



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

sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/04.23.16.01-TDI

## **ANÁLISE DE ESTIMAÇÃO E CONTROLE DE ATITUDE EM MODO DE OPERAÇÃO NOMINAL DO CONASAT POR FILTRO SDRE E CONTROLE PID**

Brehme Dnapoli Reis de Mesquita

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Valdemir Carrara, e Helio Koiti Kuga, aprovada em 26 de abril de 2017.

URL do documento original:

<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3NPAJ3H>

INPE  
São José dos Campos  
2017

**PUBLICADO POR:**

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

E-mail: pubtc@inpe.br

**COMISSÃO DO CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO  
DA PRODUÇÃO INTELECTUAL DO INPE (DE/DIR-544):****Presidente:**

Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação (CPG)

**Membros:**

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

Dr. André de Castro Milone - Coordenação de Ciências Espaciais e Atmosféricas  
(CEA)

Dra. Carina de Barros Melo - Coordenação de Laboratórios Associados (CTE)

Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação de Engenharia e Tecnologia Espacial  
(ETE)

Dr. Hermann Johann Heinrich Kux - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

Dr. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Centro de Previsão de Tempo e Estudos  
Climáticos (CPT)

Silvia Castro Marcelino - Serviço de Informação e Documentação (SID)

**BIBLIOTECA DIGITAL:**

Dr. Gerald Jean Francis Banon

Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SID)

**REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:**

Simone Angélica Del Duca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação  
(SID)

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

**EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:**

Marcelo de Castro Pazos - Serviço de Informação e Documentação (SID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)



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

sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/04.23.16.01-TDI

## **ANÁLISE DE ESTIMAÇÃO E CONTROLE DE ATITUDE EM MODO DE OPERAÇÃO NOMINAL DO CONASAT POR FILTRO SDRE E CONTROLE PID**

Brehme Dnapoli Reis de Mesquita

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Valdemir Carrara, e Helio Koiti Kuga, aprovada em 26 de abril de 2017.

URL do documento original:

<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3NPAJ3H>

INPE  
São José dos Campos  
2017

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

---

Mesquita, Brehme Dnapoli Reis de.

M562a Análise de estimação e controle de atitude em modo de operação nominal do CONASAT por filtro SDRE e controle PID / Brehme Dnapoli Reis de Mesquita. – São José dos Campos : INPE, 2017.

xxiv + 67 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2017/04.23.16.01-TDI)

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

Orientadores : Drs. Valdemir Carrara, e Helio Koiti Kuga.

1. Estimação de estados. 2. Filtro não linear. 3. Controle de atitude de satélite. 4. Nanossatélite. I.Título.

CDU 629.7.062.2

---



Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

Aluno (a): *Brehme D'napoli Reis de Mesquita*

Título: "ANÁLISE DE ESTIMAÇÃO E CONTROLE DE ATITUDE EM MODO DE OPERAÇÃO NOMINAL DO CONASAT POR FILTRO SDRE E CONTROLE PID"

Aprovado (a) pela Banca Examinadora  
em cumprimento ao requisito exigido para  
obtenção do Título de *Mestre* em  
*Engenharia e Tecnologia Especiais/Mecânica  
Espacial e Controle*

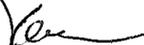
Dr. Otávio Santos Cupertino Durão



---

*Presidente / INPE / SJC Campos - SP*

Dr. Valdemir Carrara



---

*Orientador(a) / ITA/DCTA / SJC Campos - SP*

Dr. Helio Koltl Kuga



---

*Orientador(a) / ITA/DCTA / SJC Campos - SP*

Dr. Willlam Reis Silva



---

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

*Este trabalho foi aprovado por:*

*maioria simples*

*unanimidade*

*São José dos Campos, 26 de abril de 2017*



*“Always pass on what you have learned”.*

MESTRE YODA  
em “*Star Wars: Episódio VI - O Retorno de Jedi*”, 1983



*A toda minha família. Muito obrigado!*



## AGRADECIMENTOS

Agradeço aos meus orientadores Dr. Valdemir Carrara e Dr. Hélio Koiti Kuga que deram-me a oportunidade de realizar os estudos de mestrado no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), uma instituição reconhecida historicamente por suas contribuições ao programa espacial brasileiro e que pouquíssimos brasileiros possuem a chance de conhecê-la. Muito obrigado por transmitirem a mim um pouco do vasto conhecimento que vocês obtiveram em suas carreiras.

Agradeço aos professores e técnicos do Departamento de Mecânica Espacial e Controle pelo ensino, pela convivência e pelo conhecimento que foram transmitidos no decorrer dessa minha rápida passagem pelo INPE.

Agradeço o apoio financeiro do projeto SIA e da CAPES que são essenciais a pesquisa, ao ensino e ao desenvolvimento tecnológico espacial no Brasil para que o sonho do programa espacial brasileiro se mantenha vivo.

Agradeço aos diversos amigos inpeanos que essa convivência me trouxe. Relatar nomes poderia ser injusto, mas muito obrigado pela oportunidade de conhecê-los.

Agradeço também ao meu pai, mãe, irmãos e filho, que me apoiaram a realizar esse pequeno sonho de viver essa experiência dentro de uma instituição de estudos espaciais, mesmo com todas as possibilidades de permanecer próximo de casa. Amo a todos, essa vitória não seria a mesma sem vocês.

A minha esposa, por todo amor e compreensão durante o tempo que passamos distantes devido as exigências da pós-graduação. Eu sei que não foi fácil, mas cada ligação, viagem e carinho está sendo recompensado nesse momento. Amo você!



## RESUMO

A estrutura *CubeSat* atraiu bastante interesse da comunidade internacional com numerosos estudos que foram ou estão em desenvolvimento em universidades, escolas ou até mesmo por entusiastas espaciais. A miniaturização de componentes e o uso de eletrônica convencional reduziram custos com projetos espaciais que anteriormente restringiam o acesso ao espaço à apenas algumas nações. Assim, os governos e as agências espaciais, especialmente de países em desenvolvimento, começaram a investir em pequenos projetos de satélites, pois passaram a dispor de missões espaciais a baixo custo. Desta forma, o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) planeja algumas missões usando *CubeSat* como ferramenta acadêmica para espalhar a tecnologia espacial em todo o país para universidades e pesquisas. Uma dessas missões em desenvolvimento é a constelação de nano satélites para coleta de dados ambientais, conhecida como CONASAT. Este projeto pretende lançar, pelo menos, dois pequenos satélites para substituir os satélites SCD-1 e SCD-2 do sistema de coleta de dados ambientais do Brasil. O principal objetivo deste trabalho é o de analisar a aplicação de uma técnica de estimação de estados, conhecida como filtro SDRE (State Dependent Riccati Equation), e um controlador de atitude para o modo de operação nominal, no qual utilizou-se uma proposta de controle PID convencional baseado em erro de atitude dado em ângulo-eixo de Euler, em um ambiente de simulação da dinâmica do CONASAT, incluindo modelos de sensores e atuadores. Esse ambiente de simulação foi construído por meio de funções de uma biblioteca computacional de acesso aberto para simulação de órbita e atitude de satélites, conhecida como PROPAT.

Palavras-chave: Estimação de estados. Filtro não linear. Controle de atitude de satélite. Nanosatélite.



# ANALYSIS OF ESTIMATION AND ATTITUDE CONTROL IN CONASAT NOMINAL OPERATION MODE BY SDRE FILTER AND PID CONTROL

## ABSTRACT

The CubeSat platform attracted much interest from the international community with numerous studies that have been or are being developed in universities, schools or even by space enthusiasts. Miniaturization of components and the use of conventional electronics have reduced costs with space projects that previously restricted access to space to only a few nations. Thus, governments and space agencies, especially from developing countries, have begun to invest in small satellite projects as they have space missions at low cost. In this way, the National Institute of Space Research (INPE) plans some missions using CubeSat as an academic tool of space technological education in universities and research institutes. One such mission is the constellation of nano satellites for environmental data collection, known as CONASAT. This project intends to launch at least two small satellites to replace the SCD-1 and SCD-2 satellites of Brazil's environmental data collection system. The main objective of this work is to analyze the application of a state estimation technique, known as State Dependent Riccati Equation (SDRE) filter, and an attitude controller for the nominal operation mode, in which a conventional PID control proposal based on Euler angle-axis attitude error was used in a CONASAT dynamics simulation environment, including sensors and actuators models. This simulation environment used the functions of an open source computational library for satellites' attitude and orbit simulation, known as PROPAT.

Keywords: State estimation. Nonlinear filter. Satellite attitude control. Nanosatellite.



## LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
1.1 Ilustração da configuração atual do SBCDA com comunicação entre as PCDs, um dos satélites SCDs e às estações receptoras retirada do site do SINDA. . . . .	3
1.2 Ilustração da configuração do SBCDA com uso de tecnologia <i>CubeSat</i> retirada do site do SINDA. . . . .	3
1.3 Ilustração física de um módulo do CONASAT em uma configuração 8U, formando um cubo com cerca de 20 centímetros de aresta. . . . .	4
2.1 Esquema ilustrativo da correlação entre dois sistemas com os ângulos de Euler visíveis. . . . .	10
2.2 Esquema ilustrativo da correlação entre dois sistemas por meio do ângulo-eixo de Euler. . . . .	12
4.1 Diagrama de blocos em malha fechada de um sistema de controle de atitude em um eixo do satélite. . . . .	22
4.2 Exemplo de roda de reação: modelo MAI-400, fabricada por Maryland Aerospace. . . . .	26
5.1 Períodos de passagens do satélite por regiões da Terra com sombra e Sol visível. . . . .	30
5.2 Erros de estimação dos elementos do quatérnio pelo filtro SDRE sem o uso do controlador. . . . .	31
5.3 Resíduos da estimação dos elementos do quatérnio pelo filtro SDRE sem o uso do controlador. . . . .	32
5.4 Erros de estimação dos elementos do quatérnio estimados pelo filtro SDRE com o uso do controlador PID. . . . .	33
5.5 Resíduos dos elementos do quatérnio estimados pelo filtro SDRE com o uso do controlador PID. . . . .	34
5.6 Estimação dos vieses do giroscópio pelo filtro SDRE com uso do controlador PID. . . . .	35
5.7 Atitude do CONASAT dada em ângulos de Euler nos primeiros 100 segundos de simulação para o sistema com filtro SDRE e controle PID. . . . .	35
5.8 Atitude do CONASAT dada em ângulos de Euler entre 20 a 60 segundos de simulação para o sistema com filtro SDRE e controle PID. . . . .	36

5.9	Velocidades angulares do CONASAT nos primeiros 100 segundos de simulação para o sistema com filtro SDRE e controle PID. . . . .	37
5.10	Velocidades angulares das rodas de reação do CONASAT para o sistema com filtro SDRE e controle PID. . . . .	37
5.11	Torque das rodas de reação do CONASAT nos primeiros 100 segundos de simulação para o sistema com filtro SDRE e controle PID. . . . .	38
5.12	Erro de apontamento dado em ângulo de Euler para o sistema com filtro SDRE e controle PID. . . . .	39
5.13	Erro de estimação do elemento $\varepsilon_1$ do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	40
5.14	Erro de estimação do elemento $\varepsilon_2$ do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	40
5.15	Erro de estimação do elemento $\varepsilon_3$ do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	41
5.16	Erro de estimação do elemento $\varepsilon_4$ do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	41
5.17	Resíduo do elemento $\varepsilon_1$ do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	42
5.18	Resíduo do elemento $\varepsilon_2$ do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	43
5.19	Resíduo do elemento $\varepsilon_3$ do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	43
5.20	Resíduo do elemento $\eta$ do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	44
5.21	Estimação do viés do giroscópio no eixo $x$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	45
5.22	Estimação do viés do giroscópio no eixo $y$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	45
5.23	Estimação do viés do giroscópio no eixo $z$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	46
5.24	Atitude do CONASAT no eixo $x$ dada em ângulo de Euler nos primeiros 100 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	47
5.25	Atitude do CONASAT no eixo $x$ dada em ângulo de Euler entre 40 a 80 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	47

5.26	Atitude do CONASAT no eixo $y$ dada em ângulo de Euler nos primeiros 100 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	48
5.27	Atitude do CONASAT no eixo $y$ dada em ângulo de Euler entre 20 a 60 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	49
5.28	Atitude do CONASAT no eixo $z$ dada em ângulo de Euler nos primeiros 100 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	49
5.29	Atitude do CONASAT no eixo $z$ dada em ângulo de Euler entre 30 a 80 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	50
5.30	Velocidade angular no eixo $x$ para os primeiros 100 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	51
5.31	Velocidade angular no eixo $y$ para os primeiros 100 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	51
5.32	Velocidade angular no eixo $z$ para os primeiros 100 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	52
5.33	Velocidade angular da roda de reação no eixo $x$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	52
5.34	Velocidade angular da roda de reação no eixo $y$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	53
5.35	Velocidade angular da roda de reação no eixo $z$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	53
5.36	Torque da roda de reação do CONASAT no eixo $x$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	54
5.37	Torque da roda de reação do CONASAT no eixo $y$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	55
5.38	Torque da roda de reação do CONASAT no eixo $z$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	55
5.39	Erro de apontamento dado em ângulo de Euler: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	56



## LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
4.1 Efeitos independentes da sintonia dos parâmetros proporcional, integral e derivativo. Adaptado de Ang et al. (2005) . . . . .	24
5.1 Média dos resíduos de estimação dos elementos do quatérnio para os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	42
5.2 Desvio padrão dos resíduos de estimação dos elementos do quatérnio para os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID. . . . .	44



## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AEB	–	Agência Espacial Brasileira
CRN	–	Centro Regional do Nordeste
CONASAT	–	Constelação de Nano Satélites Ambientais
INPE	–	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
ITA	–	Instituto Tecnológico da Aeronáutica
JAXA	–	Agência Japonesa de Exploração Espacial
Kibo	–	Módulo de Experiências Japonês
MEMS	–	<i>Microelectromechanical Systems</i>
PCD	–	Plataforma de Coleta de Dados
PID	–	Proporcional-Integral-Derivativo
PROPAT	–	<i>Attitude Propagator</i>
SBCDA	–	Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais
SCD	–	Satélite de Coleta de Dados
SDRE	–	<i>State-Dependent Riccati Equation</i>
SINDA	–	Sistema Integrado de Dados Ambientais
UFRN	–	Universidade Federal do Rio Grande do Norte
UFSM	–	Universidade Federal de Santa Maria
UnB	–	Universidade de Brasília



## SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
<b>1 INTRODUÇÃO</b> . . . . .	<b>1</b>
1.1 <i>CubeSat</i> . . . . .	1
1.2 Objetivo da pesquisa . . . . .	4
1.3 Metodologia da pesquisa . . . . .	5
1.4 Organização da dissertação . . . . .	5
<b>2 MOVIMENTO DE ATITUDE</b> . . . . .	<b>7</b>
2.1 Vetrizes . . . . .	7
2.2 Representação da atitude . . . . .	8
2.3 Cinemática e dinâmica de um satélite . . . . .	13
<b>3 ESTIMAÇÃO DE ATITUDE</b> . . . . .	<b>15</b>
3.1 Filtro SDRE . . . . .	16
3.2 Etapas do filtro . . . . .	19
3.2.1 Etapa de propagação . . . . .	19
3.2.2 Etapa de atualização . . . . .	20
<b>4 CONTROLE DE ATITUDE</b> . . . . .	<b>21</b>
4.1 Rodas de reação . . . . .	25
<b>5 SIMULAÇÃO E RESULTADOS</b> . . . . .	<b>27</b>
5.1 Simulação . . . . .	27
5.2 Resultados . . . . .	31
5.2.1 Filtro SDRE sem controlador . . . . .	31
5.2.2 Filtro SDRE com controlador PID . . . . .	33
5.2.3 Comparação com outras outras técnicas . . . . .	39
<b>6 CONCLUSÕES</b> . . . . .	<b>57</b>
<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS</b> . . . . .	<b>59</b>



# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 *CubeSat*

A tecnologia *CubeSat* tem atraído bastante interesses da comunidade internacional de pesquisadores e tecnologistas espaciais. Numerosos estudos foram ou estão sendo conduzidos por algumas universidades, governos, empresas, escolas primárias e até mesmo por entusiastas da área espacial. As miniaturizações de várias tecnologias de componentes físicos e as reduções dos custos para o lançamento e operação motivaram o aumento do investimento nessas plataformas para pesquisas espaciais, tornando o acesso ao espaço mais alcançável a diversas nações, principalmente as em desenvolvimento (SHIROMA et al., 2011).

O custo médio de projetos espaciais é em torno de milhões de dólares, incluindo a concepção, o lançamento e a operação, que acabam por restringir o acesso ao espaço para poucas nações no mundo. A principal razão para o alto custo destes projetos é a confiabilidade exigida do satélite que deve funcionar corretamente por longos períodos em um ambiente hostil (baixa pressão, rápidas mudanças de temperatura, altas doses de radiação, vibração elevada durante o lançamento etc).

Portanto, os *CubeSats* foram propostos com o objetivo de reduzir os custos com a construção de satélite pela miniaturização de componentes e utilização de eletrônica convencional, não necessariamente adaptada às condições ambientais no espaço. Conseqüentemente, estes satélites atraíram a atenção de governos e de agências espaciais, principalmente de nações em desenvolvimento e passaram a beneficiar países por meio da geração de capital intelectual e o surgimento de *start-ups* (WOELLERT et al., 2011).

Os resultados provenientes de projetos que empregaram *CubeSats* para experiências científicas e tecnológicas no espaço são bastante significativas na literatura, o que já os faz serem considerados como plataformas do futuro para as missões científicas espaciais em projetos de observação da Terra e exploração interplanetária (SANDAU, 2010; SELVA; KREJCI, 2012; STAEHLE et al., 2013).

No Brasil, alguns projetos com base na plataforma de *CubeSat* têm surgido nos últimos anos, como o NanosatC-Br1, que tornou-se o primeiro nanossatélite científico brasileiro, lançado em junho de 2014, por meio de uma colaboração técnica entre o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e a Universidade Federal de Santa Maria (UFSM) (SCHUCH; DURAO, 2013; SARLI et al., 2015). O segundo *CubeSat* bra-

sileiro a ir ao espaço foi o AESP-14, projeto desenvolvido pelo Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA), mas por uma falha no sistema de abertura de uma antena de transmissão, a missão foi perdida (VILLELA et al., 2016). O projeto Serpens, desenvolvido pela Universidade de Brasília (UnB) com apoio de outras instituições, foi o terceiro *CubeSat* brasileiro a ser lançado ao espaço. Este último foi lançado a partir do Módulo de Experiências Japonês (Kibo) (AKAGI et al., 2016), componente da Estação Espacial Internacional desenvolvida pela Agência Japonesa de Exploração Espacial (JAXA). Outro projeto brasileiro de destaque na área de pequenos satélites foi o UbatubaSat; idealizado por um professor de uma escola pública de Ubatuba, São Paulo, que propôs aos seus alunos do ensino fundamental a construção de um satélite por meio de um kit educacional (SANTOS et al., 2011).

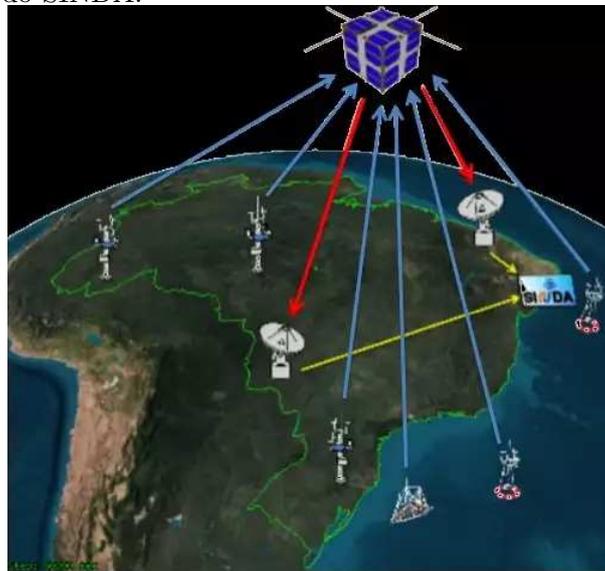
Atualmente, o Centro Regional do Nordeste (CRN) do INPE está desenvolvendo a missão CONASAT; uma constelação de nano satélites para coleta de dados ambientais em cooperação com a Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN) e com apoio financeiro da Agência Espacial Brasileira (AEB). O CONASAT pretende estender o sistema brasileiro de coleta de dados ambientais substituindo os satélites SCD-1 e SCD-2 - satélites estes que foram lançados na década de 1990 e que encontram-se ativos, mas em situação degradada - por uma constelação de nano satélites equipadas com sistemas de comunicação digitais (DURAO, 2014).

Os satélites SCDs fazem parte do Sistema Brasileira de Coleta de Dados Ambientais (SBCDA) de modo conjunto a uma extensa quantidade de plataformas de coleta de dados (PCDs) espalhadas pelo território brasileiro. As PCDs são estações autônomas compostas por diversos sensores e com capacidade de realizar a transmissão dos dados coletados aos satélites SCD-1 e SCD-2 e estes repassam os dados às estações receptoras de Cuiabá e de Alcântara, conforme ilustrado na Figura 1.1. Esses dados são processados e disseminados pelo Sistema Integrado de Dados Ambientais (SINDA), localizado em Natal, Rio Grande do Norte. Desta forma, o CONASAT é uma proposta para dar continuidade ao SBCDA, ilustrado na Figura 1.2, por meio de uma tecnologia mais avançada de constelação de nano satélites equipados com *transponders* digitais (CARVALHO et al., 2013; SANTOS et al., 2013; CARRARA et al., 2014).

Figura 1.1 - Ilustração da configuração atual do SBCDA com comunicação entre as PCDs, um dos satélites SCDs e às estações receptoras retirada do site do SINDA.



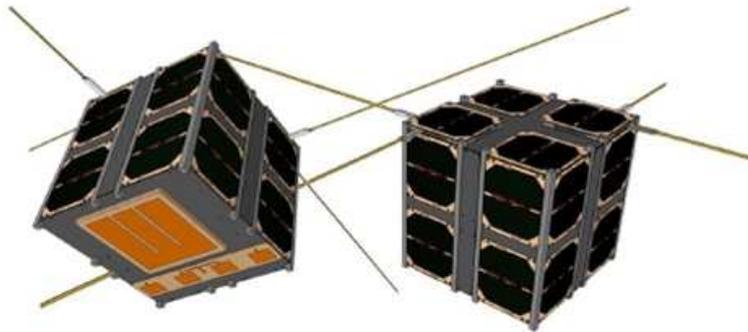
Figura 1.2 - Ilustração da configuração do SBCDA com uso de tecnologia *CubeSat* retirada do site do SINDA.



O CONASAT é configurado em uma estrutura física 8U, isto é, 8 unidades de *CubeSats*, em que cada cubo possui cerca de 10 centímetros de aresta, consoante a ilustração da Figura 1.3. Todos os subsistemas (fonte de alimentação, controle de atitude, manipulação de dados e comunicação) são armazenados em um único módulo 2U, possuindo módulo de redundância. As 4 unidades restantes serão utilizadas

para aumentar a área disponível às placas solares (CARRARA et al., 2014).

Figura 1.3 - Ilustração física de um módulo do CONASAT em uma configuração 8U, formando um cubo com cerca de 20 centímetros de aresta.



Cada módulo estará equipado com uma antena direcional planar para receber os dados a partir das PCDs, de modo que o satélite será estabilizado nos três eixos e controlado em modo de apontamento geocêntrico para permitir que haja comunicação da carga ao solo. A determinação de atitude contará com seis sensores solares analógicos, um a cada face do módulo, e um magnetômetro de três eixos. Além disso, um giroscópio de tecnologia *microeletromechanical systems* (MEMS) irá fornecer as medições das velocidades angulares nos três eixos. O controle de atitude será realizado por um conjunto de três rodas de reação e três bobinas magnéticas (CARRARA et al., 2014).

## 1.2 Objetivo da pesquisa

O objetivo principal desse trabalho consiste em propor a aplicação de uma técnica de estimação de estados com base na equação de Riccati dependente de estado, conhecido como filtro SDRE, para a determinação da atitude do CONASAT.

Além disso, apresenta-se o emprego de um controlador proporcional-integral-derivativo (PID) com base no erro de atitude computado por ângulo-eixo de Euler para o modo de funcionamento nominal do satélite.

Os resultados foram obtidos a partir de simulações realizadas em ambiente Matlab com o uso de uma ferramenta computacional de acesso aberto, conhecida como PRO-PAT, que possui diversas funções para a simulação de órbita e atitude de satélites (CARRARA, 2015). Os resultados do filtro SDRE foram comparados com os de um filtro de Kalman aplicado a estimação de atitude do CONASAT por Carrara et al.

(2014).

### **1.3 Metodologia da pesquisa**

O desenvolvimento da pesquisa está fundamentado na seguinte metodologia:

- Modelagem matemática da cinemática de atitude por meio de quatérnio e da dinâmica da atitude com rodas de reação;
- Construção do ambiente de simulação utilizando o Matlab com ferramentas computacionais obtidas por uma biblioteca de acesso aberto, o PROPAT;
- Simulação dos sistemas dinâmicos (satélite, atuadores, sensores);
- Descrição e aplicação de metodologias para a estimação de estados de atitude de satélite;
- Estudo de um controlador PID convencional com base no erro de atitude computado por ângulo-eixo de Euler.

### **1.4 Organização da dissertação**

O Capítulo 2 apresenta conceitos básicos em relação ao movimento de atitude de um satélite, como a definição de vetores, formas de representação da atitude e as equações de cinemática e dinâmica do satélite utilizadas para o desenvolvimento da simulação.

O Capítulo 3 apresenta a teoria de estimação de estados por meio da técnica conhecida como SDRE.

O Capítulo 4 apresenta conceitos de controle de atitude de satélite, apresentando a técnica utilizada neste trabalho, além do atuador usado para a estabilização da atitude do CONASAT.

O Capítulo 5 mostra os parâmetros utilizados na simulação da dinâmica do satélite, incluindo os sensores e atuadores, e os resultados conseguidos por meio dessas simulações.

E no Capítulo 6 são realizadas conclusões e considerações finais a cerca dos resultados obtidos, com sugestões de trabalhos futuros a serem pesquisados.



## 2 MOVIMENTO DE ATITUDE

Nesse capítulo, serão apresentados alguns conceitos básicos que envolvem o movimento de atitude de um satélite utilizados nesse trabalho: vetrizes, que é uma formalização matemática para expressão de vetores em determinada base ou sistema de coordenadas; formas de representação da atitude em três eixos a partir da utilização de matriz de rotação, ângulos de Euler, ângulo-eixo de Euler ou parâmetros simétricos de Euler, mais conhecidos como quatérnio; e as equações matemáticas para a cinemática e dinâmica de um satélite, considerando suas particularidades ao problema estudado neste trabalho.

### 2.1 Vetrizes

Comumente, notações distintas, e até conflitantes, em relação a vetores e matrizes, são encontradas em livros e artigos. A própria representação matricial de um vetor, algo comumente utilizado, torna-se uma incoerência, já que vetores são entidades que possuem módulo, direção e sentido, e essas características não enquadram-se na definição de matrizes, muito embora seja possível atribuir ou deduzir estas qualidades a partir dos componentes expressos numa base qualquer. Além disso, certas operações, como o produto escalar e vetorial, são definidos para vetores, mas não para matrizes, mesmo que o seu resultado também possa ser obtido, em última instância, por operações ordinárias entre matrizes (CARRARA, 2012). Desta forma, nesse trabalho, os vetores serão representados em negrito, em minúsculo, e com seta acima do símbolo; enquanto as matrizes serão representadas com símbolos em negrito.

Considera-se então a necessidade de expressar um vetor em uma base ou sistema de coordenadas. Uma das possibilidades para resolver esse problema seria a utilização do conceito de vetrizes, uma formalização encontrada em diversos livros, e, em particular, em Hughes (1986). Assim, expressa-se um vetor  $\vec{\mathbf{v}}$  em uma dada base, a base  $\mathfrak{S}_a$  de um sistema de coordenadas retangulares, por:

$$\vec{\mathbf{v}} = v_1 \hat{\mathbf{a}}_1 + v_2 \hat{\mathbf{a}}_2 + v_3 \hat{\mathbf{a}}_3, \quad (2.1)$$

e tal que os versores  $\hat{\mathbf{a}}_i$ ,  $i = 1, 2, 3$ , que constituem a base de  $\mathfrak{S}_a$ , são unitários. Desta forma, uma vetriz  $\mathfrak{S}_a$  é então definida como uma matriz coluna que armazena, em

seus componentes, os versores relativos a esta base:

$$\mathfrak{S}_a \equiv \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{a}}_1 \\ \hat{\mathbf{a}}_2 \\ \hat{\mathbf{a}}_3 \end{bmatrix}. \quad (2.2)$$

Não há conflito na utilização do mesmo símbolo  $\mathfrak{S}_a$  para denotar a base e a vetriz, pois esta última fornece justamente os versores da base (CARRARA, 2012). Constatase que a vetriz é tanto uma matriz quanto um vetor, de onde provém o nome de vetriz. A matriz coluna dos componentes do vetor  $\vec{\mathbf{v}}$  na mesma base é dada por:

$$\mathbf{v} \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{v}_1 \\ \mathbf{v}_2 \\ \mathbf{v}_3 \end{bmatrix}, \quad (2.3)$$

assim, pode-se perfeitamente passar da representação matricial para a vetorial (e vice-versa) por meio de simples operações de produto escalar entre vetores ou produto de matrizes, conforme:

$$\vec{\mathbf{v}} = \mathbf{v}^T \mathfrak{S}_a = \mathfrak{S}_a^T \mathbf{v}, \quad (2.4)$$

e similarmente,

$$\mathbf{v} = \vec{\mathbf{v}} \mathfrak{S}_a = \mathfrak{S}_a \vec{\mathbf{v}} = \begin{bmatrix} \vec{\mathbf{v}} \hat{\mathbf{a}}_1 \\ \vec{\mathbf{v}} \hat{\mathbf{a}}_2 \\ \vec{\mathbf{v}} \hat{\mathbf{a}}_3 \end{bmatrix}. \quad (2.5)$$

Estas equações, embora simples, apresentam maior rigor matemático e sintetizam ao mesmo tempo o poder e a flexibilidade das vettrizes, pois elas permitem passar de uma representação a outra.

## 2.2 Representação da atitude

A orientação de um corpo é conhecida como atitude e o seu movimento como movimento de atitude. No espaço, a atitude de um satélite artificial é correlacionada a um sistema referencial, a qual é referida por um conjunto de parâmetros, em um instante de tempo. Deseja-se, assim, que o sistema referencial seja inercial, isto é; um sistema fixo em relação ao espaço. Portanto, o movimento do próprio sistema de referência não afetará ou influenciará a atitude do corpo. Na prática, sistemas inerciais são inexistentes; entretanto, o movimento de alguns astros pode ser ignorado conforme a aplicação desejada (CARRARA, 2012).

De modo operacional, os aspectos mais importantes da dinâmica de atitude são a determinação de atitude e o controle de atitude, sendo o primeiro compreendido como o cálculo da orientação do corpo em relação a uma referência inercial ou a algum objeto de interesse, como a Terra, e o segundo (controle de atitude), como o processo de direção do corpo para um apontamento desejado (WERTZ, 1978).

Existem diferentes maneiras de representação da atitude em três eixos por meio de uma transformação de um conjunto de coordenadas no espaço inercial em um conjunto de coordenadas fixadas ao satélite. As principais representações para esta transformação são: matriz de rotação, ângulos de Euler, ângulo-eixo de Euler, e parâmetros simétricos de Euler, também conhecidos como quatérnio (WIE, 2008; CARRARA, 2012).

A matriz de rotação, também chamada de matriz de cossenos diretores, estabelece a orientação de um dado sistema de coordenadas  $\mathfrak{S}_b$  em relação à base  $\mathfrak{S}_a$ . Assim:

$$\mathbf{a} = \mathbf{C}_{ab}\mathbf{b}, \quad (2.6)$$

em que  $\mathbf{C}_{ab}$  é a matriz que correlaciona a base  $\mathfrak{S}_b$  com  $\mathfrak{S}_a$ . Pode-se escrever a Equação(2.6) da seguinte forma:

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_1 \\ \hat{a}_2 \\ \hat{a}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{b}_1 \\ \hat{b}_2 \\ \hat{b}_3 \end{bmatrix}. \quad (2.7)$$

A matriz de transformação  $\mathbf{C}_{ab}$  pode ser escrita como:

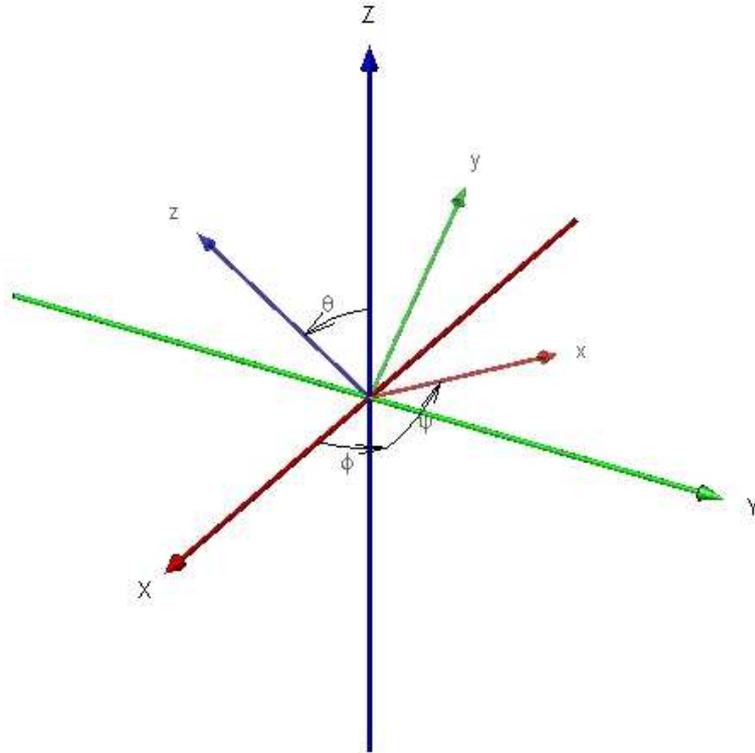
$$\mathbf{C}_{ab} = \begin{bmatrix} \hat{a}_1\hat{b}_1 & \hat{a}_1\hat{b}_2 & \hat{a}_1\hat{b}_3 \\ \hat{a}_2\hat{b}_1 & \hat{a}_2\hat{b}_2 & \hat{a}_2\hat{b}_3 \\ \hat{a}_3\hat{b}_1 & \hat{a}_3\hat{b}_2 & \hat{a}_3\hat{b}_3 \end{bmatrix} \equiv \begin{bmatrix} \hat{a}_1 \\ \hat{a}_2 \\ \hat{a}_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{b}_1 & \hat{b}_2 & \hat{b}_3 \end{bmatrix}, \quad (2.8)$$

ou seja, a matriz de rotação é um produto escalar entre os versores das bases. Essas matrizes são ortogonais e apresentam apenas três parâmetros realmente independentes, pois das nove coordenadas dos versores de base, seis condições se relacionam entre si. Conclui-se, portanto, que uma matriz de rotação  $\mathbf{C}$  não é uma descrição apropriada à atitude de um corpo por apresentar alta redundância interna (CARRARA, 2012).

Os ângulos de Euler estabelecem a correspondência entre os sistemas de coordenadas

a partir de rotações de três ângulos ao redor dos eixos cartesianos, conforme mostra o esquema ilustrativo da Figura 2.1. A orientação final pode ser obtida a partir de uma seqüência de rotações realizadas ao redor dos eixos, sem que haja rotação no mesmo eixo em seqüência consecutiva (HUGHES, 1986; CARRARA, 2012).

Figura 2.1 - Esquema ilustrativo da correlação entre dois sistemas com os ângulos de Euler visíveis.



Assim, em uma transformação 1-2-3, por exemplo, com os ângulos  $\phi$ ,  $\theta$  e  $\psi$ , visualizados na Figura 2.1, tem-se:

$$\mathbf{C}_{ba} = \mathbf{C}_3(\psi)\mathbf{C}_2(\theta)\mathbf{C}_1(\phi), \quad (2.9)$$

em que,

$$\mathbf{C}_1(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}, \quad (2.10)$$

$$\mathbf{C}_2(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}, \quad (2.11)$$

$$\mathbf{C}_3(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.12)$$

Desta forma, a Equação (2.9) pode ser também descrita como:

$$\mathbf{C}_{ba} = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & s\psi s\phi - c\psi s\theta c\phi \\ -s\psi c\theta & c\psi c\phi - s\psi s\theta s\phi & c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi \\ s\theta & -c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix}, \quad (2.13)$$

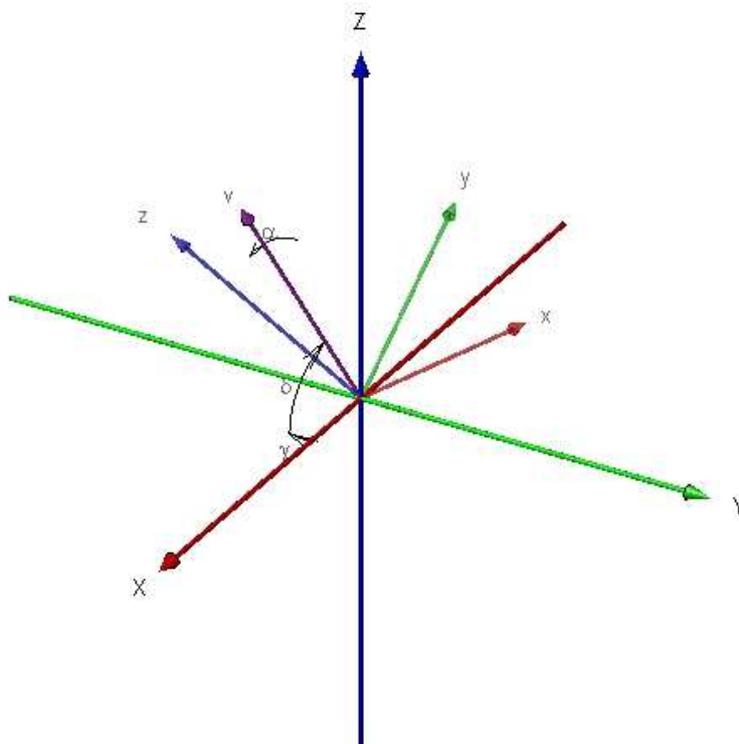
onde as letras  $c$  e  $s$  correspondem ao cosseno e seno dos ângulos  $\phi$ ,  $\theta$  e  $\psi$ , respectivamente. Ao todo, existem 12 combinações entre eixos e ângulos, e, por conseguinte, o mesmo número de matrizes de transformação. Contudo, essas matrizes apresentam singularidades (*gimbal lock*) para ângulos intermediários que assumem valores  $\frac{k\pi}{2}$  para  $k$  inteiro. Assim, têm-se dois conjuntos de transformações: o conjunto assimétrico, em que seis transformações (1-2-3, 1-3-2, 2-3-1, 2-1-3, 3-1-2 e 3-2-1) são realizadas sobre três eixos diferentes na qual a singularidade dará-se para  $\theta = k\pi$ , e o conjunto simétrico, para as seis transformações restantes (1-2-1, 1-3-1, 2-3-2, 2-1-2, 3-1-3 e 3-2-3), no qual o primeiro eixo é repetido na terceira rotação, com singularidade em  $\theta = (2k + 1)(\frac{\pi}{2})$ . Em função dessas singularidades, os ângulos de Euler são pouco utilizados na representação de atitude em modelos numéricos, salvo em situações em que garanta-se a distância dos pontos singulares, pois ocasionarão erros numéricos significativos. Apesar das singularidades, os ângulos de Euler tem clara interpretação física e são utilizados na entrada e saída de simulações (WERTZ, 1978; HUGHES, 1986; SHUSTER, 1993; ARANTES JUNIOR, 2005; WIE, 2008; CARRARA, 2012; MARKLEY; CRASSIDIS, 2014).

A orientação de um corpo pode ser descrita também por meio da rotação de um ângulo  $\alpha$  em torno de um eixo  $\mathbf{v}$ . Na representação por ângulo-eixo de Euler, a atitude é originada por uma rotação no eixo em relação ao corpo e a referência (ARANTES JUNIOR, 2005; CARRARA, 2012). A Figura (2.2) ilustra as coordenadas de referência ( $XYZ$ ), as coordenadas do corpo ( $xyz$ ), o eixo  $\mathbf{v}$  e o ângulo  $\alpha$ .

A matriz de atitude é dada por:

$$\mathbf{C}_{ba} = \cos \alpha \mathbf{1} + (1 - \cos \alpha) \mathbf{v}\mathbf{v}^T - \sin \alpha \mathbf{v}^\times, \quad (2.14)$$

Figura 2.2 - Esquema ilustrativo da correlação entre dois sistemas por meio do ângulo-eixo de Euler.



ou,

$$\mathbf{C}_{ba} = \begin{bmatrix} c\alpha + v_1^2(1 - c\alpha) & v_1^2v_2^2(1 - c\alpha) + v_3s\alpha & v_1v_3(1 - c\alpha) - v_2s\alpha \\ v_1v_2(1 - c\alpha) - v_3s\alpha & c\alpha + v_2^2(1 - c\alpha) & v_2v_3(1 - c\alpha) + v_1s\alpha \\ v_1v_3(1 - c\alpha) + v_2s\alpha & v_2v_3(1 - c\alpha) - v_1s\alpha & c\alpha + v_3^2(1 - c\alpha) \end{bmatrix}, \quad (2.15)$$

em que,  $c$  e  $s$  correspondem, respectivamente, o cosseno e seno. Na Equação (2.14), que também é conhecida como fórmula de Rodrigues,  $\mathbf{1}$  representa a matriz identidade de ordem 3, a condição  $\mathbf{v}^T \mathbf{v}$  é igual a 1 e  $v_1$ ,  $v_2$  e  $v_3$  são os componentes do vetor  $\vec{\mathbf{v}}$  em qualquer um dos sistemas. A transposição da matriz é indicada pelo sobrescrito " $T$ " e a composição da matriz antissimétrica equivalente ao produto vetorial é indicada pelo sobrescrito " $\times$ ".

Já o quatérnio é uma extensão do conceito de números complexos em três dimensões, formado por quatro componentes, um vetor tridimensional e um escalar. Os parâmetros baseiam-se analogamente à representação por eixo-ângulo de Euler, em um vetor e um determinado ângulo. Contudo, o ângulo adotado é a metade do ângulo de rotação  $\alpha$  e a direção do eixo é fornecida por uma matriz coluna  $\mathbf{v}$  com módulo

unitário. Essa forma de representação é atrativa devido à parametrização não ter singularidades, quando comparada à representação por ângulos de Euler, e independe de operações trigonométricas, como a representação por ângulo-eixo de Euler, o que facilita a computação numérica (WERTZ, 1978; HUGHES, 1986; KUIPERS, ; ARANTES JUNIOR, 2005; CARRARA, 2012).

Um quatérnio, conforme dito anteriormente, é definido como uma grandeza hiperimaginária composta por um vetor tridimensional  $\boldsymbol{\varepsilon}$  e um escalar  $\eta$ , dados por:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{v} \sin \frac{\alpha}{2}, \quad (2.16)$$

$$\eta = \cos \frac{\alpha}{2}. \quad (2.17)$$

Assim, o quatérnio é representado como:

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon} & \eta \end{bmatrix}, \quad (2.18)$$

e satisfaz ao seguinte vínculo:

$$\boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\varepsilon} + \eta^2 = \varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2 + \varepsilon_3^2 + \eta^2 = 1. \quad (2.19)$$

A matriz de atitude, em termos das variáveis por quatérnio, é dada por:

$$\mathbf{C}_{ba} = (\eta^2 - \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\varepsilon}) \mathbf{1} + 2\boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\varepsilon} - 2\eta \boldsymbol{\varepsilon}^\times, \quad (2.20)$$

ou na forma completa,

$$\mathbf{C}_{ba} = \begin{bmatrix} \eta^2 + \varepsilon_1^2 - \varepsilon_2^2 - \varepsilon_3^2 & 2(\varepsilon_1 \varepsilon_2 + \eta \varepsilon_3) & 2(\varepsilon_1 \varepsilon_3 - \eta \varepsilon_2) \\ 2(\varepsilon_1 \varepsilon_2 - \eta \varepsilon_3) & \eta^2 - \varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2 - \varepsilon_3^2 & 2(\varepsilon_2 \varepsilon_3 + \eta \varepsilon_1) \\ 2(\varepsilon_1 \varepsilon_3 + \eta \varepsilon_2) & 2(\varepsilon_2 \varepsilon_3 - \eta \varepsilon_1) & \eta^2 - \varepsilon_1^2 - \varepsilon_2^2 - \varepsilon_3^2 \end{bmatrix}. \quad (2.21)$$

### 2.3 Cinemática e dinâmica de um satélite

A cinemática descreve a orientação de um corpo em relação a um sistema de eixos conhecidos sem envolver forças ou torques associados a esse movimento (ARANTES JUNIOR, 2005; MARKLEY; CRASSIDIS, 2014). A equação da cinemática pode ser expressa em qualquer das formas de representação da atitude, cada uma apresentando suas particularidades. A utilização da representação por quatérnio beneficia-se por

não conter funções trigonométricas e nem singularidades, conforme discutido anteriormente. Por conseguinte, a expressão da cinemática por quatérnio é:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2}\mathbf{\Omega}\mathbf{q}, \quad (2.22)$$

onde  $\mathbf{\Omega}$  é a matriz antissimétrica definida por:

$$\mathbf{\Omega} \equiv \begin{bmatrix} -\boldsymbol{\omega}^\times & \boldsymbol{\omega} \\ -\boldsymbol{\omega}^T & 0 \end{bmatrix}, \quad (2.23)$$

em que  $\boldsymbol{\omega}$  é o vetor de velocidades angulares do corpo nas coordenadas fixadas ao corpo em relação ao sistema inercial.

A dinâmica de atitude é dada por meio da equação diferencial de Euler para um corpo rígido com a inclusão dos efeitos dinâmicos das rodas de reação (CARRARA, 2012). O modelo pode ser expresso nas coordenadas do corpo como:

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{T}_e - \boldsymbol{\omega}^\times(\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h})\mathbf{u}_k, \quad (2.24)$$

com,

$$\dot{\mathbf{h}} = \mathbf{u}_k, \quad (2.25)$$

nos quais  $\mathbf{T}_e$  é a soma dos torques externos aplicados ao corpo,  $\mathbf{J}$  é a matriz de inércia do corpo, excluindo as inércias das rodas em torno dos seus eixos (HUGHES, 1986),  $\mathbf{h}$  é a quantidade de movimento angular total das rodas de reação, e  $\mathbf{u}_k$  é o torque aplicado pelo sistema de controle de atitude nas rodas de reação.

A Equação 2.24 é utilizada para propagar a atitude do satélite durante as passagens pela sombra, já que nessa região não são realizadas mensurações por parte dos sensores solares e, desta forma, a atitude não pode ser determinada pelo algoritmo de determinação de atitude.

### 3 ESTIMAÇÃO DE ATITUDE

Compreende-se a teoria de estimação como a aplicação da análise matemática para o problema da extração de informações a partir de dados observacionais. A estimação pode ser caracterizada em predição, filtragem e suavização. A predição implica na validação de informações futuras por meio do domínio presente; já a filtragem refere-se à extração da informação a partir de observações e a suavização acarreta na eliminação de dinâmica ruidosa dos dados observados (SIOURIS, 1996).

Em sistemas de controle, o método de estimação é parte fundamental no projeto para extrair-se a melhor aproximação satisfatória dos estados que representam o sistema por meio do processamento das saídas observadas. A condição de aproximação satisfatória é a de obter estados com erros aceitáveis para uma dada aplicação de controle (MAYBECK, 1979; RIOS NETO; HEMERLY, 2007).

Em sistemas espaciais, a estimação de estados como posição, velocidade e atitude, em conjunto com um sistema de controle, é bastante importante para o sucesso da missão. Em casos de pequenos satélites, conhecidos na literatura por *CubeSats*, há um limite de tamanho e massa na elaboração da plataforma, e, por isso, os subsistemas são concebidos com essas limitações. Conseqüentemente, a estimação dos estados torna-se criticamente importante, pois sensores miniaturizados, que geralmente apresentam dados brutos menos precisos, são utilizados nessas plataformas para a determinação da atitude (CANDINI et al., 2012).

Dentre os métodos de estimação encontrados na literatura científica, um dos mais difundidos é o Filtro de Kalman (KALMAN, 1960; KALMAN; BUCY, 1961). Desenvolvido pelo matemático Rudolf Kalman, o Filtro de Kalman propicia um estimador de mínima variância de erros de estimação e não tendencioso para casos de sistemas lineares variantes no tempo. Originalmente, ele foi desenvolvido como uma ferramenta para a estimação de sistemas dinâmicos lineares, mas pode ser utilizado de forma iterativa ou adaptativa em casos de sistemas dinâmicos não lineares. Entretanto, para sistemas dinâmicos não lineares aplica-se também o Filtro de Kalman Estendido, o qual por aproximação lineariza processos não lineares (RIOS NETO; HEMERLY, 2007). Na literatura do INPE, diversos trabalhos utilizaram Filtro de Kalman ou extensões deste, como em Kuga (1981), Ferraresi (1986), Lino (1986), Varotto (1986), Guedes (1989), Kuga (1989), Padilha (1989), Martins Filho (1992), Vieira Neto (1994), Silva (2005), Faria (2007), Gonzales (2009), Oliveira Junior (2010), Gonzales (2011), Pardal (2011), Oliveira (2014) e Bringhenti (2016). Trabalhos recentes e específicos de determinação de atitude usando dados reais de satélites operados pelo INPE tam-

bém são reportados. Nota-se os trabalhos de Garcia et al. (2012), Silva et al. (2012), Silva et al. (2015b), Silva et al. (2015a), Garcia et al. (2016a) e Garcia et al. (2016b), versam sobre técnicas não-lineares de filtragem de Kalman, tipo filtro *unscented* ou de partículas.

Outra metodologia promissora em estimação de estados em sistemas não lineares é o Filtro SDRE (*State Dependent Riccati Equation*), cuja eficácia é demonstrada em trabalhos como Banks et al. (2007) em diferentes aplicações por meio de extensas simulações numéricas. Este filtro é proveniente de uma técnica de controle sub-ótima não linear, o controlador SDRE, o qual já foi utilizado em alguns estudos no INPE em Gonzales (2009), Silva (2014), Bigot (2015) e Santos (2015), todavia, dentre as literaturas do INPE, não há trabalhos desenvolvidos com a utilização do SDRE em estimação.

Assim, este trabalho traz a análise e aplicação do Filtro SDRE para a estimação de estados do projeto CONASAT mediante estrutura apresentada por Choukroun e Tekinalp (2013) com base no trabalho de Harman e Bar-Itzhack (1999).

### 3.1 Filtro SDRE

O método SDRE baseia-se na linearização estendida da dinâmica do processo, isto é, utiliza-se a parametrização por coeficientes dependentes do estado (*state-dependent coefficients* - SDC) para transformar um sistema não linear em uma estrutura linear (MRACEK et al., 1996; CLOUTIER, 1997; HAESSIG; FRIEDLAND, 2002; BANKS et al., 2007). Por meio dessa parametrização do sistema, o SDRE trata a dinâmica do sistema subjacente como um sistema linear fixado por pontos e resolve a equação de Riccati em cada passo do tempo do filtro, ou seja, de forma recursiva; deste modo, não há linearização do modelo (BERMAN et al., 2013; BERMAN et al., 2014), diferentemente de outras técnicas.

Considere o sistema não linear em espaço de estado dado por:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{G}(\mathbf{x})\mathbf{w}, \quad (3.1)$$

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{h}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{\Gamma}(\mathbf{x}_k)\mathbf{z}_k, \quad (3.2)$$

em que  $\mathbf{x}$  denota o vetor de estado no tempo  $t$ ,  $\mathbf{w}$  e  $\mathbf{z}_k$  representam os ruídos do processo e das observações e são modelados como ruídos brancos de média zero com matrizes de covariância conhecidas,  $\mathbf{W}$  e  $\mathbf{Z}_k$ , respectivamente.

A parametrização SDC associada é definida como:

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) \equiv \mathbf{F}(\mathbf{x})\mathbf{x}, \quad (3.3)$$

$$\mathbf{h}(\mathbf{x}_k) \equiv \mathbf{H}(\mathbf{x})\mathbf{x}_k, \quad (3.4)$$

Desta forma, as Equações 3.1 e 3.2 podem assumir as seguintes formas lineares em função do estado  $\mathbf{x}$ :

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x})\mathbf{x} + \mathbf{G}(\mathbf{x})\mathbf{w}, \quad (3.5)$$

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{H}(\mathbf{x}_k)\mathbf{x} + \mathbf{\Gamma}(\mathbf{x}_k)\mathbf{z}_k, \quad (3.6)$$

e observa-se que a escolha da parametrização não é única e isso pode trazer a estimação para um resultado subótimo (MRACEK et al., 1996).

A equação da cinemática de um satélite equipado com uma tríade de giroscópios é dada por:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2}\mathbf{\Omega}(\boldsymbol{\omega})\mathbf{q}, \quad (3.7)$$

em que as velocidades angulares medidas são dadas por:

$$\boldsymbol{\omega}^o = \boldsymbol{\omega} + \mathbf{b}_g + \boldsymbol{\xi}, \quad (3.8)$$

nos quais  $\boldsymbol{\omega}^o$  é a matriz de velocidades angulares medidas pela tríade de giroscópios,  $\boldsymbol{\omega}$  é a matriz de velocidades angulares reais do satélite,  $\mathbf{b}_g$  é a matriz de vieses dos giroscópios e  $\boldsymbol{\xi}$  é um ruído branco de média zero dos giroscópios.

As velocidades angulares reais  $\boldsymbol{\omega}$  da Equação 3.8 pode ser substituído na Equação 3.7 como a subtração entre as velocidades angulares  $\boldsymbol{\omega}^o$  medidas, os vieses  $\mathbf{b}_g$  e o ruído branco  $\boldsymbol{\xi}$  de média zero dos giroscópios. Ao realizar essa substituição, colocando a expressão no formato de espaço de estado, dado pela Equação 3.5, tem-se:

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\mathbf{b}}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\mathbf{\Omega}(\boldsymbol{\omega}^o - \mathbf{b}_g - \boldsymbol{\xi})\mathbf{q} \\ \dot{\mathbf{b}}_g \end{bmatrix}. \quad (3.9)$$

Ao aplicar-se a igualdade abaixo (CHOUKROUN; TEKINALP, 2013),

$$\boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) \cdot \boldsymbol{\omega} = \mathbf{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \mathbf{q}, \quad (3.10)$$

e ao modelar a derivada dos vieses dos giroscópios como um movimento browniano:

$$\dot{\mathbf{b}}_g = 0, \quad (3.11)$$

a Equação 3.9 pode ser reescrita como:

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\mathbf{b}}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}^o - \mathbf{b}_g)\mathbf{q} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q})\boldsymbol{\xi} \\ \mathbf{v}_g \end{bmatrix}. \quad (3.12)$$

Ao utilizar a igualdade dada pela Equação 3.10 sucessivamente, a Equação 3.12 torna-se:

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\mathbf{b}}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}^o) & -\frac{1}{2}\boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) \\ \mathbf{0}_{3,4} & \mathbf{0}_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{q} \\ \mathbf{b}_g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}\boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) & \mathbf{0}_4 \\ \mathbf{0}_{3,4} & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\xi} \\ \mathbf{v}_g \end{bmatrix}. \quad (3.13)$$

Assim, as matrizes  $\mathbf{x}$ ,  $\mathbf{f}(\mathbf{x})$ ,  $\mathbf{F}(\mathbf{x})$ ,  $\mathbf{G}$  e  $\mathbf{W}$  são definidas a partir da Equação 3.13, como:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \mathbf{q} \\ \mathbf{b}_g \end{bmatrix}, \quad (3.14)$$

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}^o - \mathbf{b}_g)\mathbf{q} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}, \quad (3.15)$$

$$\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}^o) & -\frac{1}{2}\boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) \\ \mathbf{0}_{3,4} & \mathbf{0}_3 \end{bmatrix}, \quad (3.16)$$

$$\mathbf{G}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}\boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) & \mathbf{0}_4 \\ \mathbf{0}_{3,4} & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix}, \quad (3.17)$$

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \sigma_\xi^2 \mathbf{I}_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \sigma_{v_g}^2 \mathbf{I}_3 \end{bmatrix}, \quad (3.18)$$

em que os parâmetros  $\sigma_\xi$  e  $\sigma_{v_g}$  da Equação 3.18 constituem-se nas covariâncias do ruído dinâmico e do desvio dos giroscópios, respectivamente. O primeiro termo do lado direito da Equação 3.12 fornece a parte determinística do modelo não-linear e sua expressão SDC aparece na Equação 3.13.

A matriz  $\Xi$  é definida como:

$$\Xi(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} \eta & -\varepsilon_3 & \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 & \eta & -\varepsilon_1 \\ -\varepsilon_2 & \varepsilon_1 & \eta \\ -\varepsilon_1 & -\varepsilon_2 & -\varepsilon_3 \end{bmatrix}. \quad (3.19)$$

Em relação a Equação 3.6 que representa a medição, determinou-se a matriz  $\mathbf{H}$ , a qual modela como as observações relacionam-se aos estados do sistema, como uma constante, resultado da junção de uma matriz identidade de 4ª ordem com uma matriz nula com dimensão 4×3 diferentemente da forma apresentada por Choukroun e Tekinalp (2013) que trabalha com a matriz  $\mathbf{H}$  construída a partir de relações entre projeções de vetores. Assim, a definição realizada à matriz  $\mathbf{H}$  torna a relação entre as observações e os estados do sistema de forma linear.

Dessa maneira e com base no proposto por Choukroun e Tekinalp (2013), a Equação 3.6 de medição é dada da seguinte forma:

$$\mathbf{y}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_4 & \mathbf{0}_{4,3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{q}_k \\ \mathbf{b}_g(k) \end{bmatrix} - \frac{1}{2}\Xi(\mathbf{q}_k)\mathbf{z}_k. \quad (3.20)$$

Convém lembrar que a aplicação do filtro SDRE estabelece uma parametrização que "torna"o sistema "linear". A importante característica a ser ressaltada é que o método não necessita, portanto, de avaliação por jacobianas e derivadas parciais do modelo de observação que podem ser custosas computacionalmente, pois devem ser avaliadas a cada passo em filtros linearizados do tipo filtro estendido de Kalman.

## 3.2 Etapas do filtro

As etapas do Filtro SDRE podem ser resumidas da seguinte forma para um filtro contínuo-discreto (CHOUKROUN; TEKINALP, 2013):

### 3.2.1 Etapa de propagação

A etapa de propagação dos estados e da covariância é dada por:

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}), \quad (3.21)$$

$$\dot{\mathbf{P}} = \mathbf{F}(\hat{\mathbf{x}})\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{F}^T(\hat{\mathbf{x}}) + \mathbf{G}(\hat{\mathbf{x}})\mathbf{W}\mathbf{G}^T(\hat{\mathbf{x}}), \quad (3.22)$$

com condições iniciais  $\hat{\mathbf{x}}_{k/k}$  e  $\mathbf{P}_{k/k}$ . O vetor  $\hat{\mathbf{x}}$  é a estimativa no tempo  $t$  dado a observação no tempo  $t_k$ , com  $t_k \leq t \leq t_{k+1}$ , e  $\mathbf{P}$  é a matriz de covariância aproximada do erro de estimativa associada.

### 3.2.2 Etapa de atualização

A etapa de atualização dos estados e das covariâncias é dado por:

$$\mathbf{S}_{k+1} = \mathbf{H}(\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k})\mathbf{P}_{k+1/k}\mathbf{H}^T(\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k}) + \mathbf{\Gamma}(\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k})\mathbf{Z}_{k+1}\mathbf{\Gamma}^T(\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k}), \quad (3.23)$$

$$\mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{k+1/k}\mathbf{H}^T(\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k})\mathbf{S}_{k+1}^{-1}, \quad (3.24)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k+1} = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1}\mathbf{H}(\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k})]\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k} + \mathbf{K}_{k+1}y_{k+1}, \quad (3.25)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{k+1/k+1} = & [\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1}\mathbf{H}(\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k})]\mathbf{P}_{k/k}[\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1}\mathbf{H}(\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k})]^T + \\ & \mathbf{K}_{k+1}\mathbf{\Gamma}(\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k})\mathbf{Z}_{k+1}\mathbf{\Gamma}^T(\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k})\mathbf{K}_{k+1}^T. \end{aligned} \quad (3.26)$$

A matriz  $\mathbf{\Gamma}(\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k})\mathbf{Z}_{k+1}\mathbf{\Gamma}^T(\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k})$  que constitui as Equações 3.23 e 3.26 foi substituída por uma matriz  $\mathbf{R}_k$  de covariância das medidas, isto é, que está relacionada com a precisão dos sensores e, por simplificação, assumiu-se como uma matriz diagonal dada por:

$$\mathbf{R}_k = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_2^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_3^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_4^2 \end{bmatrix}, \quad (3.27)$$

onde  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  e  $\sigma_4$  correspondem aos desvios padrão das medidas dos elementos do quatérnio; ao elevarem-se esses desvios padrão ao quadrado, têm-se as variâncias das medidas.

Como a abordagem SDRE aproxima as funções não-lineares por SDC, haverá erros numéricos computacionais associados. Esses erros numéricos muito provavelmente tornam a matriz de covariância  $\mathbf{P}$  cheia (7x7) não-singular, embora teoricamente devesse ser singular. Assim, nota-se que não há necessidade de reduzir a matriz, conforme atestam os casos de teste apresentados.

## 4 CONTROLE DE ATITUDE

O controle de atitude é o processo de obtenção e manutenção de uma orientação no espaço. Em ambiente espacial, os satélites sofrem diversos torques ambientais ou internos que perturbam o apontamento desejado, por isso alguma forma de sistema de controle de atitude é necessária para mantê-lo estável (WERTZ, 1978).

Os torques de controle, como os produzidos por rodas de reação, são ações intencionais para controlar a atitude do satélite. Já os torques de perturbação são torques gerados pelo ambiente, como a resistência aerodinâmica, ou também os torques internos involuntários, ocasionados, por exemplo, por movimento de algum *hardware* do veículo espacial. Estas perturbações dificilmente são eliminadas por total, o que exige ao satélite ou qualquer outro veículo espacial alguma forma de sistema de controle para tornar a atitude estável. Em geral, o sistema de controle de atitude consiste de três componentes: sensores de atitude, o processo de controle e o dispositivo de controle. O sensor de atitude localizará o alvo de referência, como o Sol ou a Terra, para determinar a atitude. A lei de controle determinará o quanto de sinal de controle (torque) é necessário e como gerá-lo. E o dispositivo de controle, ou mais conhecido como atuador, é o mecanismo que fornecerá o torque exigido para a estabilização da atitude (WERTZ, 1978).

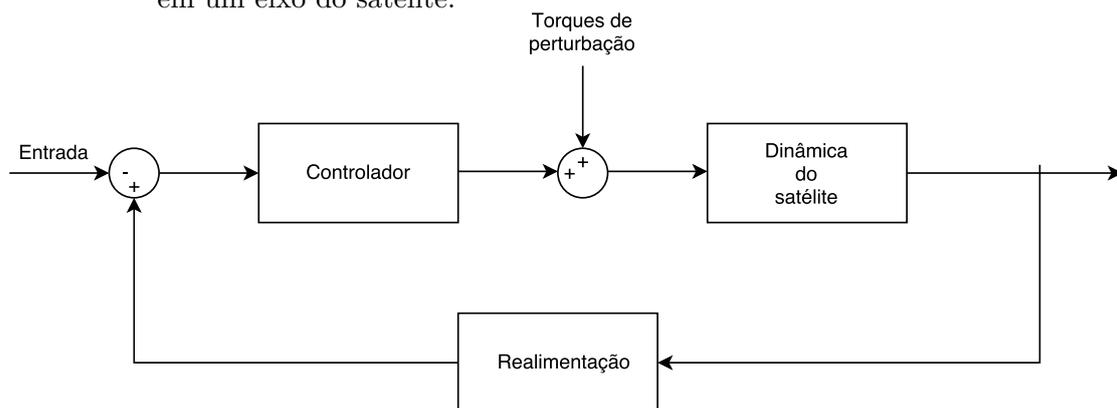
Os torques de controle podem ser gerados de duas formas: por controle passivo ou controle ativo. Em relação ao controle passivo, as perturbações são compensadas a partir de torques gerados por características físicas do próprio satélite e de sua órbita, como por exemplo, a estabilização passiva por rotação em que mantém-se o veículo espacial em rotação em torno de um eixo, geralmente o eixo de maior momento de inércia; esse tipo de controle passivo, conhecido como estabilização por *spin*, foi usado principalmente devido à atuação de controle limitada e a falta de tecnologias sofisticadas para a implementação de leis de controle complexas. Com o avanço da tecnologia de sensores, atuadores e processadores dos computadores, os projetos de estabilização de veículos espaciais em três eixos tornaram-se mais complexos como consequência do surgimento de meios de mensurar a atitude atual e compará-la com uma referência, de forma a computar a ação de controle necessária para estabilizar a atitude do satélite (WERTZ, 1978; MARKLEY; CRASSIDIS, 2014).

As leis de controle de atitude de veículos espaciais podem ser realizadas por esquemas de controle em malha aberta ou fechada. As estruturas em malha aberta geralmente requerem uma manobra de apontamento pré-determinada e são tipicamente definidos por técnicas de controle ótimo, que envolvem a solução de um problema de valor

limite de dois pontos, por exemplo, manobra em tempo ótimo (SCRIVENER; THOMPSON, 1994). Entretanto, as configurações em malha aberta são sensíveis a incertezas de parâmetros do veículo e/ou perturbações inesperadas (VADALI; JUNKINS, 1984). Os sistemas de controle em malha fechada podem compensar as incertezas e distúrbios de parâmetros e, assim, fornecer uma metodologia de projeto mais robusta (MARKLEY; CRASSIDIS, 2014).

A Figura 4.1 apresenta de forma geral um diagrama de blocos em malha fechada de um sistema de controle de atitude em um eixo do satélite. O diagrama de blocos é uma forma de representação esquemática conveniente à sistemas físicos ou conjunto de equações matemáticas que caracterizam seus componentes (WERTZ, 1978). A relação funcional entre a entrada e a saída de um sistema é representado por elementos de transferência, chamados de blocos. A saída do sistema, neste caso um ângulo  $\theta_y$ , é mensurada, processada pela malha de realimentação do sistema de controle e comparada com uma referência de entrada ou valor desejado, no caso, um ângulo  $\theta_x$ . Dessa comparação algébrica, obterá-se um sinal de erro a partir da relação algébrica  $\theta \equiv \theta_y - \theta_x$ . O sinal de erro é computado pelo controlador que gerará o torque de controle para compensar o erro entre a relação de saída e entrada da planta e os torques de perturbação do sistema. Desta forma, o controlador tentará tornar a saída mais próxima do valor de referência dada pela entrada.

Figura 4.1 - Diagrama de blocos em malha fechada de um sistema de controle de atitude em um eixo do satélite.



Neste caso, o controle de atitude do satélite é essencial para atender aos requisitos da missão. A técnica de controle utilizada nessa proposta baseia-se na configuração de um controlador PID com ganhos iguais aos três eixos por considerarem-se simétricas

as propriedades de massa do CONASAT, conforme apresentado por Carrara et al. (2014).

O controlador PID é uma técnica de controle que possui três ações que trabalham em conjunto para abranger tanto o estado transitório quanto o estacionário de resposta de uma planta. Também conhecido como controlador de três modos, o controle PID surgiu a partir do desenvolvimento teórico aplicado a manobrabilidade automática de navios por meio do estudo de Nicholas Minorsky (MINORSKY, 1922), em que desenvolveu boa parte da teoria geral utilizada atualmente para otimizar o desempenho de sistemas de controle automático (BENNET, 1984).

A partir da combinação das ações proporcional, integral e derivativa, o sinal de controle gerado pelo controlador é capaz de eliminar erros de regime permanente, em sinais de referência constante, por meio da ação integral, bem como antecipar o comportamento do processo graças à ação derivativa; a ação proporcional faz com que o sistema reaja ao erro presente, conferindo ao sistema reação imediata, isto é, rápida ação em responder às perturbações ou variações na magnitude do sinal de entrada. Por essas características, o controle PID permite emular, matematicamente, o comportamento da mente de um operador ao controlar um processo de forma manual (BAZANELLA; SILVA JR., 2005).

O sinal de controle gerado pelo controlador PID pode ser matematicamente expresso de forma genérica como:

$$\mathbf{u}_k = K \cdot \left[ e(t) + \frac{1}{T_i} \cdot \int_0^t e(t) dt + T_d \cdot \frac{de(t)}{dt} \right], \quad (4.1)$$

em que,  $K$  corresponde ao ganho proporcional (ação proporcional),  $T_i$  o tempo integral (ação integral) e  $T_d$  o tempo derivativo (ação derivativa). A Tabela 4 mostra os efeitos independentes na resposta para a sintonia dos parâmetros proporcional, integral e derivativo, de acordo com Ang et al. (2005).

Tabela 4.1 - Efeitos independentes da sintonia dos parâmetros proporcional, integral e derivativo. Adaptado de Ang et al. (2005)

Resposta em malha fechada	Tempo de subida	Sobressinal	Tempo de acomodação	Erro de estado estacionário	Estabilidade
Aumentar a ação proporcional	Diminui	Aumenta	Pequeno aumento	Diminui	Degrada
Aumentar a ação integral	Pequena diminuição	Aumenta	Aumenta	Grande diminuição	Degrada
Aumentar a ação derivativa	Pequena diminuição	Diminui	Diminui	Pequena alteração	Melhora

Assim, com base na Equação 4.1 que expressa de forma genérica o controlador PID, estabeleceu-se a seguinte estrutura de controle de atitude:

$$\mathbf{u}_k = -\mathbf{v} \cdot [k_p \cdot \theta_k + k_i \cdot \sum_{j=0}^k \theta_j \cdot \Delta t] - k_d \cdot \boldsymbol{\omega}_k, \quad (4.2)$$

em que,  $k_p$ ,  $k_i$  e  $k_d$  são os ganhos proporcional, integral e derivativo, respectivamente,  $\Delta t$  é o tempo de passo do controlador,  $\boldsymbol{\omega}$  é o vetor de velocidades angulares no instante  $k$ , calculado por meio de mensurações corrigidas pela estimação dos vieses dos giroscópios, conforme a Equação 3.8.

Observa-se na Equação 4.2 que os ganhos proporcional e integral controlam a posição do satélite enquanto que o ganho derivativo atua no controle de velocidade. A estrutura do controlador PID está na representação por ângulo-eixo de Euler. Essa configuração permite que o sistema de controle de atitude utilize os mesmos ganhos para controlar os três eixos do satélite por considerar-se simétricos os momentos de inércia e sem produtos de inércia entre os eixos. Desta forma, o erro de atitude é dado pelo ângulo  $\theta$  e pelo eixo  $\mathbf{v}$  entre o referencial inercial e o satélite no sistema de referência orbital. A integral do erro é calculada como uma simples soma dos ângulos anteriormente estimados.

Os ganhos do controlador PID dado pela Equação 4.2 podem ser obtidos ao utilizar um modelo simplificado, de segunda ordem, da dinâmica de um eixo de um satélite do tipo (WERTZ, 1978):

$$G(s) = \frac{1}{Js^2}, \quad (4.3)$$

em que,  $J$  é o momento de inércia do satélite em determinado eixo. Posteriormente,

necessita-se analisar os ganhos obtidos com a adição das perturbações na dinâmica de atitude do veículo.

#### 4.1 Rodas de reação

A fase em que o satélite apresenta altas velocidades angulares é conhecida como *detumble*. Nesta fase, o objetivo do controlador é a dissipação de energia cinética do satélite para a redução de sua velocidade de rotação após sua injeção em órbita. Essa perda de energia cinética do satélite, normalmente, é realizada pela atuação das bobinas magnéticas que geram torques a partir da interação com o campo magnético da Terra. Um dos controladores encontrados na literatura para essa dissipação foi proposto por Wisniewski (1996). O controlador de Wisniewski, também conhecido como controlador *Bdot* (SILANI; LOVERA, 2005), teve sua viabilidade confirmada pela aplicação no satélite canadense CanX-1 (WELLS et al., 2002). No INPE, o controlador *Bdot* foi utilizado no trabalho desenvolvido por Arantes Junior (2005).

Após a fase de *detumble*, o satélite adquire a vertical local e realiza a estabilização e a manutenção da atitude nominal por meio de atuadores, como as rodas de reação, as quais têm a finalidade de trocar momento angular com o satélite e armazená-lo. Esse tipo de atuação é mais adequado para realizar movimentos rápidos e precisos; além disso, não há a dependência do campo magnético terrestre como as bobinas magnéticas. Não obstante, as rodas de reação possuem limitação de velocidade máxima de atuação e ao chegarem nesse limite elas saturam-se. Ao saturarem-se, as rodas de reação perdem a capacidade de armazenar mais momento angular e assim há a perda de controle de orientação. Desse modo, é necessário realizar a dessaturação das rodas de reação, isto é, realizar um descarregamento do momento angular armazenado nas rodas por meio de alguma atuação externa. Portanto, as rodas de reação não devem ser a única forma atuadora do sistema de controle de atitude, sendo frequentemente utilizadas em conjunto com bobinas magnéticas e/ou jatos propulsores (SIDI, 1997).

Por essa limitação física, as rodas de reação são atuadores mais propícios ao uso em condições de velocidades angulares baixas, em que a dinâmica de atitude encontra-se propínquo à fase linear, e por isso elas realizam o controle fino de atitude do satélite em conjunto com as bobinas magnéticas para a dessaturação das rodas quando for necessário. Por conseguinte, a metodologia do controlador para a fase de estabilização e manutenção da atitude pode ser uma estrutura linear, como a apresentada na Equação 4.2.

Um conjunto de roda de reação é composto por um volante giratório, normalmente suportado por rolamentos de esferas, um motor elétrico DC sem escova e eletrônica associada (MARKLEY; CRASSIDIS, 2014). As rodas de reação funcionam pelo princípio da ação e reação: geram no satélite um torque contrário ao torque aplicado no motor. Esses torques não alteram a quantidade de movimento angular total do satélite, pois os de ação serão iguais e contrários aos de reação (BRINGHENTI, 2016).

As rodas de reação são produzidas com uma ampla gama de capacidades em relação a torque, momento angular e velocidade. A Figura 4.2 apresenta um exemplo de roda de reação comercial para CubeSats: modelo MAI-400, fabricado por Maryland Aerospace.

Figura 4.2 - Exemplo de roda de reação: modelo MAI-400, fabricada por Maryland Aerospace.



As características das rodas de reação utilizadas neste trabalho foram as seguintes (MARYLAND AEROSPACE, 2015): inércia de  $1,13 \cdot 10^{-5}$ , velocidade máxima de operação de  $1.047,2 \text{ rad/s}$  e torque máximo de  $0,625 \cdot 10^{-3} \text{ N.m}$ .

## 5 SIMULAÇÃO E RESULTADOS

Neste capítulo serão apresentados os parâmetros estabelecidos para a realização da simulação do modo de operação nominal do CONASAT, na Seção 5.1, e os resultados obtidos desta com a aplicação do filtro SDRE e do controle PID por ângulo-eixo de Euler, na Seção 5.2, ambas técnicas apresentadas no Capítulo 3 e no Capítulo 4, respectivamente, deste trabalho. O algoritmo foi construído em ambiente de simulação do Matlab com ferramentas computacionais obtidas por meio da biblioteca PROPAT, desenvolvida por Carrara (2015).

No decorrer da Seção 5.2, os resultados obtidos com o filtro SDRE e controle PID serão comparados com as técnicas apresentadas por Bringhenti (2016) ao utilizar o filtro de Kalman e controle PD, respectivamente, a estimação e controle de atitude do CONASAT. Em razão de atingir mais comparações, simulou-se o Filtro SDRE com controlador PD e o Filtro de Kalman com controlador PID.

### 5.1 Simulação

Conforme ilustrado na Figura 1.3, a configuração do CONASAT consiste em um formato 8U, ou seja, apresenta uma configuração de oito *CubeSats* de tamanho padrão, desta forma adotou-se uma massa de 8,2 *kg*, uma vez que cada unidade tem cerca de 1 *kg*. Esta massa é distribuída em um cubo de 0,2 *m* de aresta com uma pequena assimetria, resultando em um tensor de inércia com momentos de inércia iguais a 0,0547 *kg.m<sup>2</sup>*, 0,0519 *kg.m<sup>2</sup>* e 0,0574 *kg.m<sup>2</sup>*, respectivamente, em tornos dos eixos *xyz* do satélite e sem produtos de inércia, ou seja, com o satélite perfeitamente balanceado.

De acordo com a descrição da missão (INPE, 2011), a altitude da órbita do CONASAT será selecionada entre 500 a 1.000 *km*. Os satélites SCD1 e SCD2 possuem uma órbita circular com 750 *km* de altitude e 25° de inclinação. Desse modo, a órbita proposta ao CONASAT deverá estar próxima a dos SCDs. No entanto, a determinação da altitude da órbita dependerá da disponibilidade de lançador, uma vez que os *CubeSats* geralmente são cargas secundárias em lançamentos e estão restritas aos requisitos orbitais da carga útil principal. Assim, considerou-se para esta simulação uma órbita circular de 630 *km* de altitude e 25° de inclinação.

A determinação da atitude do CONASAT será feita por um magnetômetro de três eixos e um conjunto de seis sensores solares analógicos com medidas brutas, um em cada face do satélite, e as medidas processadas por um algoritmo TRIAD para a

obtenção da matriz de atitude, e em seguida, do quatérnio, embora a aplicação do algoritmo QUEST obtivesse resultados equivalentes (SHUSTER; OH, 1981; MARKLEY, 1993; MARKLEY; MORTARI, 2000).

As leituras dos sensores solares são proporcionais ao cosseno do ângulo de incidência e convertidos para um vetor unitário de direção do Sol após serem processados pelo algoritmo de determinação de atitude que está a bordo (CARRARA et al., 2014). Na simulação, admitiu-se que esse vetor unitário já foi computado anteriormente, de modo que o modelo do sensor simulado é dado por:

$$s_i = u_i \cdot (1 + \tau_i), \quad (5.1)$$

onde  $s_i$ , com  $i = 1, 2, 3$ , é a simulação da direção do Sol mensurado em coordenadas do corpo,  $\mathbf{u} = (u_1, u_2, u_3)$  é a direção do Sol e  $\tau_i$  é um ruído branco de média zero com  $0,5^\circ$  de desvio padrão. O modelo de medição do sensor solar não é simplesmente um ruído aditivo. A razão disso é que não há leituras negativas no detector solar e o ruído diminui com a intensidade do Sol na célula (CARRARA et al., 2014).

A mensuração do vetor unitário de direção solar é calculada por (CARRARA et al., 2014):

$$\mathbf{s}_s = \frac{\begin{bmatrix} s_1 & s_2 & s_3 \end{bmatrix}^T}{\sqrt{s_1^2 + s_2^2 + s_3^2}}. \quad (5.2)$$

O modelo do magnetômetro é composto por um ruído e um pequeno viés residual, porque o viés do magnetômetro é, normalmente, estimado antes do lançamento (CARRARA et al., 2014). Assim,

$$\mathbf{m} = \mathbf{B} + \mathbf{b}_m + \mathbf{v}_m, \quad (5.3)$$

em que  $\mathbf{B}$  é o campo magnético da Terra dado nas coordenadas fixas ao corpo,  $\mathbf{b}_m$  e  $\mathbf{v}_m$  são o viés e o ruído, respectivamente. Na simulação, considerou-se o viés  $\mathbf{b}_m = \begin{bmatrix} 400 & -300 & 200 \end{bmatrix}^T nT$ , ao passo que o desvio padrão do ruído foi de  $\sigma_m = 100 nT$ .

Para o giroscópio, adotou-se o modelo apresentado na Equação 3.7, em que a velocidade angular consiste de mensurações realizadas pelos giroscópios com a adição

de viés e ruído branco (CARRARA et al., 2014). O viés do giroscópio a ser estimado foi definido como  $[50 \ 50 \ 50]^{\circ}/h$  e o desvio padrão assumido para o ruído foi de  $\sigma_g = 5^{\circ}/h$ ; estes valores foram definidos de forma a simplificar a simulação, pois são menores do que normalmente especificados para giros do tipo MEMS e viés constante (BRINGHENTI, 2016). Além disso, considerou-se que o sinal foi pré-processado por um filtro passa-baixas. Ao magnetômetro e ao sensor solar, quantificou-se os ruídos como  $1mG$  e  $0,5^{\circ}$ , respectivamente.

O Filtro SDRE teve sua matriz de covariância dos erros de observações, matriz  $\mathbf{R}$ , ajustada como uma matriz diagonal constante de 4ª ordem com as variâncias iguais a 0,0001. As covariâncias do ruído dinâmico ( $\sigma_{\xi}$ ) e do desvio dos giroscópios ( $\sigma_{v_g}$ ) foram ajustadas em  $10^{-4}$  e  $10^{-5}$ , respectivamente. A matriz de covariância  $\mathbf{P}$  foi inicializada como:

$$\mathbf{P}_0 = \begin{bmatrix} (10^{-1})^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & (10^{-1})^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & (10^{-1})^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (10^{-1})^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & (10^{-4})^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & (10^{-4})^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & (10^{-4})^2 \end{bmatrix}, \quad (5.4)$$

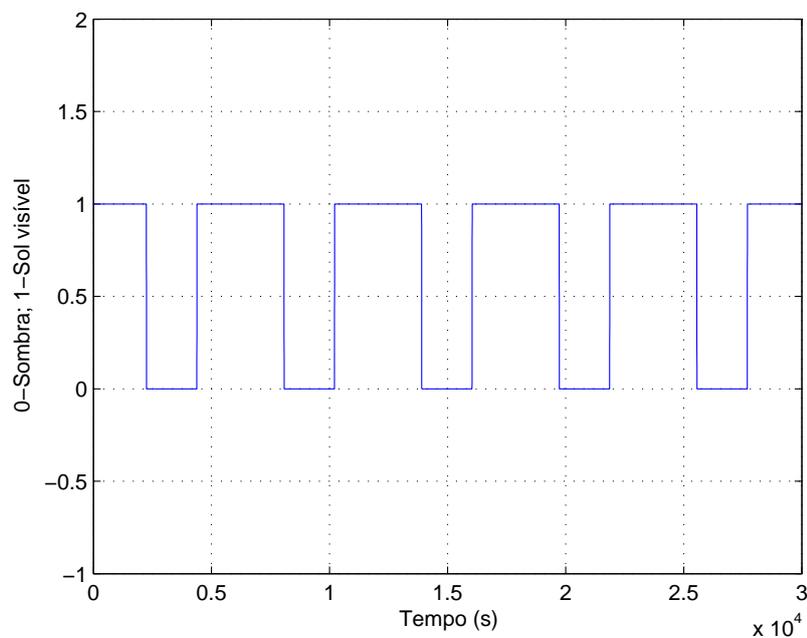
em que os quatro primeiros valores da diagonal principal são as covariâncias dos elementos do quatérnio e os três restantes são as covariâncias dos vieses do giroscópio. Para o Filtro de Kalman, utilizaram-se os parâmetros estabelecidos por Bringhenti (2016).

O CONASAT tem como objetivo a retransmissão de dados que receberá das PCDs às estações receptoras, conforme discutido na Seção 1.1. Desta forma, a face do satélite que contém as antenas direcionais planares deverá estar apontada à Terra quando o satélite estiver em modo nominal. Para isso, simulou-se o controlador PID para a fase de estabilização e manutenção da atitude do CONASAT, com o cálculo do torque demandado realizado pela Equação 4.2, com os seguintes ganhos (KUGA et al., 2015):  $k_p = 0,008 \text{ Nm/rd}$ ,  $k_i = 1 \cdot 10^{-6} \text{ Nm/rd}$  e  $k_d = 0,08 \text{ Nm/rd}$ . Os torques de controle são aplicados às rodas de reação cujos eixos estão alinhados com as coordenadas do satélite.

Na simulação, assumiu-se que as rodas de reação são ideais, ou seja, o modelo das rodas não considera as não linearidades durante a inversão de giro do motor e do atrito que influenciam a dinâmica das rodas, assim, determinou-se que o torque das rodas é exatamente igual ao torque aplicado com resposta instantânea. O máximo torque assumido às rodas de reação foi de  $625 \cdot 10^{-6} Nm$  e o máximo armazenamento de momentum de  $0,0118 Nms$ . A única forma de perturbação da atitude assumida foi um suposto momento magnético residual no satélite de  $\mathbf{m}_r = [0,01 \quad -0,01 \quad 0,005] Am^2$ . A ordem do valor utilizado ao momento magnético residual foi elevada; a vantagem desse valor alto é fornecer maior confiabilidade à simulação.

O tempo determinado às simulações foi de 30.000 segundos, o que equivale a aproximadamente cinco órbitas. Durante este tempo, o satélite passa pela sombra da Terra em diversos pontos em cada passagem, conforme pode-se visualizar na Figura 5.1. Ao longo dos períodos de sombra, a atualização dos estados não é realizada pelos filtros porque não existem medições dos sensores solares, embora os estados sejam propagados. Desta forma, o erro de atitude nesses períodos tenderá a aumentar à medida que o satélite entra e permanece nas sombras da Terra. Esses erros são perceptíveis nos gráficos que serão apresentados em resultados.

Figura 5.1 - Períodos de passagens do satélite por regiões da Terra com sombra e Sol visível.



## 5.2 Resultados

Esta seção apresentará os resultados obtidos a partir de simulações realizadas por meio dos parâmetros estabelecidos na seção anterior. Na Subseção 5.2.1, apresenta-se como primeira análise resultados do processo de estimação sem o uso de controlador com o objetivo de mostrar a convergência do filtro SDRE. Na Subseção 5.2.2, simulou-se o filtro SDRE com o controlador PID proposto na Equação 4.2. Na Subseção 5.2.3, os resultados obtidos na Subseção 5.2.2 são comparados com a junção do filtro de Kalman e controlador PD apresentado em [Bringhenti \(2016\)](#), juntamente com outras propostas, como o filtro SDRE e o controlador PD, e o filtro de Kalman e o controlador PID.

### 5.2.1 Filtro SDRE sem controlador

Para o uso do filtro SDRE sem controlador, considerou-se as condições iniciais de atitude de  $10^\circ$  em ângulos de Euler a cada eixo de uma sequência de rotação 123 e velocidades angulares iniciais do satélite de  $0,02 \text{ rpm}$  a cada eixo cartesiano fixado ao satélite; como o satélite encontra-se em modo de operação nominal, as velocidades angulares iniciais do satélite tenderão a zero. A Figura 5.2 apresenta os erros de estimação dos elementos do quatérnio e a Figura 5.3 seus respectivos resíduos.

Figura 5.2 - Erros de estimação dos elementos do quatérnio pelo filtro SDRE sem o uso do controlador.

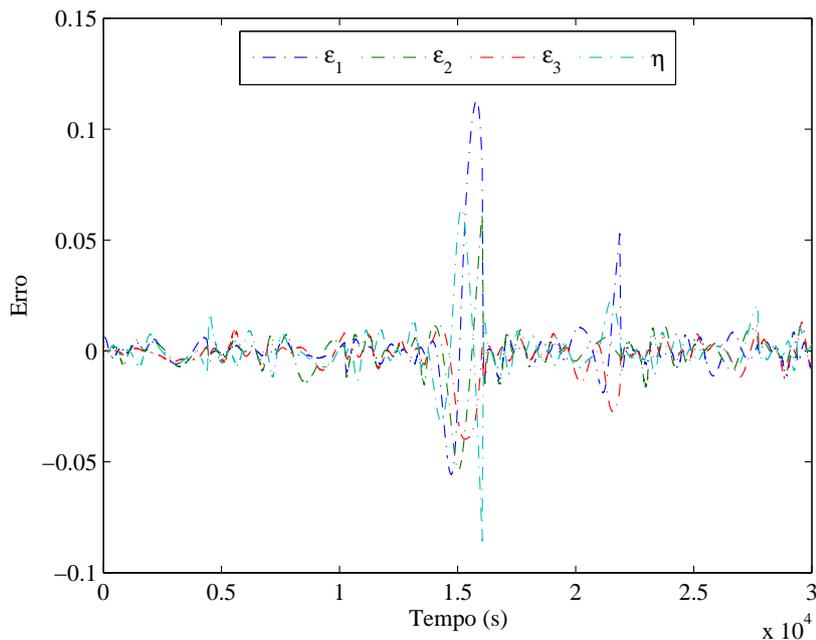
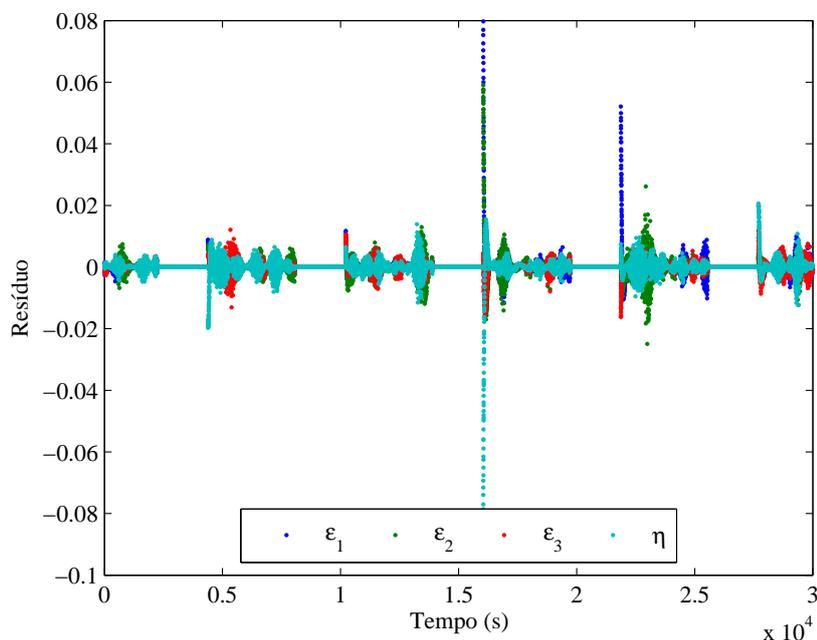


Figura 5.3 - Resíduos da estimação dos elementos do quatérnio pelo filtro SDRE sem o uso do controlador.



Observa-se na Figura 5.2 que os erros de estimação dos elementos do quatérnio estão próximos a zero; a magnitude da média dos erros de estimação é da ordem de  $10^{-3}$ . Entretanto, não há atualização do estados enquanto o satélite encontra-se na sombra; nota-se na Figura 5.3 a falta de medidas do sensor solar durante o período de sombra.

Com a falta de medidas do sensor solar e a não atualização dos estados, erros da estimação da atitude são acumulados nas fases de sombra, o que acarreta em aumento na magnitude do erro de estimação logo após a entrada do satélite na fase de Sol visível. Esse fenômeno está nitidamente claro na quarta passagem do satélite em região de Sol, contudo, há a amenização deste a partir da quinta passagem em Sol visível.

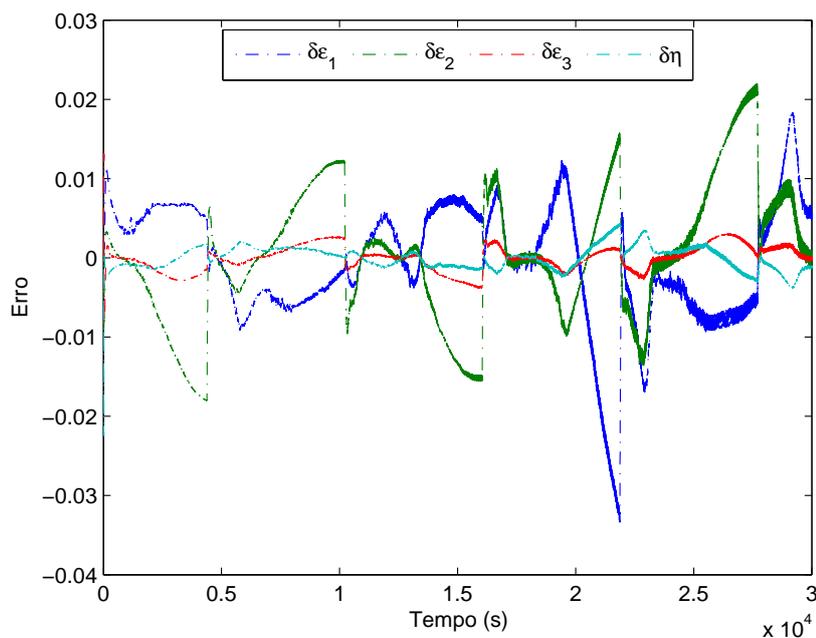
Diz-se que um filtro está convergindo quando a média dos resíduos tender a zero, o que pode ser observado na Figura 5.3 em que os resíduos das estimações dos elementos do quatérnio estão próximos a essa tendência, mesmo com o aumento no erro de estimação ocorrido a partir da quarta passagem do satélite por região de Sol visível; a magnitude da média dos resíduos de estimação é da ordem de  $10^{-5}$ .

### 5.2.2 Filtro SDRE com controlador PID

Para o uso do filtro SDRE com controlador PID, considerou-se as condições iniciais de atitude como  $60^\circ$ ,  $30^\circ$  e  $40^\circ$  em ângulos de Euler de uma sequência de rotação 123, respectivamente, aos eixos  $xyz$ , velocidades angulares iniciais do satélite de  $0,6 \text{ rpm}$ ,  $0,3 \text{ rpm}$  e  $0,9 \text{ rpm}$  nos eixos cartesianos fixados ao satélite e com velocidade inicial nula das rodas de reação. Estas condições iniciais de atitude são extremas quando compara-se com estados normalmente aceitos para que o satélite esteja em modo nominal de operação, que utiliza rodas de reação como atuadores para o controle de atitude e bobinas magnéticas para dessaturação das rodas.

O modo de operação nominal do satélite é a fase para estabilização e manutenção da atitude. Como dito anteriormente, controladores como o *Bdot* são utilizados na fase de *detumble* com o objetivo de diminuir a energia cinética do satélite. Todavia, por meio das condições iniciais de velocidades angulares adotadas ao satélite nessa simulação, supôs-se que por alguma falha do controlador de redução de energia cinética do satélite, ou até mesmo dos giroscópios, resquícios de velocidades angulares pudessem ser repassados ao controlador de estabilização e manutenção da atitude, neste caso, o controlador PID determinado pela lei de controle conforme Equação 4.2.

Figura 5.4 - Erros de estimação dos elementos do quatérnio estimados pelo filtro SDRE com o uso do controlador PID.



A Figura 5.4 mostra os erros de estimação dos elementos do quatérnio estimados pelo filtro SDRE com o uso do controlador PID e seus respectivos resíduos podem ser visualizados na Figura 5.5. Observa-se na Figura 5.4 que os erros de estimação em regiões de sombra ainda são perceptíveis, contudo, em menores amplitudes do que as apresentadas na Figura 5.2, algo esperado devido às interações entre as ações de controle e a dinâmica do satélite.

A Figura 5.6 apresenta a estimação dos vieses do giroscópio aos eixos  $xyz$ . Percebe-se que a estimação dos vieses converge para o valor de referência, contudo há oscilações, principalmente ao eixo  $x$ , que ocorrem após o satélite retornar às regiões de Sol visível.

A Figura 5.7 mostra a atitude do CONASAT, com condições iniciais de  $60^\circ$ ,  $30^\circ$  e  $40^\circ$ , conduzidas ao referencial pelo controlador PID. Com base na Figura 5.8, o eixo  $y$  converge para a atitude de referência (erro de  $\pm 2^\circ$ ) aproximadamente em 25 segundos, já os eixos  $x$  e  $z$  aproximadamente em 45 segundos.

Figura 5.5 - Resíduos dos elementos do quatérnio estimados pelo filtro SDRE com o uso do controlador PID.

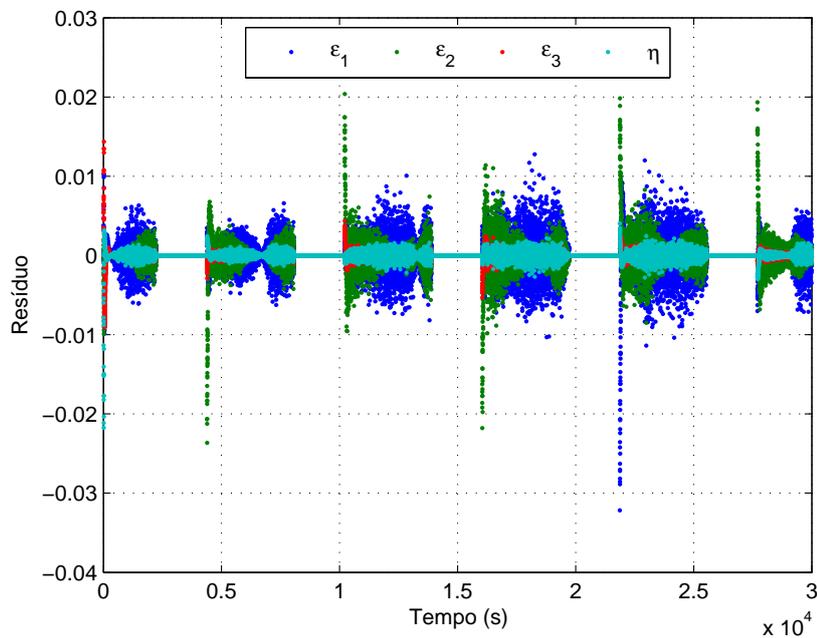


Figura 5.6 - Estimação dos vieses do giroscópio pelo filtro SDRE com uso do controlador PID.

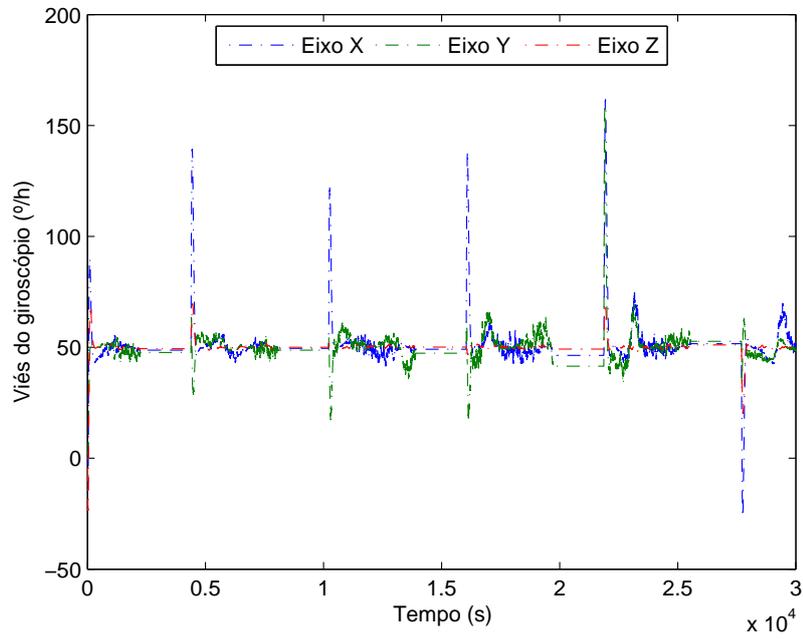


Figura 5.7 - Atitude do CONASAT dada em ângulos de Euler nos primeiros 100 segundos de simulação para o sistema com filtro SDRE e controle PID.

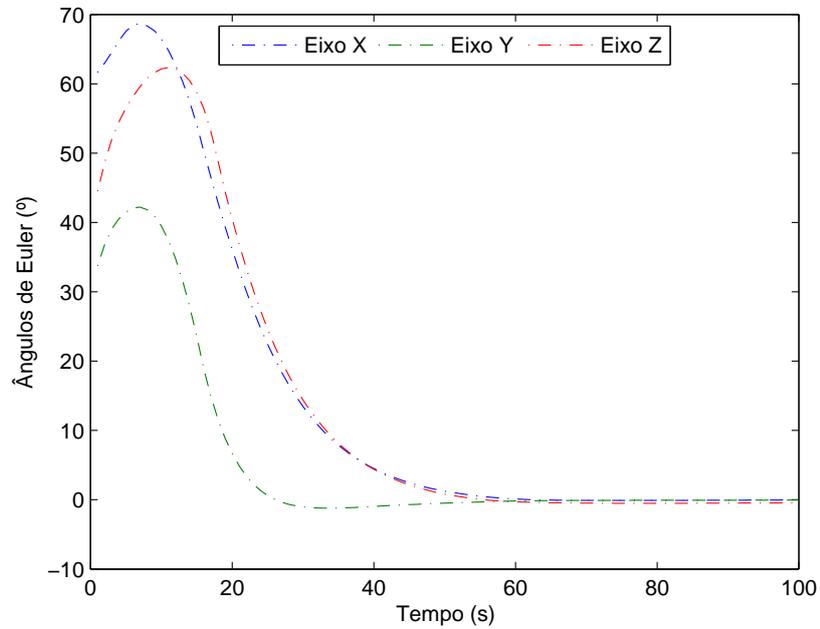
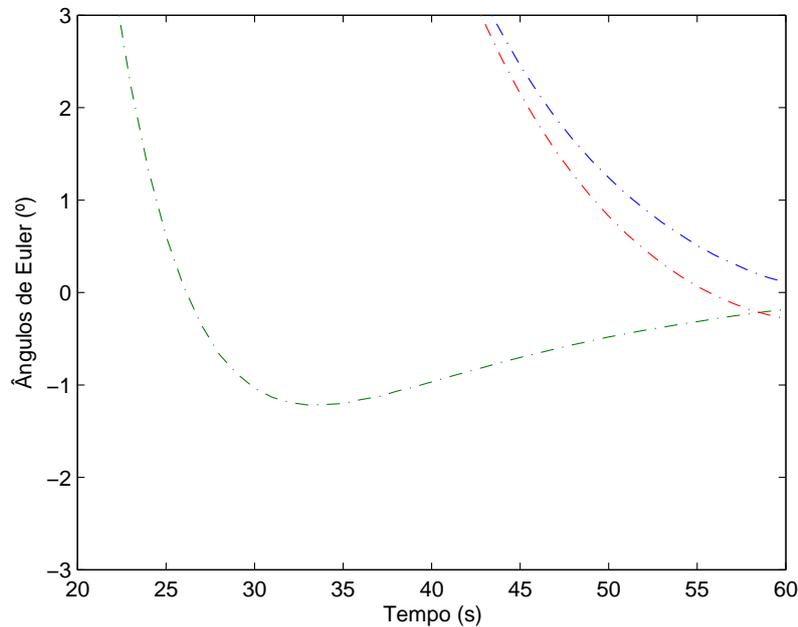


Figura 5.8 - Atitude do CONASAT dada em ângulos de Euler entre 20 a 60 segundos de simulação para o sistema com filtro SDRE e controle PID.



A Figura 5.9 mostra as velocidades angulares do satélite durante o intervalo de 100 segundos. Nota-se que tanto em ângulo quanto em velocidade angular, o controlador apresenta um leve sobre-amortecimento devido aos ganhos PID escolhidos. Verifica-se que as rodas de reação absorvem o *momentum* do satélite e conseguem controlar o apontamento do satélite, mesmo com condições iniciais de velocidades angulares acima do prescrito na operação em modo nominal.

A Figura 5.10 mostra as velocidades angulares das rodas de reação sob a ação do controlador PID. O método de dessaturação das rodas de reação utilizado na simulação foi o CCPL (*Conventional Cross Product Law*) por apresentar desempenho muito próximo a metodologia *bang – bang*, mas com menor consumo de energia (KUGA et al., 2015; BRINGHENTI, 2016).

Figura 5.9 - Velocidades angulares do CONASAT nos primeiros 100 segundos de simulação para o sistema com filtro SDRE e controle PID.

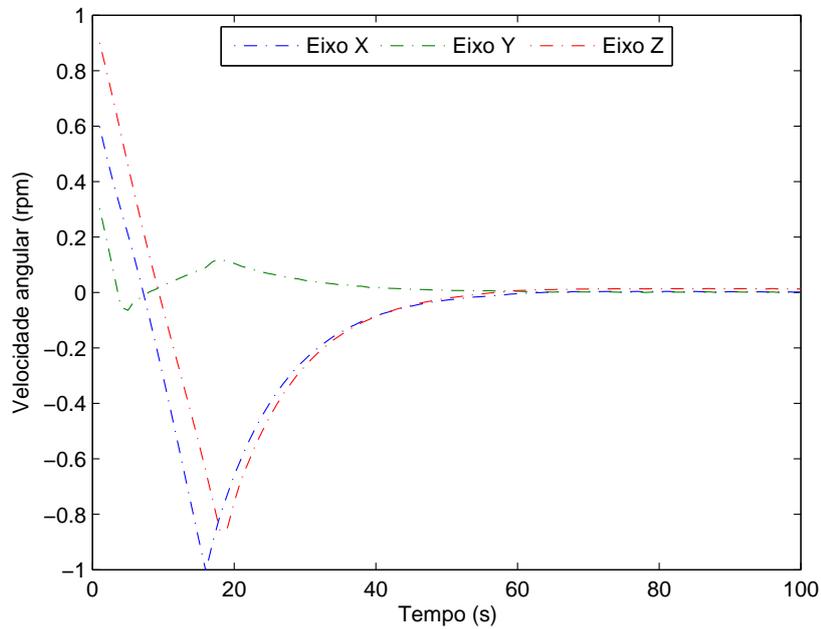
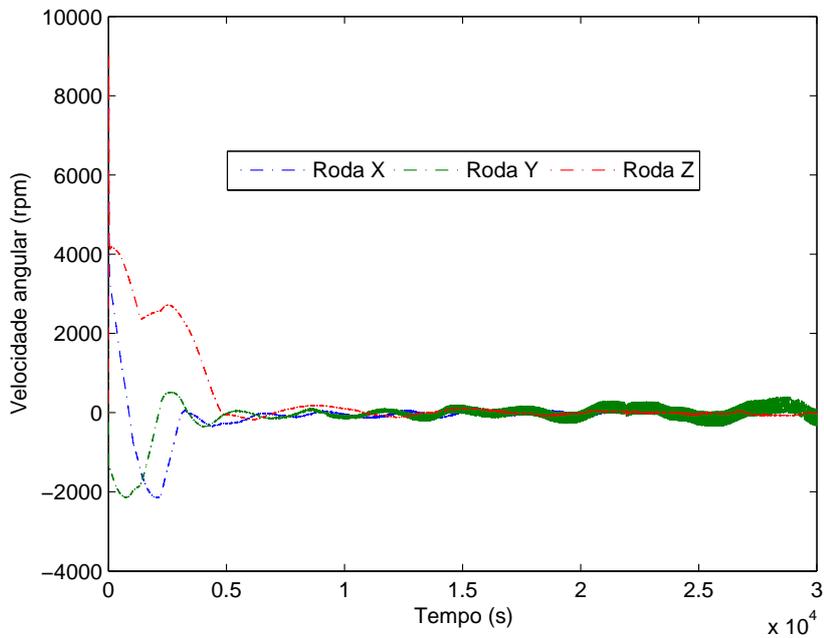


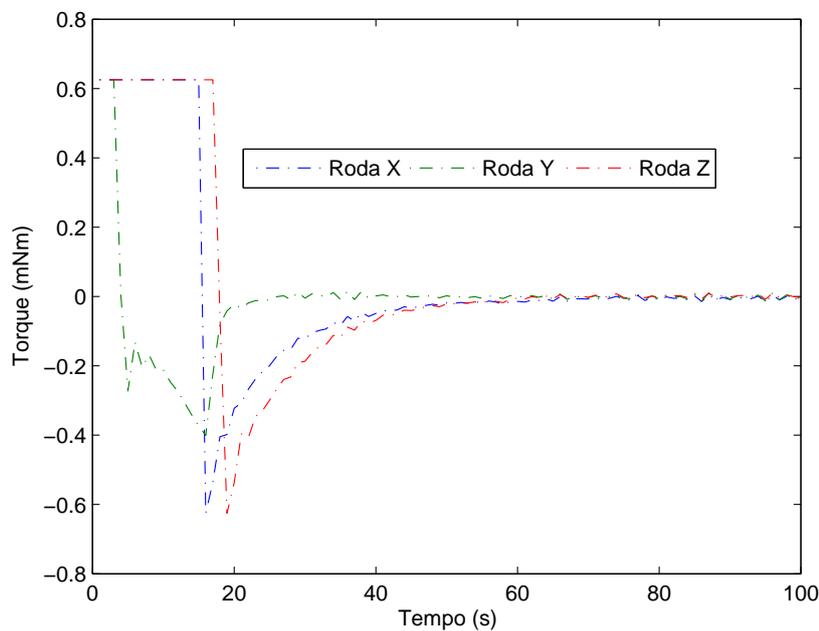
Figura 5.10 - Velocidades angulares das rodas de reação do CONASAT para o sistema com filtro SDRE e controle PID.



O torque nas rodas de reação para os primeiros 100 segundos de simulação é apre-

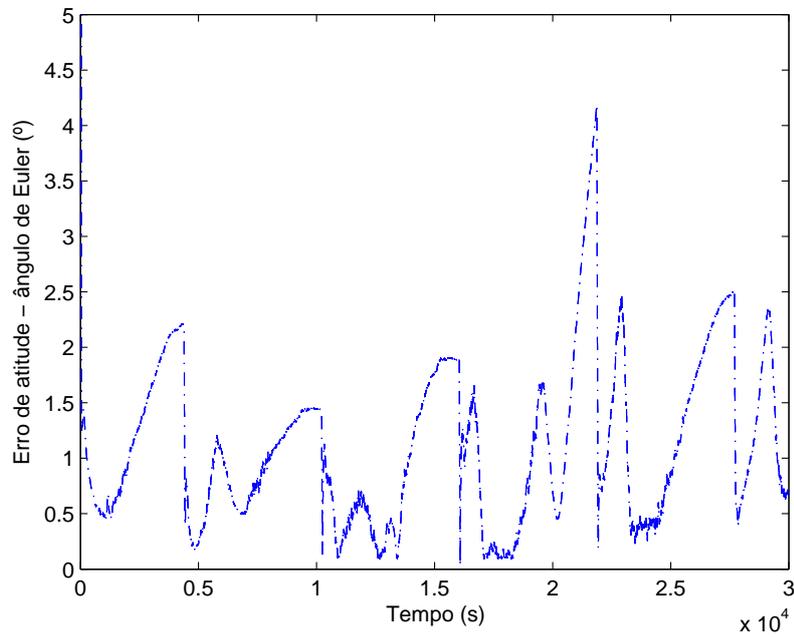
sentado na Figura 5.11. O torque exigido no início do controle de atitude é elevado, atingindo o valor máximo de  $0,625 \text{ mNm}$  por certo período, até que as rodas consigam absorver o *momentum* do satélite. Como o eixo  $y$  converge à atitude de referência, conforme apresentado na Figura 5.8, o torque nesse eixo começa a decair antes de 10 segundos. Posteriormente, os torques nos eixos  $x$  e  $z$  decaem aproximadamente em 20 segundos.

Figura 5.11 - Torque das rodas de reação do CONASAT nos primeiros 100 segundos de simulação para o sistema com filtro SDRE e controle PID.



O erro de apontamento em ângulo de Euler do sistema com filtro SDRE e controle PID, cujo ângulo de erro é visualizado na Figura 5.12, manteve-se abaixo de  $5^\circ$ , o que é um bom resultado para a missão do CONASAT; nota-se que, na quarta passagem do satélite em região de sombra, houve maior intensidade da amplitude do erro, possivelmente causado por uma desestabilização do filtro na estimação dos vieses do giroscópio.

Figura 5.12 - Erro de apontamento dado em ângulo de Euler para o sistema com filtro SDRE e controle PID.



### 5.2.3 Comparação com outras outras técnicas

Nesta subseção, resultados obtidos com o filtro SDRE e controle PID, apresentados na Subseção 5.2.2, são comparados com os apresentados por [Bringhenti \(2016\)](#) que utilizou o filtro de Kalman e controle PD em simulações com as mesmas condições apresentadas por este trabalho. Além destas, outras junções foram simuladas com os filtros SDRE e de Kalman e controladores PD e PID.

As Figuras 5.13, 5.14, 5.15 e 5.16 apresentam, respectivamente, os erros de estimação dos elementos do quatérnio comparando os resultados obtidos pelos filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

Figura 5.13 - Erro de estimação do elemento  $\varepsilon_1$  do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

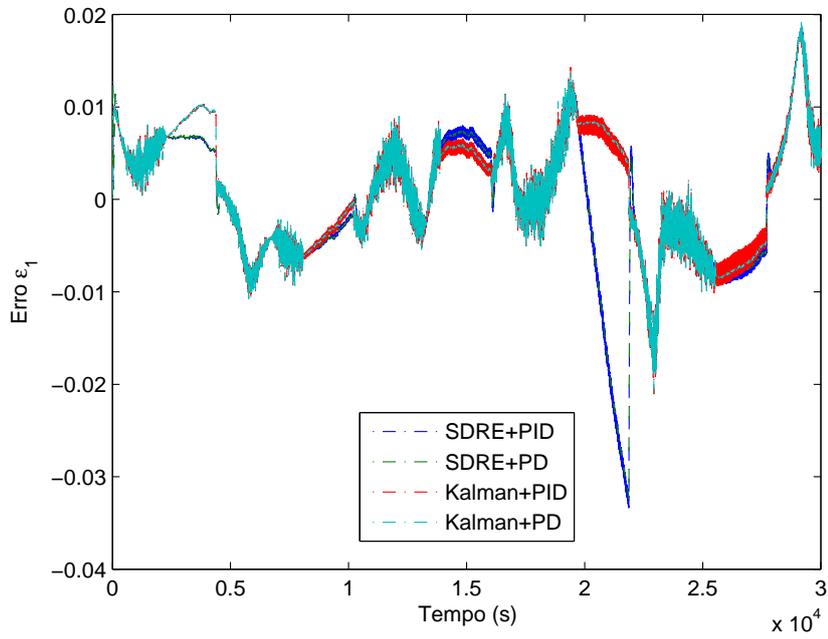


Figura 5.14 - Erro de estimação do elemento  $\varepsilon_2$  do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

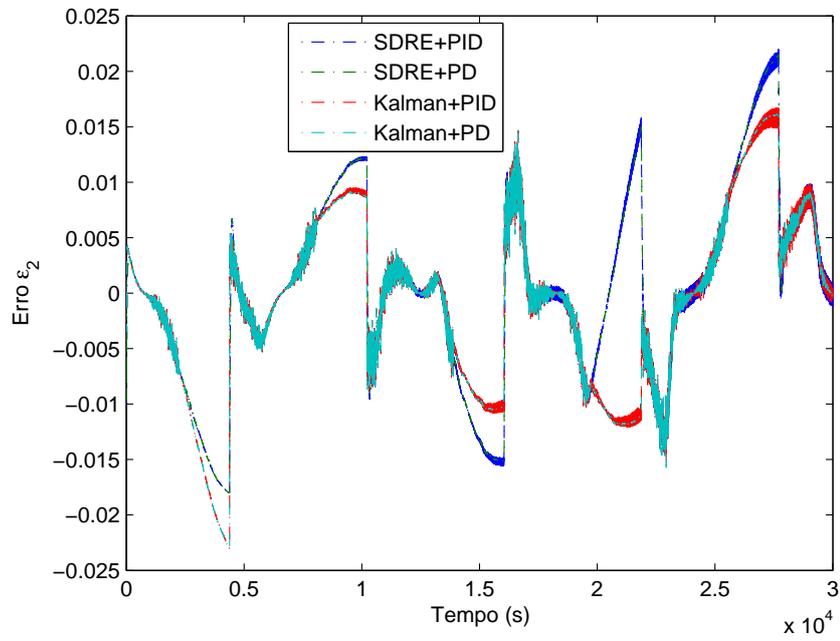


Figura 5.15 - Erro de estimação do elemento  $\varepsilon_3$  do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

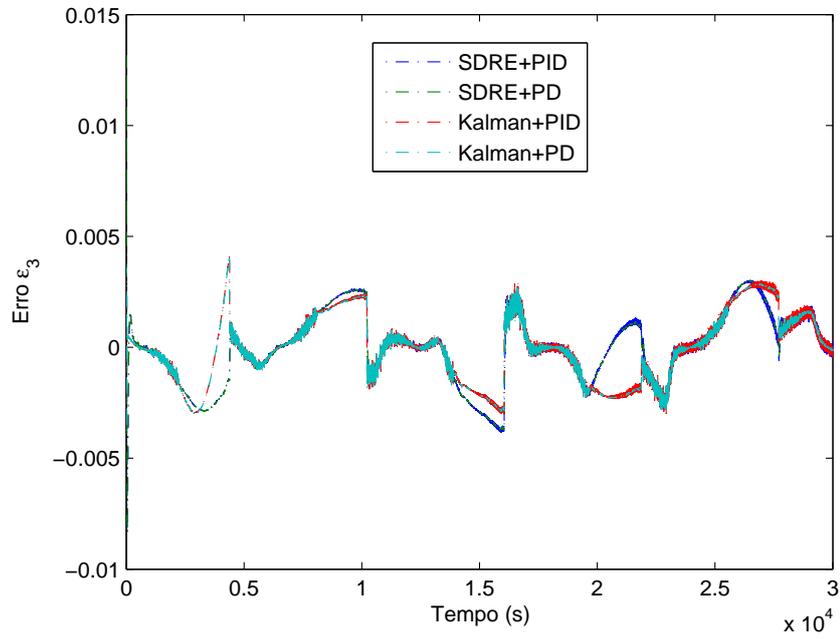
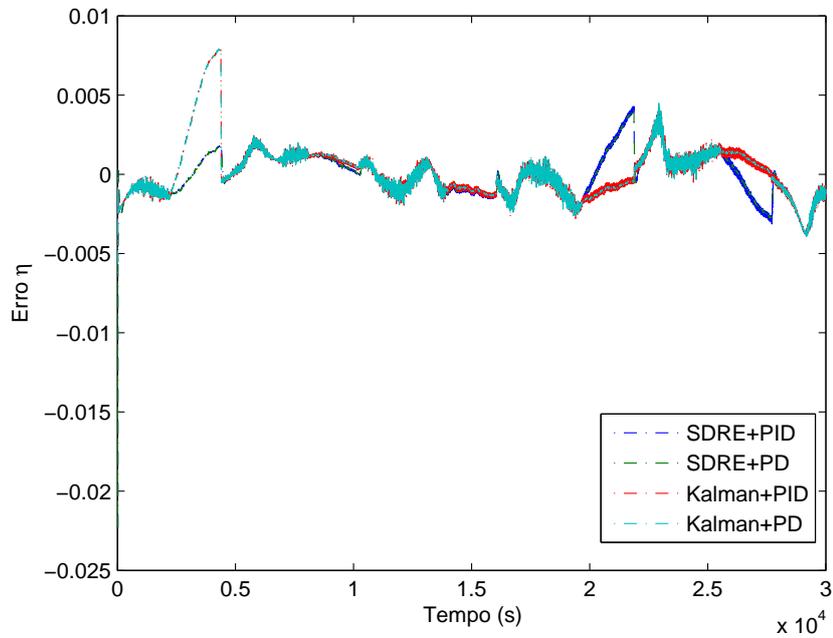


Figura 5.16 - Erro de estimação do elemento  $\varepsilon_4$  do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.



Os resíduos das estimações dos elementos do quatérnio pelos filtros SDRE e

de Kalman, com uso de controladores PD e PID, são visualizados nas Figuras 5.17, 5.18, 5.19 e 5.20, respectivamente.

Para os quatro casos, os resíduos apresentaram médias com magnitudes da ordem de  $10^{-6}$ , conforme resultados apresentados na Tabela 5.1. Observa-se que, apenas para o elemento  $\eta$ , o filtro de Kalman obteve média com magnitude da ordem de  $10^{-7}$ , tanto com controle PD quanto PID.

Tabela 5.1 - Média dos resíduos de estimação dos elementos do quatérnio para os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

Estimador + Controlador	Elementos do Quatérnio			
	$\varepsilon_1$	$\varepsilon_2$	$\varepsilon_3$	$\eta$
SDRE + PID	$-3,80 \cdot 10^{-6}$	$6,78 \cdot 10^{-6}$	$-3,74 \cdot 10^{-6}$	$-7,87 \cdot 10^{-6}$
SDRE + PD	$-3,86 \cdot 10^{-6}$	$6,85 \cdot 10^{-6}$	$-3,75 \cdot 10^{-6}$	$-7,85 \cdot 10^{-6}$
Kalman + PID	$-1,99 \cdot 10^{-6}$	$-3,14 \cdot 10^{-6}$	$-4,50 \cdot 10^{-6}$	$5,60 \cdot 10^{-7}$
Kalman + PD	$-2,00 \cdot 10^{-6}$	$-3,14 \cdot 10^{-6}$	$-4,50 \cdot 10^{-6}$	$5,84 \cdot 10^{-7}$

Figura 5.17 - Resíduo do elemento  $\varepsilon_1$  do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

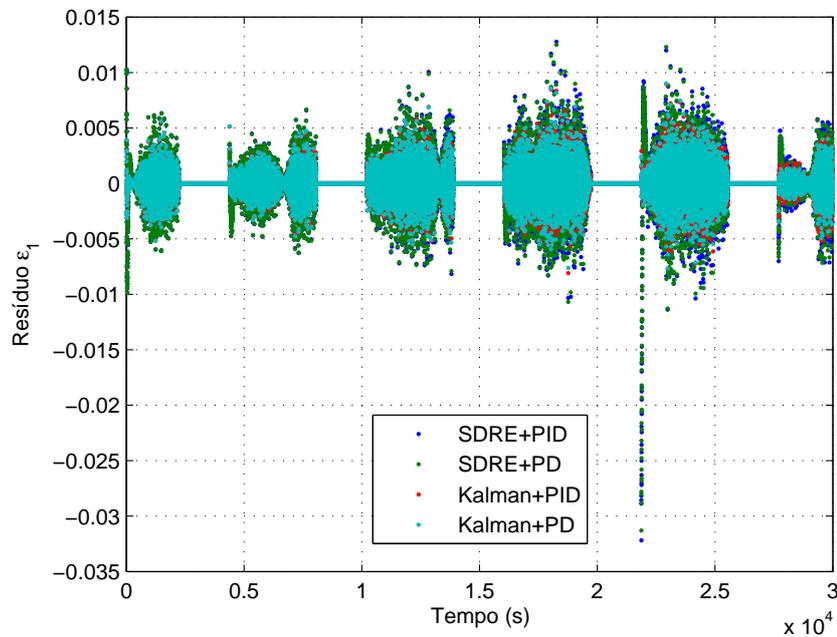


Figura 5.18 - Resíduo do elemento  $\varepsilon_2$  do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

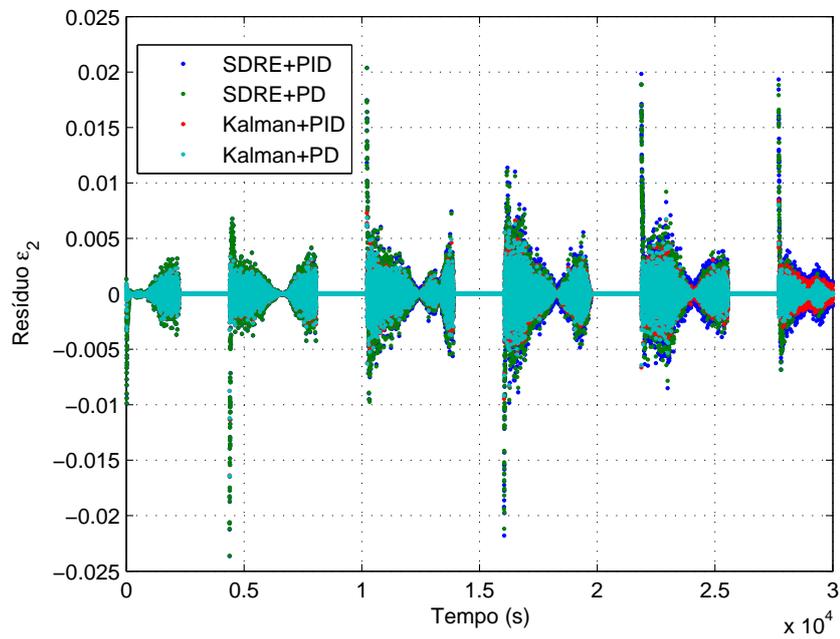


Figura 5.19 - Resíduo do elemento  $\varepsilon_3$  do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

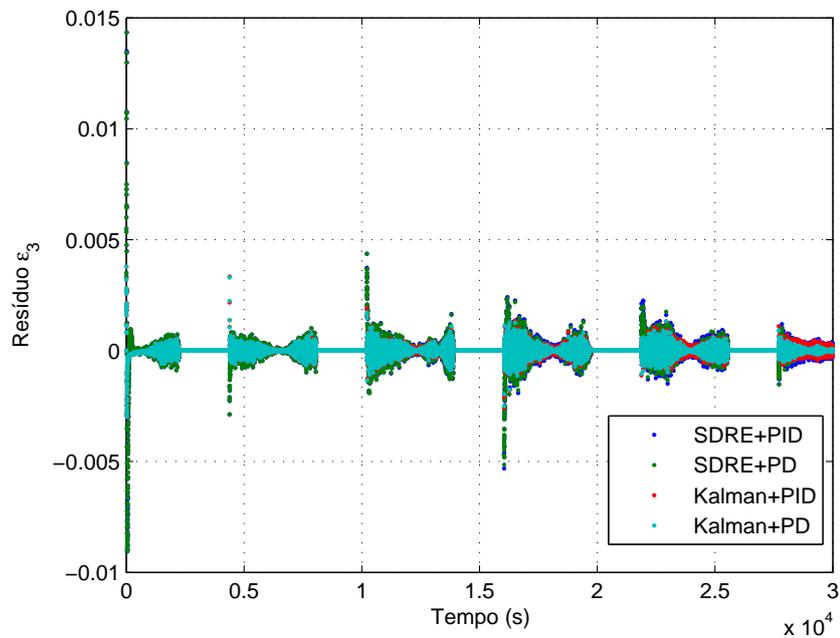
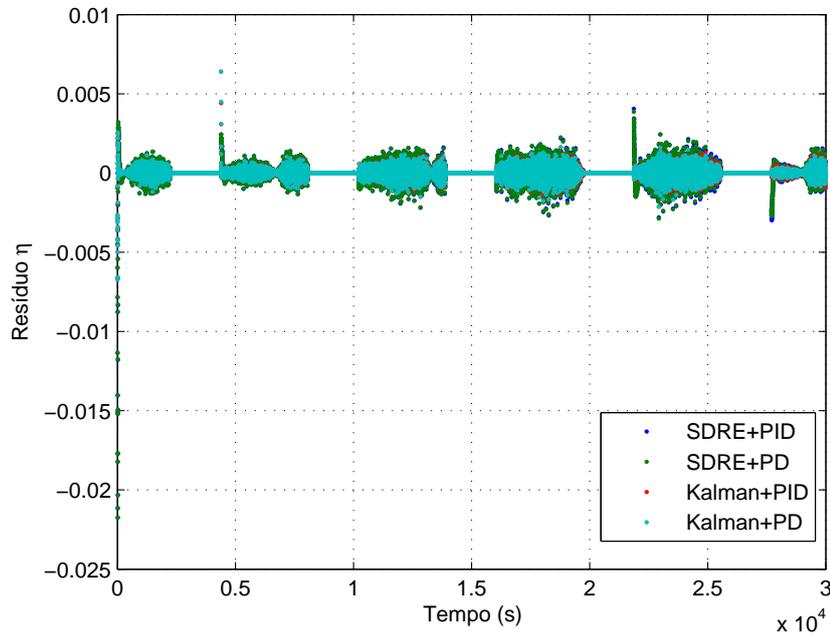


Figura 5.20 - Resíduo do elemento  $\eta$  do quatérnio: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.



Os resultados com o filtro de Kalman e controlador PD alcançaram desvios padrão mais satisfatórios do que as outras junções, de acordo com a Tabela 5.2. O filtro SDRE tanto com controle PD quanto com o controle PID alcançou desvios padrão com magnitude de  $10^{-4}$  para os elementos  $\varepsilon_3$  e  $\eta$ , todavia, os resíduos dos elementos  $\varepsilon_1$  e  $\varepsilon_2$  tiveram uma dispersão maior em torno da média, provavelmente, devido a oscilação na convergência do filtro ocasionada pelas regiões de sombra.

Tabela 5.2 - Desvio padrão dos resíduos de estimação dos elementos do quatérnio para os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

Estimador e Controlador	Elementos do Quatérnio			
	$\varepsilon_1$	$\varepsilon_2$	$\varepsilon_3$	$\eta$
SDRE + PID	$1,90 \cdot 10^{-3}$	$1,50 \cdot 10^{-3}$	$4,87 \cdot 10^{-4}$	$5,36 \cdot 10^{-4}$
SDRE + PD	$1,90 \cdot 10^{-3}$	$1,50 \cdot 10^{-3}$	$4,78 \cdot 10^{-4}$	$5,32 \cdot 10^{-4}$
Kalman + PID	$1,10 \cdot 10^{-3}$	$7,55 \cdot 10^{-4}$	$1,86 \cdot 10^{-4}$	$2,72 \cdot 10^{-4}$
Kalman + PD	$1,10 \cdot 10^{-3}$	$7,32 \cdot 10^{-4}$	$1,73 \cdot 10^{-4}$	$2,69 \cdot 10^{-4}$

Figura 5.21 - Estimação do viés do giroscópio no eixo  $x$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

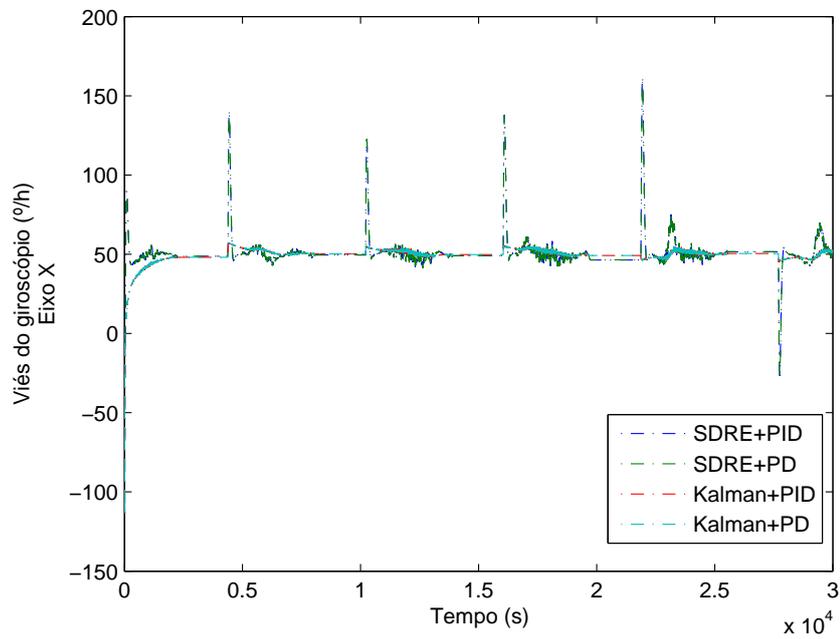


Figura 5.22 - Estimação do viés do giroscópio no eixo  $y$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

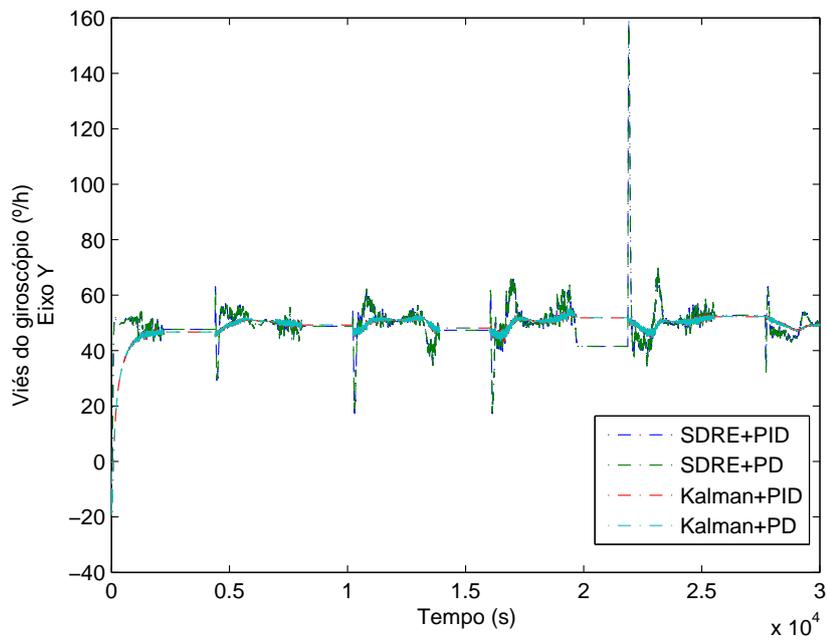
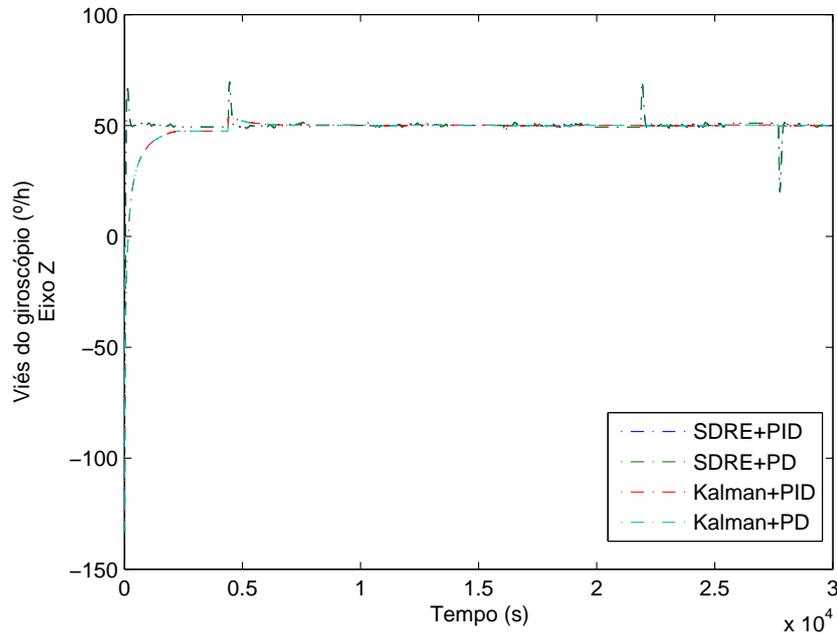


Figura 5.23 - Estimação do viés do giroscópio no eixo z: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.



Em relação as estimações dos vieses do giroscópio aos eixos  $xyz$ , apresentadas nas Figuras 5.21, 5.22, 5.23, o filtro de Kalman obteve resultados mais estáveis do que o filtro SDRE. Os resultados do filtro SDRE convergem ao valor de referência, entretanto, apresentaram oscilações que ocorreram após o satélite retornar às regiões de Sol visível.

Os resultados quanto a atitude do CONASAT são apresentadas nas Figuras 5.24, 5.26 e 5.28, para as condições iniciais de  $60^\circ$ ,  $30^\circ$  e  $40^\circ$  dadas em ângulos de Euler. As atitudes são conduzidas pelos controladores à referência de forma satisfatória, com pequenas diferenças quanto aos tempos de convergência ao erro de  $\pm 2^\circ$ .

Na Figura 5.25, a atitude do CONASAT no eixo  $x$  convergiu entre 45 e 50 segundos para as quatro metodologias avaliadas, sendo que o controlador PID com filtro de Kalman possuiu característica de resposta com assentamento mais rápido, seguido pelo controlador PD com filtro Kalman, controlador PID com filtro SDRE e controlador PD com filtro SDRE. Todavia, a partir de aproximadamente 57 segundos, a resposta do sistema com controle PID e filtro SDRE tendeu a um menor erro em regime permanente do que com controle PID e fitro de Kalman.

Figura 5.24 - Atitude do CONASAT no eixo  $x$  dada em ângulo de Euler nos primeiros 100 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

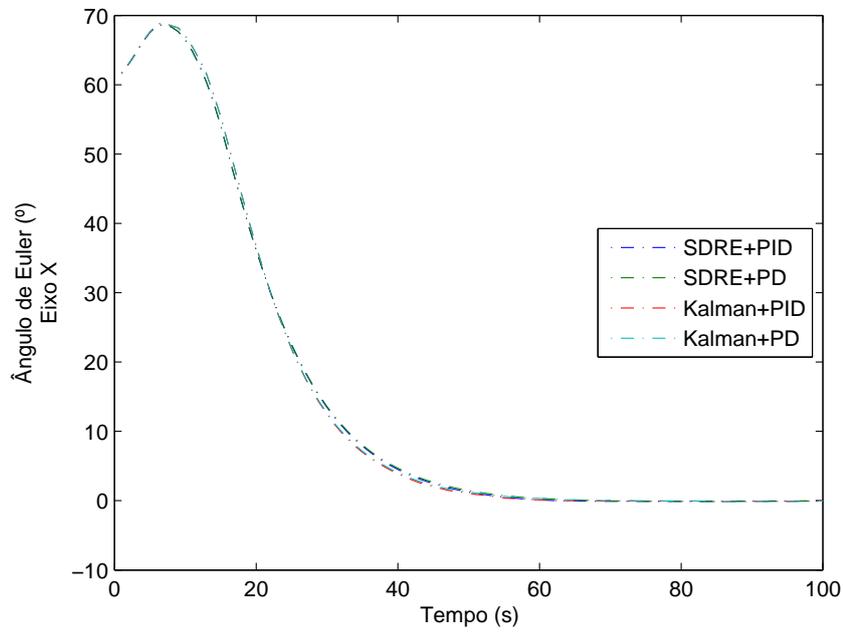
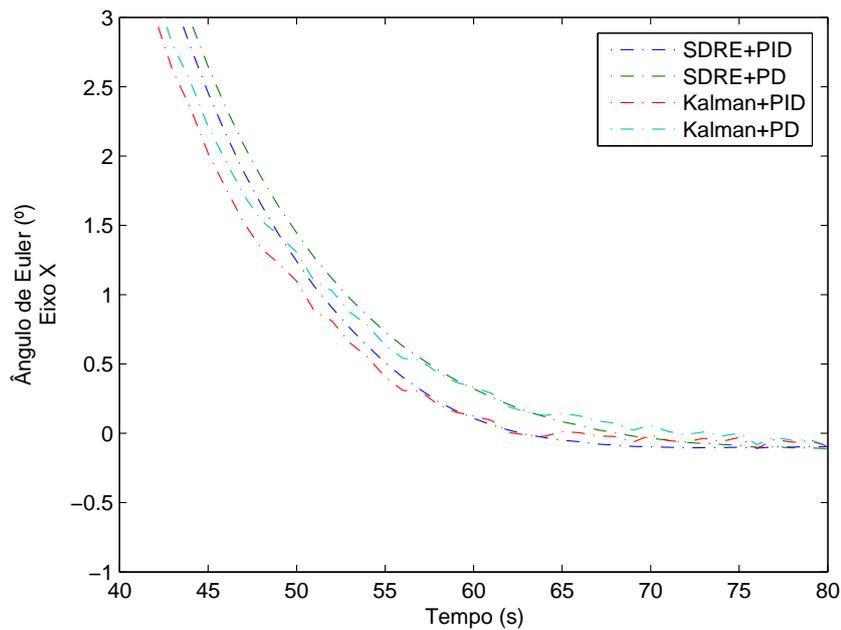


Figura 5.25 - Atitude do CONASAT no eixo  $x$  dada em ângulo de Euler entre 40 a 80 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.



Ao eixo  $y$  de atitude do CONASAT, as diferenças entre as características nas respostas também foram pequenas; as convergências nesse eixo foram de aproximadamente 25 segundos, conforme visualizado na Figura 5.27. As respostas utilizando filtro de Kalman, tanto com controle PID quanto PD, tiveram tempo de assentamento maior do que em comparação ao filtro SDRE com controle PID ou PD. Entretanto, aproximadamente em 37 segundos, as respostas com controle PID com filtro SDRE ou filtro de Kalman convergiram para um menor erro em regime permanente.

Em relação a atitude do CONASAT no eixo  $z$ , observa-se na Figura 5.29 que as convergências ocorreram entre 45 e 50 segundos, com resposta de assentamento mais rápida obtida pelo controlador PID e filtro de Kalman e menor erro em regime permanente com controle PID tanto com filtro SDRE quanto com filtro de Kalman.

Figura 5.26 - Atitude do CONASAT no eixo  $y$  dada em ângulo de Euler nos primeiros 100 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

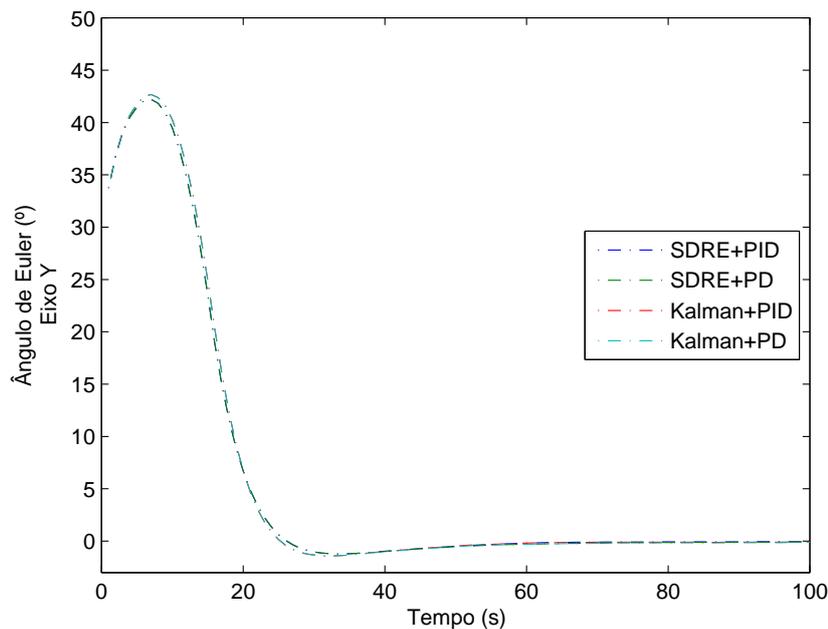


Figura 5.27 - Atitude do CONASAT no eixo  $y$  dada em ângulo de Euler entre 20 a 60 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

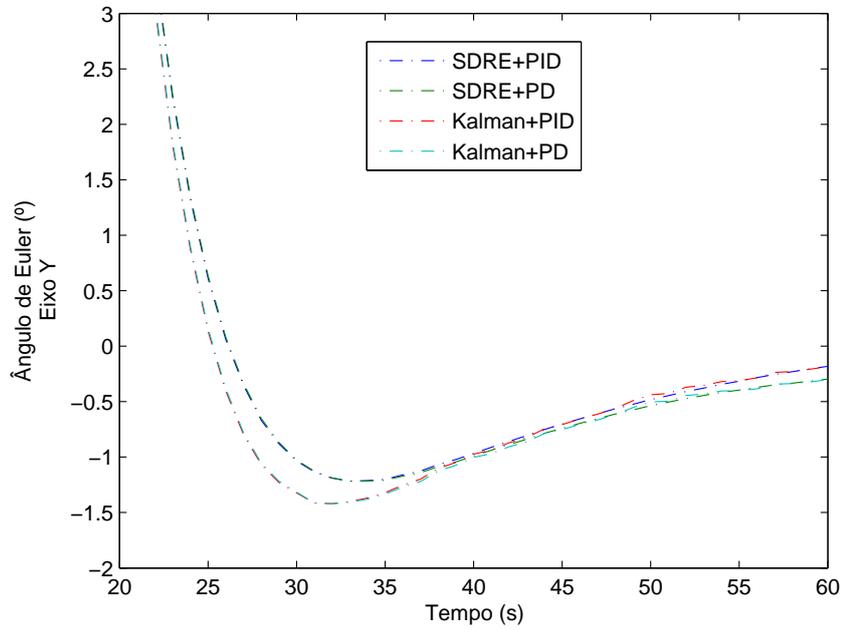


Figura 5.28 - Atitude do CONASAT no eixo  $z$  dada em ângulo de Euler nos primeiros 100 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

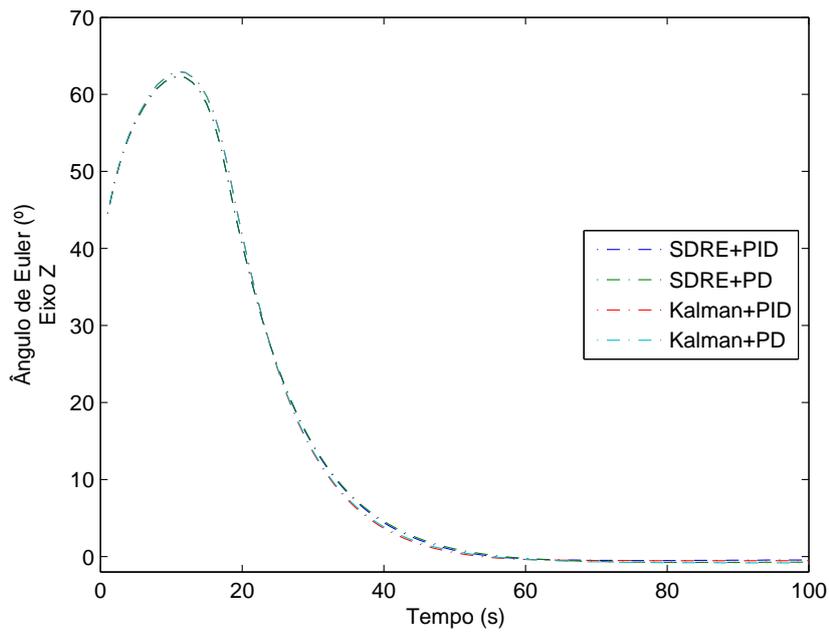
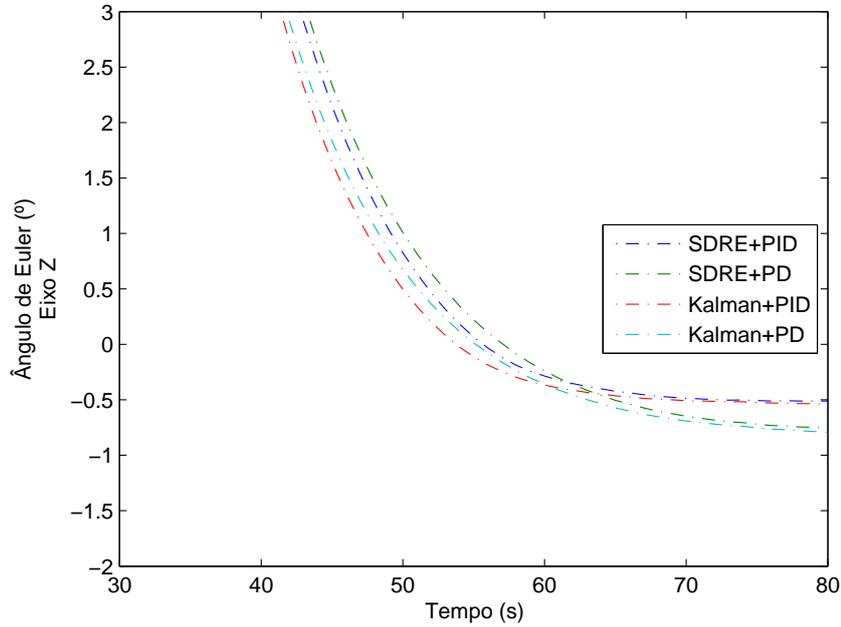


Figura 5.29 - Atitude do CONASAT no eixo  $z$  dada em ângulo de Euler entre 30 a 80 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.



Observam-se nas Figuras 5.30, 5.31 e 5.32 que as dinâmicas das velocidades angulares nos eixos  $xyz$  do CONASAT foram muito próximas entre os métodos utilizados em controle e estimação da atitude. As rodas de reação absorveram de forma adequada o momentum, mesmo em condições iniciais de velocidades angulares adversas ao modo de operação nominal do satélite. As velocidades angulares das rodas de reação são apresentadas nas Figuras 5.33, 5.34 e 5.35.

Figura 5.30 - Velocidade angular no eixo  $x$  para os primeiros 100 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

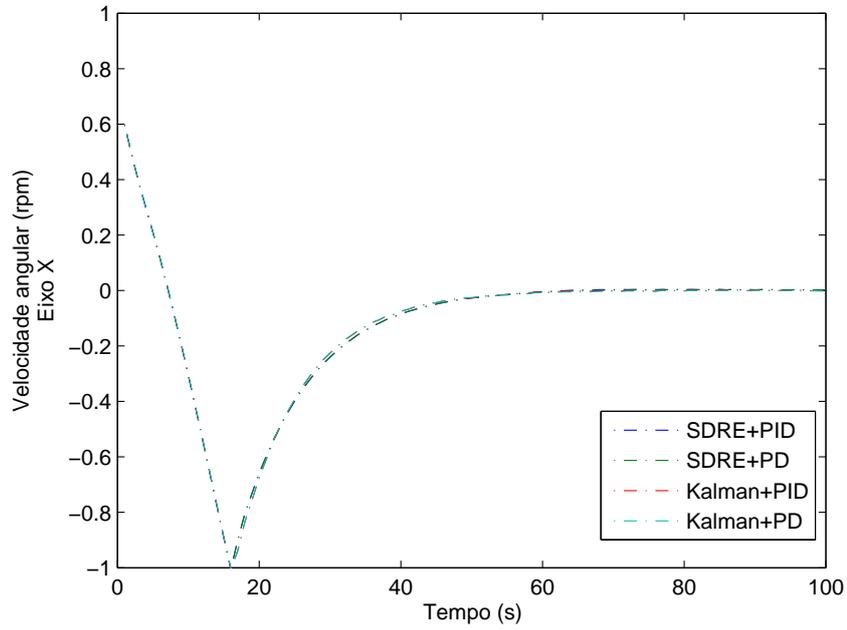


Figura 5.31 - Velocidade angular no eixo  $y$  para os primeiros 100 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

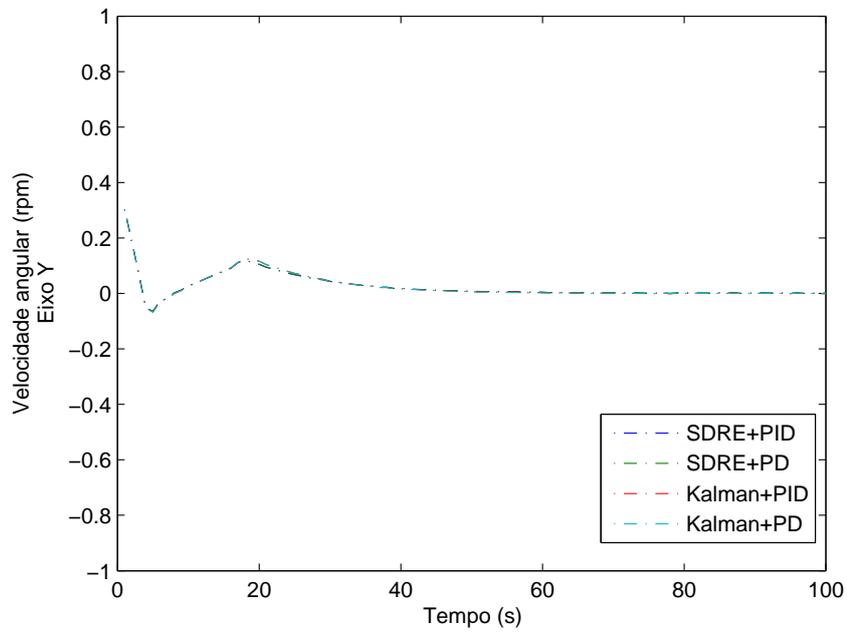


Figura 5.32 - Velocidade angular no eixo  $z$  para os primeiros 100 segundos de simulação: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

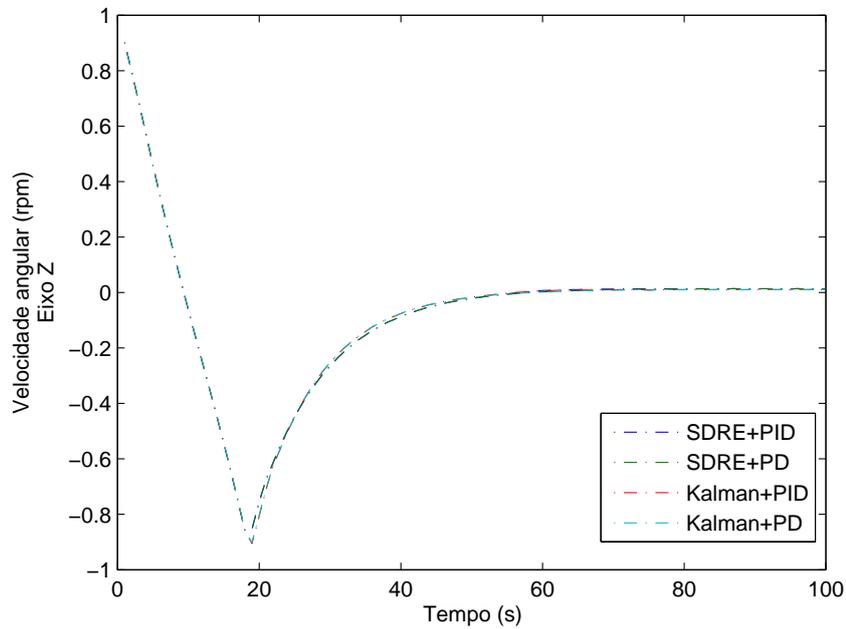


Figura 5.33 - Velocidade angular da roda de reação no eixo  $x$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

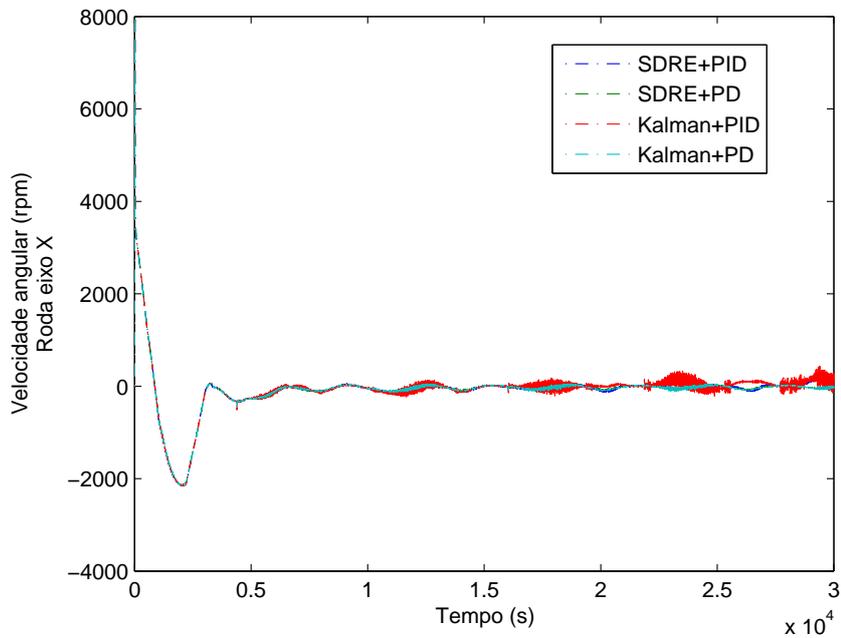


Figura 5.34 - Velocidade angular da roda de reação no eixo  $y$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

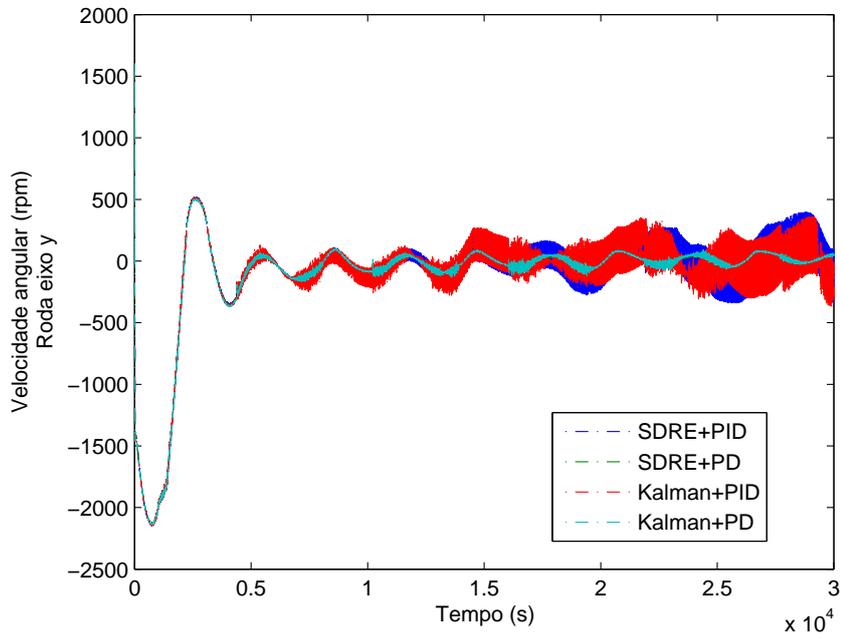
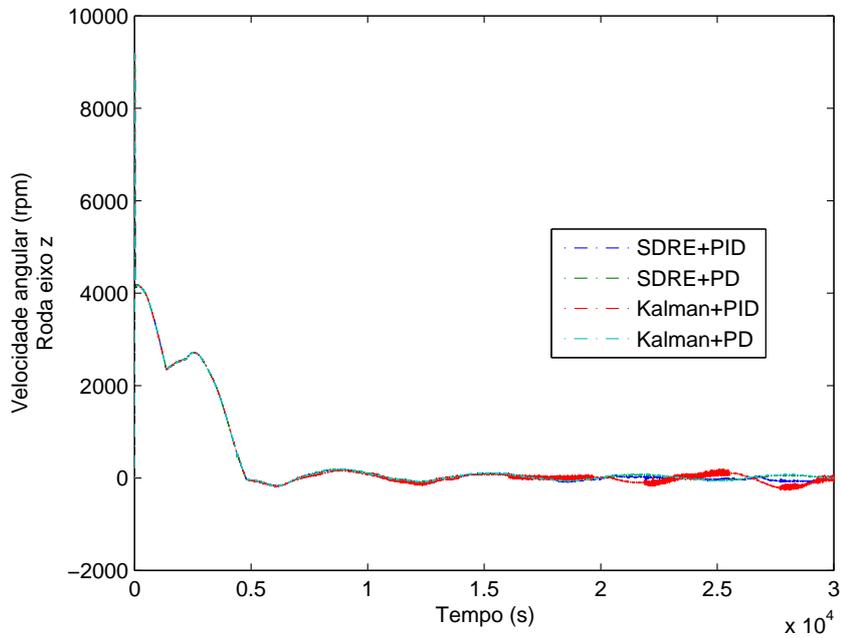


Figura 5.35 - Velocidade angular da roda de reação no eixo  $z$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.



As Figuras 5.36, 5.37 e 5.38 mostram os torques nas rodas de reação respectivamente

aos eixos  $xyz$ . Observa-se nas figuras que os torques foram maiores ao controle PID com filtro de Kalman em relação ao com filtro SDRE. Conseqüentemente, os erros de apontamento ao sistema de controle PID com filtro de Kalman mantém-se mais estáveis em relação às variações de erros em relação ao PID com filtro SDRE, conforme visualiza-se na Figura 5.39. O erro máximo obtido com o controle PID usando filtro de Kalman foi de  $3,11^\circ$ , já com o controle PID e filtro SDRE, foi de  $4,18^\circ$ . Entretanto, o PID com filtro SDRE obteve o menor erro de apontamento, de  $0,02^\circ$ , em comparação com PID e filtro de Kalman, que alcançou o erro mínimo de  $0,05^\circ$ .

Figura 5.36 - Torque da roda de reação do CONASAT no eixo  $x$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

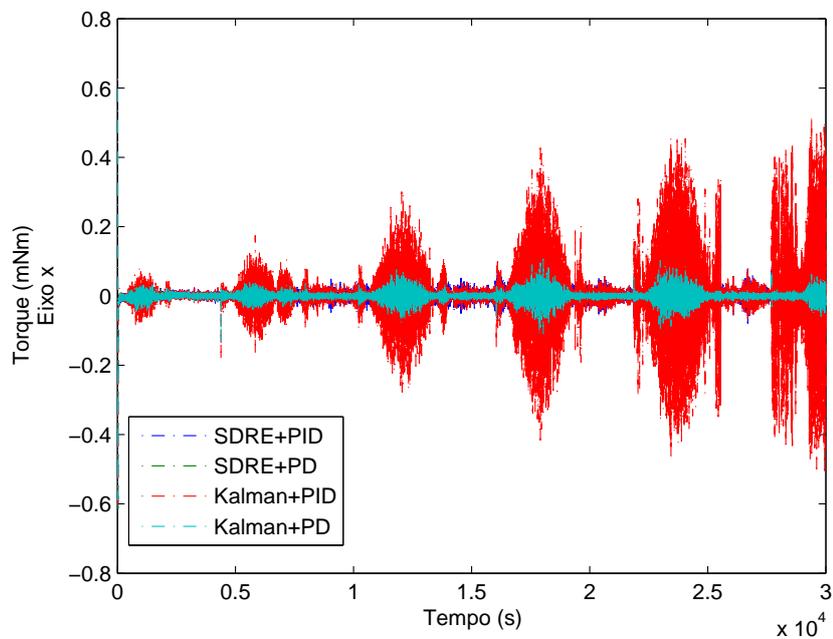


Figura 5.37 - Torque da roda de reação do CONASAT no eixo  $y$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

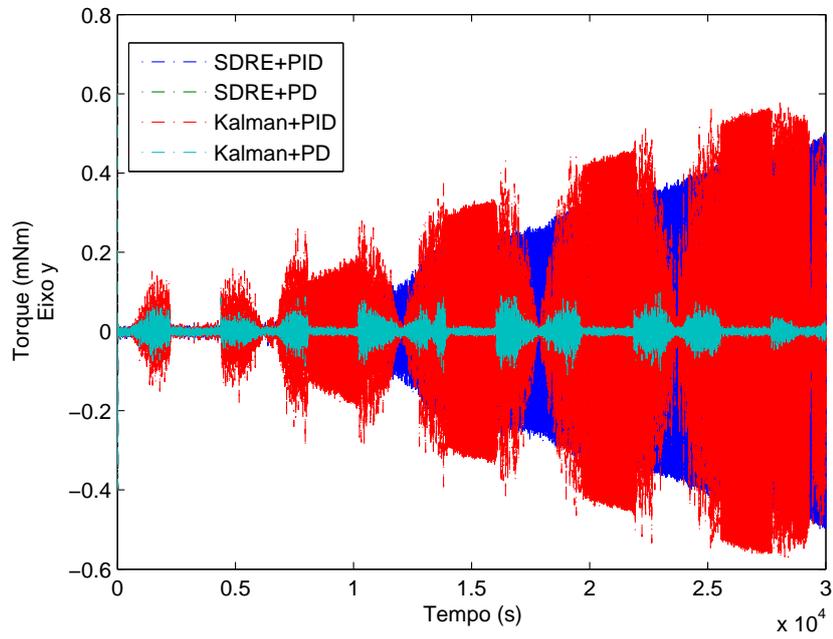


Figura 5.38 - Torque da roda de reação do CONASAT no eixo  $z$ : comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.

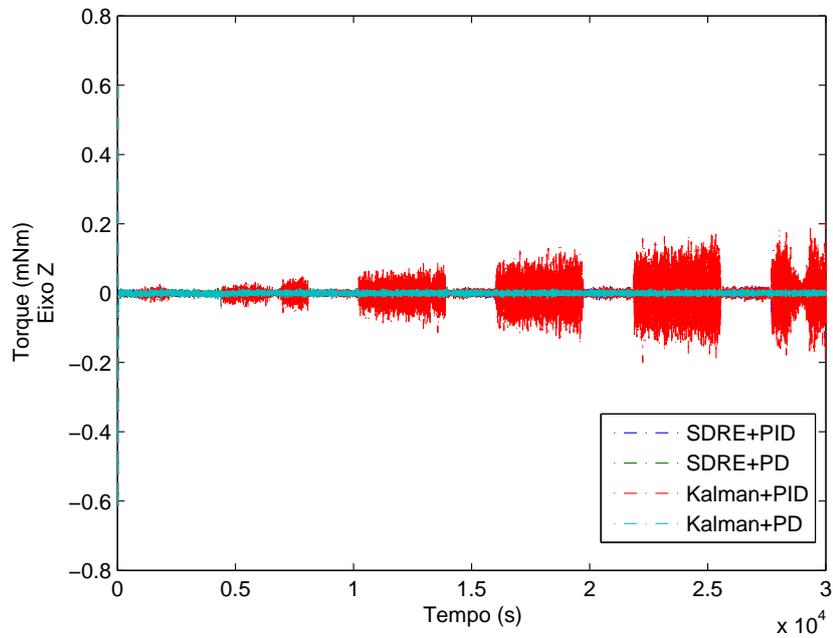
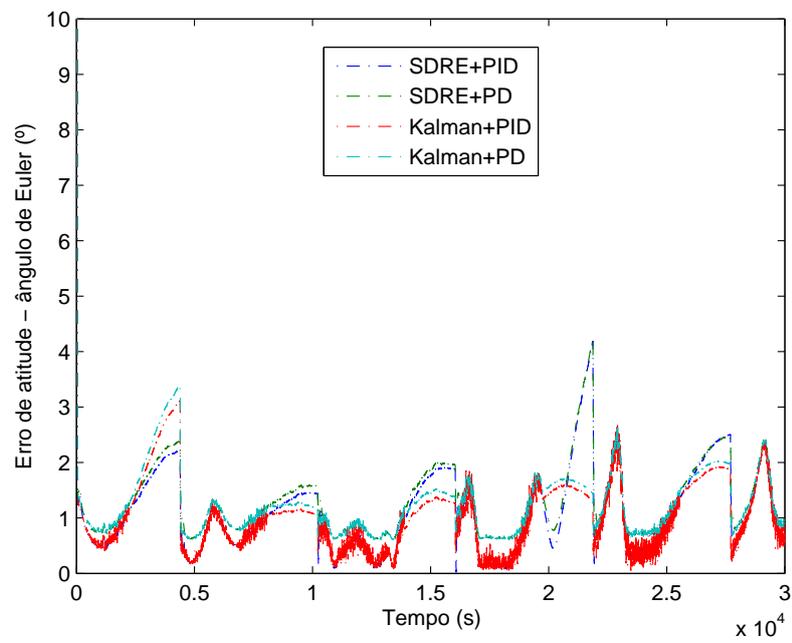


Figura 5.39 - Erro de apontamento dado em ângulo de Euler: comparação entre os filtros SDRE e de Kalman com controladores PD e PID.



## 6 CONCLUSÕES

Neste trabalho foram apresentados a modelagem matemática da cinemática de atitude por meio de quatérnio e da dinâmica da atitude do satélite usando rodas de reação; a construção de um ambiente de simulação no Matlab por meio de ferramentas computacionais obtidas pela biblioteca PROPAT (CARRARA, 2015); a simulação da dinâmica do satélite com a inclusão de atuadores e sensores; a descrição e aplicação da metodologia SDRE para a estimação dos estados de atitude do satélite; e a aplicação de um controlador PID convencional com base no erro de atitude computado por ângulo-eixo de Euler.

O filtro SDRE apresenta-se como uma promissora em estimação de estados em sistemas não lineares com diversas aplicações na literatura científica (BANKS et al., 2007). Diversos resultados foram expostos e comparados com os obtidos por meio de filtro de Kalman aplicado em trabalhos como Brighenti (2016) utilizando controladores PD e PID; sem controlador, a magnitude dos resíduos de estimação foi de  $10^{-5}$ , já com controle, diminuiu para  $10^{-6}$ . A estimação dos estados é fundamental para o controle de atitude atuar em regiões de sombra da Terra. Convém notar que o filtro SDRE apresenta vantagens quando as equações diferenciais da atitude são não-lineares, pois não é necessário o cálculo de jacobianas e derivadas parciais dos modelos dinâmicos e de observação. No caso de determinação de atitude estudada nesse trabalho, há pouca não-linearidade, pois a equação cinemática do quatérnio é linear por aproximação; assume-se velocidade angular constante durante o passo da integração. Estudo mais aprofundado é necessário, inclusive para verificar menores tempo de acomodação e de processamento devido a economia ao evitar cálculo de derivadas parciais.

Inicialmente, o SDRE apresenta-se teoricamente como superior a outras técnicas por não basear-se em uma metodologia de linearização do modelo; há liberdade na parametrização dos estados, contudo, necessita-se da construção desta de forma ótima para a minimização dos erros, conforme discutido em Berman et al. (2013) e Berman et al. (2014). O filtro SDRE pode oferecer bons resultados de convergência, como os resultados deste trabalho mostraram, mas carece-se de uma metodologia para a construção ótima da parametrização dos estados e isso gera esforço maior de engenharia para a adquirir determinações desejadas.

O controlador PID é uma estratégia de controle bastante utilizada por sua robustez a partir da combinação de três ações, capaz de efetuar mudanças tanto no regime transitória quanto no permanente da resposta do processo. A técnica apresentada

nesta pesquisa mostrou-se satisfatória para o controle de atitude no modo de operação nominal do CONASAT, mesmo com condições iniciais desfavoráveis ao modo de operação estudado. O controle PID manteve o erro de atitude, em grande parte, abaixo de  $3^\circ$  e, no geral, menor do que  $5^\circ$  de erro de apontamento em ângulo de Euler; resultados satisfatórios para a missão do CONASAT, que é de retransmissão de dados captados por plataformas de coleta de dados à uma central de comando.

Como trabalhos futuros, tem-se como sugestões:

- Realizar simulações com a adição de novas perturbações na atitude, como, por exemplo, o arrasto aerodinâmico, pressão de radiação solar e o albedo;
- Utilizar modelos mais realistas ao magnetômetro, sensor solar e giroscópio, com vieses dinâmicos variantes no tempo e a adição de magnitudes maiores de ruídos, e às rodas de reação, com a inclusão de suas não linearidades;
- Estudos mais aprofundados quanto ao filtro SDRE com possibilidades de verificar menores tempo de acomodação e de processamento;
- Estabelecer uma metodologia para a determinação ótima da parametrização dos estados ao filtro SDRE e, assim, a obtenção de resultados mais satisfatórios;
- Analisar outras técnicas de estimação ao problema do CONASAT, com possibilidade de observar metodologias estabelecidas ao problema de estimação de atitude em pequenos satélites;
- Com a inclusão de novas perturbações e não linearidades ao processo, a aplicação de outras técnicas de controle ao problema de atitude poderão ser necessárias, desta forma, metodologias com inteligência computacional, como por exemplo, lógica difusa, e controle adaptativo por modelo de referência, ao considerar o modelo ideal de dinâmica do satélite apresentada na Equação 4.3, são possibilidades a serem estudadas a um sistema que possui limitações estruturais e computacionais;
- Testar e validar esses métodos em uma bancada de simulação com mancal a ar para pequenos satélites.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AKAGI, H.; TAKATA, M.; WATANABE, H.; OIKAWA, K. Kobi's contribution to broadening the possibilities for micro/nano-satellite. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON SPACE OPERATIONS, 14., 2016. **Proceedings...** Daejeon: AIAA, 2016. 2

ANG, K. H.; CHONG, G. C. Y.; LI, Y. Pid control system analysis, design, and technology. **IEEE Transactions on Control Systems Technology**, v. 13, n. 4, p. 559–576, 2005. [xix](#), [23](#), [24](#)

ARANTES JUNIOR, G. **Estudo comparativo de técnicas de controle de atitude em três eixos para satélites artificiais**. 201 p. (INPE-12970-TDI/1018). Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2005. [11](#), [13](#), [25](#)

BANKS, H. T.; LEWIS, B. M.; TRAN, H. T. Nonlinear feedback controllers and compensators: a state-dependent riccati equation approach. **Computational Optimization and Applications**, v. 37, n. 2, p. 177–218, 2007. [16](#), [57](#)

BAZANELLA, A. S.; SILVA JR., J. M. G. **Sistemas de controle: princípios e métodos de projeto**. Porto Alegre: UFRGS Editora, 2005. [23](#)

BENNET, S. Nicolas minorsky and the automatic steering of ships. **Control Systems Magazine**, v. 4, p. 10–15, 1984. [23](#)

BERMAN, A.; ZARCHAN, P.; LEWIS, B. Comparisons between the extended kalman filter and the state-dependent riccati estimator. In: AIAA GUIDANCE, NAVIGATION, AND CONTROL (GNC) CONFERENCE, 2013. **Proceedings...** Boston: AIAA, 2013. p. 1–27. [16](#), [57](#)

\_\_\_\_\_. Comparisons between the extended kalman filter and the state-dependent riccati estimator. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 37, n. 5, p. 1556–1567, 2014. [16](#), [57](#)

BIGOT, P. G. **Abordagem de pareto para a otimização multiobjetivo do desempenho de um controlador SDRE aplicado a um sistema não linear**. 112 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/ Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2015. [16](#)

BRINGHENTI, P. M. **Técnicas de dessaturação de rodas de reação e estimação de atitude por filtro de Kalman aplicados ao CONASAT**. 75 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/ Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2016. 15, 26, 27, 29, 31, 36, 39, 57

CANDINI, G. P.; PIERGENTILI, F.; SANTONI, F. Miniaturized attitude control system for nanosatellites. *Acta Astronautica*, v. 81, p. 325–334, 2012. 15

CARRARA, V. **Cinemática e dinâmica de satélites artificiais**. São José dos Campos, 2012. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3B96GD8>>. 7, 8, 9, 10, 11, 13, 14

\_\_\_\_\_. An open source satellite attitude and orbit simulator toolbox for matlab. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON DYNAMIC PROBLEMS OF MECHANICS, 17., 2015. **Proceedings...** Natal: ABCM, 2015. 4, 27, 57

CARRARA, V.; KUGA, H. K.; BRINGHENTI, P. M.; CARVALHO, M. J. M. Attitude determination, control and operating modes for conasat cubesats. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE FLIGHT DYNAMICS, 24., 2014. **Proceedings...** Laurel: ISSFD, 2014. 2, 4, 5, 23, 28, 29

CARVALHO, M. J. M.; LIMA, J. S. S.; JOTHA, L. S.; AQUINO, P. S. Conasat - constelação de nano satélites para coleta de dados ambientais. In: SIMPÓSIO BRASILEIRO DE SENSORIAMENTO REMOTO, 16., 2013. **Anais...** Foz do Iguaçu: INPE, 2013. 2

CHOUKROUN, D.; TEKINALP, O. Spacecraft attitude and rate estimation and control using the sdre method. In: EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES, 5., 2013. **Proceedings...** Munich: EUCASS Association, 2013. 16, 17, 19

CLOUTIER, J. R. State-dependent riccati equation techniques: an overview. In: AMERICAN CONTROL CONFERENCE, 1997. **Proceedings...** Albuquerque: IEEE, 1997. p. 932–936. 16

DURAO, O. S. C. Cube e nanosatélite - um novo conceito para o setor espacial. *Tecnologia e Defesa*, n. 136, p. 127–129, 2014. 2

FARIA, M. C. P. **Estimação e controle aplicados a um problema de rastreamento utilizando e comparando dois ambientes integrados de modelagem, identificação e simulação**. 182 p. (INPE-14607-TDI/1187).

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/ Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2007. 15

FERRARESI, V. A. **Utilização conjunta de sensores inerciais e não-inerciais em determinação de atitude de satélites via filtro de Kalman**. 134 p. (INPE-4313-TDL/280). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial/ Mecânica Orbital) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1986. 15

GARCIA, R. V.; KUGA, H. K.; ZANARDI, M. C. F. P. S. Unscented kalman filter applied to the spacecraft attitude estimation with euler angles. **Mathematical Problems in Engineering**, v. 2012, p. 1–12, 2012. 16

\_\_\_\_\_. Unscented kalman filter for determination of spacecraft attitude using different attitude parameterizations and real data. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 8, n. 1, p. 82–90, 2016. 16

GARCIA, R. V.; MATOS, N. F. O.; KUGA, H. K.; ZANARDI, M. C. Unscented kalman filter for spacecraft attitude estimation using modified rodrigues parameters and real data. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 8, n. 1, p. 82–90, 2016. 16

GONZALES, R. G. **Utilização dos métodos SDRE e filtro de Kalman para o controle de atitude de simuladores de satélites**. 120 p. (INPE-15691-TDI/1465). Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/ Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2009. 15, 16

GONZALES, R. G. **Filtro não linear de Kalman sigma-ponto com algoritmo unscented aplicado a estimativa dinâmica de atitude de satélites artificiais**. 159 p. Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/ Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2011. 15

GUEDES, U. T. V. **Procedimento de estimação de atitude para satélites estabilizados por rotação**. 120 p. (INPE-4866-TDL/377). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial/ Mecânica Orbital) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1989. 15

- HAESSIG, D. A.; FRIEDLAND, B. State dependent differential riccati equation for nonlinear estimation and control. In: IFAC TRIENNIAL WORLD CONGRESS, 15., 2002. **Proceedings...** Barcelona: IFAC, 2002. 16
- HARMAN, R. R.; BAR-ITZHACK, I. Y. Pseudolinear and state-dependent riccati equation filters for angular rate estimation. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 22, n. 5, p. 723–725, 1999. 16
- HUGHES, P. C. **Spacecraft attitude dynamics**. New York: John Wiley & Sons, 1986. 564 p. 7, 10, 11, 13, 14
- INPE. **Constelação de nano satélites para coleta de dados ambientais: documento de descrição da missão**. 2011. 27
- KALMAN, R. E. A new approach to linear filtering and prediction problems. **Journal of Basic Engineering**, v. 82, p. 35–45, 1960. 15
- KALMAN, R. E.; BUCY, R. S. New results in linear filtering and prediction theory. **Journal of Basic Engineering**, v. 83, p. 95–108, 1961. 15
- KUGA, H. K. **Estimação adaptativa de órbitas aplicada a satélites a baixa altitude**. 128 p. (INPE-2316-TDL/079). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1981. 15
- KUGA, H. K. **Determinação de órbitas de satélites artificiais terrestres através de técnicas de estimação combinadas a técnicas de suavização de estado**. 249 p. (INPE-4959-TDL/388). Tese (Doutorado em Ciência Espacial/ Mecânica Espacial) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1989. 15
- KUGA, H. K.; BRINGHENTI, P. M.; CARRARA, V. Attitude estimation, control and momentum dumping: a case study for conasat. In: IAA SYMPOSIUM ON SMALL SATELLITES FOR EARTH OBSERVATION, 10., 2015. **Proceedings...** Berlin: IAA, 2015. 29, 36
- KUIPERS, J. B. **Quaternions and rotation sequences**. [S.l.: s.n.]. 13
- LINO, C. O. **Expressões parametrizadas não singulares para propagação de órbitas via teoria de estimação de parâmetros**. 107 p. (INPE-4024-TDL/241). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1986. 15

MARKLEY, F. L. Attitude determination using vector observations: a fast optimal matrix algorithm. **Journal of the Astronautical Sciences**, v. 41, n. 2, p. 261–280, 1993. 28

MARKLEY, F. L.; CRASSIDIS, J. L. **Fundamentals of spacecraft attitude determination and control**. New York: Springer, 2014. 495 p. 11, 13, 21, 22, 26

MARKLEY, F. L.; MORTARI, D. Quaternion attitude estimation using vector observations. **Journal of the Astronautical Sciences**, v. 48, n. 2, p. 359–380, 2000. 28

MARTINS FILHO, L. S. **Determinação de atitude de balões estratosféricos utilizando filtro de Kalman**. 130 p. (INPE-5498-TDI/513). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial/ Mecânica Orbital) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1992. 15

MARYLAND AEROSPACE, . **MAI-400**. Crofton, Maryland, 2015. Disponível em: <<https://goo.gl/RG9E8D>>. 26

MAYBECK, P. S. **Stochastic models, estimation, and control**. New York: Academic Press, 1979. 423 p. 15

MINORSKY, N. Directional stability of automatically steered bodies. **Journal of the American Society of Naval Engineers**, v. 34, p. 280–309, 1922. 23

MRACEK, C. P.; CLOUTIER, J. R.; D'SOUZA, C. A. A new technique for nonlinear estimation. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON CONTROL APPLICATIONS, 1996. **Proceedings...** Dearborn: IEEE, 1996. p. 338–343. 16, 17

OLIVEIRA, A. M. **Estimação das características de massa de mancais aerostáticos para aplicações espaciais**. 104 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/ Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2014. 15

OLIVEIRA JUNIOR, E. M. **Estudo dos algoritmos Welch-Lynch (FTM), fault-tolerant average (FTA) e filtro de Kalman (FK) para sincronização de relógios e suas influências sobre um sistema de controle**. 417 p. (INPE-16689-TDI/1633). Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/ Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2010. 15

PADILHA, O. S. **Técnicas de controle auto-sintonizável implícita e explícita, com estimação de parâmetros via filtro de Kalman, aplicadas a atitude de satélites artificiais.** 183 p. (INPE-4857-TDL/368). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial/ Mecânica Espacial) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1989. 15

PARDAL, P. C. P. M. **Determinação de órbita em tempo real através de filtro não linear de Kalman sigma-ponto.** 120 p. Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/ Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2011. 15

RIOS NETO, A.; HEMERLY, E. M. Observadores de estado e filtro de kalman. In: AGUIRRE, L. A. (Ed.). **Enciclopédia de Automática.** São Paulo: Blucher, 2007. v. 3, cap. 6, p. 158–181. 469 p. 15

SANDAU, R. Status and trends of small satellite missions for earth observation. **Acta Astronautica**, v. 66, n. 1, p. 1–12, 2010. 1

SANTOS, M. A. F.; MATTIELO-FRANCISCO, M. F.; YAMAGUTI, W. O sistema nacional de dados ambientais e a coleta de dados por satélite. In: SIMPÓSIO BRASILEIRO DE SENSORIAMENTO REMOTO, 16., 2013. **Anais...** Foz do Iguaçu: INPE, 2013. 2

SANTOS, S. P. **Investigação da fusão da técnica de controle fuzzy e/ou SDRE/ $H_{\infty}$  visando projetar um controlador robusto para um satélite rígido-flexível.** 194 p. Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/ Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2015. 16

SANTOS, W. A.; MOURA, C. O.; YAMAGUTI, W.; SILVA, M. M. Q. Space education and public outreach for aerospace engineering in a brazilian perspective. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE TECHNOLOGY AND SCIENCE, 28., 2011. **Proceedings...** Okinawa: ISTS, 2011. 2

SARLI, B. V.; ZABALAGA, M. A. C.; TELGIE, A. L.; SANTOS, J. C.; MESQUITA, B. D. R.; JIMENEZ, D. M.; ROMAN-GONZALES, A.; DE LA C. G. V.; CUENTAS, N. I. V.; PERAZZO, F. South america space era. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS, 66., 2015. **Proceedings...** Jerusalém: IAA, 2015. 1

SCHUCH, N. J.; DURAO, O. S. C. The brazilian inpe-ufsm nanosatc-br cubesat program. In: IAA CONFERENCE ON UNIVERSITY SATELLITES MISSIONS

AND CUBESAT WINTER WORKSHOP, 2., 2013. **Proceedings...** Roma: IAA, 2013. 1

SCRIVENER, S. L.; THOMPSON, R. C. Survey of time-optimal attitude maneuvers. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 17, n. 2, p. 225–233, 1994. 22

SELVA, D.; KREJCI, D. A survey and assessment of the capabilities of cubesats for earth observation. **Acta Astronautica**, v. 74, p. 50–68, 2012. 1

SHIROMA, W. A.; MARTIN, L. K.; AKAGI, J. T.; WOLFE, B. L.; FEWELL, B. A.; OHTA, A. T. Cubesats: a bright future for nanosatellites. **Central European Journal of Engineering**, v. 1, n. 1, p. 9–15, 2011. 1

SHUSTER, M. D. A survey of attitude representations. **The Journal of the Astronautical Sciences**, v. 41, n. 4, p. 439–517, 1993. 11

SHUSTER, M. D.; OH, S. D. Three-axis attitude determination from vector observations. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 4, n. 1, p. 70–77, 1981. 28

SIDI, M. J. **Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach**. New York: Cambridge University Press, 1997. 25

SILANI, E.; LOVERA, M. Magnetic spacecraft attitude control: a survey and some new results. **Control Engineering Practice**, v. 13, n. 3, p. 357–371, 2005. 25

SILVA, C. M. L. **Estimação conjunta de órbita e atitude de satélites artificiais estabilizados por rotação utilizando observações do magnetômetro e sensor solar**. 124 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/ Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2005. 15

SILVA, S. **Estudo da fusão dos métodos LQG/LTR e SDRE para o controle de uma classe de sistemas não lineares**. 141 p. Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/ Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2014. 16

SILVA, W. R.; KUGA, H. K.; ZANARDI, M. C. Application of the regularized particle filter for attitude determination using real measurements of cbers-2 satellite. **Advances in the Astronautical Sciences**, v. 156, p. 1427–1444, 2015. 16

\_\_\_\_\_. Nonlinear least squares method for gyros bias and attitude estimation using satellite attitude and orbit toolbox for matlab. **Journal of Physics: Conference Series**, v. 641, 2015. 16

SILVA, W. R.; KUGA, H. K.; ZANARDI, M. C.; GARCIA, R. V. Least squares method for attitude determination using the real data of cbers-2 satellite. **Applied Mechanics and Materials**, v. 2012, p. 1–12, 2012. 16

SIOURIS, G. M. **An engineering approach to optimal control and estimation theory**. New York: John Wiley & Sons, 1996. 407 p. 15

STAEHLE, R. L.; BLANEY, D.; HEMMATI, H.; JONES, D.; KLESH, A.; LIEWER, P.; LAZIO, J.; LO, M. W.-Y.; MOUROULIS, P.; MURPHY, N.; PINGREE, P. J.; WILSON, T.; ANDERSON, B.; II, C. C. C.; BETTS, B.; FRIEDMAN, L.; PUIG-SUARI, J.; WILLIAMS, A.; SVITEK, T. Interplanetary cubesats: opening the solar system to a broad community at lower cost. **Journal of Small Satellites**, v. 2, n. 1, p. 161–186, 2013. 1

VADALI, S. R.; JUNKINS, J. L. Optimal open-loop and stable feedback control of rigid spacecraft maneuvers. **The Journal of the Astronautical Sciences**, v. 32, n. 2, p. 105–122, 1984. 22

VAROTTO, S. E. C. **Determinação de atitude de satélites artificiais através da aplicação conjunta de técnicas de estimação ótima estática e dinâmica**. 115 p. (INPE-4415-TDL/306). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial/ Mecânica Orbital) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1986. 15

VIEIRA NETO, E. **Estimação sequencial de órbita utilizando o modelo unificado de estados**. 108 p. (INPE-5545-TDI/513). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial/ Mecânica Espacial e Controle) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1994. 15

VILLELA, T.; BRANDAO, A.; LEONARDI, R. Cubesats e oportunidades para o setor espacial brasileiro. **Parcerias Estratégicas**, v. 21, n. 42, p. 91–114, 2016. 2

WELLS, G. J.; STRAS, L.; JEANS, T. Canada's smallest satellite: the canadian advanced nanospace experiment (canx-1). In: ANNUAL AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 16., 2002. **Proceedings...** Logan, Utah, 2002. 25

WERTZ, J. R. **Spacecraft attitude determination and control**. London: D. Reideil Publishing Company, 1978. 861 p. [9](#), [11](#), [13](#), [21](#), [22](#), [24](#)

WIE, B. **Space vehicle dynamics and control**. 2nd. ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008. 970 p. [9](#), [11](#)

WISNIEWSKI, R. **Satellite attitude control using only electromagnetic actuation**. 147 p. Tese (Doctorate of Automatic Control) — Aalborg University, Aalborg, Dinamarca, 1996. [25](#)

WOELLERT, K.; EHRENFREUND, P.; RICCO, A. J.; HERTZFELD, H. Cubesats: cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations. **Advances in Space Research**, v. 47, n. 4, p. 663–684, 2011.

[1](#)