE, 2003), e $S(\vec{\omega})$ é o operador anti-simétrico (skew-symmetric):

$$S(\vec{\omega}) = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix}, \quad \vec{\omega} = \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} \quad (3.36)$$

Reescrevendo vem:

$$\dot{R}_b^a = S(\vec{\omega}_{ab}^a) R_a^b = -S(\vec{\omega}_{ba}^a) R_a^b \quad (3.37)$$

Será denotada a matriz de rotação por $R_a^b = [c_1^b \quad c_2^b \quad c_3^b]$

3.5- Parâmetros de Euler

Os parâmetros de Euler são também chamados quaternions (FAUSKE, 2003), e são uma representação atrativa devido à parametrização sem singularidades e equações diferenciais da cinemática serem lineares (FAUSKE, 2003, WIE, 1998). A representação em quaternion requer menos tempo computacional que a representação por ângulos de Euler (ARANTES e FONSECA, 2004a) e, portanto é usado em aplicações onde os recursos computacionais são limitados (WERTZ, 1978).

Um quaternion q é definido como uma grandeza hiper-imaginária composta por uma parte real η e um vetor e dados por

$$\eta = \cos \frac{\Phi}{2} \quad , \quad \varepsilon = \lambda \operatorname{sen} \frac{\Phi}{2} \quad (3.38)$$

que representa uma rotação de Φ em torno do vetor unitário λ . Um quaternion satisfaz o vínculo $q^T q = 1$, ou seja

$$\eta^2 + \varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2 + \varepsilon_3^2 = 1 \quad (3.39)$$

As equações diferenciais da cinemática são dadas por (WERTZ, 1978, WIE e ARAPOSTATHIS, 1989, WIE, 1985):

$$\dot{\bar{q}} = \frac{1}{2} \Omega \bar{q} \quad (3.40)$$

onde

$$\Omega = \begin{pmatrix} 0 & \varpi_z & -\varpi_y & \varpi_x \\ -\varpi_z & 0 & \varpi_x & \varpi_y \\ \varpi_y & -\varpi_x & 0 & \varpi_z \\ -\varpi_x & -\varpi_y & -\varpi_z & 0 \end{pmatrix} \quad (3.41)$$

A matriz de atitude SO(3) obtida a partir dos quaternions é dada por (WIE, 1998)

$$R_a^b = (\eta^2 - q^T q)I + 2q q^T - 2\eta Q(\varepsilon) \quad (3.42)$$

onde $Q(\varepsilon)$ é o operador anti-simétrico dado por

$$Q(\varepsilon) = \begin{pmatrix} 0 & -\varepsilon_3 & \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 & 0 & -\varepsilon_1 \\ -\varepsilon_2 & \varepsilon_1 & 0 \end{pmatrix} \quad (3.43)$$

Dada a matriz de atitude pode-se determinar η e ε pelas relações

$$\eta = (1 + c_{11} + c_{22} + c_{33})^{1/2} \quad \text{para} \quad 0 \leq \frac{\Phi}{2} \leq \pi \quad (3.44)$$

$$\varepsilon = \frac{1}{4\eta} \begin{pmatrix} c_{23} - c_{32} \\ c_{31} - c_{13} \\ c_{12} - c_{21} \end{pmatrix} \quad \text{se} \quad \eta \neq 0 \quad (3.45)$$

Se $\eta = 0$ escolhe-se outra sequência de rotações.

3.6- Ângulos de Euler

A orientação de um corpo também pode ser descrita por três ângulos (três parâmetros independentes) denominados ângulos de Euler. A Figura 3.4 ilustra a seqüência de rotações necessárias para levar um referencial $\bar{X} = (X, Y, Z)$ a outro $\bar{x} = (x, y, z)$, que são listadas como:

- Rotação em torno do eixo Z de um ângulo Φ que leva ao sistema ζ', θ', ζ' .
- Rotação em torno do eixo ζ' de um ângulo θ que leva ao sistema ζ, θ, ζ .
- Rotação em torno do eixo ζ de um ângulo ψ que leva ao sistema x, y, z .

Para essa seqüência de rotações 3 – 1 – 3 a matriz de atitude é dada por (Kaplan, 1976)

$$R_x^X = \begin{pmatrix} \cos \psi \cos \phi - \text{sen} \psi \cos \theta \sin \phi & \cos \psi \text{sen} \phi + \sin \psi \cos \theta \cos \phi & \text{sen} \psi \text{sen} \theta \\ -\cos \psi \cos \phi - \cos \psi \cos \theta \text{sen} \phi & -\sin \psi \text{sen} \phi + \cos \psi \cos \theta \cos \phi & \cos \psi \text{sen} \theta \\ \text{sen} \theta \text{sen} \phi & -\text{sen} \theta \cos \phi & \cos \theta \end{pmatrix} \quad (3.46)$$

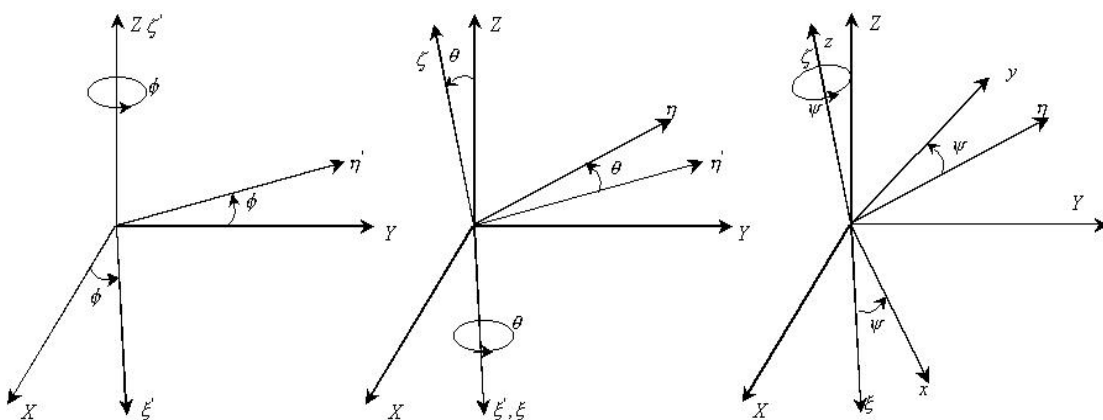


Figura 3.4 - Construção dos ângulos de Euler

Em problemas de estabilização de atitude em três eixos é comum definir:

- ângulo de rolagem (Φ) é o ângulo de rotação em torno do eixo de rolagem
- ângulo de arfagem (θ) é o ângulo de rotação em torno do eixo de arfagem
- ângulo de guinada (ψ) é o ângulo de rotação em torno do eixo de guinada

Note que os ângulos são definidos para rotações em torno de eixos distintos e são usados comumente para relacionar o referencial orbital (OF) ou LVHL com o referencial do satélite (BF), adequado para tais aplicações (MOSCATI, 1992). Existem doze conjuntos possíveis de ângulos de Euler para descrever um referencial em relação a outro (WERTZ, 1978). Esses conjuntos/seqüências são divididas em dois tipos:

Tipo 1 (anti-simétrica): Nesse caso as rotações são feitas, sucessivamente, em cada um dos três eixos. Esse tipo apresenta uma singularidade em $\theta = \pm \frac{\pi}{2}$. As seqüências são 1-2-3, 2-1-3, 3-2-1, 2-3-1, 3-1-2, 1-3-2.

Tipo 2 (simétrica): Nesse caso a primeira e terceira rotação são feitas sobre o mesmo eixo. Esse tipo apresenta uma singularidade em $\theta = \pi$ e $\theta = 0$. As seqüências são 3-1-3, 2-1-2, 1-2-1, 2-3-2, 1-3-1, 3-2-3.

As matrizes de rotação e as equações cinemáticas para cada uma dessas seqüências de rotação (simétricas e anti-simétricas) são encontradas nas referências Wertz (1978) e Hughes (1986). Apesar das equações da cinemática apresentarem singularidades do tipo 1 e tipo 2, os ângulos de Euler têm uma clara interpretação física e são utilizadas na entrada e saída das simulações.

Dada a matriz de rotação (33) escrita em termos de quaternions, os ângulos de rolagem (Φ), arfagem (θ) e guinada (ψ) para a seqüência de rotação 3-2-1, ou seja,

primeira rotação em guinada, segunda rotação em arfagem e terceira rotação em rolagem, são dados por (WIE, 1998, HUGHES, 1986):

$$\begin{aligned}\phi &= \arctg\left(\frac{c_{23}}{c_{33}}\right) & 0 \leq \phi \leq 2\pi \\ \theta &= \arcsen\left(c_{13}\right) & -\frac{\pi}{2} \leq \theta \leq \frac{\pi}{2} \\ \psi &= \arctg\left(\frac{c_{12}}{c_{11}}\right) & 0 \leq \psi \leq 2\pi\end{aligned}\tag{3.47}$$

CAPÍTULO 4

SISTEMAS DE CONTROLE

4.1- Introdução

O estudo e o desenvolvimento de um sistema de controle de atitude e órbita (SCAO) de um satélite artificial é uma atividade multidisciplinar, pois abrange no mínimo três áreas distintas, ou seja:

- Dinâmica de atitude (HUGHES,1986), cujo objetivo é o estudo e a determinação das equações de movimento do satélite em torno do seu centro de massa;
- Mecânica Orbital (KAPLAN, 1976), onde a posição do satélite na órbita e as forças e torques que atuam sobre o satélite são os objetos de estudo;
- Teoria de Controle (CHEN, 1975; OGATA, 1970; D'AZZO e HOUPIS, 1988) é a ferramenta utilizada para estudar e projetar o sistema de controle do satélite.

É importante ressaltar que a teoria de controle possui varias ramificações, tais como: controle não-linear (ATHERTON, 1975), controle digital (FRANKLIN e POWELL, 1989), controle multivariável (MACIEJOWSKI, 1989); controle ótimo (ANDERSON e MOORE, 1971) e controle aplicado na área espacial (WERTZ, 1978; SKELTON, 1988).

Entretanto, a complexidade da teoria empregada, geralmente, se opõe aos resultados simples, baratos e práticos, os quais são fundamentais nas fases iniciais de um projeto de um sistema de controle, onde é importante determinar se um aspecto do sistema é viável ou não.

O modelo matemático de um sistema físico é linear se o sistema é linear, e um sistema é linear se seu movimento total puder ser descrito pela superposição de mais de um movimento simples descrito por uma equação diferencial linear. Assim, se um sistema linear exibe a resposta $x(t)$ a um estímulo $x'(t)$, então o sistema exibirá uma resposta $x(t) + y(t)$ a um estímulo $x'(t) + y'(t)$. Técnicas da teoria de controle linear permitem obter informações sobre o comportamento do sistema sem necessariamente resolver as equações diferenciais que o descreve. Um exemplo é a investigação da estabilidade de um sistema através do método do lugar das raízes (OGATA, 1970).

A teoria de controle costuma ser utilizada para o projeto de sistemas de controle de atitude de um satélite artificial estabilizado em três eixos e não raro se utiliza como atuador rodas de reação.

4.2- Teoria de controle linear

A Figura 4.1 mostra um diagrama de blocos do sistema de controle de atitude "típico" de um satélite artificial. Os blocos representam a relação funcional das diferentes entradas (*input*) e saídas (*output*) envolvidas. Estes sinais podem sofrer operações de adição e subtração, representadas por círculos, chamados de pontos de soma. O diagrama de bloco é uma representação esquematizada de qualquer sistema físico ou conjunto de equações matemáticas caracterizando os componentes do sistema.

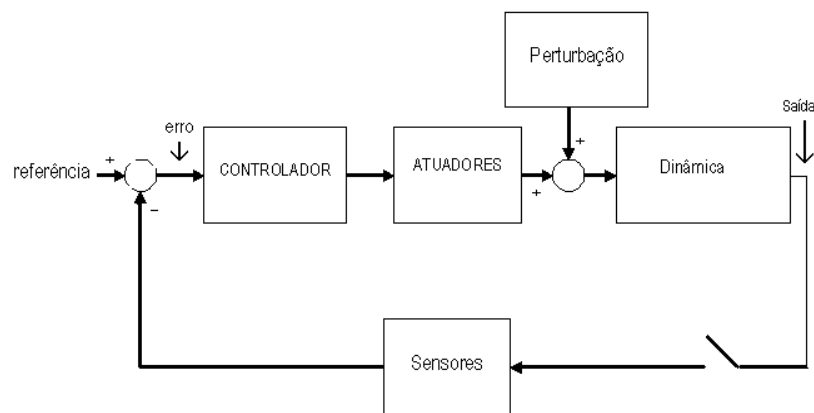


Figura 4.1 - Sistema de controle

A planta é a parte do sistema de controle a qual necessita ser controlada; no caso é a dinâmica do satélite. As características da planta são geralmente determinadas por componentes físicos específicos.

Uma entrada típica que pode afetar a estabilidade e/ou controle de um satélite são os torques de perturbação externos. Por exemplo: gradiente de gravidade, radiação solar e torques magnéticos. Estes são chamados de determinísticos no sentido que eles são funções conhecidas da posição e orientação do satélite. O sinal de erro representa o desvio entre o valor desejado (referência) e o valor real da saída do sistema. O sinal de erro é processado pelo controlador, para produzir um torque de controle, contrário ao efeito do torque de perturbação da entrada e conseqüentemente, controle da saída.

Quando a chave da Figura 4.1 encontra-se aberta, tem-se um sistema de controle em malha aberta; neste caso a ação de controle é independente da saída do sistema. Quando a chave esta fechada, tem-se um sistema de controle em malha fechada ou com realimentação, e neste caso a ação de controle pode ser modificada pela informação disponível na saída.

Existem várias razões que justificam o controle com realimentação; entretanto, para o controle de atitude de satélites, a grande vantagem é que este fica sujeito a torques perturbadores, os quais são mais facilmente contrabalançados por uma ação de controle que leve em consideração os efeitos desta perturbação, ou seja, o controle fica automático e com isso o desempenho do sistema de controle é melhorado.

Os torques de controle, tipicamente, são produzidos pela expulsão de massa, como os jatos, por rodas de reação ou bobina magnética, sendo que esta última interage com o campo magnético terrestre. O principio de funcionamento destes controladores é a conservação ou troca de momento angular com o satélite.

A lei de controle é o princípio no qual o controlador é projetado para concluir o desejado desempenho do sistema total.

A relação entrada/saída de cada elemento do sistema de controle é geralmente definida em termos da função transferência, assumindo-se que todas as condições iniciais são zero. Podemos representar a função transferência como a razão de dois polinômios em s , como:

$$G(s) = \frac{n(s)}{d(s)} = \frac{a_{m-1}s^m + a_{m-2}s^{m-1} + \dots + a_1}{s^n + b_n s^{n-1} + \dots + b_1} \quad (4.1)$$

onde os m valores de s , para os quais $n(s)$ é zero são conhecidos como sendo os zeros de $G(s)$, e os n valores de s , para os quais $d(s)$ é zero são conhecidos como os pólos de $G(s)$.

A função transferência da planta pode ser obtida, tomando-se a transformada de Laplace da equação que descreve a dinâmica do sistema. Considerando que a equação de Euler que descreve a planta é dada por

$$I\ddot{\theta} = N \quad (4.2)$$

onde I é o momento de inércia do satélite, $d^2\theta/dt^2$ é a aceleração angular do satélite e N representa os torques atuando sobre o satélite.

A transformada de Laplace da equação (4.2) é dada por:

$$I s^2 \mathcal{L}(\theta) = \mathcal{L}(N) \quad (4.3)$$

Como resultado, a função transferência da planta é:

$$G(s) = \frac{1}{I s^2} \quad (4.4)$$

A Lei de controle obtida considerando o torque de controle N_c proporcional ao sinal de erro θ é chamada de lei de controle proporcional, dada por

$$N_c = -K \theta \quad (4.5)$$

onde K é o ganho do sistema. O controle proporcional é pouco usado porque provoca grandes oscilações no ângulo θ .

CAPÍTULO 5

ACOPLAMENTO ENTRE O CONTROLE DE ATITUDE E DE TRAJETÓRIA

De acordo com Lennox (2004), o acoplamento de sistemas de controle de órbita e atitude é um conceito relativamente novo e existem poucas publicações disponíveis na atualidade. O não acoplamento ou até mesmo o “negligenciamento” no que se refere ao controle de órbita pode ser justificado pelo fato de que na simulação da dinâmica de atitude utiliza-se uma taxa de amostragem muito maior do que a simulação da dinâmica orbital. O controlador de órbita depende do controlador de atitude só no que se refere ao acionamento de atuadores. O controlador de atitude compensa o torque aplicado no veículo pelo acionamento de atuadores que são utilizados pela operação de manobras orbitais.

Neste trabalho efetuou-se com auxílio do MATLAB[®]/SIMULINK as simulações de manobra de atitude e órbita considerando perturbações e não linearidades nos sensores e atuadores. As simulações foram obtidas a partir do STAS (*Satellite Trajectory and Attitude Simulator*).

O programa de simulação STAS (*Satellite Trajectory and Attitude Simulator*), desenvolvido por Rocco (2006; 2008) utilizando o MATLAB[®]/SIMULINK versão 7.5/2007 foi subdividido em parâmetros editáveis e não-editáveis. Os parâmetros editáveis são, fundamentalmente, aqueles que podem alterar 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 e PID.

Esse programa simula a trajetória de satélites e permite considerar o movimento orbital perturbado por distúrbios externos aliados a não-idealidades dos atuadores e sensores. O STAS 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 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.

5.1- Dinâmica orbital

O movimento orbital pode ser implementado a partir da simulação da solução da equação de Kepler a cada passo definido pelo simulador SPACECRAFT TRAJECTORY SIMULATOR (STS). A cada instante de tempo o processo de determinação da trajetória propaga a posição da órbita. Desse modo, fornecido um estado inicial e um intervalo de tempo, pode-se converter o estado em elementos keplerianos solucionando o problema inverso de posicionamento do veículo espacial. E posteriormente, ainda com a equação de Kepler pode-se obter os elementos propagados. Os novos elementos keplerianos servirão para obtenção do estado a ser propagado solucionando o problema direto de posicionamento.

O diagrama de blocos da Figura 5.1 descreve de forma geral o conceito e arquitetura do programa para a simulação de trajetória utilizado neste trabalho, STS.

O problema direto de posicionamento de um satélite consiste em, dados os elementos keplerianos da órbita ($a, e, i, \omega, \Omega, M$) e o instante de tempo t , calcular a posição e a velocidade (estado) do satélite. E é obedecendo essa sequência que é implementado o programa de simulação.

A partir da equação de Kepler pode-se conceber um modelo para o subsistema de controle de órbita, como o descrito na Figura 5.1.

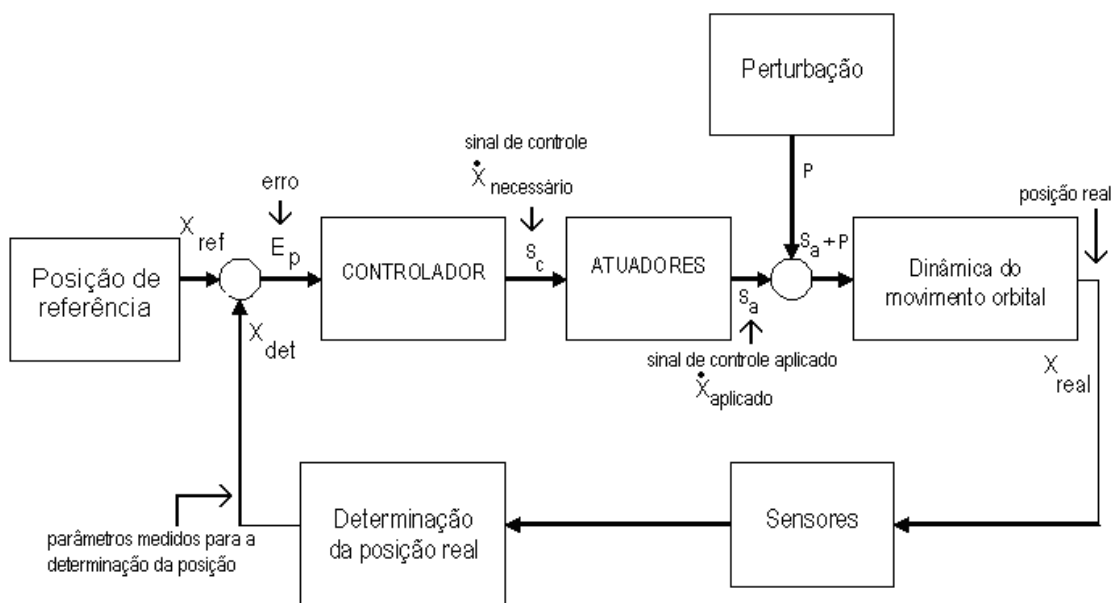


Figura 5.1 – Diagrama de blocos para o subsistema de controle de órbita

Na arquitetura do programa de simulação de trajetória 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. 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, servirá como elemento de entrada para o 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.

A saída do atuador servirá como 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. Admite-se ainda, perturbações ou distúrbios externos ao sistema de controle. 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 X_{det} é novamente comparada com a posição inicial de referência X_{ref} , que vai gerar outro erro residual.

A figura 5.2 ilustra a configuração do simulador de trajetória STS.

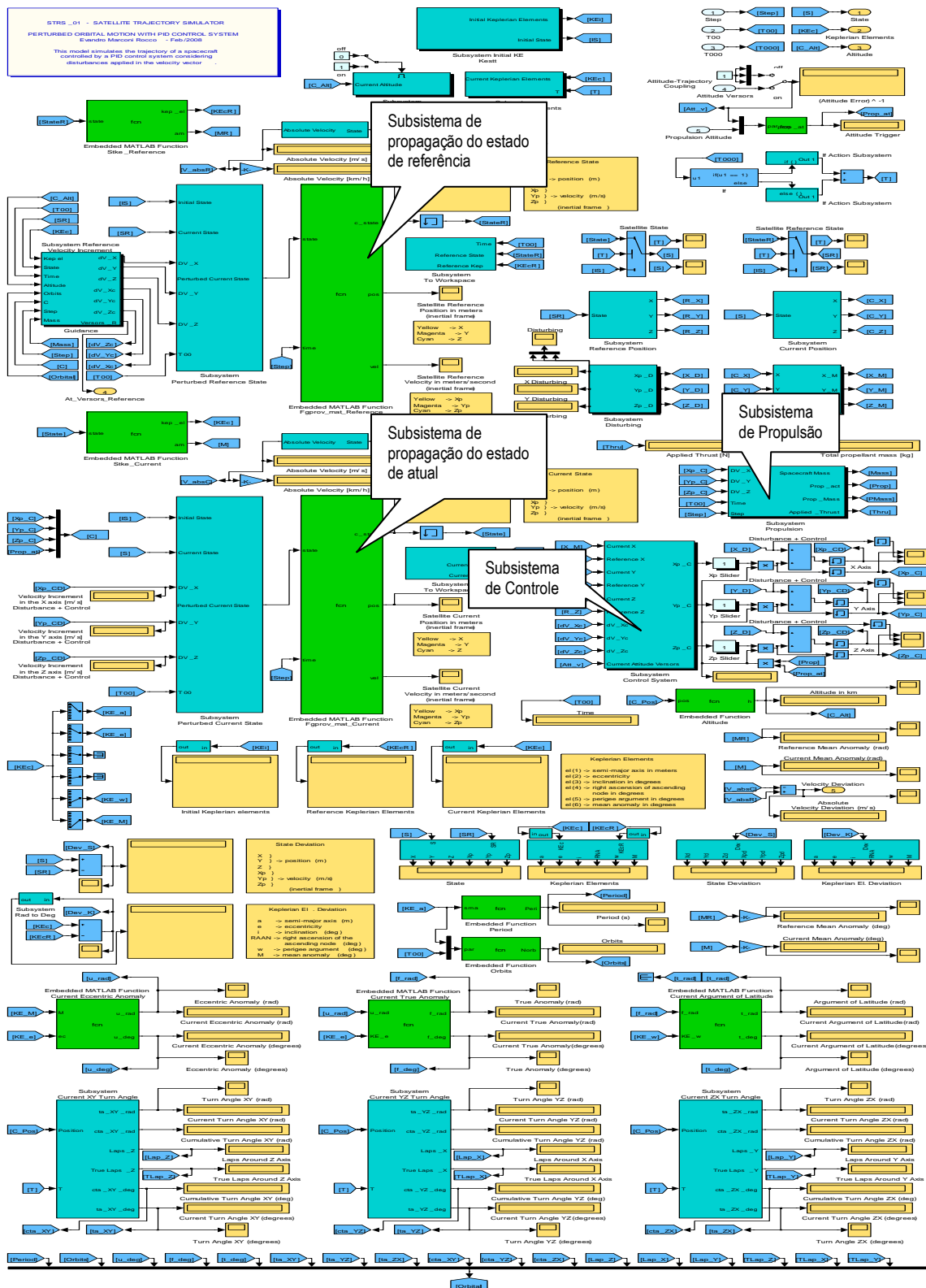


Figura 5.2- Configuração do Simulador de Trajetória

5.2- Dinâmica de atitude

Existem vários métodos para controle disponíveis e o sistema de controle de atitude depende dos atuadores para controlar a atitude. Alguns tipos de atuadores comumente utilizados são torques magnéticos, rodas de reação, etc. Nesse trabalho não se busca especificar o atuador a ser utilizado, mas simplesmente a utilização do efeito provocado pelo atuador.

Muitos dos métodos de controle utilizados são controladores lineares, todavia a dinâmica dos veículos espaciais é não linear e, portanto, os controladores não-lineares poderão ser mais eficientes para controlar a atitude. Tsiotras (1994) apresentou oito leis de controle de realimentação não-lineares utilizando funções de Lyapunov com termos quadráticos e logarítmicos. Essas leis usam parâmetros de Euler e parâmetros de Cayley-Rodrigues e cossenos diretores.

Esse trabalho contempla estratégias de controle clássicas. O procedimento para determinação da atitude também propaga a atitude a cada instante de tempo. As equações do movimento para a atitude são integradas. A figura 5.3 descreve o procedimento implementado no simulador SPACECRAFT ATTITUDE SIMULATOR (SAS) utilizado nesse trabalho.

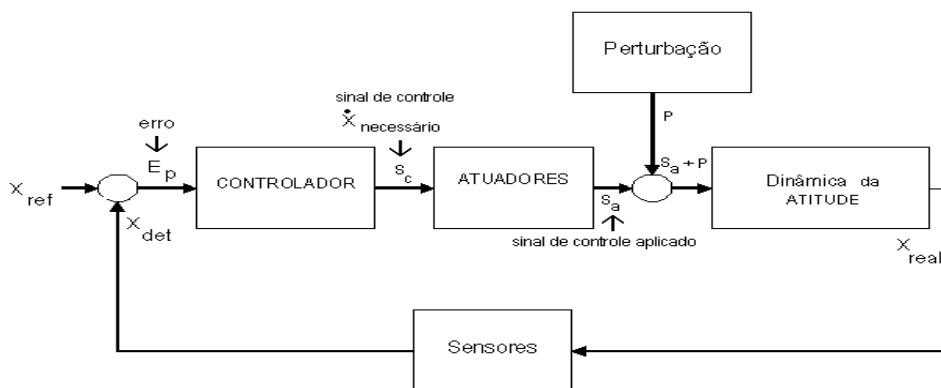


Figura 5.3 – Diagrama de blocos para o subsistema de controle de atitude

A figura 5.4 ilustra a configuração do simulador de atitude implementado. Esse modelo simula a atitude do satélite controlado por um sistema de controle PID considerando distúrbios e não linearidades aplicados nos sensores e atuadores.

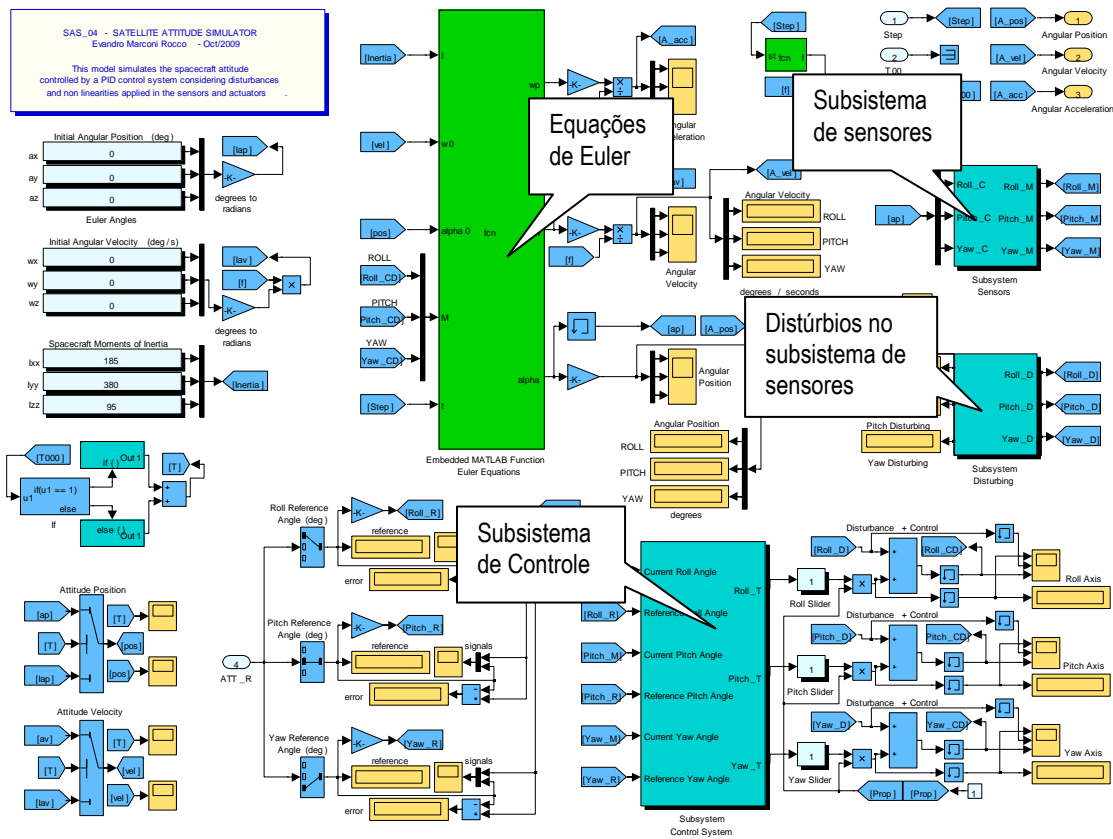


Figura 5.4 - Configuração do simulador de atitude implementado

5.3- Dinâmica de acoplamento entre trajetória e atitude

A arquitetura proposta para a simulação é descrita pela conjunção dos subsistemas descritos nas Figuras 5.1 e 5.3, e ilustrada na Figura 5.5, onde o erro em atitude gera um erro na órbita devido ao erro no apontamento do propulsor da manobra orbital.

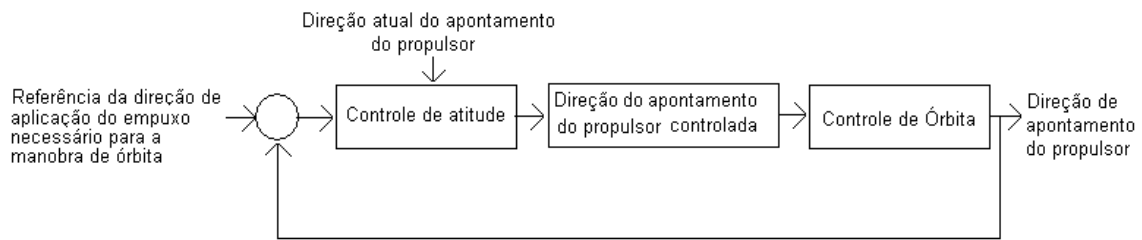


Figura 5.5 - Arquitetura da simulação.

O acoplamento dos sistemas de controle de atitude e de órbita revela um novo conceito. O acoplamento do sistema de controle de trajetória e controle de atitude é desenvolvido a partir dos controladores que foram descritos nas seções 5.1 e 5.2 respectivamente. O sistema de acoplamento exige um propagador de estado de trajetória bem como um método de propagação de atitude.

A figura 5.6 mostra a composição do SPACECRAFT TRAJECTORY AND ATTITUDE SIMULATOR (STAS) em Simulink/MATLAB[®]. Esse modelo simula o acoplamento entre o sistema de controle de atitude e de órbita. A trajetória e a atitude do satélite são controladas por um sistema de controle PID considerando distúrbios aplicados na atitude e na velocidade orbital do satélite.

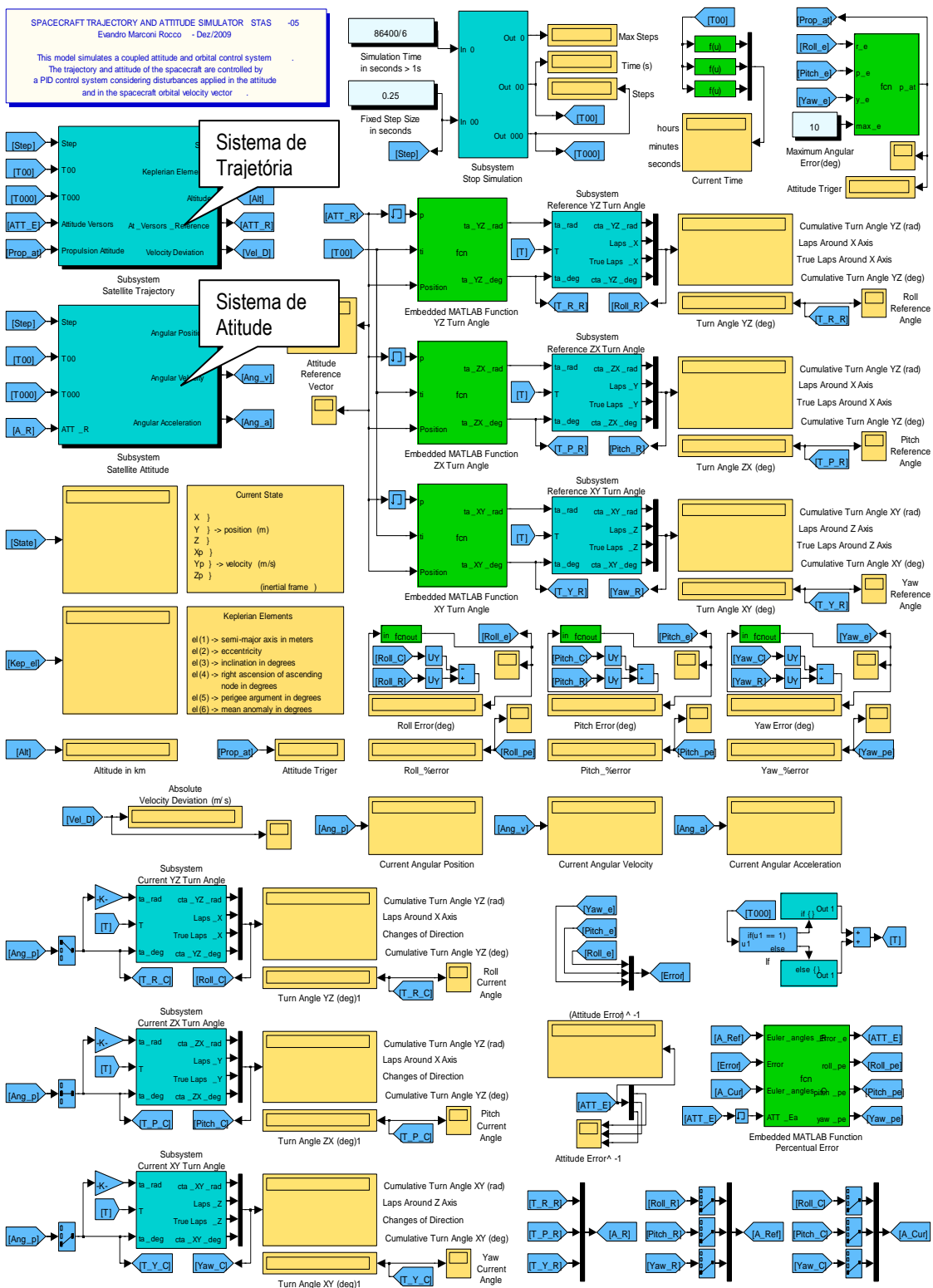


Figura 5.6 - Configuração geral do STAS (Controle de Trajetória e Atitude acoplados).

Especificamente com relação a atitude, o simulador permite que seja implementado, para cada um dos eixos distintamente, perturbações do tipo viés, perturbações aleatórias (gaussianas), senoidais, do tipo pulso, degrau, rampa, seqüências repetitivas e degraus repetitivos.

Foi tratado um modelo genérico, onde pode ser inserido o tipo de distúrbio que for desejado, bastando para isso especificar parâmetros. O distúrbio em cada um dos eixos foi concebido de mesmo modo.

O modelo dos sensores foi desenvolvido da mesma forma, valendo também a observação que os três eixos foram tratados de maneira semelhante.

Como modelo para o subsistema de controle de trajetória tem-se a figura 5.7 que descreve a implementação que fora utilizada no programa de simulação.

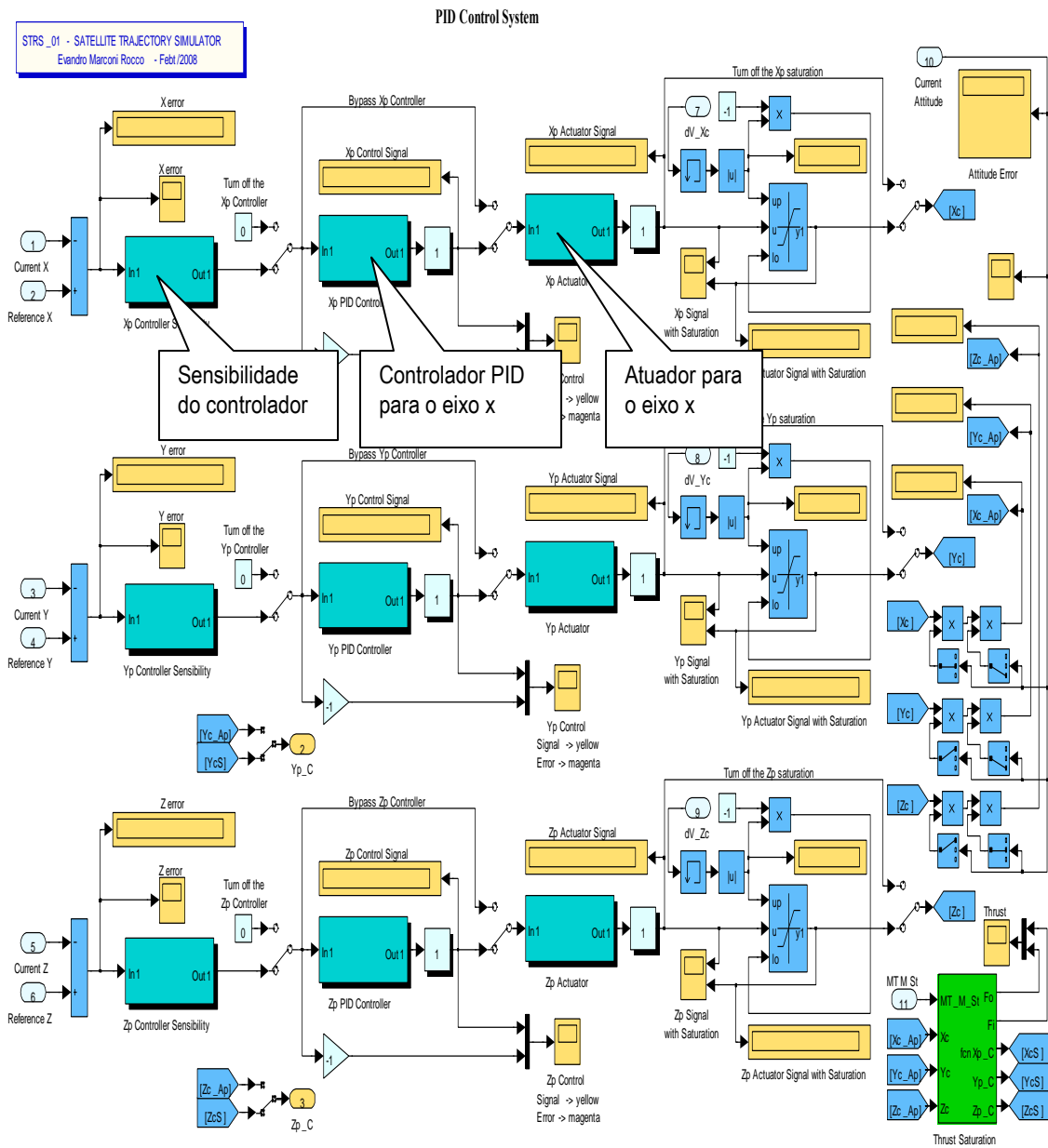


Figura 5.7- Modelo para subsistema de controle de trajetória

CAPÍTULO 6

RESULTADOS

Neste Capítulo serão apresentados os resultados obtidos a partir dos sistemas SAS, STS e STAS (ROCCO, 2006a; 2008). Os itens 6.1 e 6.2 mostram resultados do sistema sem a ocorrência do acoplamento entre o controle de atitude e órbita, visto que só são tratados os sistemas SAS e STS respectivamente de forma separada. Só no item 6.3 é que se mostra os resultados obtidos utilizando o sistema de modo acoplado - Spacecraft Trajectory Simulator (STAS). Os resultados demonstraram o comportamento do programa STAS, que para alguns casos se consegue atuar de forma satisfatória.

Os sistemas ora utilizados já foram validados por Marcelino (2009) a partir de análise comparativa com dos resultados obtidos por Prado (1989).

6.1- Resultados obtidos utilizando o Spacecraft Attitude Simulator (SAS)

Na manobra de atitude considerando perturbações e não linearidades nos sensores e atuadores foram consideradas as seguintes condições:

- Ângulos:

- Arfagem

- $0 \text{ s} \Rightarrow 0^{\circ}$
 - $30 \text{ s} \Rightarrow 15^{\circ}$
 - $300 \text{ s} \Rightarrow 15^{\circ}$

- Rolagem

- $0 \text{ s} \Rightarrow 0^{\circ}$
 - $199 \text{ s} \Rightarrow -15^{\circ}$
 - $300 \text{ s} \Rightarrow -15^{\circ}$

- Guinada

- $0 \text{ s} \Rightarrow 0^{\circ}$
 - $90 \text{ s} \Rightarrow 30^{\circ}$
 - $99 \text{ s} \Rightarrow 30^{\circ}$

- 100 s \Rightarrow 0°
- 199 s \Rightarrow 0°
- 200 s \Rightarrow 50°
- 300 s \Rightarrow 50°

- Tempo total da simulação: 300 s
- Passo utilizado na simulação: 0,01 s
- Perturbação considerada: pulsos; ruído randômico; desvio de bias; desvio senoidal.
- Erros nos atuadores:
 - Não linearidades consideradas: zona morta; limitador de aceleração; saturação; atraso de sinal.
 - Erro de bias: 0,05°
 - Erro randômico: ganho de 0,001
 - Erro senoidal: 0
- Erros nos sensores:
 - Não linearidades consideradas: atraso no sinal
 - Erro de bias: 0,01°
 - Erro randômico: ganho de 0,01
 - Erro senoidal: 0

As figuras 6.1 até 6.6 ilustram os resultados obtidos para o que fora especificado no momento com relação ao eixo guinada. O comportamento para os outros eixos é similar.

A figura 6.1 ilustra o ângulo de referência guinada e a figura 6.2 mostra o distúrbio aplicado nesse mesmo eixo.

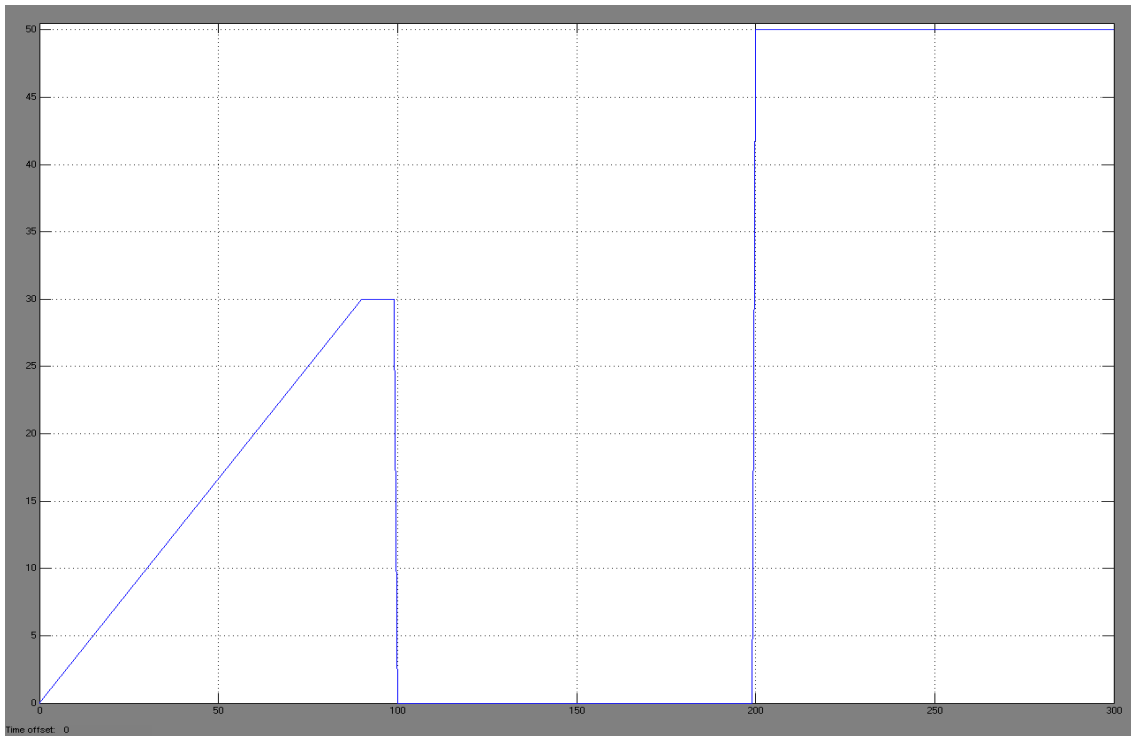


Figura 6.1 – Ângulo de referência em guinada (graus).

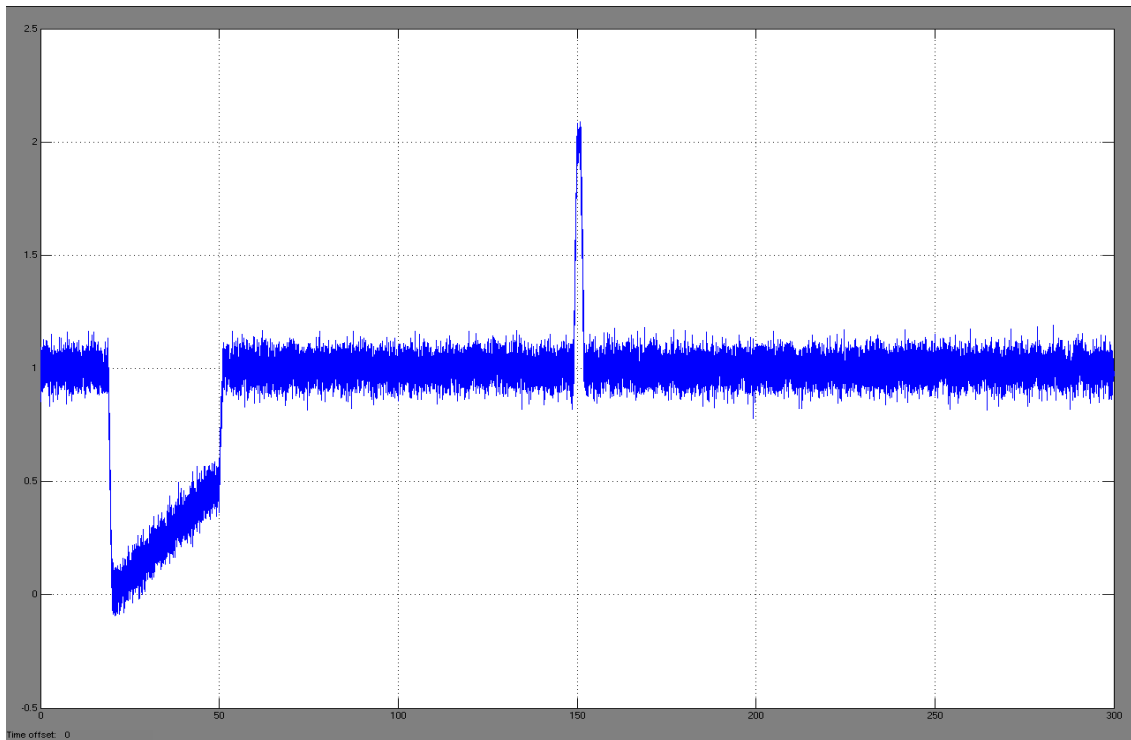


Figura 6.2 – Distúrbio em guinada (graus).

A figura 6.3 descreve os erros nas medidas de guinada. O valor máximo obtido é de 0,06 e o mínimo é -0,02 para esse erro.

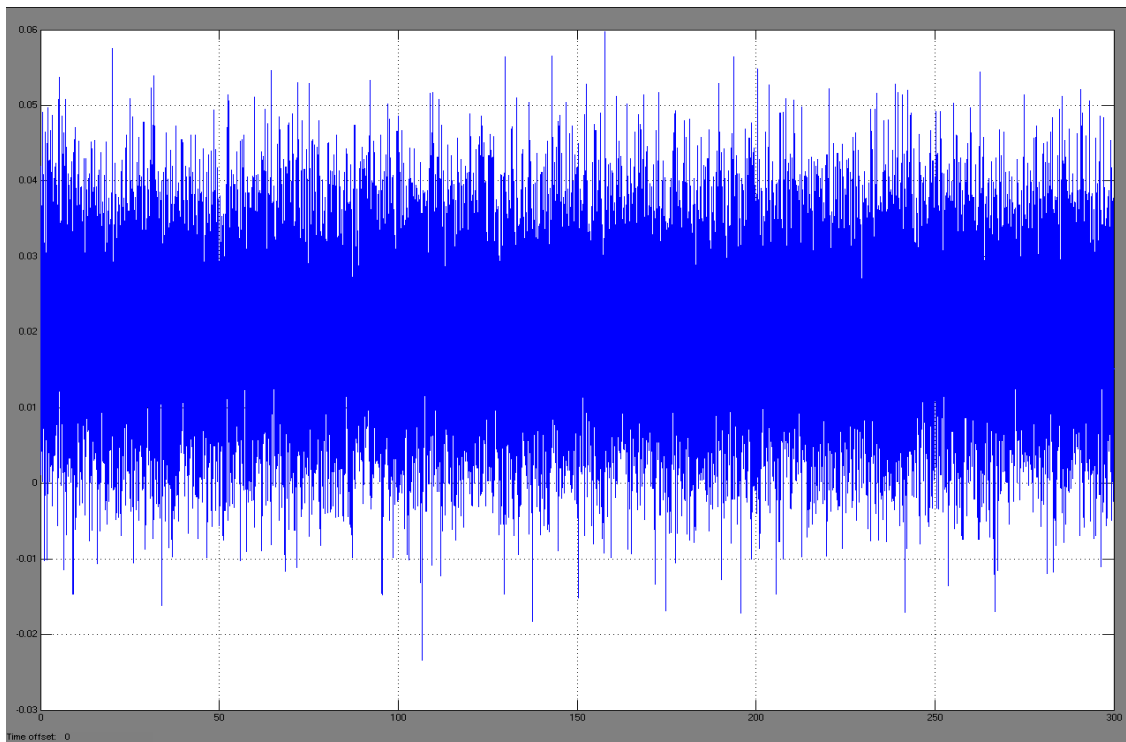


Figura 6.3 - Erros nas medidas de guinada (graus).

A figura 6.4 mostra cinco gráficos referentes ao sinal de atuação em guinada. O primeiro gráfico descreve o sinal de entrada do controlador que nos instantes 100 e 200 sofre maior variação. O segundo gráfico mostra o sinal com zona morta; o terceiro gráfico sinal com zona morta e limitador de taxa; o quarto gráfico é o sinal com zona morta, limitador de taxa e saturação; e, por fim, o quinto gráfico ilustra a conjunção de zona morta, limitador de taxa, saturação e retardo. Nota-se que o comportamento é semelhante para cada uma das situações citadas.

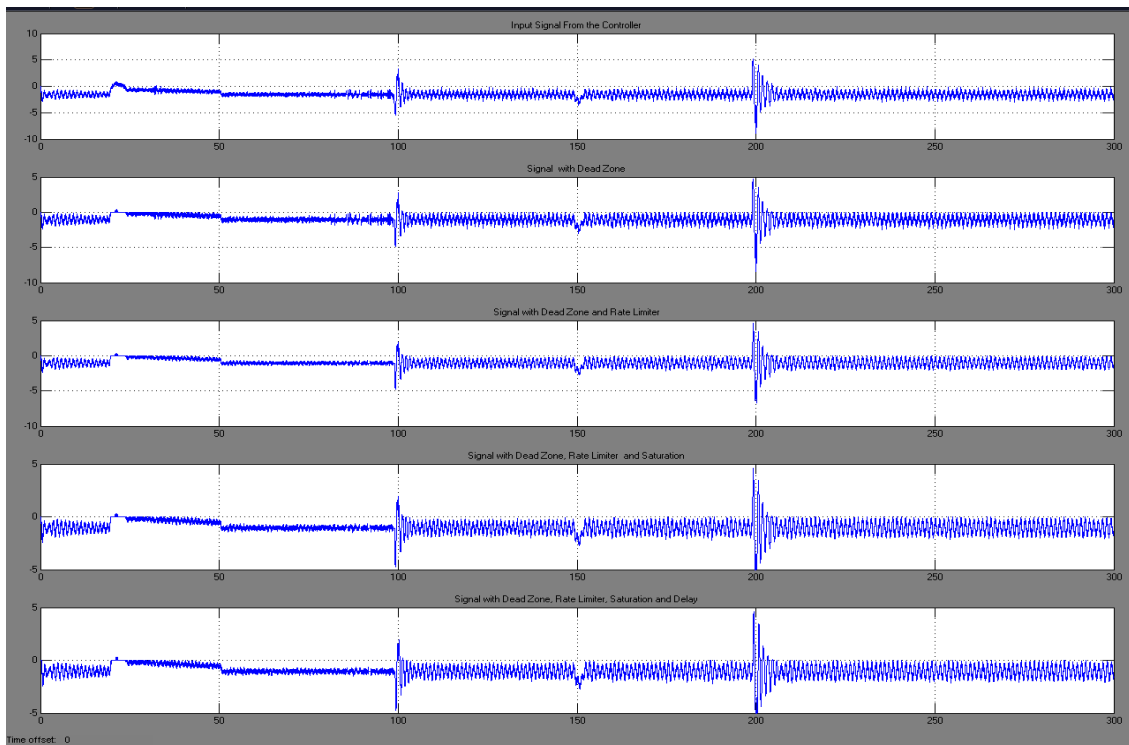


Figura 6.4 – Sinal de atuação em guinada.

A figura 6.5 mostra o erro de atuação em guinada que é da ordem de 0,05; a menos nos instantes 25, 100 e 200 que ocorre uma variação entre 0 e 0,05.

A figura 6.6 mostra o ângulo de saída em guinada. Nota-se que o sinal de saída segue aproximadamente o sinal de referência que é mostrado na figura 6.1. A partir do instante inicial até 100 o sinal se comporta aproximadamente como uma rampa assumindo o valor de 30 no instante 100, e no instante 300 o valor assumido é de 200, ressaltando uma variação ocorrida no instante 150 como descrito na figura 6.2.

A análise dos resultados obtidos nos gráficos descritos nas figuras 6.1 a 6.6 utilizando o Spacecraft Attitude Simulator – exclusivamente atitude -, refletem o que era de se esperar, que o sistema conseguisse acompanhar o sinal de referência. As variações percebidas nos gráficos são provenientes dos erros e distúrbios aplicados. O controlador também provoca uma oscilação em sua resposta de regime transitório.

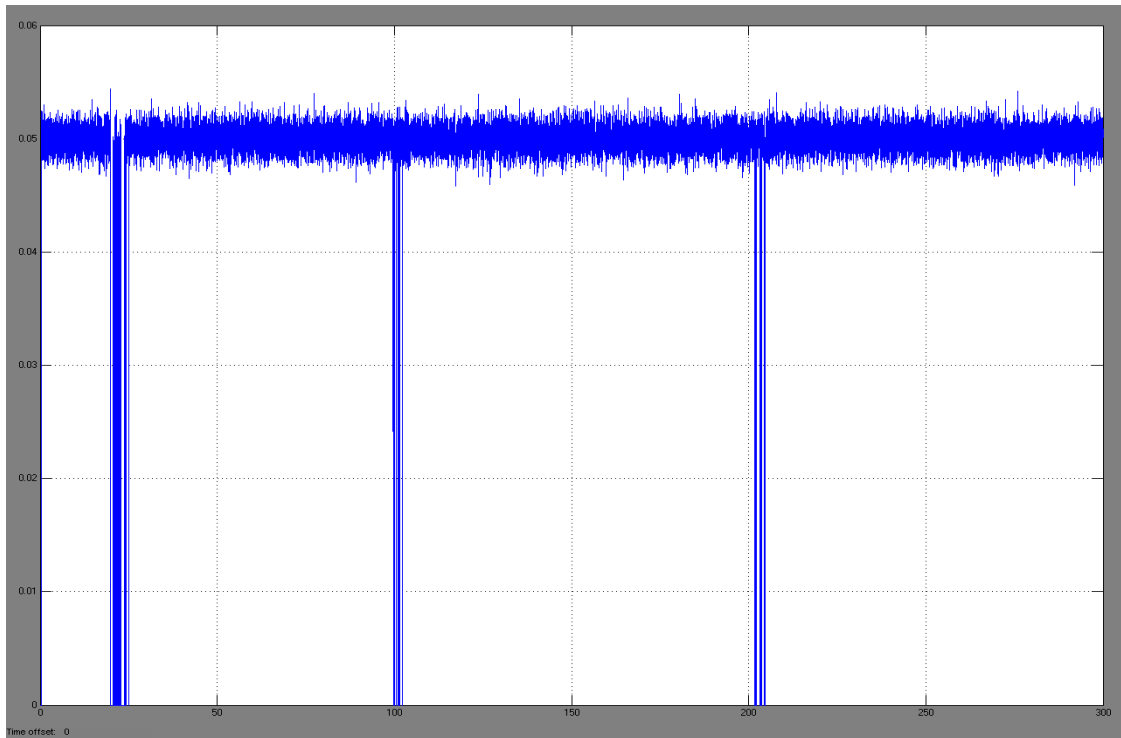


Figura 6.5 – Erro do Atuador em guinada (graus).

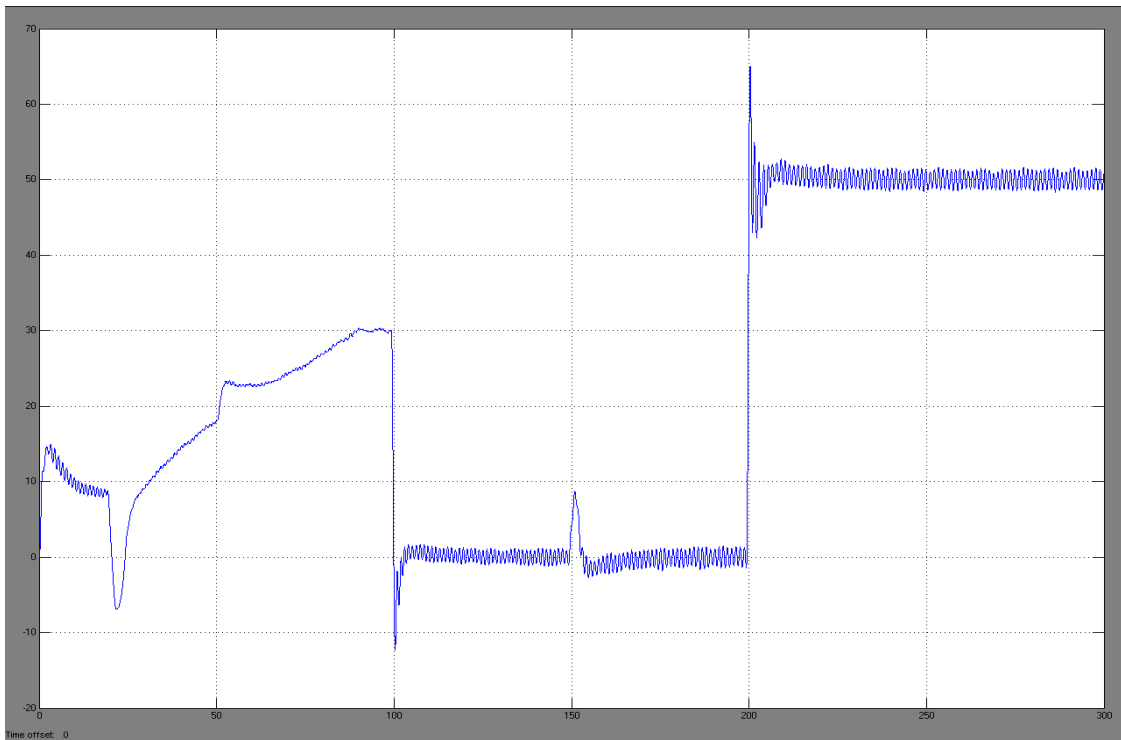


Figura 6.6 – Ângulo de saída em guinada (graus).

6.2- Resultados obtidos utilizando o Spacecraft Trajectory Simulator (STS)

Com aplicação de empuxo na direção tangencial à trajetória adicionada a perturbação e erros nos propulsores e mais ainda os erros nos sensores foi obtida a manobra orbital a partir das seguintes condições:

- Elementos Keplerianos Iniciais: - semi-eixo maior = 7000000 m
- excentricidade = 0.0000001
- inclinação = 45°
- ascensão reta do nodo ascendente = -30°
- argumento do perigeu = 0
- anomalia média = 0
- Altitude inicial: aproximadamente 620 km
- Tempo total da simulação: 20.000 s
- Passo utilizado na simulação: 0,5 s
- Força aplicada pelo sistema propulsor a cada passo: 2 N
- Máxima capacidade do sistema propulsor (manobra + correções): 40 N
- Impulso específico do sistema propulsor: 460 s
- Perturbação considerada: impactos nos instantes 500 s; 502 s; 503 s; 1000 s; 1500 s; 1501 s
- Erros nos propulsores: - Não linearidades consideradas: nenhuma
- Erro de bias: 0,0005 m/s
- Erro randômico: ganho de 0,00001

- Erro senoidal: ganho de 0
- Erros nos sensores:
 - Não linearidades consideradas: nenhuma
 - Erro de bias: 0,0001 m/s
 - Erro randômico: 0,0001
 - Erro senoidal: 0,0001

A figura 6.7 ilustra o comportamento da trajetória do veículo (satélite) no sistema de referência inercial centrado na Terra. Nota-se que a trajetória é mantida dentro do planejado.

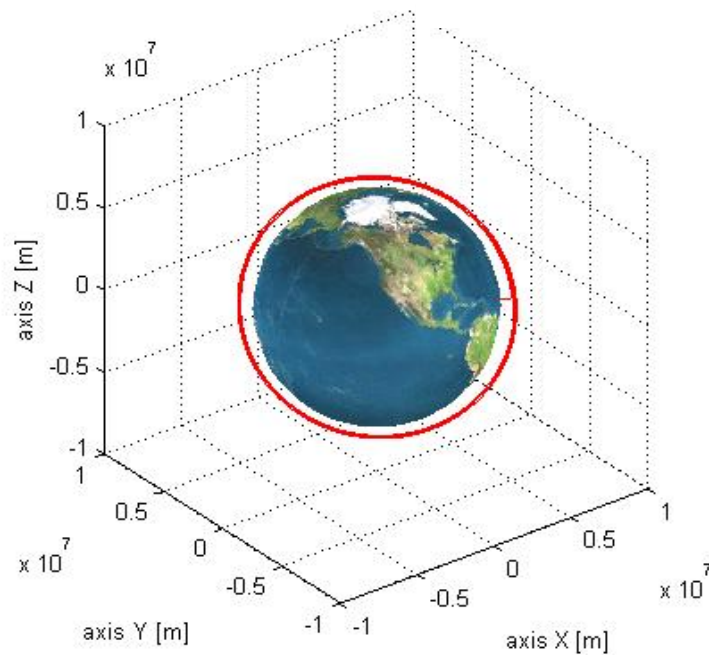


Figura 6.7 – Trajetória do veículo no sistema de referência inercial centrado na Terra.

O comportamento da altitude do satélite é mostrado na figura 6.8, onde se percebe que ocorre um aumento gradativo no tempo, até procurar se estabilizar num valor final.

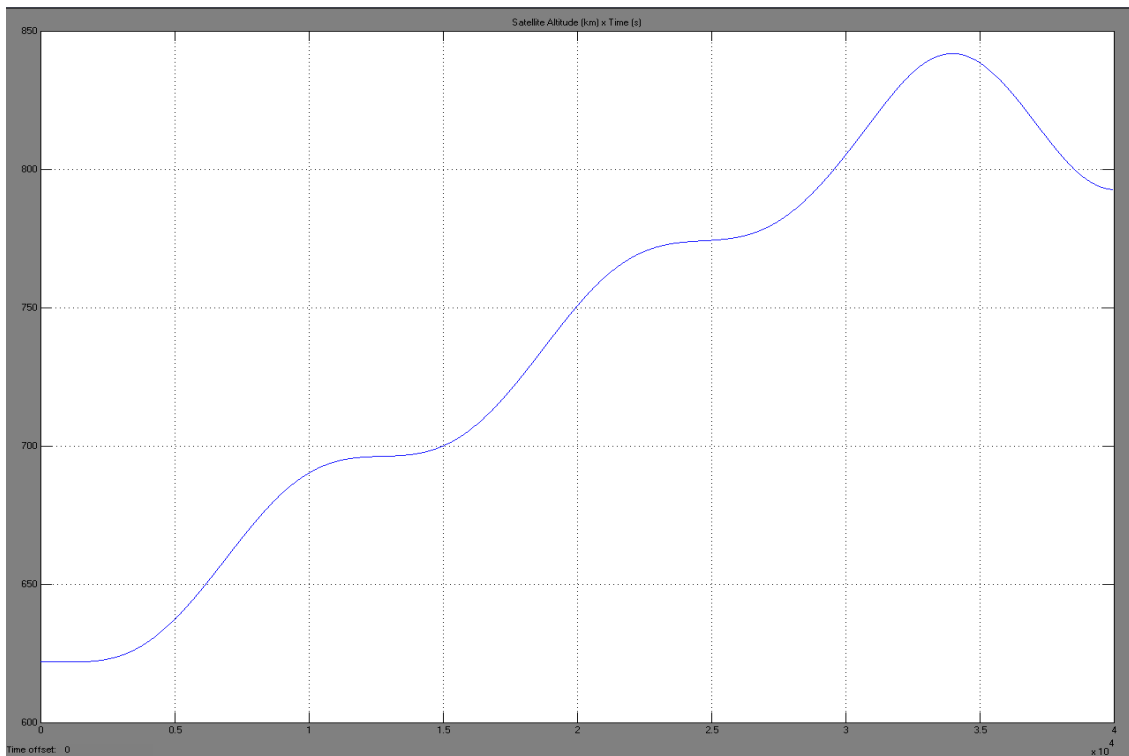


Figura 6.8 – Altitude (km).

A figura 6.9 apresenta três gráficos. No primeiro gráfico da figura 6.9 tem-se o de controle no eixo X; no segundo gráfico tem-se ilustrado três instantes que são aplicados os distúrbios no eixo X; e, o terceiro gráfico mostra o controle no eixo X com distúrbios. Fica evidenciado que o sistema consegue passar pelas situações de perturbações retornando a sua condição de operação em regime a contento.

A figura 6.10 também apresenta três gráficos e é analisada de modo análogo ao da figura 6.9. A diferença que ocorre é que os distúrbios aplicados são de valores negativos. O primeiro gráfico mostra o sinal de controle aplicado no eixo y; o segundo gráfico descreve os distúrbios; e, o terceiro gráfico descreve o distúrbio juntamente com o sinal de controle. A figura 6.11 ilustra a mesma informação das figuras 6.9 e 6.10 todavia com relação ao eixo z. Percebe-se que o comportamento entre os eixos y e z são bem semelhantes.

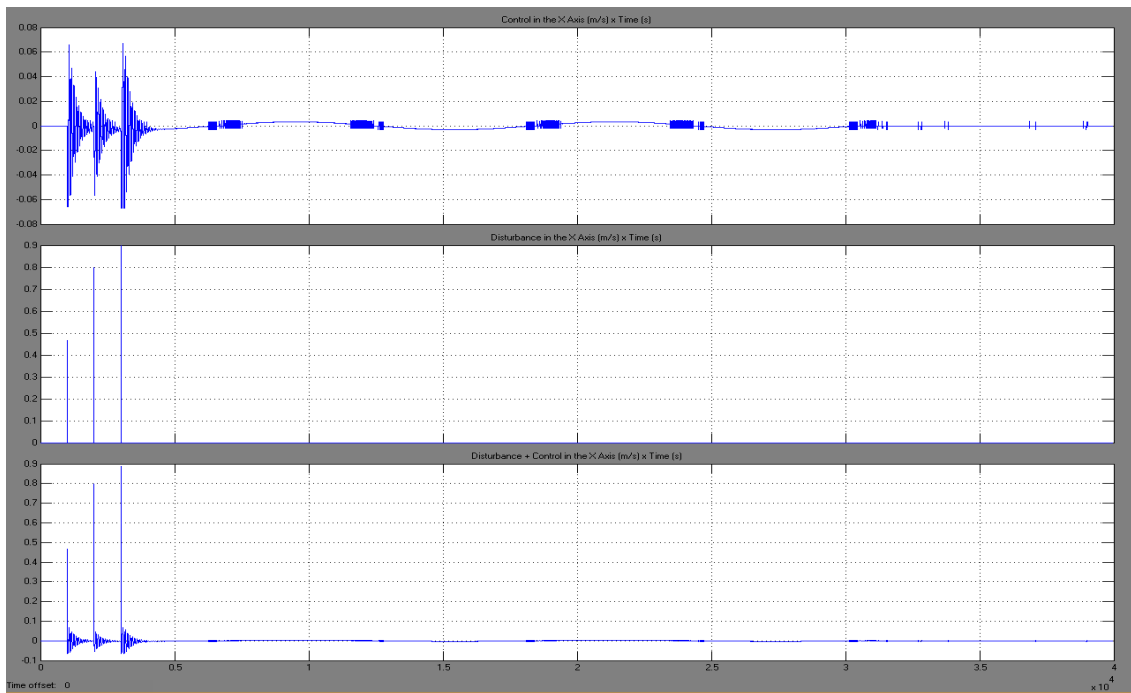


Figura 6.9 – Sinal de controle com distúrbios no eixo X (m/s).

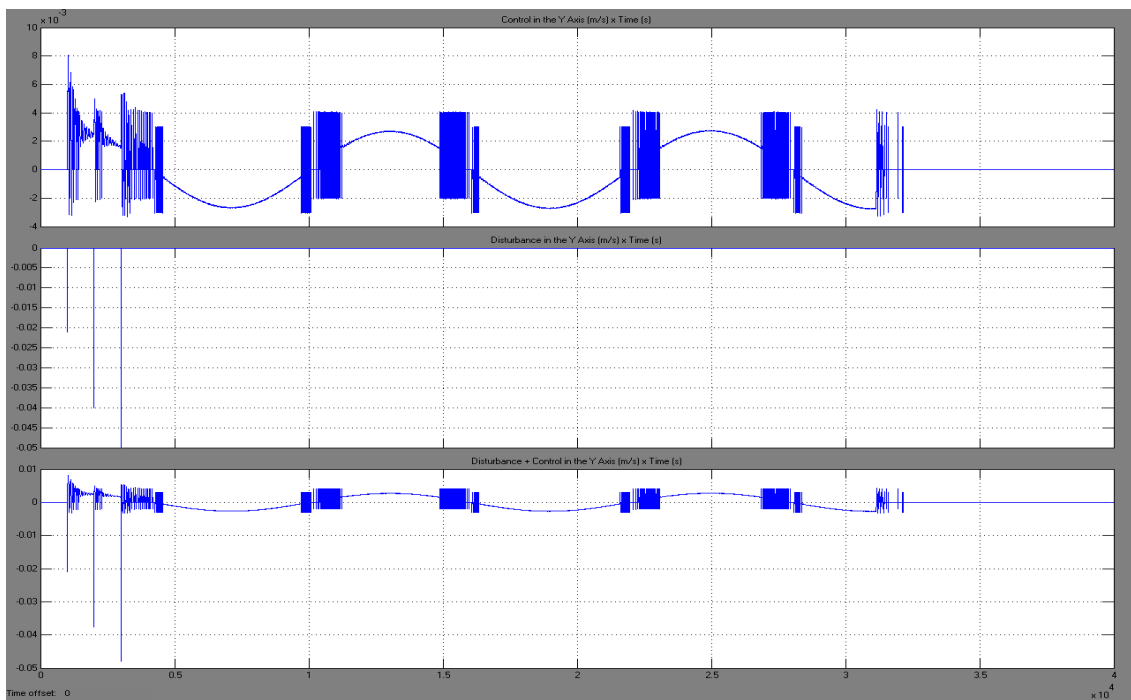


Figura 6.10 – Sinal de controle com distúrbios no eixo Y (m/s).

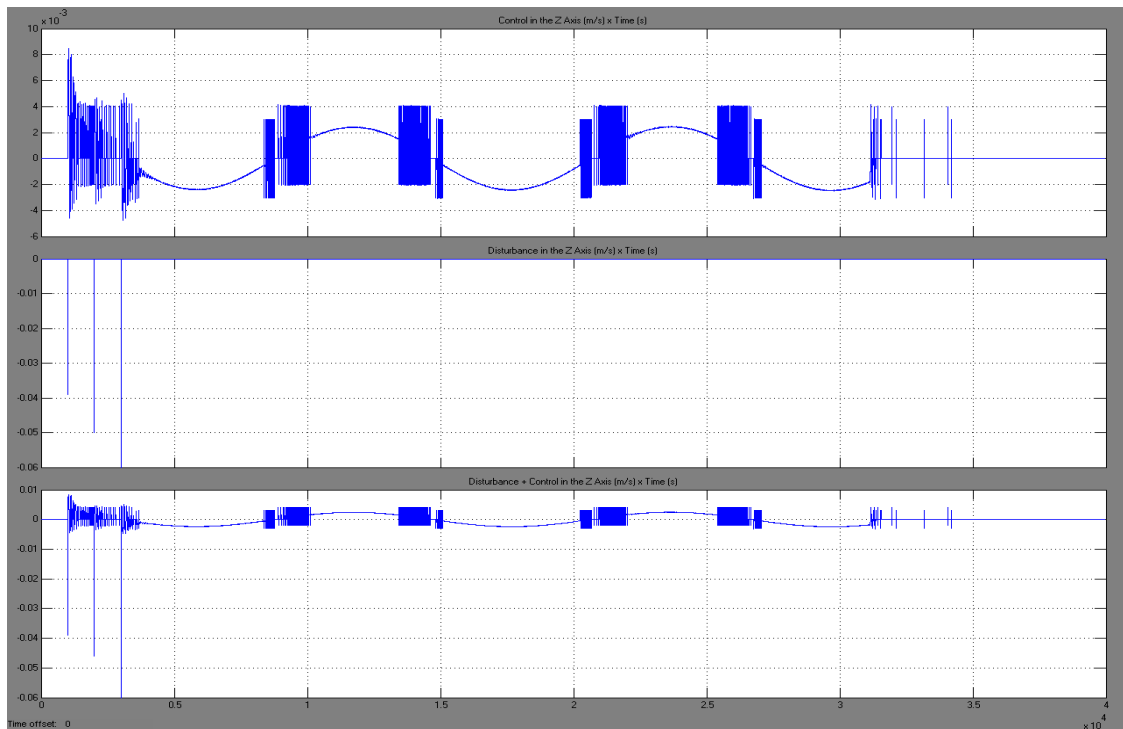


Figura 6.11 – Sinal de controle com distúrbios no eixo Z (m/s).

As figuras 6.12, 6.13 e 6.14 mostram os erros nos atuadores respectivamente nas direções x, y e z e pode-se constatar que o valor máximo é da ordem de 0,0005 e o valor mínimo é zero para cada um dos eixos.

As figuras 6.14, 6.15 e 6.17 apresentam o sinal de erro nos sensores aplicado em cada um dos eixos x, y e z respectivamente e insinuam, em média, um comportamento senoidal.

A figura 6.18 indica que o empuxo ideal aplicado deve ser de 2 N. A figura 6.19 mostra que o sinal a ser aplicado seguiu o que fora preconizado pelo sinal ideal, contendo suas variações provenientes dos distúrbios. E mostra ainda que, a maior magnitude do empuxo real aplicado ocorreu nos instantes em que ocorreram os distúrbios (vide figuras 6.9, 6.10 e 6.11). A figura 6.20 mostra o mesmo descrito na figura 6.19 com o detalhe do empuxo real aplicado, onde nota-se que mesmo com a saturação do sistema de propulsão o controlador foi capaz de levar o empuxo aplicado

para próximo do nível de referência.

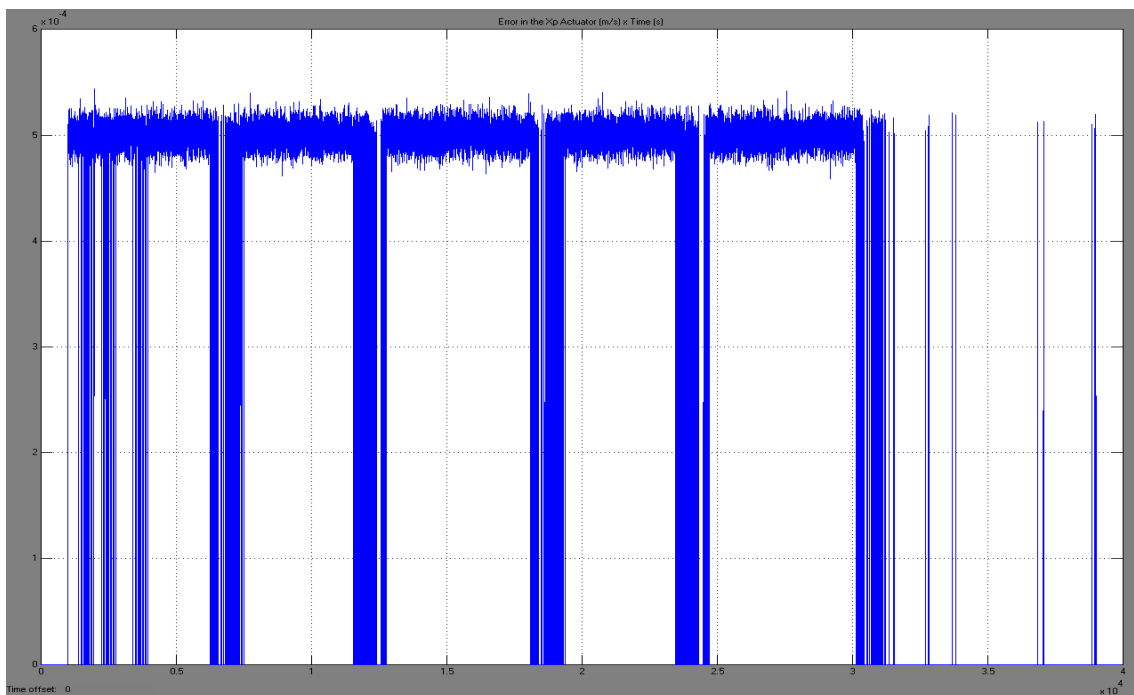


Figura 6.12 – Erro do atuador na direção do eixo X (m/s).

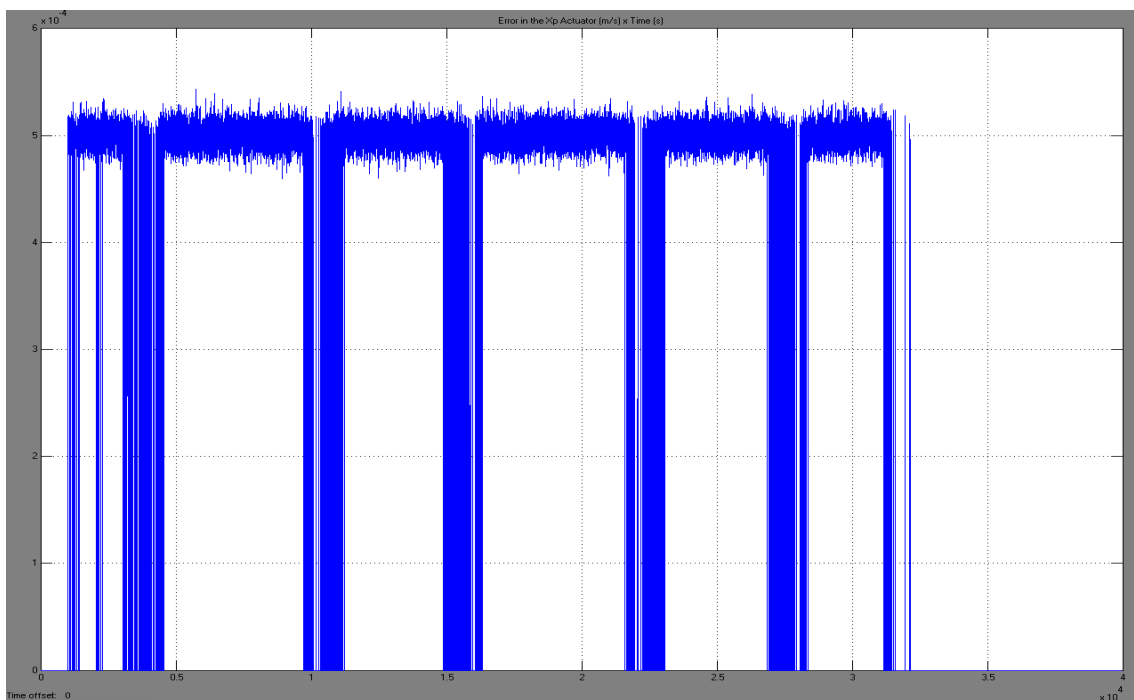


Figura 6.13 – Erro do atuador na direção do eixo Y (m/s).

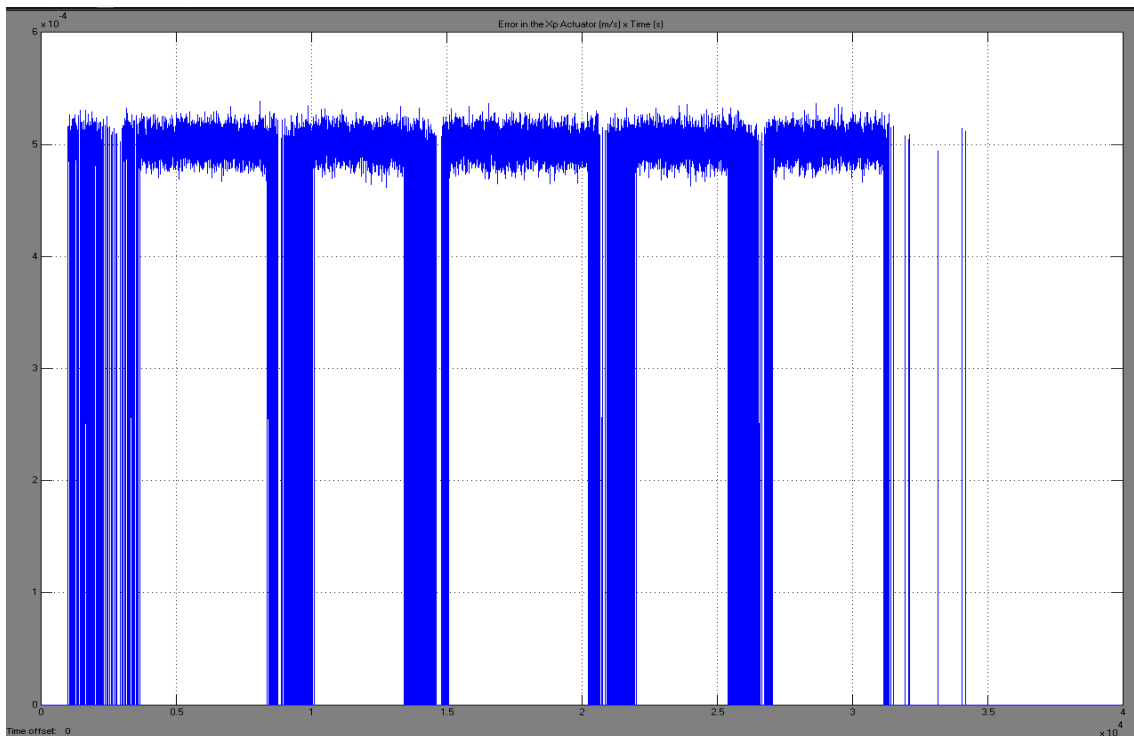


Figura 6.14 – Erro do atuador na direção do eixo Z (m/s).

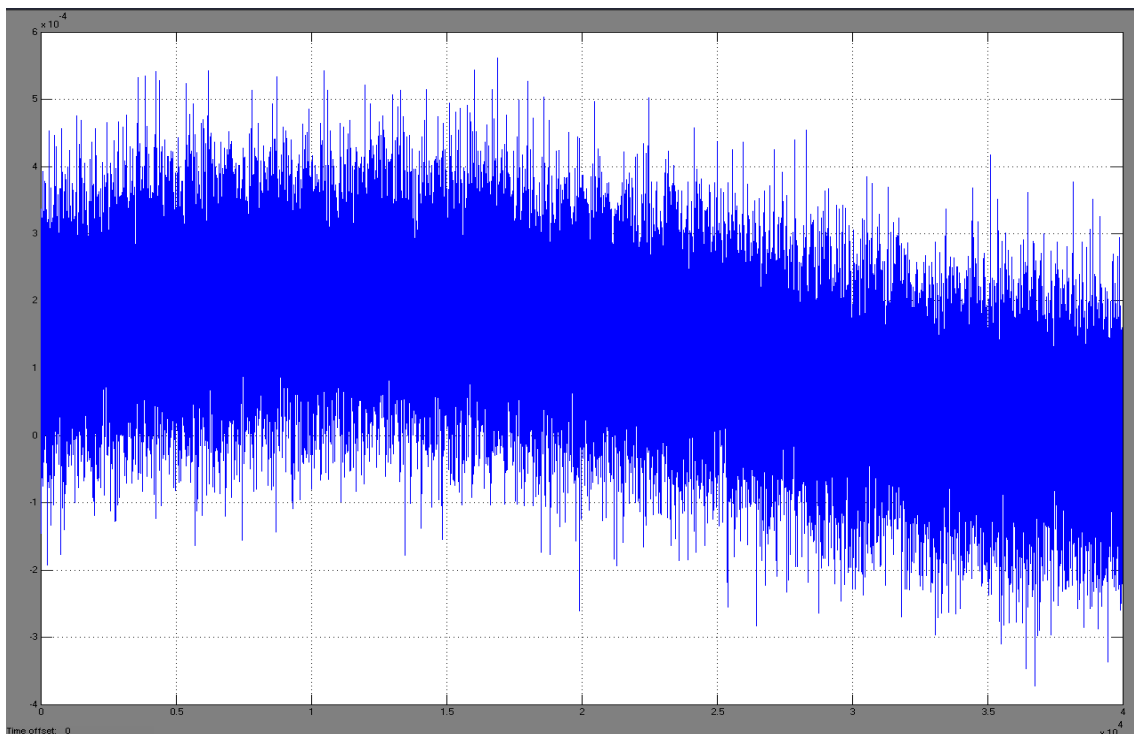


Figura 6.15 – Erro nas medidas na direção do eixo X (m/s).

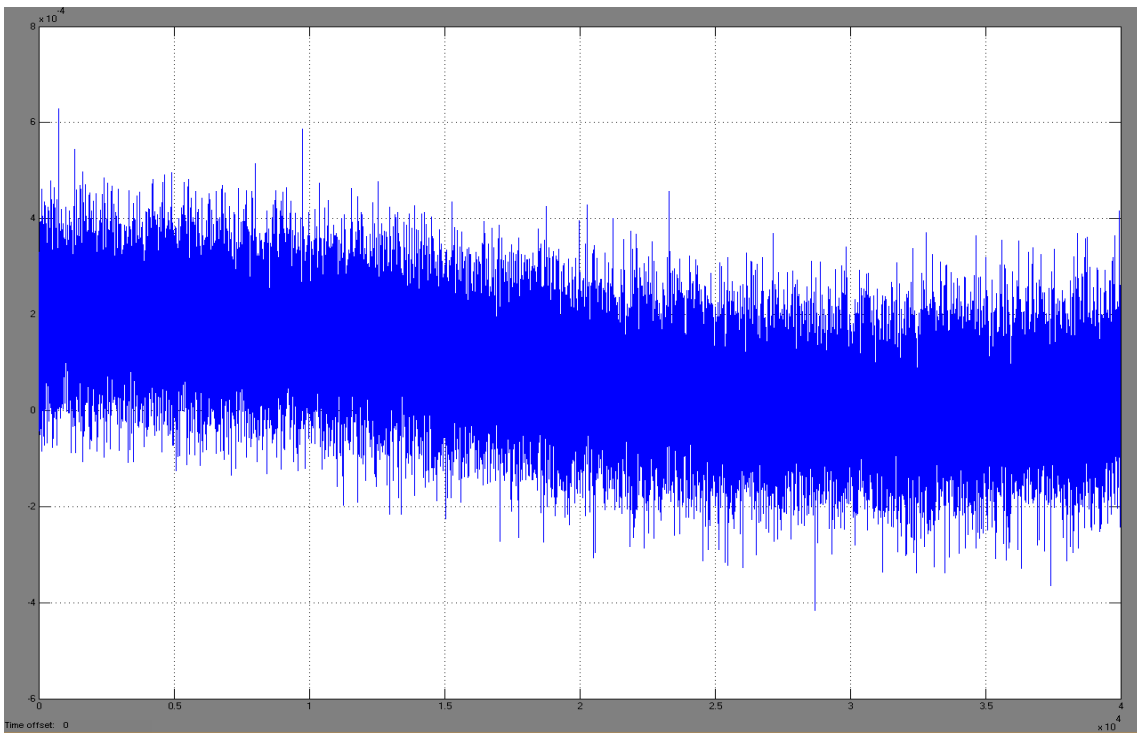


Figura 6.16 – Erro nas medidas na direção do eixo Y (m/s).

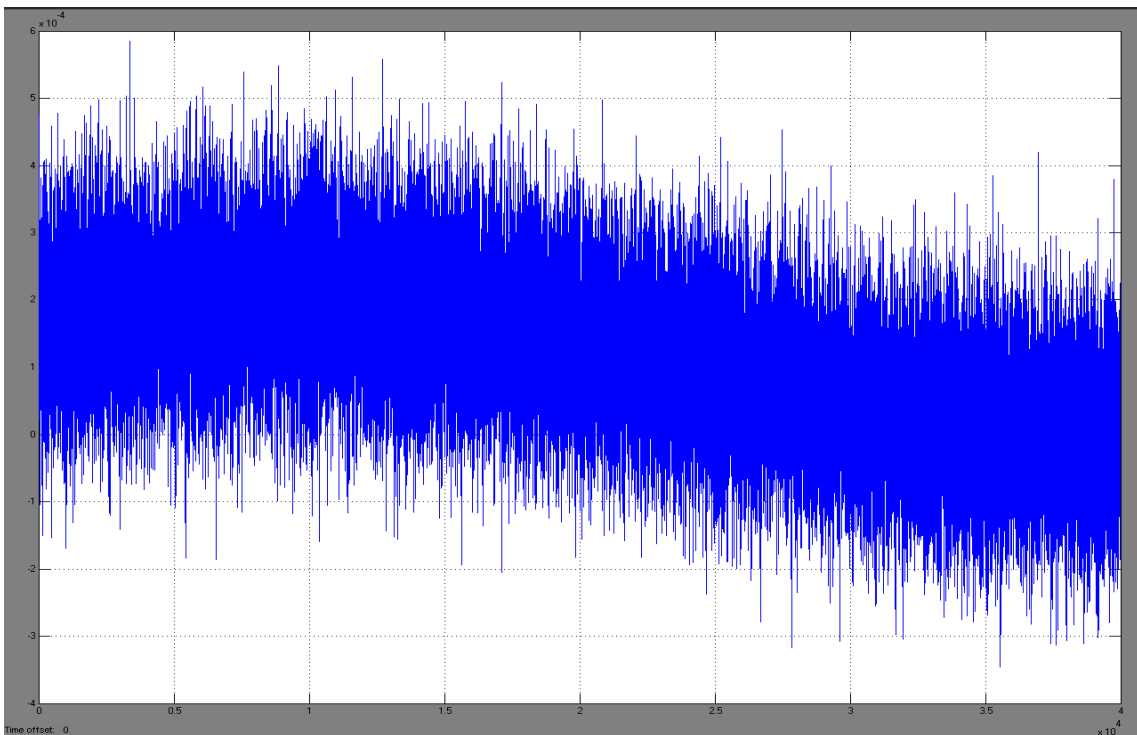


Figura 6.17 – Erro nas medidas na direção do eixo Z (m/s).

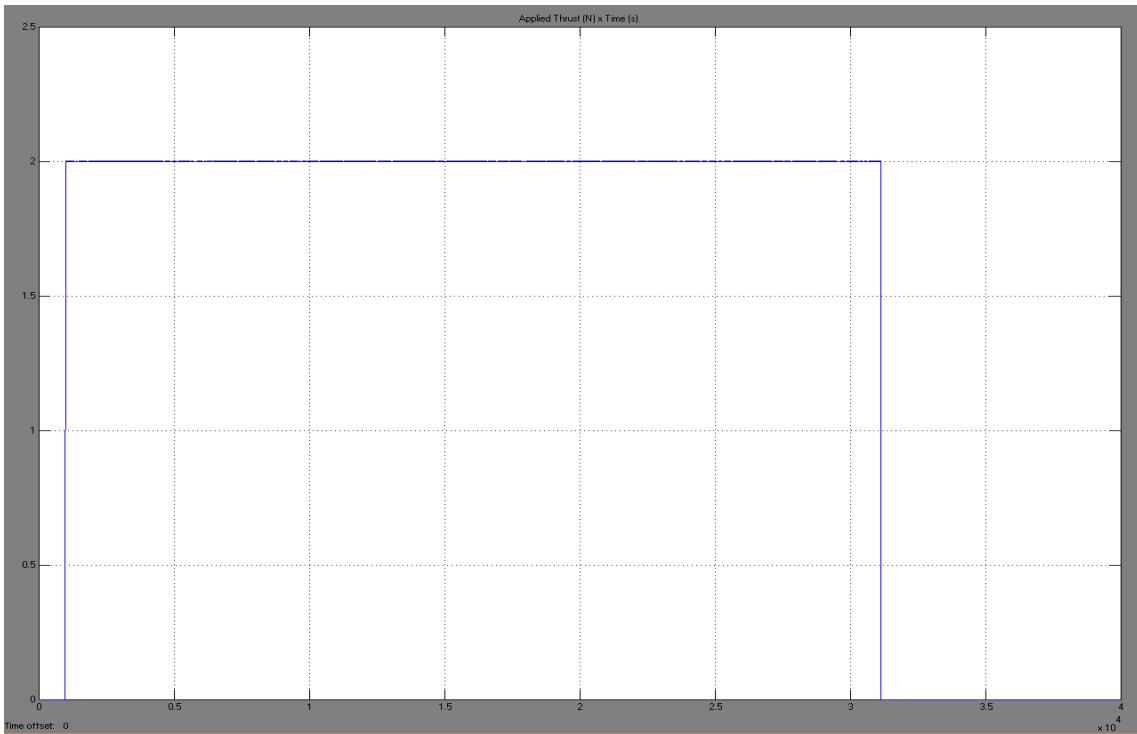


Figura 6.18 – Empuxo ideal aplicado (N).

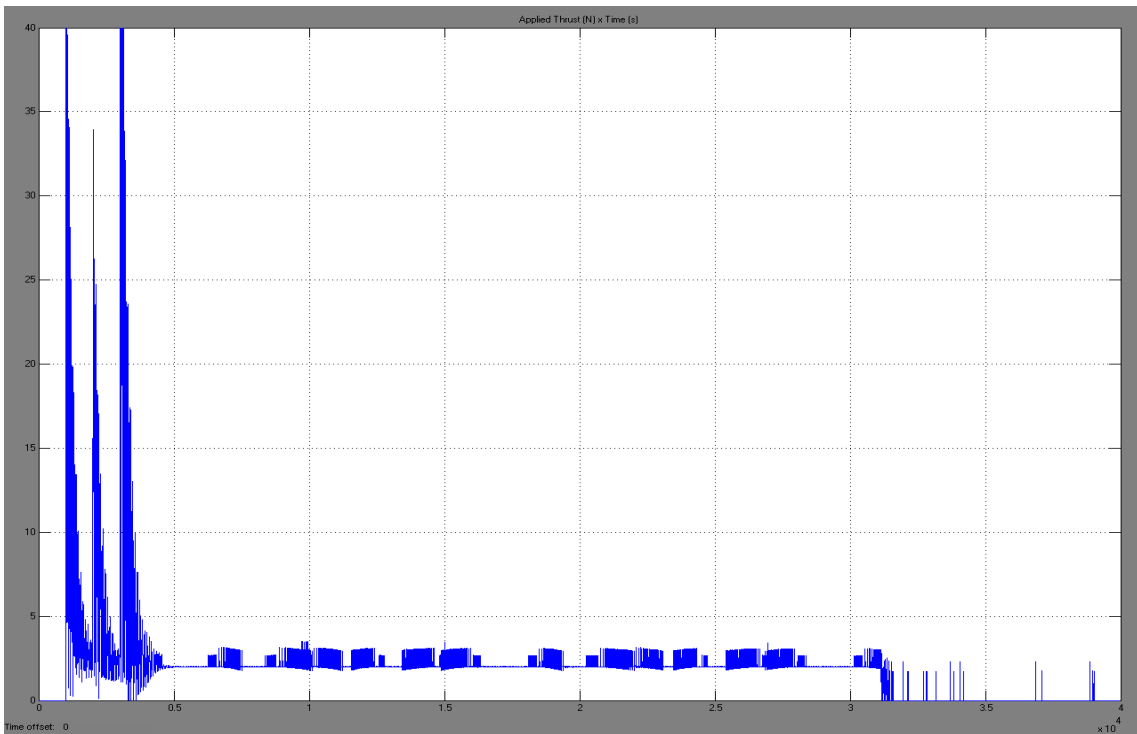


Figura 6.19 – Empuxo real aplicado (N).

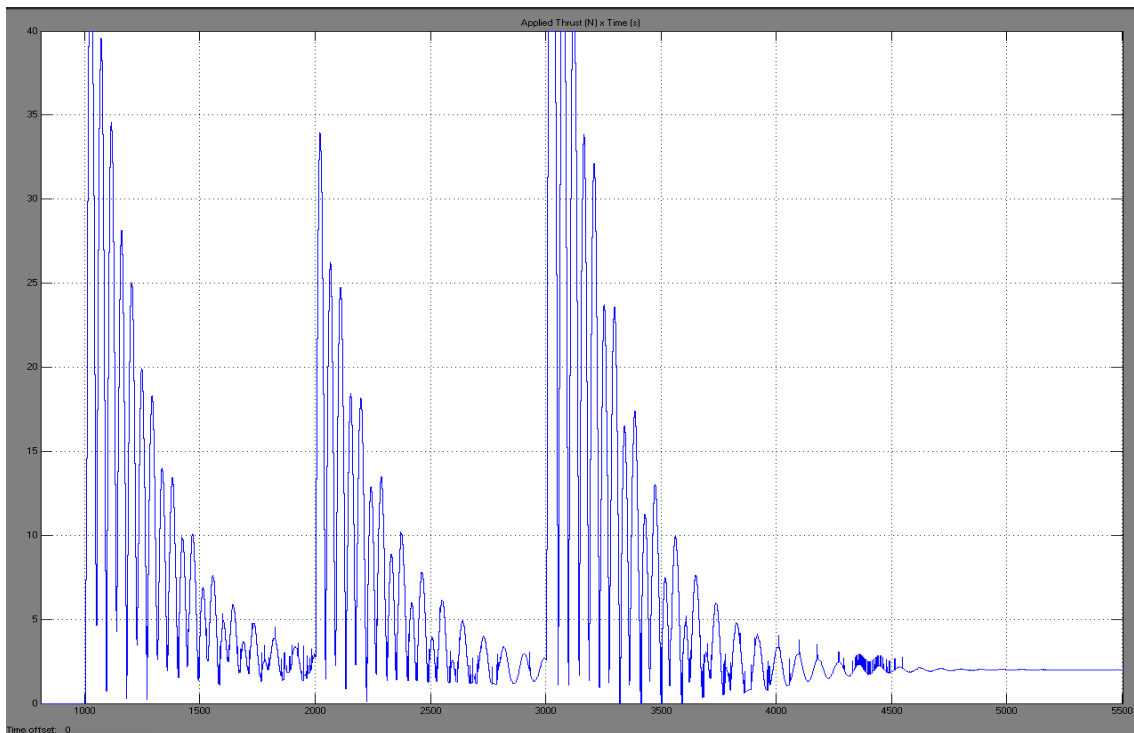


Figura 6.20 – Detalhe do empuxo real aplicado (N).

Nas figuras 6.21 e 6.22 dispõe-se dos resultados dos erros nos elementos keplerianos, que representam os desvios nos elementos keplerianos, todavia, ainda assim os sinais conseguiram acompanhar a referência, apesar da perturbação. Pode-se perceber que há uma interrupção na variação dos elementos. A princípio, todos os elementos keplerianos sofrem variação devido à aplicação do empuxo.

Na figura 6.21 são dispostos os seguintes elementos keplerianos: semi-eixo maior, excentricidade, inclinação, ascensão reta do nodo ascendente e argumento do perigeu. Esses elementos têm comparados seus estados atuais e suas referências e as magnitudes dos erros são muito pequenas quando comparadas com os valores obtidos na simulação.

A figura 6.22 mostra os desvios nos mesmos elementos keplerianos descritos na figura 6.21, e são da ordem de 10^{-4} para ascensão reta do nodo ascendente e para a excentricidade; e, 10^{-5} para o desvio de inclinação.

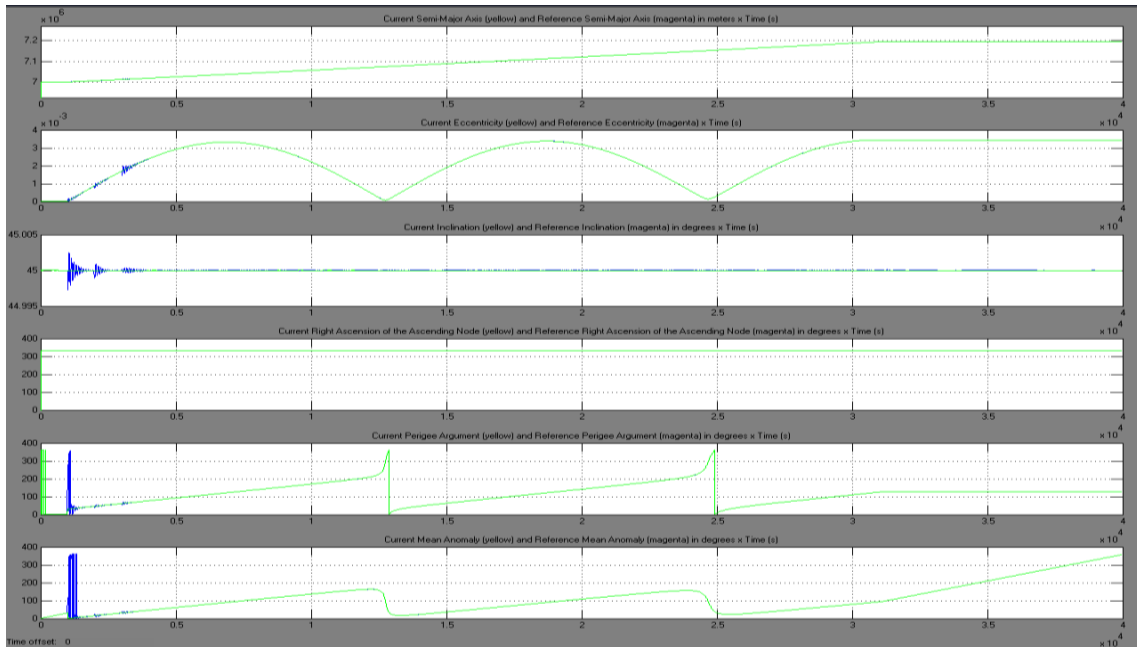


Figura 6.21 – Comparação entre os elementos keplerianos de referência e reais

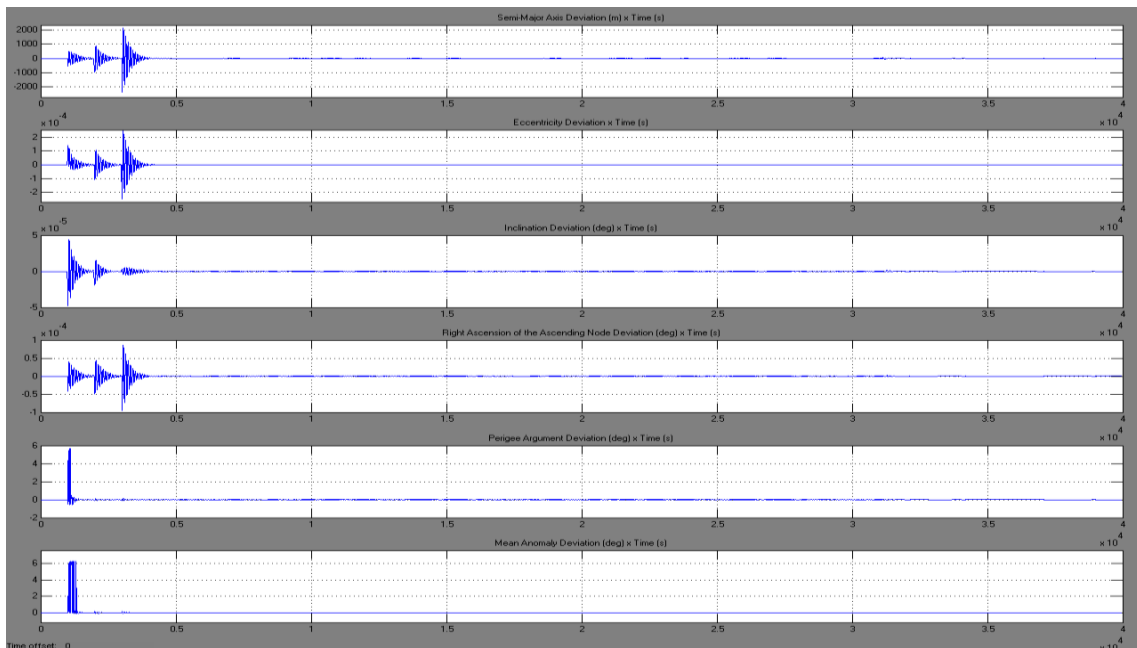


Figura 6.22 – Desvios nos elementos keplerianos.

A figura 6.23 ilustra a comparação entre o estado de referência e real da posição e velocidade e pode-se perceber que os sinais acompanham a referência de forma satisfatória. Os três primeiros gráficos da figura 6.23 retratam as posições x, y e z respectivamente e o três últimos gráficos desta mesma figura mostram as velocidades em x, y e z respectivamente.

A figura 6.24 mostra os desvios nos mesmos elementos keplerianos ilustrados na figura 6.23. Os três primeiros gráficos da figura 6.24 retratam os desvios nas posições x, y e z respectivamente e o três últimos gráficos desta mesma figura mostram o desvios nas velocidades em x, y e z respectivamente.

A massa ideal de propelente consumida é descrita na figura 6.25 e a massa real de propelente consumida é ilustrada na figura 6.26. Nota-se que o consumo real segue o que sugere o simulador.

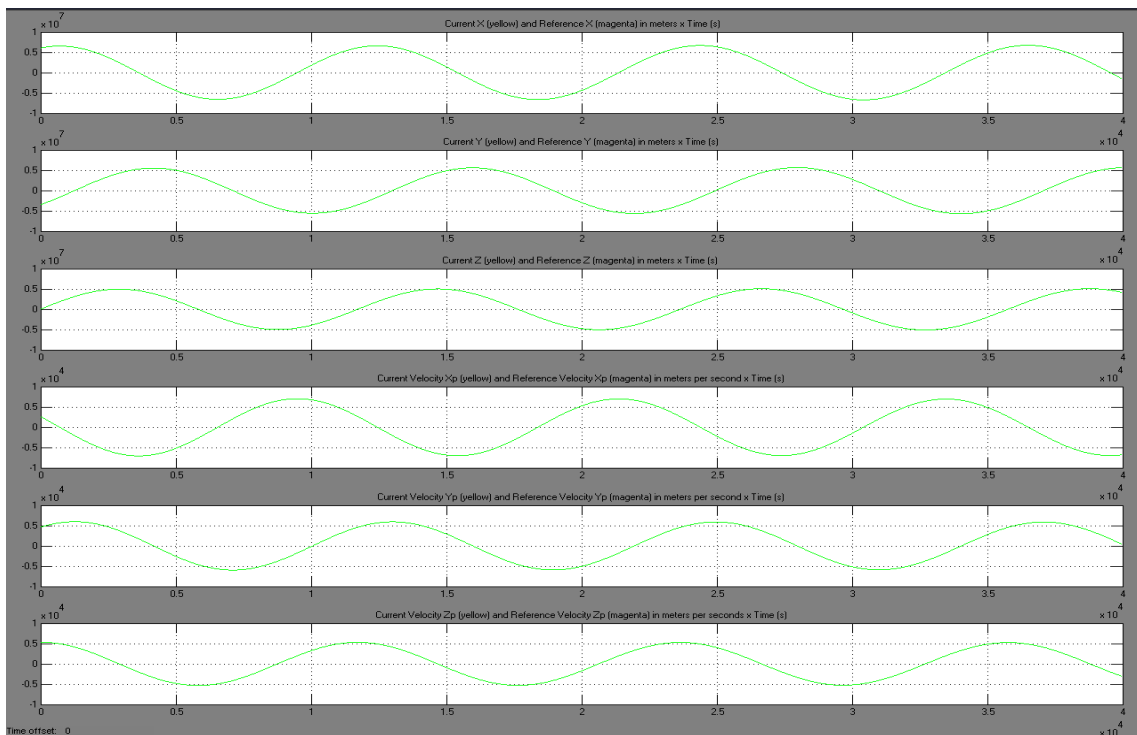


Figura 6.23– Comparação entre o estado de referência e real.

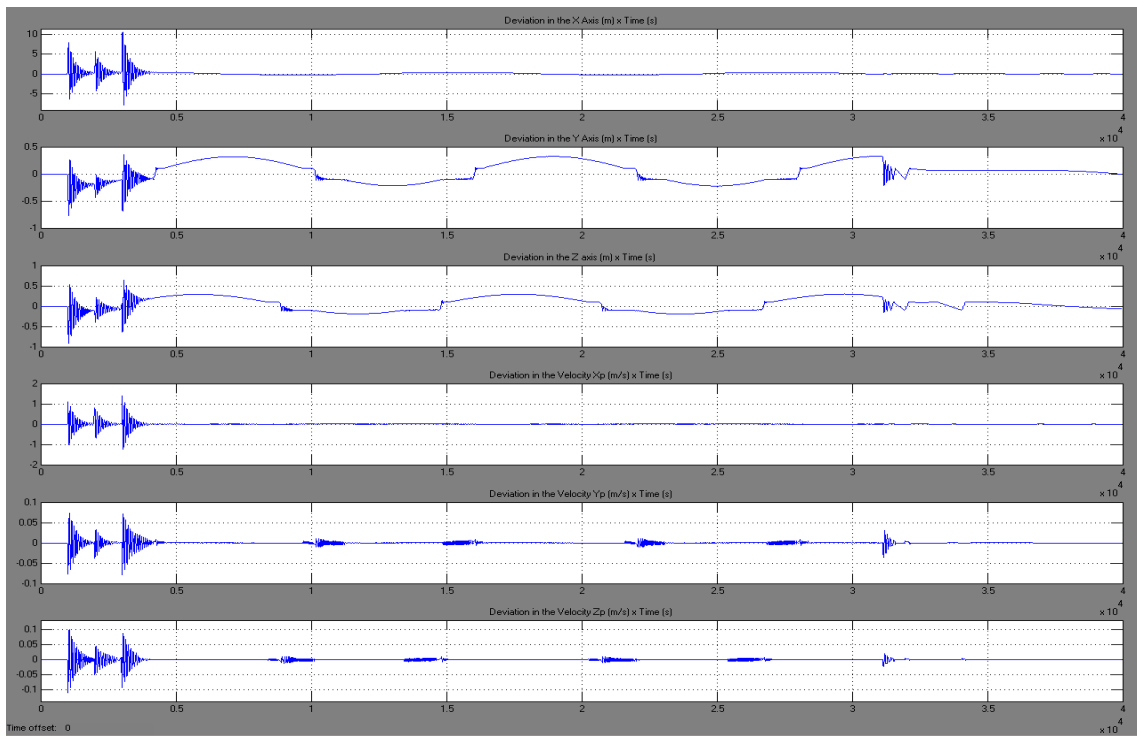


Figura 6.24 – Desvios no estado.

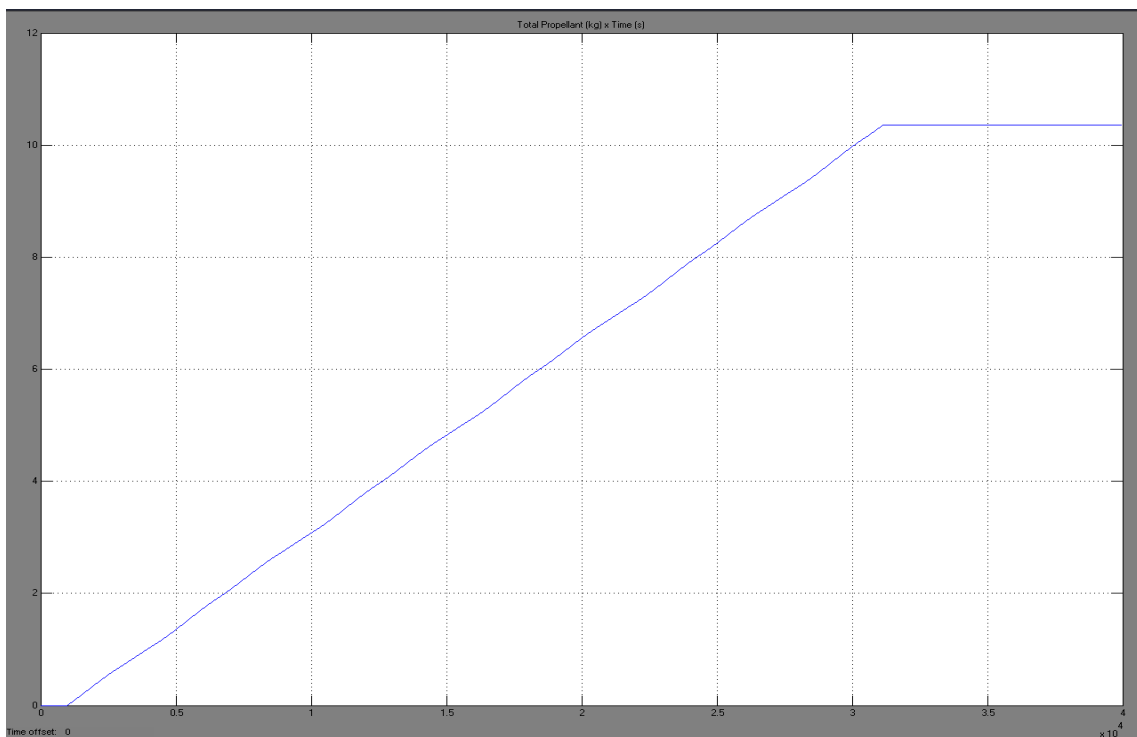


Figura 6.25 – Massa ideal de propelente consumida (kg).

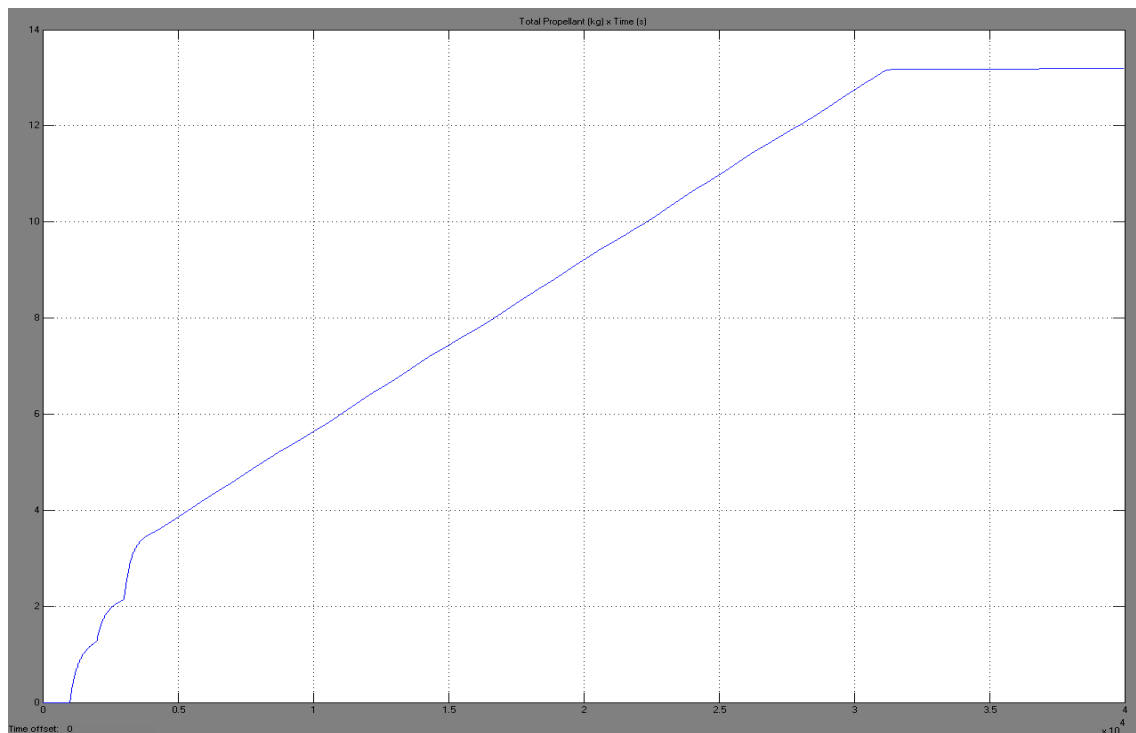


Figura 6.26 – Massa real de propelente consumida (kg).

A análise dos gráficos descritos nas figuras 6.9 a 6.26 reflete que os sinais reais propostos pela simulação acompanham os sinais de referência.

6.3- Resultados obtidos utilizando o Spacecraft Trajectory and Attitude Simulator (STAS)

Para a simulação do sistema acoplado tem-se as seguintes especificações do que fora utilizado:

- Passo de simulação (fixo) = 0,25s
- Erro angular máximo = 10^0
- Quantidade máxima de passos = $5,76 \cdot 10^4$
- Tempo total = $1,44 \cdot 10^4$ s
- Massa inicial do veículo = 300Kg

- Massa de propelente = 100Kg

Os elementos keplerianos iniciais são dados por:

- Semi-eixo maior (em metros) = 9000000
- Excentricidade = 0.01
- Inclinação em graus (de -90 a +90) = 45
- Ascensão reta do nodo em graus = 15
- Argumento do perigeu (em graus) = 5
- Anomalia media (em graus) = 0

6.3.1- Resultados obtidos utilizando o Spacecraft Trajectory and Attitude Simulator (STAS) para a condição atuadores lineares e sem perturbação

As figuras 6.30 até 6.42 a seguir ilustram as respostas obtidas a partir da simulação do sistema acoplado para a condição de nenhuma perturbação, quer seja na atitude quer seja na trajetória, bem como sem nenhuma não linearidade em quaisquer dos elementos do sistema.

A figura 6.27 mostra o comportamento da trajetória do veículo (satélite) no sistema de referência inercial centrado na Terra.

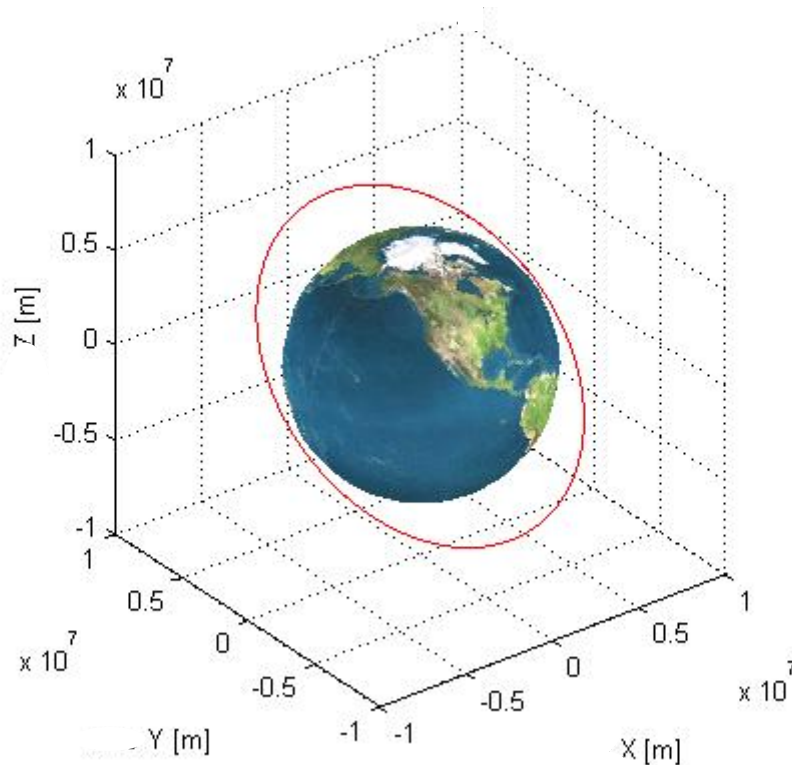


Figura 6.27- Descrição do comportamento da simulação

A figura 6.28 refere-se aos versores atitude de referência em cada um dos eixos fornecidos pelo subsistema de controle de órbita e figura 6.29 é ilustrado o erro em rolagem, arfagem e guinada que vale 1 quando o erro é nulo.

As figuras 6.28 e 6.29 sugerem que o modelo implementado consegue manter o veículo na sua trajetória sem perceber nenhuma alteração a menos da correção da atitude.

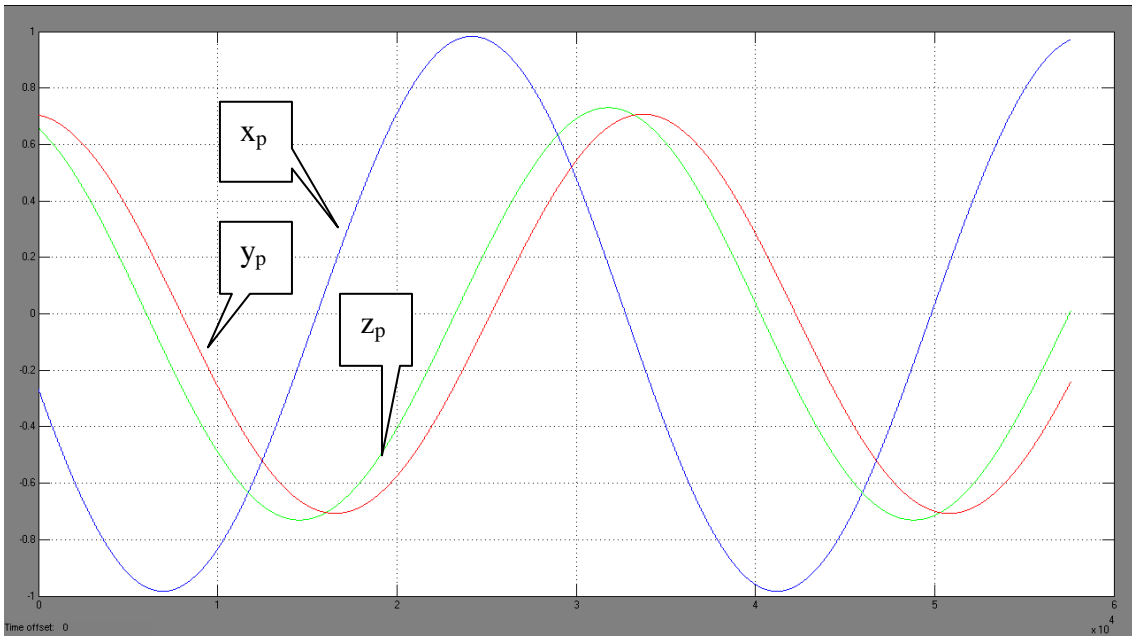


Figura 6.28- Atitude de referência

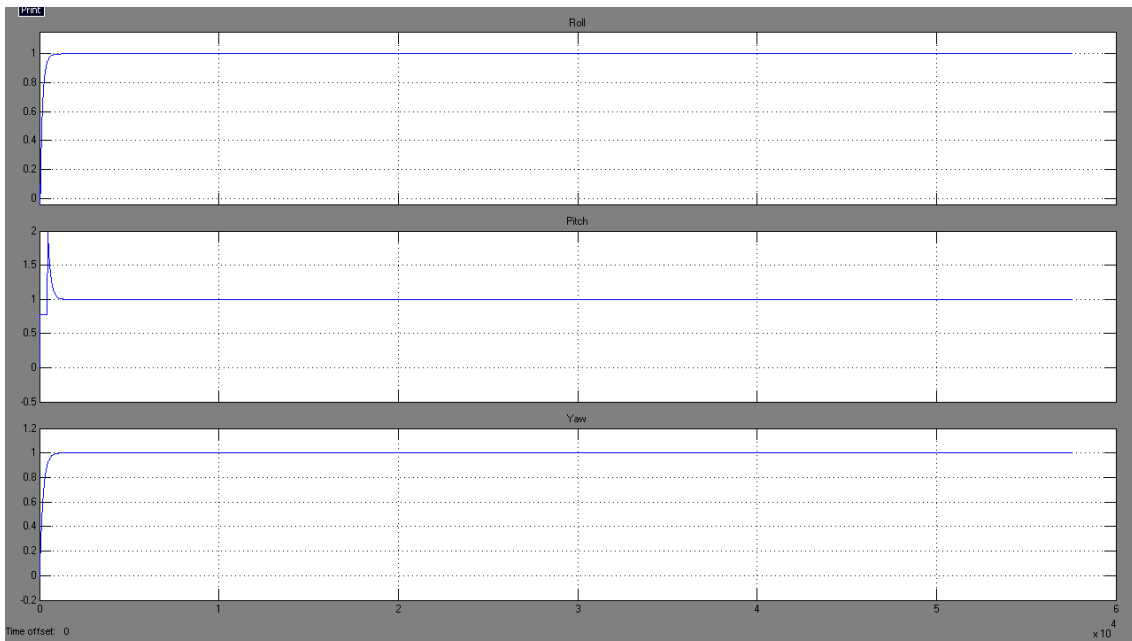


Figura 6.29- Erro na Atitude⁻¹

Nas Figuras 6.30 e 6.31 tem-se os resultados dos erros nos elementos keplerianos, que representam os desvios nos elementos keplerianos. Isso ocorre devido

ao regime transitório nos instantes de início e fim da manobra orbital. 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.

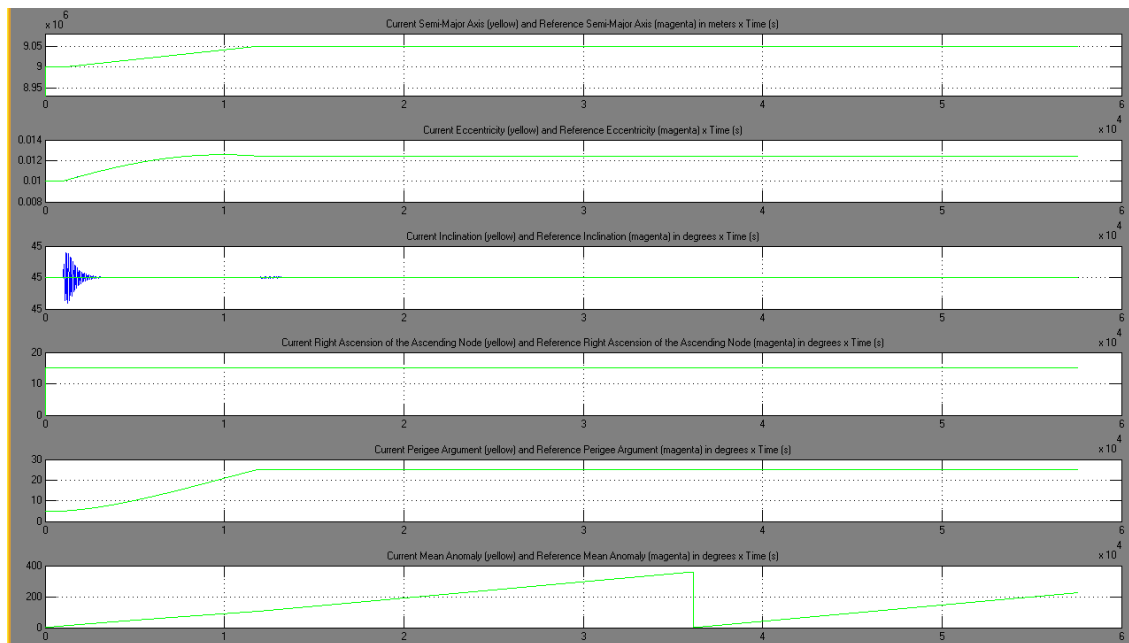


Figura 6.30- Comparação entre os elementos keplerianos de referência e reais

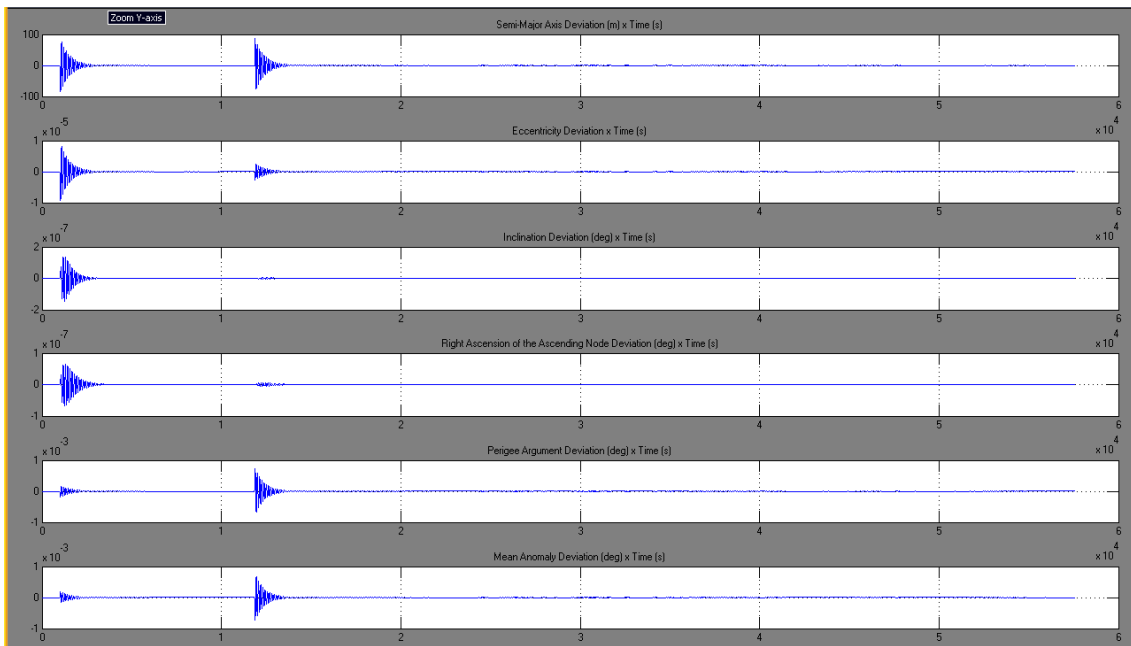


Figura 6.31- Desvios nos elementos keplerianos

A figura 6.32 descreve os estados e a figura 6.33 mostra o desvio nos estados que permanecem num valor muito próximo e em torno de zero.

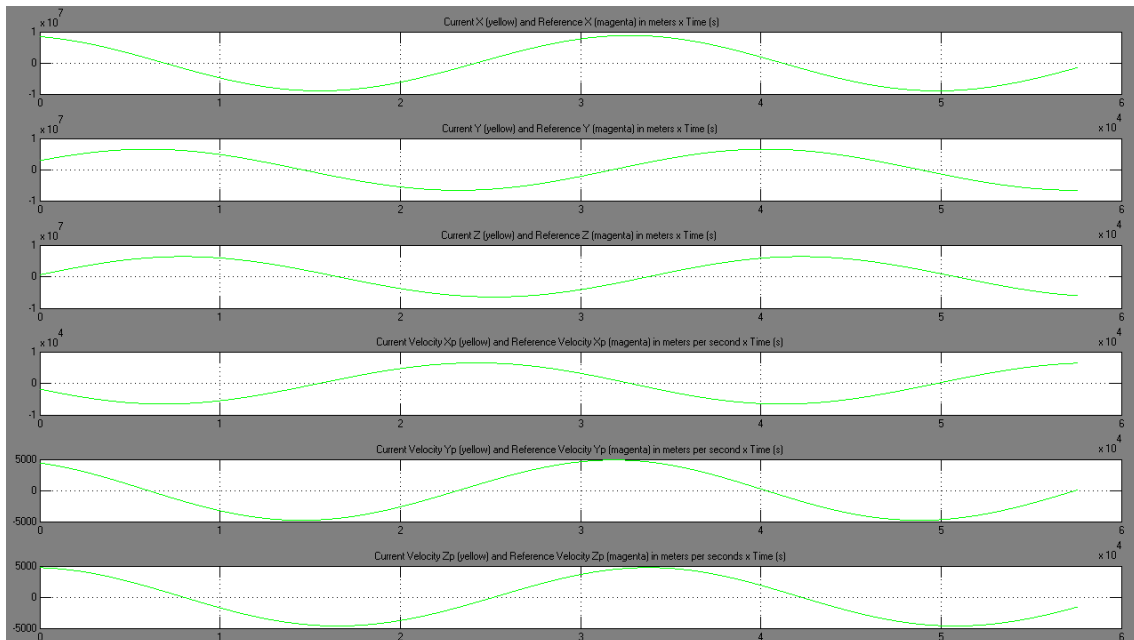


Figura 6.32- Comparação entre os estados de referência e real

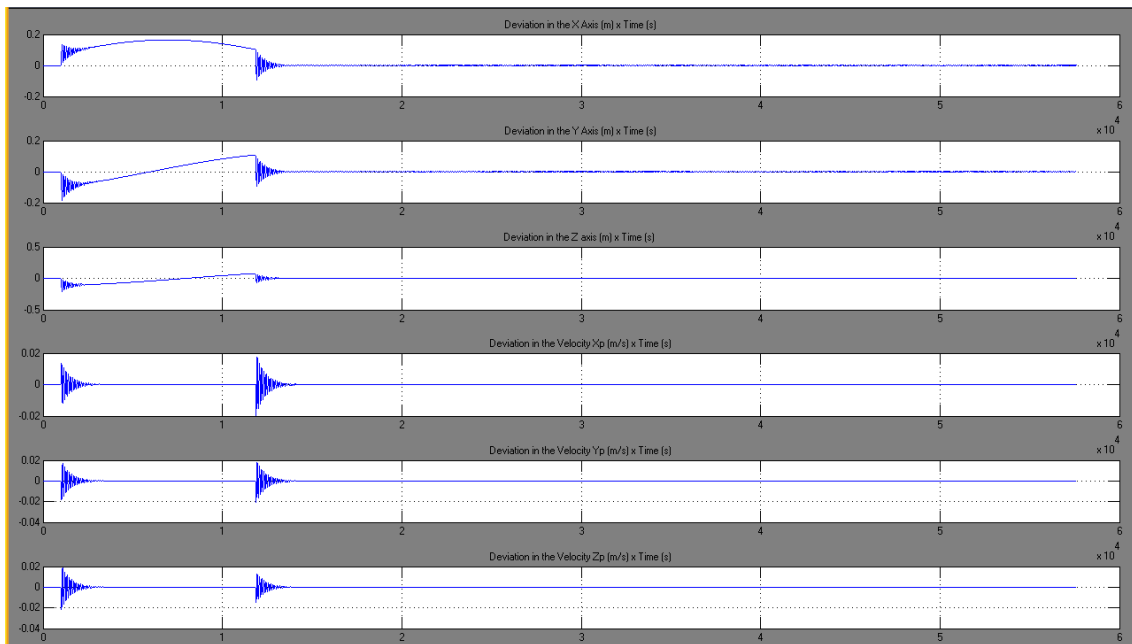


Figura 6.33- Desvios nos estados

A figura 6.34 descreve o desvio, com relação a referência, da velocidade orbital absoluta. Pode-se afirmar que as oscilações são função do início e final da manobra orbital.

As figuras 6.35, 6.36 e 6.37 mostram que os sinais de rolagem, arfagem e guinada seguem a referência. E o mesmo pode ser verificado para o desvio de velocidade, na figura 6.37.

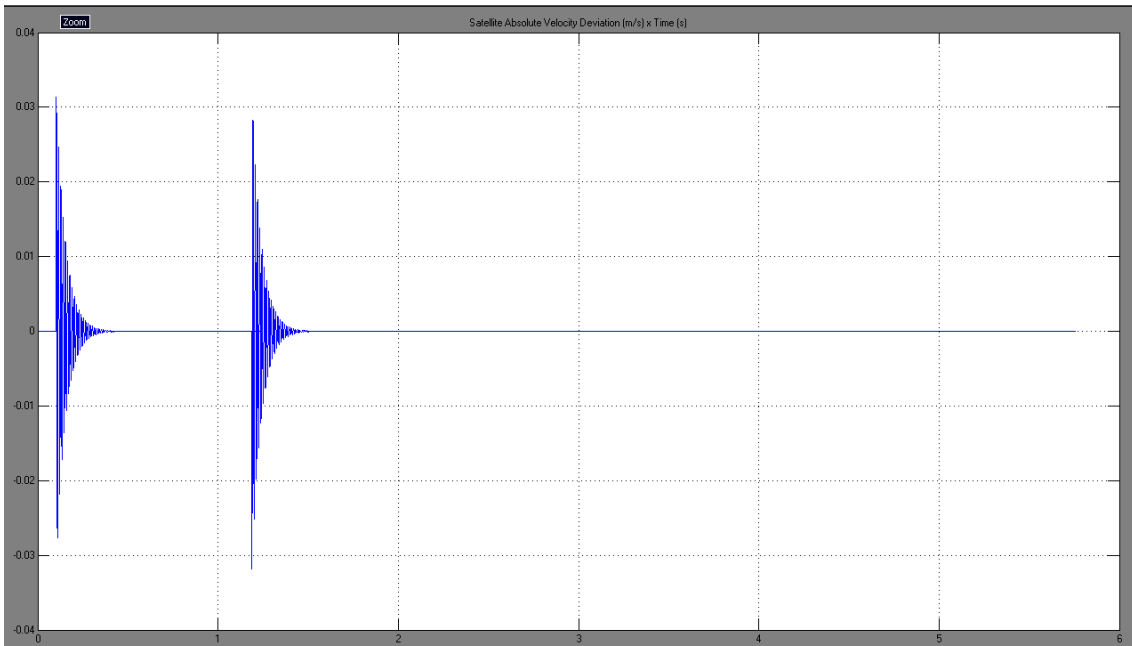


Figura 6.34- Desvio de velocidade

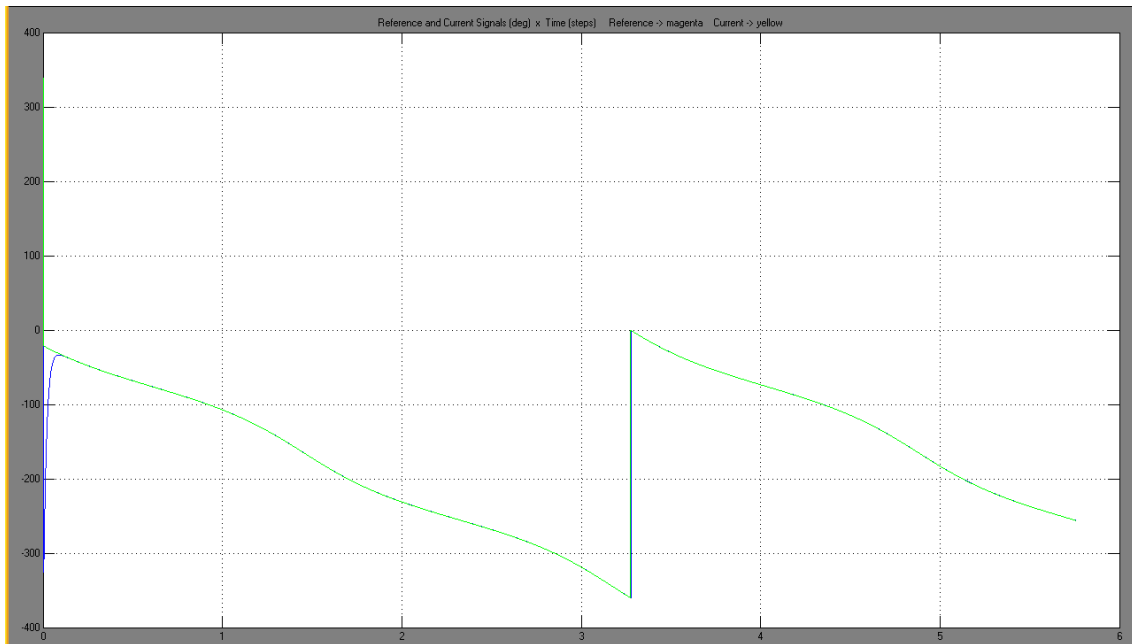


Figura 6.35- Comparação entre os ângulos de rolagem de referência e real

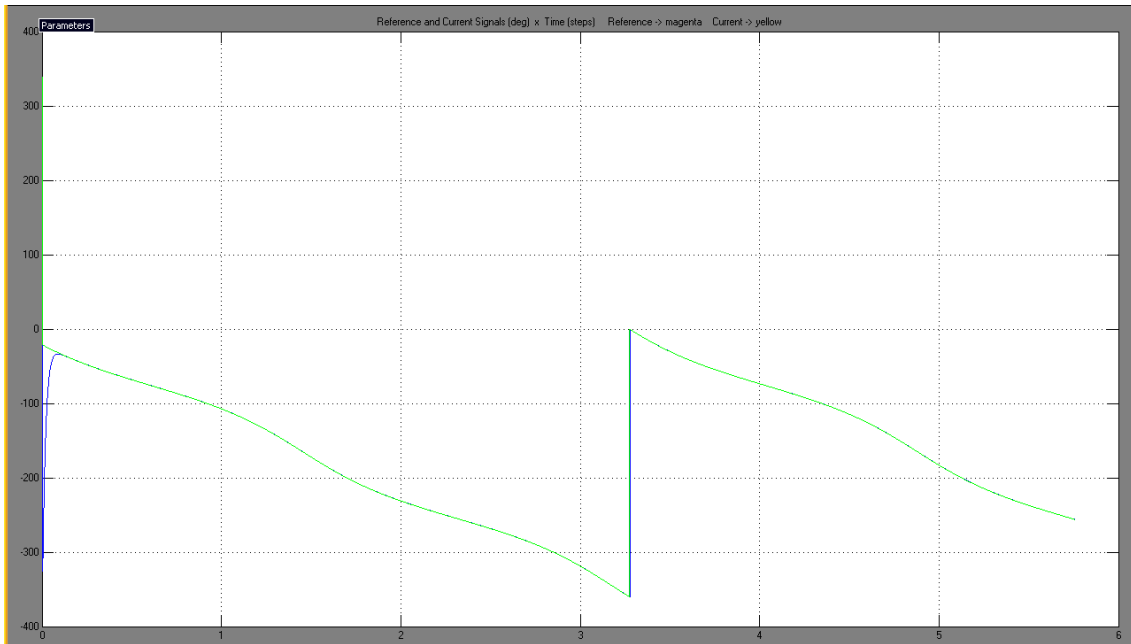


Figura 6.36- Comparação entre os ângulos de arfagem de referência e real

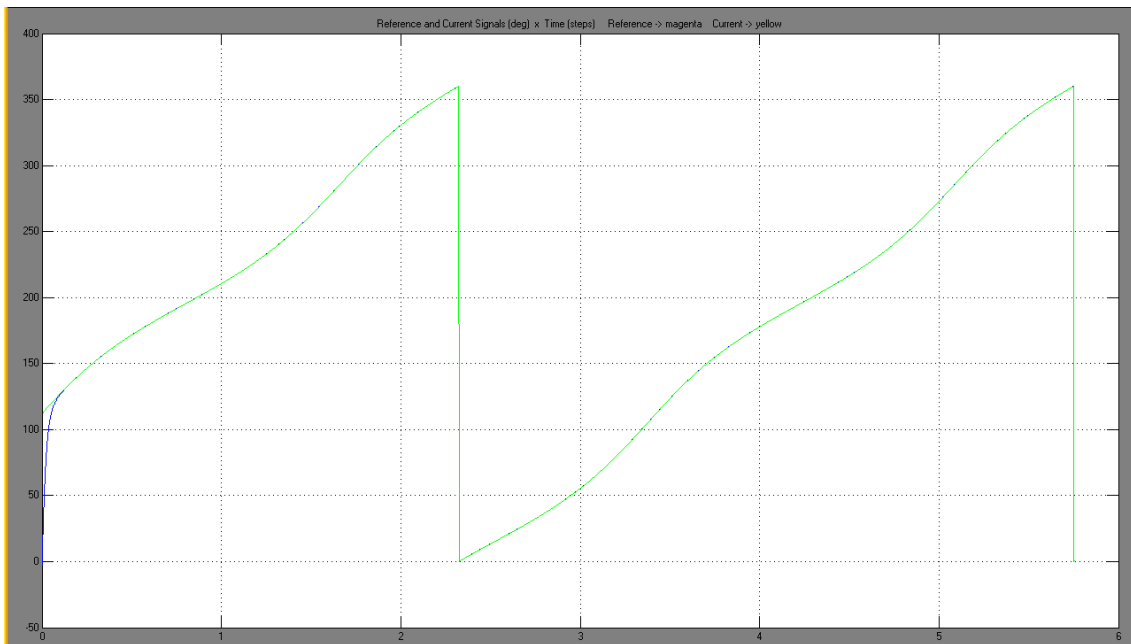


Figura 6.37- Comparação entre os ângulos de guinada de referência e real

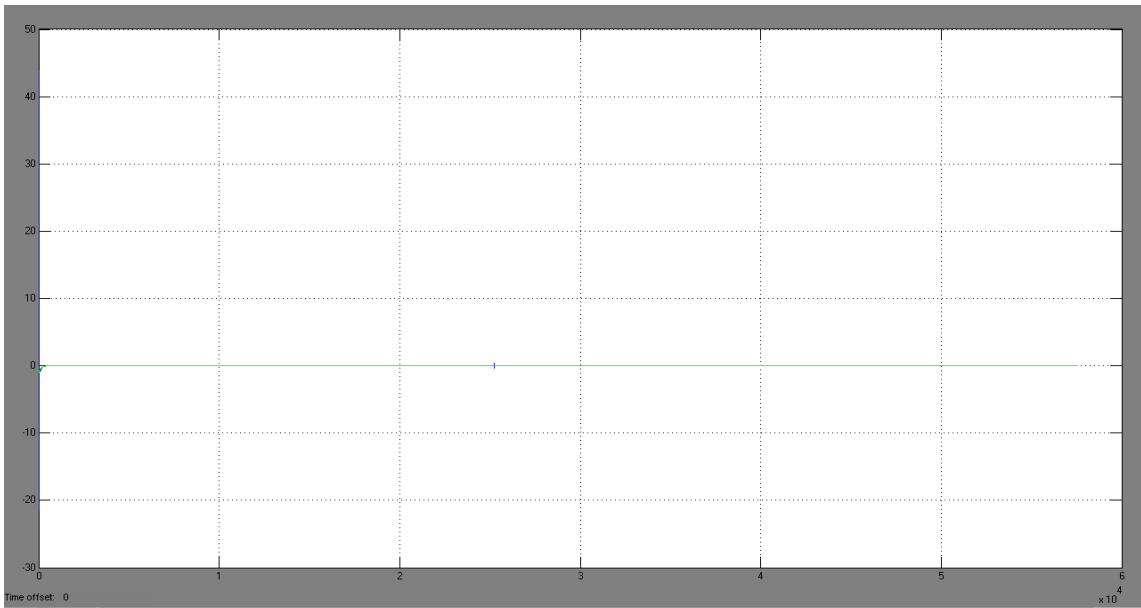


Figura 6.38- Sinal de controle de rolagem

Nota-se que, como não ocorreu nenhuma perturbação na trajetória, não houve necessidade de correção e, portanto o sinal de controle de rolagem, arfagem e guinada são muito pequenos como pode ser constatado na figura 6.38 para a direção do eixo de rolagem.

E como já foi dito anteriormente, o sinal de propulsão descrito na figura 6.39 é responsável pela correção de órbita.

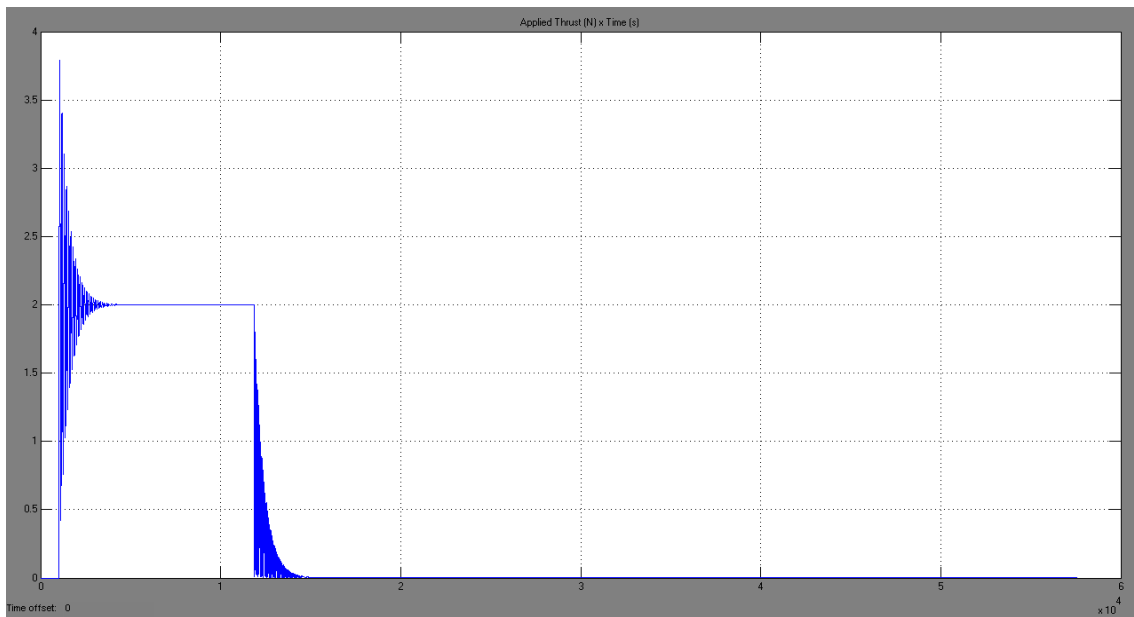


Figura 6.39- Propulsão aplicada

6.3.2- Resultados obtidos utilizando o Spacecraft Trajectory and Attitude Simulator (STAS) para a condição com perturbação e sem não linearidades

As figuras 6.40 a 6.51 ilustram as respostas obtidas a partir da simulação do sistema acoplado para a condição com perturbação exclusivamente na atitude e sem nenhuma não linearidade em quaisquer dos elementos do sistema. Não são mostrados resultados para cada um dos eixos devido ao fato de que os resultados são semelhantes.

As perturbações ocorrem em cada um dos eixos e são constituídas a partir de uma combinação de um viés (0,00003) aliado um efeito aleatório (distribuição gaussiana com $\mu = 0$ e $\sigma^2 = 1$) e seno (amplitude = 1, fase = 0,5 rad e frequência de 1rad/s). O Aplicou-se também pulsos nos instantes 250, 500 e 750s como pode ser visto nas figuras 6.40, 6.41 e 6.42.

Os sinais de rolagem, arfagem e guinada acompanham as suas referências mesmo com a aplicação de perturbações, como pode ser observado nas figuras 6.40, 6.41 e 6.42 respectivamente.

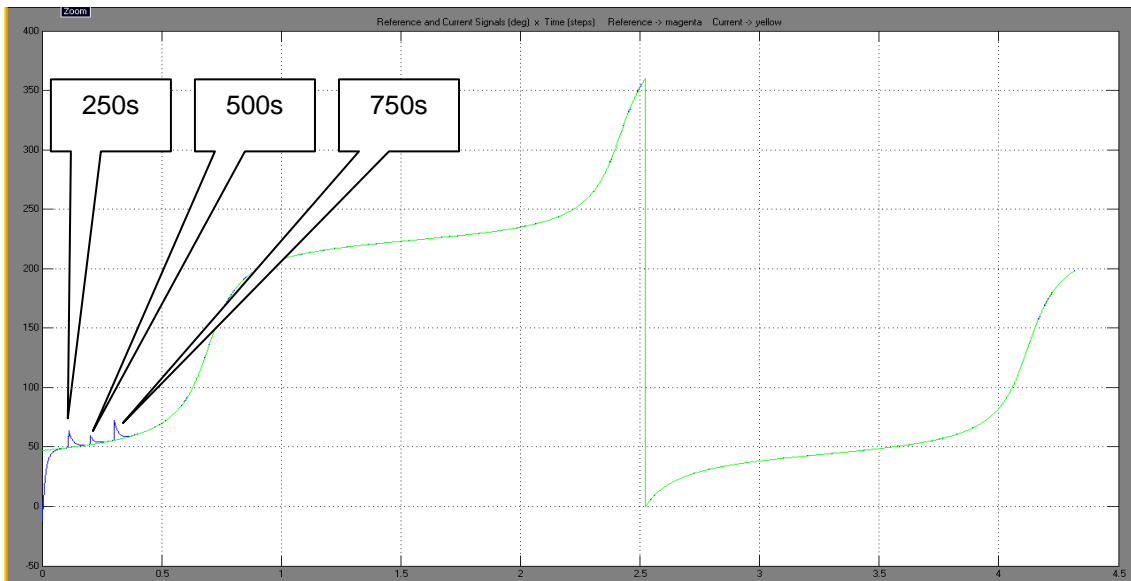


Figura 6.40– Comparação entre os ângulos de rolagem de referência e real

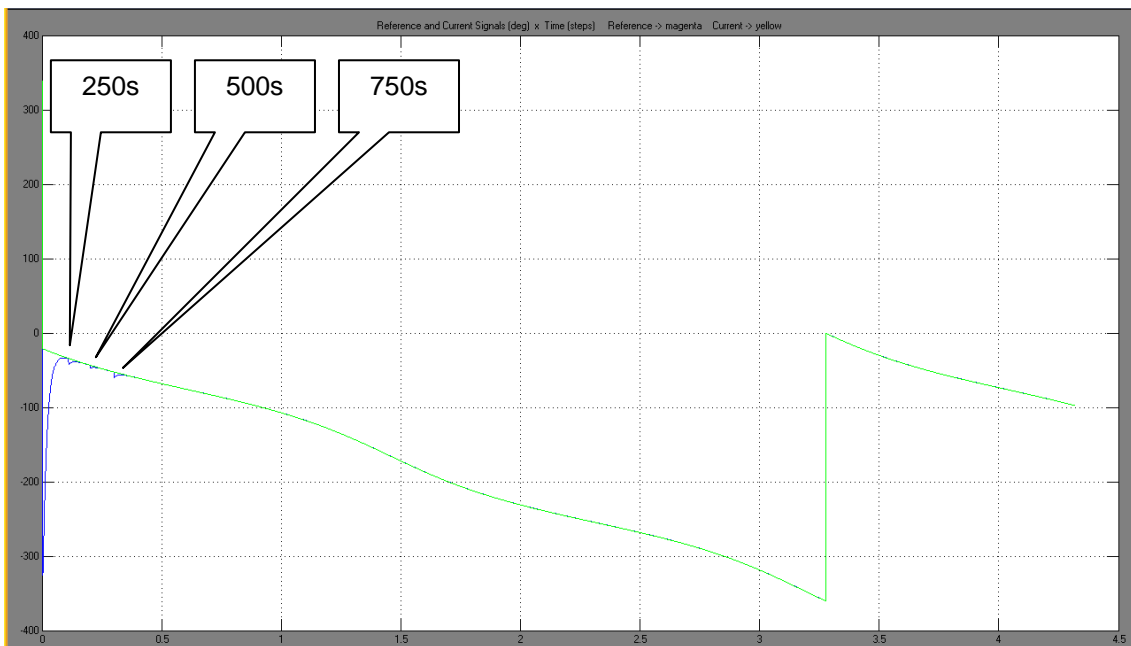


Figura 6.41– Comparação entre os ângulos de arfagem de referência e real

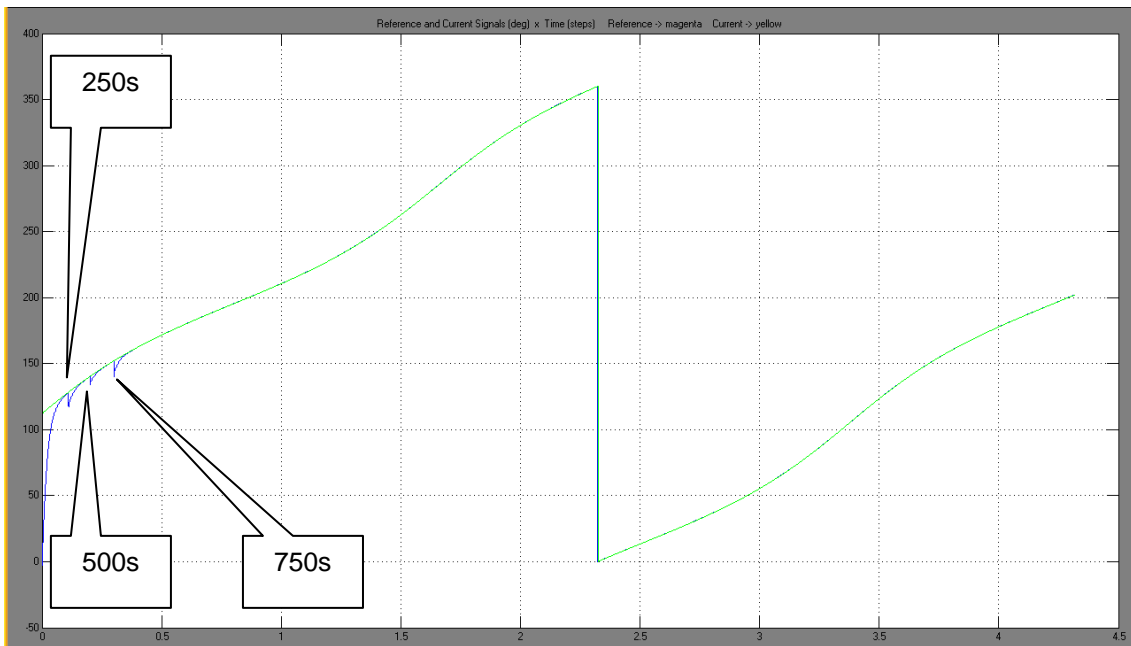


Figura 6.42– Comparação entre os ângulos de guinada de referência e real

Os elementos keplerianos e os desvios nesses elementos são descritos nas figuras 6.43 e 6.44. Nota-se que os desvios nos elementos keplerianos ocorrem justamente no momento em que ocorre a perturbação na atitude, que devido ao acoplamento atitude-órbita gera uma perturbação na trajetória.

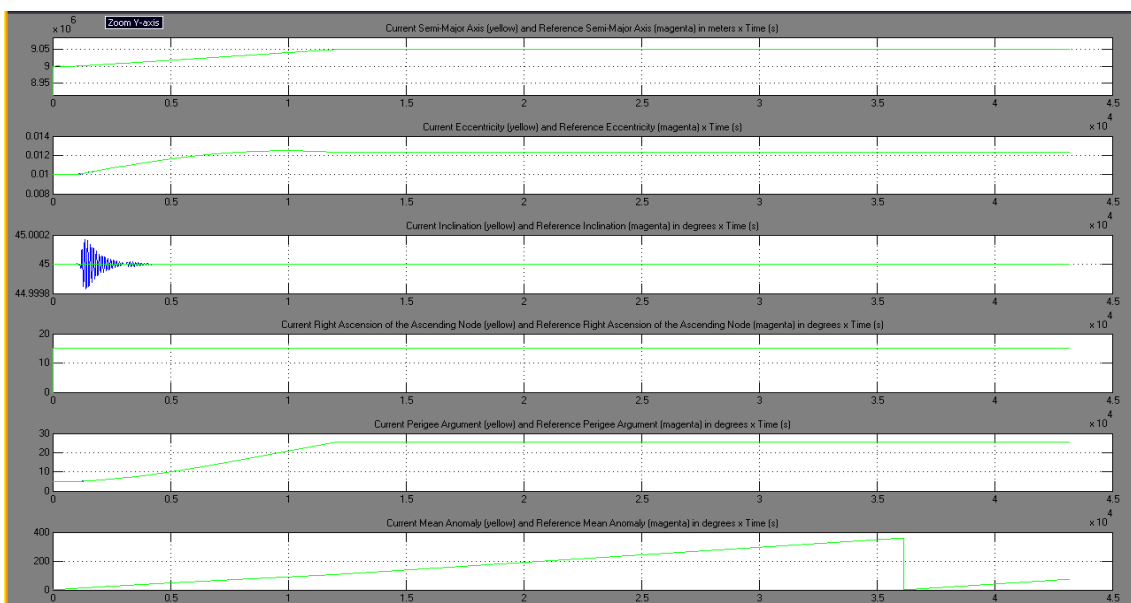


Figura 6.43- Comparação entre os ângulos de elementos keplerianos de referência e reais

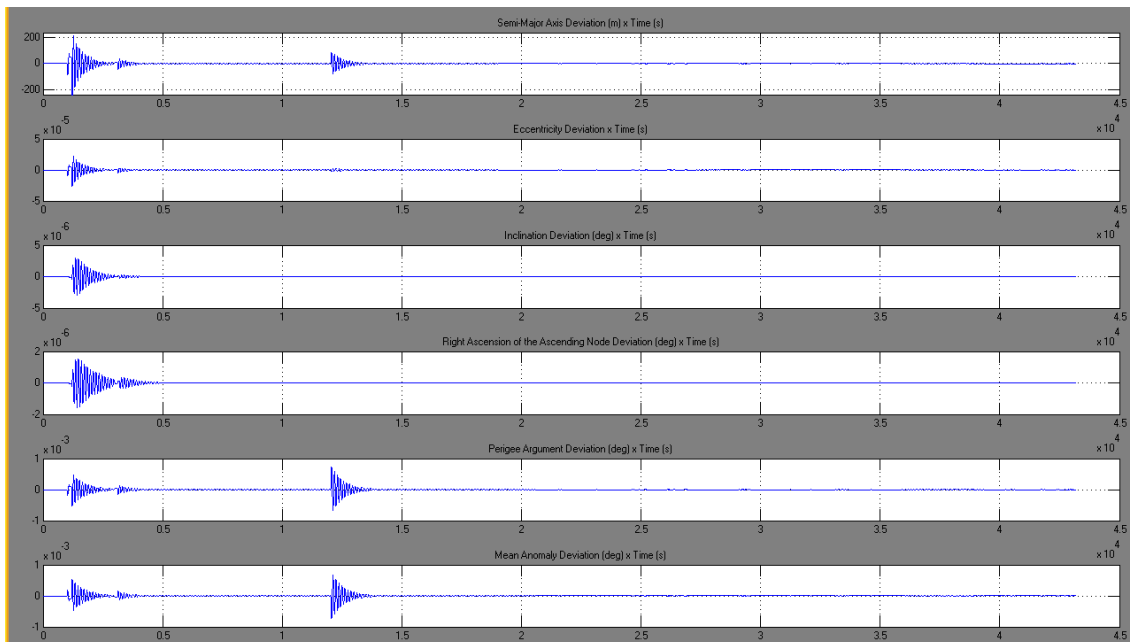


Figura 6.44- Desvio nos elementos keplerianos

O final da simulação ocorre quando o semi-eixo maior alcança 9050km (elemento kepleriano descrito no primeiro gráfico da figura 6.43). A propulsão é desligada caso o erro observado para se alcançar a direção desejada seja superior a 10^0 .

Os estados e os desvios nos estados são apresentados nas figuras 6.45 e 6.46. Nota-se que os estados acompanham as referências o que fica evidenciado pela proximidade de zero. Os desvios nos estados também ocorrem justamente no momento em que ocorre a perturbação na atitude.

O desvio de velocidade absoluta ocorre no instante em que o propulsor de manobra orbital é acionado. Neste instante o sistema entra em um regime transitório que tende a se estabilizar em torno da referência como ocorreu no caso sem perturbação mostrado na figura 6.34 do item anterior. No entanto, logo após o acionamento do propulsor aplicaram-se pulsos perturbadores na atitude do veículo que alteraram a direção de apontamento do propulsor de manobra orbital gerando distúrbios na velocidade absoluta. O desvio na velocidade pode ser visto na figura 6.47

Quando o propulsor é desligado, ao final da manobra orbital, o sistema entra novamente em regime transitório até estabilizar em torno da referência.

Os pulsos perturbadores aplicados na atitude são mostrados na figura 6.48. Devido a escala deste gráfico, não é possível observar as perturbações de viés, aleatória e senoidal que também foram aplicadas.

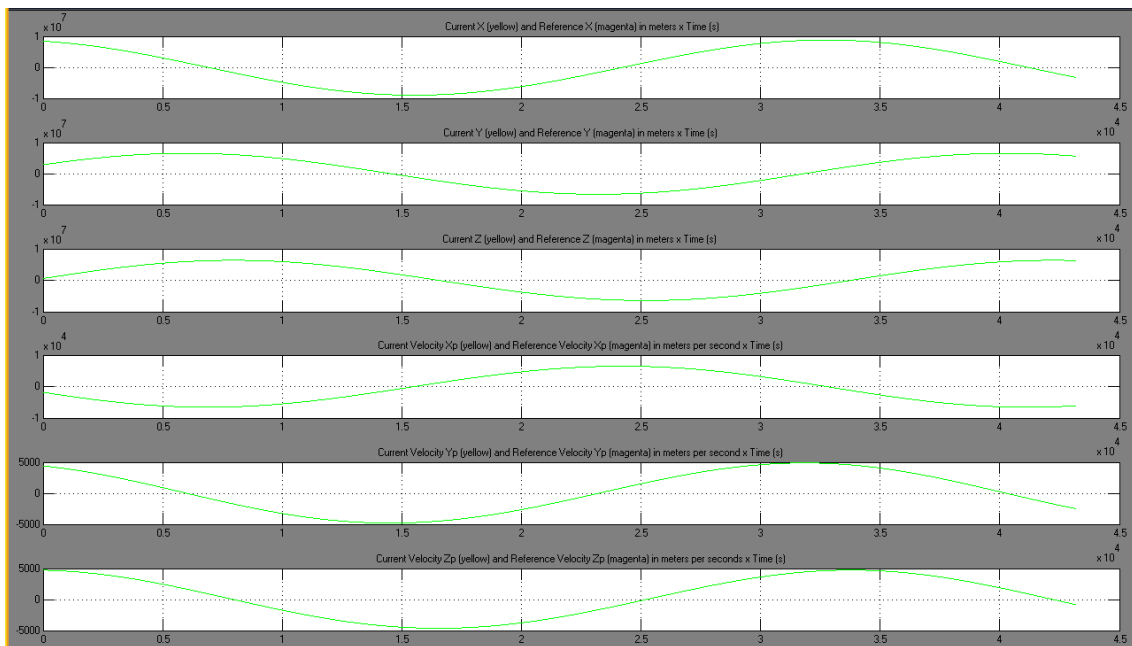


Figura 6.45- Estados

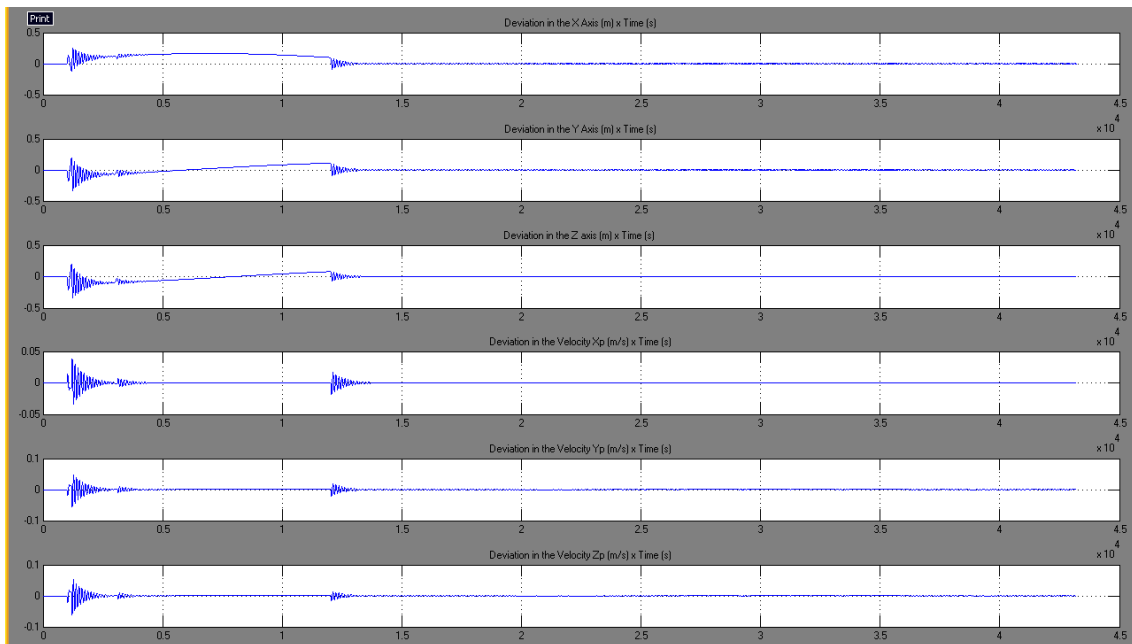


Figura 6.46- Desvio nos estados

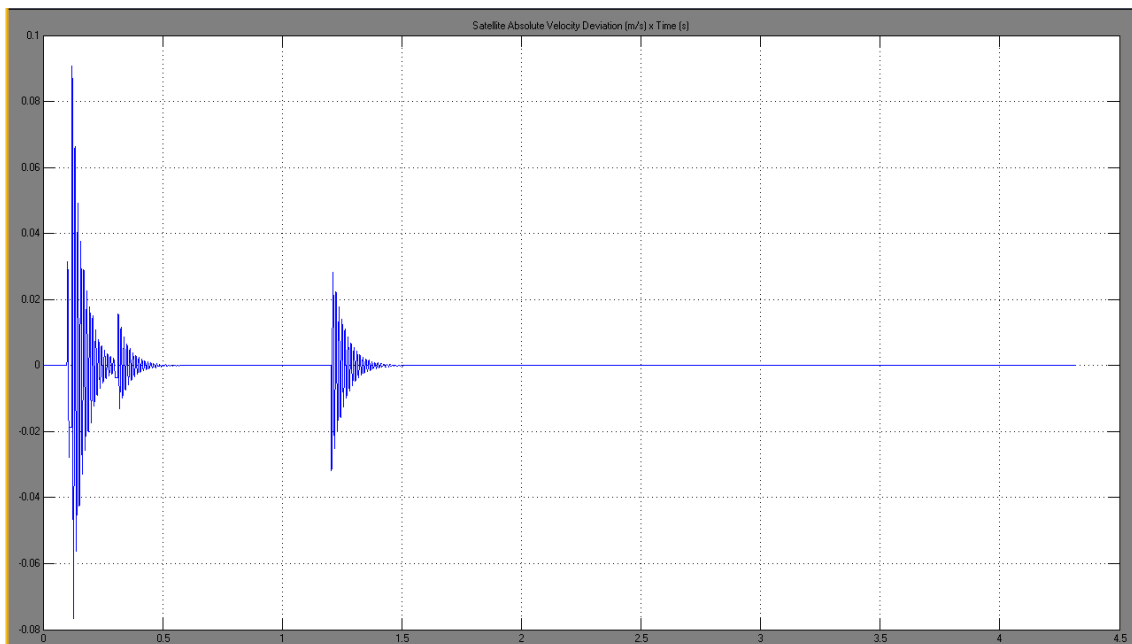


Figura 6.47- Desvio na velocidade

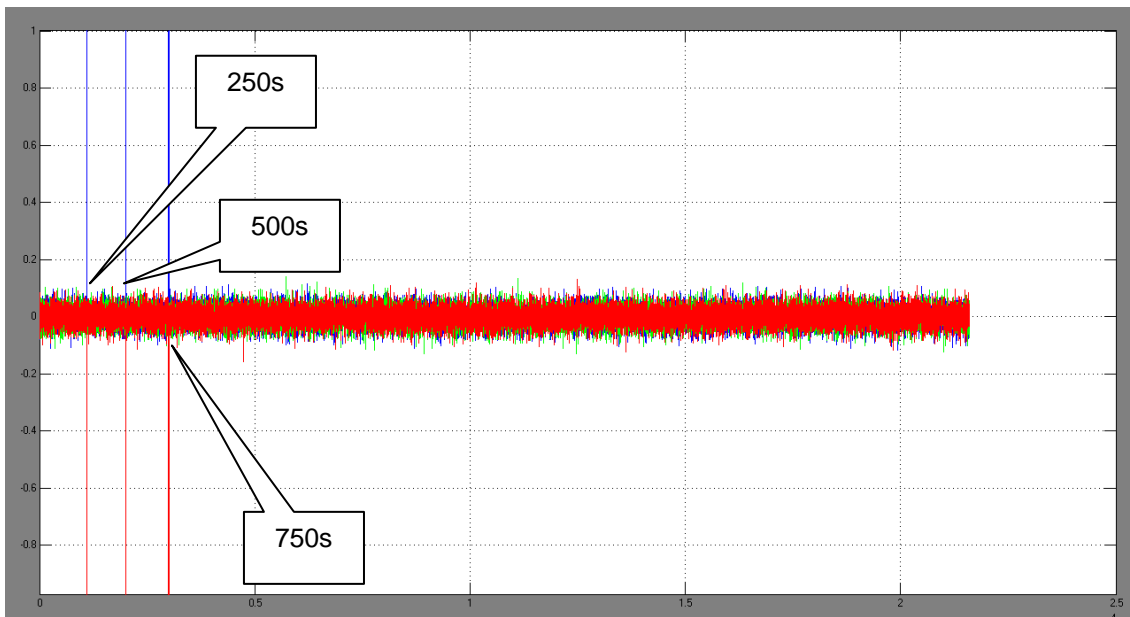


Figura 6.48- Distúrbio na atitude

Em função do consumo de propelente responsável pela manobra orbital, a massa do veículo diminuirá, conforme ilustrado na figuras 6.49 e 6.50. A massa do satélite é função da quantidade de propelente, e só ocorre variação quando são acionados os atuadores. A constância, após o acionamento dos atuadores (a partir de $1,5 \cdot 10^4$ passos de simulação = 3750s), no valor da massa do satélite e no valor da massa de propelente é porque não se aciona os atuadores que consomem o propelente, visto que a manobra orbital foi encerrada já que o semi-eixo maior atingiu o valor de 9050Km.

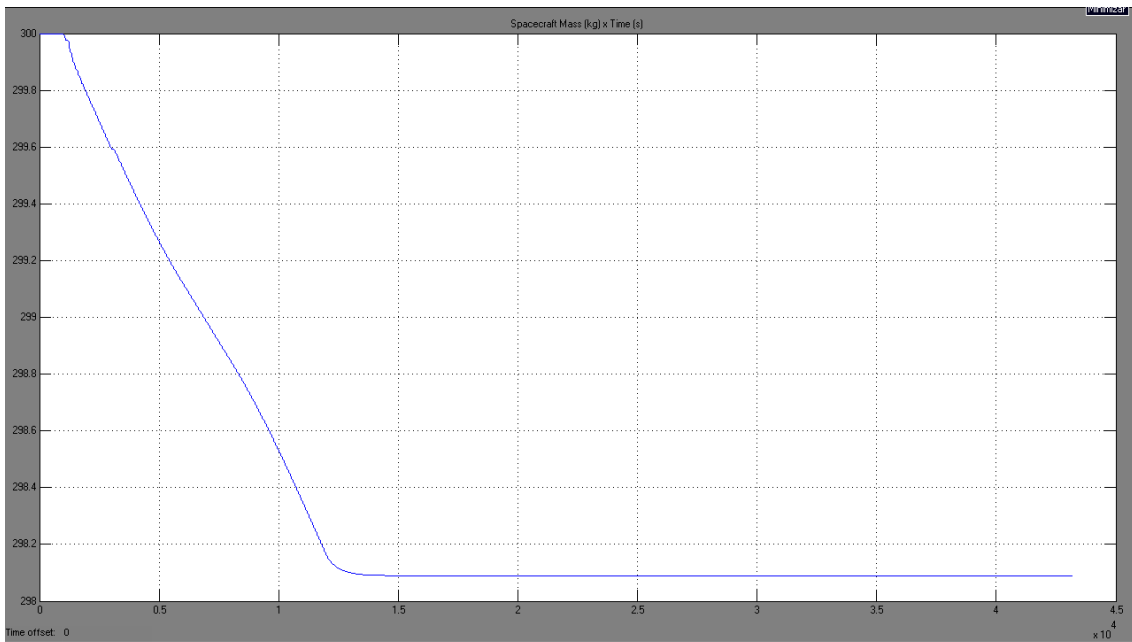


Figura 6.49- Massa do satélite

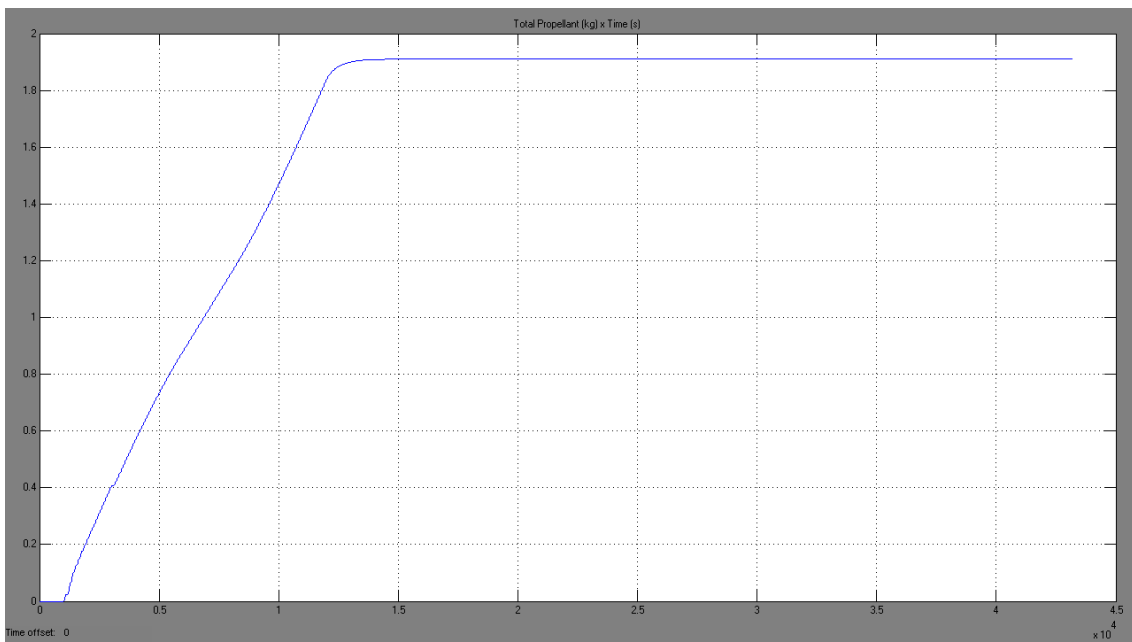


Figura 6.50- Propelente

A figura 6.51 mostra o empuxo aplicado pelo propulsor de manobra orbital. Nota-se o efeito das perturbações aplicadas ao sistema.

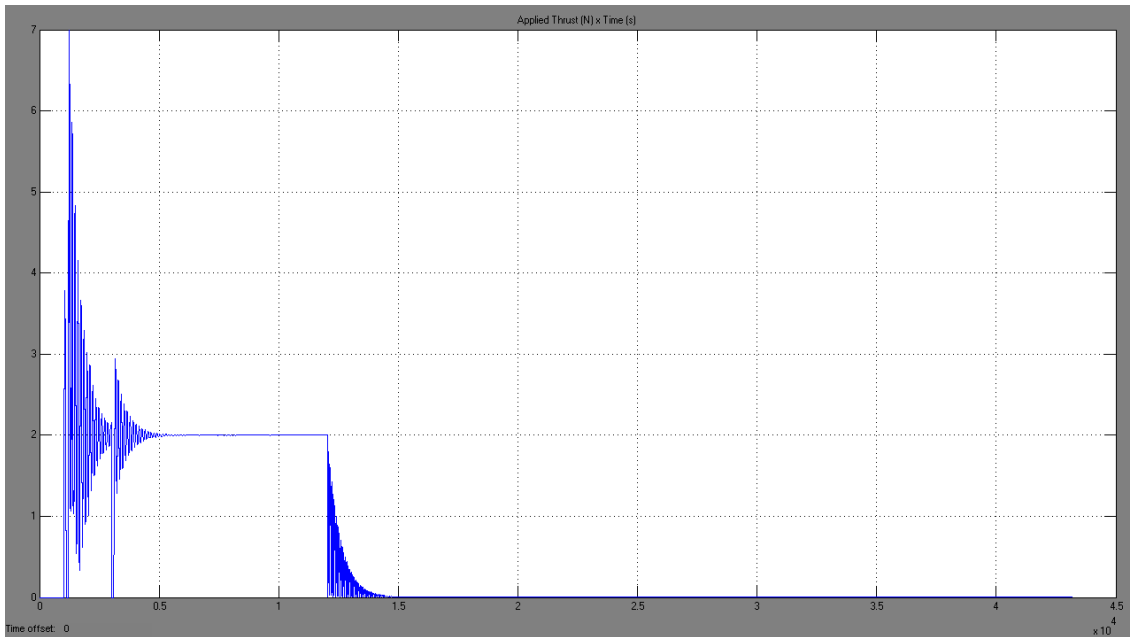


Figura 6.51- Empuxo aplicado

6.3.3- Resultados obtidos utilizando o Spacecraft Trajectory Simulator (STAS) para a condição com perturbação e com não linearidades

As figuras 6.52 a 6.70 ilustram as respostas obtidas a partir da simulação do sistema acoplado para a condição com perturbação na atitude e com não linearidade. As perturbações aplicadas são de mesma natureza das que foram aplicadas no item 6.3.2. As não linearidades nos sensores são caracterizadas por uma combinação de um viés (0,0001) aliado um efeito aleatório (distribuição gaussiana com $\mu = 0$ e $\sigma^2 = 1$) e seno (amplitude = 1, fase = 0,5 rad e frequência de 0,0001rad/s). As perturbações consideradas são as mesmas do item anterior e ocorrem simultaneamente com as não linearidades em cada um dos eixos.

Não são mostrados resultados para cada um dos eixos devido ao fato de que os resultados são semelhantes.

As figuras 6.52 a 6.57 procuram mostrar o que acontece com os sinais de referência de direção e o erro que ocorre simultaneamente no sensor.

A figura 6.52 ilustra o sinal referência de rolagem e percebe-se que esse acompanha a referência mesmo quando submetido ao sinal de erro no sensor desta medida, que é mostrado na figura 5.53. Essa mesma análise pode ser realizada para os sinais de arfagem e guinada, conforme figuras 6.54 e 6.55 para arfagem e, 6.56 e 6.57 para guinada.

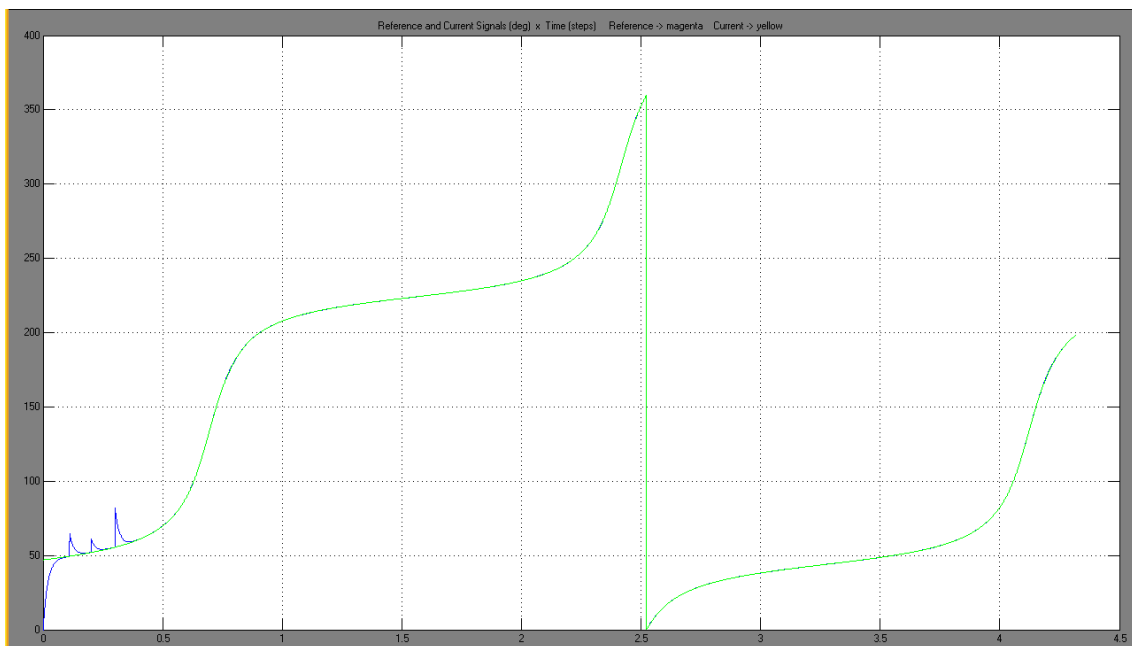


Figura 6.52- Comparação entre os ângulos de rolagem de referência e real

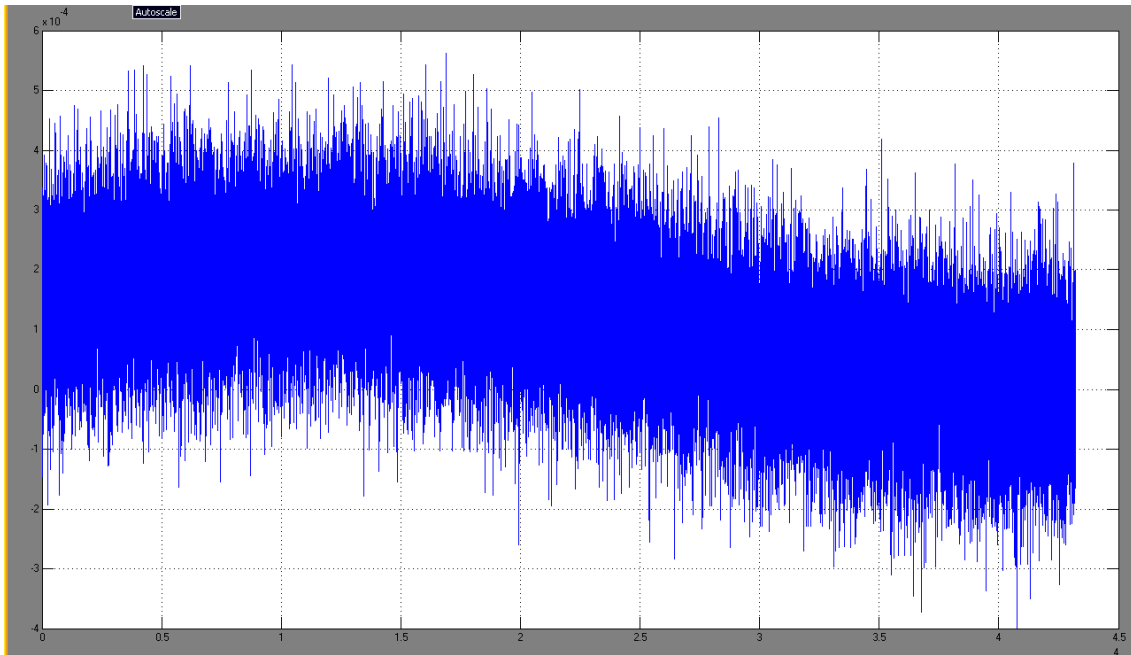


Figura 6.53- Erro no sensor de rolagem

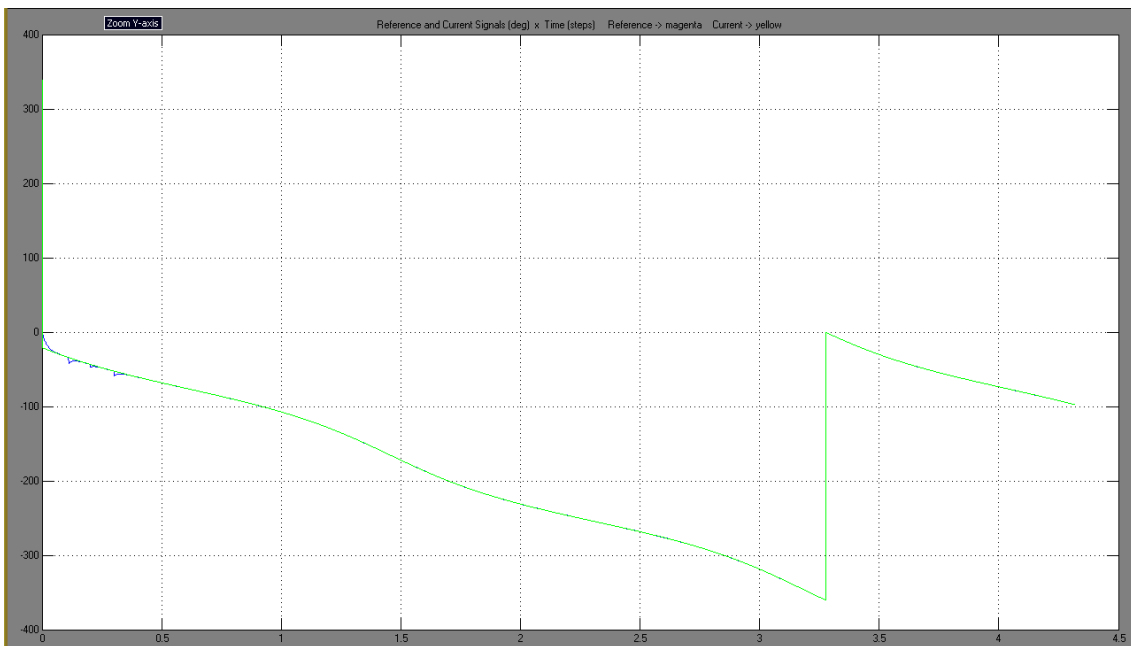


Figura 6.54- Comparação entre os ângulos de arfagem de referência e real

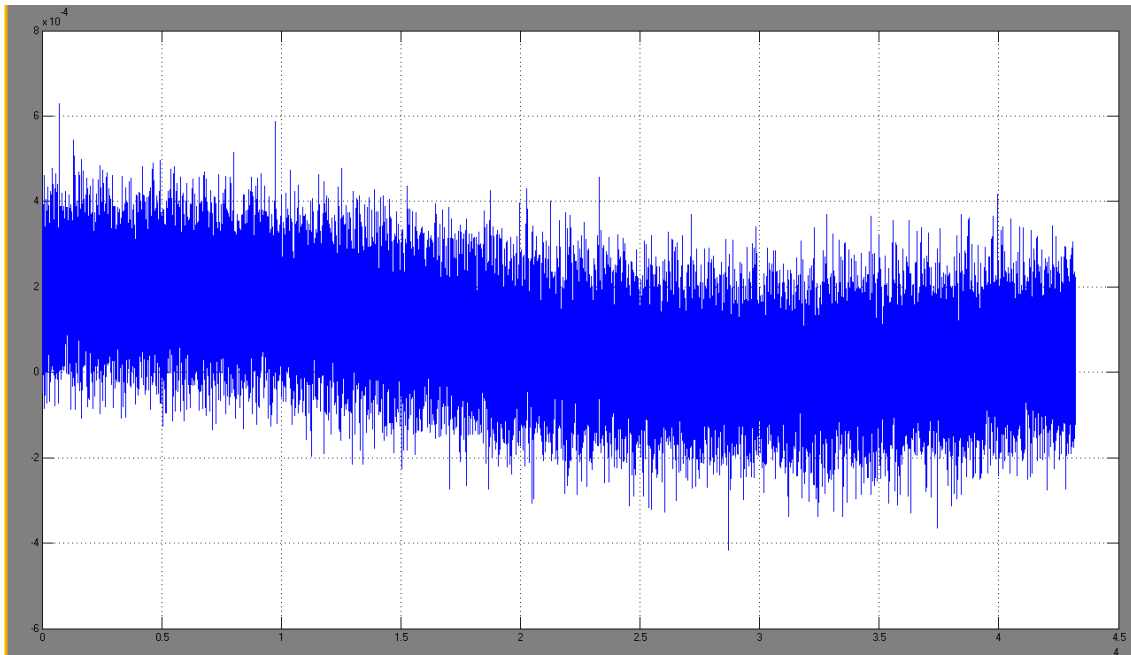


Figura 6.55- Erro no sensor de arfagem

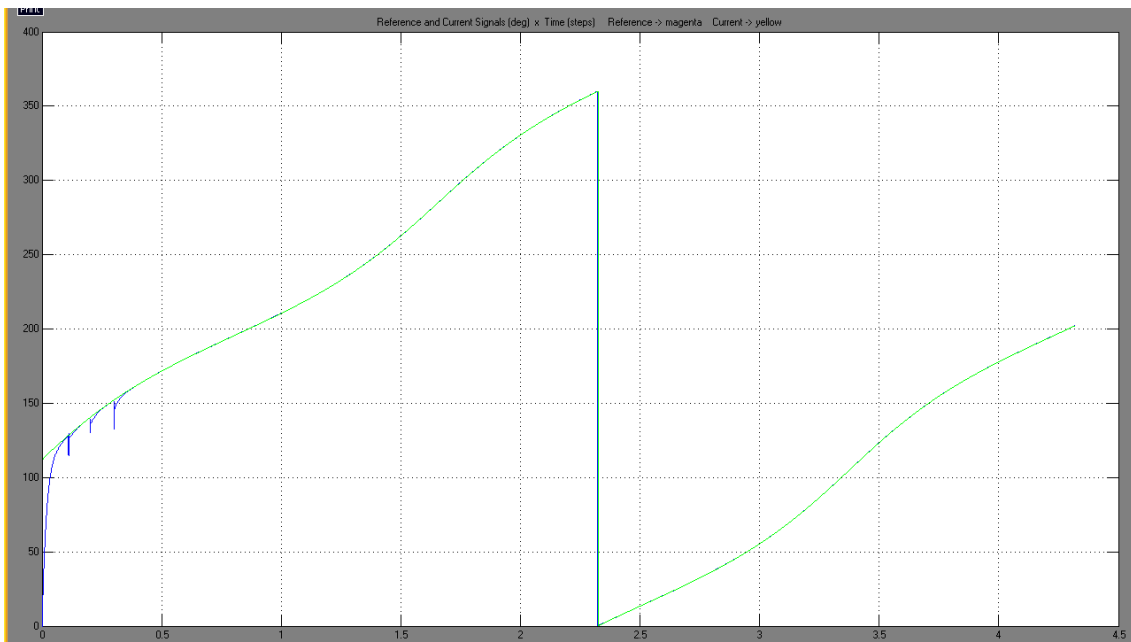


Figura 6.56- Comparação entre os ângulos de guinada de referência e real

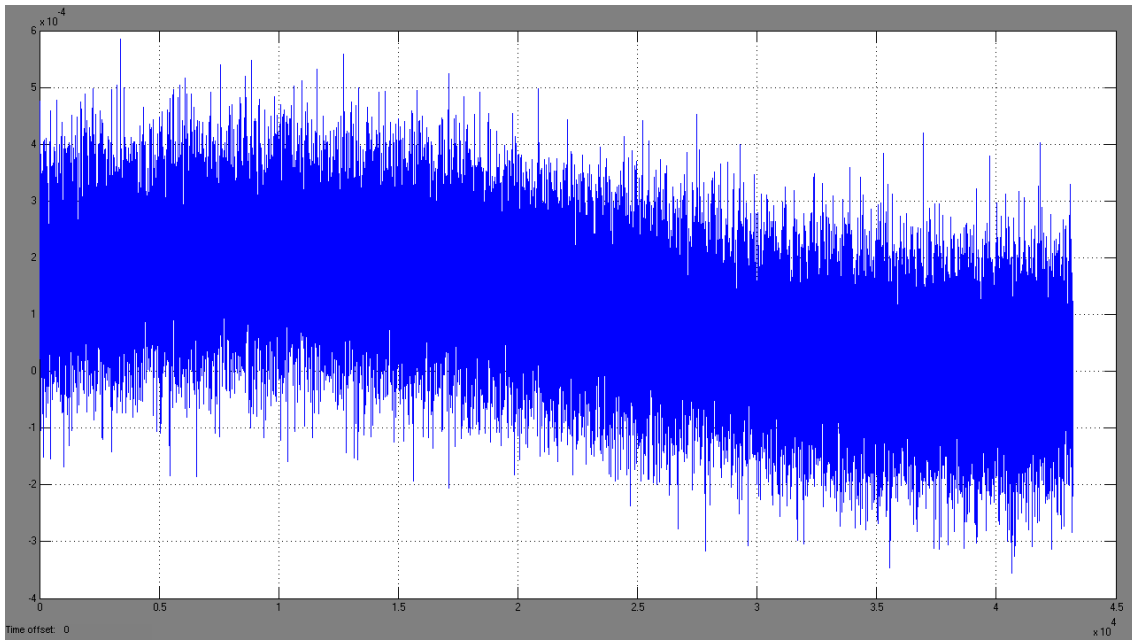


Figura 6.57- Erro no sensor de guinada

As figuras 6.58 e 6.59 mostram os elementos keplerianos e os desvios nesses elementos. Mais uma vez constata-se que os sinais acompanham as referências. No terceiro gráfico da figura 6.58 percebe-se que o sinal de inclinação sofre com a perturbação, todavia essa variação em torno da referência logo retorna a acompanhar o sinal, e o erro ocorrido é da ordem de 0,0002; os demais sinais praticamente não sofrem com as perturbações.

As figuras 6.60 e 6.61 ilustram os sinais dos estados e dos desvios nos estados. A análise do comportamento dos estados bem como dos desvios é análoga ao dos elementos keplerianos e os desvios nesses elementos. Percebe-se que os sinais acompanham as referências mesmo que submetidos à perturbação e às não linearidades inseridas no modelo do satélite.

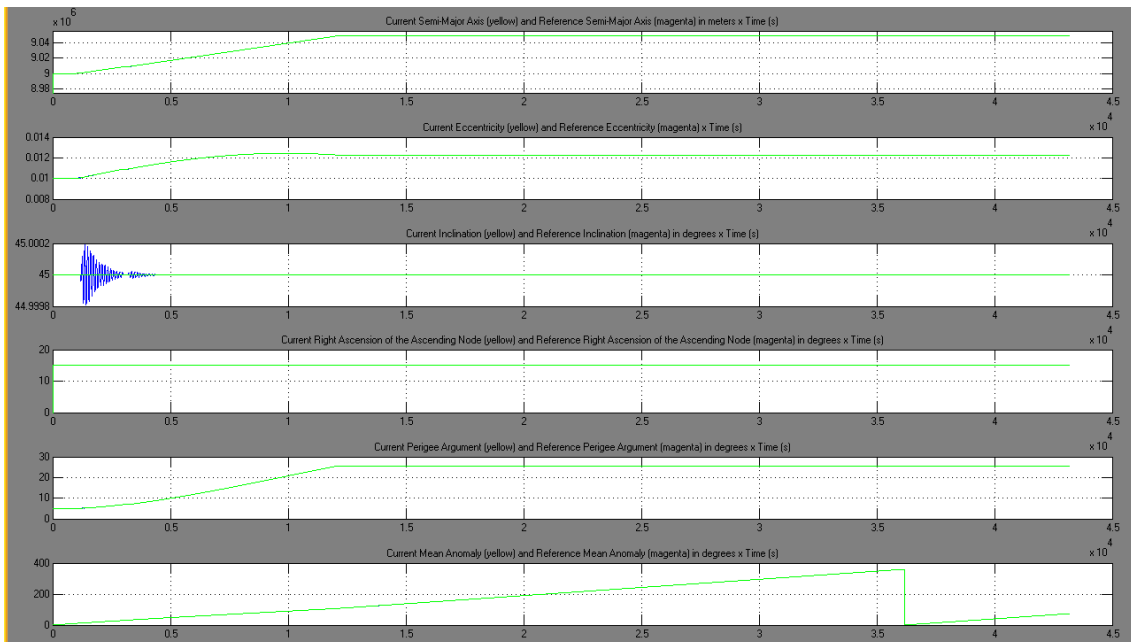


Figura 6.58- Comparação entre os elementos keplerianos de referência e reais

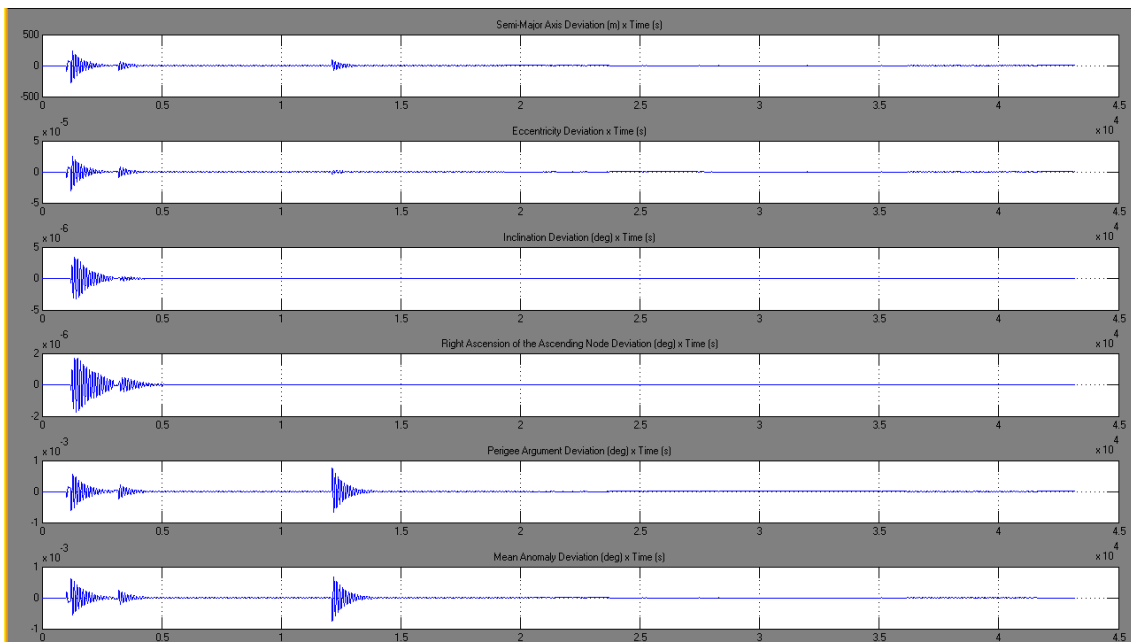


Figura 6.59- Desvio nos elementos keplerianos

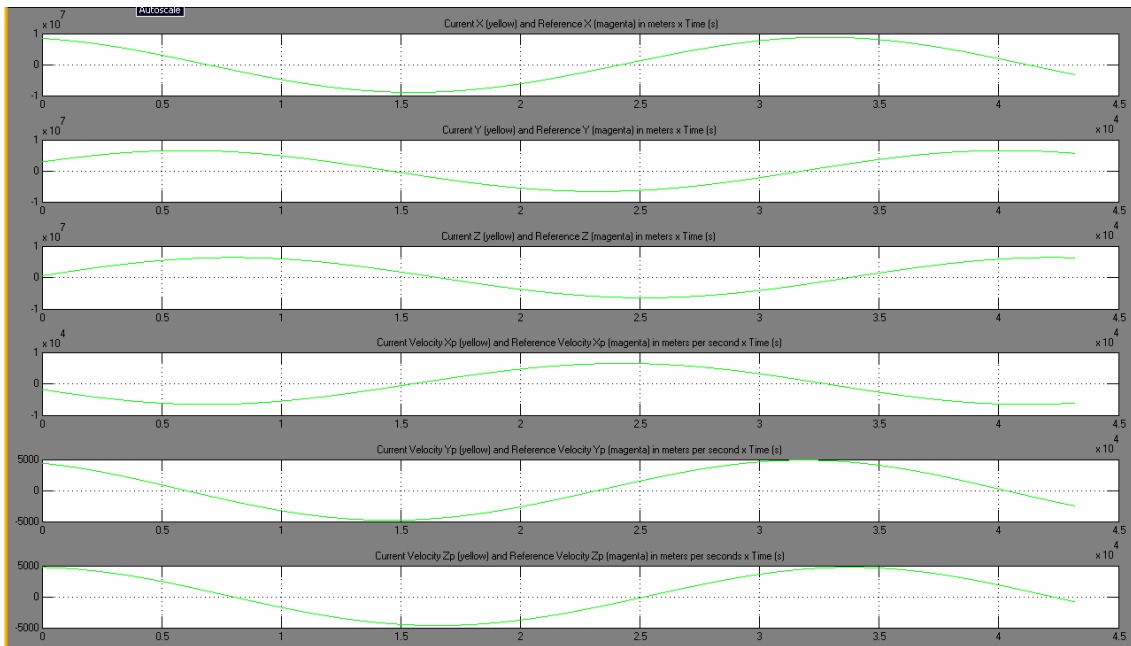


Figura 6.60- Comparação entre o estado de referência e real

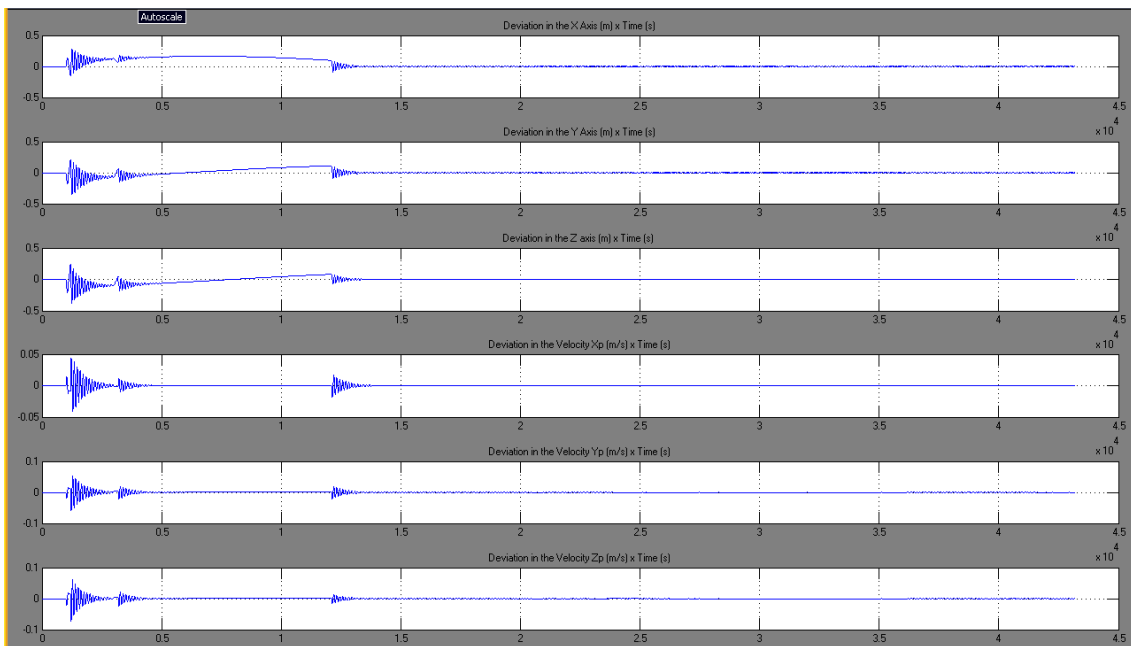


Figura 6.61- Desvio nos estados

Afigura 6.62 descreve o distúrbio na atitude e a figura 6.63 o desvio na velocidade.

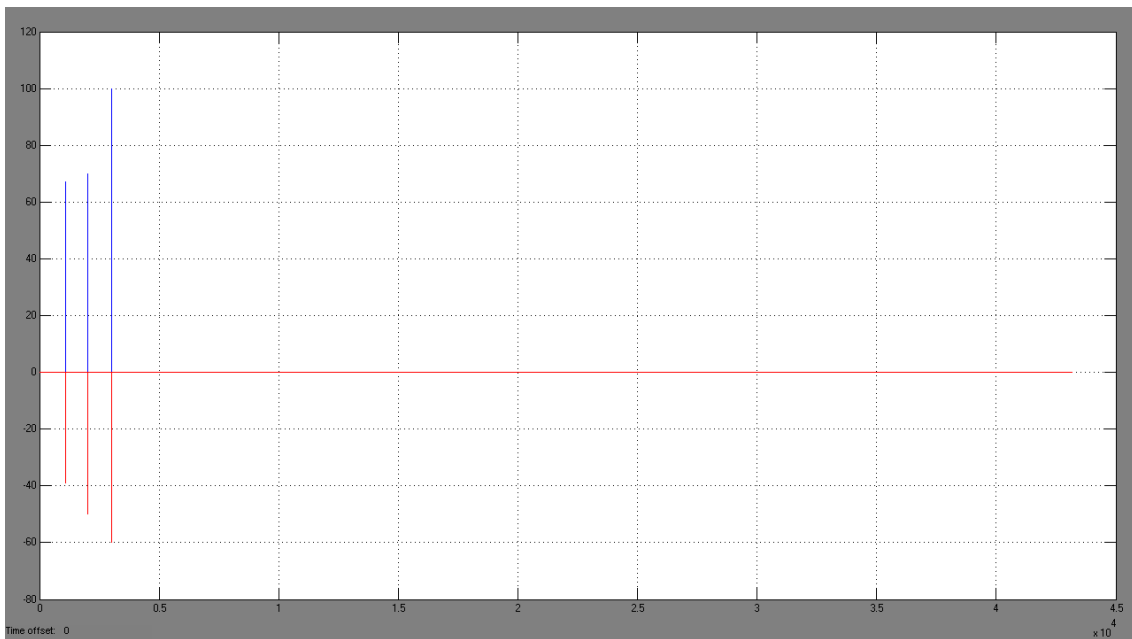


Figura 6.62- Distúrbio na atitude

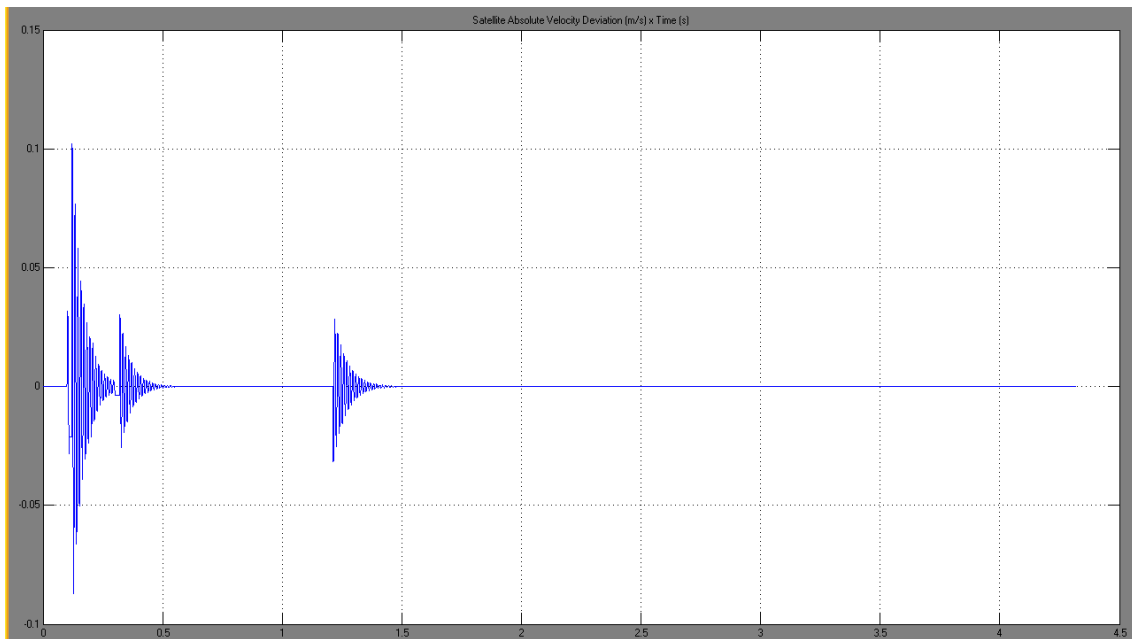


Figura 6.63- Desvio na velocidade

A figura 6.64 mostra a massa de propelente consumida (em Kg), que ocorre como consequência da operação dos atuadores. O que pode ser ratificado a partir da figura 6.65 que ilustra que o empuxo é aplicado nos instantes de ocorrência das perturbações, além do empuxo de 2N especificado para a realização da manobra orbital.

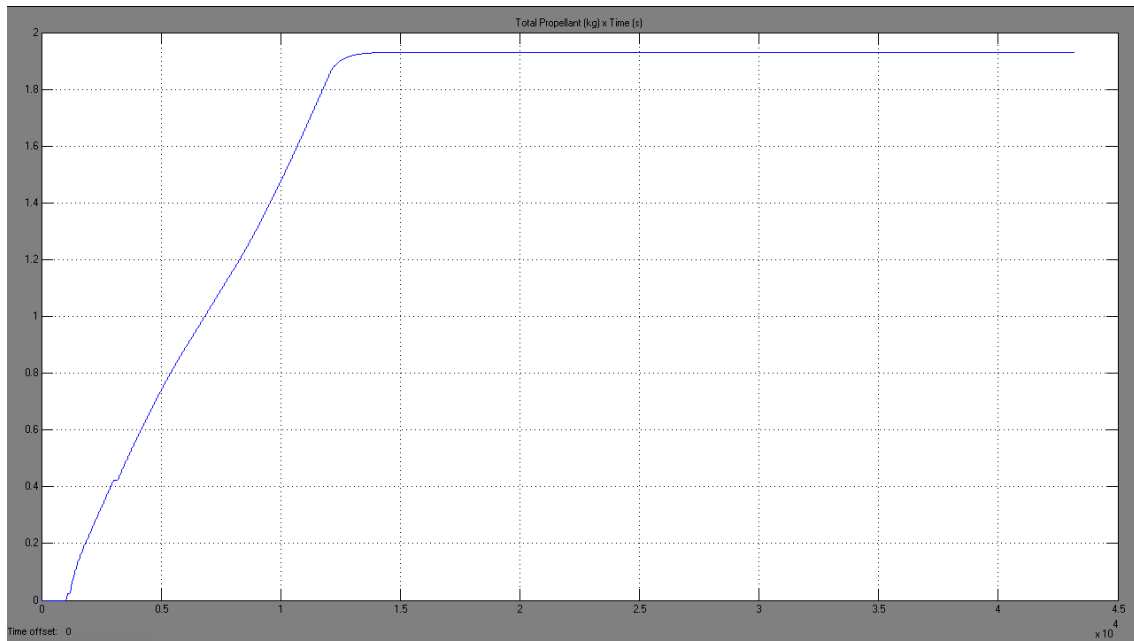


Figura 6.64- Propelente

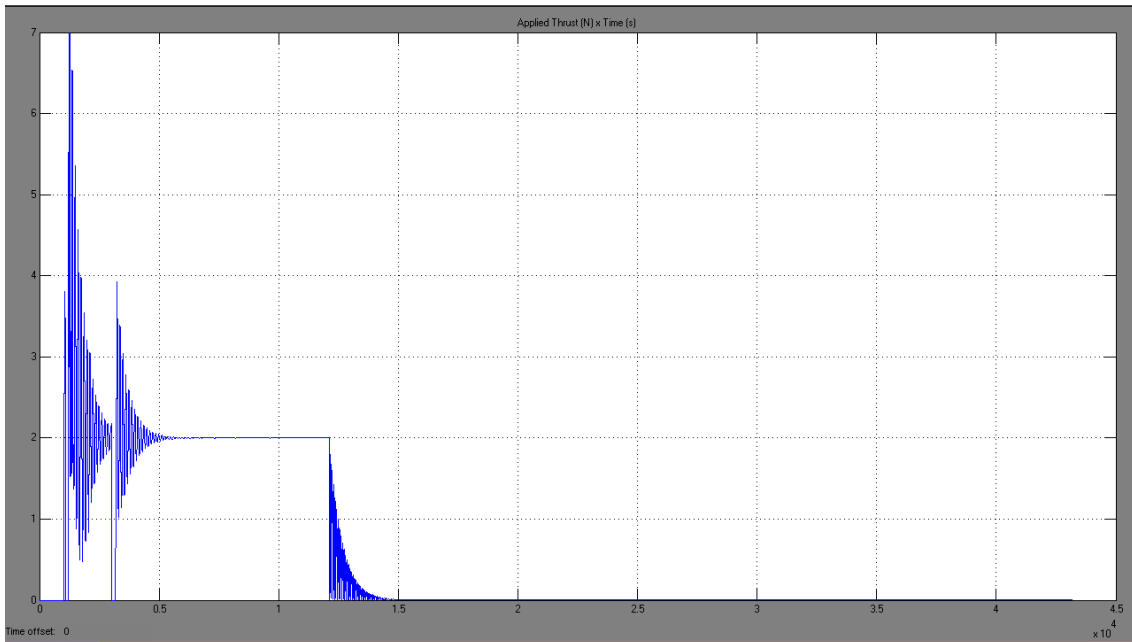


Figura 6.65- Empuxo aplicado

Voltando a uma breve análise com relação a excitação sem nenhum tipo de perturbação as figuras 6.66, 6.67 e 6.68 evidenciam que os erros ocorridos em cada um das direções (rolagem, arfagem e guinada) são muito pequenas, bem como o desvio na velocidade e nos erros de atitude. O que ratifica o que era de se esperar. Em outras palavras, o satélite é influenciado pela perturbação aplicada, que não foi observado nas figuras 6.66, 6.67 e 6.68.

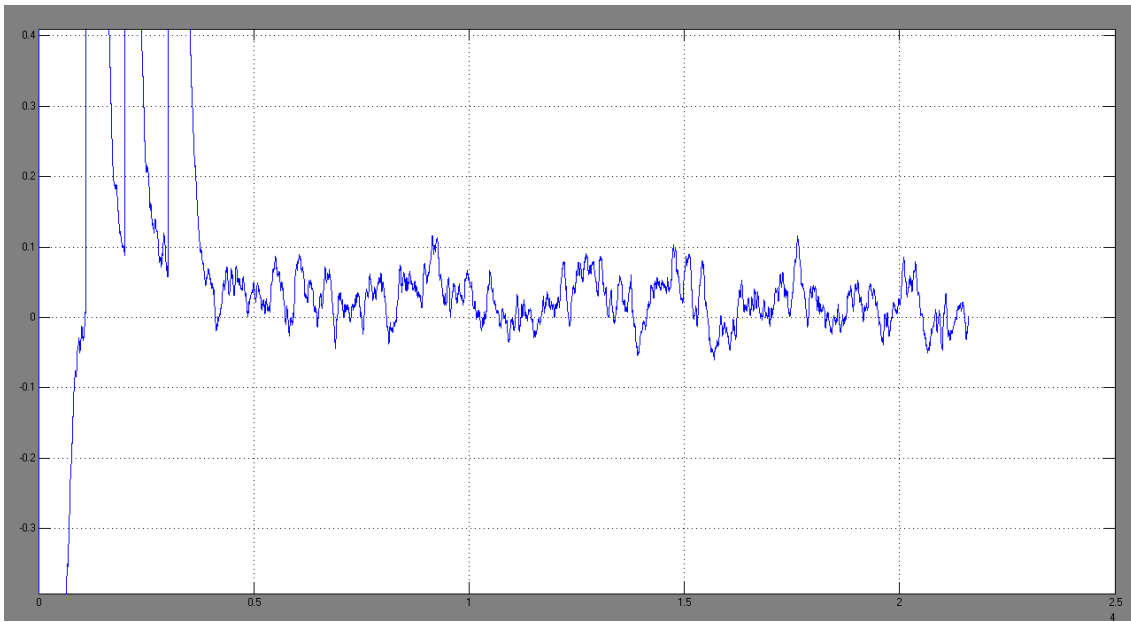


Figura 6.66 – Erro no ângulo de arfagem

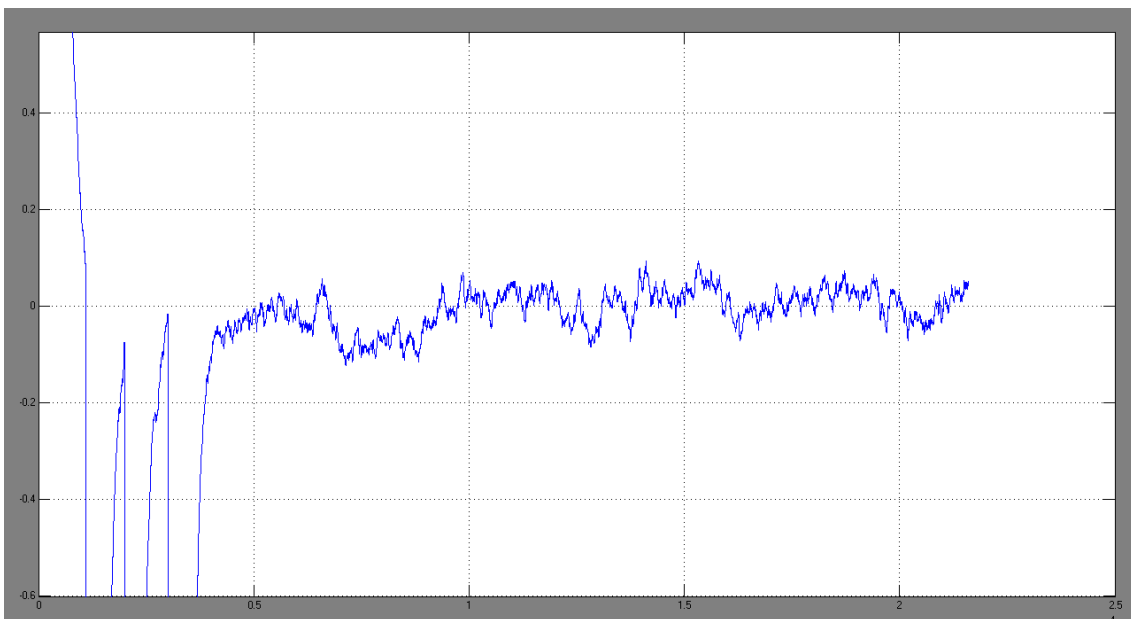


Figura 6.67 – Erro no ângulo de rolagem

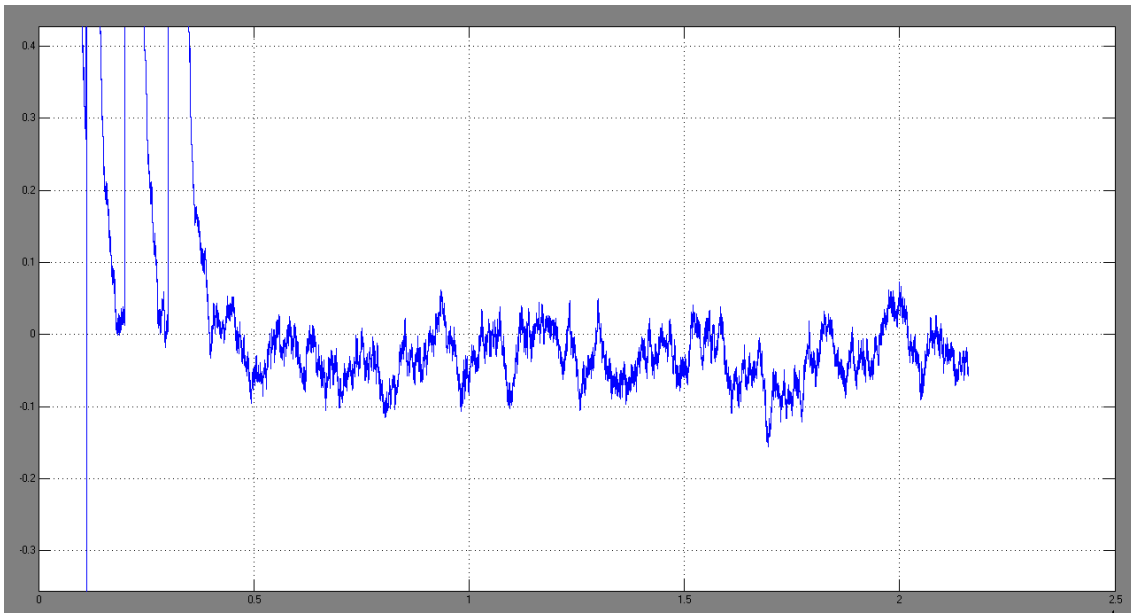


Figura 6.68 – Erro no ângulo de guinada

As figuras 6.69 e 6.70 mostram a perturbação sofrida pelo veículo. Nota-se que os erros na atitude e os desvios na velocidade são pequenos.

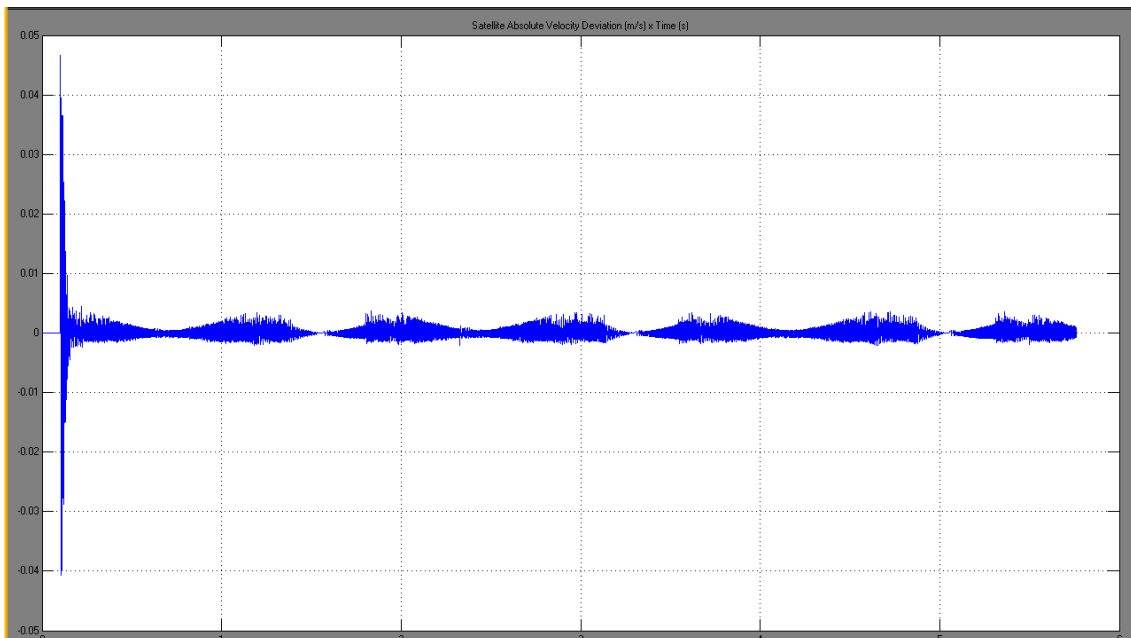


Figura 6.69 – Desvio da velocidade

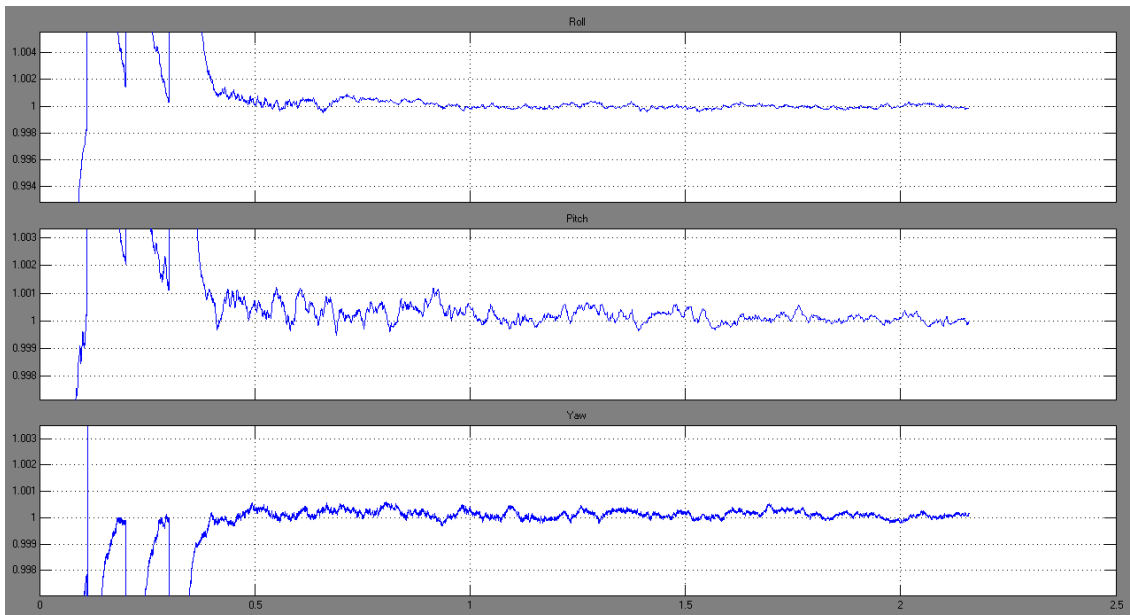


Figura 6.70 – Erro de atitude⁻¹

Genericamente também se observa 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.

CAPÍTULO 7

CONCLUSÕES E COMENTÁRIOS

O capítulo 6 ilustra os resultados que retratam o estudo teórico do comportamento da dinâmica de transferência orbital a partir de interação entre a atitude e órbita de um veículo espacial do tipo satélite artificial.

Foi discutido o conceito de acoplamento entre os sistemas de atitude e órbita, que é relativamente novo. Foi apresentada uma revisão bibliográfica de controladores de atitude e de órbita e de acoplamento dos mesmos. Também foi apresentada a cinemática e a dinâmica da atitude e a dinâmica orbital.

Foi escolhida a perturbação exclusivamente na atitude todavia a análise conjunta e completa pode ser obtida considerando todas as possíveis situações admissíveis que podem ser implementadas pelo sistema utilizado – STAS.

O satélite utilizado nos estudos propostos nesse trabalho apresenta uma massa de 300Kg, e foi considerado que já se encontrava em uma órbita terrestre. Analisou-se a aplicação de perturbações quando da transferência de órbita e o empuxo de forma tangencial à órbita, para aumento do semi-eixo maior. Foi utilizado um sistema de controle para corrigir a trajetória durante a aplicação do empuxo e analisado o seu comportamento ao longo do tempo. No sistema de controle para as manobras de transferência foi utilizado um controlador PID.

As simulações, que trataram de manobras orbitais, foram consideradas de forma separadas e posteriormente de modo acoplado. Foi possível constatar o aumento do semi-eixo maior atrelada a mudança de órbita. Os empuxos aplicados pelos propulsores nas manobras 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 estudados e divididos em partes, itens 6.3.1, 6.3.2 e 6.3.3.

Nos itens 6.1 e 6.2 foi estudado o sistema de forma separada atitude e órbita, não acoplados. O item 6.3.1 apresentou resultados para uma órbita livre de perturbações, ou seja, considerando as 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.

Os itens 6.3.2 e 6.3.3 apresentaram simulações considerando perturbações aplicadas na atitude, gerando desvios de posição e velocidade ao longo do tempo no momento da aplicação do empuxo. 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. Percebeu-se que o sistema de controle respondeu de forma satisfatória, de forma a eliminar o erro de regime transitório.

O modelo de órbita fornece a referência para a atitude e serve como direção para o controle. As perturbações estudadas foram aplicadas na atitude, todavia, o sistema utilizado (STAS) permite uma grande abrangência de estudo. As perturbações podem ser consideradas também na trajetória e/ou em conjunto, trajetória e atitude, o que se aproxima muito de situações reais. O modelo proposto é genérico e pode ser abordado para modelos reais sem grandes alterações ou adaptações

O objetivo desse trabalho não foi implementar os sensores e atuadores com suas características específicas, apesar de que o modelo utilizado permite perfeitamente que sejam incluídas as características e o modelo de cada um dos dispositivos.

Esses dispositivos são abordados como elementos que são excitados por um sinal e fornecem uma resposta que é função de suas características paramétricas e de funcionamento.

Também em função da análise da missão pode ser trocado o tipo de atuador, apesar do sistema em estudo prever ruído e não linearidades nos atuadores, ainda que não seja nada difícil de implementar tal característica.

Para trabalhos futuros sugere-se o estudo da:

- análise conjunta e completa considerando todas as possíveis situações admissíveis que podem ser implementadas pelo sistema utilizado STAS;
- aplicação de leis de controle não-lineares;
- utilização de modelos reais para os sensores e atuadores; considerando não só especificações técnicas bem como falhas associadas a MTBF (Medium Time Between Failure);
- utilização de modelos que contemplem a variação do centro de gravidade do veículo como consequência do consumo de massa de propelente (combustível);
- utilização de técnicas do tipo Filtragem de Kalman objetivando a estimação de parâmetros e conseqüente ação preemptiva

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ALFRIEND, T. K. Magnetic attitude control system for dual-spin satellite. **AIAA. Journal**, v. 13, n. 6, p. 817–822, 1977.
- ARANTES, J. G.; FONSECA, I. M. da. A comparasion between quaternions and euler angles for satellite attitude dynamics. In: COLÓQUIO BRASILEIRO DE DINÂMICA ORBITAL, 12, 2004. Ubatuba, SP. **Anais...** Ubatuba, SP: INPE, 2004.
- ARANTES, J. G.; FONSECA, I. M. da. Three-axis attitude dynamics by using torque coils only. In: COLÓQUIO BRASILEIRO DE DINÂMICA ORBITAL, 12, 2004. Ubatuba, SP. **Anais...** Ubatuba, SP: INPE, 2004.
- AUER, W. A. A double gimballed momentum wheel for precision three-axis attitude control. In: AGARD SYMPOSIUM GUIDANCE AND CONTROL PANEL, 37, 1983. Florence, Italy. **Proceedings...** Florence, Italy: AGARD, 1983.
- BANG, M. J. T. H.; CHOI, H. D. **Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation**. Control engineering practice, n. 11, p. 989–997, 2003.
- BEICHMAN, C.; NEUGEBAUER, G.; CHESTER, T. **IRAS explanatory supplement**. 2004. Disponível em: <<http://irsa.ipac.caltech.edu/IRASdocs/iras.html>>. Acesso em: 10 Agosto 2004.
- BEER, F. P.; JOHNSTON, E. R. J. **Mecânica vetorial para engenheiros – dinâmica**. São Paulo: McGraw-Hill, 1981.545p.
- BHAT, S. P.; DHAM, A. S. Controlagemability of spacecraft attitude under magnetic actuation. In: CONFERENCE ON DECISION AND CONTROL IEEE, 42, 2003. Maui, Hawaii, USA. **Proceedings...** Maui, Hawaii, USA: IEEE, 2003.
- BUCKINGHAM, O. V. A.; SMIRNOV, G. V. Magnetic torques for momentum desaturation of space station control moment gyros. **Journal Spacecraft**, v. 9, n. 6, p. 324–330, 1972.
- BUSHENKOV, M. Y. O. A. V.; SMIRNOV, V. G. Attitude stabilization of a satellite by magnetic coils. **Acta Astronautica**, v. 50, p. 721–728, 2002.
- CARRARA, V. **Modelagem das forças e torques atuantes em satélites**. 1982. 153 p. (INPE–2454–TDL/094). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial), INPE, São José dos Campos. 1982.

CHODAS, P. W. Combined satellite attitude and orbit determination with dynamic coupling. In: AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS AND AMERICAN ASTRONAUTICAL SOCIETY. ASTRODYNAMICS CONFERENCE. San Diego, CA, Aug. 9-11, 1982. **Proceedings...** San Diego: AIAA Paper 82-1419, 8 p. 8 refs.. Department of Communications Contracts No. 36001-0-3033, No. 360010100261

COHEN, V. D. Attitude dynamics of an orbiting electromagnet. **Journal Spacecraft**, v. 11, p. 252–256, 1973.

EL-GOHARY, A. Optimal stabilization of a rigid body motion using rotors system. **Applied Mathematics and Computation**, v. 136, p. 229–239, 2003.

FAUSKE, K. M. **NCUBE attitude control**. Norwegian, Trondheim: Department of Engineering Cybernetics, NTNU, dec 2002.

FAUSKE, K. M. **Attitude stabilization of an underactuated rigid spacecraft**. 2003. 55 p. SIV.ING Thesis, (Department of Engineering Cybernetics). Norwegian University of Technology and Science, Trondheim, Norwegian. Jan 2003.

FICHTER, M. S. W.; ZENTGRAF, P. Control design for generalized normal mode operation of bias momentum satellites. **Control Engineering Practice**, v. 4, p. 1355–1360, 1996.

GÖKÇEV, P. T. M. C.; MEERKOV, S. M. An lqr/lqg theory for system with saturation actuators. **Transactions on Automatic Control**, v. 46, n. 10, p. 1529–1542, 2001.

GRASSI, S. V. M.; MOCCIA, A. Preliminary design of the attitude control system of a microsatellite for earth observation. **Space Technological**, Biarritz, France, v. 15, p. 223–230, 1995.

GURMAN, J. B. **The SOHO solar cycle mission. 2004**. Disponível em: <<http://sohowww.nascom.nasa.gov/publications>>. Acesso em: sep 2004.

HAMZAH, N.; HASHIDA, Y. Tiungsat-1 momentum wheel commissioning. In: WORLDENGINEERING CONGRESS, 1, 1999. Kuala Lumpur. **Proceedings...** Kuala Lumpur: World Eng. Cong., 1999.

HEIDELBERG. **Computers, displays and space products**. 2004. Disponível em: <<http://www.teldix.de/>>. Acesso em: ago 2004.

HUGHES, P. C. **Spacecraft attitude dynamics**. New York: John Wiley & Sons, 1986. 564 p.

JUNKINS, J. L.; CARRINGTON, C. K. Time optimal magnetic attitude maneuvers. In: IAA/AAS ASTRODYNAMICS CONFERENCE, 11, 1980. USA. **Proceedings...** USA: IAA/ASS, 1980.

JUNKINS, J. L.; TURNER, J. D. **Optimal spacecraft rotational maneuvers**. New York: Elsevier Science Publishers B. V., 1986. 515 p.

KAPLAN, M. H. **Modern spacecraft dynamic & control**. New York: John Wiley & Sons, 1976. 415 p.

KIM, H. L. B. J.; CHOI, S. D. **Three axis reaction wheel attitude control system for KITSAT-3 microsatellite**. Taejon, Korea: Sattelite Technology Reserch Center, KAIST, 1999.

LARSON, W. J.; WERTZ, J. R. **Space mission analysis and design**. Torance, California: Space Technology Series, 1992. 865 p.

LEGG, V. E. **Survey of magnetic material and applications in the telephone system**. 2003. Disponível em: <<http://www.telesystem.com/reporter/index.xml>>. Acesso em: dez 2003.

LENNOX, S. E. **Coupled attitude and orbital control system using spacecraft simulators**. Master Thesis in Aerospace Engineering, Virnia Polytechnic Institute and State University, Virginia-USA, 2004.

MARCELINO, E. W. **Controle de trajetória orbital em manobras de empuxo contínuo de longo prazo**. 2009. 186 p. (INPE-15757-TDI/1500). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos. 2009. Disponível em: <<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m18@80/2009/05.25.20.23>>

MACMILLAN, S.; QUINN, J. M. **The derivation of world magnetic model 2000**. London: British Geological Survey, 2000. 278 p. (Geomagnetism Series – WM/00/17R).

MARTEAU, P. P. F.; PSIAKI, M. Active magnetic control system for gravity gradient stabilized spacecraft. In: ANNUAL AIAA/USU CONFERENCE FOR SMALL SATELLITES, 2, 1988. Logan (Utah), USA. **Proceedings...** Logan (Utah), USA: AIAA, 1988.

MARTEAU, S. B. G. F.; ROGERS, E. Attitude determination and control for small spacecraft. In: UKACC INTERNATIONAL CONFERENCE ON CONTROL, 13, 1996. U.K. **Proceedings...** U.K.: IEE, 1996.

MOSCATI, N. R. **Projeto de um sistema de controle de atitude (três eixos) de satélites utilizando a metodologia LQG/LTR**. 1992. 218 p. (INPE-5473-TDI/504). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial), INPE, São José dos Campos. 1992.

MUSSER, L. K.; EBERT, L. W. Autonomous spacecraft attitude control using magnetic torquing only. In: AIAA GUIDANCE, NAVIGATION, AND CONTROL CONFERENCE, 12, 1989. NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt. **Proceedings...** NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt: NASA, 1989. p. 23–38.

PERKEL, H. Stabilite - three axis attitude control system utilizing a single reaction wheel. In: AIAA COMMUNICATION SATELLITE SYSTEM CONFERENCE, 1, 1966. Washington, D.C. **Proceedings...** Washington, D.C.: AIAA, 1966. p. 375–400.

PILCHOWSKI, C. C. W. S. H. U.; FERREIRA, D. D. L. **Introdução à mecânica celeste**. São José dos Campos, INPE, 1981. (INPE-COM.4/RPE C.D.U.:521.3).

PILCHOWSKI, H. U. **Sensores de atuadores**. In: Kuga, A. F. B. de A. P. . H. K. (Ed.). Fundamentos de tecnologia espacial. São José dos Campos: INPE, 2001. v. 1, p. 50–64.

PSIAKI, L. M. Magnetic torquer attitude control via asymptotic periodic linear quadratic regulation. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 24, p. 386–394, 2001.

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

ROCCO, E. M. **Tools for calculation and analysis of orbital maneuvers with time and position constraint**. Germany: University of Bremen, 2006b. Technical Report, Center of Applied Space Technology and MicrogravityZARM.

ROCCO, E. M. Perturbed orbital motion with a PID control system for the trajectory. COLÓQUIO BRASILEIRO DE DINÂMICA ORBITAL, 14., 2008, Águas de Lindoia. **Anais...** Águas de Lindoia: ABCM, 2008.

SHIGEHARA, M. Geomagnetic attitude control of an axisymmetric spinning satellite. **Journal Spacecraft**, v. 9, n. 6, p. 623–635, 1972.

SILANI, E.; LOVERA, M. Magnetic spacecraft attitude control survey and some new results. **Control Engineering Practice**, v. 1, p. 1, 2003.

SPENCER, T. M. Automatic magnetic control of a momentum-biased observatory in equatorial orbit. **Journal Spacecraft**, v. 14, n. 4, p. 211–218, 1977.

TAMURA, T. **ASCA measurements of the gravitational potential profile in the central region of galaxy clusters**. Tese (Ph.D Thesis) — Graduate School of Science, University of Tokyo, Tokyo. 1998.

TSIOTRAS, P. New control laws for the attitude stabilization of rigid bodies. In: IFAC SYMPOSIUM ON AUTOMATIC CONTROL IN AEROSPACE, 13., 1994, Palo Alto. **Proceedings...** Palo Alto, CA: [s.n], 1994. p. 316-321.

WANG, P.; SHTESSEL, B. Y. B. Satellite attitude control using only magnetictorques. In: AIAA GUIDANCE, NAVIGATION, AND CONTROL CONFERENCE, 12, 1998. Boston. **Proceedings...** Boston: AIAA, 1998.

WERTZ, J. R. **Spacecraft attitude determination and control**. London, England: D. Reideil Publishing Company, 1978. 861 p.

WHITFORD, C.; FORREST, D. The catsat attitude control system. In: AIAA/USU. CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 12, 1998. USA. **Proceedings...** USA: AIAA, 1998.

WIE, B. **Space vehicle dynamics and control**. Reston, Virginia: AIAA Education Series, 1998. 661 p.

WIE, H. W. B.; ARAPOSTATHIS, A. Quaternion feedback regulator for spacecraft eigenaxis rotaions. **Journal of Guidance, Control and Dynamics**, v. 12, n. 3, p. 375–380, 1989.

WIE, P. M. B. B. Quaternion feedback for spacecraft large angle maneuvers. **Journal of Guidance, Control and Dynamics**, v. 3, n. 3, p. 360–365, 1985.

WISNIEWSKI, R.; BLANKE, M. Fully magnetic attitude control for spacecraft subject to gravity gradient. **Automatica**, v. 35, p. 1201–1214, 1999.

WRIGHT, P. S.; WONG, H. S. **An overview of sensors in spacecraft engineering**. New York, USA: Sattelite Technology Reserch Center, 1989.

YAIRI, T. On-board reconfigurable attitude control system with optimazation. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE TECHNOLOGY AND SCIENCE, 19, 1994. Yokohama, Japan. **Proceedings...** Yokohama, Japan: ISTS, 1994.

ZANARDI, M. C.; ASSIS, S. C. DE; KUGA, H. K. Torque residual médio com modelo de quadripolo. In: CONGRESSO TEMÁTICO DE DINÂMICA, CONTROLE E APLICAÇÕES, 3, 2004. Ilha Solteira - SP. **Anais...** Ilha Solteira - SP: Série Arquimedes, 2004.

ZANARDI, M. C.; QUIRELLI, I. M. P.; KUGA, H. K. Analytical attitude propagation of the spin stabilized earth artificial satellite. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM OF SPACE FLIGHT DYNAMICS, 17, 2003. Moscou - Rússia. **Proceedings...** Moscou - Rússia: CD-ROM, 2003.

ZANARDI, M. C.; QUIRELLI, I. M. P.; KUGA, H. K. Torques magnéticos: Aplicações à satélites estabilizados por rotação. In: CONGRESSO TEMÁTICO DE DINÂMICA, CONTROLE E APLICAÇÕES, 2, 2003. São José dos Campos - SP. **Anais...** São José dos Campos - SP: Série Arquimedes, 2003. p. 3167–3176.

BIBLIOGRAFIA

- BISHOP, R. **Modern control system analysis & design using Matlab & Simulink**. Mento Park, California: Eddison Wesley, 1997.
- DISTEFANO, A. R. S. J. J.; WILLIANS, I. J. **Sistemas de retroação de controle**. São Paulo: McGRAW-HILL, 1972. 478 p.
- KHALIL, H. K. **Nonlinear system**. [S.l.: s.n.], 2000.
- KIRK, D. E. **Optimal control theory: an introduction**. Englewood Cliffs: New Jersey: Princeton Hall, 1970.
- KUGA, H. K.; GUEDES, U. T. V. **Dinâmica de atitude para satélites estabilizados por rotação**. São José dos Campos, SP, 1987. (INPE-4403-TVTE/275).
- KUGA, H. K.; KONDAPALLI, R. R. **Introdução à mecânica orbital**. São José dos Campos, 1995. 73 p. (INPE-5615-PUD/064).
- KUGA L. D., F. H. K.; GUEDES, U. T. V. **Simulação de atitude de manobras para o satélite brasileiro estabilizado por rotação**. São José dos Campos, SP, 1987. (INPE-4271-PRE/1143).
- KWAKERNAAK, H.; SIVAN, R. **Linear optimal control system**. New York: John Wiley & Sons, 1972. 564 p.
- MACIEJOWSKI, J. M. **Multivariable feedback design**. New York: Addison Wesley Publishing, 1989.
- MAREC, J. P. **Optimal Space Trajectories**. New York, NY. Elsevier Scientific Publishing Company, 1979. 329 p.
- MARTINS NETO, A. F. **Atitude e seu controle**. In: Kuga, A. F. B. de A. P. . H. K.(Ed.). Fundamentos de tecnologia espacial. São José dos Campos,: INPE, 2001. v. 1, p. 65–79.
- OGATA, K. **Engenharia de controle moderno**. Rio de Janeiro: LTC – Livros Técnicos e Científicos Editora, 1998. 812 p.
- ROMA, A. M. **Análise dinâmica e controle de um satélite artificial com painéis solares flexíveis**. 1991. 177 p. (INPE–5220–TDL/436). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial), São José dos Campos. 1991.

SOUZA, L. C. G. Controle de atitude de um satélite artificial através da extensão da teoria do regulador linear quadrático. 1987. 60 p. (INPE-4407-TDL/304). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial), INPE, São José dos Campos. 1987.

SOUZA, M. L. O. Estudo e desenvolvimento de um sistema de controle de atitude ativo em três eixos para satélites artificiais usando atuadores pneumáticos a gás frio e volantes a reação. 1981. (INPE-2000-TDL/042). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial), INPE, São José dos Campos. 1981.

SOUZA, P. N. Análise, projeto, construção e testes de um modelo de roda de reação para aplicações espaciais. 1987. 185 p. (INPE-4358-TDL/299). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial), INPE, São José dos Campos. 1987.

TRIVELATO, G. da C. Controle de rodas de reação através de técnicas digitais usando modelos de referência. 1988. 209 p. (INPE-4618-TDL/335). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial), INPE, São José dos Campos. 1988.

