



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/10.27.08.20-TDI

ANÁLISE DA TRANSIÇÃO DOS MODOS DE OPERAÇÃO DO CONTROLE DE ATITUDE

Aguinaldo Cardozo da Costa Filho

Tese de Doutorado do Curso
de Pós-Graduação em Engenharia
e Tecnologia Espaciais/Mecânica
Espacial e Controle, orientada
pelo Dr. Evandro Marconi Rocco,
aprovada em 28 de agosto de 2015.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3KFQ935>>

INPE
São José dos Campos
2015

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

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

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

Membros:

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

Dr. Amauri Silva Montes - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espaciais (ETE)

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

Dr. Joaquim José Barroso de Castro - Centro de Tecnologias Espaciais (CTE)

Dr. Manoel Alonso Gan - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

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

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

BIBLIOTECA DIGITAL:

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

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

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

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

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

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

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

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



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/10.27.08.20-TDI

ANÁLISE DA TRANSIÇÃO DOS MODOS DE OPERAÇÃO DO CONTROLE DE ATITUDE

Aguinaldo Cardozo da Costa Filho

Tese de Doutorado do Curso
de Pós-Graduação em Engenharia
e Tecnologia Espaciais/Mecânica
Espacial e Controle, orientada
pelo Dr. Evandro Marconi Rocco,
aprovada em 28 de agosto de 2015.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3KFQ935>>

INPE
São José dos Campos
2015

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Costa Filho, Aguinaldo Cardozo da.

C823a Análise da transição dos modos de operação do controle de
atitude / Aguinaldo Cardozo da Costa Filho. – São José dos
Campos : INPE, 2015.

xxvi + 137 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/10.27.08.20-TDI)

Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de
Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2015.

Orientador : Dr. Evandro Marconi Rocco.

1. Modos de operação. 2. Transição entre modos de operação.
3. Controle de atitude. I.Título.

CDU 629.7.062.2



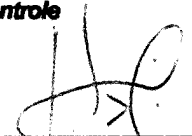
Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](#).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](#).

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

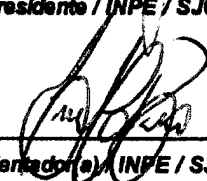
**Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica
Espacial e Controle**

Dr. Hans-Ulrich Pilchowski



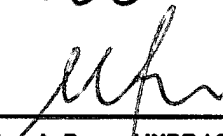
Presidente / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Evandro Marconi Rocco



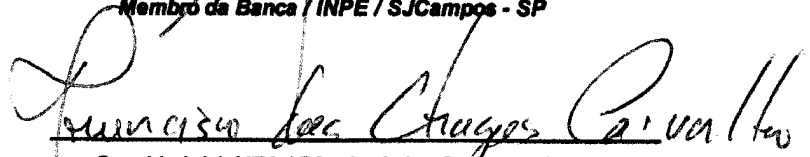
Orientador(a) / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Mario Cesar Ricci



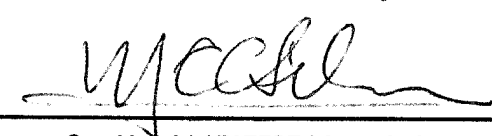
Membro da Banca / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Francisco das Chagas Carvalho



Convocado(a) / ITA / São José dos Campos - SP

Dr. Wilson Custódio Canesin da Silva



Convocado(a) / FATESF / Jacareí - SP

Este trabalho foi aprovado por:

() maioria simples

☒ unanimidade

Título: "ANÁLISE DA TRANSIÇÃO DOS MODOS DE OPERAÇÃO DO CONTROLE DE ATITUDE"

Aluno (a): Aguiinaldo Cardozo da Costa Filho

São José dos Campos, 28 de agosto de 2015

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao meu orientador Prof. Dr. Evandro Marconi Rocco pelas orientações, apoio e maneira como trabalhou comigo, e sem o qual esse trabalho não teria sido possível.

Agradeço ao corpo de professores e pesquisadores que constituem o curso de Engenharia e Tecnologia Espaciais do INPE bem como aos membros da banca de avaliação pelos comentários e observações.

Agradeço a minha família.

RESUMO

Esse trabalho considera o problema de transição entre os modos de operação e o controle de atitude analisando-se o sistema atuador subsidiado por auxílio de sensores. Os estados de atitude são propagados utilizando as equações da dinâmica do movimento. São analisados efeitos que surgem durante a transição nos modos operação. É considerado um sistema de controle em malha fechada com atuadores caracterizados de tal modo a representar o comportamento de propulsores, rodas de reação e bobinas magnéticas. Não se pretende neste trabalho especificar as causas das falhas e/ou perturbações, bem como especificar detalhes tecnológicos dos sensores e atuadores que podem ser utilizados em um veículo real. Com auxílio de simulações busca-se analisar os efeitos dessas transições entre os modos de operação e estudar casos que possam fornecer informações sob diversas condições de configuração.

OPERATION MODE TRANSITION ANALYSIS OF ATTITUDE CONTROL

ABSTRACT

This work considers the problem of transition between operating modes and attitude control analyzing the actuator system with sensors aid. The attitude is propagated using the dynamic movement equations. It is analyzed the effects that arise during the transition of operating modes. A control system closed loop is considered with actuators wich represent the behavior of propellers, reaction wheel and magnetic coils. It is not intended in this study to specify the causes of the faults and / or disturbances as well as specify technological details of the sensors and actuators that can be used in a real vehicle. With simulations of aid seeks to analyze the effects of these transitions between the operating modes and study cases who can provide information on various setting conditions.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
3.1 Sistema de controle.....	12
5.1 Diagrama de blocos para o subsistema de controle de atitude.....	30
6.1 Modo de operação do atuador.....	35
6.2 Perturbação.....	36
6.3 Valor medido e filtrado de arfagem (Sensor 1).....	36
6.4 Valor medido e filtrado de arfagem (Sensor 2).....	37
6.5 Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 1).....	37
6.6 Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 2).....	38
6.7 Valor medido e filtrado de guinada (Sensor 1).....	38
6.8 Valor medido e filtrado de guinada (Sensor 2).....	39
6.9 Média da incerteza da posição angular.....	39
6.10 Média da incerteza da posição angular.....	40
6.11 Valor medido e filtrado de rolamento.....	40
6.12 Valor medido e filtrado de rolamento.....	41
6.13 Valor medido e filtrado de rolamento.....	41
6.14 Valor medido e filtrado de rolamento.....	42
6.15 Valor medido e filtrado de guinada.....	42
6.16 Valor medido e filtrado de guinada.....	43
6.17 Ângulo de arfagem.....	43
6.18 Desvio no ângulo de arfagem.....	44
6.19 Ângulo rolamento.....	44
6.20 Ângulo guinada.....	45
6.21 Desvio no ângulo guinada.....	45
6.22 Desvio no ângulo rolamento.....	46
6.23 Modo de operação do sensor.....	46
6.24 Modo de operação do atuador.....	47
6.25 Perturbação.....	48

6.26	Valor medido e filtrado de arfagem.....	48
6.27	Valor medido e filtrado de arfagem.....	49
6.28	Valor medido e filtrado de rolamento.....	49
6.29	Valor medido e filtrado de rolamento.....	50
6.30	Valor medido e filtrado de guinada.....	50
6.31	Valor medido e filtrado de guinada.....	51
6.32	Média da incerteza de posição angular.....	51
6.33	Média da incerteza de posição angular.....	52
6.34	Valor medido e filtrado de arfagem (Sensor 1).....	52
6.35	Valor medido e filtrado de arfagem (Sensor 2)	53
6.36	Valor medido e filtrado de rolamento.....	53
6.37	Valor medido e filtrado de rolamento.....	54
6.38	Valor medido e filtrado de guinada.....	54
6.39	Valor medido e filtrado de guinada.....	55
6.40	Ângulo de arfagem.....	55
6.41	Desvio no ângulo de arfagem.....	56
6.42	Ângulo de rolamento.....	56
6.43	Desvio no ângulo de rolamento.....	57
6.44	Ângulo guinada.....	57
6.45	Desvio no ângulo guinada.....	58
6.46	Modo de operação do sensor.....	58
6.47	Modo de Operação do Atuador.....	60
6.48	Perturbação.....	60
6.49	Valor medido e filtrado de arfagem.....	61
6.50	Valor medido e filtrado de arfagem.....	61
6.51	Valor medido e filtrado de rolamento.....	63
6.52	Valor medido e filtrado de rolamento.....	62
6.53	Valor medido e filtrado de guinada.....	63
6.54	Valor medido e filtrado de guinada.....	63
6.55	Média da incerteza da posição angular.....	64
6.56	Média da incerteza da posição angular.....	64

6.57	Valor medido e filtrado de rolamento.....	65
6.58	Valor medido e filtrado de rolamento.....	65
6.59	Valor medido e filtrado de rolamento.....	66
6.60	Valor medido e filtrado de rolamento.....	66
6.61	Valor medido e filtrado de guinada.....	67
6.62	Valor medido e filtrado de guinada.....	67
6.63	Ângulo de arfagem.....	68
6.64	Desvio no ângulo de arfagem.....	68
6.65	Ângulo de rolamento.....	69
6.66	Desvio no ângulo de rolamento.....	69
6.67	Ângulo de guinada.....	70
6.68	Desvio no ângulo de guinada.....	70
6.69	Modo de operação do sensor.....	71
6.70	Modo de operação do atuador.....	72
6.71	Perturbação.....	72
6.72	Valor medido e filtrado de arfagem.....	73
6.73	Valor medido e filtrado de arfagem.....	73
6.74	Valor medido e filtrado de rolamento.....	74
6.75	Valor medido e filtrado de rolamento.....	74
6.76	Valor medido e filtrado de guinada.....	75
6.77	Valor medido e filtrado de guinada.....	75
6.78	Média da incerteza na posição angular.....	76
6.79	Média da incerteza na posição angular.....	76
6.80	Valor medido e filtrado de rolamento.....	77
6.81	Valor medido e filtrado de rolamento.....	77
6.82	Valor medido e filtrado de rolamento.....	78
6.83	Valor medido e filtrado de rolamento.....	78
6.84	Valor medido e filtrado de guinada.....	79
6.85	Valor medido e filtrado de guinada.....	79
6.86	Ângulo de arfagem.....	80
6.87	Desvio no ângulo de arfagem.....	80

6.88	Ângulo de rolamento.....	81
6.89	Desvio no ângulo de rolamento.....	81
6.90	Ângulo de guinada.....	82
6.91	Desvio no ângulo de guinada.....	82
6.92	Modo de operação do sensor.....	84
6.93	Descrição sobre as transições admissíveis entre os atuadores.....	85
6.94	Modos de operação dos atuadores (caso 5a)	88
6.95	Modos de operação dos sensores (caso 5a)	88
6.96	Ângulo de rolamento, referência e atual (caso 5a)	89
6.97	Ângulo de arfagem, referência e atual (caso 5a)	89
6.98	Ângulo de guinada, referência e atual (caso 5a)	90
6.99	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de rolamento (caso 5a)	90
6.100	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de rolamento (caso 5a)	91
6.101	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de arfagem (caso 5a)	91
6.102	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de arfagem (caso 5a)	92
6.103	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de guinada (caso 5a)	92
6.104	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de guinada (caso 5a)	93
6.105	Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 1 (caso 5a).....	94
6.106	Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 2 (caso 5a)	95
6.107	Modos de operação dos atuadores (caso 5b)	95
6.108	Modos de operação dos sensores (caso 5b)	95
6.109	Ângulo de rolamento, referência e atual (caso 5b)	96
6.110	Ângulo de arfagem, referência e atual (caso 5b)	96

6.111	Ângulo de guinada, referência e atual (caso 5b)	97
6.112	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de rolamento (caso 5b)	97
6.113	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de rolamento (caso 5b)	98
6.114	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de arfagem (caso 5b)	98
6.115	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de arfagem (caso 5b)	99
6.116	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de guinada (caso 5b)	99
6.117	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de guinada (caso 5b)	100
6.118	Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 1 (caso 5b).....	101
6.119	Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 2 (caso 5b).....	101
6.120	Modos de operação dos atuadores (caso 6a).....	102
6.121	Modos de operação dos sensores (caso 6a)	102
6.122	Ângulo de rolamento, referência e atual (caso 6a)	103
6.123	Ângulo de arfagem, referência e atual (caso 6a).....	103
6.124	Ângulo de guinada, referência e atual (caso 6a).....	104
6.125	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de rolamento (caso 6a).....	104
6.126	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de rolamento (caso 6a).....	105
6.127	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de arfagem (caso 6a)	105
6.128	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de arfagem (caso 6a)	106
6.129	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de	106

	guinada (caso 6a)	
6.130	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de guinada (caso 6a)	107
6.131	Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 1 (caso 6a).....	107
6.132	Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 2 (caso 6a).....	108
6.133	Modos de operação dos atuadores (caso 6b)	109
6.134	Modos de operação dos sensores (caso 6b)	109
6.135	Ângulo de rolamento, referência e atual (caso 6b).....	110
6.136	Ângulo de arfagem, referência e atual (caso 6b)	110
6.137	Ângulo de guinada, referência e atual (caso 6b)	111
6.138	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de rolamento (caso 6b)	111
6.139	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de rolamento (caso 6b)	112
6.140	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de arfagem (caso 6b)	112
6.141	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de arfagem (caso 6b)	113
6.142	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de guinada (caso 6b)	113
6.143	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de guinada (caso 6b)	114
6.144	Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 1 (caso 6b).....	114
6.145	Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 2 (caso 6b).....	115
6.146	Modos de operação dos atuadores (caso 7a)	116
6.147	Modos de operação dos sensores (caso 7a)	116
6.148	Ângulo de roll, referência e atual (caso 7a)	117

6.149	Ângulo de arfagem, referência e atual (caso 7a)	117
6.150	Ângulo de guinada, referência e atual (caso 7a)	118
6.151	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de rolamento (caso 7a)	118
6.152	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de rolamento (caso 7a)	119
6.153	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de arfagem (caso 6a)	119
6.154	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de arfagem (caso 6a)	120
6.155	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de guinada (caso 7a)	120
6.156	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de guinada (caso 7a)	121
6.157	Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 1 (caso 7a).....	121
6.158	Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 2 (caso 7a).....	122
6.159	Modos de operação dos atuadores (caso 7b)	123
6.160	Modos de operação dos sensores (caso 7b)	123
6.161	Ângulo de rolamento, referência e atual (caso 7b)	124
6.162	Ângulo de arfagem, referência e atual (caso 7b)	124
6.163	Ângulo de guinada, referência e atual (caso 7b)	125
6.164	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de rolamento (caso 7b)	125
6.165	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de rolamento (caso 7b)	126
6.166	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de arfagem (caso 6b)	126
6.167	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de arfagem (caso 6b)	127

6.168	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de guinada (caso 7b)	127
6.169	Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de guinada (caso 7b)	128
6.170	Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 1 (caso 7b).....	128
6.171	Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 2 (caso 7b)	129

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
6.1 Condições iniciais para a simulação	31
6.2 Especificações utilizadas para os sensores.....	31
6.3 Especificações utilizadas para os sensores.....	32
6.4 Especificação utilizada para os atuadores.....	32
6.5 Condições para chaveamento dos atuadores.....	32
6.6 Referência de posição.....	33
6.7 Incertezas no modelo.....	33
6.8 Comparação entre as configurações de casos analisados.....	34

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

PID	Proporcional Integral e Derivativo
ACS	<i>Attitude Control System</i>
IRAS	<i>Infrared Astronomical Satellite</i>
ASCA	<i>Advanced Satellite for Cosmology and Astrophysics</i>
SOHO	<i>Solar & Heliospheric Observatory</i>
TIROS	<i>Television Infrared Observation Satellite</i>
ASRI	<i>Australian Space Research Institute</i>
SCAO	Sistema de Controle de Atitude e Órbita
SCA	Sistema de Controle de Atitude
OFM	<i>Off Mode</i>
ITM	<i>Integration and Test Mode</i>
STM	<i>Start Mode</i>
COM	<i>Contingency Mode</i> (Modo de contingência)
FNM	<i>Fine Navigation Mode</i> (Modo de navegação fina)
NOM	<i>Nominal Mode</i> (Modo nominal)
WDM	Wheels Desaturation Mode with Thrusters (Modo de dessaturação de rodas com propulsores)
OCM	<i>Orbit Correction Mode</i> (Modo de correção de órbita)
OCBM	<i>Orbit Correction Mode Backup</i> (Modo de correção de órbita de reserva)
GPS	<i>Global Position System</i>
CATSAT	<i>Co-operative Astrophysical and Technology Satellite</i>
STEDI	<i>Student Explorer Demonstration Initiative</i>
RG	Giroscópio Rate Gyros

RIG Rate	Giroscópio <i>Integrating Gyros</i>
CMG	Giroscópio <i>Control Moment Gyros</i>
SAS	<i>Satellite Attitude Simulator</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

M_x, M_y e M_z	Componentes dos torques aplicados nos eixos x, y e z
F_x, F_y e F_z	Componentes das forças aplicadas nos eixos x, y e z
I_x, I_y e I_z	Momento principal de inércia do corpo nos eixos x, y e z
ω_x, ω_y e ω_z	Velocidade angular em cada um dos eixos x, y e z
a_x, a_y e a_z	Aceleração em cada um dos eixos x, y e z
α_x, α_y e α_z	Posição angular em cada um dos eixos x, y e z

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Objetivo do Trabalho.....	2
1.2 Justificativa do Trabalho.....	4
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	5
2.1 Métodos de Estimação de Atitude.....	7
2.1.1 Métodos Recursivos Aplicados à Estimação de Atitude.....	8
2.1.1.1 Filtro de Kalman.....	8
3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	11
3.1 Introdução.....	11
3.2 Teoria do Controle Linear.....	11
4 SUBSISTEMAS.....	15
4.1 Modos de Operação.....	15
4.2 Elementos do Sistema de Controle.....	19
4.2.1 Sensores.....	19
4.2.1.1 Giroscópio.....	20
4.2.1.2 Sensor de Estrelas.....	20
4.2.1.3 Sensor Solar.....	21
4.2.1.4 Magnetômetro.....	21
4.2.1.5 Sensor de Terra Infravermelho.....	22
4.2.2 Atuadores.....	22
4.2.2.1 Rodas de Reação.....	23
4.2.2.2 Atuadores Magnéticos.....	24
4.2.2.3 Propulsores.....	24
5 CONTROLE DE ATITUDE.....	27
5.1 Dinâmica de Atitude.....	27
6 RESULTADOS.....	31
6.1.1 Caso 1.....	34

6.1.2 Caso 2.....	47
6.1.3 Caso 3.....	59
6.1.4 Caso 4.....	71
6.1.5 Caso 5.....	87
6.1.5.1 CASO 5 - Subcaso A) Sem chaveamento para atuador redundante no instante da falha, ou falha também no atuador redundante.....	87
6.1.5.2 Caso 5 Subcaso B) Com chaveamento para atuador redundante no instante da falha no atuador 3.....	101
6.1.6 Caso 6	101
6.1.6.1 Falha no Atuador 2 - Subcaso A) Sem chaveamento para atuador redundante no instante da falha, ou falha também no atuador redundante.....	101
6.1.6.2 Falha no Atuador 2 - Subcaso B) Com chaveamento para atuador redundante no instante da falha, ou falha também no atuador redundante.....	108
6.1.7 Caso 7	115
6.1.7.1 Falha no atuador 1 - Subcaso A) Sem chaveamento para atuador redundante no instante da falha, ou falha também no atuador redundante.....	115
6.1.7.2 Falha no atuador 1 Subcaso B) Com chaveamento para atuador redundante no instante da falha no atuador 1.....	122
CONCLUSÃO	131
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	133

1 INTRODUÇÃO

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

Não somente a manobra orbital é importante como também a determinação e o controle da atitude. A manutenção de um corpo em órbita demanda ações corretivas - que devem ocorrer periodicamente em função da necessidade, com o objetivo de eliminar os efeitos gerados pelas perturbações que atuam nesse corpo. O problema que acontece é quando o veículo demanda alternância na configuração de utilização de sensores e atuadores.

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

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

O controle de atitude e da trajetória de um veículo espacial são problemas que comumente são tratados de formas separadas. Em particular, assume-se frequentemente que a dinâmica da órbita e a dinâmica da atitude são independentes.

Existem várias estratégias de controle que foram desenvolvidas e estudadas separadamente. O objetivo desse trabalho é estudar e analisar a transição dos modos de operação do controle de atitude para um satélite artificial. Pretende-se utilizar as leis de controle de atitude implementadas nos simuladores *Satellite Attitude Simulator* (SAS) já existentes (ROCCO, 2006a, 2008), para tal será utilizado o software MATLAB[®]/SIMULINK.

O ajuste paramétrico dos elementos não é objeto desse estudo. Considera-se apenas o efeito que esses elementos provocam no sistema.

A mudança dos modos de operação ocorre em função do erro. Os controladores dos atuadores são do tipo PID com ganhos diferentes e aspectos construtivos diferentes, como por exemplo, características de não linearidades distintas (saturação, atraso, zona morta), incerteza (ruído randômico com variância distinta para cada elemento).

O trabalho está dividido de tal forma que é apresentada uma breve revisão bibliográfica seguida de um capítulo sobre fundamentação teórica. Na sequência serão apresentados os subsistemas, o controle de atitude e os resultados obtidos a partir de simulações para os casos estudados.

1.1 Objetivo do Trabalho

O trabalho se propõe a fazer um estudo sobre os modos de operação de um satélite. O modelo utilizado procura considerar a transição dos modos de operação no controle de atitude. O primeiro modo de operação é o de apontamento. Quando o satélite é lançado e alcança a órbita desejada faz-se necessário obter o

apontamento do sol para produzir energia elétrica a partir dos painéis solares, e isso é feito com o auxílio de sensores (não tão precisos, mais grosseiros, com maior incerteza) para orientação aliado a ação dos propulsores. Os propulsores utilizados nessa ocasião deverão ser rápidos, todavia a velocidade implica numa incerteza maior.

Após o apontamento alcançado, o segundo modo passa a ser mais preciso, podendo ser utilizado como atuador as rodas de reação. E, finalmente, quando estiver bem próximo da atitude requerida pode-se utilizar bobinas magnéticas e um conjunto de sensores mais precisos.

Este trabalho tem como objetivo o estudo e a análise da transição dos modos de operação do controle de atitude para um satélite artificial. Para tanto, procura-se estudar:

- i. Análise dos modos de transição e operação dos sensores e atuadores;
- ii. A transição de modos associados a atitude; e,
- iii. As falhas em dispositivos sensores e atuadores do tipo magnetotorque, roda de reação e propulsores. Nesse caso são implementados ajustes as falhas.

Ou, em outras palavras, pode-se descrever a seguinte sequência dos tópicos a serem investigados:

- i. Modos de operação dos sensores e atuadores
- ii. Chaveamento de propulsores
- iii. Análise dos modos de transição

1.2 Justificativa do Trabalho

A capacidade de chaveamento nos modos de transição é importante e pode proporcionar uma maior autonomia diante de diferentes etapas de missão, mudanças no ambiente, sobrecargas de barramentos, falhas de sensores, controladores, atuadores, dinâmica, etc. Essa característica pode se tornar relevante. Não menos importante é o estudo para se considerar a análise do impacto no movimento de atitude, as falhas em sensores e atuadores, por exemplo: falhas na roda de reação – chavear para redundante ou para outro atuador.

Devido a diversidade de condições em que o veículo pode ser submetido analisa-se diversos modos de operação, em que cada modo é definido pelo ambiente e condição que o veículo se encontra, que são o modo solo e o modo de vôo. No modo de vôo para esse trabalho utiliza-se os atuadores com características do tipo propulsor, roda de reação e bobina magnética, que apresentam tempos de resposta e consumo distintos. Quanto aos sensores utiliza-se os com características do tipo solar, giroscópio e sensor de estrela que também são caracterizados por diferentes velocidade de resposta e precisão.

Com relação aos modos de vôo, para alcançar os requisitos de apontamento deve-se preferir para o modo de contingência (COM) a utilização do propulsor juntamente com o sensor solar. Já para o modo de navegação fina (FNM) a roda de reação aliada ao giroscópio ou ainda a bobina, o que tornará a manobra mais lenta, todavia mais econômica. E para o modo nominal (NOM) a bobina eletromagnética com o sensor de estrela.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O estudo do movimento de atitude de satélites bem como os fundamentos e os conceitos físicos fundamentais utilizados na previsão, controle e determinação de atitude, modelagem, análise e controle de sistemas dinâmicos são dispostos em Wertz (1978), Kaplan (1976), Wie (1998) e Hughes (1986). Pilchowski (2001) e Wertz (1978) descrevem sobre sensores e atuadores empregados no movimento de atitude e Wright e Wong (1989) estudam o uso de sensores em satélites. Wertz (1978) também ilustra várias formas de representação/parametrizações da atitude, quaternions, ângulos de Euler e cossenos diretores.

Larson e Wertz (1992) abordam o estudo da análise de missão envolvendo especificações do sistema de controle de atitude. Ogata (1998) é uma referência na área de controle de sistemas dinâmicos e descreve sobre a teoria de controle clássico e moderno.

Um estudo sobre sistemas de controle de atitude (ACS) é disponibilizado em Marteau e Rogers (1996). É analisado um sistema de controle de atitude para satélites pequenos que requisito de apontamento com precisão de 20 arcsec. Beichman et al. (2004) analisa satélites com precisão semelhante para IRAS (*Infrared Astronomical Satellite*). Tamura (1998) estuda o ASCA (*Advanced Satellite for Cosmology and Astrophysics*) e Gurman (2004) estuda o SOHO (*Solar & Heliospheric Observatory*).

Wie (1998) estuda a modelagem da dinâmica de atitude utilizando-se rodas de reação e volantes de inércia para estabilização em três eixos.

Um estudo para quatro rodas de reação está disposto em Yairi (1994). É considerada uma das rodas como redundante que é disposta na diagonal de tal forma que, eventualmente, em caso de falhas pode substituir uma das outras rodas.

Kaplan (1976), Wertz (1978), Bushenkov e Smirnov (2002), Psiaki (2001), Wang e Shtessel (1998), Wisniewski e Blanke (1999) e Musser e Ebert (1989). Wertz (1978) e Carrara (1982) abordam o problema de estabilização de atitude em três eixos usando apenas atuadores eletromagnéticos e também discutem a modelagem das perturbações que podem atuar sobre o satélite.

Psiaki (2001), Musser e Ebert (1989), Wisniewski (1997) e Marteau e Psiaki (1988) estudam as equações da dinâmica de atitude usando atuadores eletromagnéticos (bobinas magnéticas). Bushenkov e Smirnov (2002), Fauske (2002), Grassi e Moccia (1995) e Wang e Shtessel (1998) também ilustram as equações da dinâmica e cinemática de atitude. Wisniewski e Blanke (1999) aborda a viabilidade de se obter estabilização em três eixos utilizando apenas torques magnéticos para satélites de órbita baixa sujeitos ao gradiente de gravidade.

O problema de estabilização de atitude em três eixos para pequenos satélites, usando atuadores magnéticos (bobinas) é abordado em Silani e Lovera (2003).

O problema de controle de atitude, utilizando três rodas de reação combinadas com bobinas magnéticas visando estabilização em três eixos bem como a utilização desses atuadores magnéticos podendo ser utilizados para a desaturação das rodas é ilustrado em Kim e Choi (1999).

A desaturação de rodas de reação utilizadas para manobras de grandes ângulos é analisado em Bang e Choi (2003).

A desaturação de rodas de reação empregando atuadores magnéticos também é discutido em Buckingham e Smirnov (1972). Gökçev e Meerkov (2001) estuda uma metodologia para sistemas com saturação de atuadores utilizados na estabilização de satélites.

Fauske (2002), Cohen (1973), Spencer (1977), Shigehara (1972) e Alfriend (1977) apresentam o desenvolvimento das equações da dinâmica não linear com equações variantes no tempo para satélites equipados com bobinas.

Bhat e Dham (2003) aborda o estudo da controlabilidade de satélites equipados apenas com bobinas magnéticas.

2.1 Métodos de Estimação de Atitude

O propósito de um estimador de estado é calcular estimativas de um vetor de estado com base em um conjunto de observações, de modo que a estimativa obtida seja ótima segundo um dado critério. Em outras palavras, é um algoritmo computacional que processa medidas para produzir uma estimativa, de erro mínimo, do estado de um sistema utilizando:

- i. Conhecimento da dinâmica do sistema e das medidas;
- ii. Estatísticas do ruído do sistema dinâmico e erros da medida e
- iii. Informações da condição inicial.

Para se determinar a atitude de um satélite é necessário o conhecimento das observações realizadas por algum dispositivo de medida (sensores), além da modelagem dinâmica do movimento do satélite. Para que o estado do sistema seja estimado com a devida precisão, é necessário escolher um estimador que leve em conta todas as condições físicas inerentes ao sistema.

Existem basicamente dois conjuntos de estimadores de estados:

- Estimadores em Lotes: quando o vetor de estado é atualizado num instante de referência ou época, usando um lote (bloco) de observações obtido durante um intervalo de tempo. Porém, devido a esta característica, este método não pode ser aplicado em sistemas embarcados com processamento em tempo real;

- Estimadores Sequenciais ou Recursivos: quando o vetor de estado é atualizado após cada observação ser processada (processamento em tempo real). Esses estimadores em geral, incorporam na modelagem da dinâmica os aspectos estatísticos de erros e de ruídos sistemáticos ou aleatórios, tornando mais precisa a estimação de estado.

Nesse trabalho preferiu-se utilizar estimadores recursivos, mais precisamente o Filtro de Kalman, devido ao fato de que se trata de um filtro amplamente utilizado na literatura e que quando aplicado apresentou excelentes resultados.

O Filtro de Kalman utiliza medições de grandezas realizadas ao longo do tempo sujeitas a ruídos e a outras incertezas, e gera resultados que tendem a se aproximar dos valores reais das grandezas medidas. Esse algoritmo produz estimativas dos valores reais de grandezas medidas e valores associados fornecendo um valor, estimando assim a incerteza do valor predito.

2.1.1 Métodos Recursivos Aplicados à Estimação de Atitude

O método mais difundido para realizar a tarefa de estimar atitude e órbita de satélites artificiais é o Filtro de Kalman. No entanto, em muitas aplicações de interesse o sistema dinâmico e as equações de observação são não-lineares, tornando o Filtro de Kalman em sua formulação original inadequado. Então, nestes casos, são aplicadas as variantes do Filtro de Kalman numericamente robustas e eficientes.

2.1.1.1 Filtro de Kalman

Uma das principais características do Filtro de Kalman é a de minimizar a variância do erro do valor estimado, ao mesmo tempo em que mantém a esperança

do valor estimado igual à esperança do valor real. Além disso, o Filtro de Kalman pode ser implementado em sistemas embarcados para processamento em tempo real pela facilidade de cálculo, pois a estimativa do próximo estado depende apenas do estado anterior e das medições atuais, não sendo necessário manter na memória o histórico dos valores calculados previamente e nem processá-los a cada passo. O Filtro de Kalman pode ser aplicado em duas partes, a "extrapolação temporal" ou fase de propagação, que transporta os valores passados para o instante atual levando em conta a dinâmica do sistema; e a "atualização das medidas", que corrige os valores extrapolados a partir do conhecimento das medidas atuais.

O Filtro em princípio é utilizado para dinâmicas lineares, mas mediante a extensão da técnica podemos usar o filtro em dinâmicas não-lineares, como o Filtro de Kalman Estendido e mais recentemente os Filtros de Kalman Sigma-Ponto. As equações do Filtro de Kalman devem levar em conta as adaptações necessárias para que sejam aplicadas em sistemas não-lineares.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1 Introdução

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

- Dinâmica de atitude (Hughes, 1986), cujo objetivo é o estudo e a determinação das equações de movimento do satélite em torno do seu centro de massa;
- Mecânica Orbital (Kaplan, 1976), onde a posição do satélite na órbita e as forças e torques que atuam sobre o satélite são os objetos de estudo;
- Teoria de Controle (Ogata, 1998) é a ferramenta utilizada para estudar e projetar o sistema de controle do satélite.

É importante ressaltar que a teoria de controle possui várias ramificações, tais como: controle não-linear (Atherton, 1975), controle digital (Franklin e Powell, 1989), controle multivariável (Maciejowski, 1989); controle ótimo (Anderson e Moore, 1971) e controle aplicado na área espacial (Wertz, 1978; Skelton, 1988).

O modelo matemático de um sistema físico é linear se o sistema é linear, e um sistema é linear se seu movimento total puder ser descrito pela superposição de mais de um movimento simples descrito por uma equação diferencial linear. Assim, se um sistema linear exibe a resposta $x(t)$ a um estímulo $x'(t)$, então o sistema exibirá uma resposta $x(t) + y(t)$ a um estímulo $x'(t) + y'(t)$. Técnicas da teoria de controle linear permitem obter informações sobre o comportamento do sistema sem necessariamente resolver as equações diferenciais que o descreve. Um exemplo é a investigação da estabilidade de um sistema através do método do lugar das raízes (Ogata, 1998).

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

3.2 Teoria de Controle Linear

A Figura 3.1 mostra um diagrama de blocos do sistema de controle de atitude "típico" de um satélite artificial. Os blocos representam a relação funcional das diferentes entradas (*input*) e saídas (*output*) envolvidas. Estes sinais podem sofrer operações de adição e subtração, representadas por círculos, chamados de pontos de soma. O diagrama de bloco é uma representação esquematizada de qualquer sistema físico ou conjunto de equações matemáticas caracterizando os componentes do sistema.

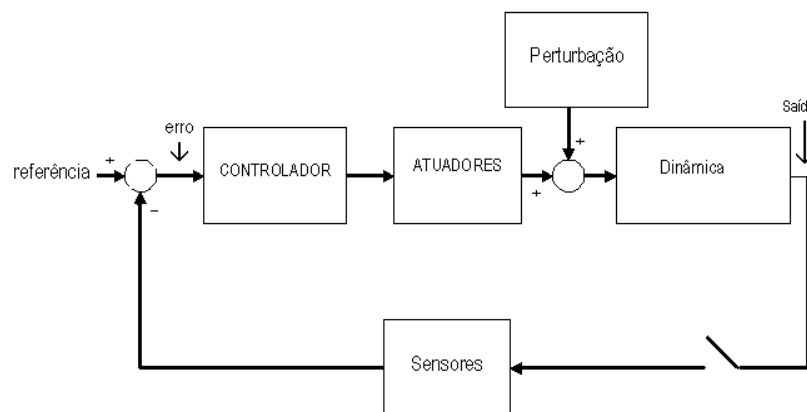


Figura 3.1 - Sistema de controle

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

Entradas típicas que podem afetar a estabilidade e/ou controle de um satélite são os torques de perturbação externos. Por exemplo: gradiente de gravidade, radiação solar e torques magnéticos. Estes são chamados de determinísticos no sentido que eles são funções conhecidas da posição e orientação do satélite. O sinal de erro

representa o desvio entre o valor desejado (referência) e o valor real da saída do sistema. O sinal de erro é processado pelo controlador, para produzir um torque de controle, contrário ao efeito do torque de perturbação da entrada e conseqüentemente, controle da saída.

Quando a chave da Figura 3.1 se encontra aberta, tem-se um sistema de controle em malha aberta; neste caso a ação de controle é independente da saída do sistema. Quando a chave está fechada, tem-se um sistema de controle em malha fechada ou com realimentação, e neste caso a ação de controle pode ser modificada pela informação disponível na saída.

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

O princípio do controle ativo envolve a medida da atitude através de sensores instalados e comparação dessas medidas com a atitude desejada. Os sinais de erro, diferença entre o valor medido e o desejado, são usados para determinar os torques de correção.

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

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

A relação entrada/saída de cada elemento do sistema de controle é geralmente

definida em termos da função transferência, assumindo-se que todas as condições iniciais são zero. Podemos representar a função transferência como a razão de dois polinômios em s , como:

$$G(s) = \frac{r(s)}{d(s)} = \frac{a_{m-1}s^m + a_{m-2}s^{m-1} + \dots + a_1}{s^n + b_n s^{n-1} + \dots + b_1} \quad (3.1)$$

onde os m valores de s , para os quais $r(s)$ é zero são conhecidos como sendo os zeros de $G(s)$, e os n valores de s , para os quais $d(s)$ é zero são conhecidos como os polos de $G(s)$. Esse conceito de controle foi aplicado quando da utilização dos controladores PID (Proporcional, Integral e Derivativo).

Nesse trabalho utilizou-se o conjunto de equações de Euler para modelar a dinâmica do movimento de atitude, que serão descritas no capítulo 5.

4 SUBSISTEMAS

Um satélite é constituído por um conjunto de subsistemas onde cada um fica designado por uma determinada função. Os subsistemas que compõem um veículo espacial do tipo satélite artificial podem ser descritos da seguinte forma:

- Subsistema de Estrutura, para prover suporte mecânico para todos os subsistemas, para equipamentos e acessórios e para o módulo de carga útil, enquanto mantido no solo, durante o lançamento e no ambiente espacial.
- Subsistema de Suprimento de Energia, para converter a energia solar incidente no conjunto de painéis fotovoltaicos em energia elétrica, para armazenar essa energia em baterias e para prover controle e distribuição dessa energia para vários equipamentos da plataforma e da carga útil, usando uma arquitetura não regulada de distribuição de energia.
- Subsistema de Controle de Temperatura, para prover distribuição de calor de forma que todos os equipamentos a bordo operem dentro de suas faixas designadas de temperatura, em todas as possíveis atitudes do satélite experimentadas durante a vida nominal da missão.
- Subsistema de Propulsão, para prover aquisição de órbita e manutenção usando propulsor. Esse subsistema é elemento constituinte do sistema de controle de atitude e órbita.
- Subsistema de Telemetria e Telecomando (TT&C), para prover comunicação entre o satélite e estações terrestres buscando-se garantir a monitoração e o controle do veículo espacial durante todas as fases da missão.

- Subsistema de Controle de Atitude e Tratamento de Dados, para prover controle de atitude e órbita em um modo estabilizado em três eixos, possibilitando apontamento, para uma posição inercial e para o Sol, com as respectivas precisões especificadas. Este subsistema também deverá prover processamento de dados, capacidade de armazenamento, gerenciar a comunicação com a carga útil e para controlar os equipamentos do veículo espacial com auxílio de um computador de bordo central.

O Subsistema de Controle de Atitude e Órbita (SCAO) e Tratamento de Dados é constituído de três partes: um computador de bordo, um conjunto de sensores e um conjunto de atuadores. Neste trabalho, o conjunto de sensores por sua vez será composto, inicialmente, por dois sensores e o conjunto de atuadores será composto com três unidades. Com esses dispositivos serão implementadas as simulações que ilustrarão as mudanças dos modos de operação em função de provocações de perturbações ou falhas nesses atuadores e sensores.

4.1 Modos de Operação

O primeiro modo de operação é o de apontamento e quando o apontamento inicial é alcançado, o segundo modo demanda uma maior precisão e pode ser utilizado como atuador as rodas de reação. Em seguida, quando o satélite estiver bem próximo da atitude requerida pode-se utilizar bobinas magnéticas e um conjunto de sensores mais precisos. O chaveamento entre os modos de operação é norteado em função do erro.

Devido à diversidade de condições em que um satélite pode encontrar durante sua vida útil, faz-se uma separação em vários Modos de Operação, onde cada modo é definido pelo ambiente e condição em que o satélite se encontra. Estes modos são divididos em dois grupos maiores definidos pelo ambiente em que o satélite se encontra, como visto a seguir:

Modos de Solo

- Modo Desligado (“Off Mode” - OFM) - Nesse modo todos os equipamentos são desligados (com a bateria desconectada). Este modo serve para armazenamento e transporte.
- Modo de Integração e Teste (“Integration and Test Mode” - ITM) - Esse modo é usado durante a montagem e testes de integração ou na plataforma de lançamento. Durante a montagem e integração, todos os testes são realizados enquanto na plataforma de lançamento só se realizam os testes de verificação de funcionamento.

Modos de Vôo

Os requisitos de apontamento são responsáveis pela especificação dos modos de vôo, que servirão para a determinação da escolha dos sensores e atuadores a serem utilizados.

- Modo de Inicialização (“Start Mode” - STM) - Esse modo deve ser usado em Terra, durante a fase de vôo e pode ser usado a qualquer momento durante a vida útil do satélite.
- Modo de Contingência (“Contingency Mode” - COM) - O objetivo desse modo é automaticamente levar o satélite e sua carga útil do STM para um modo seguro após a separação do lançador ou no caso da detecção de uma anomalia.
- Modo de Navegação Fina (“Fine Navigation Mode” - FNM) - Esse modo é usado para aquisição de atitude, posição e tempo de forma precisa para permitir a transição do modo de contingência para o modo nominal.

- Modo Nominal (“*Nominal Mode*” - NOM) - Esse é o modo operacional do satélite, onde a carga útil pode cumprir seus objetivos. Neste modo também ocorre o cancelamento da saturação com os atuadores magnéticos.
- Modo de Dessaturação das Rodas com Propulsores (“*Wheels Desaturation Mode with Thrusters*” - WDM) - Nesse modo é realizado o cancelamento da saturação das rodas de reação por intermédio do acionamento dos propulsores. Esse procedimento visa reduzir a velocidade angular das rodas a níveis nominais de operação.
- Modo de Correção de Órbita (“*Orbit Correction Mode*” - OCM) - Utilizado para realizar manobras orbitais, no plano da órbita ou para fora dele.
- Modo Salvaguarda de Correção de Órbita (“*Orbit Correction Mode Backup*” - OCMB) - Caso um dos propulsores não redundantes falhe, as manobras orbitais serão realizadas com somente dois dos propulsores simétricos para minimizar os torques de perturbação.

Cada magnetômetro deve medir as projeções do campo magnético local nos três eixos. As unidades inerciais devem ser capazes de prover as velocidades angulares do satélite em três eixos, de forma independente. O conjunto de sensores solares deve prover informação suficiente para a determinação das componentes da direção do Sol em três eixos com completa cobertura espacial. O receptor GPS pode fornecer o tempo e também a posição e a velocidade do satélite de forma autônoma dependendo da órbita do satélite. Cada sensor de estrelas provê atitude em três eixos de forma completamente autônoma. As rodas de reação, para o controle em três eixos, podem ser comandadas tanto em torque quanto em velocidade. Atuadores magnéticos geram momento magnético em três eixos para geração de torques externos.

De acordo com Wertz (1978), os principais torques ambientais aos quais um satélite está submetido em órbita são o torque aerodinâmico (importante até 500

km), o torque magnético (importante de 500 km até 35.000 km), o torque devido ao gradiente de gravidade (importante de 500 km até 35.000 km), o torque devido à radiação solar (importante em órbitas interplanetárias) e o torque devido a micro-meteoróides (normalmente desprezível). Devido à natureza deste trabalho, não será dada atenção às características tecnológicas dos dispositivos, uma vez que a investigação se fundamenta no estudo do efeito e controle quando da transição entre os modos. A implementação de características tecnológicas podem ser inseridas com facilidade no simulador a ser utilizado. Atenção é dada na forma como os elementos sensores e atuadores disponibilizam seus sinais.

4.2 Elementos do Sistema de Controle

O satélite apresenta um conjunto de sensores e atuadores responsáveis pela manutenção da atitude e de sua carga útil e de todo satélite. Alguns elementos serão apresentados a seguir com uma descrição sucinta da sua importância.

4.2.1 Sensores

Nos modos de operação podem ser utilizados o receptor de GPS, a unidade inercial (giroscópios), o sensor de estrelas, o magnetômetro e sensor solar. O receptor GPS provê o tempo, a posição e velocidade do satélite, a unidade inercial é responsável pela medida da velocidade angular, o magnetômetro provê a direção e intensidade do campo magnético local, e o sensor solar fornece a direção do Sol. O sensor de estrelas fornece a informação de atitude e, como é o mais preciso dos sensores, pode ser utilizado também para calibrar a unidade inercial.

A finalidade da estimação de atitude é obter a orientação do veículo espacial com relação a um sistema de referência inercial, definido anteriormente. Basicamente existem duas alternativas para a obtenção das medidas que contribuirão no processo de estimação da atitude do satélite: ou as medidas são obtidas com respeito a uma direção de referência usando algum tipo de sensor (sensor solar,

sensor de Terra, sensor de estrelas) ou são obtidas medindo diretamente a aceleração centrífuga utilizando giroscópios e acelerômetros.

4.2.1.1 Giroscópio

Giroscópios são mecanismos que utilizam uma roda que gira em alta velocidade com o intuito de sentir e responder a mudanças na orientação inercial do seu eixo de rotação que coincide com o eixo de rotação do satélite. A sua utilização em satélites artificiais possui a seguinte finalidade: medir alterações na atitude do satélite. A principal vantagem da utilização do giro é que eles podem fornecer o deslocamento angular e/ou a velocidade angular do satélite diretamente. No entanto, os giros possuem um erro devido à deriva, associado a pequenas imperfeições em seu mecanismo, significando que o erro das suas medidas pode aumentar com o tempo.

Trata-se do instrumento que, no caso dos giroscópios mecânicos, usa a rotação de uma massa para ser capaz de identificar e responder a mudanças na orientação inercial do eixo de rotação. Existem fundamentalmente três tipos distintos, o Rate Gyros (RG), o Rate-Integrating Gyros (RIG) e o Control Moment Gyros (CMG).

Giroscópios, ou simplesmente giros, formam a base de sensores inerciais para propagação de atitude e controle. Um conjunto de três giros ortogonais entre si é capaz de medir os componentes (ω_x , ω_y , ω_z) da velocidade angular do veículo espacial. Um quarto giro, a um ângulo escolhido em relação aos outros, pode ser utilizado para se evitar um ponto de falha simples.

4.2.1.2 Sensor de Estrelas

Estes sensores são dispositivos digitais que medem as coordenadas de estrelas em um sistema fixo ao veículo espacial e fornecem a atitude quando essas

coordenadas observadas são comparadas com a direção conhecida de estrelas, obtidas de um catálogo de estrelas.

Sensores de estrelas são os mais precisos sensores de referência de uso comum para medição de atitude. São mecanismos que focalizam a imagem estelar de uma parte do céu a partir de um sistema de lentes de um tubo imageador. A complexidade do sensor de estrelas foge do escopo desse trabalho.

4.2.1.3 Sensor Solar

Trata-se de um sensor que é constituído por um mecanismo ótico que detecta o Sol e define a posição de um dos principais eixos de simetria do satélite (eixo de atitude) em relação a direção na qual o Sol foi detectado. Esses sensores solares costumam ser de baixa precisão, e são utilizados durante o apontamento solar do Modo de Contingência. Por questões de simplicidade, esses sensores serão modelados como sendo o vetor posição do Sol relativo ao satélite. Basicamente existem dois tipos de sensores solares, o sensor de fenda em V que é utilizado em satélites estabilizados por rotação e o sensor solar digital que é utilizado em veículos estabilizados em três eixos, consistindo de várias células solares.

4.2.1.4 Magnetômetro

Trata-se de um dispositivo utilizado para medir a intensidade, direção e os sentidos de campos magnéticos próximos.

O funcionamento básico de um magnetômetro pode ser descrito da seguinte forma: uma fonte fornece corrente elétrica para as bobinas de um eletroímã que geram um campo magnético na região. A região é magnetizada e por sua vez produz um campo induzido que é lido pelo sensor. Através deste campo induzido e de um modelo teórico, obtém-se o momento magnético para cada valor de campo aplicado.

Como é baseado em algum tipo de sensor, que converte o campo magnético em um sinal elétrico, os magnetômetros devem ficar o mais distante possível dos atuadores magnéticos, para evitar interferências.

Ao se fazer uma análise sobre os sensores pode-se concluir que o sensor solar é rápido e pouco preciso, já o giro é um pouco menos rápido quando comparado com o sensor solar, porém é mais preciso. O sensor de estrelas é mais lento todavia muito mais preciso.

4.2.1.5 Sensor de Terra Infravermelho

Os sensores de Terra (ou de Horizonte) são mecanismos utilizados na determinação da orientação de um satélite com relação à Terra. Estes sensores determinam o ângulo existente entre a direção de um eixo de simetria do satélite e a direção do centro da Terra.

A utilização destes sensores é uma forma de compensar os erros de deriva presentes no giroscópio. Estes sensores estão localizados no satélite e alinhados com seus eixos de rolamento e arfagem. Neste trabalho, dois sensores de Terra são utilizados, onde um deles mede o ângulo rolamento e o outro mede o ângulo arfagem.

4.2.2 Atuadores

Os torques que agem sobre o satélite foram divididos em dois tipos: internos e externos. Torques externos adicionam ou subtraem quantidade de movimento angular do sistema, enquanto os internos afetam a distribuição da quantidade de movimento angular, sem agregá-la ou retirá-la do sistema. Torques associados a atuadores magnéticos são essencialmente externos. Torques associados a rodas de

reação são considerados internos e são utilizados para controlar a atitude e não a quantidade de movimento angular total.

Quanto aos atuadores, o propulsor é mais rápido com um alto gasto apresentando uma precisão média. Já a roda de reação, quando comparada ao propulsor, é mais lenta com um gasto médio e mais preciso. A bobina magnética é mais lenta, gasta menos, contudo é muito mais precisa.

Portanto, combinações das configurações entre sensores e atuadores podem ser utilizadas para se controlar a atitude.

Para o Modo de Contingência deve-se utilizar o sinal obtido a partir do sensor solar e com a atuação do propulsor obtém-se uma resposta veloz, com mais gasto no propulsor e com pouca precisão.

Para o Modo de Navegação Fina o indicado é a utilização do sensor de giro com a atuação das rodas de reação ou das bobinas magnéticas, o sistema fica mais lento, porém mais preciso.

E para o Modo Nominal o sensor de estrelas aliado as bobinas magnéticas torna o sistema bem mais lento, contudo mais econômico e bem mais preciso.

4.2.2.1 Rodas de Reação

Rodas de reação podem ter nominalmente velocidade zero e neste caso podem ser giradas em resposta aos torques requisitados pelo SCA do veículo espacial. Na prática, geralmente a aceleração nominal é zero. De um modo geral existe uma velocidade angular nominal diferente de zero para evitar o atrito estático. Entretanto, deve-se notar que a taxas de variações angulares baixas ou mesmo nulas, a roda apresenta resposta não-linear dada pelo atrito, que pode provocar um movimento irregular nessa região. Para controle em três eixos, três rodas de reação ortogonais entre si são o requisito mínimo. Uma quarta roda redundante é

normalmente adicionada com ângulos iguais em relação às outras três rodas ou em uma configuração tetraédrica, para evitar um ponto de falha simples.

Dispositivos para armazenar quantidade de movimento angular são usados em um veículo espacial para vários propósitos: para adicionar estabilidade contra torques perturbadores; para prover uma quantidade de movimento angular variável possibilitando a operação em uma rotação por órbita para missões orientadas à Terra; para absorver torques cíclicos; e para transferir quantidade de movimento angular ao corpo do satélite como forma de executar manobras.

4.2.2.2 Atuadores Magnéticos

Os Atuadores Magnéticos são atuadores que produzem torque através da interação entre o momento magnético produzido por eles, e o campo magnético natural da Terra. Eles consistem em três bobinas magnéticas formando ângulos retos entre si. Estas bobinas são energizadas independentemente uma das outras, através da supervisão da lógica de controle de atitude do computador de bordo. O torque de controle TC sobre o satélite produzido pelo momento magnético aplicado pela bobina interage com o campo magnético terrestre (ou vetor de indução geomagnética local).

O torque de controle produzido é normal tanto ao vetor momento magnético aplicado pela bobina como ao vetor indução geomagnética. Para a aquisição de atitude e de sua manutenção, o torque requerido deve ser normal ao eixo de rotação de maneira a mudar a direção do momento angular do satélite. Esse torque deve ser produzido com o momento magnético alinhado com o eixo de rotação.

4.2.2.3 Propulsores

Os propulsores produzem empuxo através da força de reação proveniente dos gases que expellem. A ação dos propulsores é mais rápida comparada a outros

atuadores. Dependendo de onde a força é aplicada, podem produzir rotações, translações ou ambas, possibilitando tanto controle de atitude quanto controle de órbita. Apresentam a desvantagem de consumir propelente, que não é renovável, além de terem atraso e tempos máximos e mínimos de utilização.

5 CONTROLE DE ATITUDE

O controlador de atitude compensa o torque aplicado no veículo pelo acionamento de atuadores que são utilizados pela operação de manobras orbitais.

Neste trabalho obteve-se com auxílio do MATLAB[®]/SIMULINK resultados das simulações de manobra de atitude considerando perturbações e não linearidades nos sensores e atuadores. As simulações foram obtidas a partir do SAS (*Satellite Attitude Simulator*).

O programa de simulação SAS (*Satellite Attitude Simulator*), desenvolvido por Rocco (2006; 2008) utilizando o MATLAB[®]/SIMULINK foi subdividido em parâmetros editáveis e não-editáveis. Esse programa simula a atitude do satélites e permite considerar o movimento orbital perturbado por distúrbios externos aliados a não-idealidades dos atuadores e sensores.

O objetivo de um sistema de controle de malha fechada é tentar manter o sinal de saída próximo ao sinal de entrada, diminuindo ao máximo os erros de regime, ou desvios de estado do sistema.

5.1 Dinâmica de Atitude

As equações que foram utilizadas no modelo do simulador SAS foram as equações que regem a dinâmica ditadas pelas equações de Euler do movimento para um corpo rígido em três dimensões. Considerando-se que o sistema de coordenadas adotado coincide com os eixos principais de inércia e que os produtos de inércia são nulos essas equações são dadas por:

$$\sum M_x = \bar{I}_x \dot{\omega}_x - (\bar{I}_y - \bar{I}_z)\omega_y\omega_z \quad (5.1)$$

$$\Sigma M_y = \bar{I}_y \dot{\omega}_y - (\bar{I}_z - \bar{I}_x) \omega_z \omega_x \quad (5.2)$$

$$\Sigma M_z = \bar{I}_z \dot{\omega}_z - (\bar{I}_x - \bar{I}_y) \omega_x \omega_y \quad (5.3)$$

$$\Sigma F_x = m \bar{a}_x \quad (5.4)$$

$$\Sigma F_y = m \bar{a}_y \quad (5.5)$$

$$\Sigma F_z = m \bar{a}_z \quad (5.6)$$

Onde:

M_x, M_y e M_z representam os torques na direção dos eixos x, y e z respectivamente;

F_x, F_y e F_z representam as componentes da força aplicadas nos eixos x, y e z respectivamente;

I_x, I_y e I_z representam os momentos principais de inércia do corpo em cada um dos eixos x, y e z respectivamente;

ω_x, ω_y e ω_z representam as velocidades angulares em cada um dos eixos; e,

a_x, a_y e a_z representam as acelerações em cada um dos eixos.

Daí, de posse das informações de $\bar{I}_x, \bar{I}_y, \bar{I}_z, \omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0}, \alpha_{x0}, \alpha_{y0}, \alpha_{z0}, M_x, M_y, M_z$ e t pode-se obter $\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z, \alpha_x, \alpha_y$ e α_z e ainda ω_x, ω_y e ω_z .

E ainda pode-se concluir que:

$$\alpha_x = \alpha_{xo} + \omega_x t + \frac{1}{2} \dot{\omega}_x t^2 \quad (5.7)$$

$$\alpha_y = \alpha_{yo} + \omega_y t + \frac{1}{2} \dot{\omega}_y t^2 \quad (5.8)$$

$$\alpha_z = \alpha_{zo} + \omega_z t + \frac{1}{2} \dot{\omega}_z t^2 \quad (5.9)$$

E ainda,

$$\omega_x = \omega_{xo} + \dot{\omega}_x t \quad (5.10)$$

$$\omega_y = \omega_{yo} + \dot{\omega}_y t \quad (5.11)$$

$$\omega_z = \omega_{zo} + \dot{\omega}_z t \quad (5.12)$$

Essas são as equações que estão implementadas no simulador utilizado nesse trabalho e consideram matrizes de inércia com produtos de inércia nulos.

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

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

Esse trabalho contempla estratégias de controle clássicas. O procedimento para determinação da atitude também propaga a atitude a cada instante de tempo. As equações do movimento para a atitude são integradas. A figura 5.1 descreve o procedimento implementado no simulador *Satellite Attitude Simulator* (SAS) utilizado nesse trabalho.

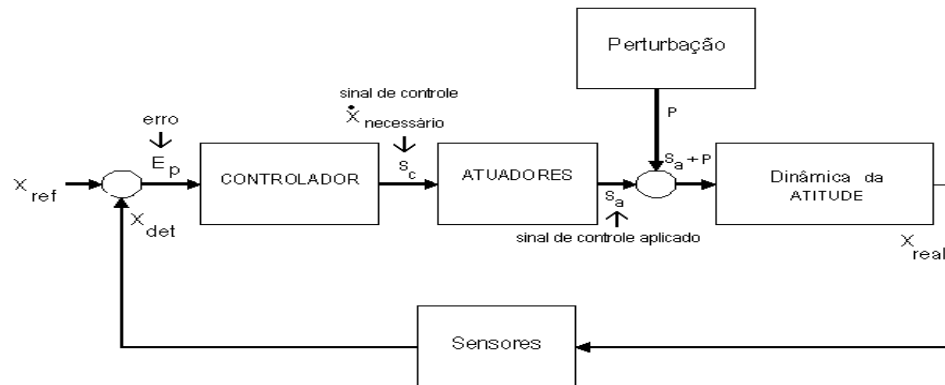


Figura 5.1 – Diagrama de blocos para o subsistema de controle de atitude

Esse modelo simula a atitude do satélite controlado por um sistema de controle PID considerando distúrbios e não linearidades aplicadas nos sensores e atuadores.

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

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

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

6 RESULTADOS

Neste Capítulo serão apresentados os resultados obtidos para as simulações realizadas a partir do sistema SAS (ROCCO, 2006a, 2008).

Na manobra de atitude considerando perturbações e não linearidades nos sensores e atuadores foram consideradas as condições iniciais descritas na tabela 6.1, com taxa de amostragem de 0,25 s (equivale ao passo da simulação ou seja passo da integração da dinâmica).

Tabela 6.1 – Condições iniciais para a simulação

Condições Iniciais			
Variável	Eixo		
	x	y	z
Posição angular	$\alpha_x = 0^0$	$\alpha_y = 90^0$	$\alpha_z = 0^0$
Velocidade angular	$\omega_x = 1^0/s$	$\omega_y = 2^0/s$	$\omega_z = 3^0/s$
Momento de Inércia	$I_x = 3000 \text{ Kg. m}^2$	$I_y = 3000 \text{ Kg. m}^2$	$I_z = 3000 \text{ Kg.m}^2$

Pela especificação descrita na tabela 6.1 pode-se observar que a simetria do satélite é esférica, todavia poder-se-ia utilizar outra configuração.

As especificações para os sensores são fornecidas nas tabelas 6.2 e 6.3.

Tabela 6.2- Especificações utilizadas para os sensores

Sensor	Especificações
Sensor 1	Variância = 0,025 zona morta $\geq 0,005^0$
Sensor 2	Variância = 0,0025 zona morta $\geq 0,0005^0$ (mais sensível)

O chaveamento entre os sensores ocorre do sensor 1 para o sensor 2 no instante 200s e do sensor 2 para o sensor 1 quando o erro em qualquer eixo for maior do

10^0 . Vide tabela 6.3.

Tabela 6.3- Especificações utilizadas para os sensores

Chaveamento entre o sensores	
Transição	Característica
Sensor 1 → Sensor 2	Tempo de transição = 200s
Sensor 2 → Sensor 1	Ocorre quando o erro em quaisquer dos eixos for $\geq 10^0$

As especificações para os atuadores estão dispostas nas tabelas 6.4 e 6.5.

Tabela 6.4- Especificação utilizada para os atuadores

Atuador	Ganhos dos controladores			Variância	Zona morta	Limite da taxa de variação	Atraso	Saturação
	K_p	K_d	K_i					
Atuador 1	3	700	0,00003	0,01	$\geq 0,05^0$	$\pm 4^0/s$	1s	± 10 N.m
Atuador 2	6	400	0,00003	0,0001	$\geq 0,005^0$	$\pm 1^0/s$	0,5 s	± 2 N.m
Atuador 3	3	250	0,00003	0,00001	$\geq 0,0005^0$	$\pm 0,5^0/s$	0,25 s	$\pm 0,5$ N.m

Tabela 6.5- Condições para chaveamento dos atuadores

Chaveamento entre os atuadores	
Transição	Característica
Atuador 1 → Atuador 2	Quando o erro em quaisquer dos eixos for $\leq 10^0$
Atuador 2 → Atuador 3	Quando o erro em quaisquer dos eixos for $< 3^0$
Atuador 2 → Atuador 1 Atuador 3 → Atuador 1	Quando o erro em quaisquer dos eixos for $\geq 10^0$

Para a referência da posição tem-se a descrição explicitada na tabela 6.6.

Tabela 6.6- Referência de posição

	Referência de posição
α_{xr}	$[0 \text{ a } (2000s)/4] = 0s \text{ a } 500s \rightarrow 0^0$; $[(2001s)/4 \text{ a } (4000s)/4] = 500,25s \text{ a } 1000s \rightarrow -30^0$ $[(4001s)/4 \text{ a } (8000s)/4] = 1000,25s \text{ a } 2000s \rightarrow 180^0$ $[(8001s)/4 \text{ a } (12000s)/4] = 2000,25s \text{ a } 3000s \rightarrow 0^0$
α_{yr}	20^0
$\alpha_{zr}=f(\omega_{zr})$	$\omega_{zr} = -2^0/s$

As incertezas nas medidas e no modelo consideradas pelo Filtro de Kalman são descritas na tabela 6.7.

Tabela 6.7- Incertezas no modelo

Transição	Incerteza (variância)	FILTRO DE KALMAN Incerteza no modelo
Sensor 1	0,025	0,0025
Sensor 2	0,0025	0,0025

E ainda, o eixo x refere-se a rolamento, o eixo y a arfagem e o eixo z a guinada. Com o objetivo de fazer algumas comparações, dentre outros objetivos, foram propostos alguns casos que estão descritos na tabela 6.8.

Os casos propostos para estudo tem o objetivo de poder permitir fazer uma comparação entre algumas configurações com pequenas diferenças entre si.

Tabela 6.8- Comparação entre as configurações de casos analisados

Caso 1	Caso 2	Caso 3	Caso 4
• Ganhos diferentes para os atuadores • Incertezas diferentes para os dois sensores • Inclusão do filtro de Kalman para as medidas dos sensores • Sem perturbação na atitude • Ausência da sobreposição dos atuadores durante a transição • Sem lacuna na atuação durante a transição	• Ganhos diferentes para os atuadores, não-linearidades e incertezas • Incertezas diferentes para os dois sensores • Inclusão do filtro de Kalman para as medidas dos sensores • Sem perturbação na atitude • Ausência da sobreposição dos atuadores durante a transição • Sem lacuna na atuação durante a transição	• Ganhos diferentes para os atuadores, não-linearidades e incertezas • Incertezas diferentes para os dois sensores • Inclusão do filtro de Kalman para as medidas dos sensores • Inclusão de perturbação na atitude • Inclusão de sobreposição dos atuadores durante a transição (ação de mais de um atuador simultaneamente) • Sem lacuna na atuação durante a transição	• Ganhos diferentes para os atuadores, não-linearidades e incertezas • Incertezas diferentes para os dois sensores • Inclusão do filtro de Kalman para as medidas dos sensores • Inclusão de perturbação na atitude • Sem sobreposição dos atuadores durante a transição • Com lacuna na atuação durante a transição (período sem ação de nenhum atuador)

6.1.1 Caso 1

Para esse primeiro caso foi considerada a seguinte configuração:

- Ganhos diferentes para os atuadores
- Incertezas diferentes para os dois sensores
- Inclusão do filtro de Kalman para as medidas dos sensores
- Sem perturbação na atitude
- Ausência da sobreposição dos atuadores durante a transição
- Sem lacuna na atuação durante a transição

Para cada um dos casos das simulações pode-se obter uma quantidade muito grande de informações para análise. Apesar de ser possível, nesse trabalho não será exaurida a descrição de todas as informações de todos os casos.

A partir da figura 6.1 verifica-se que o atuador pode trabalhar em três modos de operação (modo 1, 2 e 3). E as transições entre esses modos ocorrem em função da necessidade demandada pelo sistema a partir das informações provenientes dos sensores.

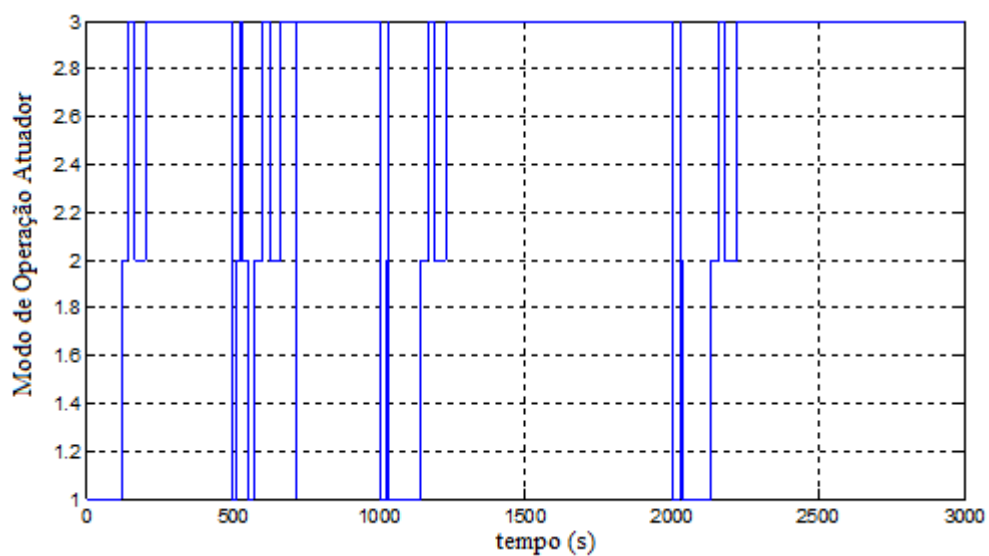


Figura 6.1 - Modo de operação do atuador

Nesse caso 1 não se considerou nenhuma perturbação em nenhum dos eixos como pode ser observado na Figura 6.2.

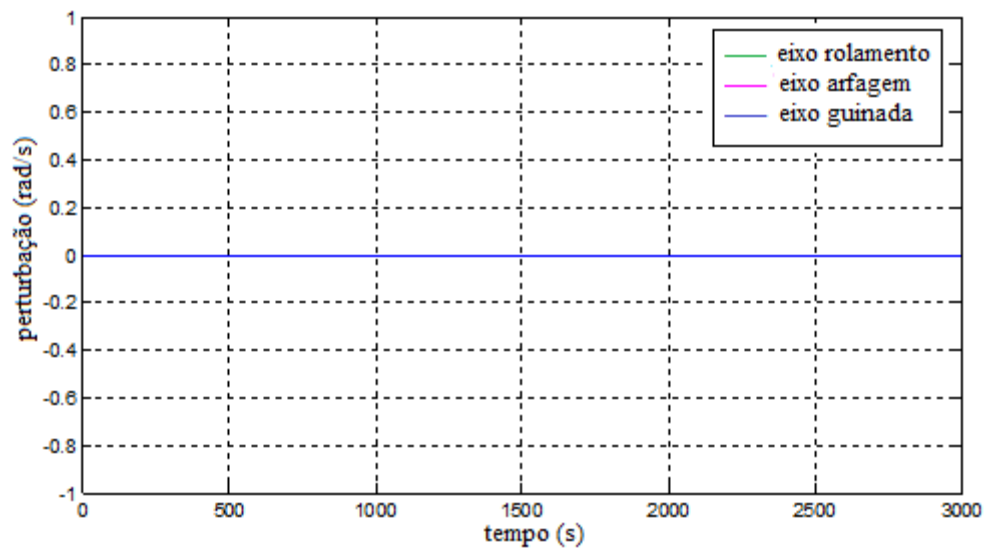


Figura 6.2 – Perturbação

A figura 6.3 ilustra o resíduo do valor medido e do valor depois de filtrado (Filtro de Kalman) de arfagem (Sensor 1), que em outras palavras reflete o erro no valor medido e filtrado.

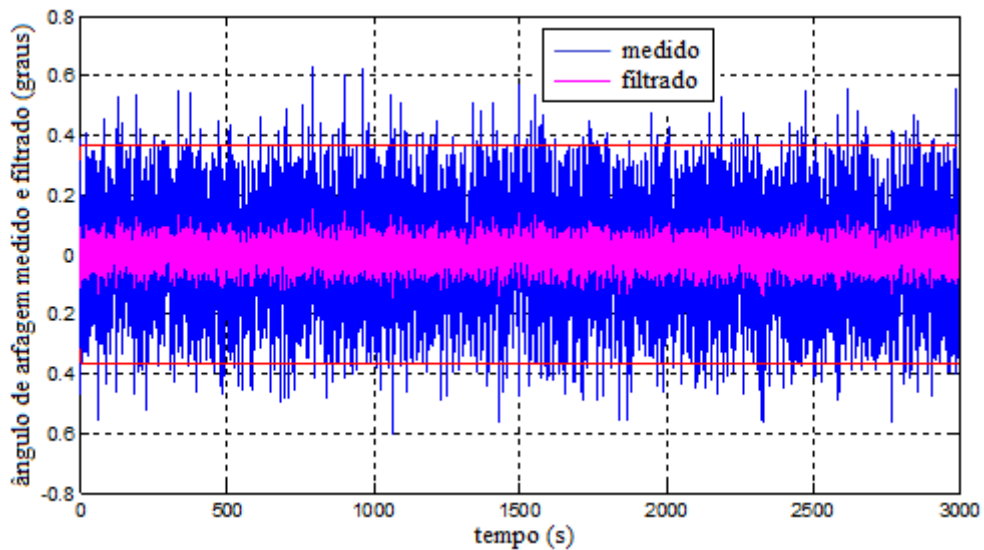


Figura 6.3 – Erro do valor medido e filtrado de arfagem (Sensor 1)

A figura 6.4 ilustra o resíduo do valor medido e do valor filtrado de arfagem para o Sensor 2.

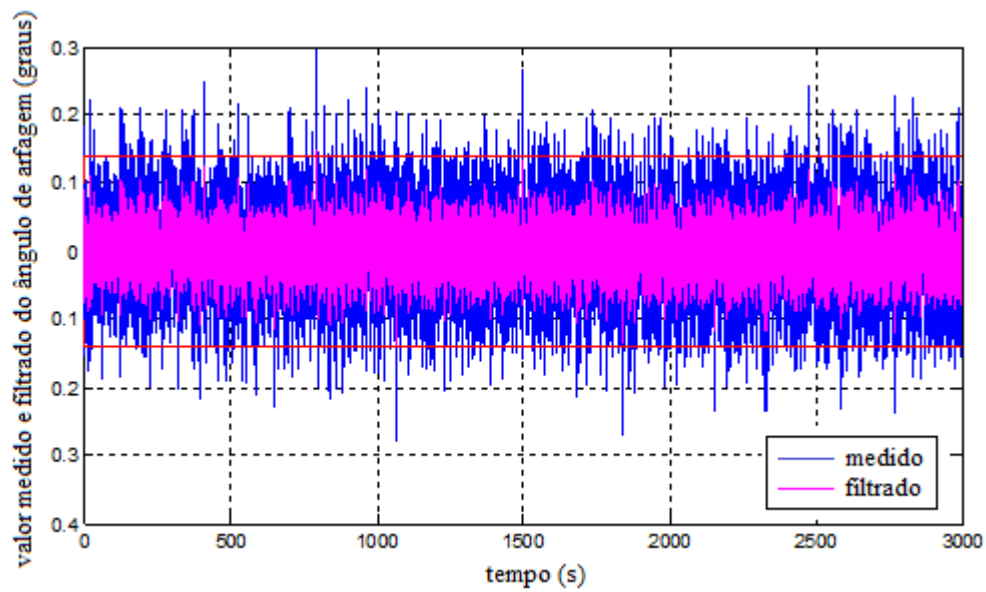


Figura 6.4 - Valor medido e filtrado de arfagem (Sensor 2)

As figuras 6.5 e 6.6 refletem a mesma informação dos sensores 1 e 2 para o ângulo de rolamento, em outras palavras, ilustram o resíduo do valor medido e do valor filtrado de rolamento.

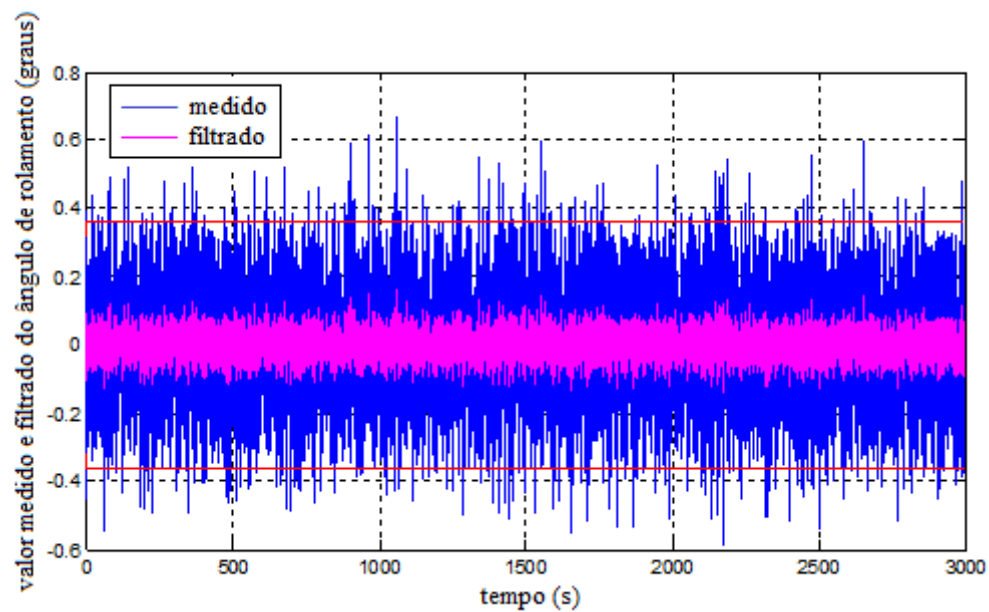


Figura 6.5 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 1)

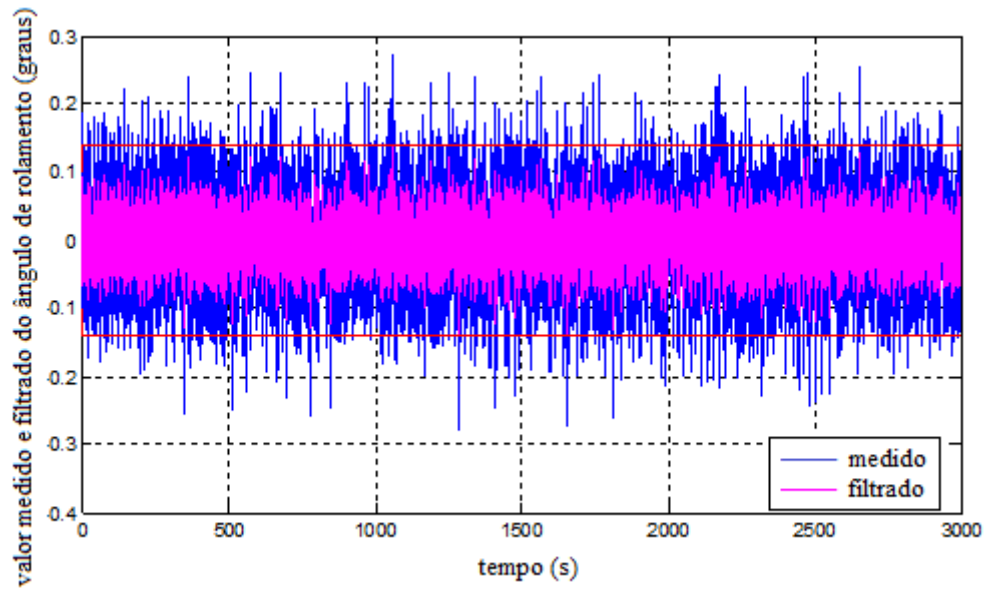


Figura 6.6 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 2)

As figuras 6.7 e 6.8 ilustram o resíduo do valor medido e do valor filtrado de rolamento para os sensores 1 e 2 para o ângulo de rolamento. Pode-se observar, a partir das figuras 6.3, 6.4, 6.5, 6.6, 6.7 e 6.8 que o filtro de Kalman está atuando no sistema.

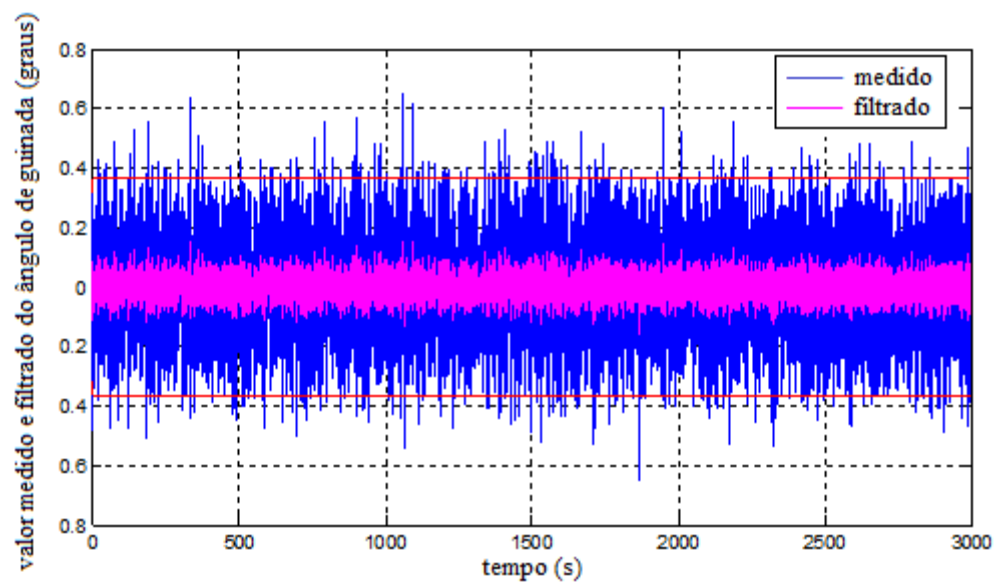


Figura 6.7 - Valor medido e filtrado de guinada (Sensor 1)

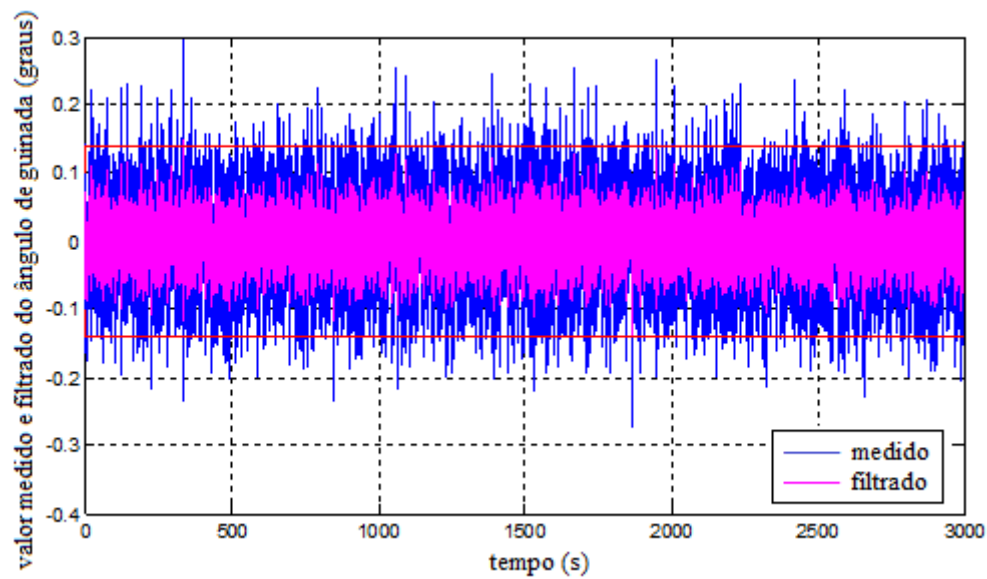


Figura 6.8 - Valor medido e filtrado de guinada (Sensor 2)

A diferença entre a estimação e a incerteza do modelo é pequena conforme pode-se ver no gráfico da figura 6.9. Nota-se que o valor da incerteza obtida pelo estimador do modelo se aproxima bastante da incerteza do modelo.

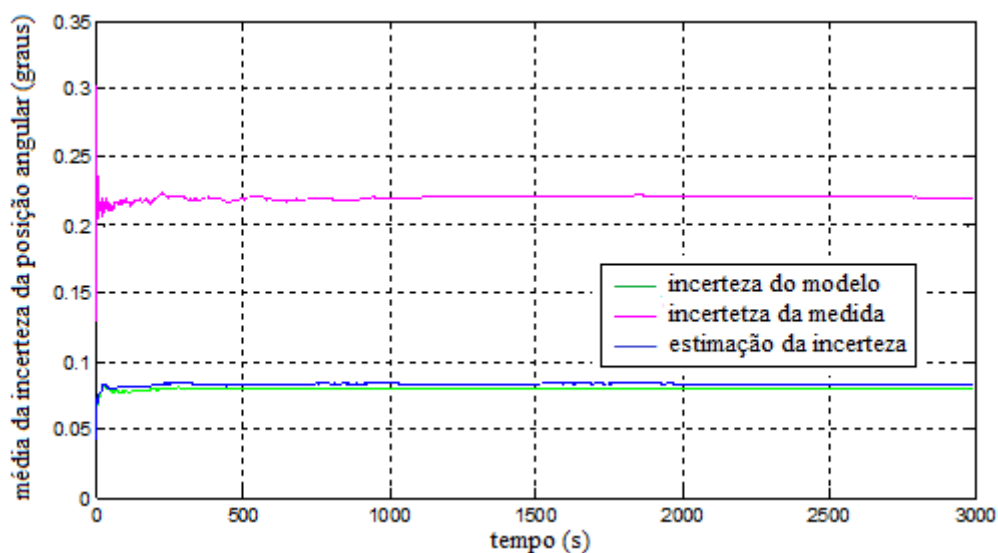


Figura 6.9 - Média da incerteza da posição angular (Sensor 1)

Já na figura 6.10 o valor médio da incerteza do estimador é melhor quando comparado com a incerteza do modelo e com as medidas.

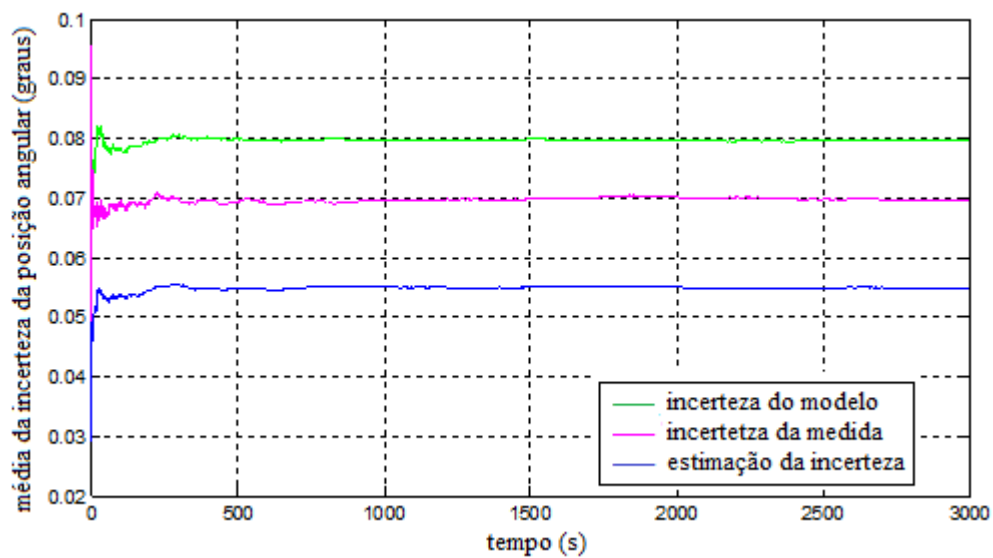


Figura 6.10 - Média da incerteza da posição angular (Sensor 2)

Para as figuras 6.11, 6.12, 6.13 e 6.14 nota-se que os sinais medidos e os sinais filtrados para o eixo de rolamento basicamente não apresentam diferenças.

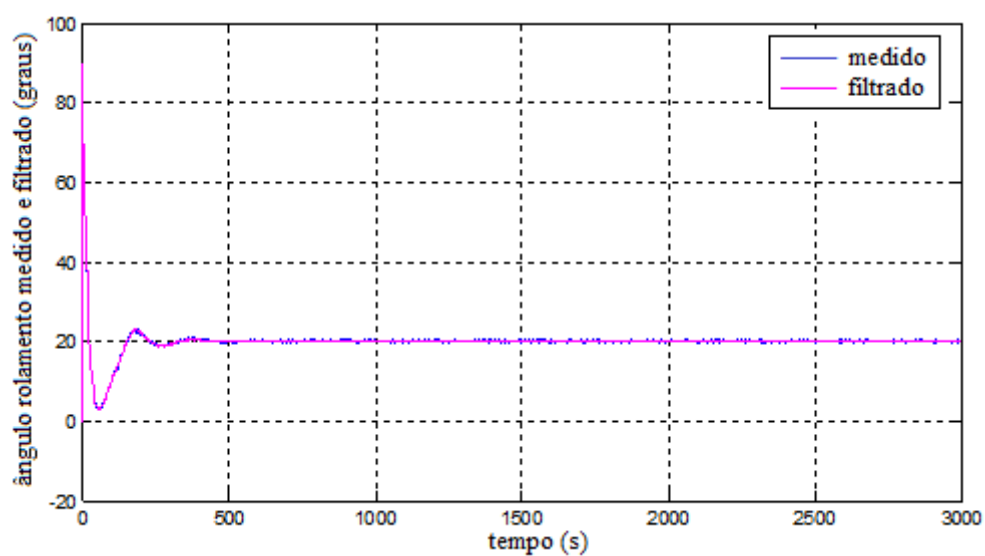


Figura 6.11 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 1)

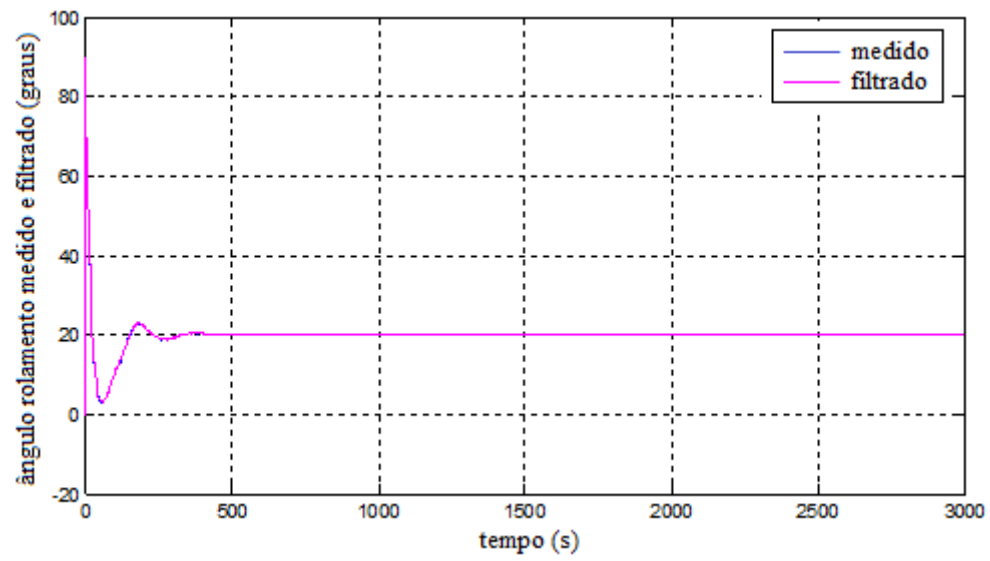


Figura 6.12 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 2)

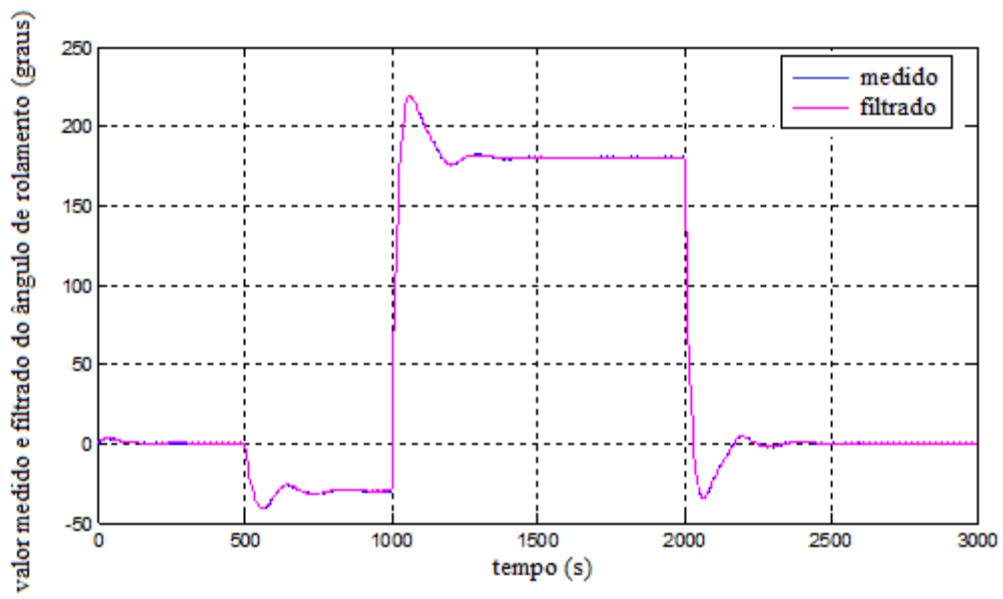


Figura 6.13 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 1)

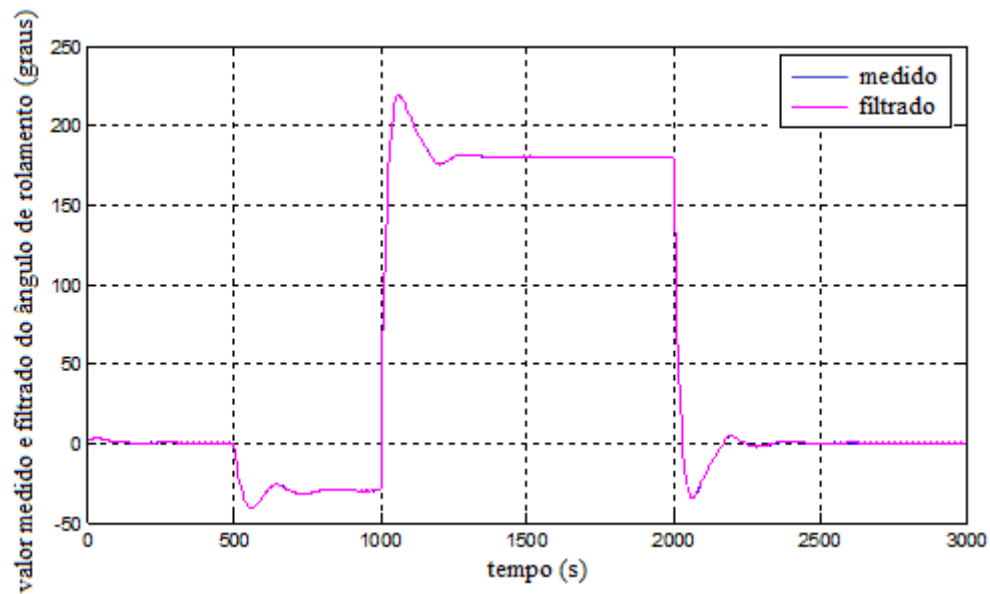


Figura 6.14 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 2)

Para as figuras 6.15 e 6.16 pode-se observar que os sinais medidos e os sinais filtrados para o eixo de guinada também não apresentam diferenças.

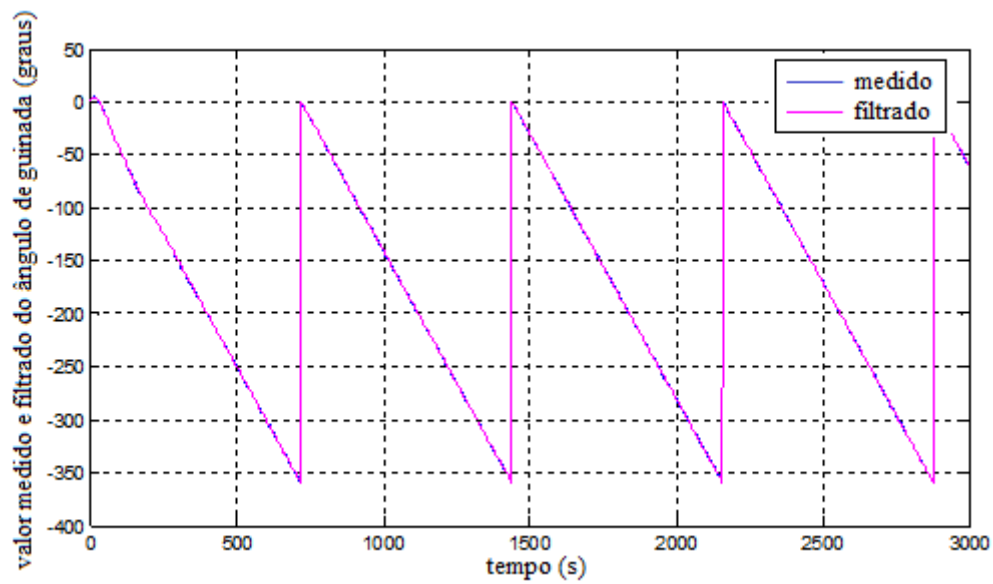


Figura 6.15 - Valor medido e filtrado de guinada angular (Sensor 1)

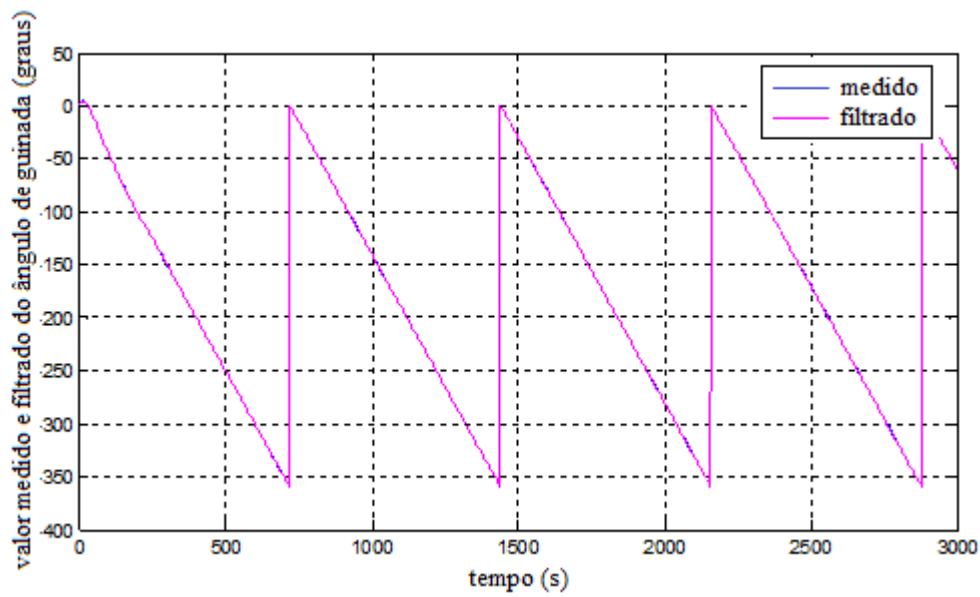


Figura 6.16 - Valor medido e filtrado do ângulo de guinada (Sensor 2)

As figuras 6.17, 6.18, 6.19, 6.20, 6.22 ilustram o comportamento dos ângulos de arfagem, rolamento e guinada.

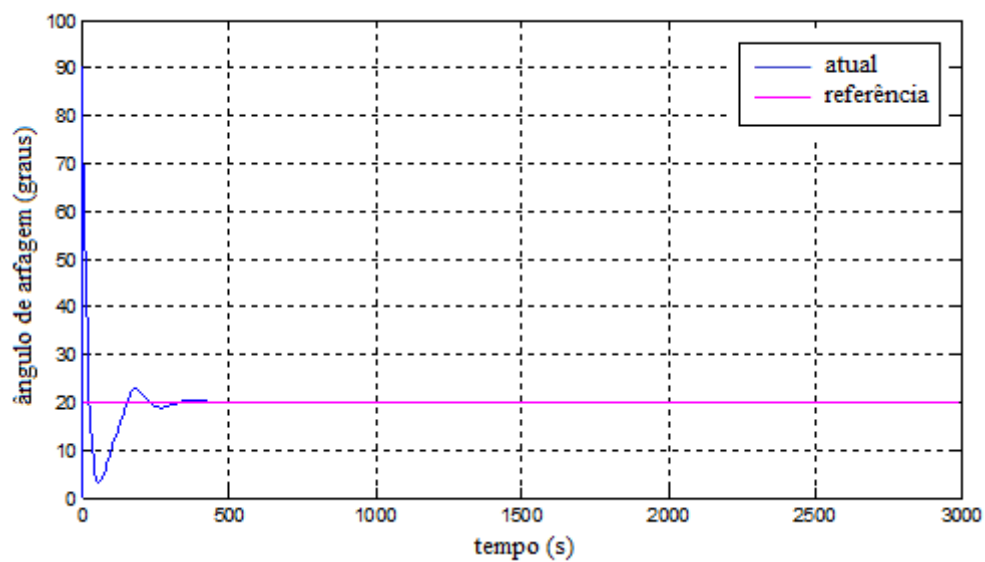


Figura 6.17 - Ângulo de arfagem

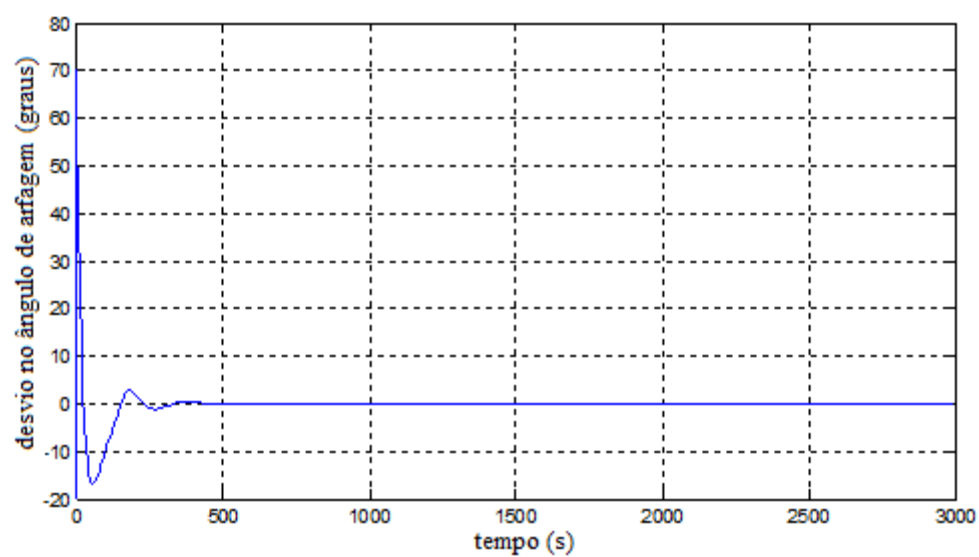


Figura 6.18 - Desvio no ângulo de arfagem

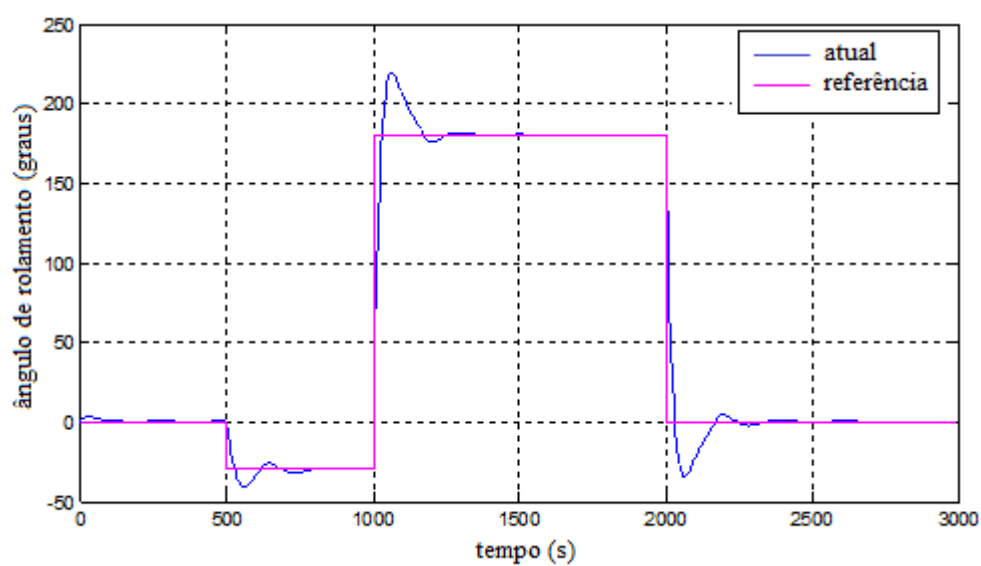


Figura 6.19 - Ângulo de rolamento

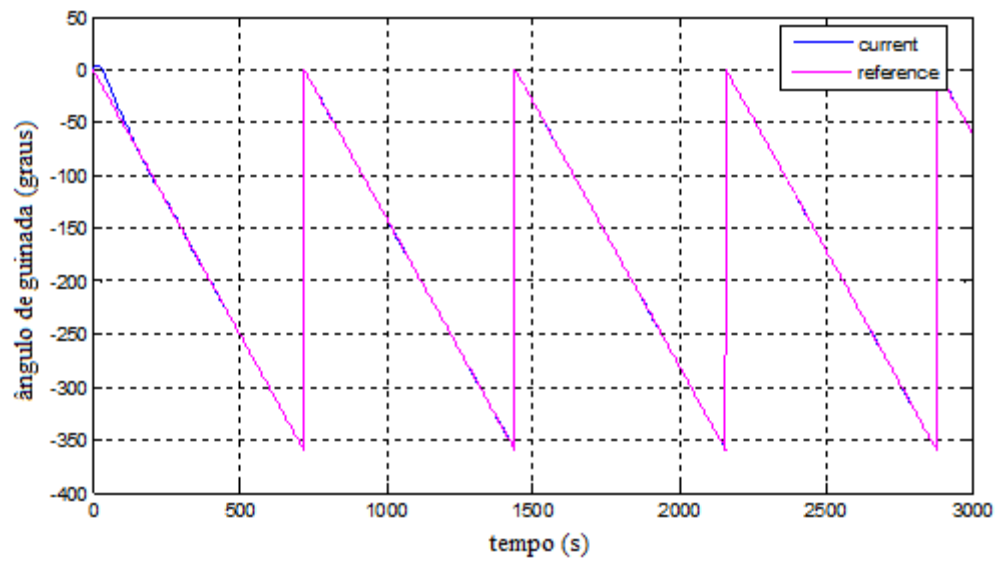


Figura 6.20 - Ângulo de guinada

Na figura 6.21 pode-se observar o desvio no ângulo de guinada, via isso de deve ao fato de que 0^0 é equivalente a 360^0 .

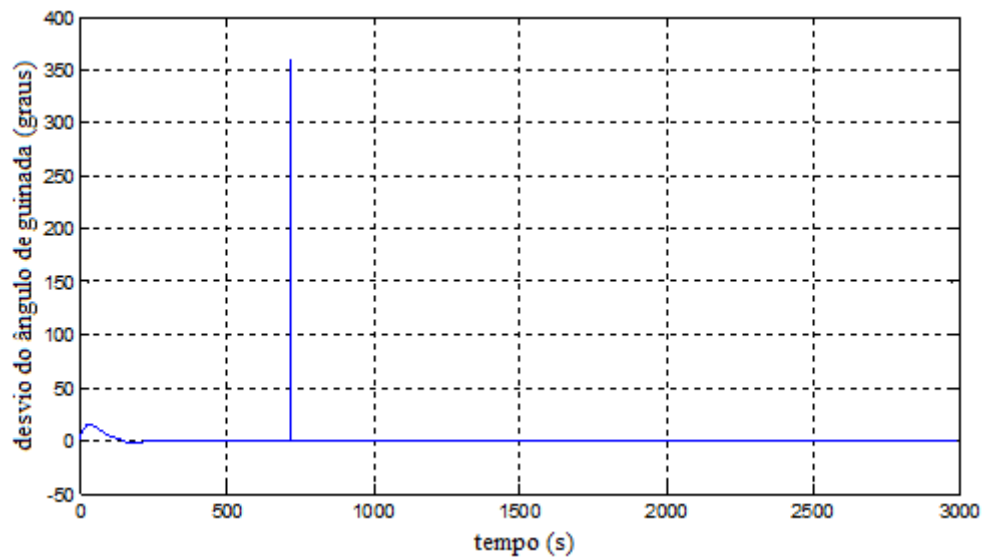


Figura 6.21 - Desvio no ângulo guinada

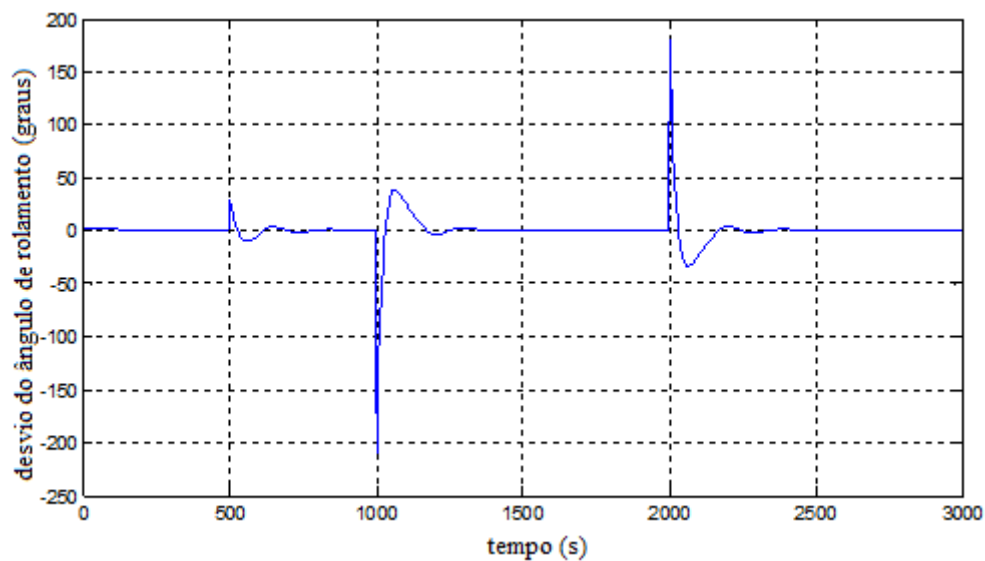


Figura 6.22 - Desvio no ângulo rolamento

A figura 6.23 mostra que inicialmente o sensor que está sendo utilizado é o sensor 1 (entre 0 e antes que 200s), e quando provocado pelo efeito dos ganhos diferentes entre os atuadores, passa para o sensor 2 e fica acionado esse sensor até 500s. Esse procedimento de chaveamento segue como ilustrado no gráfico da figura 6.23.

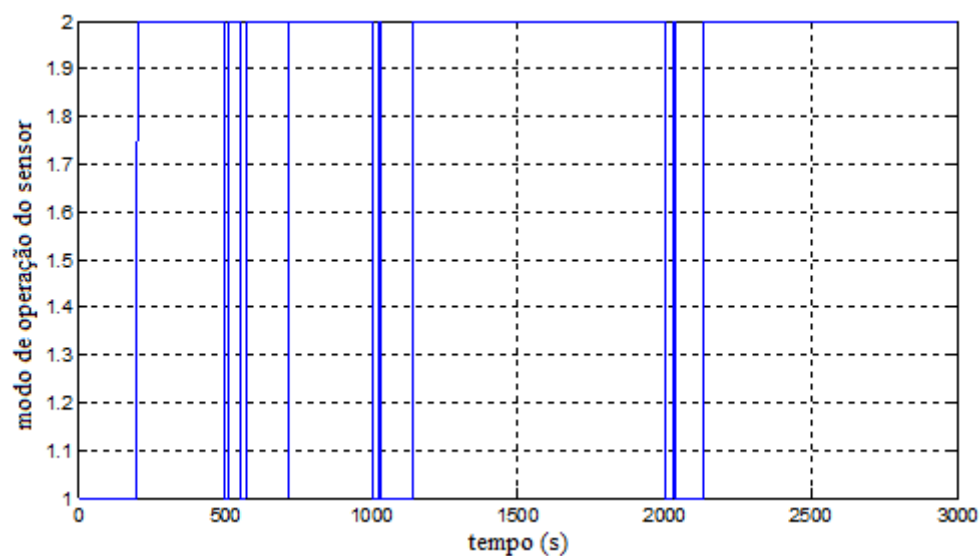


Figura 6.23 - Modo de operação do sensor

6.1.2 Caso 2

Para as simulações do caso 2 considerou-se:

- Ganhos diferentes para os atuadores, não-linearidades e incertezas
- Incertezas diferentes para os dois sensores
- Inclusão do filtro de Kalman para as medidas dos sensores
- Ausência da sobreposição dos atuadores durante a transição
- Sem lacuna na atuação durante a transição

A diferença que existe entre o caso 1 e o caso 2 fundamenta-se que o caso 2 contempla não-linearidades e incertezas nos atuadores. Essa peculiaridade não provocou grandes diferenças entre os caso. Os gráficos descritos nas figuras 6.24 até 6.46 são muito parecidos com os que foram descritos no caso 1.

Assim como no caso 1, a figura 6.24 mostra que o atuador pode trabalhar em três modos de operação (modo 1, 2 e 3). E as transições entre esses modos ocorrem em função da necessidade demandada pelo sistema a partir das informações provenientes dos sensores s são ilustrados com os degraus no gráfico 6.24, quando ocorre alteração no modo de operação.

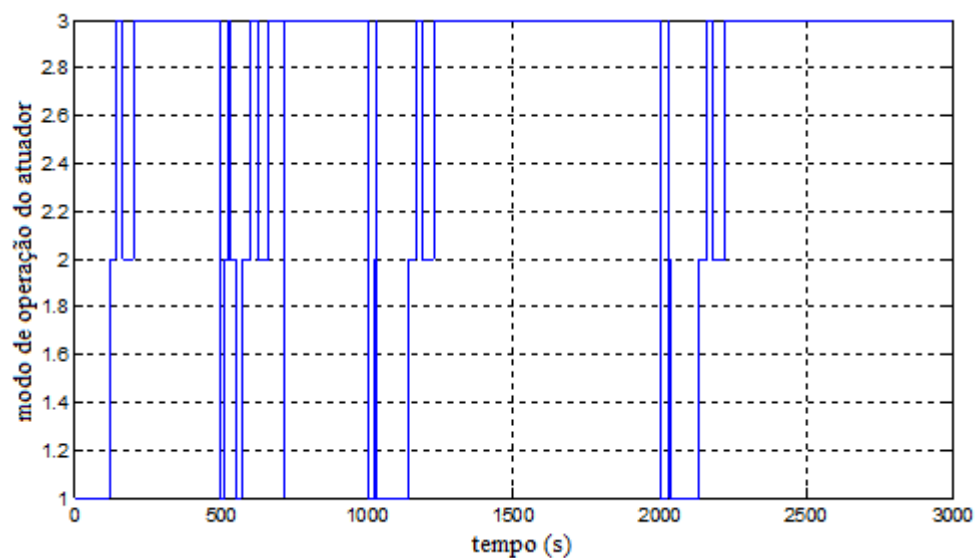


Figura 6.24 - Modo de operação do atuador

A figura 6.25 ilustra que não ocorre nenhuma perturbação em nenhum dos eixos.

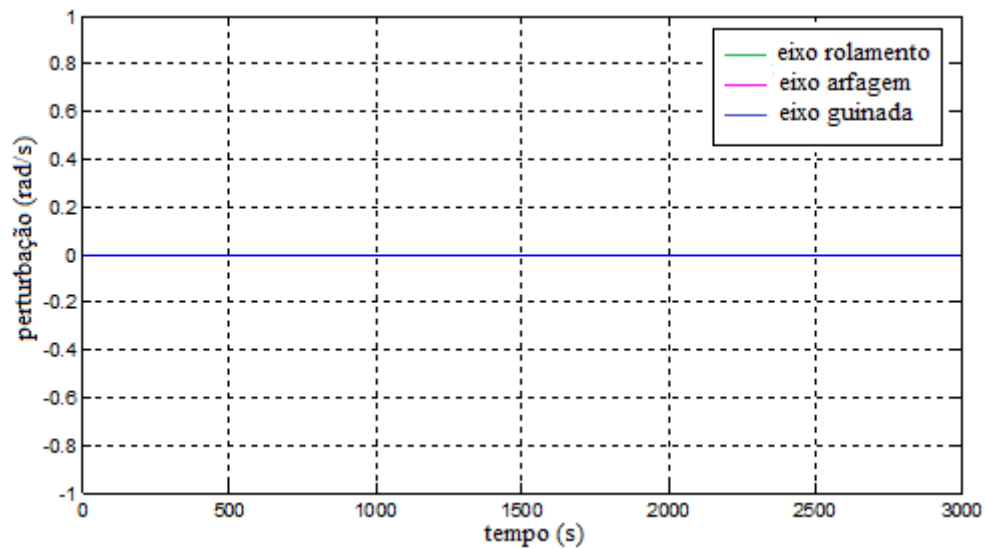


Figura 6.25 – Perturbação

A figura 6.26 ilustra o erro no valor medido e filtrado para o sensor 1.

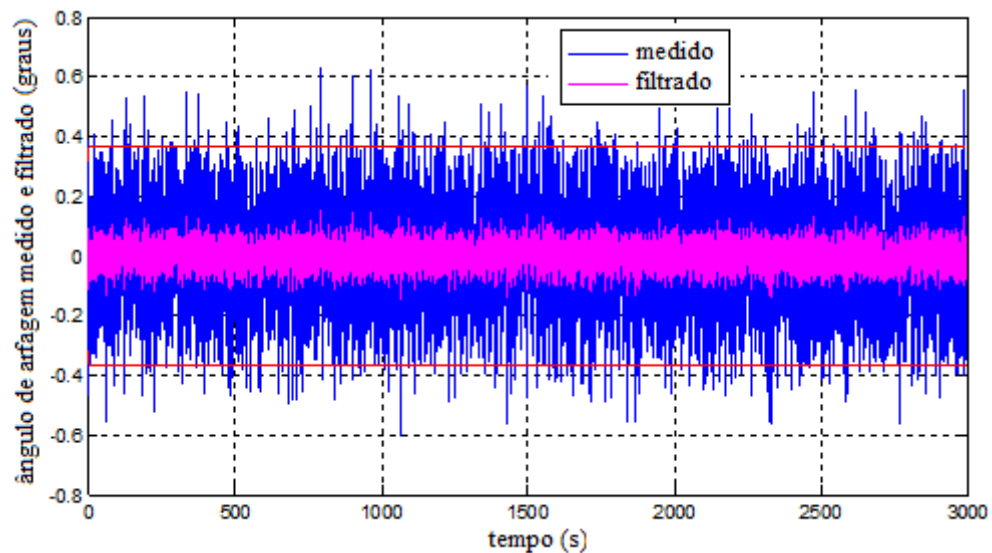


Figura 6.26 - Valor medido e filtrado do ângulo de arfagem (graus)

A figura 6.27 mostra o resíduo do valor medido e do valor filtrado de arfagem para o sensor 2.

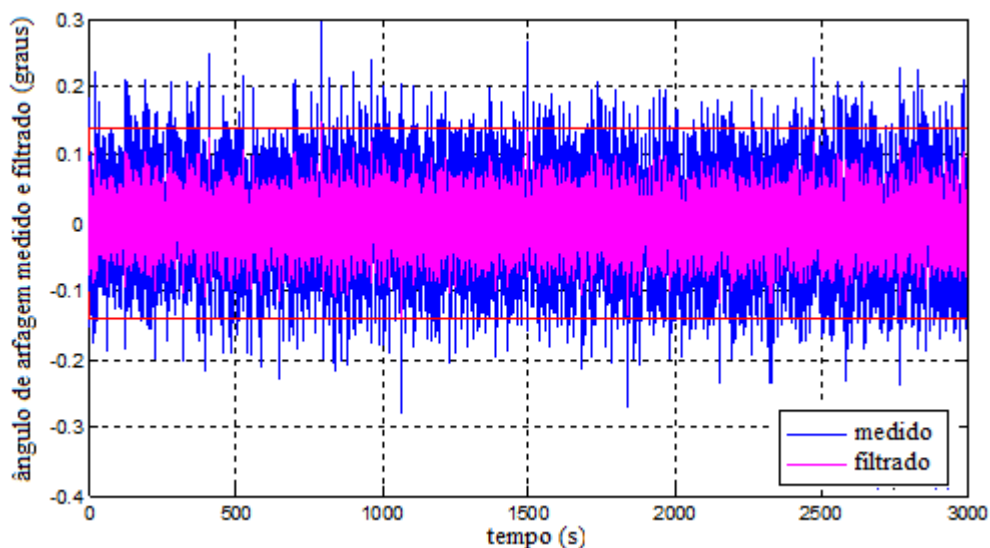


Figura 6.27 - Valor medido e filtrado do ângulo de arfagem (graus)

As figuras 6.28 e 6.29 refletem a mesma informação dos sensores 1 e 2 para o ângulo de rolamento, ou seja, o resíduo do valor medido e do valor filtrado de rolamento.

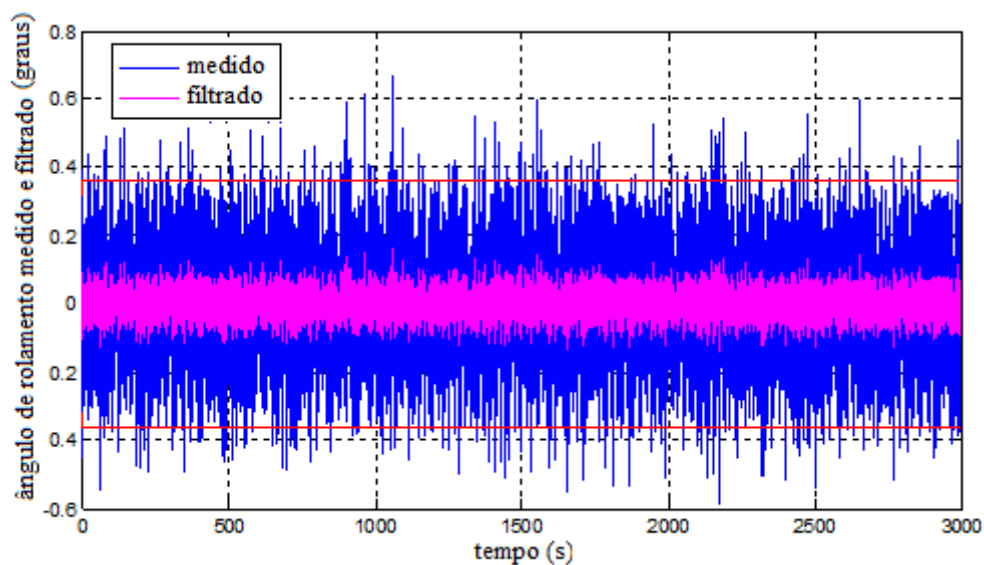


Figura 6.28- Valor medido e filtrado do ângulo de rolamento (graus)

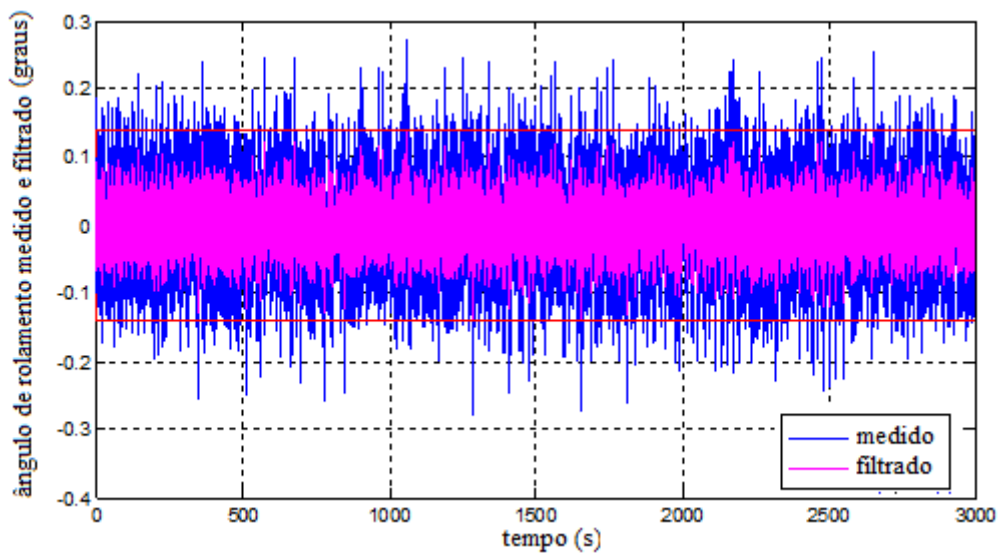


Figura 6.29 - Valor medido e filtrado do ângulo de rolamento (graus)

As figuras 6.30 e 6.31 mostra o resíduo do valor medido e do valor filtrado de rolamento para os sensores 1 e 2 para o ângulo de rolamento. Pode-se observar, a partir das figuras 6.32, 6.33, 6.34, 6.35, 6.36 e 6.37, que o filtro de Kalman está atuando no sistema.

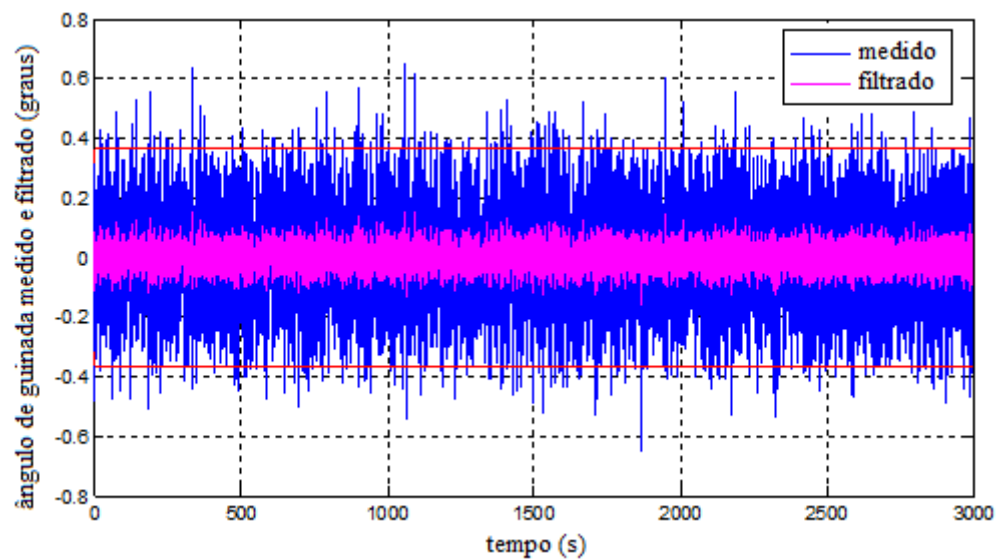


Figura 6.30 - Valor medido e filtrado de guinada

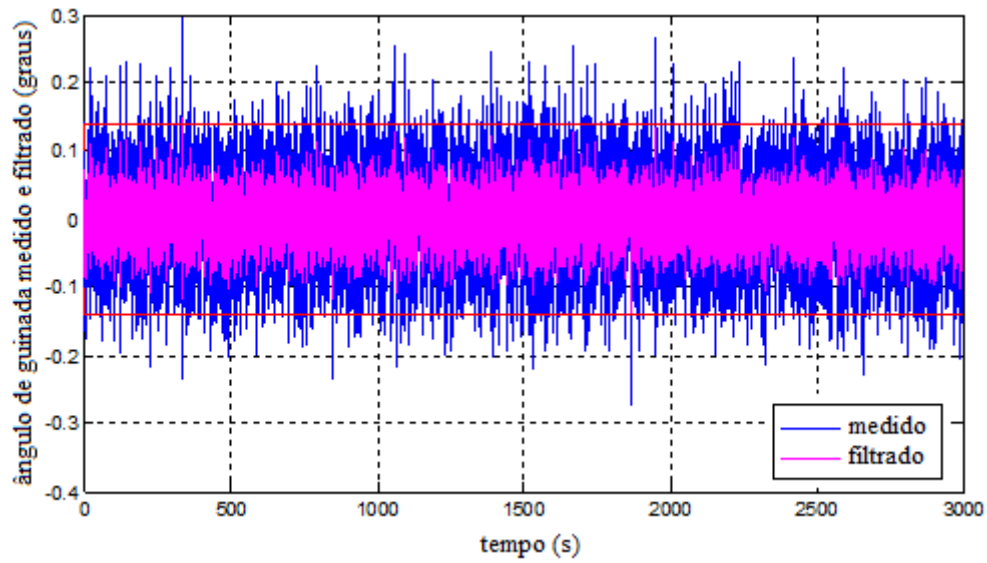


Figura 6.31 - Valor medido e filtrado de guinada

Na figura 6.32 nota-se que o valor da incerteza obtida pelo estimador do modelo se aproxima bastante da incerteza do modelo.

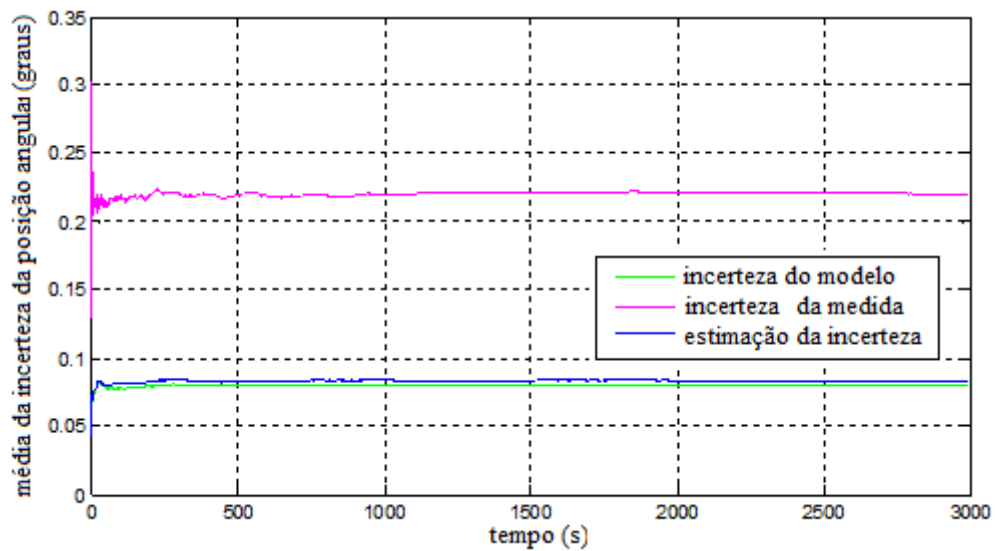


Figura 6.32 - Média da incerteza de posição angular (Sensor 1)

A figura 6.33 percebe-se que o valor médio da incerteza do estimador é melhor quando comparado com a incerteza do modelo e com as medidas.

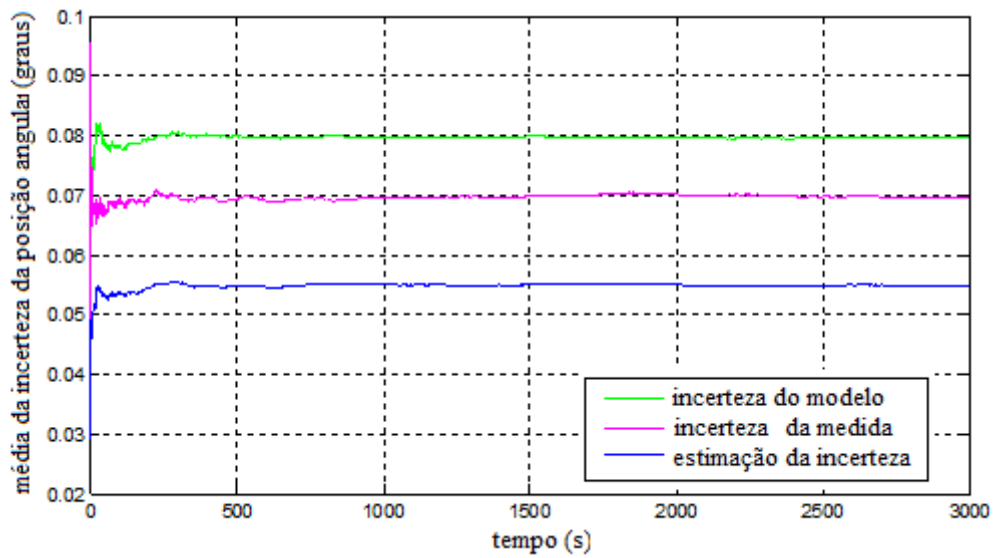


Figura 6.33 - Média da incerteza de posição angular (Sensor 2)

A partir da figura 6.34 pode-se constatar que o valor medido e valor filtrado para o ângulo de rolamento são muito próximos.

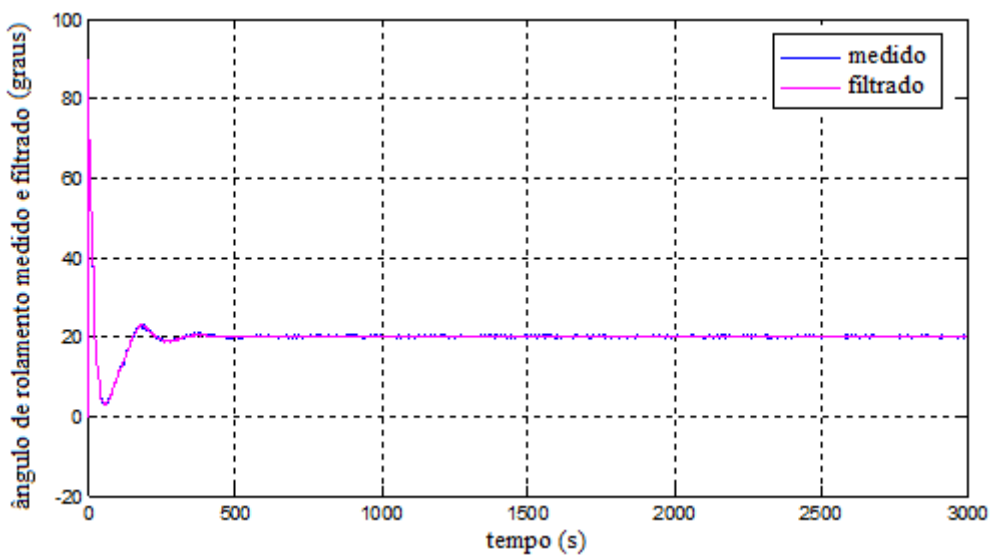


Figura 6.34 - Valor medido e filtrado de arfagem (Sensor 1)

Para as figuras 6.35, 6.36 e 6.37 nota-se que os sinais medidos e os sinais filtrados para o eixo de rolamento basicamente não apresentam diferenças.

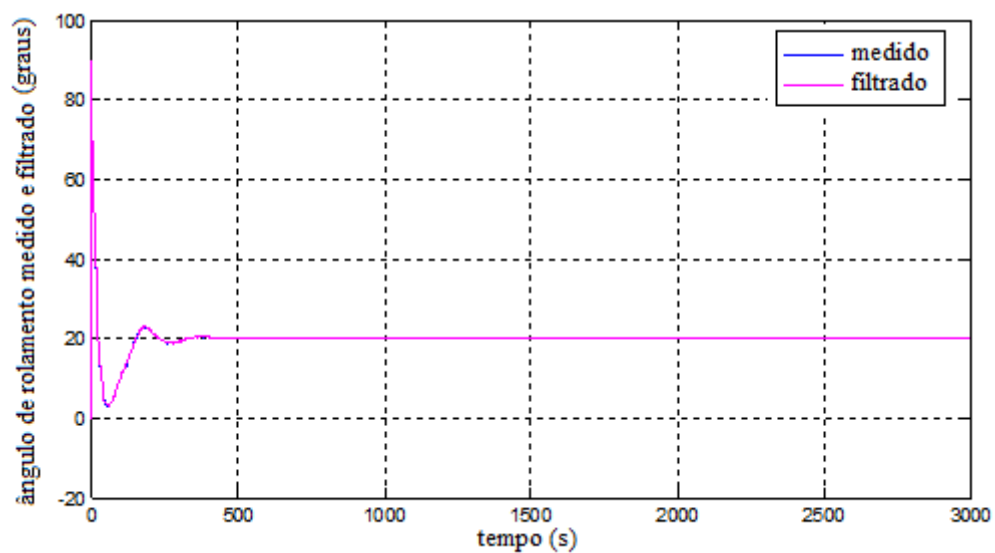


Figura 6.35 - Valor medido e filtrado de arfagem (Sensor 2)

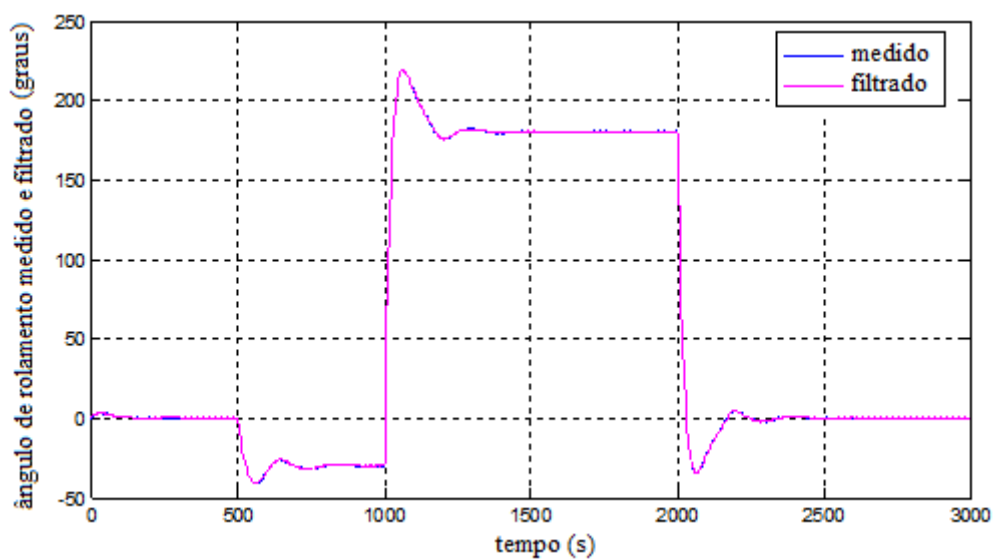


Figura 6.36 - Valor medido e filtrado de rolamento

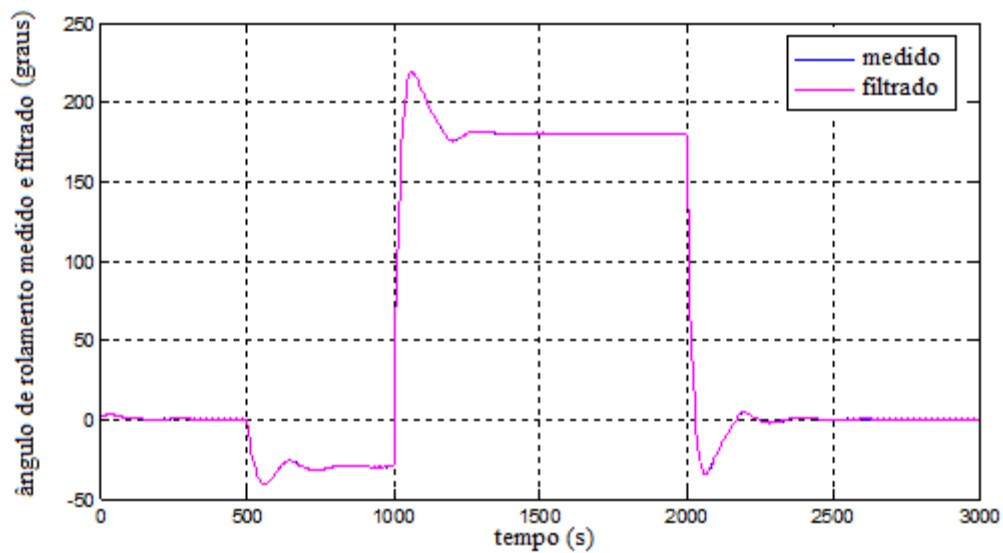


Figura 6.37 - Valor medido e filtrado de rolamento

Para as figuras 6.38 e 6.39 pode-se observar que os sinais medidos e os sinais filtrados para o eixo de guinada também não apresentam diferenças.

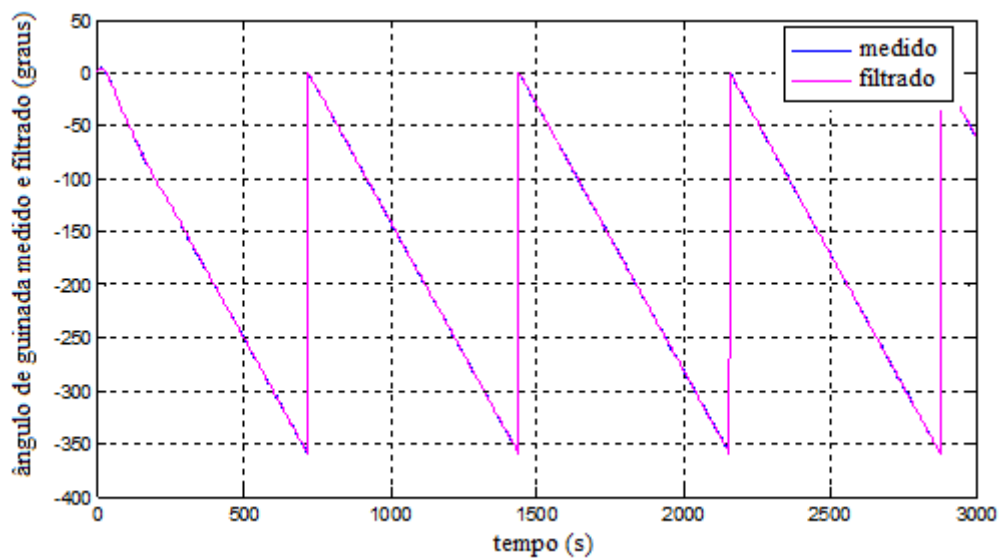


Figura 6.38 - Valor medido e filtrado de guinada

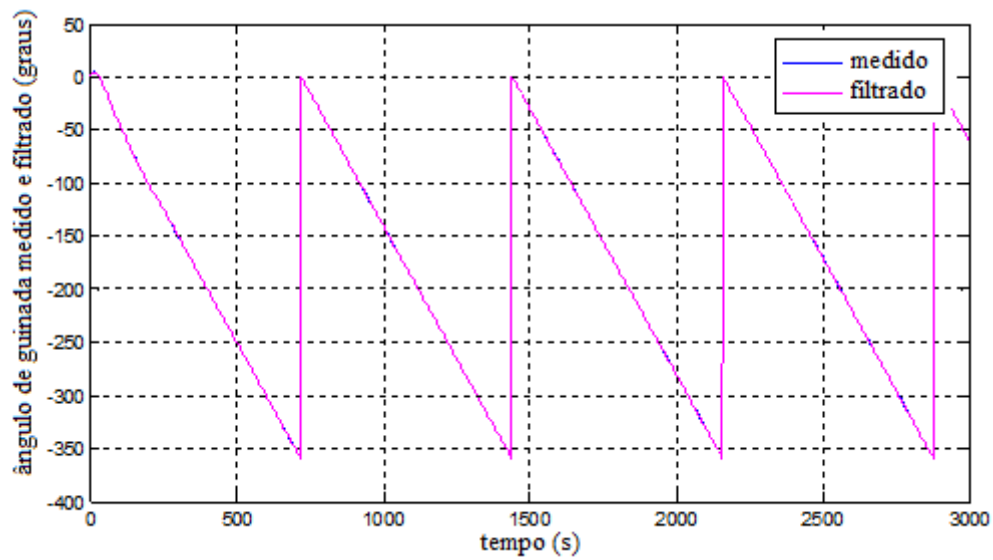


Figura 6.39 - Valor medido e filtrado de guinada

As figuras 6.41, 6.42, 6.43, 6.44, 6.45 ilustram o comportamento dos ângulos de arfagem, rolamento e guinada.

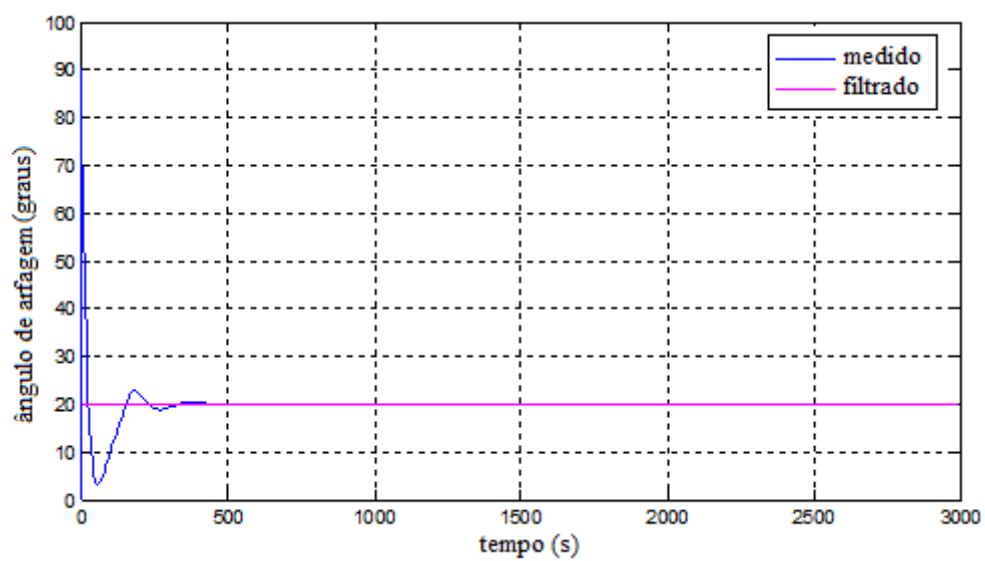


Figura 6.40 - Ângulo de arfagem

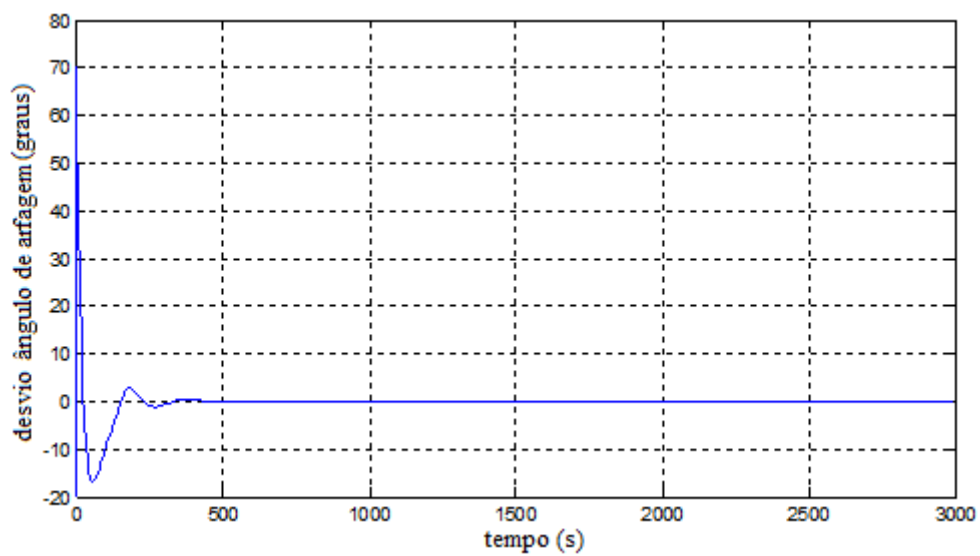


Figura 6.41 - Desvio no ângulo de arfagem

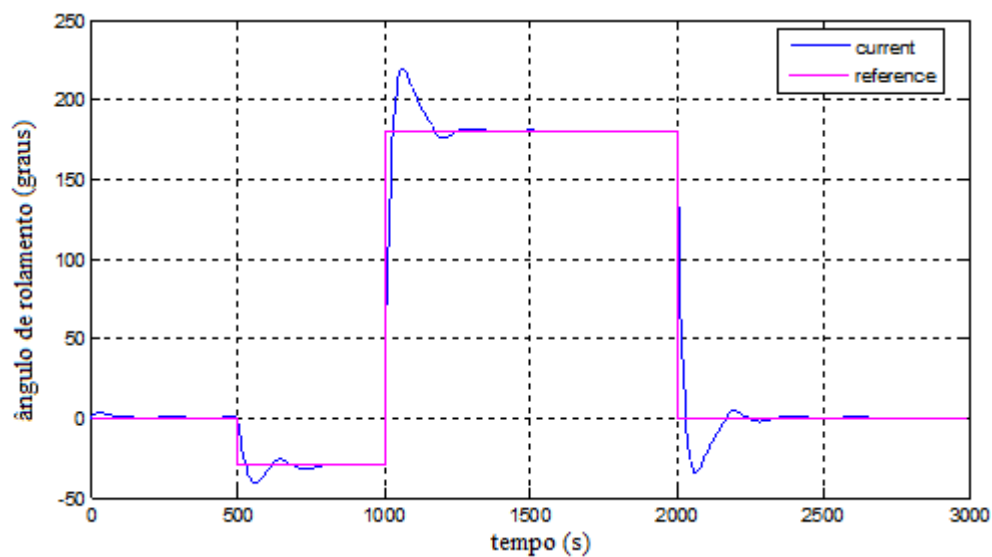


Figura 6.42 - Ângulo de rolamento

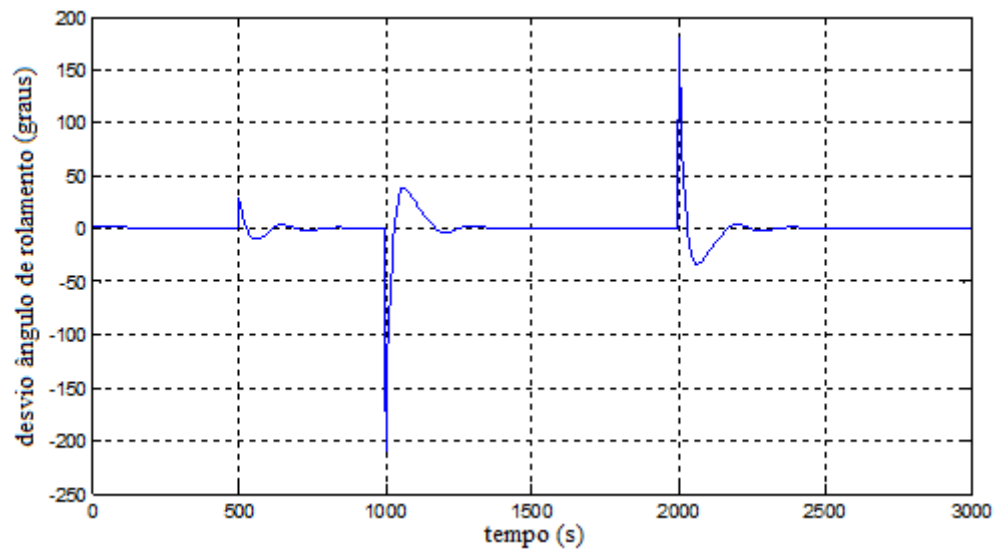


Figura 6.43 - Desvio no ângulo de rolamento

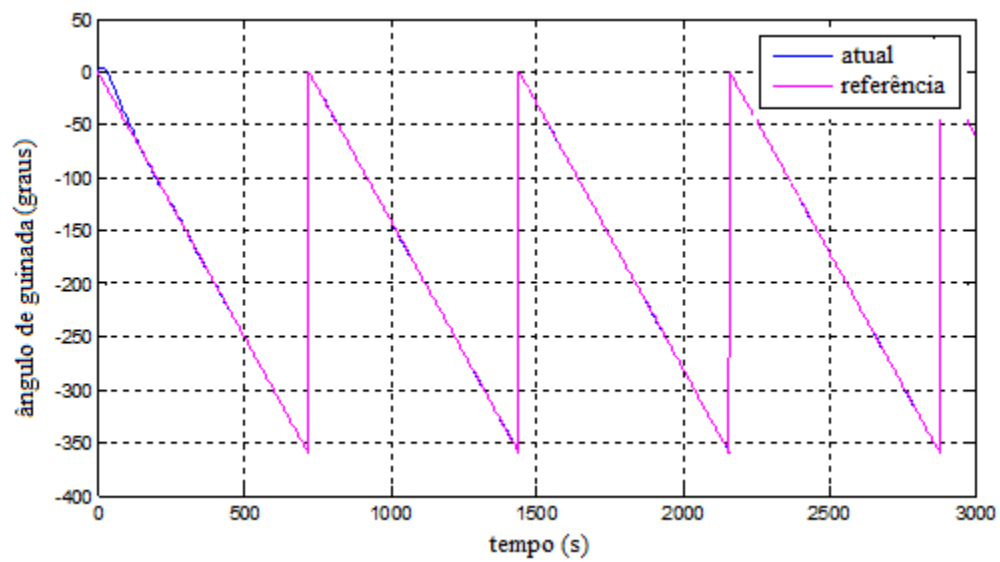


Figura 6.44 - Ângulo guinada

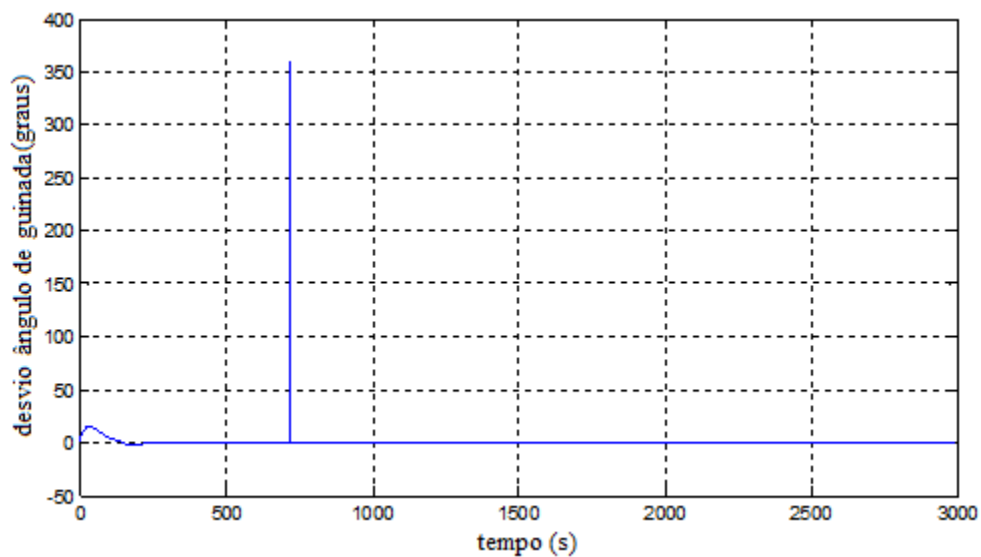


Figura 6.45 - Desvio no ângulo guinada

A figura 6.46 mostra que inicialmente o sensor que está sendo utilizado é o sensor 1 (entre 0 e antes que 200s), e quando provocado pelo efeito dos ganhos diferentes entre os atuadores, passa para o sensor 2 e fica acionado esse sensor até 500s.

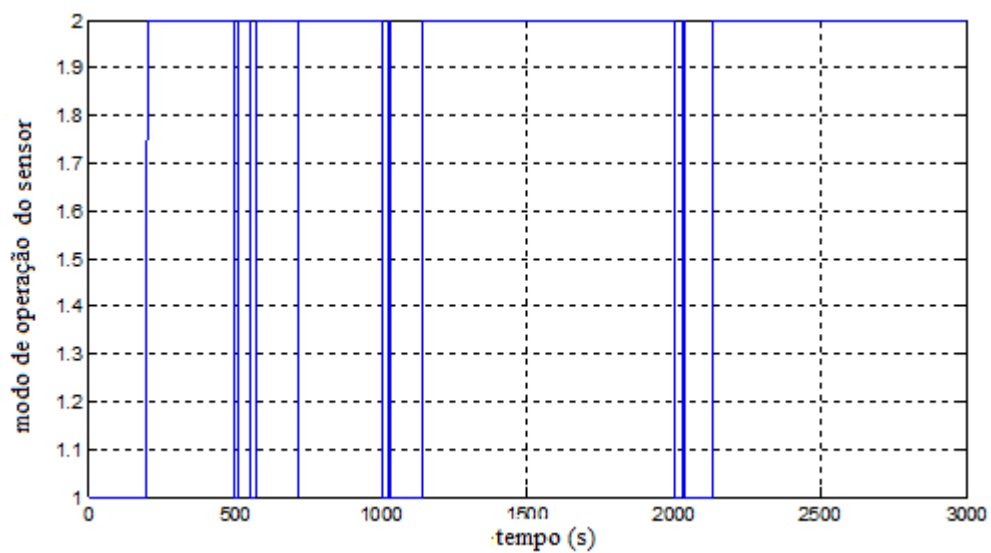


Figura 6.46 - Modo de operação do sensor

6.1.3 Caso 3

Para o terceiro caso foram inseridas algumas condições que são descritas a seguir:

- Ganhos diferentes para os atuadores, não linearidades e incertezas
- Incertezas diferentes para os dois sensores
- Inclusão do filtro de Kalman para as medidas dos sensores
- Inclusão de perturbação na atitude: Ruído aleatório com média zero e variância 0,0003
- Inclusão de sobreposição dos atuadores durante a transição:
 - 10s de sobreposição do atuador 1 para o atuador 2
 - 5 s de sobreposição do atuador 2 para o atuador 3
 - 2s de sobreposição do atuador 3 para o atuador 2
- Sem lacuna na atuação durante a transição
- Perturbação: ocorrência de pulsos em arfagem nos instantes: 0; 1000; 2000; e, 3000.

A seguir são apresentados os gráficos que descrevem o comportamento do sistema para as configurações descritas nesse Caso 3.

Na figura 6.47 ocorre uma mudança de modo de operação do atuador devido as perturbações que foram inseridas e o gráfico fica um pouco diferente do gráfico da figura 6.1.

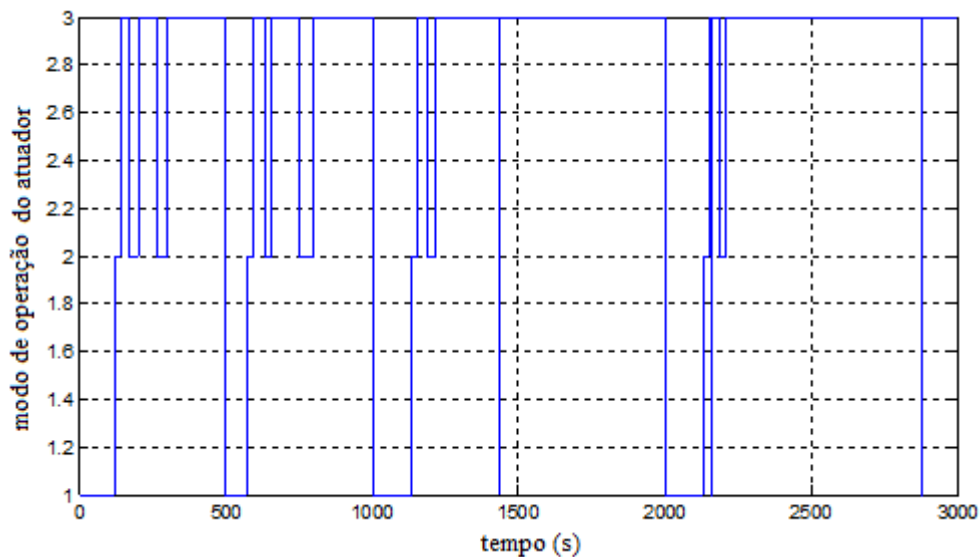


Figura 6.47- Modo de Operação do Atuador

A figura 6.48 ilustra os pulsos que representam a perturbação e ocorrem em 250s, 500s e 750s com magnitude de 20rad/s, 40rad/s e 50rad/s respectivamente, todos no eixo de arfagem.

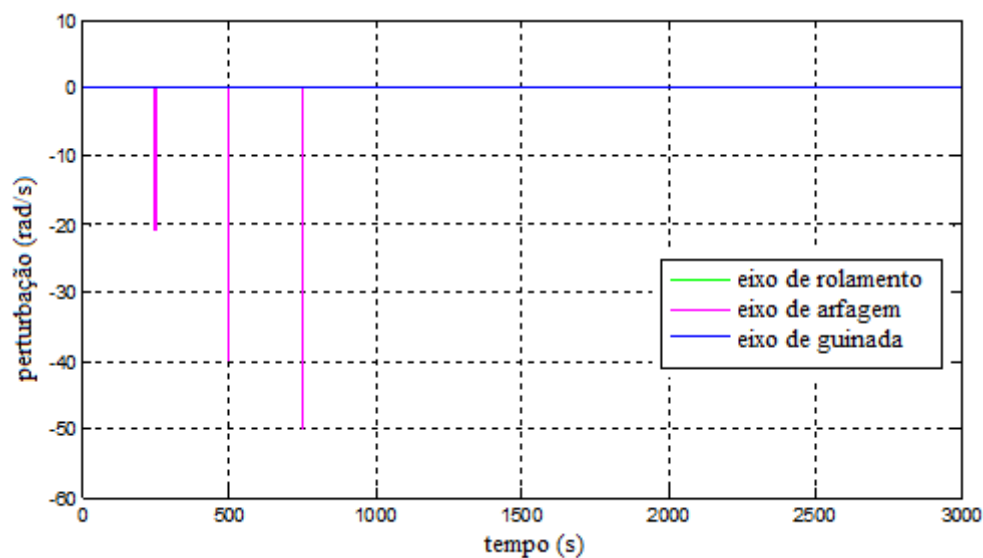


Figura 6.48 – Perturbação

Os gráficos descritos nas figuras 6.49 e 6.50 evidenciam o valor medido e o valor filtrado do sinal de arfagem para cada um dos sensores. Pode-se verificar que o sensor 2 é mais preciso. Apesar de o sensor 1 se apresentar com uma dispersão maior, ainda assim, o filtro utilizado consegue fornecer bons valores.

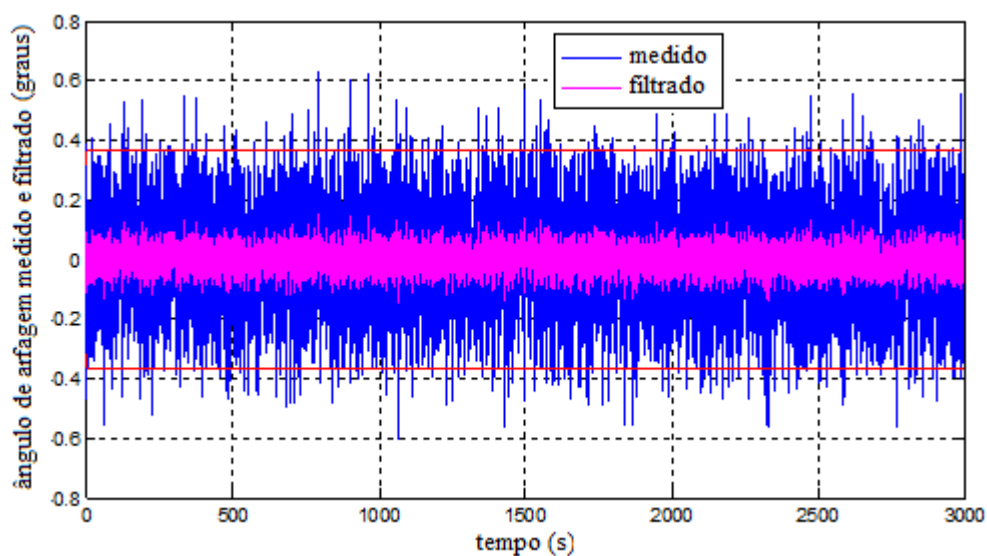


Figura 6.49 - Valor medido e filtrado de arfagem (Sensor 1)

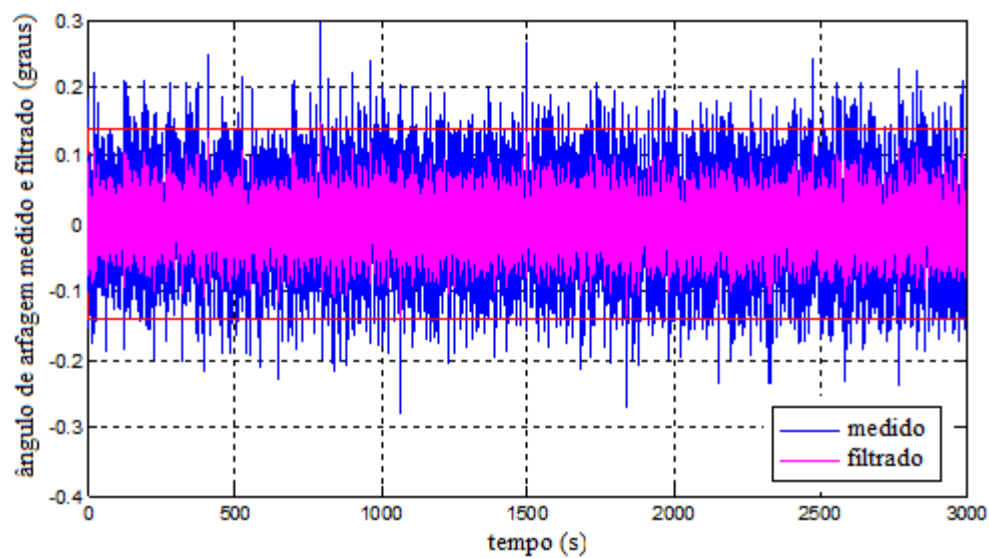


Figura 6.50 - Valor medido e filtrado de arfagem (Sensor 2)

Os gráficos descritos nas figuras 6.51 e 6.52 apresentam o mesmo comportamento só que para o sinal de rolamento. E o mesmo se verifica com o sinal da guinada que estão dispostos nas figuras 6.53 e 6.54.

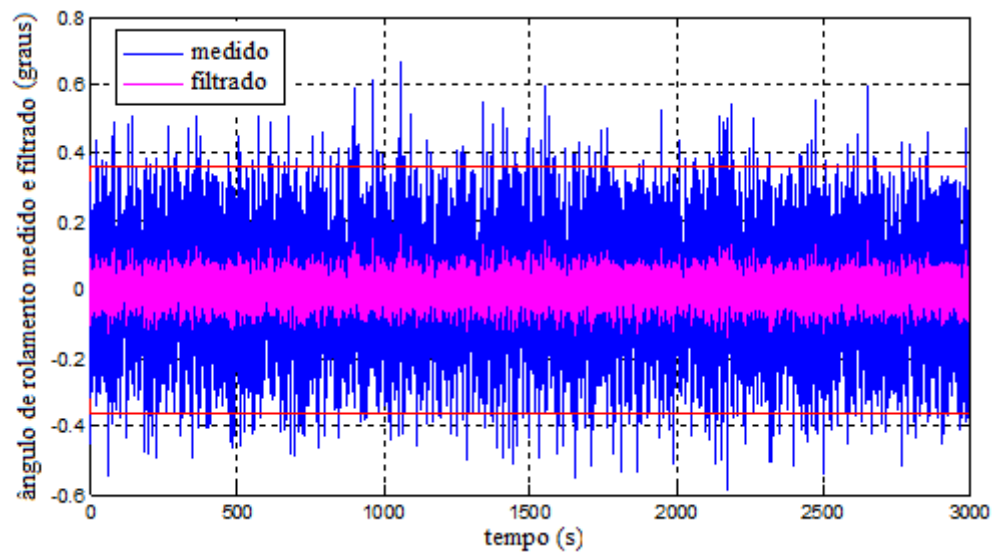


Figura 6.51 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 1)

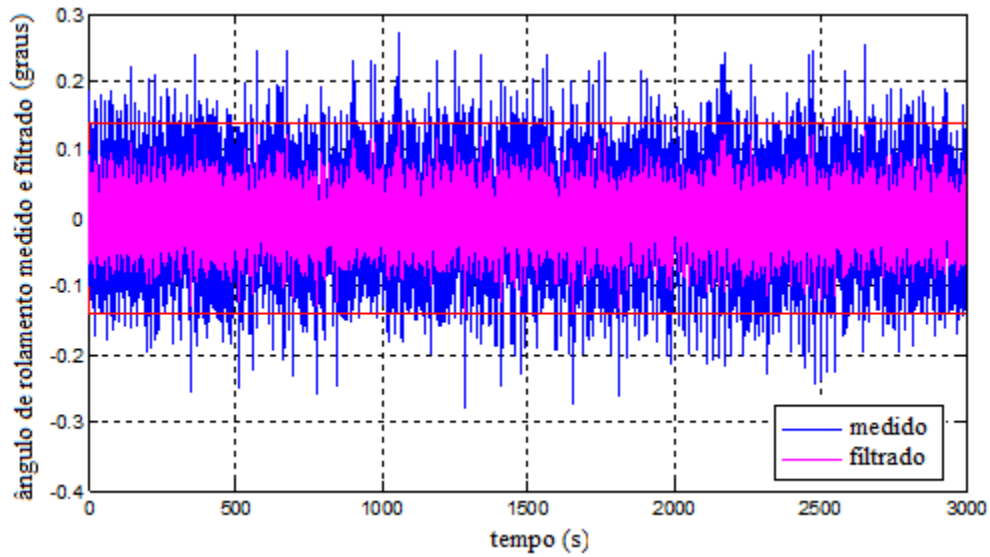


Figura 6.52 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 2)

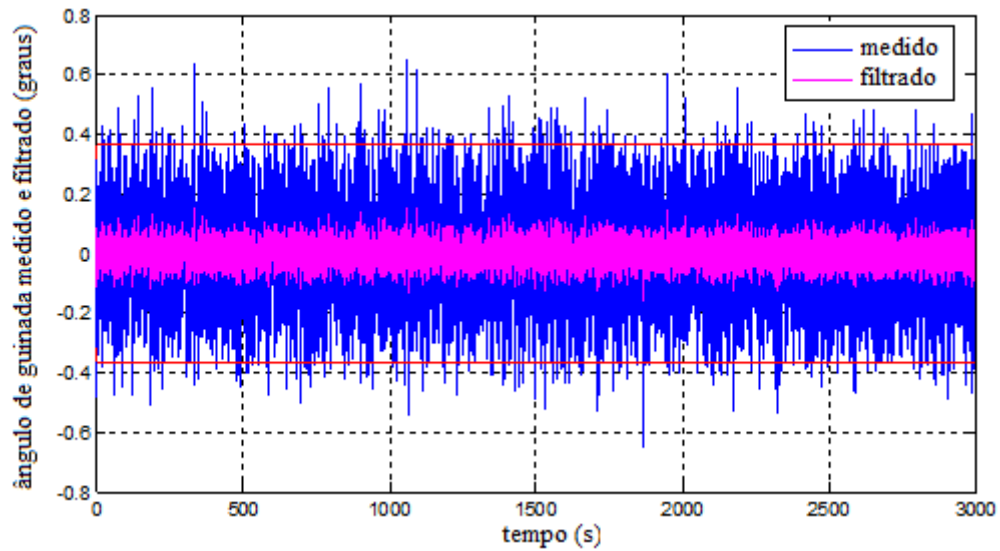


Figura 6.53 - Valor medido e filtrado de guinada (Sensor 1)

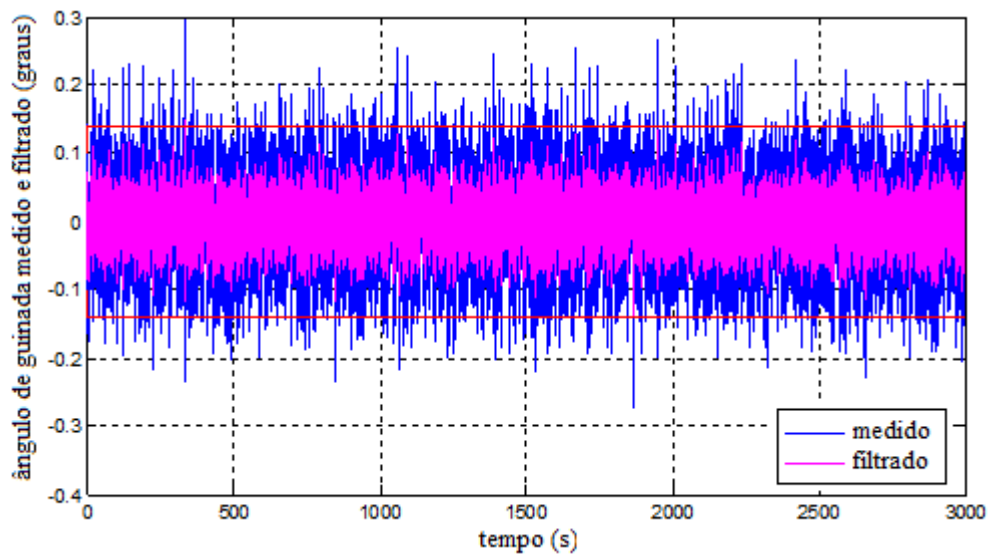


Figura 6.54 - Valor medido e filtrado de guinada (Sensor 2)

No que se refere a posição angular para o sensor 1, a figura 6.55 subsidia a informação de que a incerteza na medida é maior quando comparada com a estimativa da incerteza e até mesmo com a incerteza do modelo.

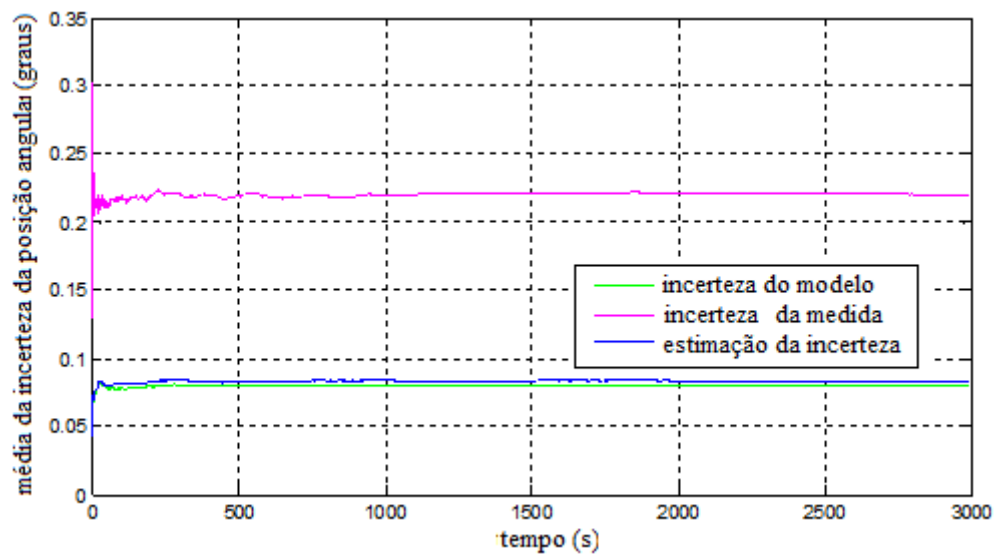


Figura 6.55 - Média da incerteza da posição angular (Sensor 1)

O gráfico da figura 6.56 mais uma vez ilustra que o sensor 2 apresenta uma menor incerteza tanto no modelo quanto na medida e também na estimação da incerteza. Essa informação poderia levar a pensar que o ideal seria utilizar apenas o sensor 2, todavia existem características inerentes a esses dispositivos que podem comprometer o comportamento do modelo, como por exemplo, a velocidade de resposta do sinal.

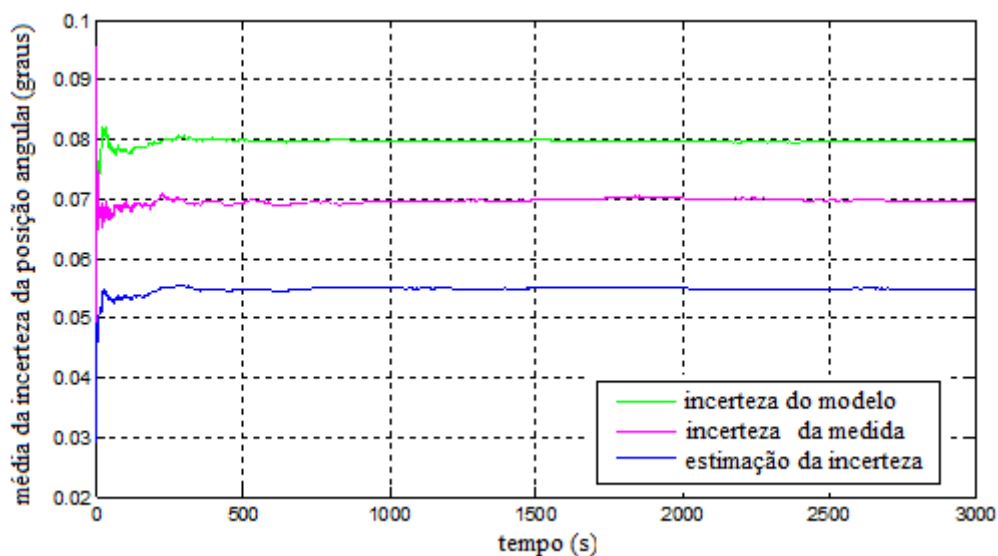


Figura 6.56 - Média da incerteza da posição angular (Sensor 2)

Assim como nos casos anteriores, as figuras 6.57, 6.58, 6.59 e 6.60 estão associados ao sinal do ângulo de rolamento para cada um dos sensores 1 e 2.

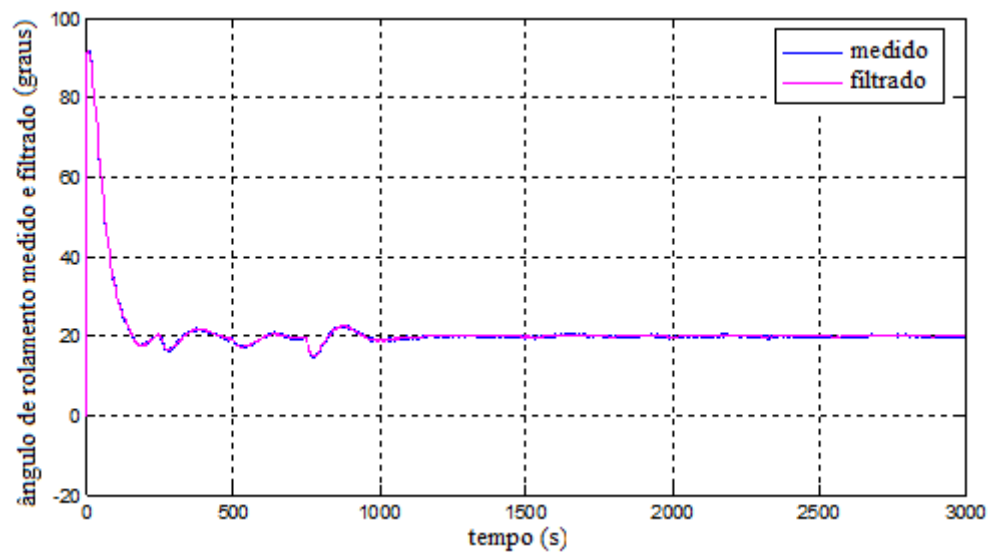


Figura 6.57 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 1)

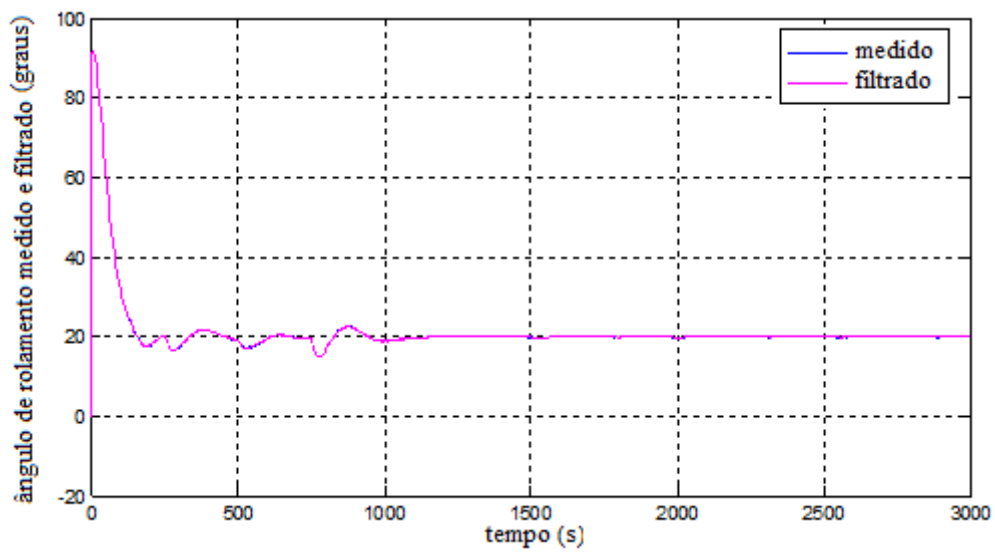


Figura 6.58 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 2)

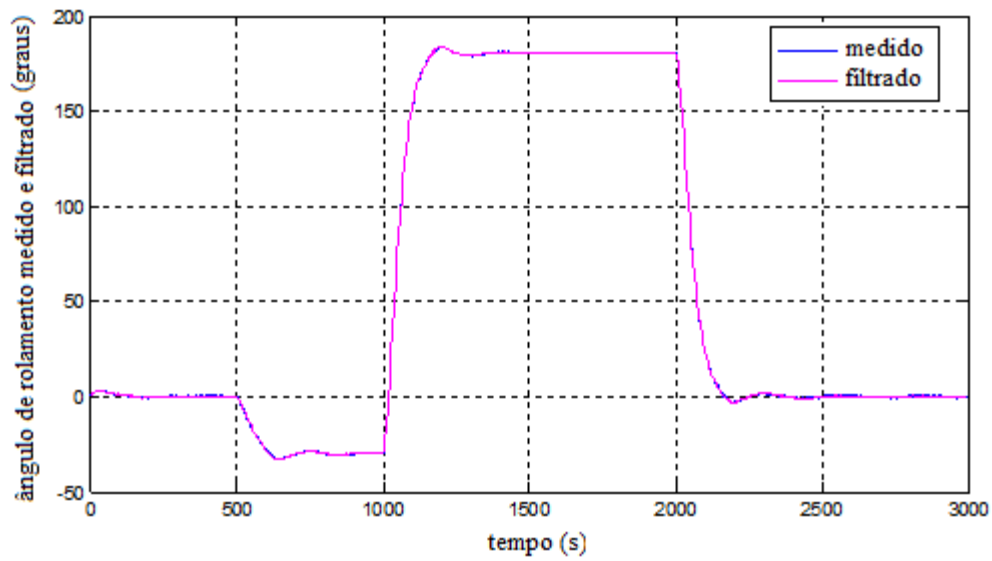


Figura 6.59 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 1)

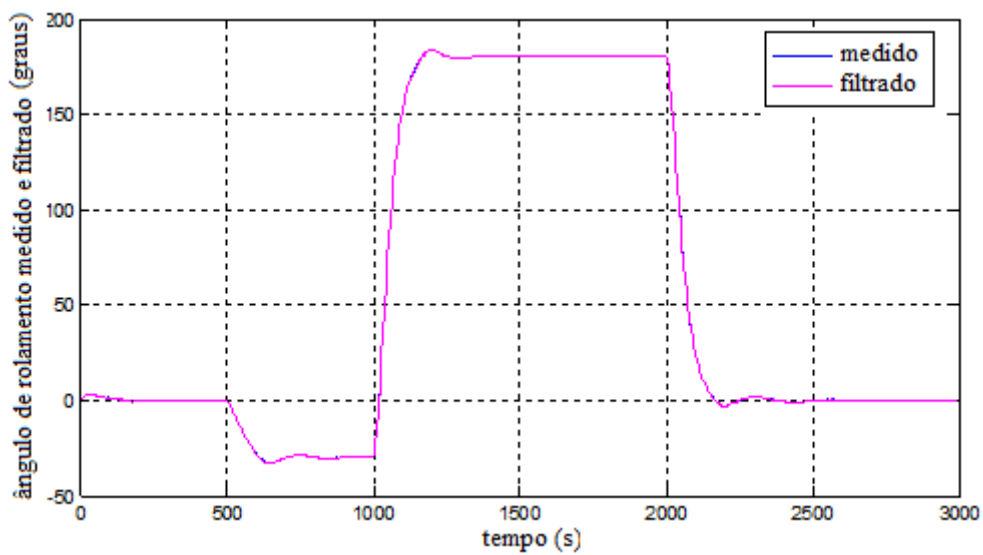


Figura 6.60 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 2)

As figuras 6.61 e 6.62 mostram o sinal do ângulo de guinada para cada um dos sensores 1 e 2 e os gráficos 6.63 e 6.64 mostram o ângulo e o desvio do ângulo de rolamento.

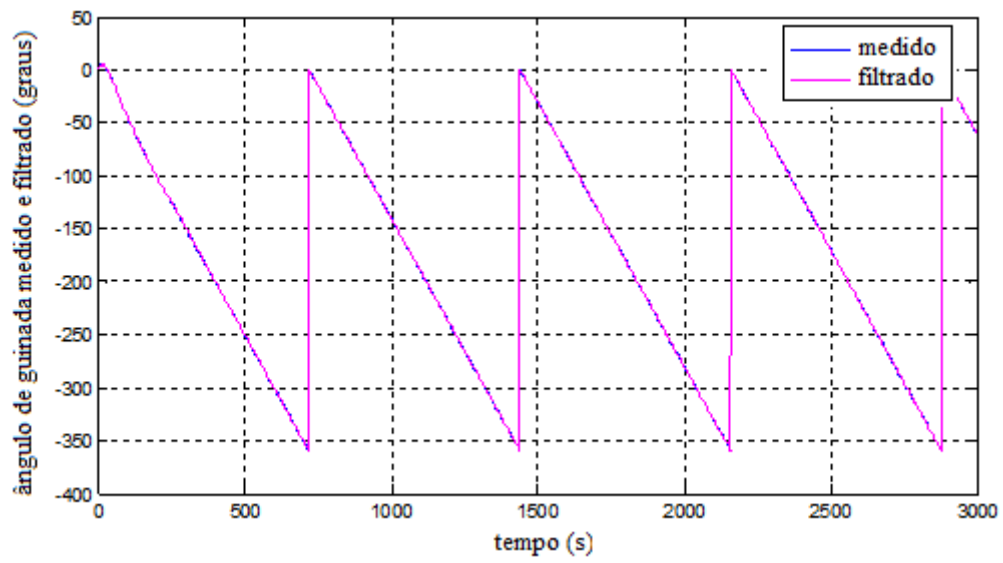


Figura 6.61 - Valor medido e filtrado de guinada (Sensor 1)

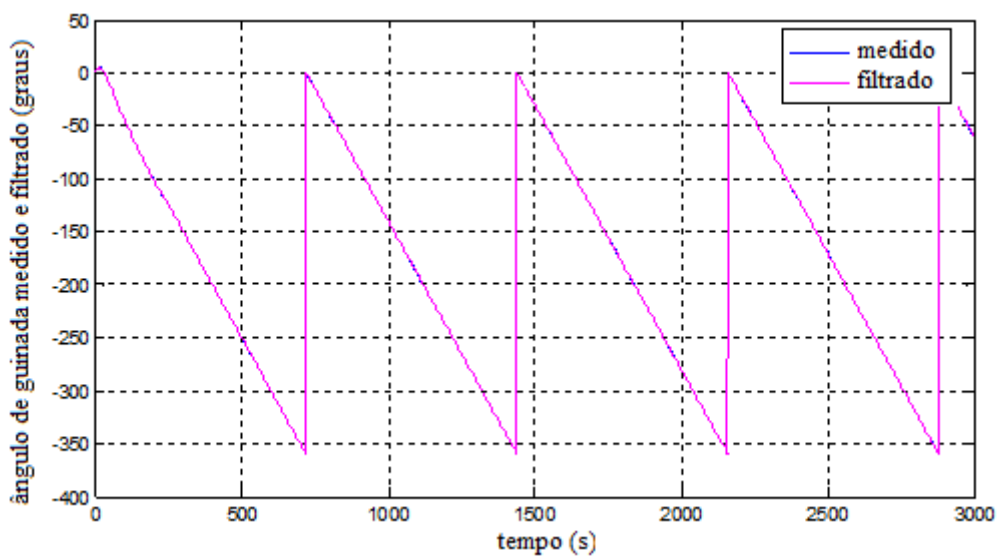


Figura 6.62 - Valor medido e filtrado de guinada (Sensor 2)

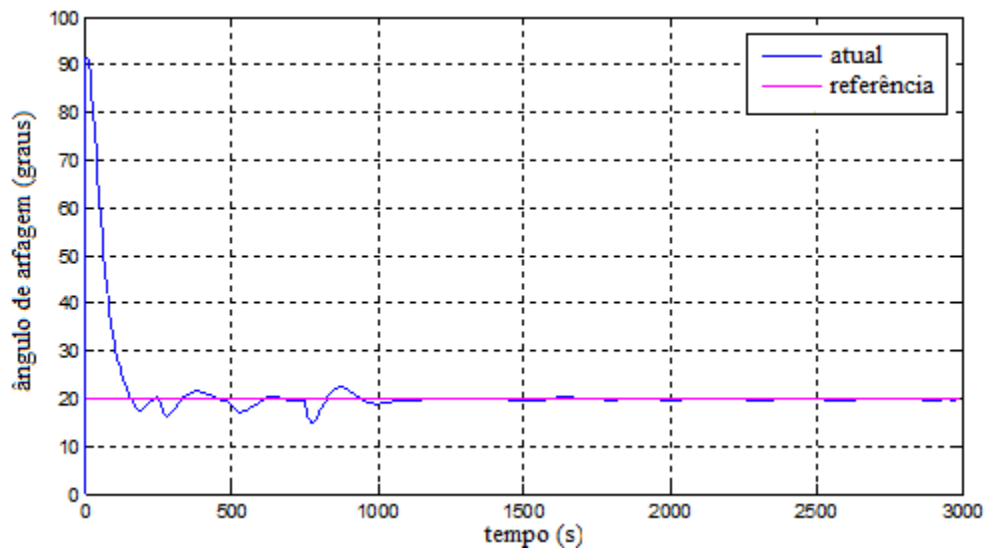


Figura 6.63 - Ângulo de arfagem

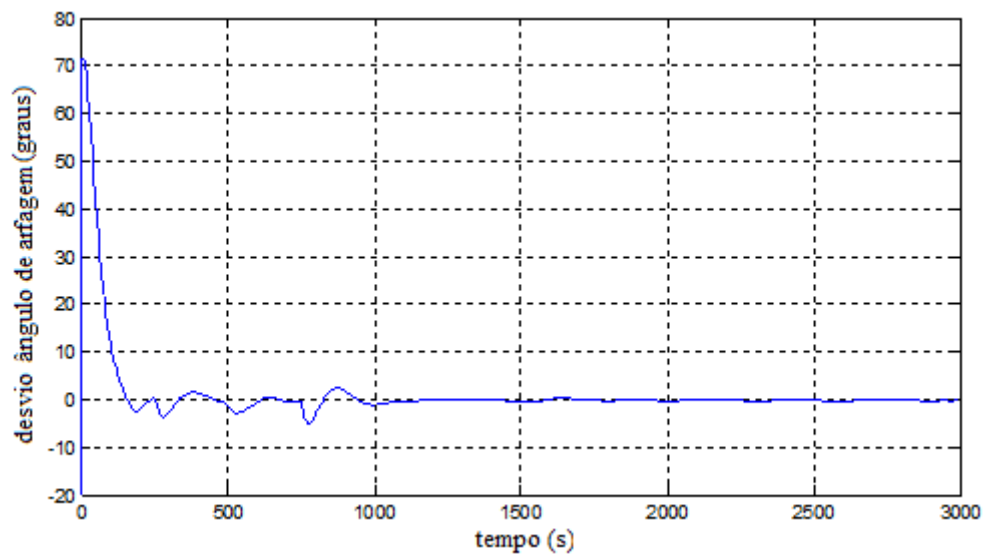


Figura 6.64 - Desvio no ângulo de arfagem

Os gráficos das figuras 6.65 e 6.66 mostram o comportamento do ângulo de rolamento. Note que inicialmente o ângulo de rolamento é nulo e em 500s, 100s e 2000s sofre uma mudança que é percebida pelo gráfico que ilustra esse desvio. E o sistema consegue acompanhar a contento o sinal de referência.

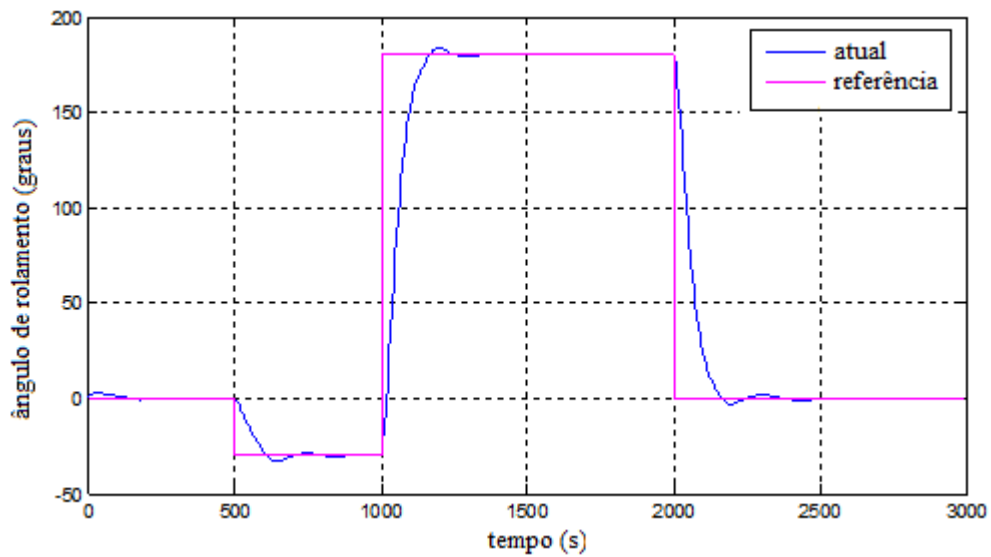


Figura 6.65 - Ângulo de rolamento

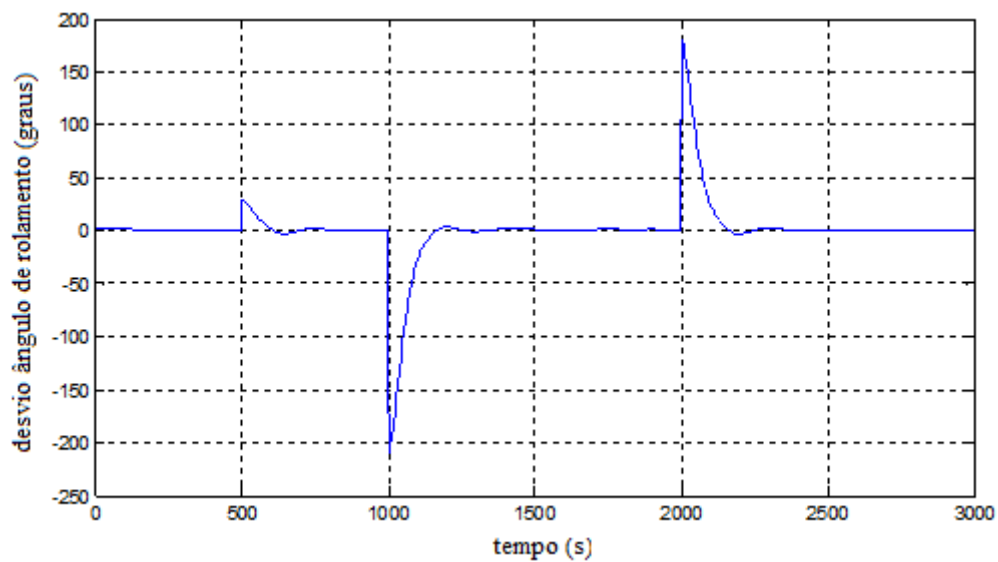


Figura 6.66 - Desvio no ângulo de rolamento

A figura 6.67 mostra o sinal do ângulo de guinada e pode-se observar que o sinal de referência é acompanhado pelo sinal do sistema.

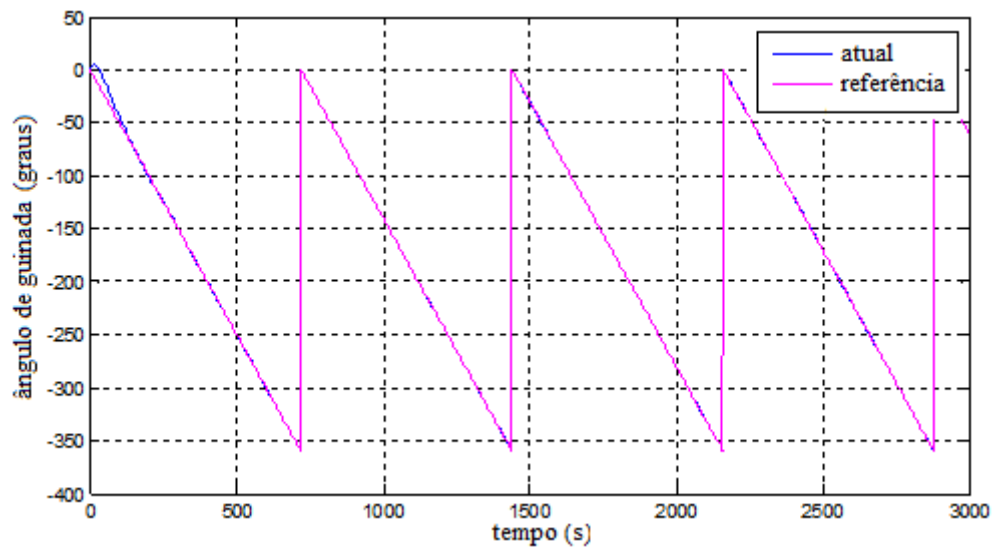


Figura 6.67 - Ângulo de guinada

A figura 6.68 mostra o sinal de desvio do ângulo de guinada.

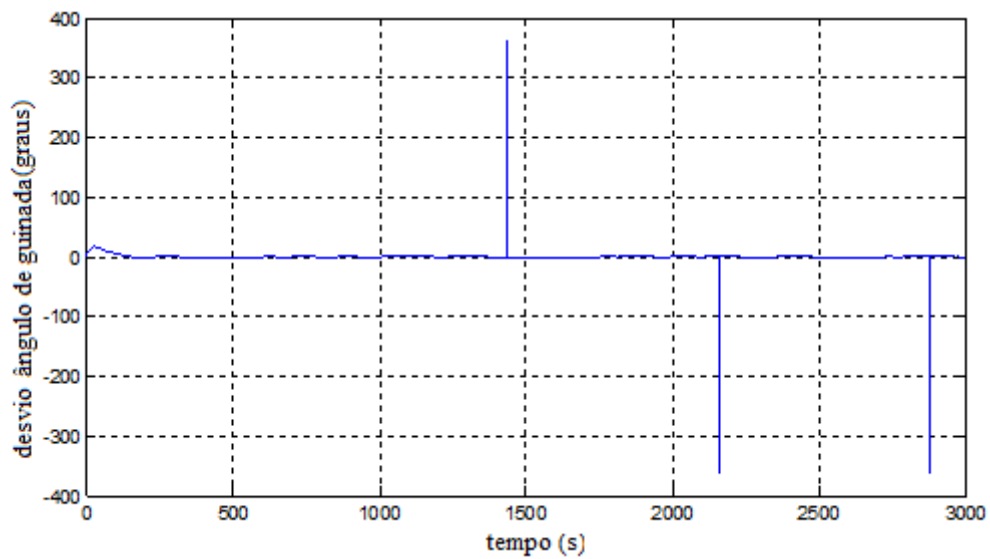


Figura 6.68 - Desvio no ângulo de guinada

O gráfico disposto na figura 6.69 mostra as transições entre os modos de operação do sensor. Lembrando que o sistema está configurado com dois sensores. Quando ocorrem os desvios no sinal do ângulo de guinada pode-se perceber que ocorre simultaneamente a transição entre os sensores.

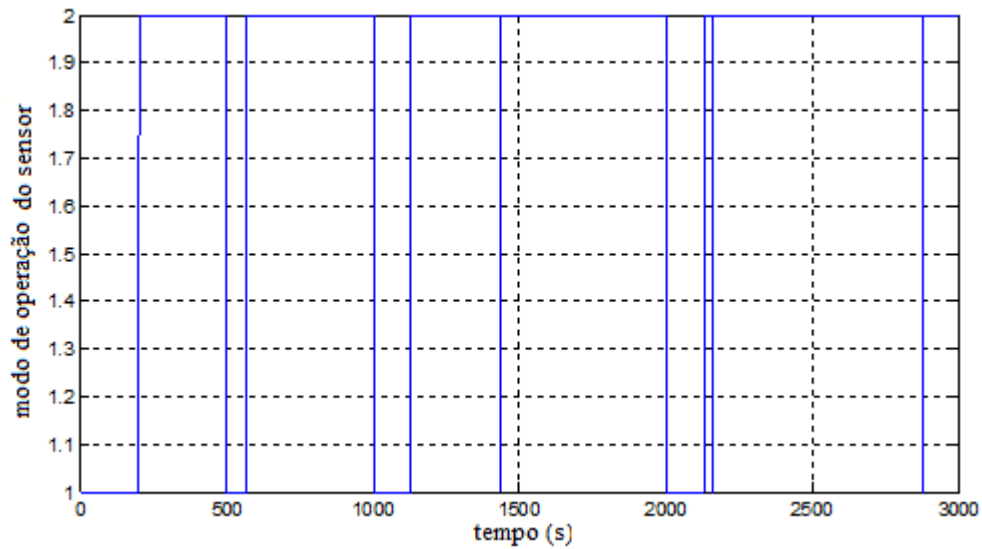


Figura 6.69 - Modo de operação do sensor

6.1.4 Caso 4

O Caso 4 é caracterizado por propiciar lacunas em que, apesar de acionado, não ocorre a operação do atuador. O atuador sofre um retardo para iniciar sua operação. Para o quarto caso considerou-se:

- Ganhos diferentes para os atuadores, não-linearidades e incertezas
- Incertezas diferentes para os dois sensores
- Inclusão do filtro de Kalman para as medidas dos sensores
- Inclusão de perturbação na atitude (ilustrada na figura 6.71)
- Sem sobreposição dos atuadores durante a transição
- Com lacuna na atuação durante a transição:
 - 5 s de lacuna do atuador 1 para o atuador 2
 - 5 s de lacuna do atuador 2 para o atuador 3
 - 5 s de lacuna do atuador 3 para o atuador 2 ou 1

A figura 6.70 ilustra os modos de operação dos atuadores. Percebe-se que o sistema sofre algumas variações quase que intermitentes durante alguns períodos. Isso se deve ao fato de que o atraso na operação do atuador leva o sistema a entender que ocorreu uma falha e que portanto deveria ser tomada uma decisão alternativa.

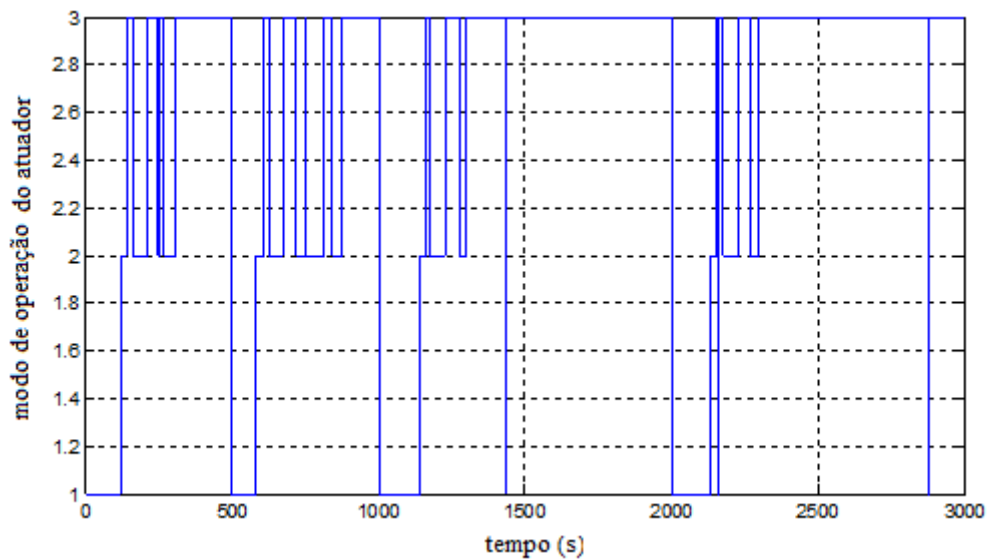


Figura 6.70 - Modo de operação do atuador

O gráfico 6.71 ilustra os instantes em que ocorrem as perturbações no sistema, que, analogamente ao caso 3 anterior, também acontece nos instantes 250s, 500s e 750s. A perturbação ocorre apenas no eixo de arfagem.

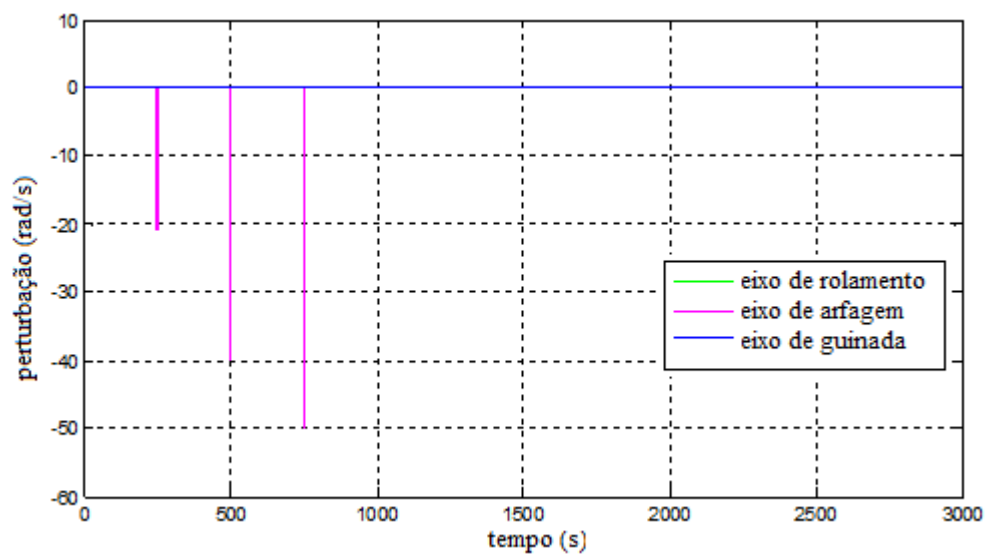


Figura 6.71 – Perturbação

Os gráficos 6.72 e 6.73 representam os valores medido e filtrado para o sinal de arfagem, referentes a cada um dos sensores.

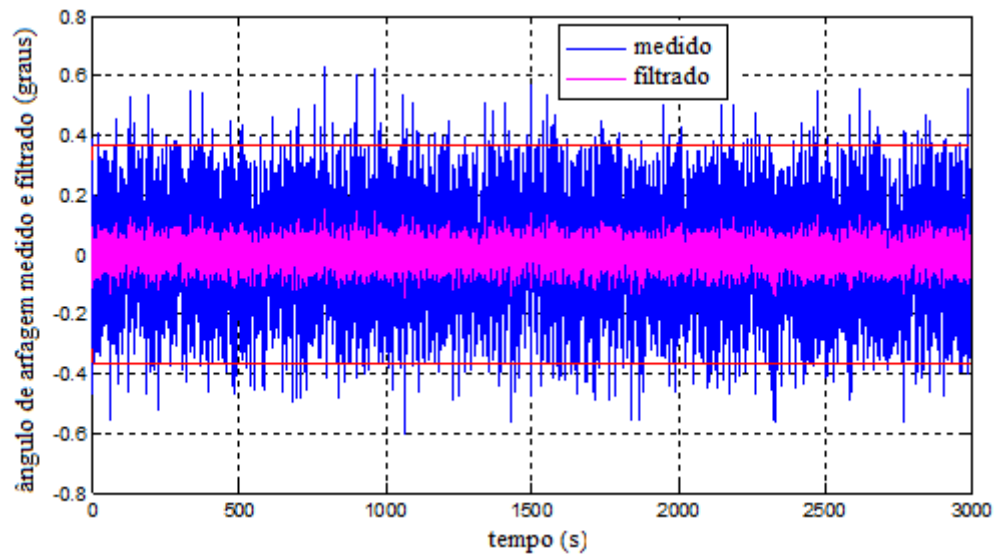


Figura 6.72 - Valor medido e filtrado de arfagem (Sensor 1)

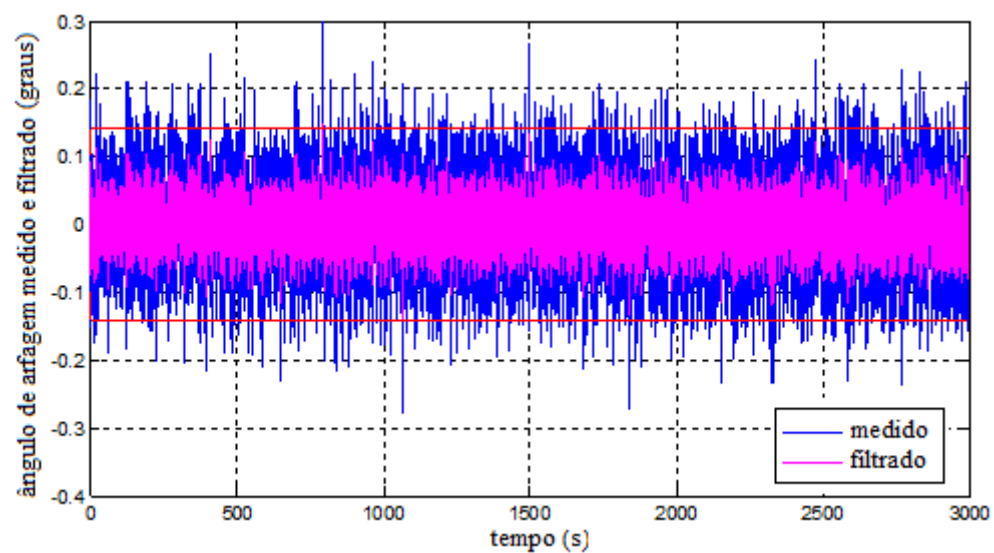


Figura 6.73 - Valor medido e filtrado de arfagem (Sensor 2)

Os gráficos 6.74 e 6.75 representam os valores medido e filtrado para o sinal de rolamento, também referentes a cada um dos sensores. O comportamento é muito semelhante ao observado para o ângulo de arfagem.

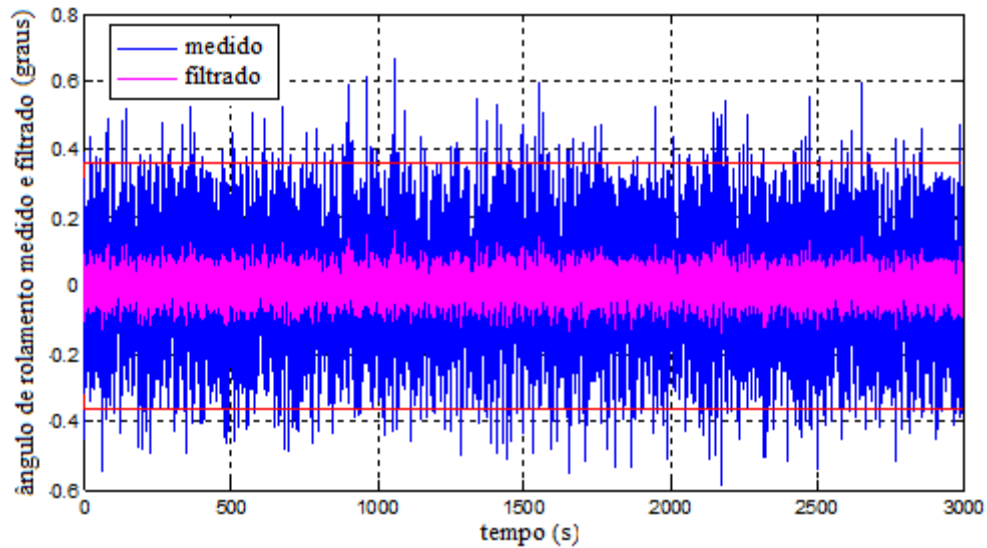


Figura 6.74 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 1)

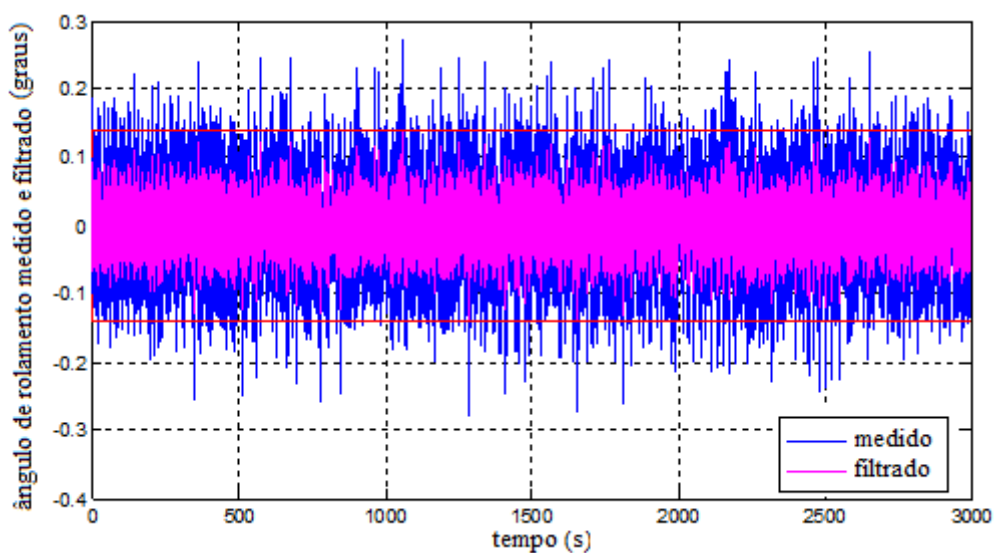


Figura 6.75 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 2)

Os gráficos 6.76 e 6.77 representam, para cada um dos sensores, os valores medido e filtrado para o sinal de guinada.

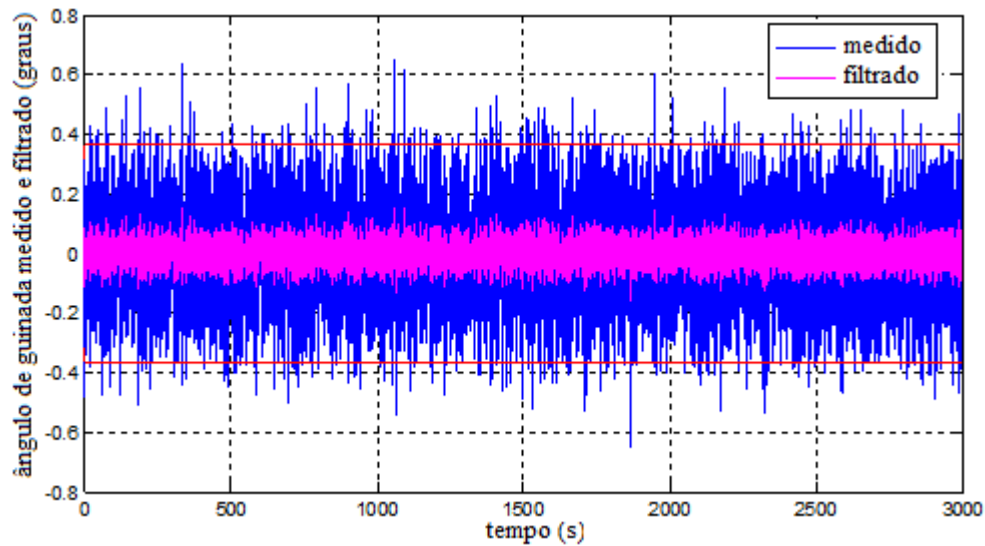


Figura 6.76 - Valor medido e filtrado de guinada (Sensor 1)

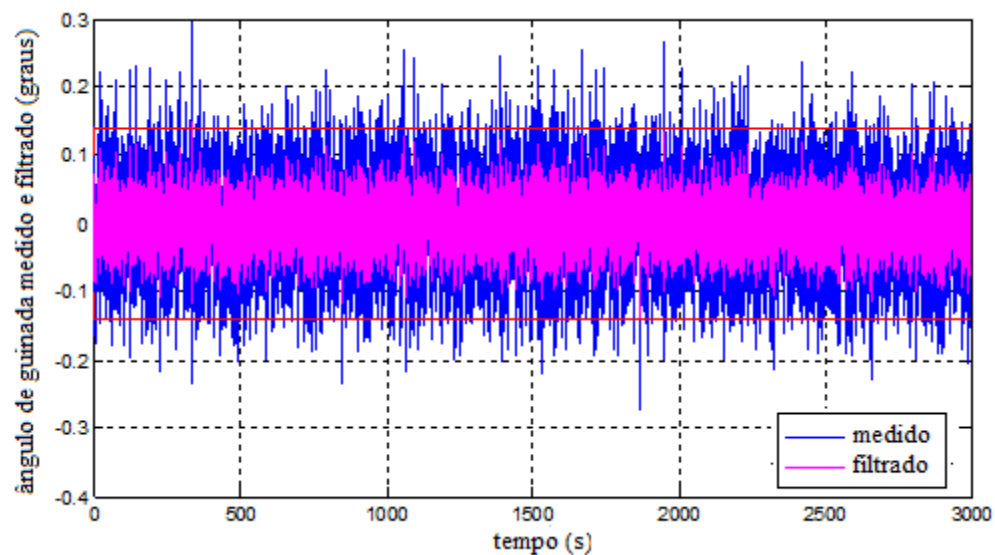


Figura 6.77 - Valor medido e filtrado de guinada (Sensor 2)

As figuras 6.78 e 6.79 mostram os sinais de incerteza, que não diferem muito dos outros casos anteriores. Para o sensor 1 a incerteza na medida é mais pronunciada já para o sensor 2, a incerteza do modelo se sobressai.

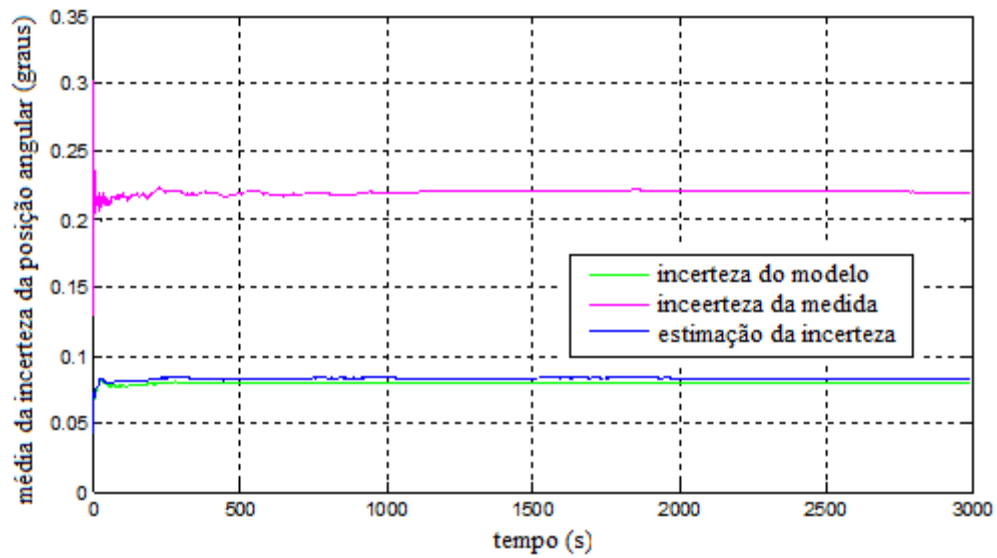


Figura 6.78 - Média da incerteza na posição angular (Sensor 1)

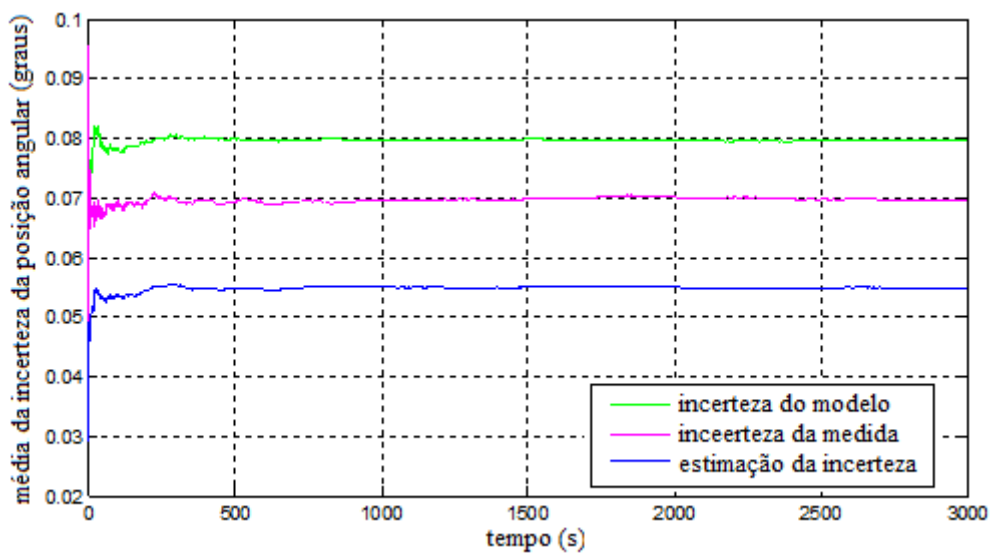


Figura 6.79 - Média da incerteza na posição angular (Sensor 2)

Os gráficos descritos nas figuras 6.80 e 6.81 referem-se ao sinal do ângulo de rolamento medido e filtrado para cada um dos sensores.

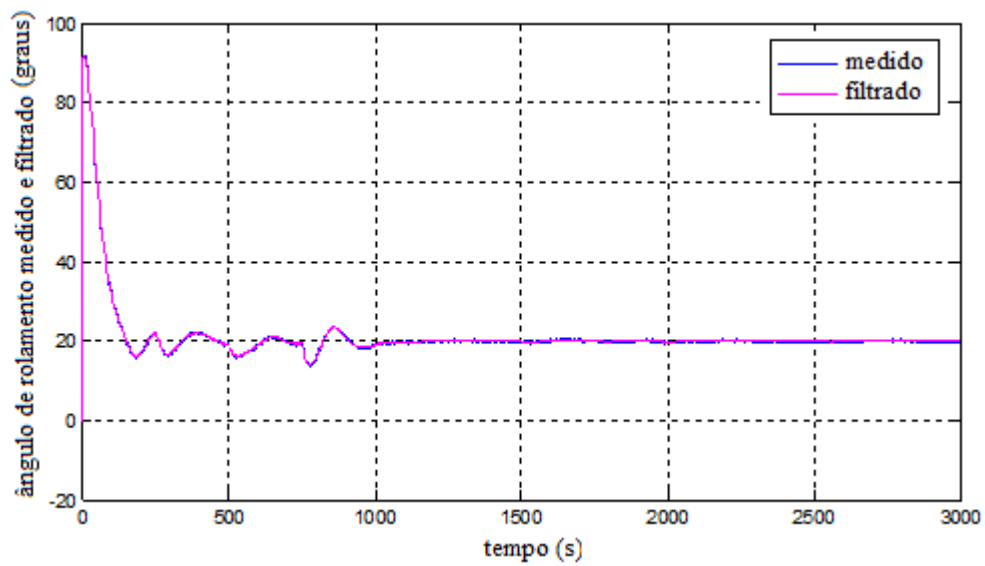


Figura 6.80 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 1)

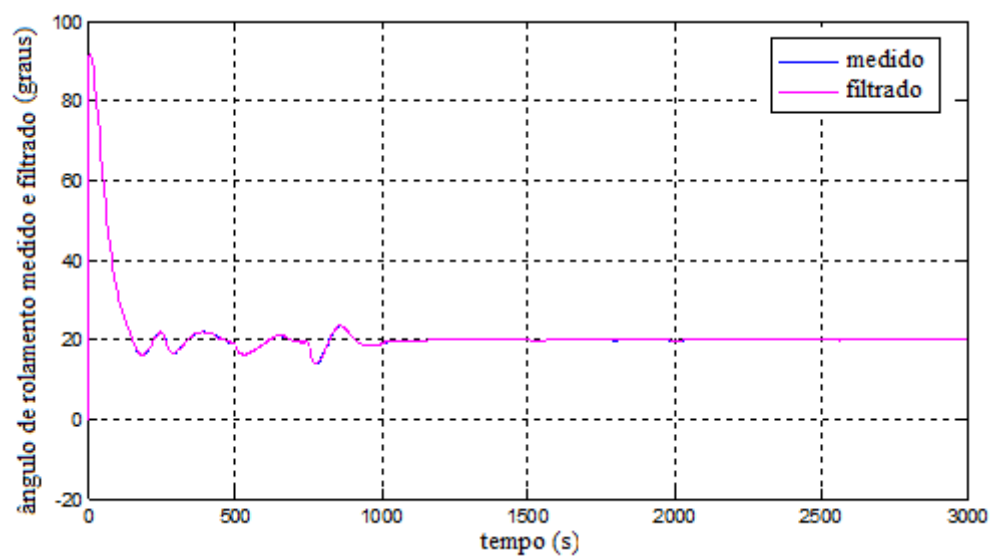


Figura 6.81 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 2)

Os gráficos descritos nas figuras 6.82 e 6.83 referem-se a outro sinal do ângulo de rolamento medido e filtrado para cada um dos sensores.

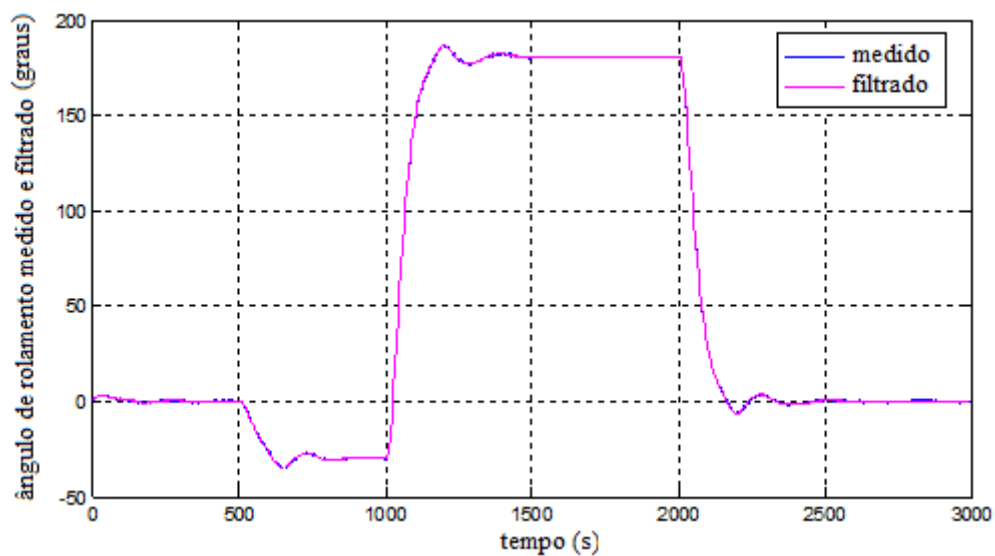


Figura 6.82 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 1)

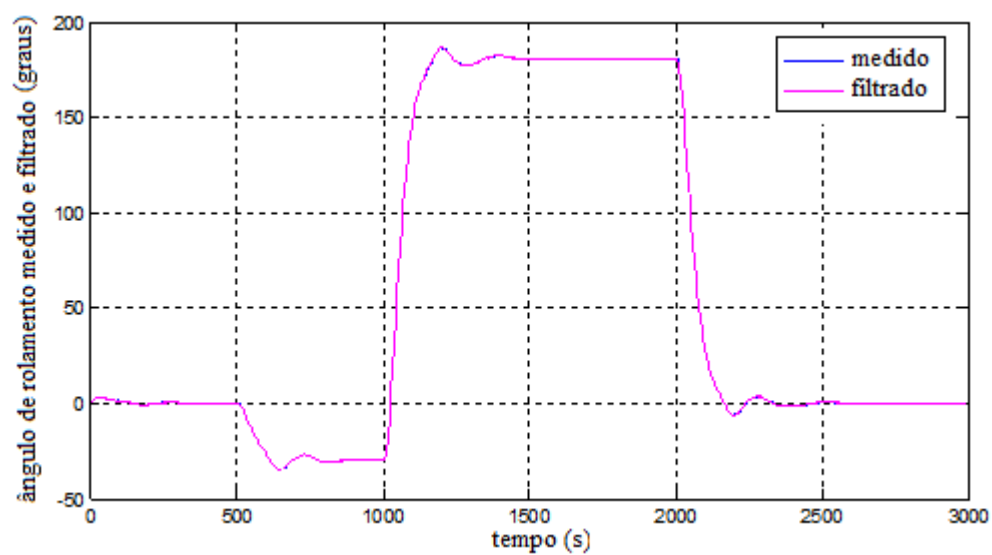


Figura 6.83 - Valor medido e filtrado de rolamento (Sensor 2)

Os gráficos dispostos nas figuras 6.84 e 6.85 ilustram o sinal do ângulo de guinada medido e filtrado para cada um dos sensores 1 e 2.

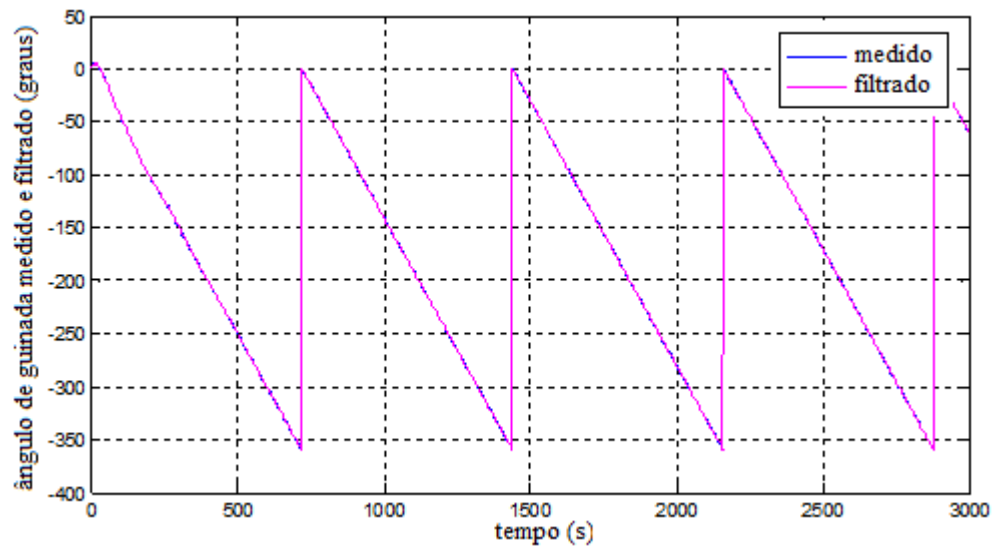


Figura 6.84 - Valor medido e filtrado de guinada (Sensor 1)

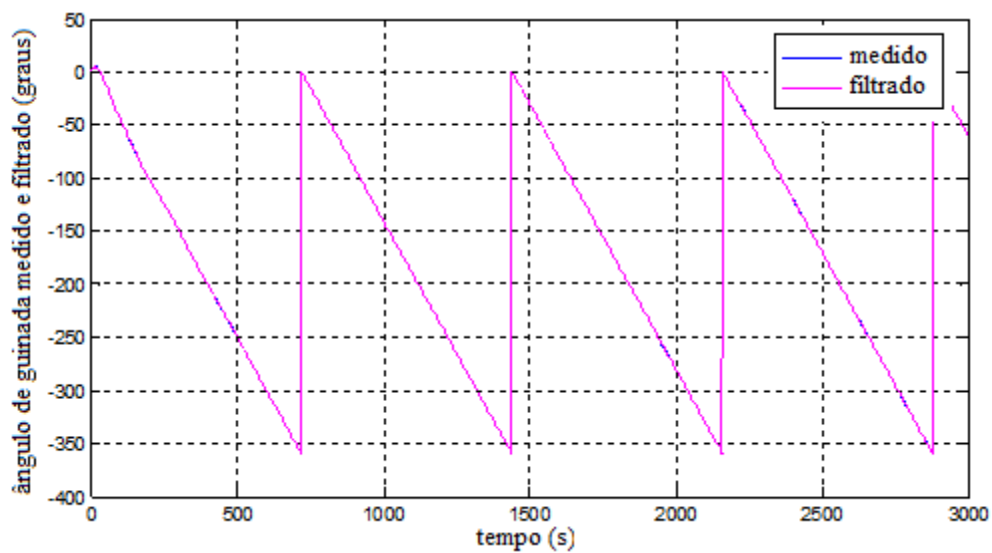


Figura 6.85 - Valor medido e filtrado de guinada (Sensor 2)

O gráfico descrito na figura 6.86 refere-se ao sinal do ângulo de arfagem e mostra como o sinal segue o sinal de referência. Já a figura 6.87 descreve o desvio nesse ângulo de arfagem. Nota-se que não ocorre nenhuma perturbação nesse ângulo.

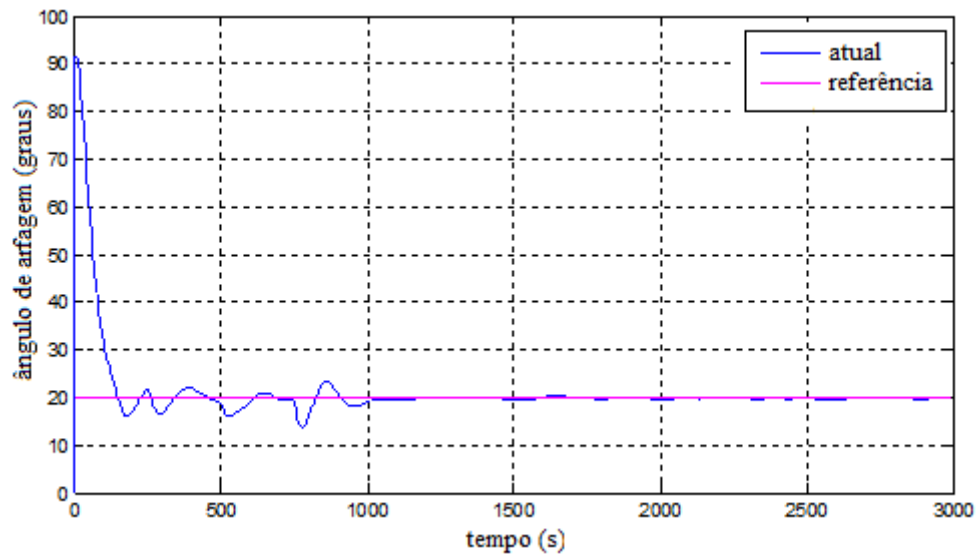


Figura 6.86 - Ângulo de arfagem

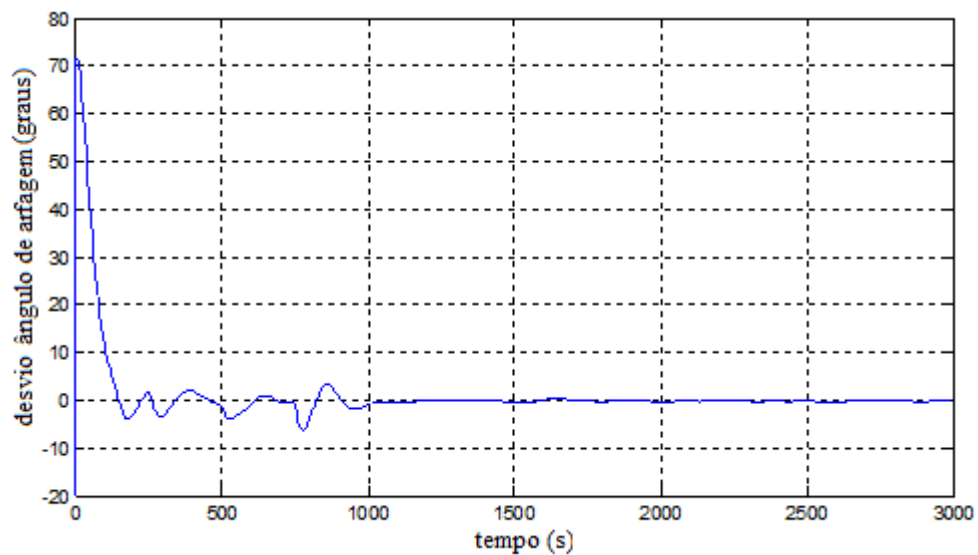


Figura 6.87 - Desvio no ângulo de arfagem

Os gráficos descritos nas figuras 6.88 e 6.89 referem-se ao sinal do ângulo de rolamento e mostra como o sinal segue o sinal de referência. As variações que ocorrem no gráfico da figura 6.89 são provenientes da excitação sofrida pelo ângulo de rolamento (figura 6.88) nos instantes de tempo 500s, 1000s e 2000s.

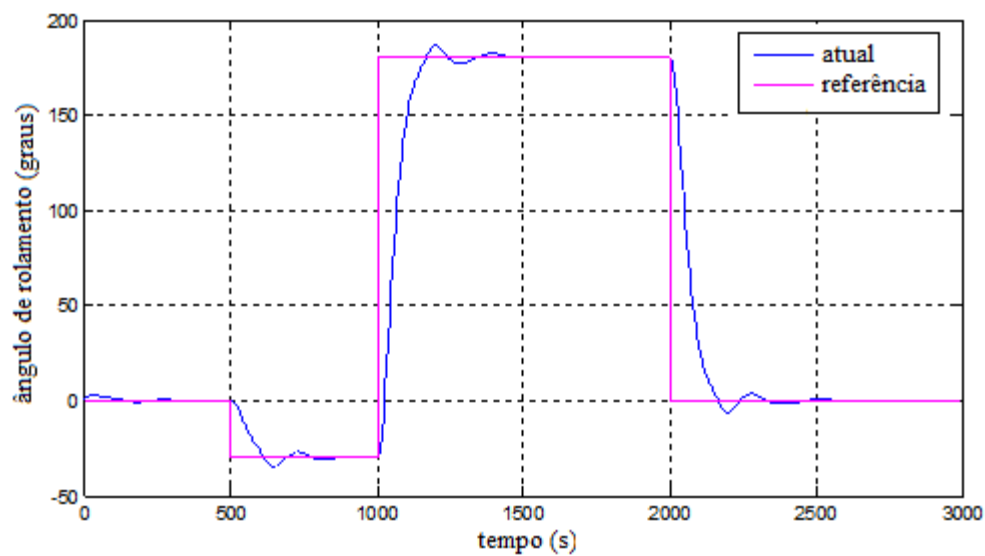


Figura 6.88 - Ângulo de rolamento

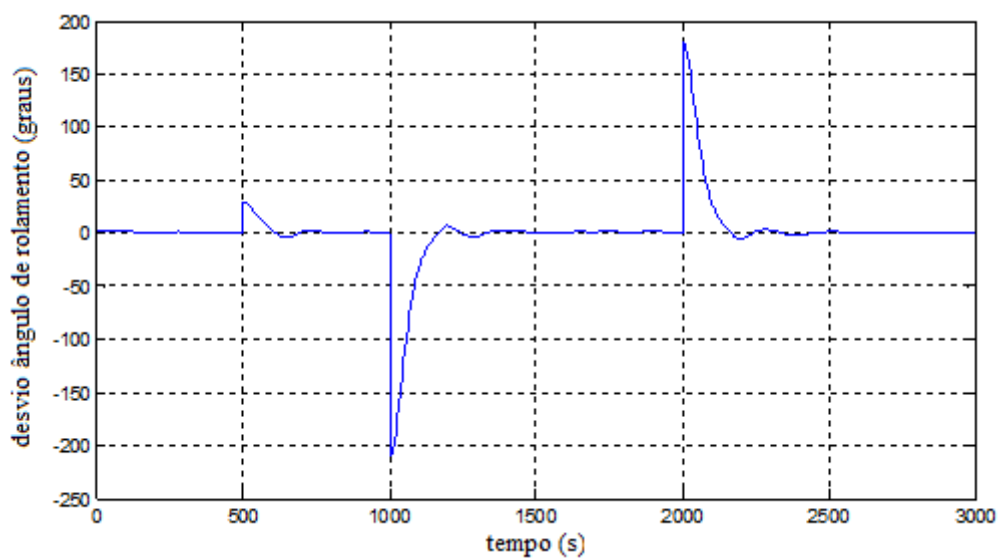


Figura 6.89 - Desvio no ângulo de rolamento

Os gráficos descritos nas figuras 6.90 e 6.91 referem-se ao sinal do ângulo de guinada e o desvio nesse ângulo respectivamente.

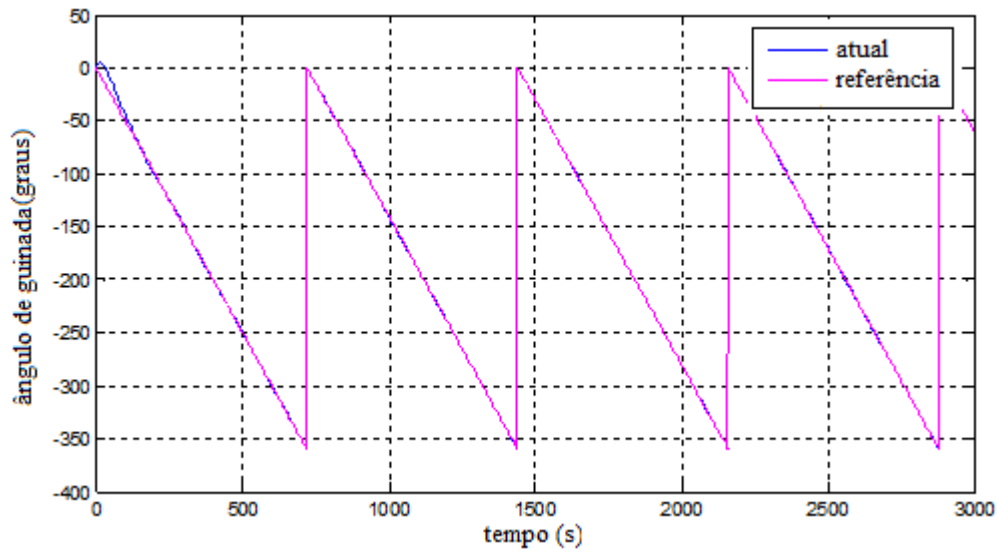


Figura 6.90 - Ângulo de guinada

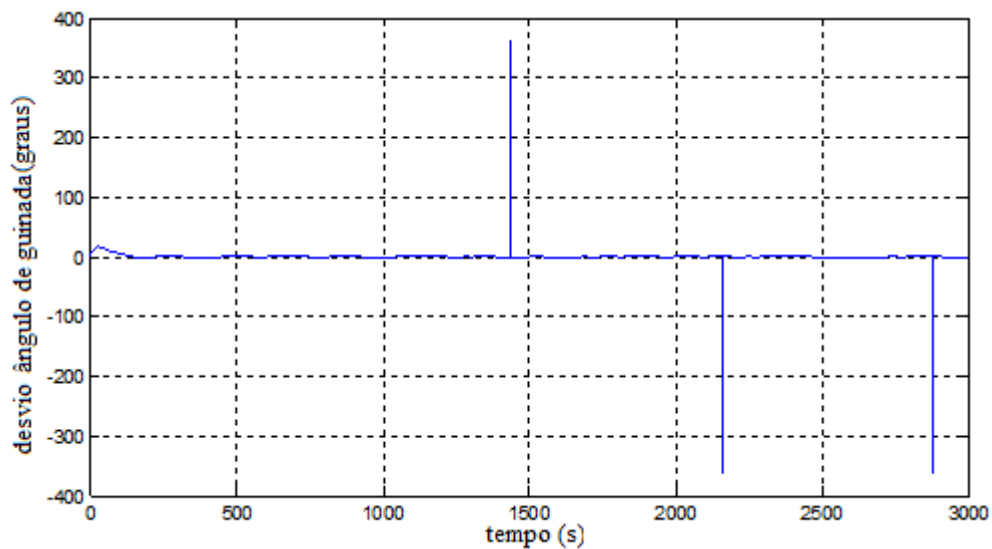


Figura 6.91 - Desvio no ângulo de guinada

Ao analisarmos os gráficos anteriores (figuras 6.19, 6.42, 6.65 e 6.88) pode-se constatar que existem diferenças entre o comportamento dos sinais. Percebe-se que existe um compromisso entre velocidade de resposta, sobressinal e amortecimento.

Pode ser inserido diversos outros estudos durante a ocorrência das transições. A configuração utilizada em malha fechada ilustra que o controle apresentou uma excelente resposta, acompanhando a referência.

Pode-se também estudar o comportamento em função dos ganhos dos controladores, que nessa simulação foram considerados constantes. A hipótese de falhas nos sensores e/ou nos atuadores também pode ser considerada.

Dentro desse contexto pode-se investigar a política ótima de operação que depende da configuração dos elementos envolvidos bem como na determinação do conjunto de atuadores e sensores, vislumbrando:

- Minimização do número de transições
- Minimização do erro de apontamento

Pode-se verificar o comportamento em função dos ganhos dos controladores, que nessa simulação foram considerados constantes. Uma vez especificado os requisitos de apontamento, procura-se determinar os sensores e atuadores. Para isso foram definidos dois sensores e três atuadores. Para os sensores utilizou-se Filtro de Kalman.

Fundamentalmente trabalha-se com três modos de operação (modos de vôo), o modo de contingência (*Contingency Mode* - COM), navegação fina (*Fine Navigation Mode* - FNM) e a navegação nominal (*Nominal Mode* - NOM).

Assim como fora explicitado nos casos anteriores, a figura 6.92 ilustra o gráfico dos modos de operação que ocorre com os sensores.

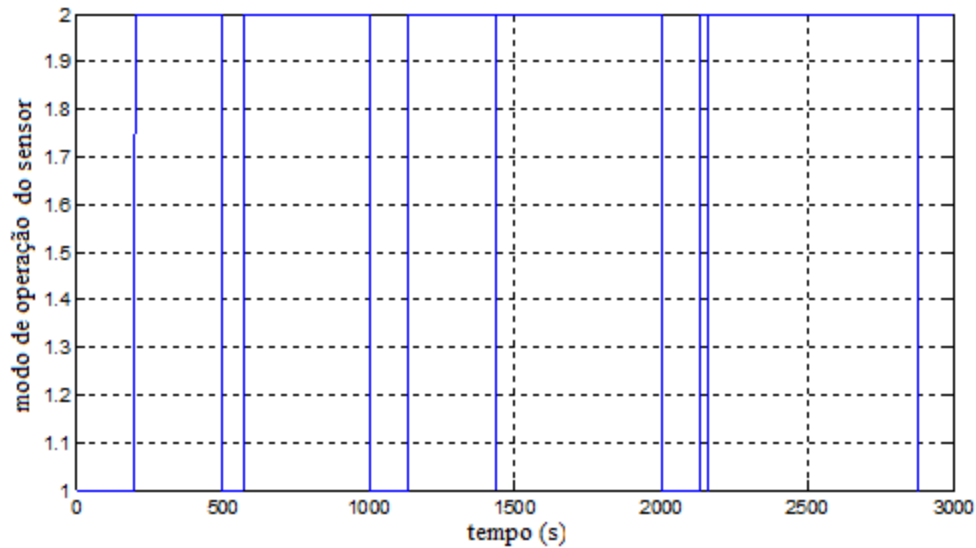


Figura 6.92 - Modo de operação do sensor

Considerando que os modos de operação atuam conjuntamente pode-se observar que a falha no sensor pode se tornar mais grave ao sistema, visto que esse pode provocar uma ação do atuador equivocada. Ressalta-se que é mais difícil identificar a falha no sensor. E ainda, o modelo do sensor e atuador mudam dependendo do modo de operação.

Em cada um dos modos de operação o atuador que é acionado é o que melhor atende os requisitos do modo (requisito de apontamento, erro no apontamento e tempo de acomodação para o apontamento).

Uma descrição das possíveis situações sobre as transições entre os atuadores é descrita na figura 6.93.

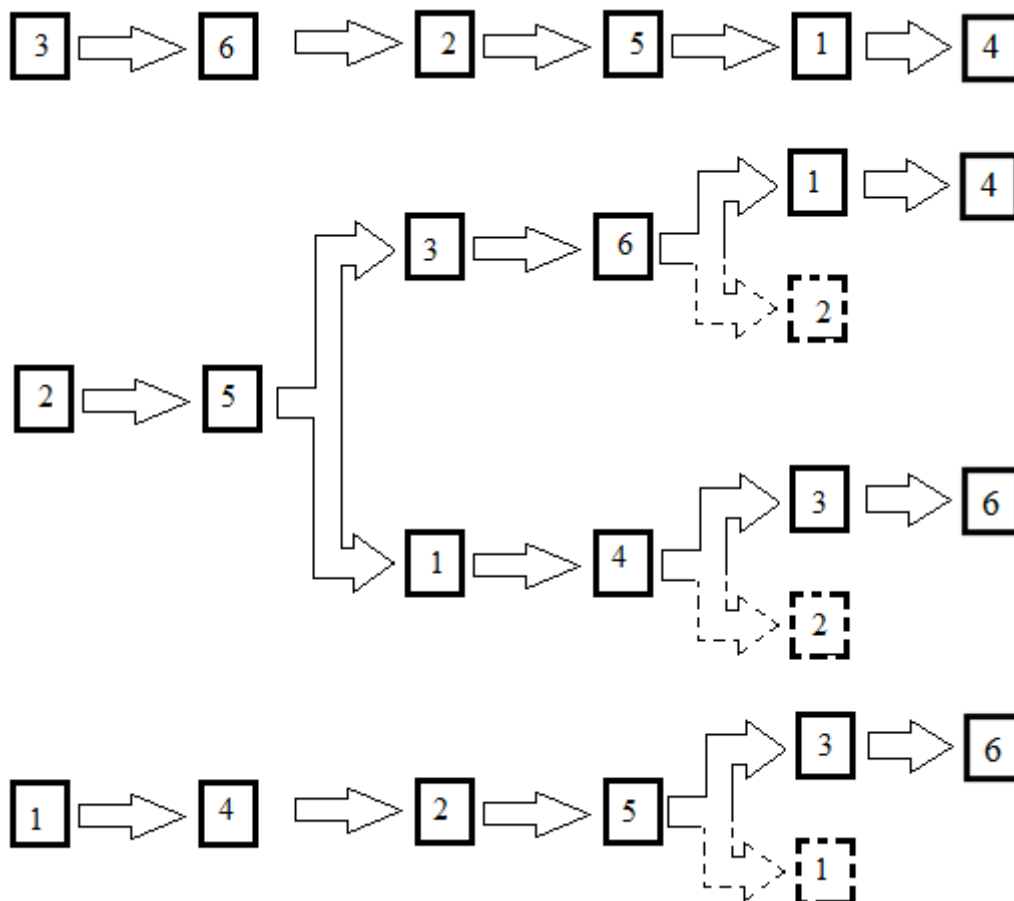


Figura 6.93 – Descrição sobre as transições admissíveis entre os atuadores

A figura 6.93 ilustra o comportamento do sistema estudado. Considera-se que o atuador 1 e 4 são similares, bem como o 2 e 5. O atuador 6 é redundante ao atuador 3. Os atuadores ficam em operação separadamente. Isso quer dizer que se o satélite está utilizando o atuador 1, 2 ou 3 e se percebe alguma falha o sistema ao identificar essa falha faz a troca do atuador imediatamente.

Essa troca em primeira instância ocorre para o atuador redundante. Caso o redundante já esteja inoperante, ou seja, já se estava trabalhando no redundante, será acionado outro atuador na sequencia descrita na figura 6.93. Ou seja, se o atuador 1 estava operando e sofreu uma falha o sistema desliga o atuador 1 e faz o acionamento para o seu redundante (atuador 4). Caso o atuador 4 já fora considerado com falha ou inoperante, o chaveamento é feito para o atuador 2. Que por sua vez poderá ser chaveado para o atuador 5. Se o atuador 5 falhar o chaveamento é feito para o atuador 3. Observa-se que o chaveamento por um

atuador não redundante, inicialmente não seria interessante, todavia se faz necessário visto que se precisa manter o controle de atitude do satélite.

Admite-se a disponibilidade de três tipos de atuadores distintos, a saber, bobina magnética, roda de reação e propulsor.

Para a figura 6.93, são representados os atuadores bem como o fluxo de transição entre os mesmos em função de manobras (apontamento) e eventuais falhas e/ou danos. Os atuadores 1 e 4 podem ser considerados como propulsores, em que atuam quando o erro é maior do que 10^0 ($\text{erro} \geq 10^0$). Já os atuadores 2 e 5 podem ser considerado como os atuadores entram em operação quando o erro está entre 3^0 e 10^0 ($3^0 \leq \text{erro} \leq 10^0$), por exemplo, rodas de reação. E os atuadores 3 e 6 podem ser as bobinas magnéticas que atuam quando o erro é menor que 3^0 ($\text{erro} \leq 3^0$). O chaveamento entre os atuadores ocorre baseado nos erros de apontamento e também nas falhas dos atuadores.

Os atuadores 1, 2 e 3 são considerados atuadores principais enquanto que os atuadores 4, 5 e 6 são respectivamente os atuadores reserva (*redundante*) para cada um dos atuadores principais.

No simulador SAS os modos de operação 1 e 4 podem representar o propulsor e o propulsor reserva respectivamente. Analogamente, os modos de operação 2 e 5 podem estar associados a roda de reação e a roda reserva; e, os modos de operação 3 e 6 a bobina magnética e a bobina reserva.

Ainda para a figura 6.93, os atuadores em linha tracejada representam situações não admissíveis visto que os atuadores associados já não estão mais disponíveis porque foram descartados por motivo de danos ou falhas.

A seguir são mostradas mais algumas situações para ilustrar algumas possíveis formas de chaveamento dos atuadores provenientes de algumas falhas que são simuladas no SAS.

6.1.5 CASO 5

Esse caso 5 simula uma falha no atuador 3 no eixo de rolamento. Essa falha será do tipo que o atuador deixa de operar definitivamente, ou seja, ocorre um dano fatal. O apontamento é de 5^0 para cada um dos eixos arfagem e guinada 90^0 para o eixo de rolamento.

- Tempo de simulação: 3000 s;
- Passo da simulação: 0,25s;
- Posição inicial: $\alpha_x = 0$; $\alpha_y = 0$; $\alpha_z = 0$;
- Posição de referência inicial: $\alpha_x = 5^0$; $\alpha_y = 5^0$; $\alpha_z = 5^0$;
- Posição de referência a partir do instante $t = 500$ s: $\alpha_x = 15^0$; $\alpha_y = 15^0$; $\alpha_z = 15^0$;
- Falha no eixo de rolamento (ausência permanente de sinal) inserida no instante $t = 1000$ s no atuador 3.

6.1.5.1 CASO 5 - Subcaso A) Sem chaveamento para atuador redundante no instante da falha, ou falha também no atuador redundante.

Aplica-se a falha mas o atuador redundante não atua. A figura 6.94 mostra a transição dos modos de operação dos atuadores. Note-se que inicialmente o atuador que está operando é o de número 1 e logo depois é chaveado para o 2 e em seguida para o 3.

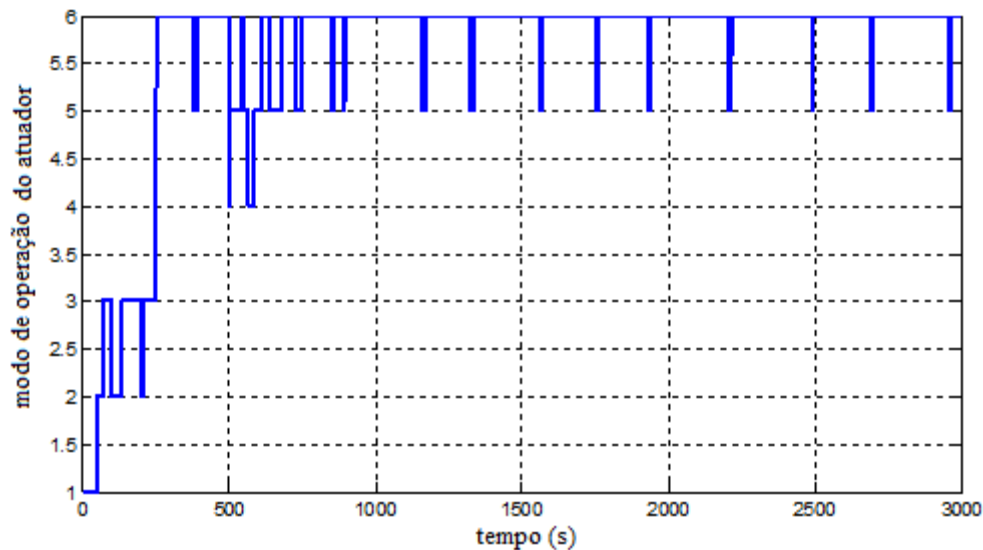


Figura 6.94- Modos de operação dos atuadores (caso 5a)

A figura 6.95 mostra a transição dos modos de operação dos sensores. Note-se que inicialmente o sensor que está operando é o de número 1 e depois é chaveado para o 2 e permanece operando até o instante 500s. Nesse mesmo instante o atuador é chaveado do número 6 para o de número 5, e do número 5 para o de número 4. Isso faz com que o sensor altere seu modo e depois retorne a operar com o de número 2.

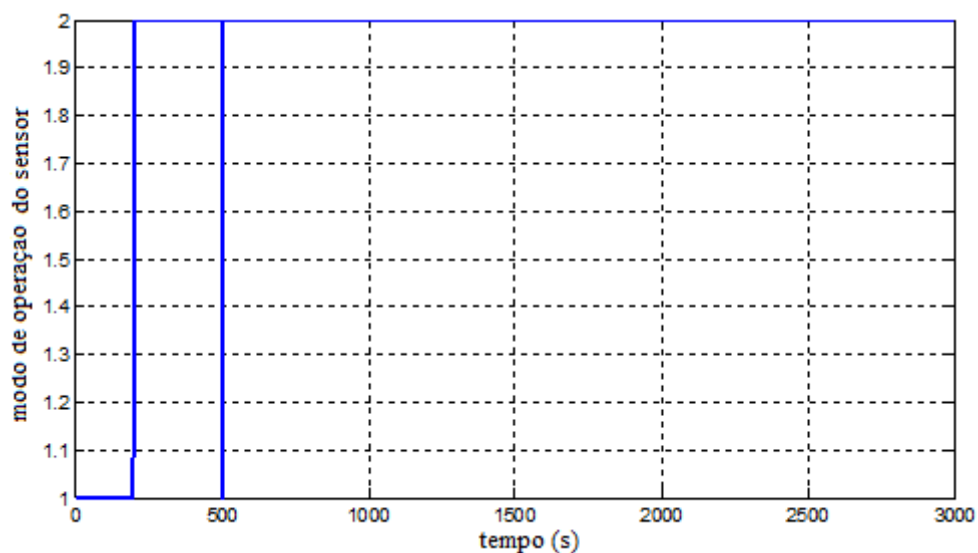


Figura 6.95- Modos de operação dos sensores (caso 5a)

O valor de referência e o valor atual do ângulo de rolagem estão descritos na figura 6.96. Percebe-se uma variação nos valores do sinal corrente (atual) que é proveniente da mudança dos modos de operação e influenciada pelos sobressinais que influenciam na acomodação do sinal apara acompanhar a referência.

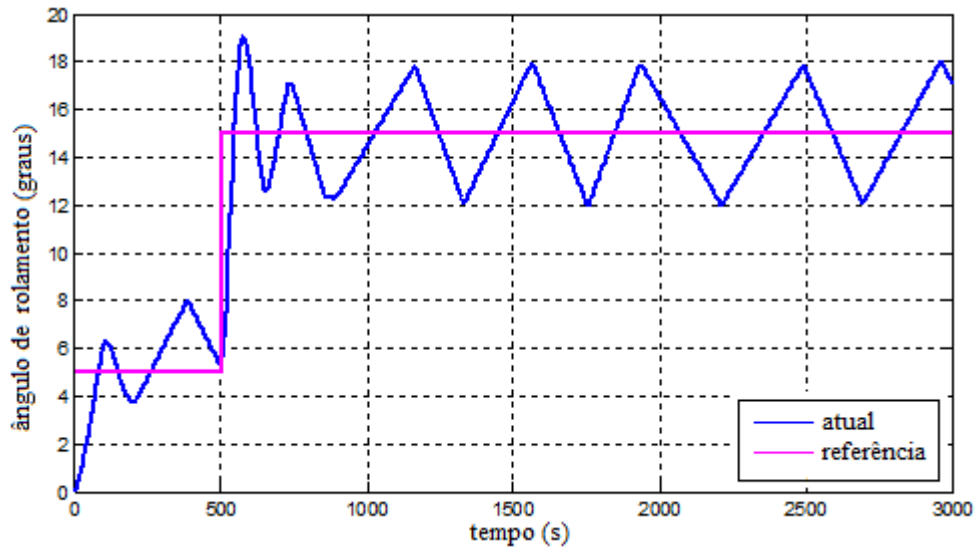


Figura 6.96- Ângulo de rolamento, referência e atual (caso 5a)

O valor de referência e o valor atual do ângulo de arfagem e de guinada estão descritos na figura 6.97 e 6.98 respectivamente. Ressalta-se que a perturbação foi provocada no eixo de rolamento.

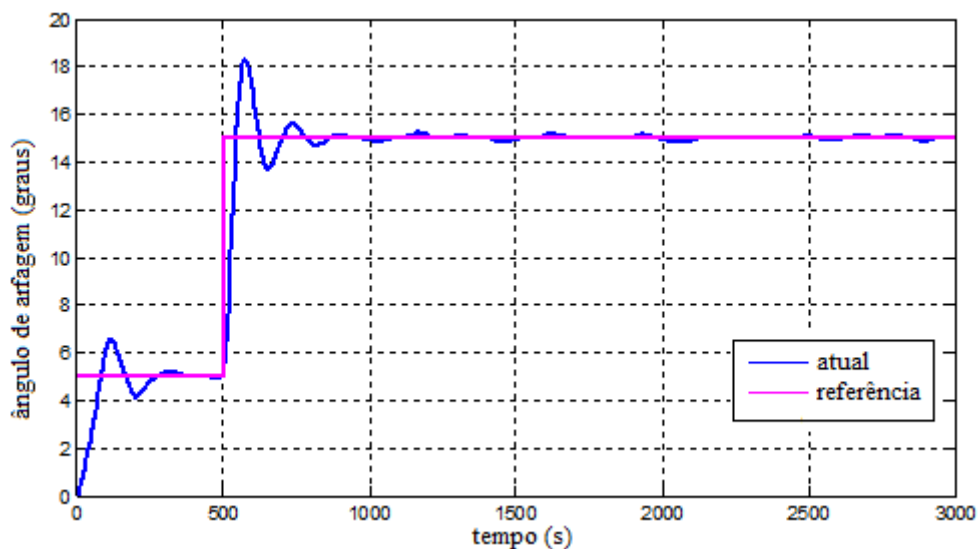


Figura 6.97- Ângulo de arfagem, referência e atual (caso 5ª)

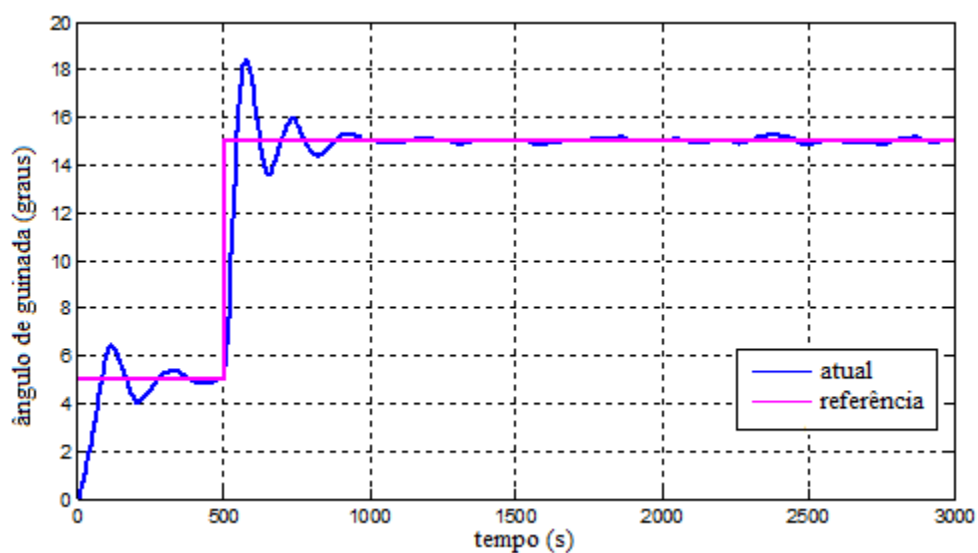


Figura 6.98- Ângulo de guinada, referência e atual (caso 5^a)

As figuras 6.99 e 6.100 mostram o valor medido e filtrado para o ângulo de rolamento para cada um dos dois sensores, e como já foi comentado, o sinal sofre variações provenientes da perturbação.

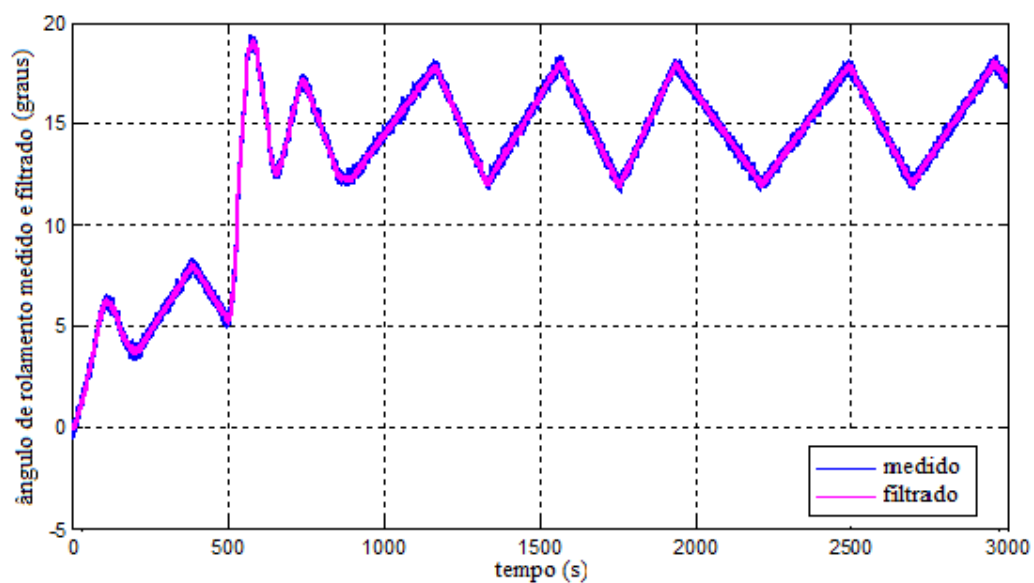


Figura 6.99- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de rolamento (caso 5a)

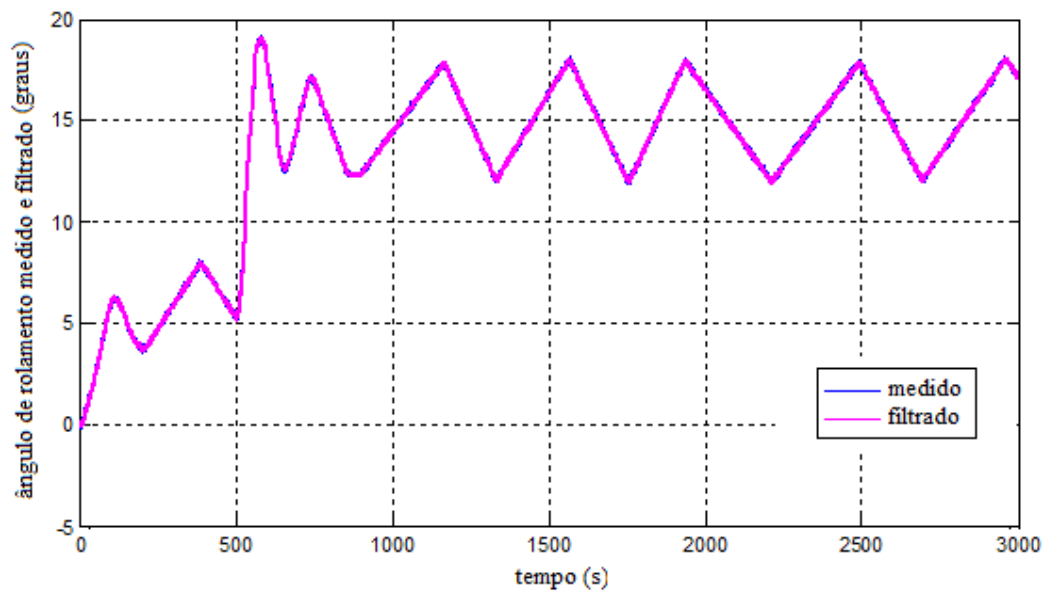


Figura 6.100- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de rolamento (caso 5a)

As figuras 6.101 e 6.102 mostram o comportamento das medidas referentes ao sinal de arfagem medido e filtrado para cada um dos sensores.

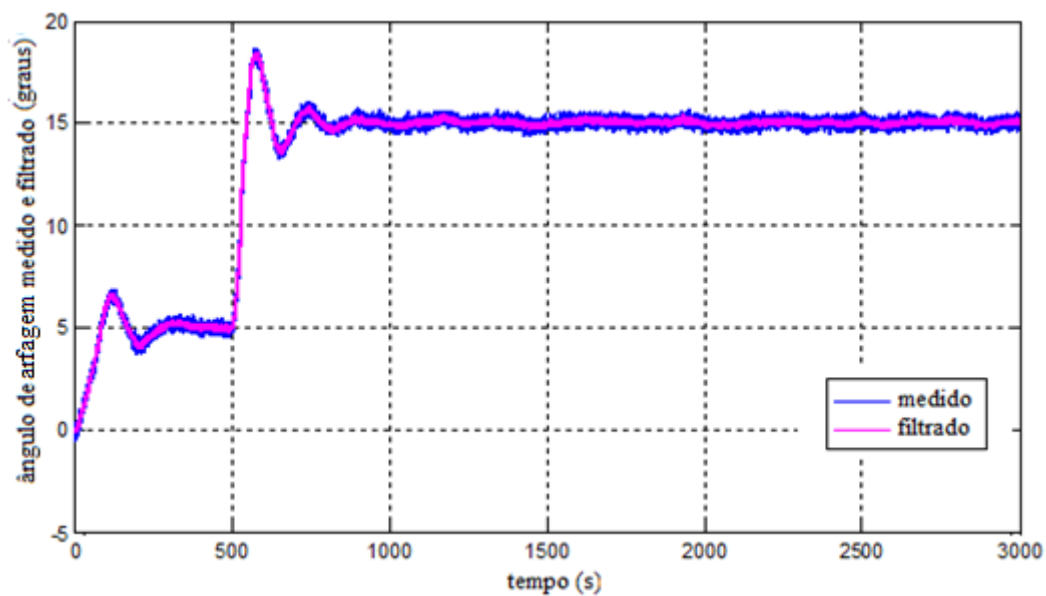


Figura 6.101- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de arfagem (caso 5a)

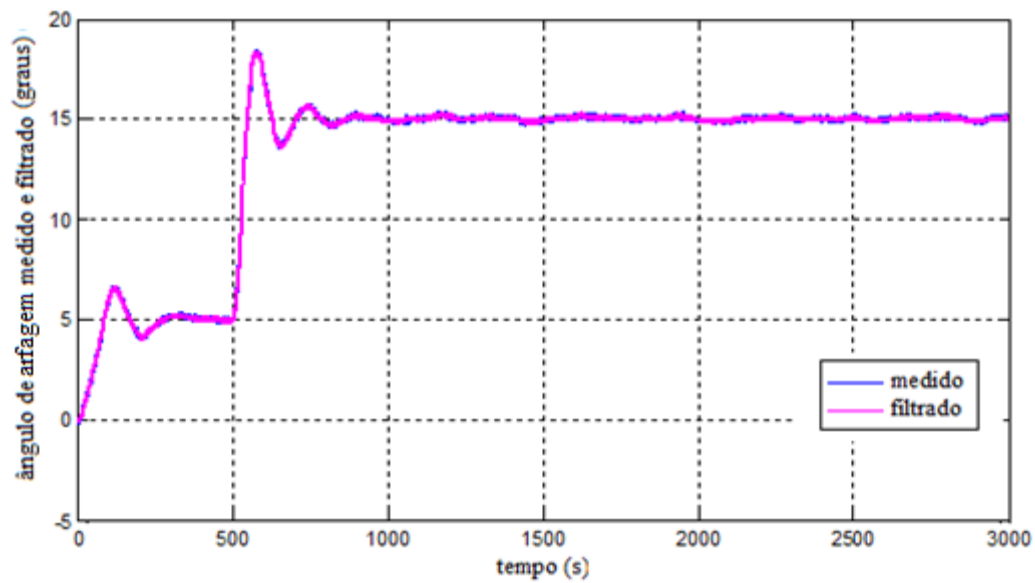


Figura 6.102- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de arfagem (caso 5a)

As figuras 6.103 e 6.104 mostram o comportamento das medidas referentes ao sinal de guinada medido e filtrado para cada um dos sensores.

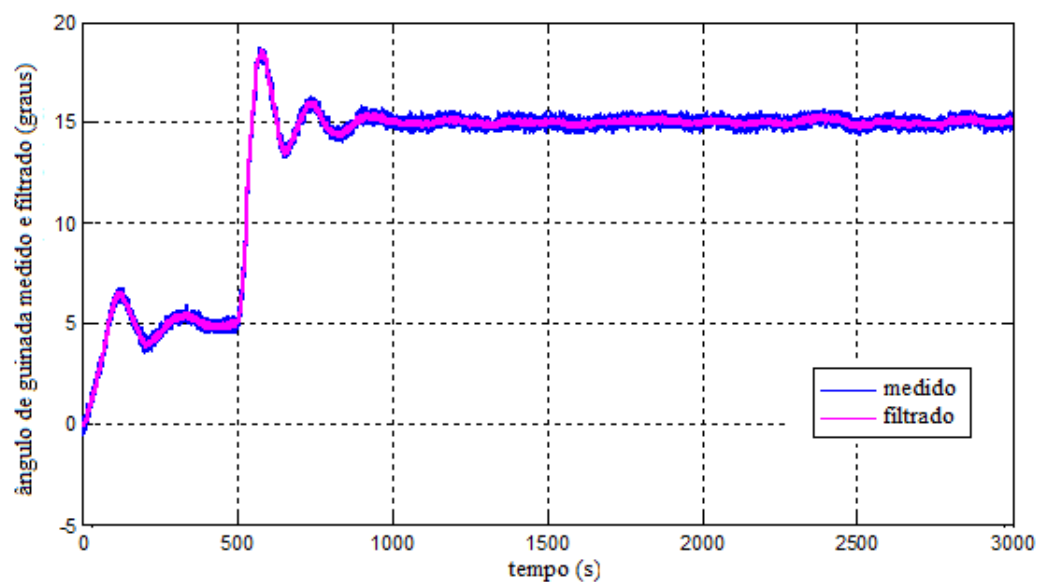


Figura 6.103- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de guinada (caso 5a)

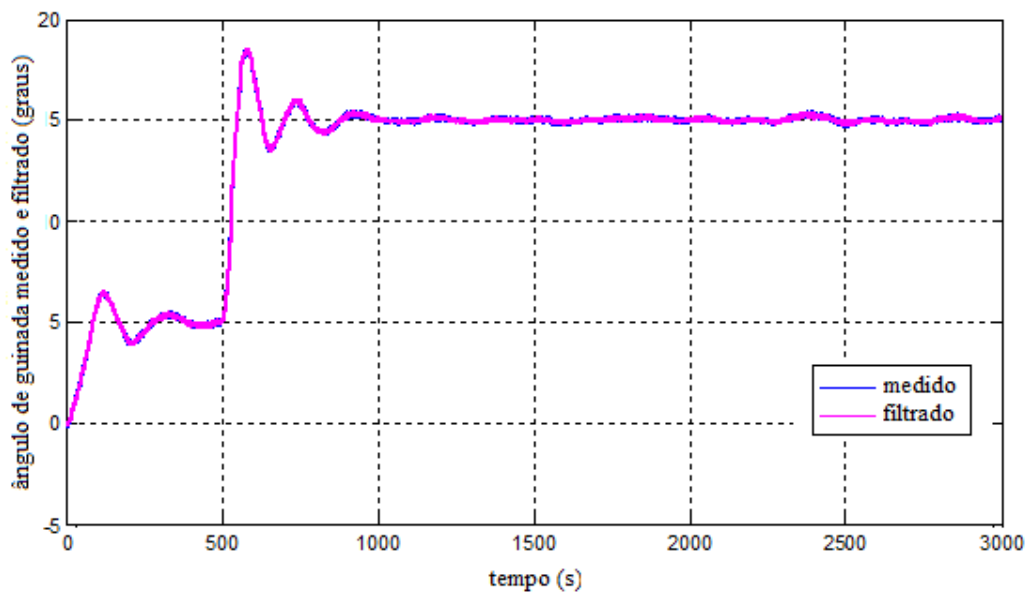


Figura 6.104- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de guinada (caso 5a)

As figuras 6.105 e 6.106 mostram a média da incerteza da posição angular. Ainda que pequena, para o sensor 1 pode-se perceber que a incerteza da medida é maior quando comparada com a incerteza do modelo. Para o sensor 2 a incerteza do modelo é que se torna maior.

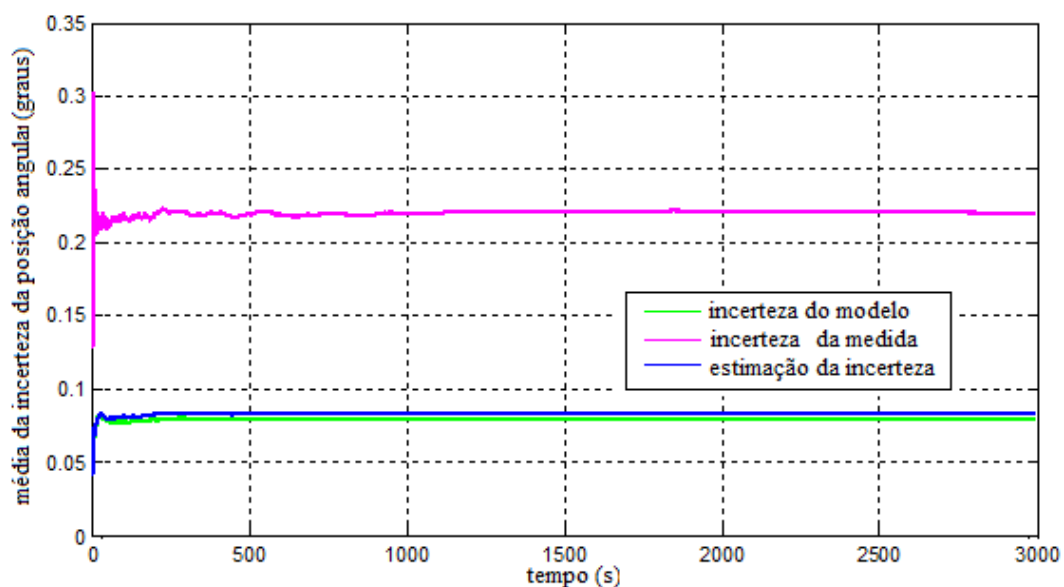


Figura 6.105- Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 1 (caso 5a)

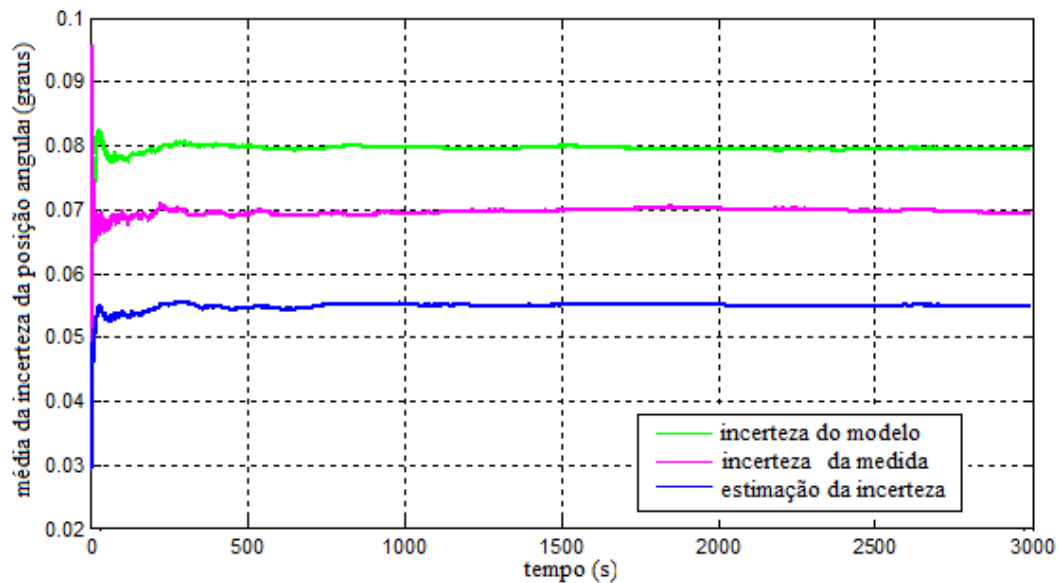


Figura 6.106- Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 2 (caso 5a)

6.1.5.2 Caso 5 Subcaso B) Com chaveamento para atuador redundante no instante da falha no atuador 3

- Tempo de simulação: 3000 s;
- Passo da simulação: 0,25s;
- Posição inicial: $\alpha_x = 0$; $\alpha_y = 0$; $\alpha_z = 0$;
- Posição de referência inicial: $\alpha_x = 5^\circ$; $\alpha_y = 5^\circ$; $\alpha_z = 5^\circ$;
- Posição de referência a partir do instante $t = 500$ s: $\alpha_x = 15^\circ$; $\alpha_y = 15^\circ$; $\alpha_z = 15^\circ$;
- Falha no eixo de rolamento (ausência permanente de sinal) inserida no instante $t = 1000$ s no atuador 3.

A figura 6.107 mostra o modos de operação dos atuadores. Verifica-se que o satélite, para a configuração descrita nesse caso permanecerá grande período de tempo com o atuador 6., que se trata do atuador redundante ao atuador de número 3.

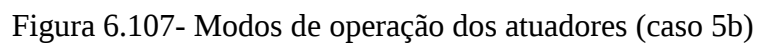


Gráfico de modo de operação do sensor versus tempo (s). O eixo Y representa o modo de operação do sensor, variando de 1 a 2. O eixo X representa o tempo em segundos, variando de 0 a 3000. A linha azul indica que o modo de operação é 1 até aproximadamente 200 segundos, onde muda para 2 e permanece constante até 3000 segundos.

As figuras 6.109, 6.110 e 6.111 mostram os valores medidos e correntes para o rolamento, arfagem e guinada. O comportamento dos sinais é bem parecido.

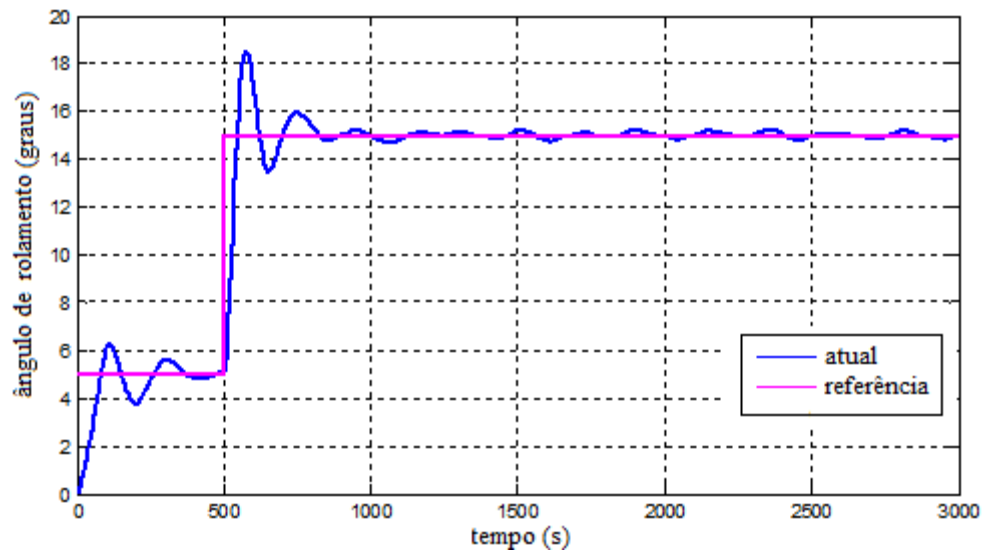


Figura 6.109- Ângulo de rolamento, referência e atual (caso 5b)

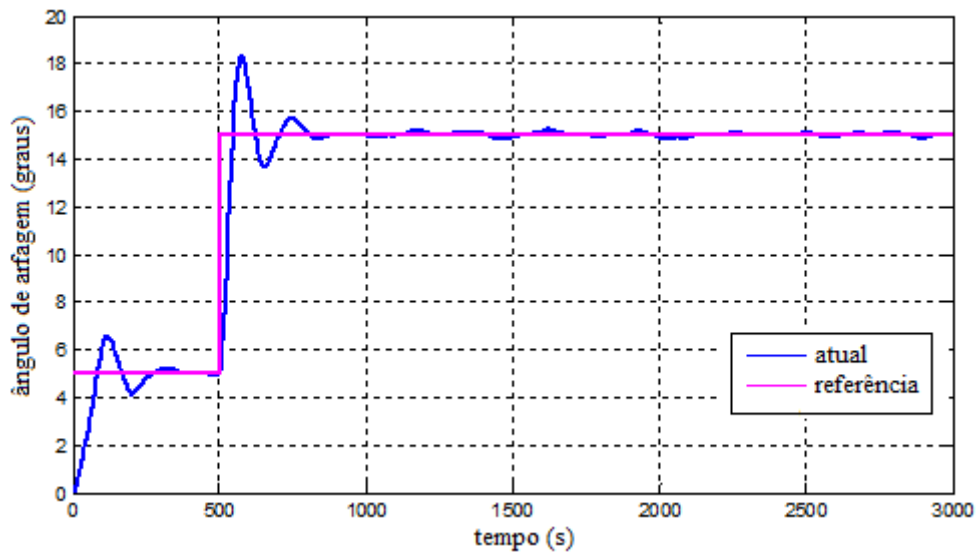


Figura 6.110- Ângulo de arfagem, referência e atual (caso 5b)

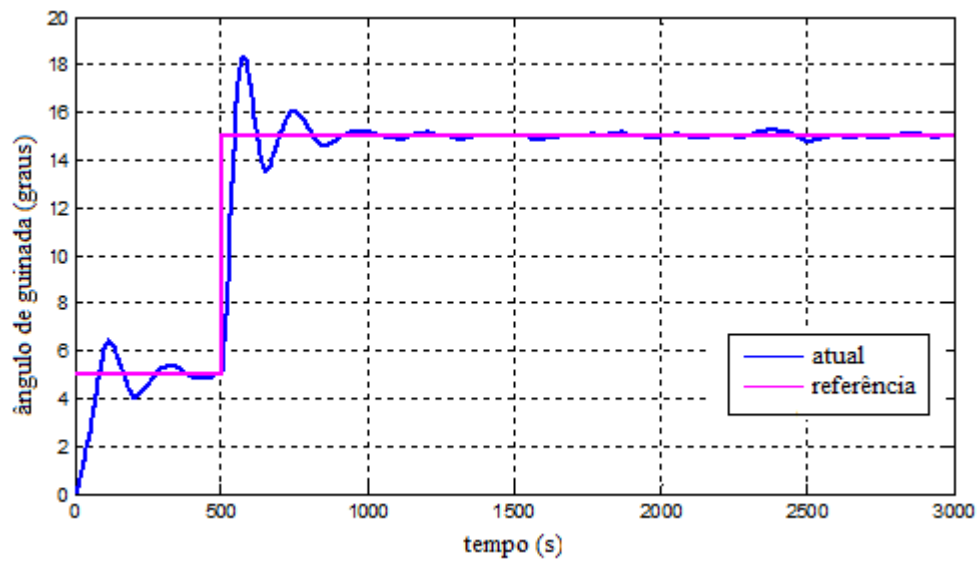


Figura 6.111- Ângulo de guinada, referência e atual (caso 5b)

Os gráficos descritos nas figuras 6.112, 6.113, 6.114 e 6.115 referem-se as medidas obtidas e filtradas, para os sensores 1 e 2 alternativamente e o ângulo de rolamento.

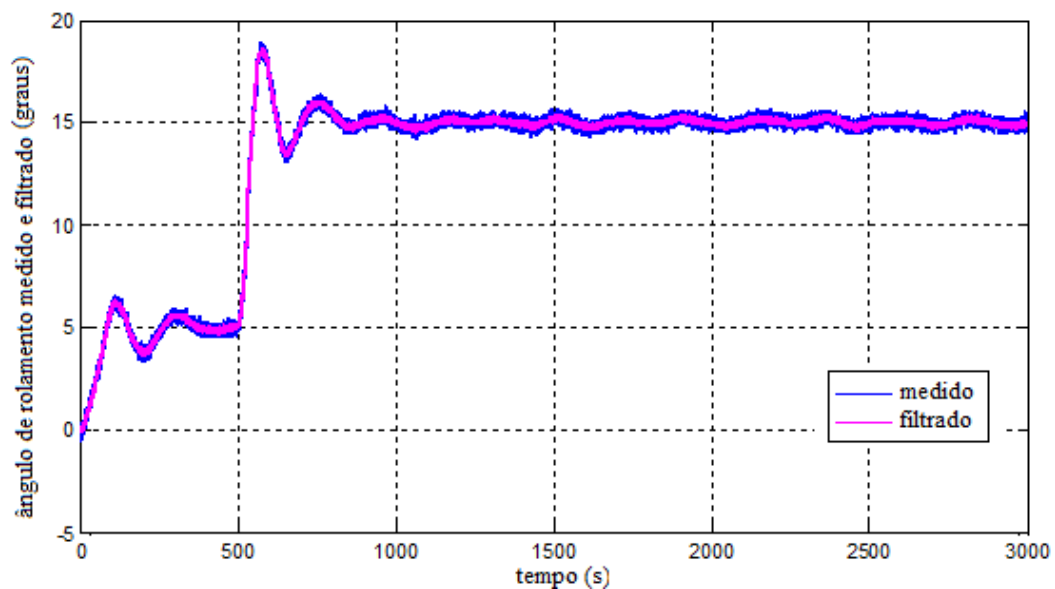


Figura 6.112- Medidas obtidas e filtradas para o modo do sensor 1 no eixo de rolamento (caso 5b)

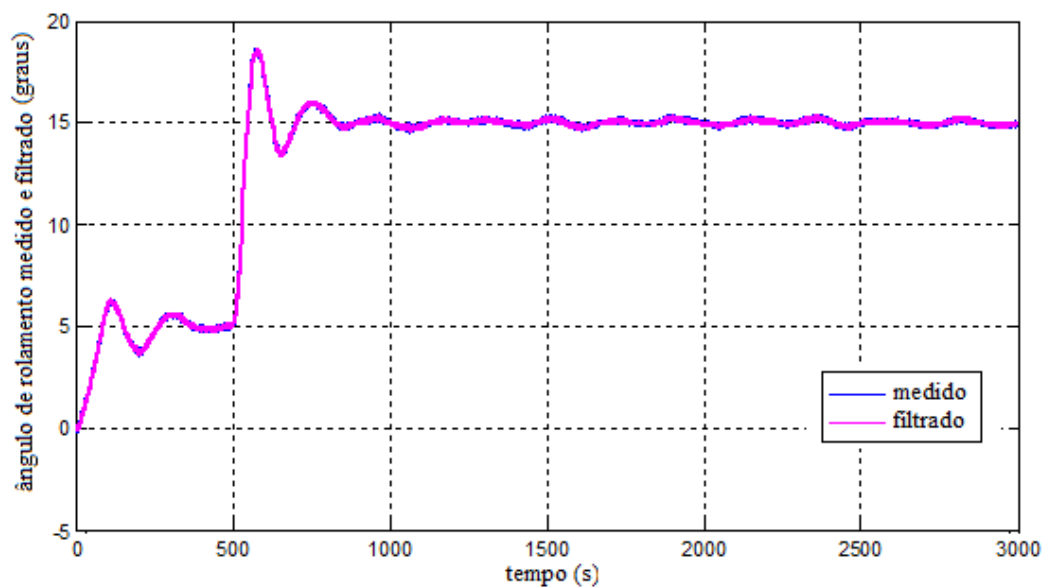


Figura 6.113- Medidas obtidas e filtradas para o modo do sensor 2 no eixo de rolamento (caso 5b)

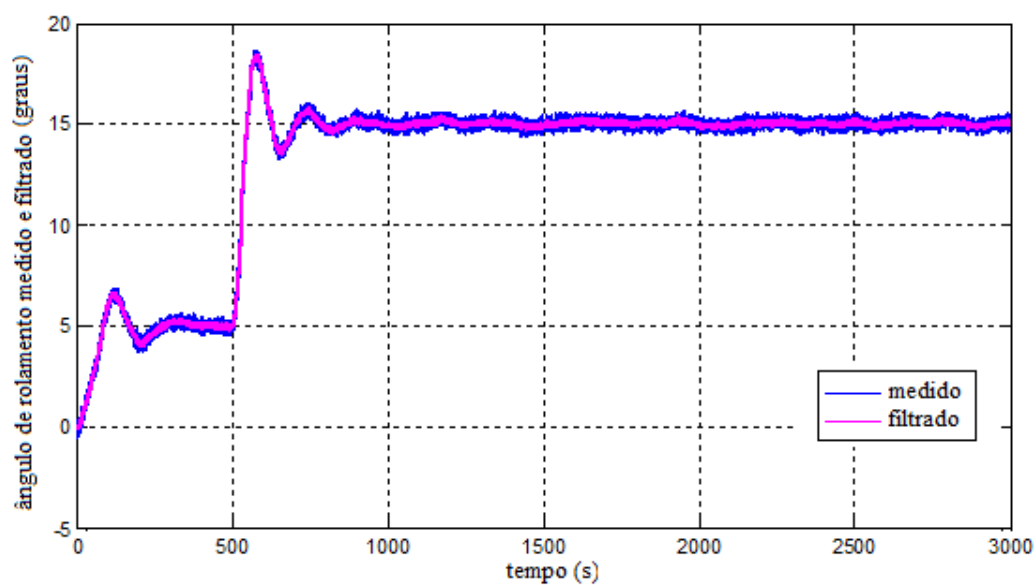


Figura 6.114- Medidas obtidas e filtradas para o modo do sensor 1 no eixo de arfagem (caso 5b)

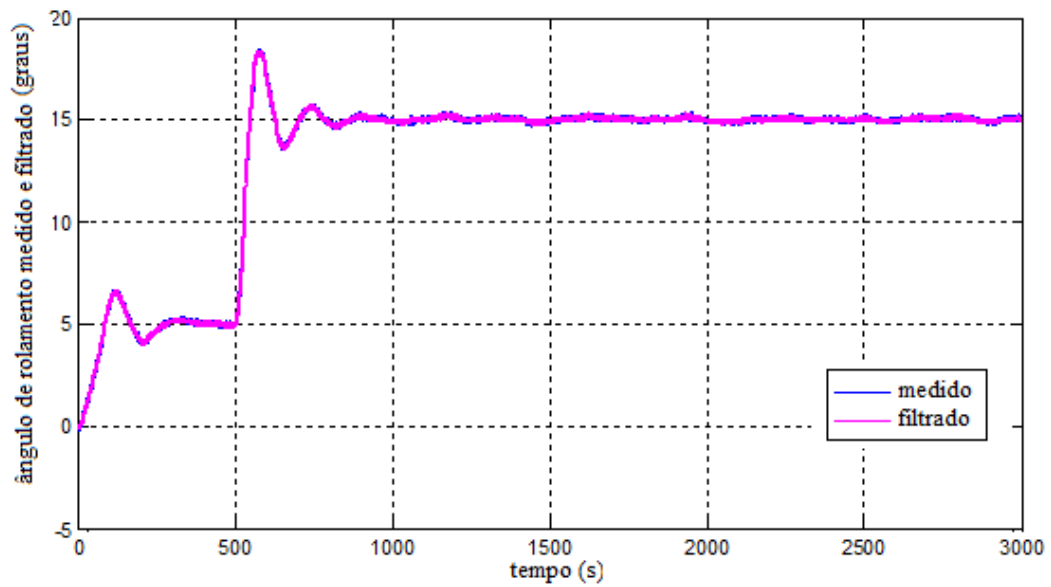


Figura 6.115- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de arfagem (caso 5b)

Os gráficos descritos nas figuras 6.116 e 6.117 referem-se as medidas obtidas e filtradas, para o sensor 1 e o ângulo de guinada.

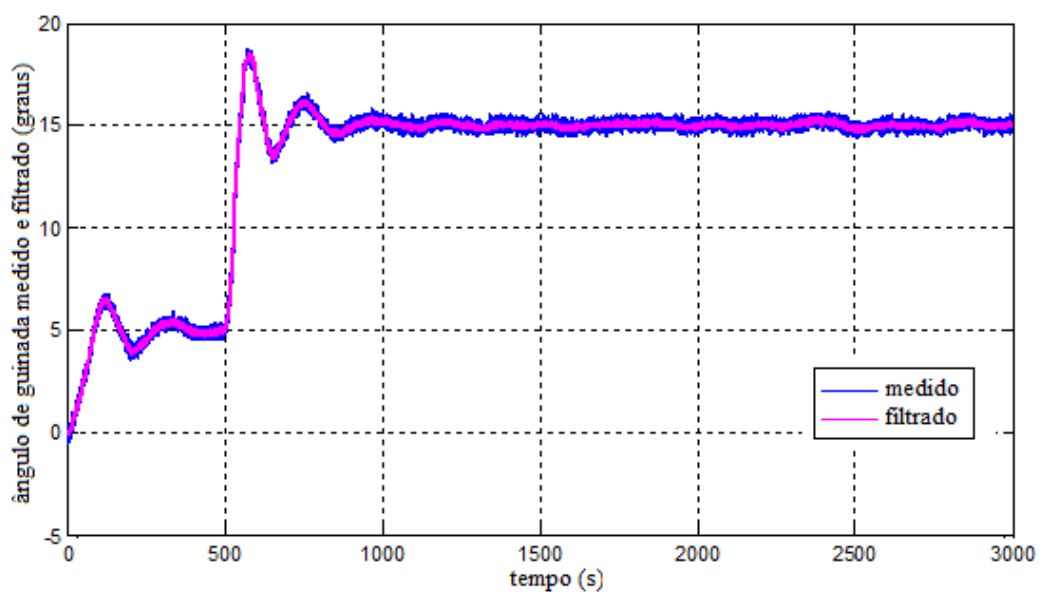


Figura 6.116- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de guinada (caso 5b)

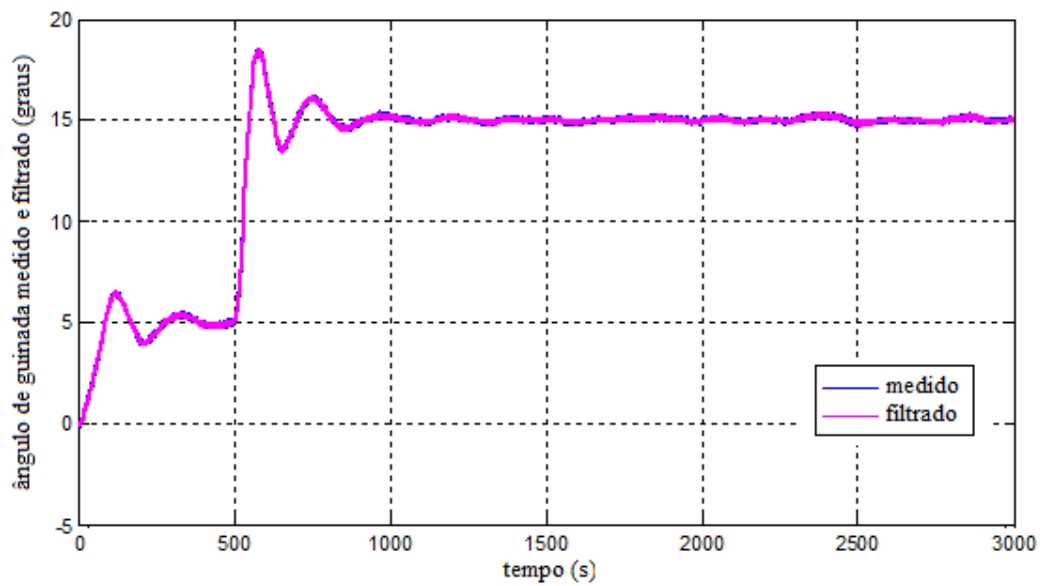


Figura 6.117- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de guinada (caso 5b)

A figuras 6.118 e 6.119 disponibilizam as informações referentes a média de incerteza da posição angular para cada um dos sensores. Verifica-se que o sensor 1 a incerteza na medida maior enquanto que para o sensor 2 a incerteza do modelo é maior.

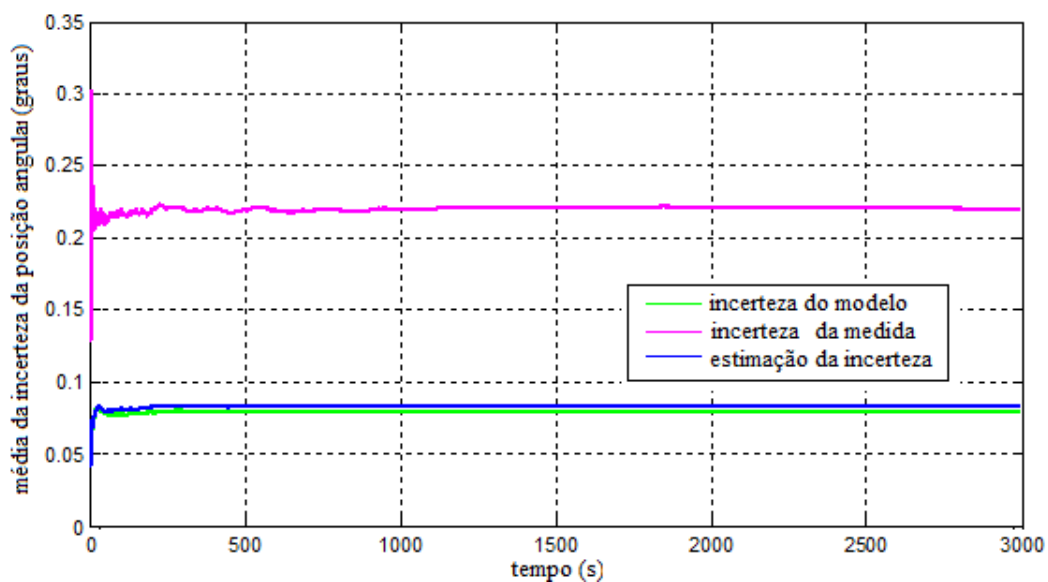


Figura 6.118- Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 1 (caso 5b)

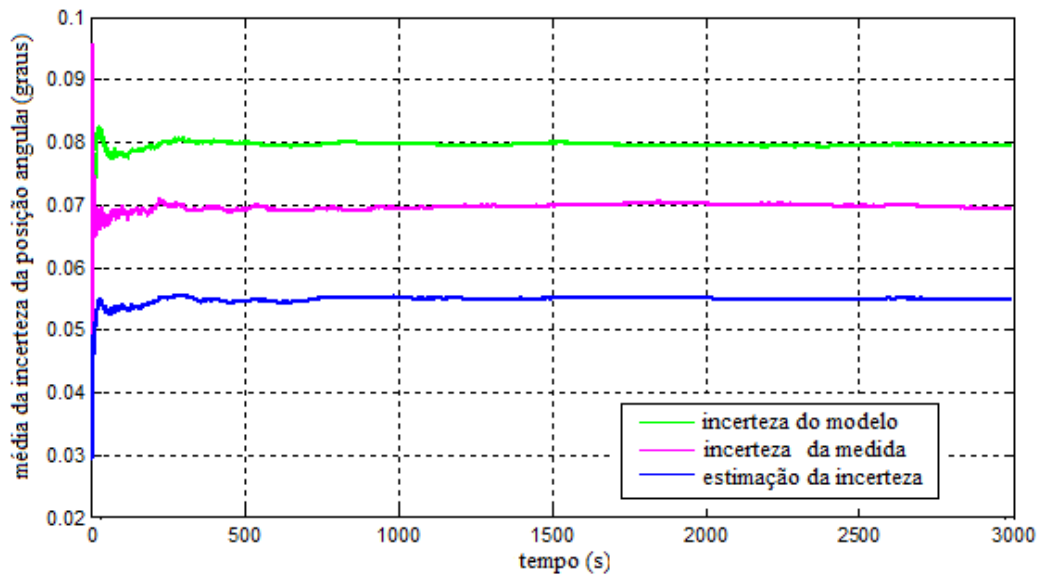


Figura 6.119- Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 2 (caso 5b)

Nesse caso 5 é possível ver o chaveamento para o atuador redundante. O caso 5 considera falha no atuador 3 (possivelmente poderia ser uma bobina).

6.1.6 Caso 6

O caso 6 falha no atuador 2 (poderia ser roda de reação). As especificações para essa simulação são:

- Tempo de simulação: 3000 s;
- Passo da simulação: 0,25s;
- Posição inicial: $\alpha_x = 0$; $\alpha_y = 0$; $\alpha_z = 0$;
- Posição de referência inicial: $\alpha_x = 5^\circ$; $\alpha_y = 5^\circ$; $\alpha_z = 5^\circ$;
- Posição de referência a partir do instante $t = 500$ s: $\alpha_x = 15^\circ$; $\alpha_y = 15^\circ$; $\alpha_z = 15^\circ$;
- Falha no eixo de rolamento (ausência permanente de sinal) inserida no instante $t = 1000$ s no atuador 2.

6.1.6.1 Falha no Atuador 2 - Subcaso A) Sem chaveamento para atuador redundante no instante da falha, ou falha também no atuador redundante

A figura 6.120 mostra os modos de operação para os atuadores e percebe-se que o atuador 5 é o que opera por mais tempo.

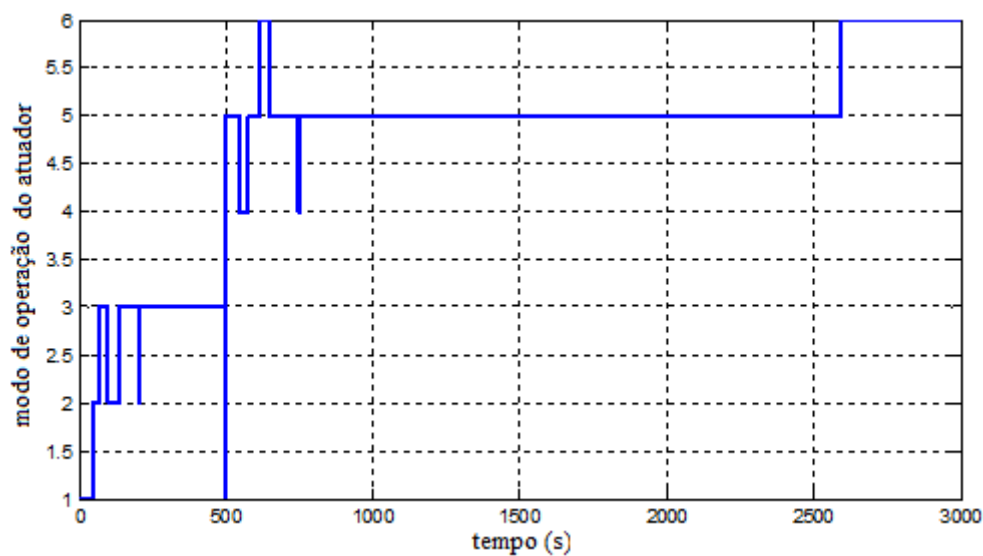


Figura 6.120- Modos de operação dos atuadores (caso 6a)

A figura 6.121 mostra os modos de operação para os sensores e o sensor 2 é o que opera por mais tempo.

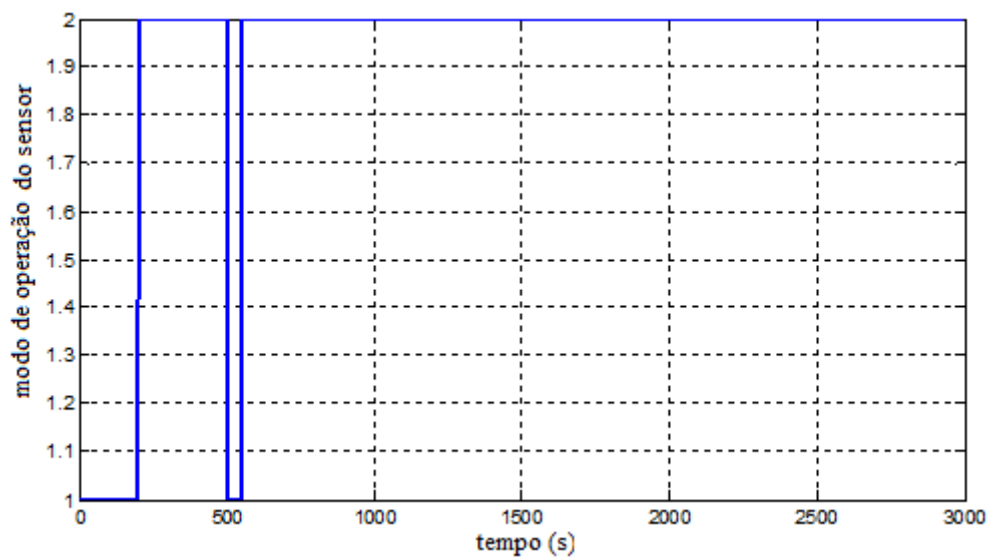


Figura 6.121- Modos de operação dos sensores (caso 6a)

A figura 6.122 mostra o comportamento do sinal do ângulo de rolamento e sua referência. Está claro que existe um problema de acomodação, visto que ocorre uma falha no atuador 2 e falha no eixo de rolamento (ausência permanente de sinal). Por esse motivo ocorre essa situação descrita no gráfico da figura 6.122.

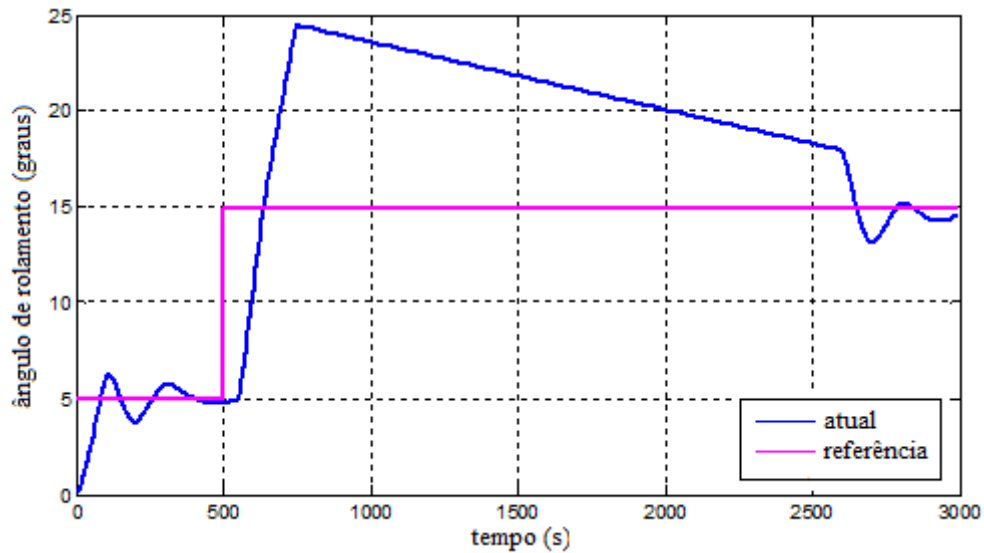


Figura 6.122- Ângulo de rolamento, referência e atual (caso 6a)

Quanto aos ângulos de arfagem e guinada, o sinal atual e de referência que o descrevem estão dispostos nas figuras 6.123 e 6.124.

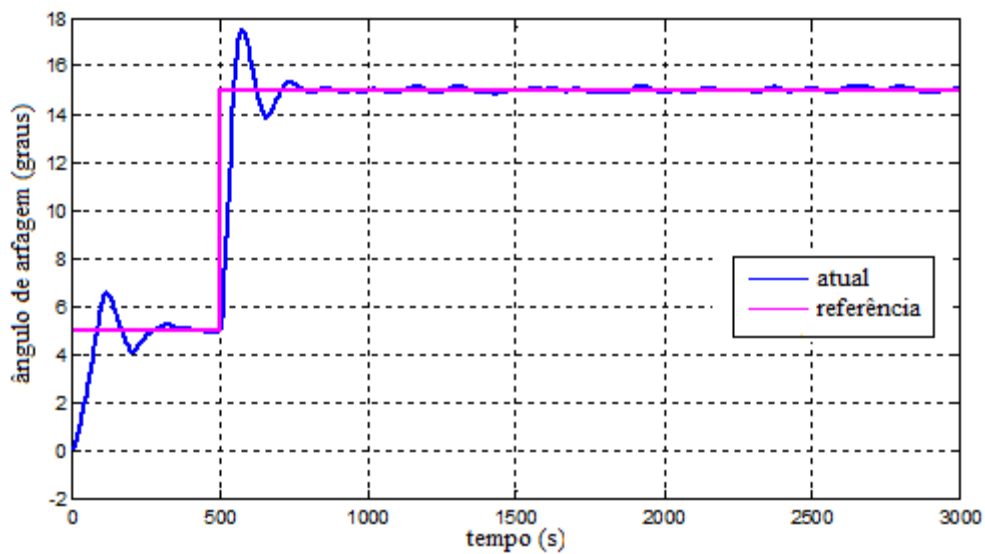


Figura 6.123- Ângulo de arfagem, referência e atual (caso 6a)

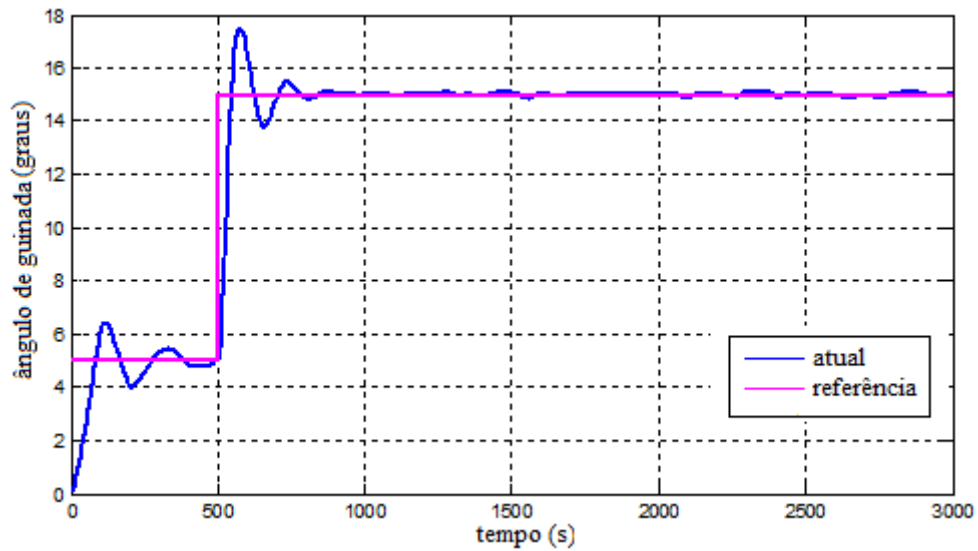


Figura 6.124- Ângulo de guinada, referência e atual (caso 6a)

As figuras 6.125 e 6.126 mostram o sinal medido e filtrado para o rolamento. O valor filtrado segue a informação do valor medido que sofre pela perturbação provocada.

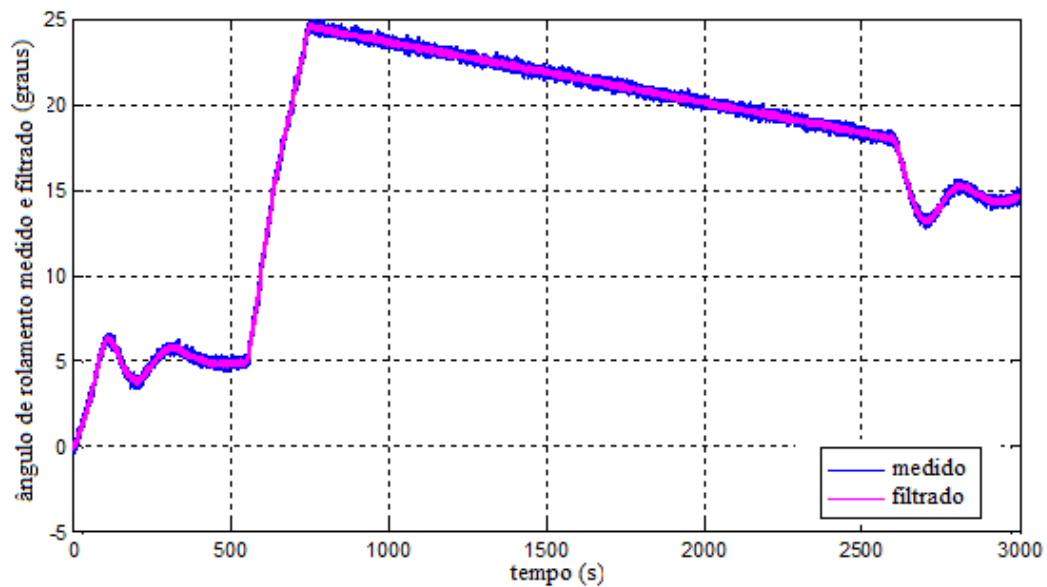


Figura 6.125- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de rolamento (caso 6a)

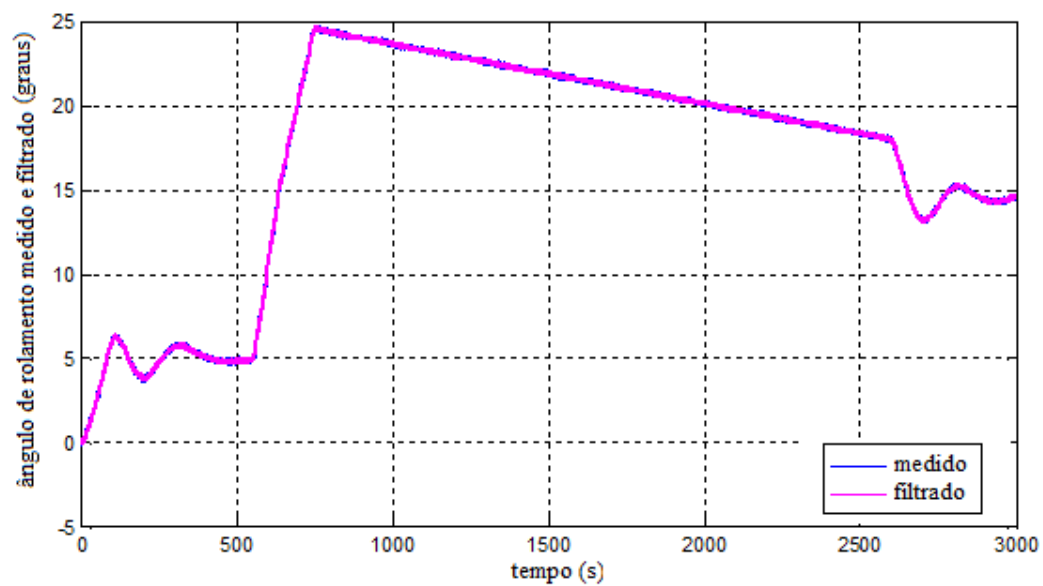


Figura 6.126- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de rolamento (caso 6a)

As figuras 6.127 e 6.128 disponibilizam as medidas obtidas e filtradas para os modos dos sensores 1 e 2, para o eixo da arfagem. Como observado em outras situações o valor medido acompanha o sinal filtrado.

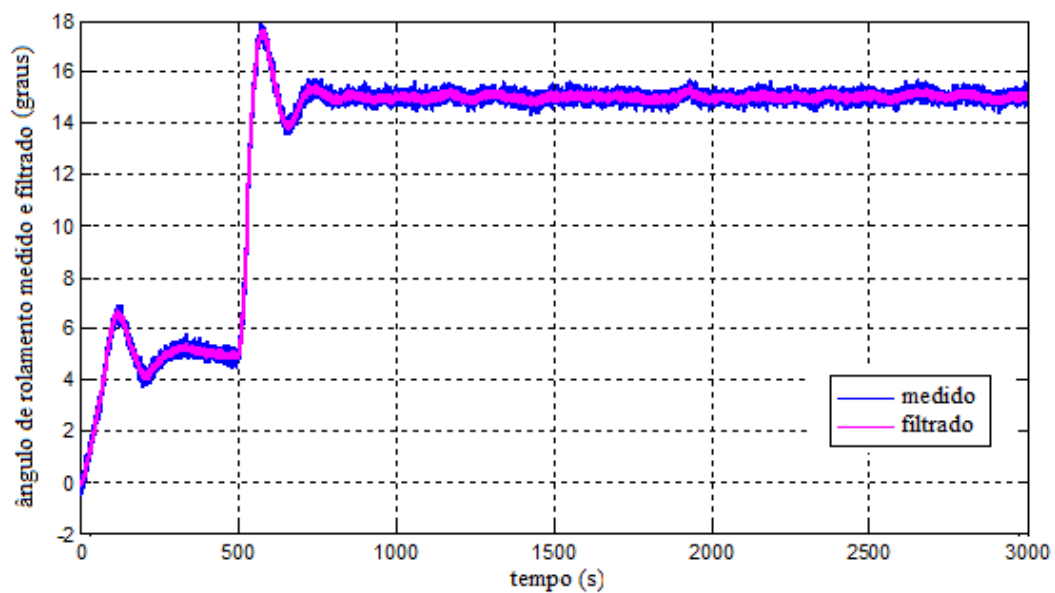


Figura 6.127- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de arfagem (caso 6a)

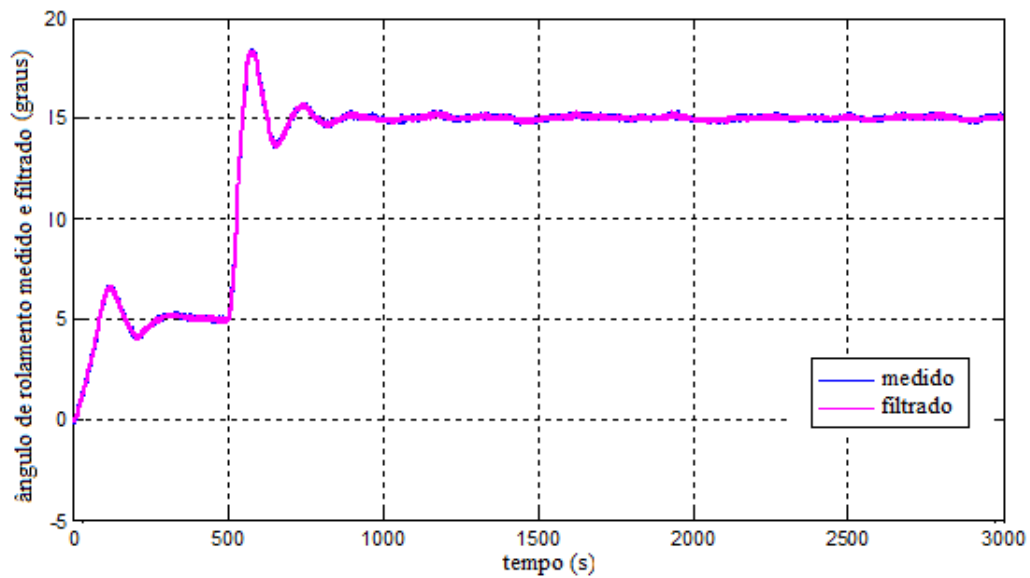


Figura 6.128 - Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de arfagem (caso 6a)

As figuras 6.129 e 6.130 disponibilizam as medidas obtidas e filtradas para os modos dos sensores 1 e 2, para o ângulo da guinada.

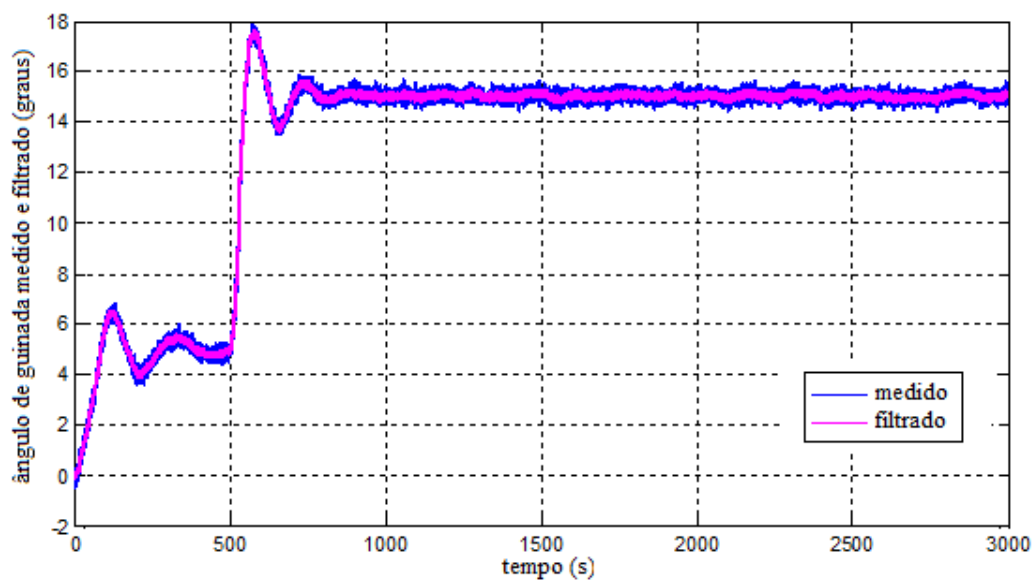


Figura 6.129 - Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de guinada (caso 6a)

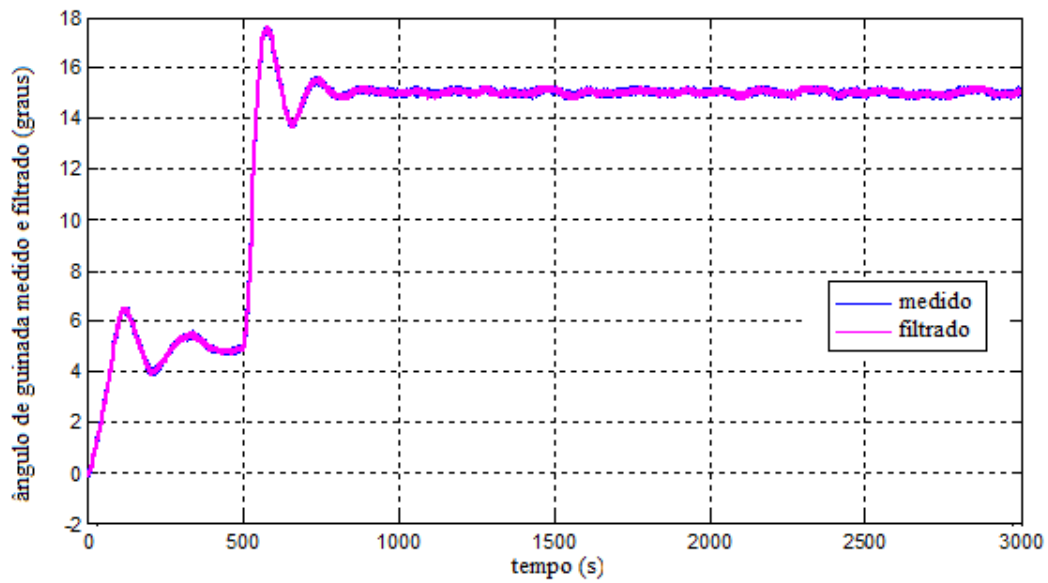


Figura 6.130 - Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de guinada (caso 6a)

As figuras 6.131 e 6.132 disponibilizam as incertezas para a posição angular. Para o sensor 1 a incerteza da medida se destaca como maior. E para o sensor 2 a incerteza do modelo é maior.

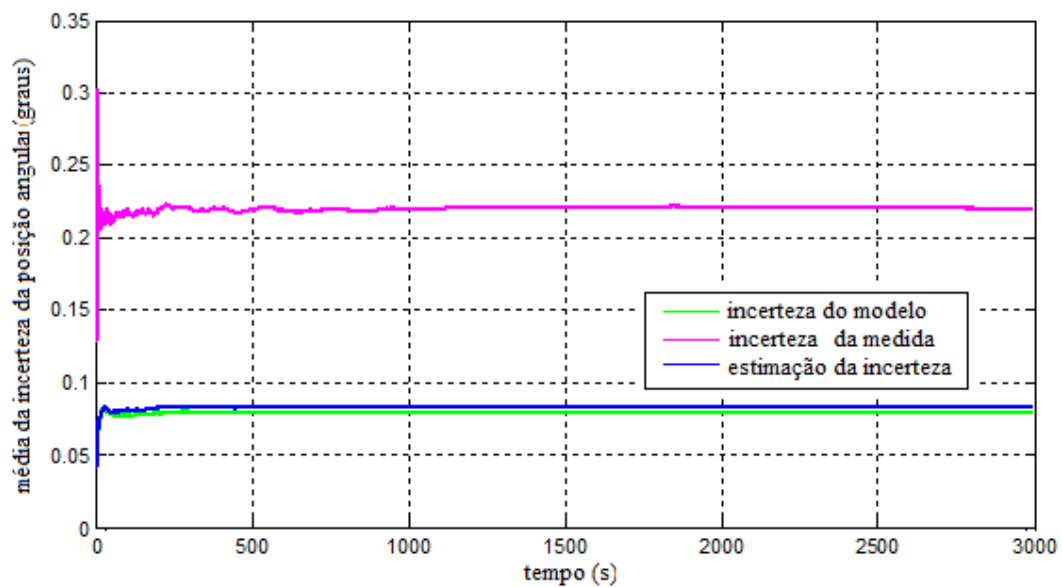


Figura 6.131 - Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 1 (caso 6a)

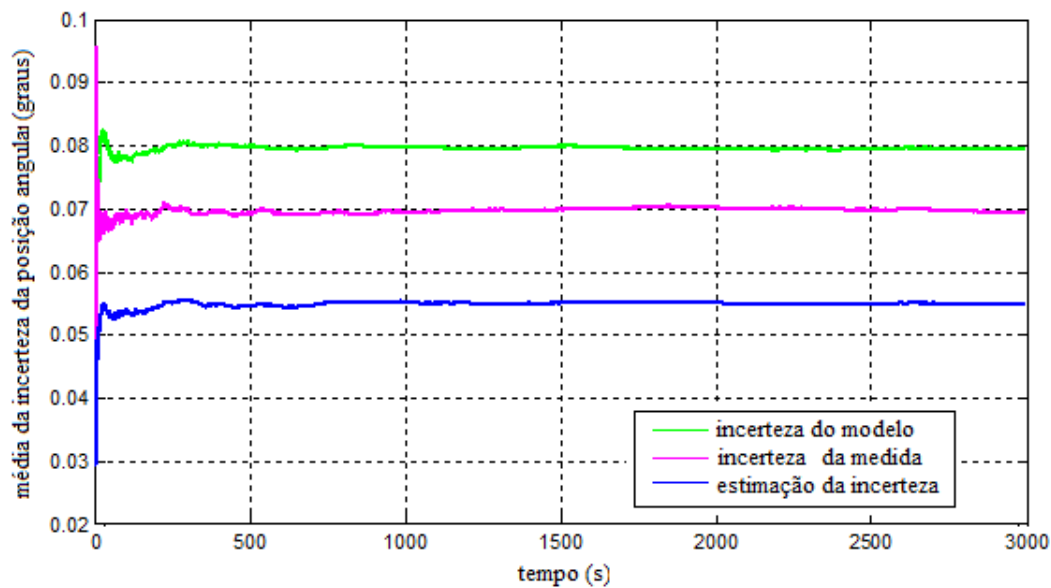


Figura 6.132 - Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 2 (caso 6a)

6.1.6.2 Falha no Atuador 2 - Subcaso B) Com chaveamento para atuador redundante no instante da falha

A configuração para a simulação desse caso é norteadas pelas seguintes informações:

- Tempo de simulação: 3000 s;
- Passo da simulação: 0,25s;
- Posição inicial: $\alpha_x = 0$; $\alpha_y = 0$; $\alpha_z = 0$;
- Posição de referência inicial: $\alpha_x = 5^\circ$; $\alpha_y = 5^\circ$; $\alpha_z = 5^\circ$;
- Posição de referência a partir do instante $t = 500$ s: $\alpha_x = 15^\circ$; $\alpha_y = 15^\circ$; $\alpha_z = 15^\circ$;
- Falha no eixo de rolamento (ausência permanente de sinal) inserida no instante $t = 1000$ s no atuador 2.

As figuras 6.133 e 6.134 mostram os gráficos dos modos de operação dos atuadores e dos sensores. O comportamento se assemelha com o do caso anterior.



Figura 6.133 - Modos de operação dos atuadores (caso 6b)

Dos gráficos dispostos nas figuras 6.133 e 6.134 constata-se que o atuador 6 e o sensor 2 são os dispositivos que mais ficam em operação.



Figura 6.134 - Modos de operação dos sensores (caso 6b)

As figuras 6.135, 6.136 e 6.137 ilustram nos gráficos os valores de referência e atual para o rolamento, arfagem e guinada.

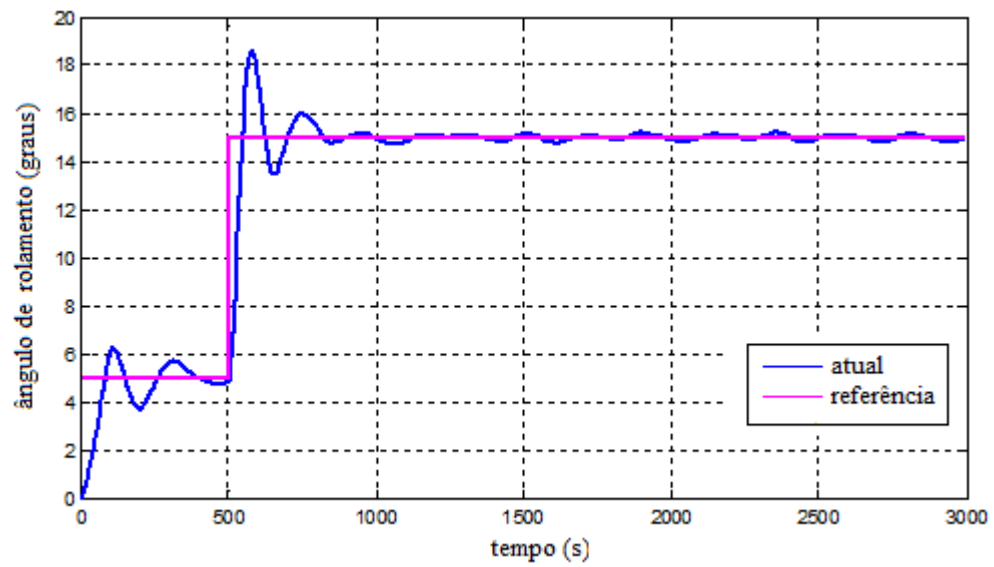


Figura 6.135 - Ângulo de rolamento, referência e atual (caso 6b)

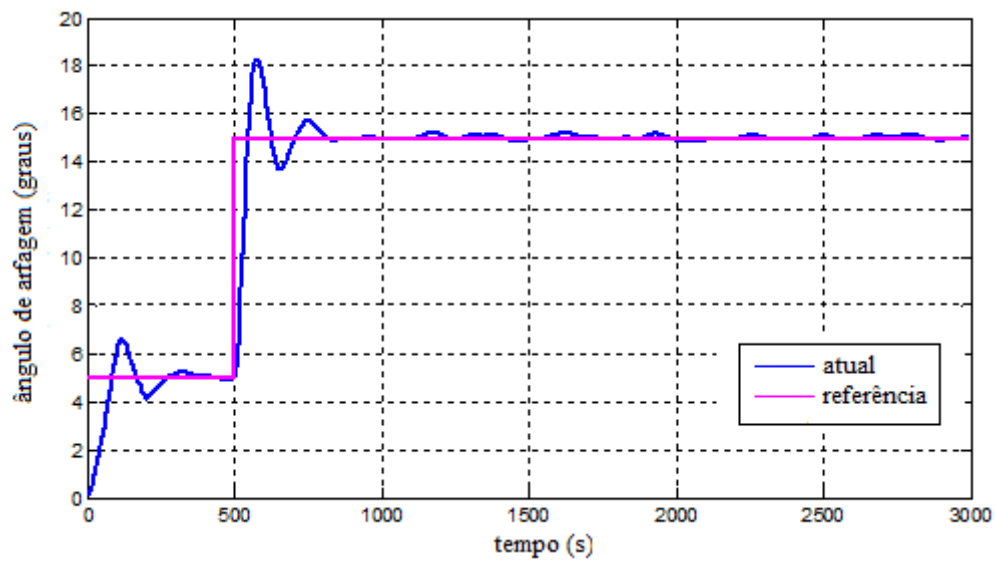


Figura 6.136 - Ângulo de arfagem, referência e atual (caso 6b)

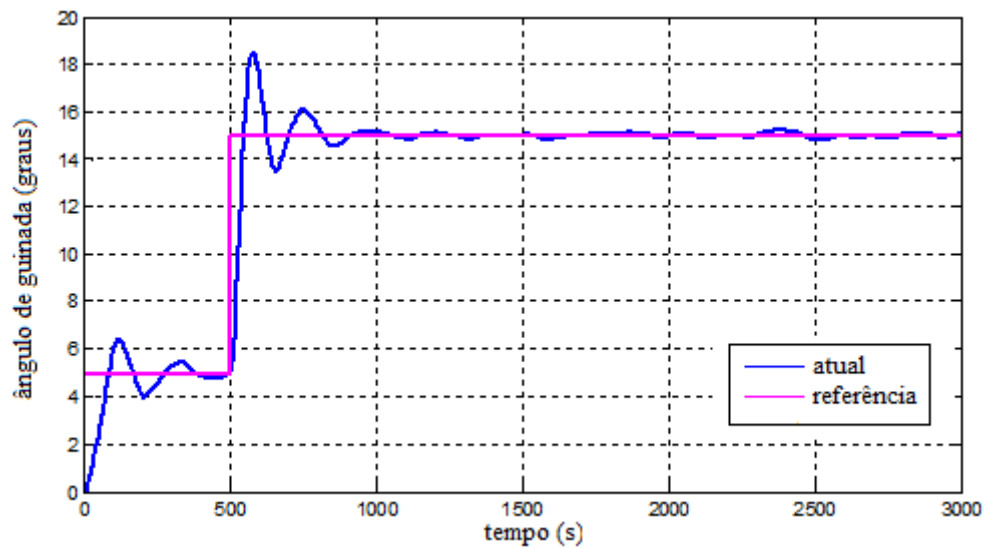


Figura 6.137- Ângulo de guinada, referência e atual (caso 6b)

Os gráficos do ângulo do rolamento com os valores medidos e valores filtrados estão dispostos nas figuras 6.138, 6.138, 6.139, 6.140 e 6.141.

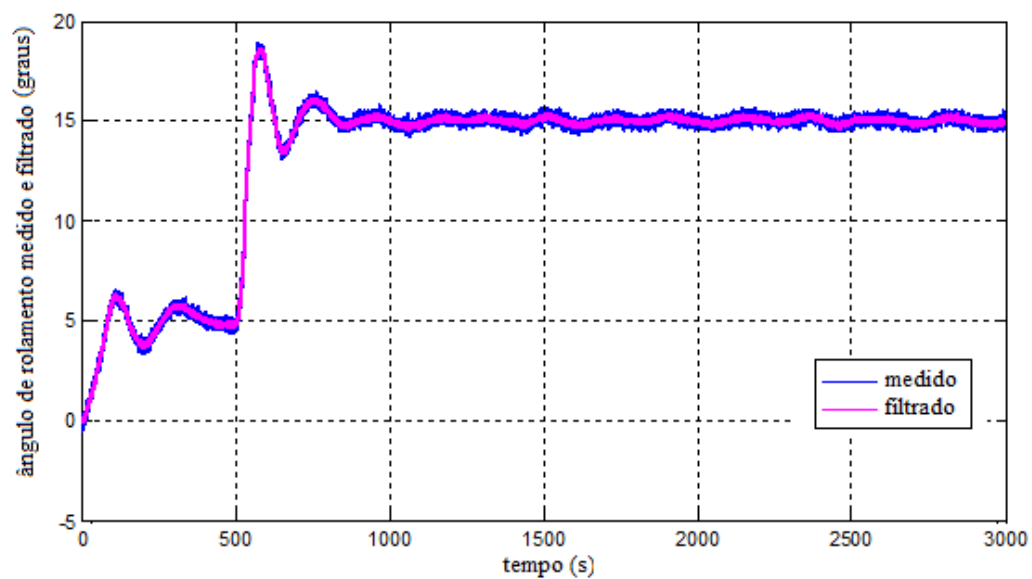


Figura 6.138- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de rolamento (caso 6b)

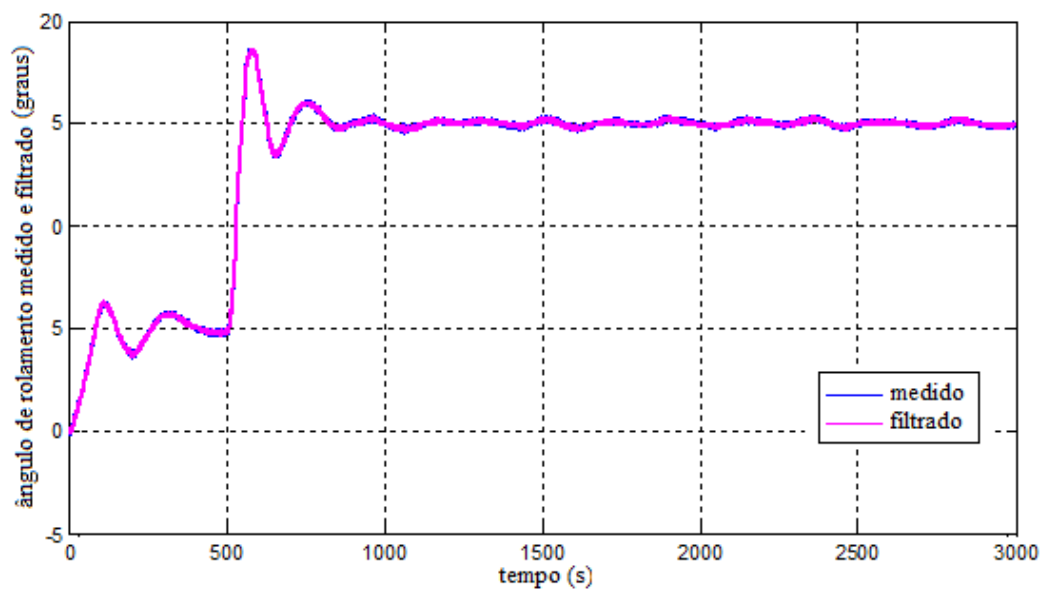


Figura 6.139- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de rolamento (caso 6b)

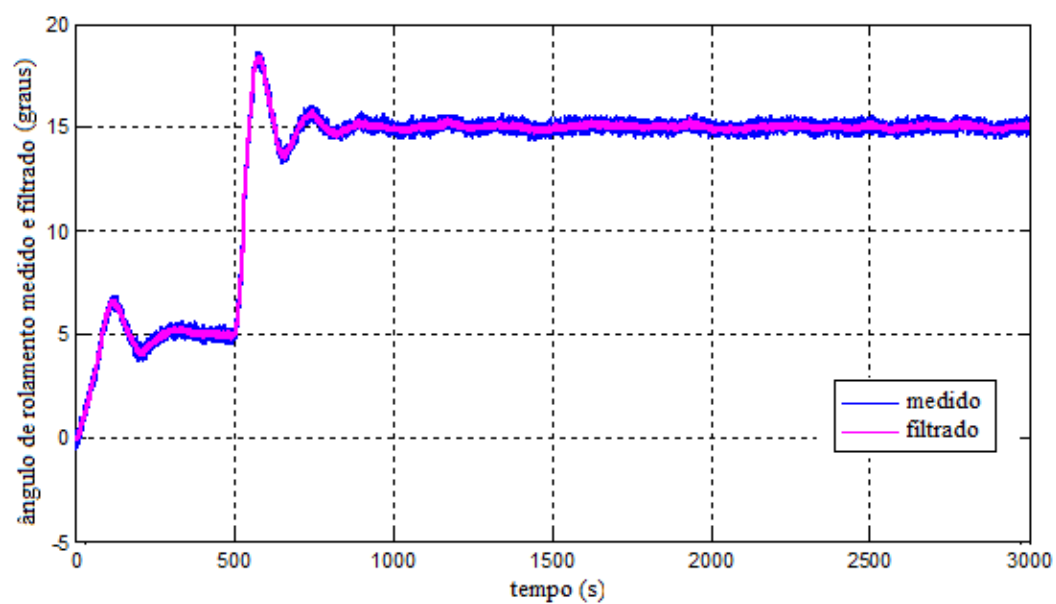


Figura 6.140- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de arfagem (caso 6b)

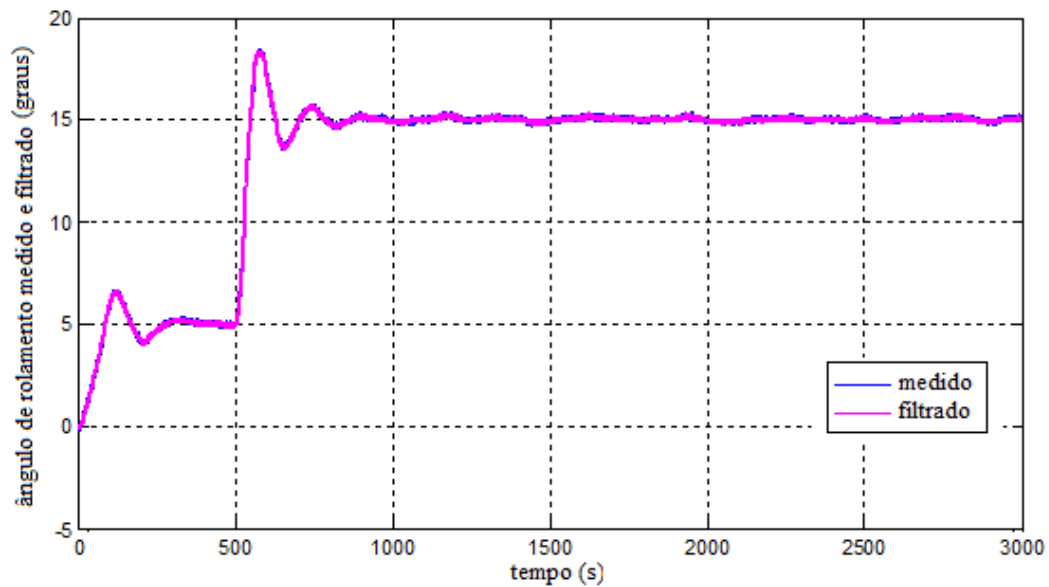


Figura 6.141- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de arfagem (caso 6b)

As informações dos valores medido e filtrado referente ao ângulo de guinada estão dispostas nos gráficos das figuras 6.142 e 6.143.

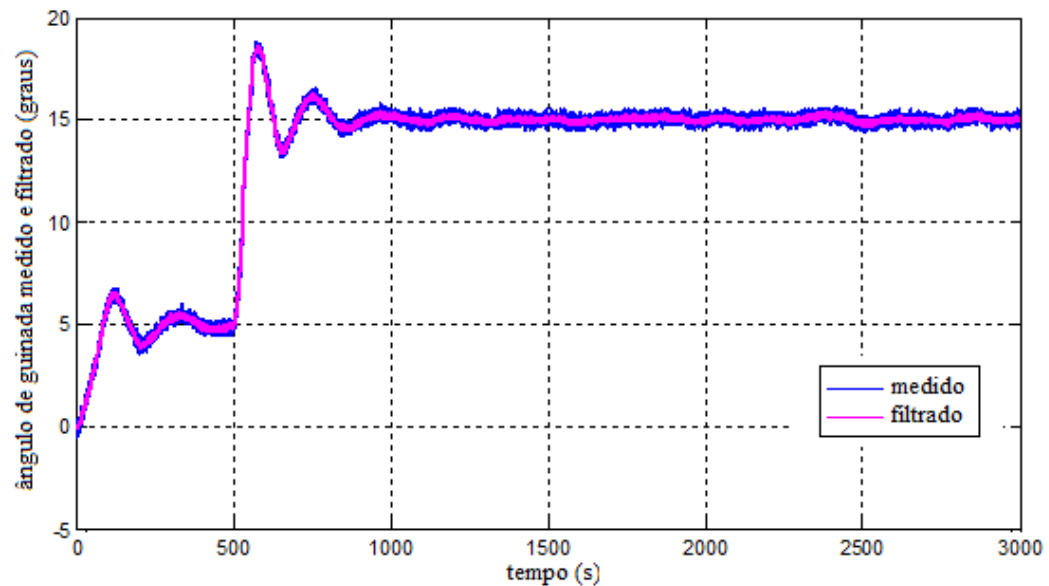


Figura 6.142- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de guinada (caso 6b)

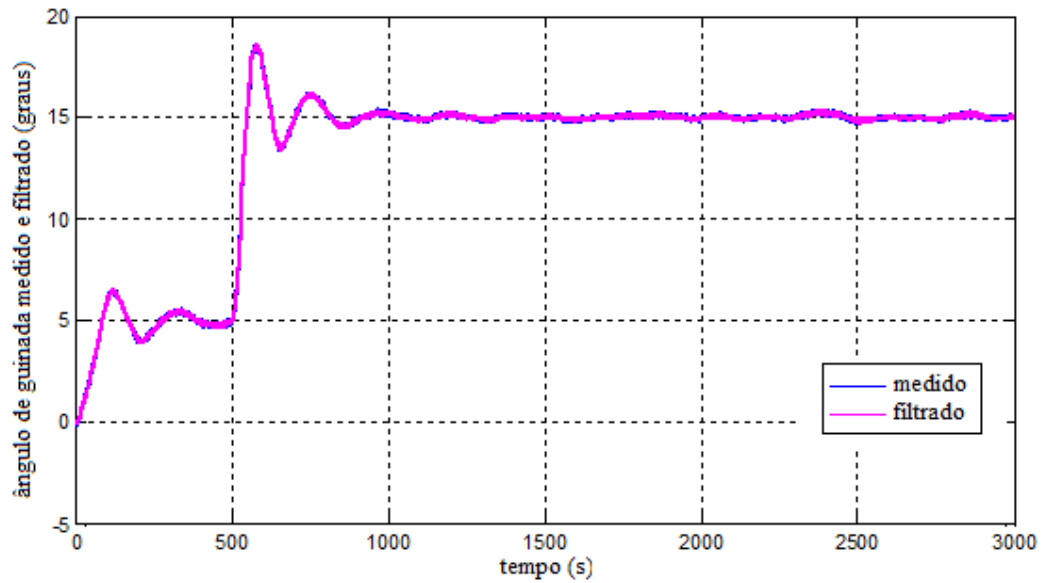


Figura 6.143- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de guinada (caso 6b)

As figuras 6.144 e 6.145 informam sobre a incerteza da posição angular para cada um dos sensores 1 e 2. O sensor 1 tem mostrado que a incerteza na medida é maior e que as incerteza do modelo e a estimação da incerteza apresentam valores próximos.

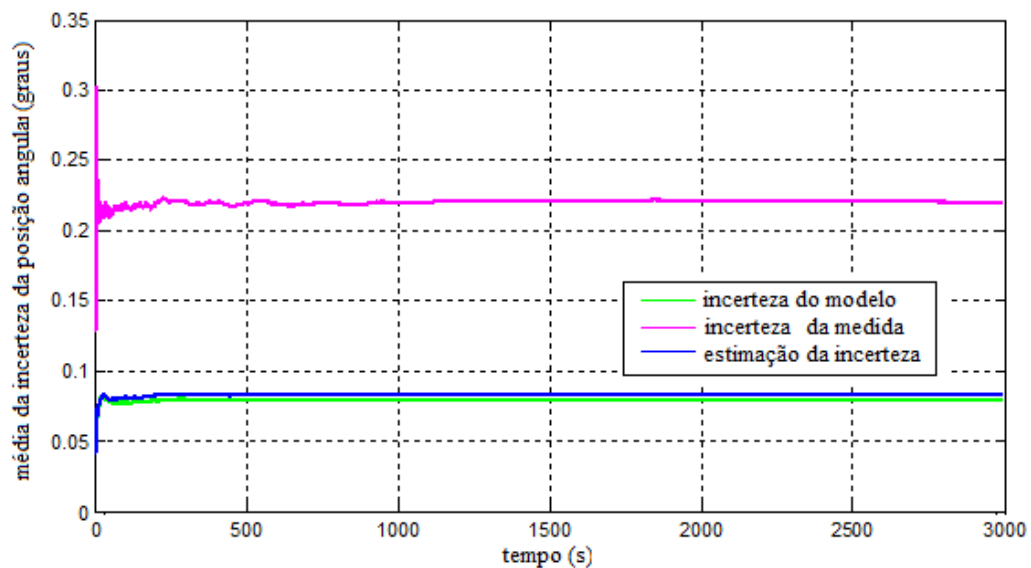


Figura 6.144- Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 1 (caso 6b)

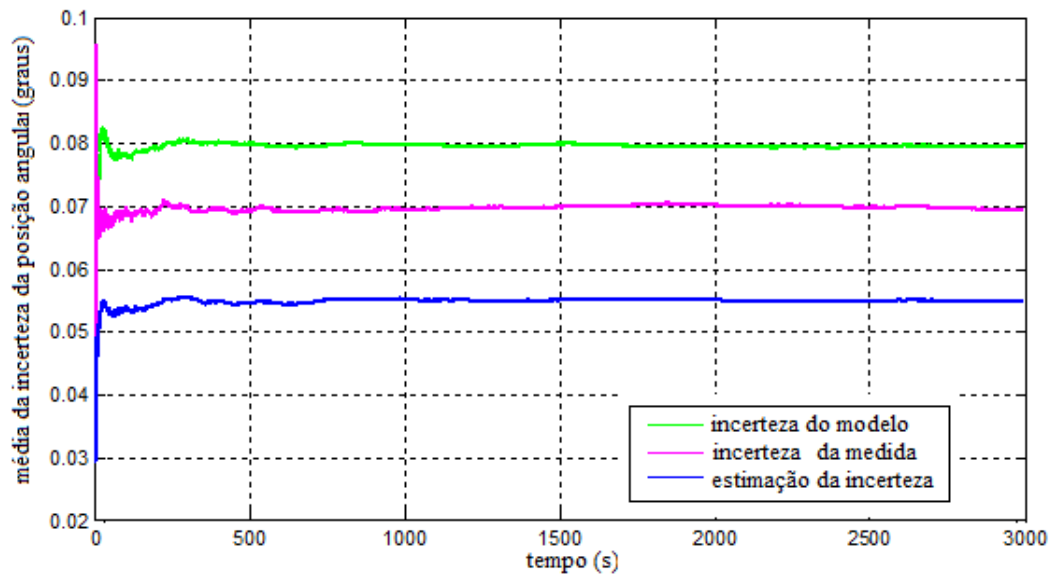


Figura 6.145- Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 2 (caso 6b)

6.1.7 Caso 7

E o caso 7 falha no atuador 1 (possivelmente propulsor). Caso "a": aplica-se a falha mas o redundante não atua. Caso "b" aplica-se a falha mas o atuador redundante substitui o atuador principal eliminando o efeito da falha.

6.1.7.1 Falha no atuador 1 Subcaso A) Sem chaveamento para atuador redundante no instante da falha, ou falha também no atuador redundante

A configuração para as simulações são as discriminadas a seguir:

- Tempo de simulação: 3000 s;
- Passo da simulação: 0,25s;
- Posição inicial: $\alpha_x = 0$; $\alpha_y = 0$; $\alpha_z = 0$;
- Posição de referência inicial: $\alpha_x = 5^\circ$; $\alpha_y = 5^\circ$; $\alpha_z = 5^\circ$;
- Posição de referência a partir do instante $t = 500$ s: $\alpha_x = 15^\circ$; $\alpha_y = 15^\circ$; $\alpha_z = 15^\circ$;

- Falha no eixo de rolamento (ausência permanente de sinal) inserida no instante $t = 1000$ s no atuador 1.

As figuras 6.146 e 6.147 mostram os gráficos dos modos de operação dos atuadores e dos sensores. Note-se que o atuador 6 e o sensor 2 são os dispositivos que ficam operando por maior período de tempo.

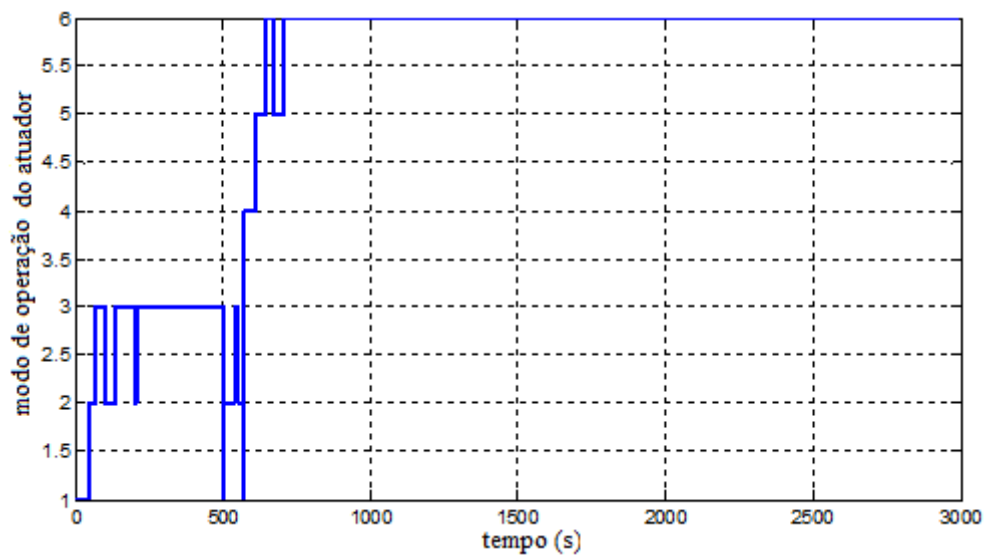


Figura 6.146- Modos de operação dos atuadores (caso 7a)

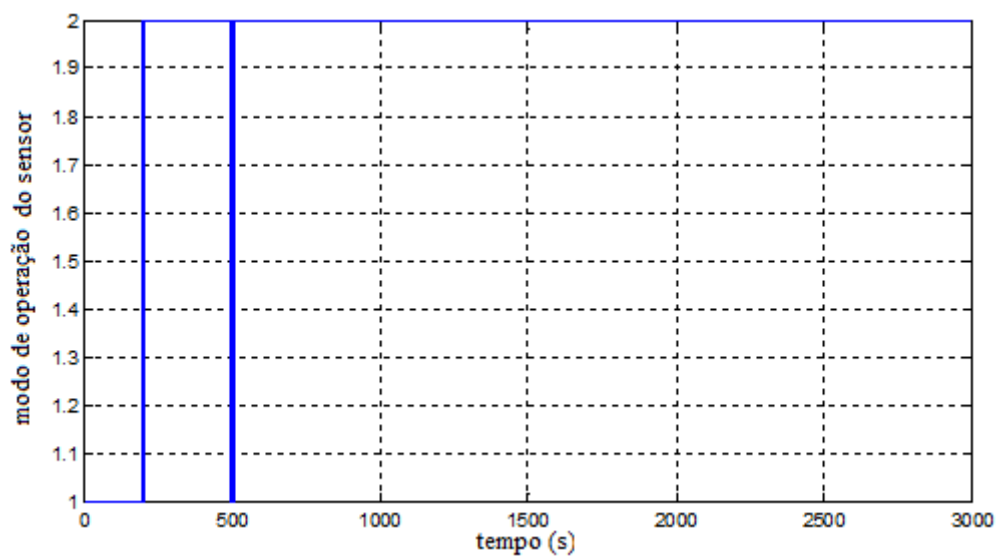


Figura 6.147- Modos de operação dos sensores (caso 7a)

As figuras 6.148, 6.149 e 6.150 ilustram nos gráficos os valores de referência e atual para o rolamento, arfagem e guinada. Para o ângulo de rolamento observa-se um sobressinal que assume uma magnitude de 30% do valor de referência. Para os ângulos de arfagem e guinada também são observados sobressinais.

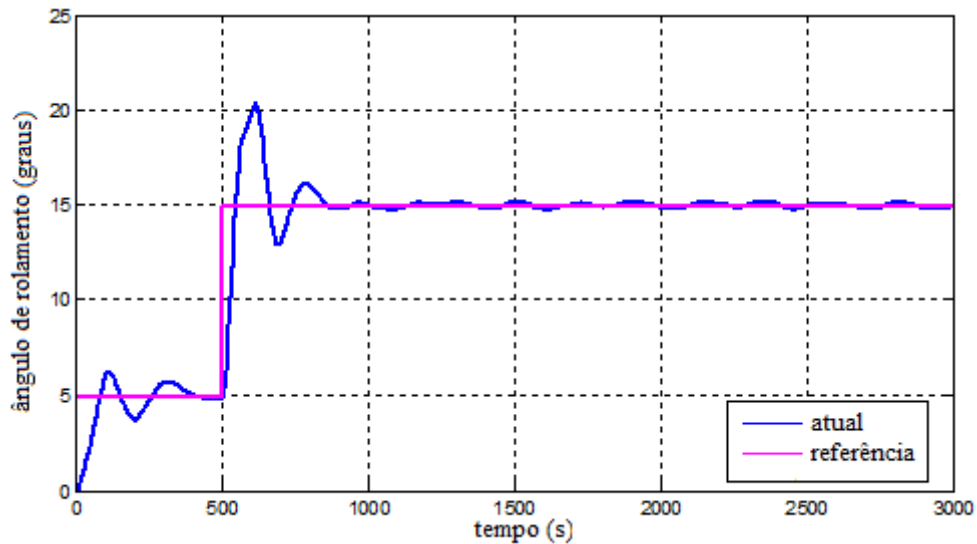


Figura 6.148- Ângulo de rolamento, referência e atual (caso 7a)

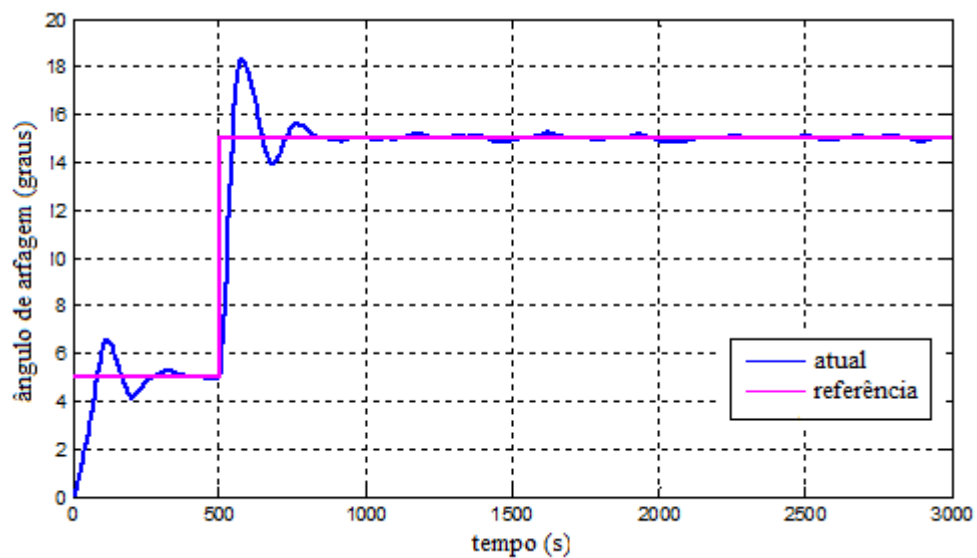


Figura 6.149- Ângulo de arfagem, referência e atual (caso 7a)

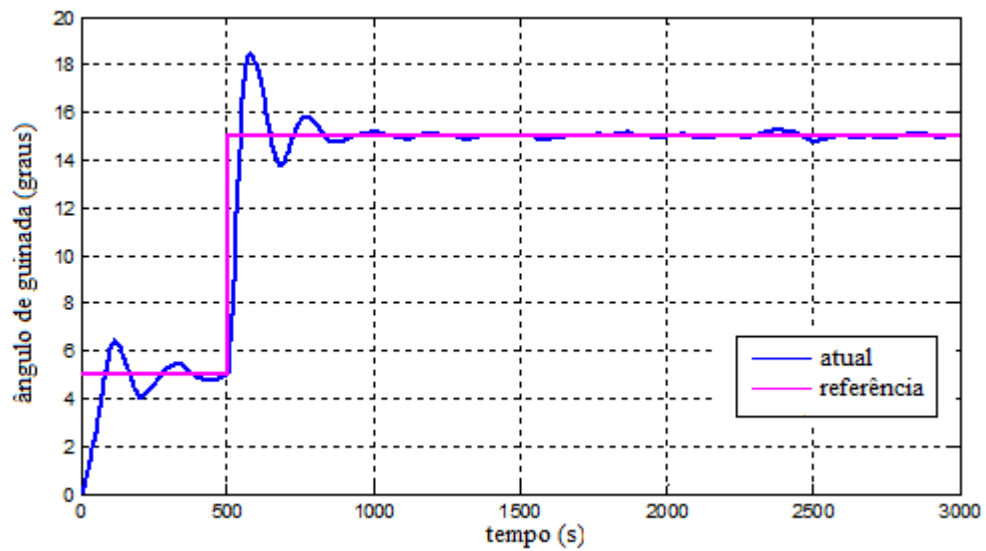


Figura 6.150- Ângulo de guinada, referência e atual (caso 7a)

Os gráficos do ângulo do rolamento com os valores medidos e valores filtrados estão dispostos nas figuras 6.151, 6.152, 6.153 e 6.154.

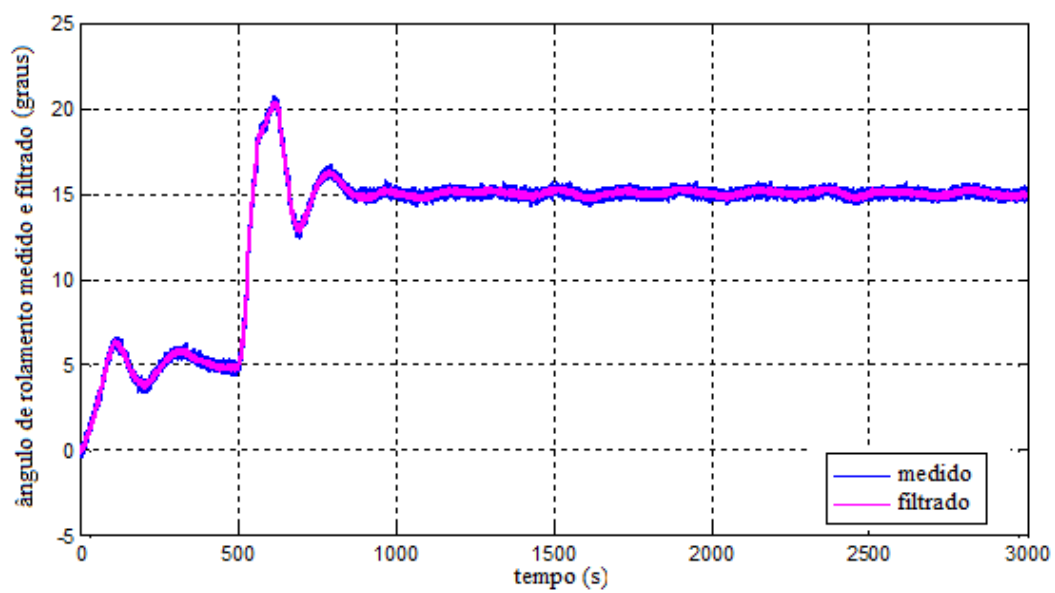


Figura 6.151- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de rolamento (caso 7a)

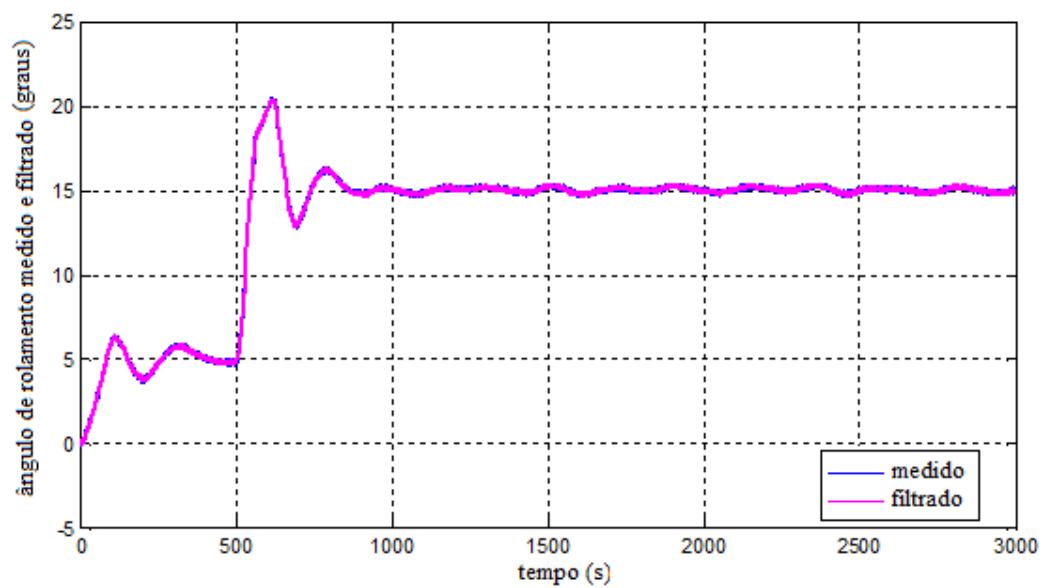


Figura 6.152- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de rolamento (caso 7a)

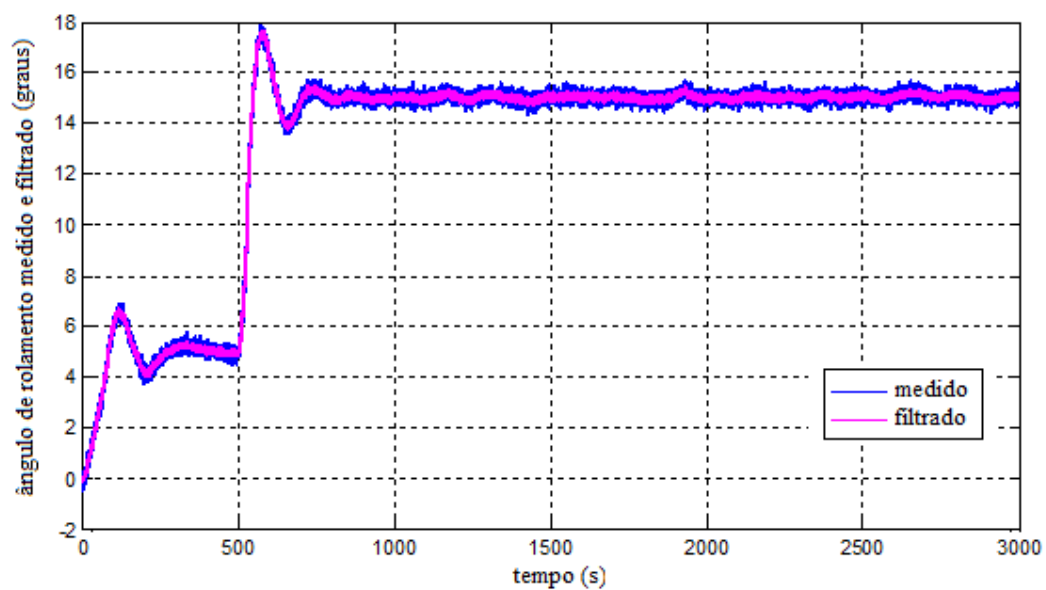


Figura 6.153- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de arfagem (caso 6a)

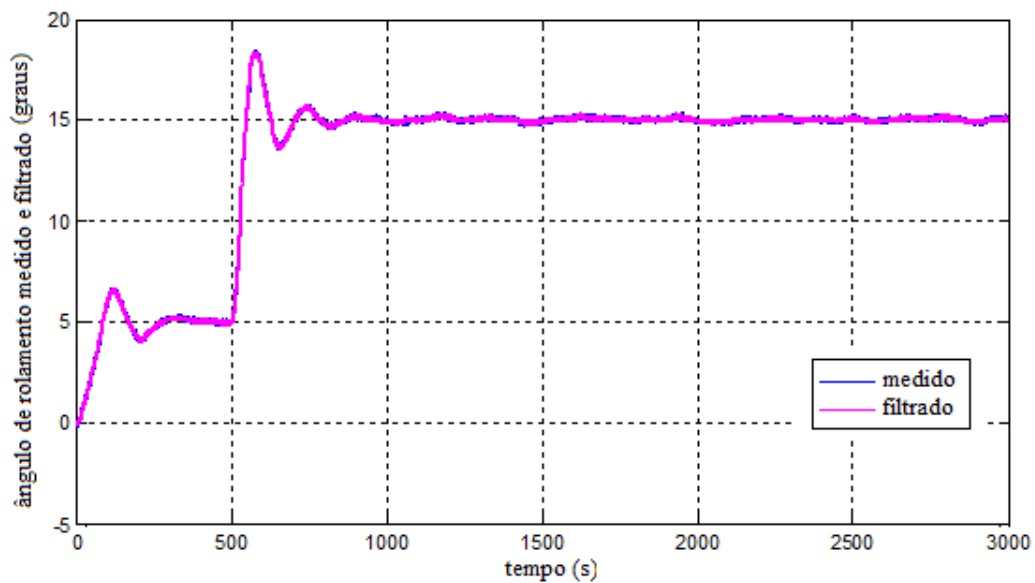


Figura 6.154- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de arfagem (caso 6a)

Os valores medido e filtrado referente ao ângulo de guinada estão dispostos nos gráficos das figuras 6.155 e 6.156.

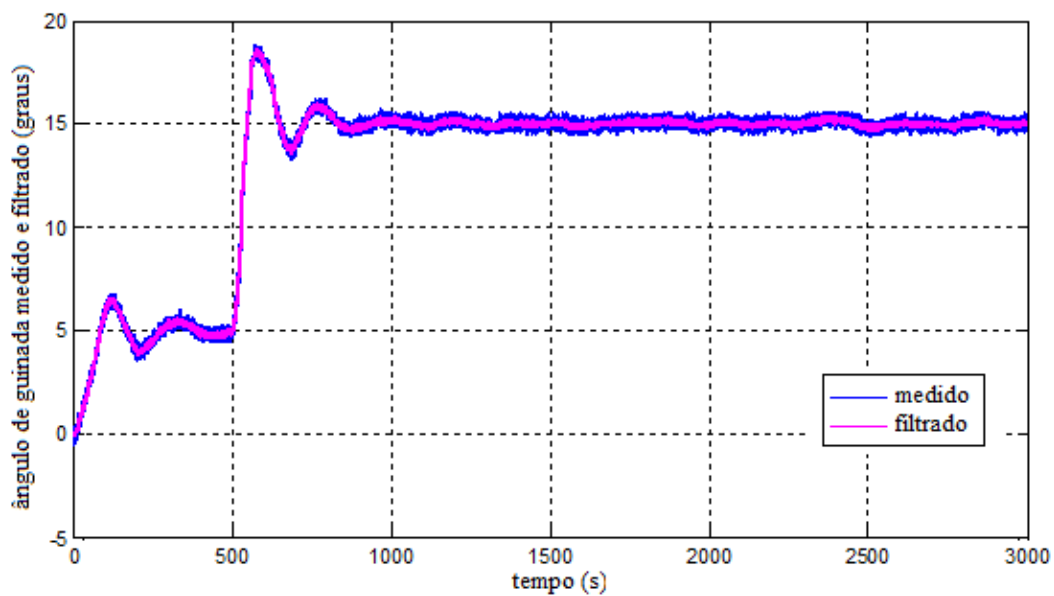


Figura 6.155- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de guinada (caso 7a)

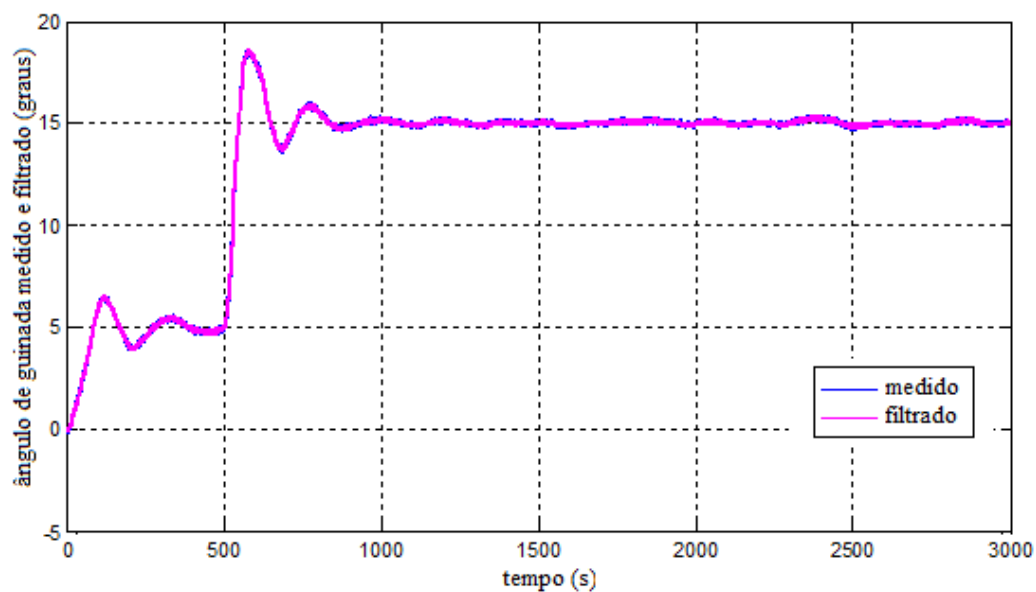


Figura 6.156- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de guinada (caso 7a)

As figuras 6.157 e 6.158 informam sobre a incerteza da posição angular para cada um dos sensores 1 e 2.

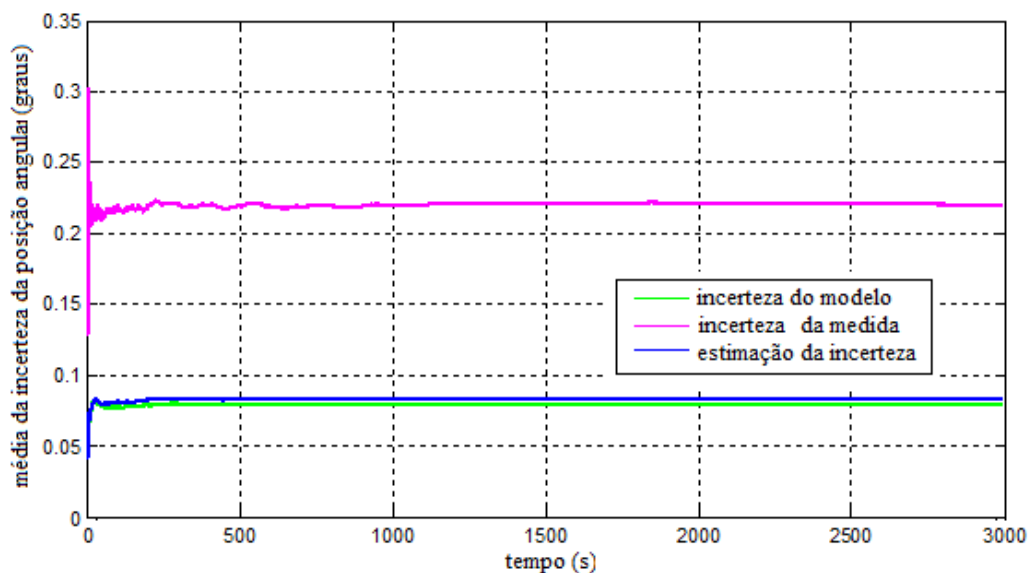


Figura 6.157- Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 1 (caso 7a)

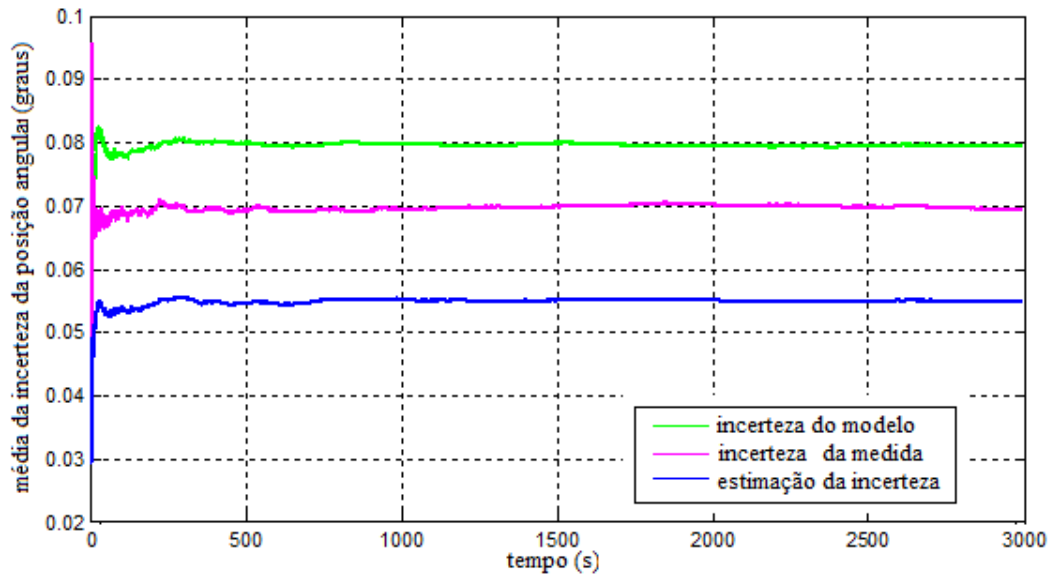


Figura 6.158- Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 2 (caso 7a)

6.1.7.2 Falha no atuador 1 Subcaso B) Com chaveamento para atuador redundante no instante da falha no atuador 1

A configuração dos parâmetros para a simulação desse caso 6.1.7.2 é descrita a seguir:

- Tempo de simulação: 3000 s;
- Passo da simulação: 0,25s;
- Posição inicial: $\alpha_x = 0$; $\alpha_y = 0$; $\alpha_z = 0$;
- Posição de referência inicial: $\alpha_x = 5^\circ$; $\alpha_y = 5^\circ$; $\alpha_z = 5^\circ$;
- Posição de referência a partir do instante $t = 500$ s: $\alpha_x = 15^\circ$; $\alpha_y = 15^\circ$; $\alpha_z = 15^\circ$;
- Falha no eixo de rolamento (ausência permanente de sinal) inserida no instante $t = 1000$ s no atuador 1.

As figuras 6.159 e 6.160 mostram os gráficos dos modos de operação dos atuadores e dos sensores. Note-se que o atuador 6 e o sensor 2 são os dispositivos que ficam operando por maior período de tempo.

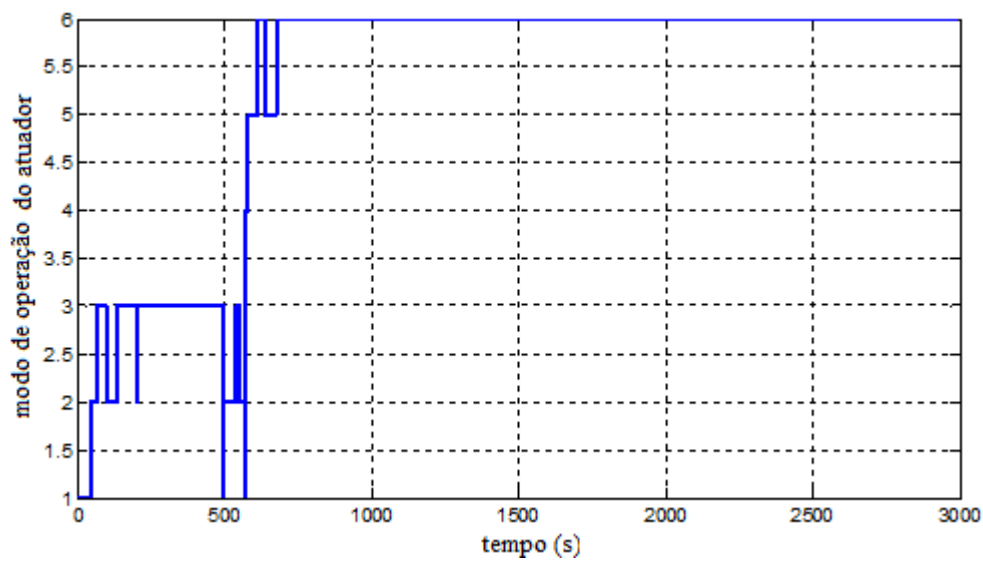


Figura 6.159- Modos de operação dos atuadores (caso 7b)

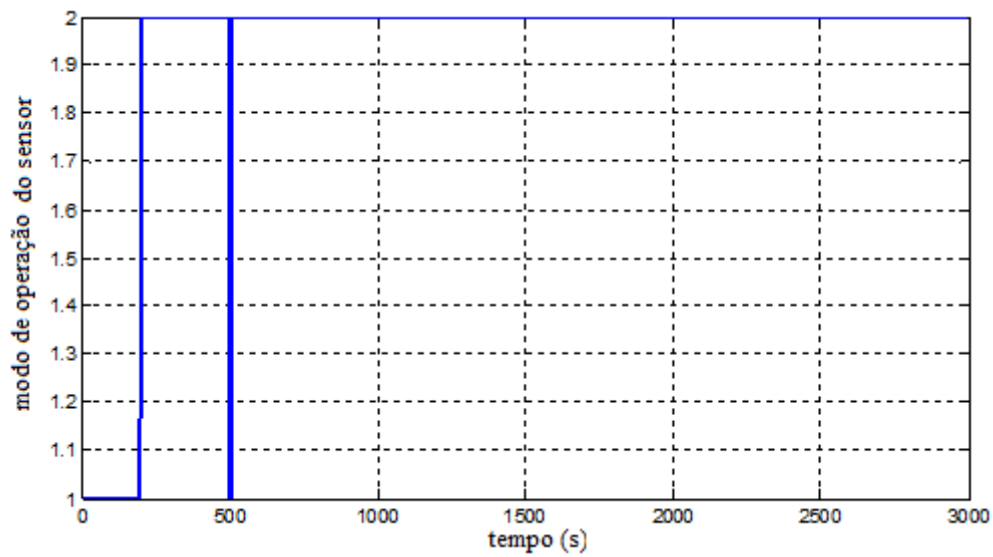


Figura 6.160- Modos de operação dos sensores (caso 7b)

As figuras 6.161, 6.162 e 6.163 ilustram nos gráficos os valores de referência e atual para o rolamento, arfagem e guinada. Os valores dos sobressinais são de magnitude não desprezível, todavia, ainda assim o sinal consegue acompanhar a referência.

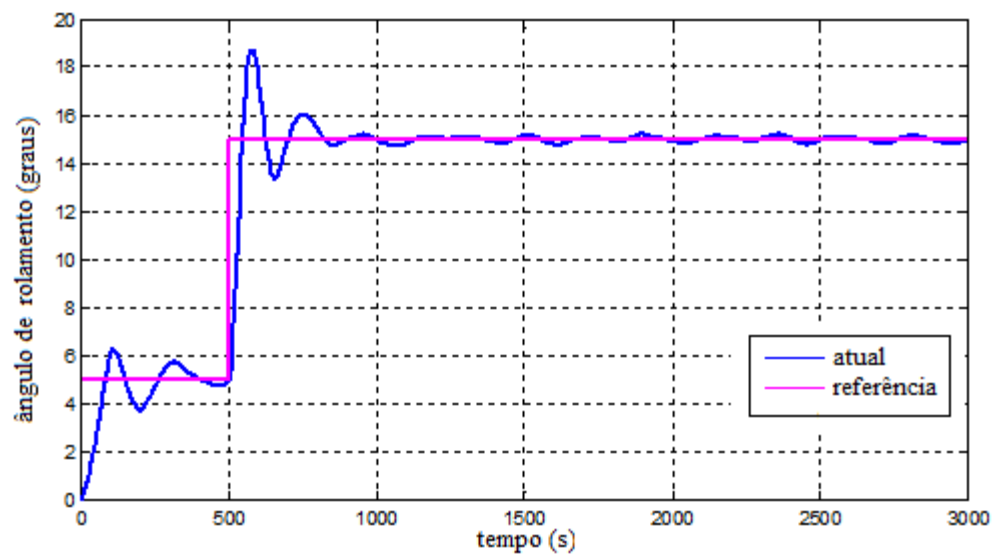


Figura 6.161- Ângulo de rolamento, referência e atual (caso 7b)

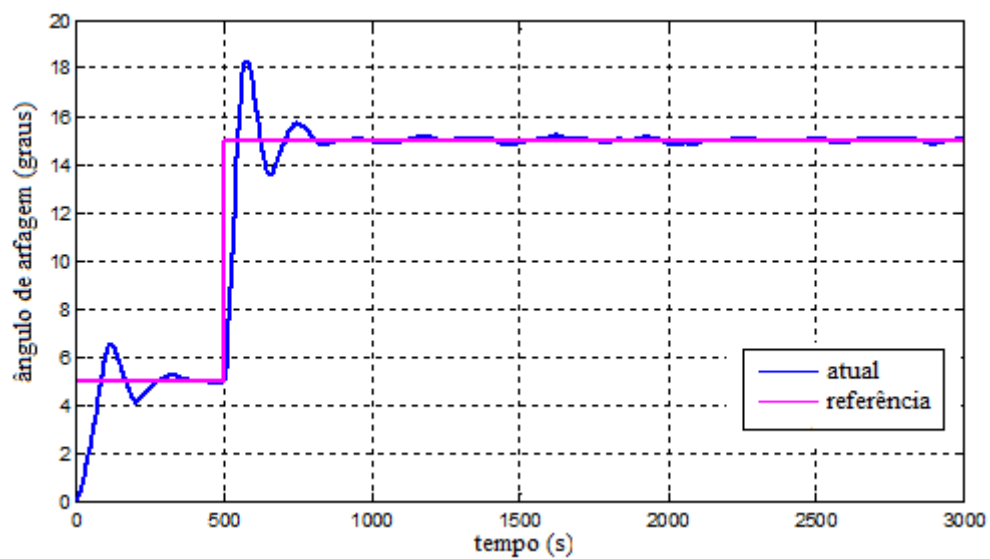


Figura 6.162- Ângulo de arfagem, referência e atual (caso 7b)

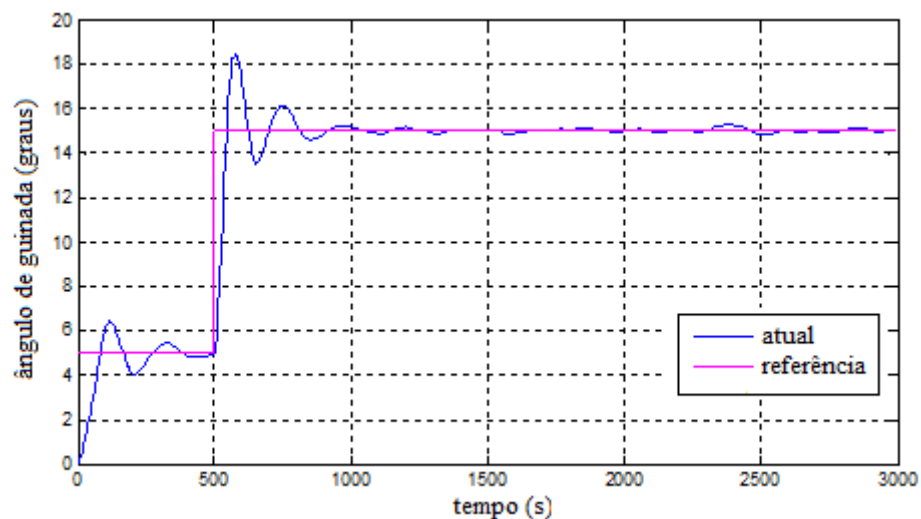


Figura 6.163- Ângulo de guinada, referência e atual (caso 7b)

Os gráficos do ângulo do rolamento com os valores medidos e valores filtrados estão dispostos nas figuras 6.164, 6.165, 6.166 e 6.167.

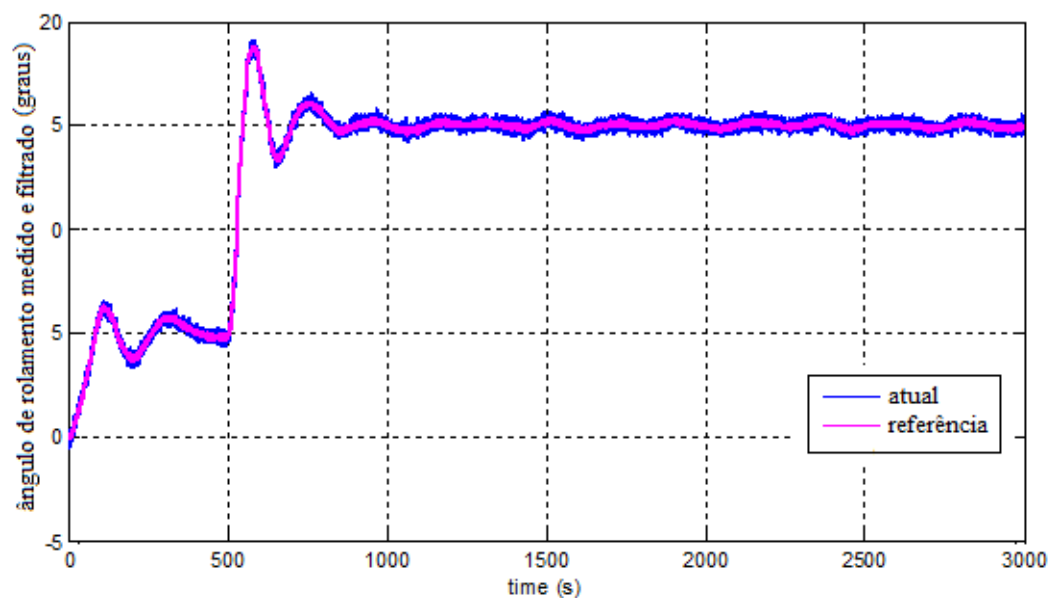


Figura 6.164- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de rolamento (caso 7b)

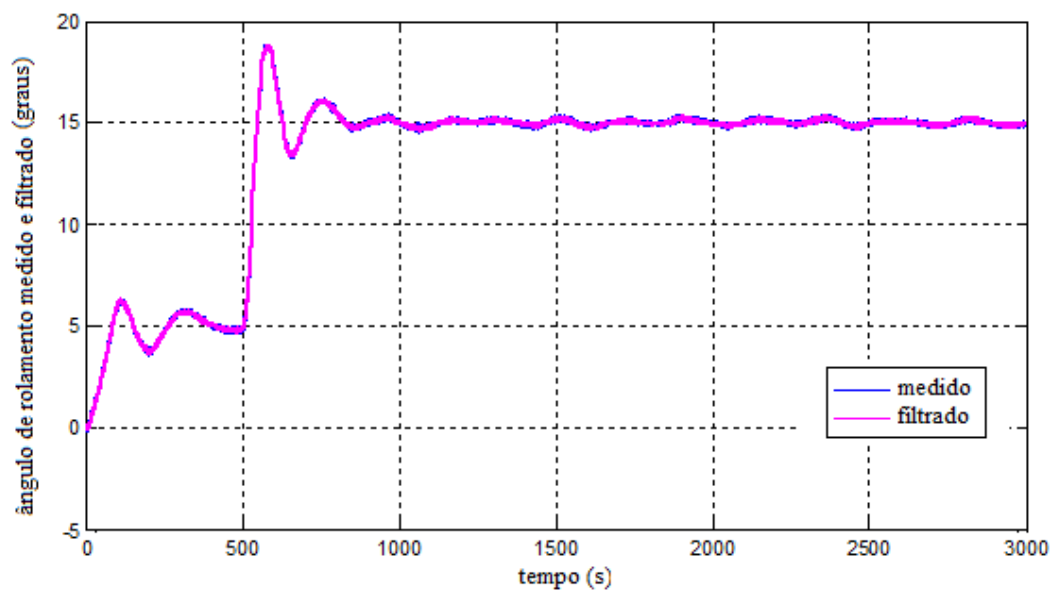


Figura 6.165- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de rolamento (caso 7b)

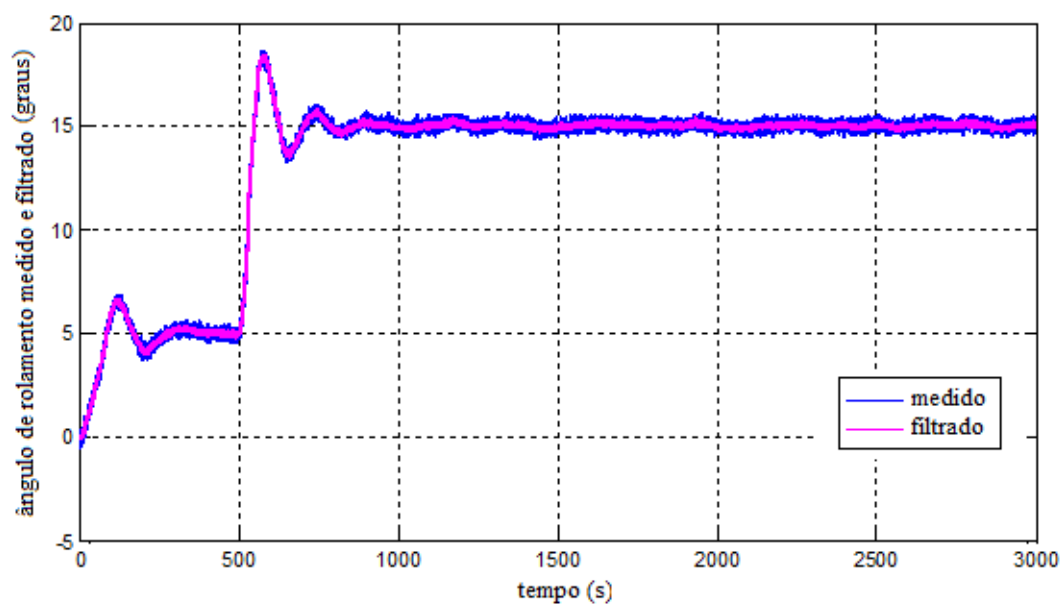


Figura 6.166- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de arfagem (caso 6b)

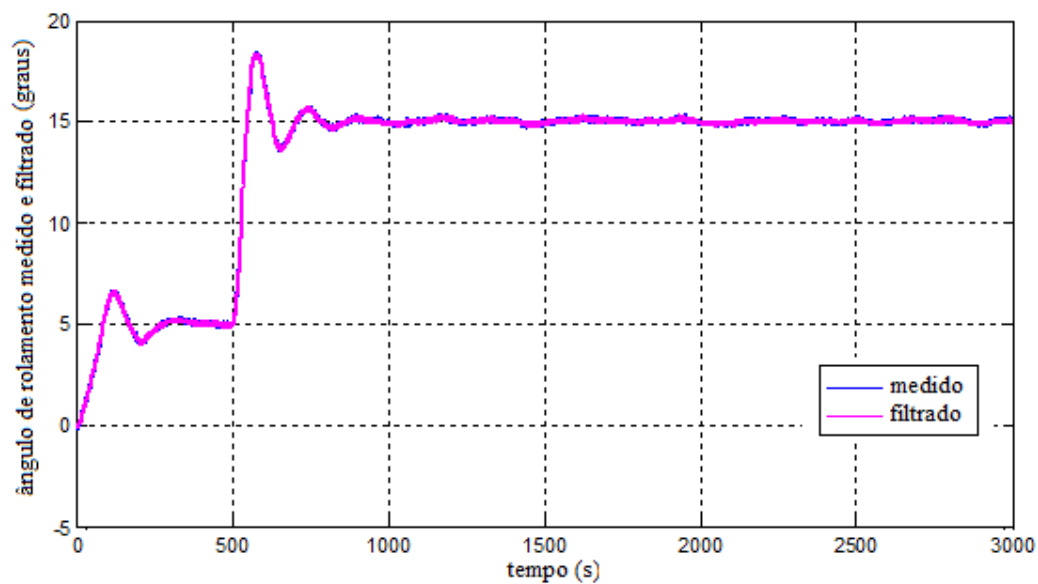


Figura 6.167- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de arfagem (caso 6b)

Os valores medido e filtrado referente ao ângulo de guinada estão dispostos nos gráficos das figuras 6.168 e 6.169.

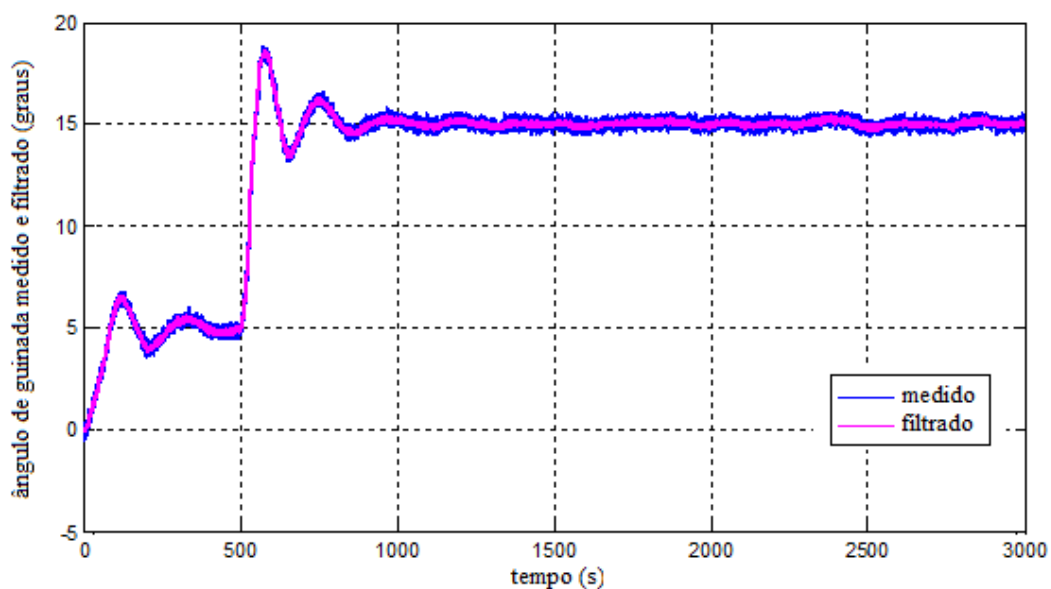


Figura 6.168- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 1 no eixo de guinada (caso 7b)

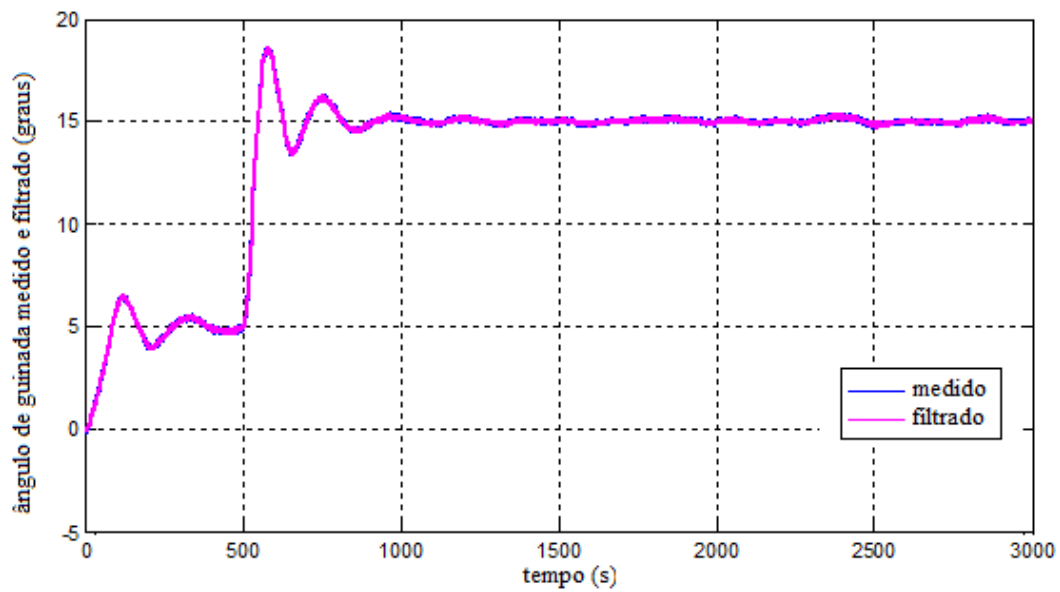


Figura 6.169- Medidas obtidas e filtradas para o modo dos sensores 2 no eixo de guinada (caso 7b)

As figuras 6.170 e 6.171 informam sobre a incerteza da posição angular para cada um dos sensores 1 e 2.

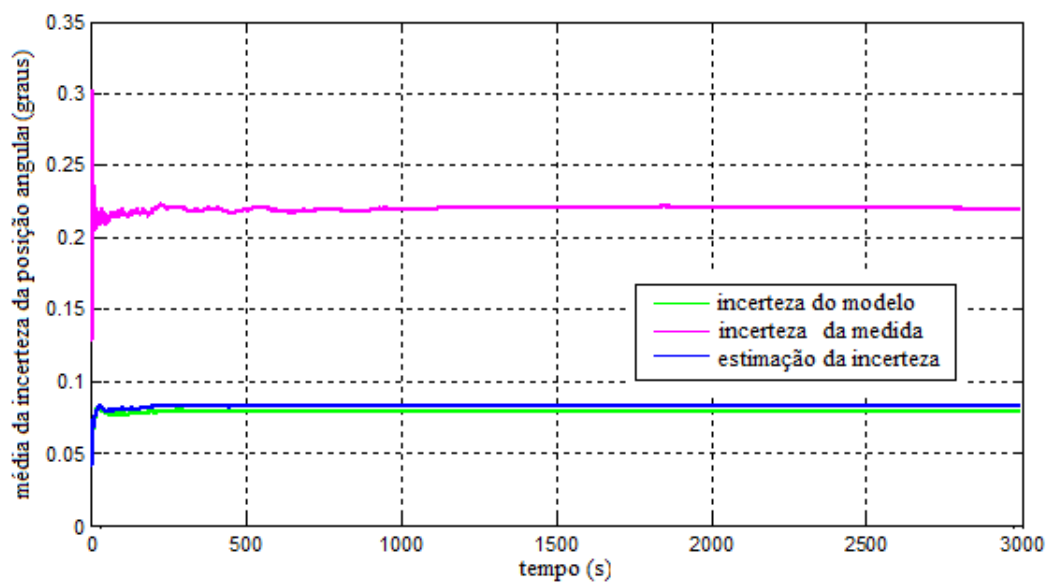


Figura 6.170- Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 1 (caso 7b)

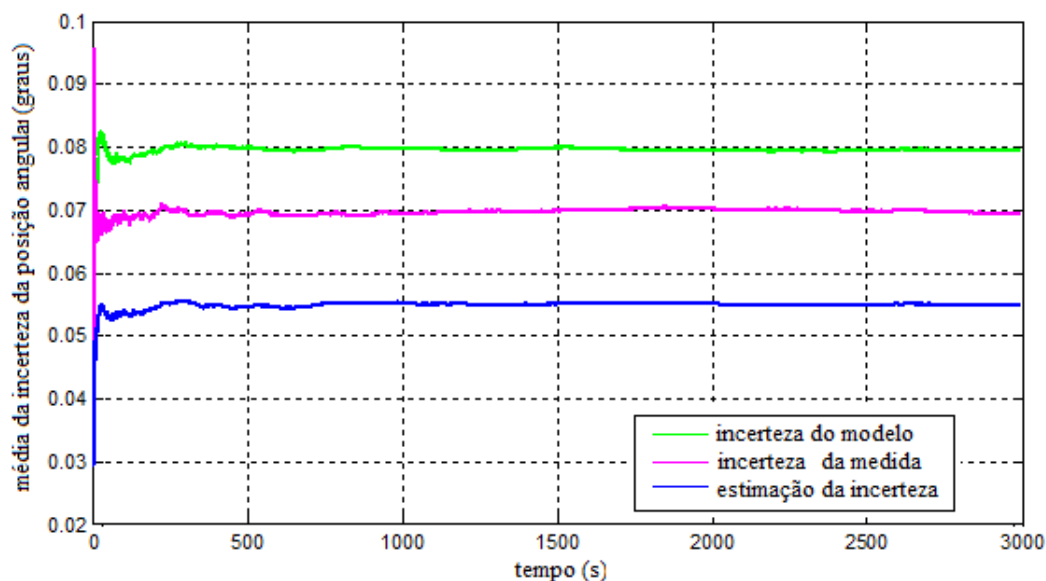


Figura 6.171- Média da incerteza no posicionamento angular modelado, medido e estimado para o modo de operação dos sensores 2 (caso 7b)

A partir dos gráficos analisados é possível observar o chaveamento para o atuador redundante.

Todos os três casos (5, 6 e 7) usam os mesmos parâmetros dos casos anteriores porém com tempo de simulação maior e posições inicial e de referência diferentes. Foi aplicada ainda uma manobra de atitude de 10 graus no instante 500s.

O caso 5 considera falha no atuador 3 (que poderia possivelmente ser uma bobina). O caso 6 falha no atuador 2 (possivelmente roda de reação). E o caso 7 falha no atuador 1 (possivelmente propulsor).

Esses três últimos casos 5, 6 e 7 foram subdivididos em sub-casos "a" e "b". Para o caso "a", aplica-se a falha mas o redundante não atua. Já para o caso "b" é aplicada uma falha mas o atuador redundante substitui o atuador principal eliminando o efeito da falha.

CONCLUSÃO

O trabalho propõe uma abordagem analítica para o estudo sobre os modos de operação de um satélite. O propósito do estudo é a análise da transição dos modos de operação do controle de atitude para um satélite artificial.

Para tanto, foi investigado os modos de operação dos sensores e atuadores, chaveamento de propulsores e a análise dos modos de transição. O estudo foi abordado sob o ponto de vista computacional e não se despertou interesse nas especificações técnicas dos sensores e atuadores.

O objetivo era executar a simulação de um sistema que se revelasse próximo a situações que eventualmente poderiam ocorrer. Observou-se com o estudo que a situação dos modos de operação foi abordado de tal modo que as falhas ou perturbações no sistema promoveram transições e, ainda assim o satélite conseguiu se manter operando de forma satisfatória.

Foram contornados com sucesso situações com variação do sinal de erro proveniente do apontamento bem como pelos ensaios de falhas nos atuadores.

Com o resultado do trabalho constata-se que é possível estudar, além da modelagem, vários cenários de operação e que, conseqüentemente, possibilita diagnósticos de situações até então não estudadas. Um dos benefícios proveniente do resultado das simulações deste trabalho pode ser considerado para subsidiar de informações novos projetos de satélites.

Como sugestão para dar continuidade, o problema pode passar a ter uma abordagem mais criteriosa, vislumbrando a determinação da tomada de decisão para a obtenção de uma estratégia que busque melhorar algum índice de *performance* como por exemplo redução de tempo da manobra ou redução do consumo associado a manobra, ou até mesmo a procura de uma solução de compromisso. Pode-se aplicar a análise multiobjetivo para se decidir qual é a melhor estratégia de chaveamento quando ocorre uma falha.

Um outro ponto que pode ser levado em consideração é inserir a análise de falhas, procurando identificar se o que ocorreu de fato foi uma falha no atuador ou no sensor, visto que uma falha no sensor pode mascarar uma falha num atuador. O simulador utilizado permite várias abordagens que não foram discutidas nesse trabalho.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALFRIEND, T. K. Magnetic attitude control system for dual-spin satellite. **AIAA. Journal**, v. 13, n. 6, p. 817–822, 1977.

AUER, W. A. A double gimballed momentum wheel for precision three-axis attitude control. In: AGARD Symposium Guidance and Control Panel, 37, 1983. Florence, Italy. **Proceedings...** Florence, Italy: AGARD, 1983.

BANG, M. J. T. H.; CHOI, H. D. **Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation**. Control engineering practice, n. 11, p. 989–997, 2003.

BEICHMAN, C.; NEUGEBAUER, G.; CHESTER, T. **IRAS explanatory supplement**. 2004. Disponível em:
<<http://irsa.ipac.caltech.edu/IRASdocs/iras.html>>. Acesso em: 10 Aug 2004.

BHAT, S. P.; DHAM, A. S. **Controlability of spacecraft attitude under magnetic actuation**. In: Conference on Decision and Control IEEE, 42, 2003. Maui, Hawaii, USA. **Proceedings...** Maui, Hawaii, USA: IEEE, 2003.

BUCKINGHAM, O. V. A.; SMIRNOV, G. V. Magnetic torques for momentum desaturation of space station control moment gyros. **Journal Spacecraft**, v. 9, n. 6, p. 324–330, 1972.

BUSHENKOV, M. Y. O. A. V.; SMIRNOV, V. G. Attitude stabilization of a satellite by magnetic coils. **Acta Astronautica**, v. 50, p. 721–728, 2002.

CARRARA, V. **Modelagem das forças e torques atuantes em satélites**. 1982. 153 p. (INPE–2454–TDL/094). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial), INPE, São José dos Campos. 1982. Disponível em:
<<http://urlib.net/6qtX3pFwXQZ3r59YCT/GTrCH>>. Acesso em: 27 out. 2015.

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

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

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

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

- GRASSI, S. V. M.; MOCCIA, A. **Preliminary design of the attitude control system of a microsatellite for earth observation**. Space Technological, Biarritz, France, v. 15, p. 223–230, 1995.
- GURMAN, J. B. **The SOHO solar cycle mission. 2004**. Disponível em: <<http://sohowww.nascom.nasa.gov/publications>>. Acesso em: set. 2004.
- HUGHES, P. C. **Spacecraft attitude dynamics**. New York: John Wiley & Sons, 1986. 564 p.
- KAPLAN, M. H. **Modern spacecraft dynamic & control**. New York: John Wiley & Sons, 1976. 415 p.
- KIM, H. L. B. J.; CHOI, S. D. **Three axis reaction wheel attitude control system for KITSAT-3 microsatellite**. Taejon, Korea: Satellite Technology Reserch Center, KAIST, 1999.
- KUGA L. D., F. H. K.; GUEDES, U. T. V. **Simulação de atitude de manobras para o satélite brasileiro estabilizado por rotação**. São José dos Campos, SP, 1987. (INPE-4271-PRE/1143).
- KUGA, H. K.; GUEDES, U. T. V. **Dinâmica de atitude para satélites estabilizados por rotação**. São José dos Campos, SP, 1987. (INPE-4403-TVTE/275).
- KUGA, H. K.; KONDAPALLI, R. R. **Introdução à mecânica orbital**. São José dos Campos, 1995. 73 p. (INPE-5615-PUD/064).
- KWAKERNAAK, H.; SIVAN, R. **Linear optimal control system**. New York: John Wiley & Sons, 1972. 564 p.
- LARSON, W. J.; WERTZ, J. R. **Space mission analysis and design**. Torance, California: Space Technology Series, 1992. 865 p.
- MACIEJOWSKI, J. M. **Multivariable feedback design**. New York: Addison Wesley Publishing, 1989.
- MAREC, J. P. **Optimal Space Trajectories**. New York, NY. Elsevier Scientific Publishing Company, 1979. 329 p.
- MARTEAU, P. P. F.; PSIAKI, M. Active magnetic control system for gravity gradient stabilized spacecraft. In: Annual AIAA/USU conference for small satellites, 2, 1988. Logan (Utah), USA. **Proceedings...** Logan (Utah), USA: AIAA, 1988.
- MARTEAU, S. B. G. F.; ROGERS, E. Attitude determination and control for small spacecraft. In: UKACC International Conference on Control, 13, 1996. U.K. **Proceedings...** U.K.: IEE, 1996.

MARTINS NETO, A. F. **Atitude e seu controle**. In: Kuga, A. F. B. de A. P. . H. K.(Ed.). Fundamentos de tecnologia espacial. São José dos Campos,: INPE, 2001. v. 1, p. 65–79.

MUSSER, L. K.; EBERT, L. W. Autonomous spacecraft attitude control using magnetic torquing only. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 12, 1989. NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt. **Proceedings...** NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt: NASA, 1989. p. 23–38.

OGATA, K. **Engenharia de controle moderno** 3. ed. Rio de Janeiro, RJ: LTC, 1998. 813 p. ISBN 85-216-1243-5

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

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

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

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

ROCCO, E. M. Perturbed orbital motion with a PID control system for the trajectory. In: COLÓQUIO BRASILEIRO DE DINÂMICA ORBITAL, 14., 2008, Águas de Lindóia. **Proceedings...** Guaratinguetá: UNESP, 2008.

ROMA, A. M. **Análise dinâmica e controle de um satélite artificial com painéis solares flexíveis**. 1991. 177 p. (INPE–5220–TDL/436). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial), São José dos Campos. 1991. Disponível em: <<http://urlib.net/6qtX3pFwXQZ3r59YCT/GUcrU>>. Acesso em: 28 out. 2015.

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

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

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

Campos. 1987. Disponível em:

<<http://urlib.net/6qtX3pFwXQZ3r59YCT/GTd5r>>. Acesso em: 28 out. 2015.

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

SOUZA, P. N. **Análise, projeto, construção e testes de um modelo de roda de reação para aplicações espaciais**. 1987. 185 p. (INPE–4358–TDL/299). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial), INPE, São José dos Campos. 1987. Disponível em: <<http://urlib.net/6qtX3pFwXQZ3r59YCT/GTcAV>>. Acesso em: 28 out. 2015.

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

TAMURA, T. **ASCA Measurements of the Gravitational Potential Profile in the Central Region of Galaxy Clusters**. Tese (Ph.D Thesis) — Graduate School of Science, University of Tokyo, Tokyo. 1998.

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

TSIOTRAS, P. New control laws for the attitude stabilization of rigid bodies. Pp. 316–321, IFAC SYMPOSIUM ON AUTOMATIC CONTROL IN AEROSPACE, 13., 1994, Palo Alto, CA. **Proceedings...** Sunnyvale, CA: Lockheed Missiles and Space Company, Inc., 1994.

WANG, P.; SHTESSEL, B. Y. B. Satellite attitude control using only magnetictorques. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 12, 1998. Boston. **Proceedings...** Boston: AIAA, 1998.

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

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

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

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

YAIRI, T. On-board reconfigurable attitude control system with optimization. In: International Symposium on Space Technology and Science, 19, 1994. Yokohama, Japan. **Proceedings...** Yokohama, Japan: ISTS, 1994.

ZANARDI, M. C.; ASSIS, S. C. DE; KUGA, H. K. Torque residual médio com modelo de quadripolo. In: Congresso Temático de Dinâmica, Controle e Aplicações, 3, 2004. Ilha Solteira - SP. **Anais...** Ilha Solteira - SP: Série Arquimedes, 2004.

ZANARDI, M. C.; QUIRELLI, I. M. P.; KUGA, H. K. Analytical attitude propagation of the spin stabilized earth artificial satellite. In: International Symposium of Space Flight Dynamics, 17, 2003. Moscou - Rússia. **Proceedings...** Moscou - Rússia: CD-ROM, 2003.

ZANARDI, M. C.; QUIRELLI, I. M. P.; KUGA, H. K. Torques magnéticos: Aplicações à satélites estabilizados por rotação. In: Congresso Temático de Dinâmica, Controle e Aplicações, 2, 2003. São José dos Campos - SP. **Anais...** São José dos Campos - SP: Série Arquimedes, 2003. p. 3167–3176.