

**UM SISTEMA DE DETERMINAÇÃO E CONTROLE
DE ATITUDE DE BAIXO CUSTO PARA
O PRIMEIRO NANOSSATÉLITE UCRANIANO, UYS-1.**

GABRIEL FIGUEIRÓ DE OLIVEIRA

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM ENGENHARIA ELÉTRICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA ELÉTRICA**

**FACULDADE DE TECNOLOGIA
UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA**

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA ELÉTRICA**

**UM SISTEMA DE DETERMINAÇÃO E CONTROLE
DE ATITUDE DE BAIXO CUSTO PARA
O PRIMEIRO NANOSSATÉLITE UCRANIANO, UYS-1.**

GABRIEL FIGUEIRÓ DE OLIVEIRA

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO ACADÊMICO SUBMETIDA AO DEPARTAMENTO
DE ENGENHARIA ELÉTRICA DA FACULDADE DE TECNOLOGIA DA UNIVERSI-
DADE DE BRASÍLIA COMO PARTE DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A
OBTENÇÃO DO GRAU DE MESTRE EM ENGENHARIA ELÉTRICA.**

APROVADA POR:

**João Yoshiyuki Ishihara, ENE/UnB
(Orientador)**

**Geovany Araújo Borges, ENE/UnB
Examinador Interno**

**Jackson Max Furtunato Maia, INPE/MCTI
Examinador Externo**

BRASÍLIA, 25 DE ABRIL DE 2013.

FICHA CATALOGRÁFICA

OLIVEIRA, GABRIEL FIGUEIRÓ

UM SISTEMA DE DETERMINAÇÃO E CONTROLE DE ATITUDE DE BAIXO CUSTO PARA O PRIMEIRO NANOSSATÉLITE UCRANIANO, UYS-1. [Distrito Federal] 2013.

xi, 73p., 210 x 297 mm (ENE/FT/UnB, Mestre, Engenharia Elétrica, 2013).

Dissertação de Mestrado – Universidade de Brasília, Faculdade de Tecnologia.

Departamento de Engenharia Elétrica

1. Nanossatélite

2. Atitude

3. Determinação e Controle

4. Atuação Magnética

I. ENE/FT/UnB

II. Título (série)

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

OLIVEIRA, G.F. (2013). UM SISTEMA DE DETERMINAÇÃO E CONTROLE DE ATITUDE DE BAIXO CUSTO PARA O PRIMEIRO NANOSSATÉLITE UCRANIANO, UYS-1., Dissertação de Mestrado em Engenharia Elétrica, Publicação PPGEA.DM-529/13, Departamento de Engenharia Elétrica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 73p.

CESSÃO DE DIREITOS

AUTOR: Gabriel Figueiró de Oliveira

TÍTULO: UM SISTEMA DE DETERMINAÇÃO E CONTROLE DE ATITUDE DE BAIXO CUSTO PARA O PRIMEIRO NANOSSATÉLITE UCRANIANO, UYS-1..

GRAU: Mestre

ANO: 2013

É concedida à Universidade de Brasília permissão para reproduzir cópias desta dissertação de mestrado e para emprestar ou vender tais cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte dessa dissertação de mestrado pode ser reproduzida sem autorização por escrito do autor.

Gabriel Figueiró de Oliveira

Departamento de Eng. Elétrica (ENE) - FT

Universidade de Brasília (UnB)

Campus Darcy Ribeiro

CEP 70919-970 - Brasília - DF - Brasil

Dedicado à minha família.

AGRADECIMENTOS

Agradeço inicialmente à UnB por ter proporcionado a oportunidade de participar deste programa de mestrado tão enriquecedor. Em especial, agradeço aos professores do LARA e aos professores Carlos Alberto Gurgel Veras, Manuel Barcelos e Paolo Gessini, pelo auxílio prestado no que diz respeito ao conhecimento e a tantos processos burocráticos e administrativos que fizeram parte deste programa de mestrado.

Na Ucrânia, agradeço aos profissionais da DNU pela recepção e suporte oferecido. Em especial agradeço aos professores Anatoliy Kulabukhov, Vladimir Larin e Vladimir Belikov. As empresas ucranianas Yuzhnoye SDO e Yuzhmash SDO foram responsáveis por grande parte da relevância de minha experiência enquanto estive na Ucrânia. Por isso, agradeço a todos os profissionais dessas empresas que estiveram envolvidos comigo, por todo o suporte e boa vontade apresentados. No Brasil, não posso deixar de ressaltar o apoio dado pela Agência Espacial Brasileira e pelo Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico, sem os quais, nada disso seria possível.

Deixo um agradecimento especial aos meus amigos na Ucrânia, com quem, apesar das dificuldades, vivi grandes momentos. Em especial agradeço aos meus companheiros de moradia mais próximos: André Gama, Fábio Ganância e Cris Vilanova, por toda a paciência, amizade, bom humor e, novamente, pela paciência. Nesse momento vale a pena lembrar do cozinheiro oficial da turma: Rodrigo Camargo Gomes, que na época das “vacas magras” fez questão de convidar os amigos para um almoço especial. Será sempre lembrado com muito gosto.

Pelo auxílio material oferecido durante o período em que estive no exterior, agradeço aos meus pais Paulo e Lúcia, minha madrinha Betânia, meus tios Alexandre, Cláudia e Ruth, e a meus avós. Não menos importante, agradeço pelo apoio e incentivo de toda a minha família, sem os quais, não seria possível terminar esse mestrado. Quando cito minha família, de coração, me refiro também à Bruna Avelar. Sem seu amor e apoio incondicional, não haveria motivação. Nesse sentido, apesar da contribuição indireta, grande parte da contribuição tecnológica e acadêmica neste trabalho é de autoria de vocês: meus bons amigos e minha família.

RESUMO

UM SISTEMA DE DETERMINAÇÃO E CONTROLE DE ATITUDE DE BAIXO CUSTO PARA O PRIMEIRO NANOSSATÉLITE UCRANIANO, UYS-1.

Autor: Gabriel Figueiró de Oliveira

Orientador: Prof. João Yoshiyuki Ishihara, Dpto. Engenharia Elétrica/UnB

Co-orientadores: Prof. Renato Alves Borges, Dpto. de Engenharia Elétrica/UnB; Prof. Anatoliy Mikhailovich Kulabukhov, Prof. Vladimir Alekseyevich Larin, Prof. Vladimir Viktorovich Belikov, Dept. of Automatic Control Systems/Dnepropetrovsk National University

**Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Sistemas Eletrônicos e de Automação
Brasília, 25 de Abril de 2013**

Este trabalho considera o desenvolvimento de um subsistema de determinação e controle de atitude de baixo custo para o nanossatélite Ucrâniano UYS-1 (LCADCS, do inglês *Low-Cost Attitude Determination and Control Subsystem*). Para a determinação de atitude, o nanossatélite conta com medições de velocidade angular, campo geomagnético e linha de visada solar (LVS). Eventualmente, uma ou mais medições podem estar indisponíveis devido a fatores não modelados pelo LCADCS (o UYS-1 pode entrar em eclipse, sensores podem operar a diferentes taxas, sensores podem ser desligados por economia de energia, etc). Uma solução para determinação de atitude com base no estimador de quatérnios *unscented* (ou USQUE, do inglês: *Unscented Quaternion Estimator*) é proposta, fazendo-se algumas modificações na estrutura do USQUE. As modificações propostas no USQUE visam lidar melhor com os dados intermitentes e prover estimativas de velocidade angular mais precisas. Para a parte de controle de atitude, como uma restrição de projeto, é considerado que o subsistema deve contar apenas com atuação magnética descontínua, com atuadores operando em um modo relé (liga-desliga). Dada essa restrição, a maioria das soluções de controle magnético de atitude de espaçonaves presentes na literatura não se aplicam ao LCADCS, ou fornecem resultados insatisfatórios. Neste contexto, uma nova estratégia de controle é proposta para o LCADCS. A abordagem de controle proposta confere ao nanossatélite a capacidade de realizar manobras de aquisição de atitude em tempos comparáveis aos de satélites providos de atuação magnética contínua. Além disso, a abordagem proposta é capaz de estabilizar o apontamento dentro das especificações de projeto do LCADCS com perfis de atuação com baixo consumo de energia quando comparado a outras técnicas de controle magnético com atuação descontínua. A validade e a eficácia dos sistemas de determinação e controle propostos para o LCADCS são verificadas por simulações computacionais.

ABSTRACT

A LOW-COST ATTITUDE DETERMINATION AND CONTROL SYSTEM FOR THE FIRST UKRAINIAN NANOSATELLITE, UYS-1.

Author: Gabriel Figueiró de Oliveira

Advisor: Prof. João Yoshiyuki Ishihara, Dpto. Engenharia Elétrica/UnB

Co-advisors: Prof. Renato Alves Borges, Dpto. de Engenharia Elétrica/UnB; Prof. Anatoliy Mikhailovich Kulabukhov, Prof. Vladimir Alekseyevich Larin, Prof. Vladimir Viktorovich Belikov, Dept. of Automatic Control Systems/Dnepropetrovsk National University

**Graduate Program in Automatic and Electronic Systems Engineering
Brasília, 25 April 2013**

This work considers the development of a Low-Cost Attitude Determination and Control Subsystem for the UYS-1 nanosatellite (LCADCS). For the attitude determination, the nanosatellite has measurements of angular velocity, geomagnetic field and the sun line of sight. Occasionally, one or more measurements may be unavailable due to factors not modeled by the LCADCS (the UYS-1 can go into eclipse, sensors can operate at different rates, sensors can be turned off for power saving, etc). A solution for attitude determination based on the USQUE (Unscented Quaternion Estimator) is proposed, making some changes in the structure of the USQUE. These changes aim to a better handling of intermittent data and to provide more accurate estimates of angular velocity. For the attitude control, as a design constraint, it is considered that the subsystem must rely only on discontinuous magnetic actuation, with actuators operating in a relay mode (on-off-on). Given this restriction, most solutions of magnetic attitude control of spacecraft described in the literature do not apply to LCADCS or provide unsatisfactory results. In this context, a new control strategy is proposed for the LCADCS. The proposed approach gives the nanosatellite the ability to perform maneuvers of attitude acquisition in times comparable to satellites equipped with continuous magnetic actuation. Furthermore, the proposed approach is able to stabilize the pointing within the design specifications of the LCADCS, with actuation profiles with low power consumption when compared to other control techniques with magnetic discontinuous actuation. The validity and effectiveness of the proposed determination and control solutions for the LCADCS is tested and evaluated with computer simulations.

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	1
1.1	CONTEXTUALIZAÇÃO	1
1.2	DEFINIÇÃO DO PROBLEMA	2
1.3	DESCRIÇÃO GERAL DA ESPAÇONAVE	3
1.3.1	PROPOSTA DE HARDWARE	5
1.4	SUBSISTEMA DE DETERMINAÇÃO E CONTROLE DE ATITUDE DE BAIXO CUSTO (LCADCS)	6
1.4.1	DETERMINAÇÃO DE ATITUDE	7
1.4.2	CONTROLE DE ATITUDE	10
1.5	CONTRIBUIÇÕES DESTE TRABALHO	13
1.6	APRESENTAÇÃO DO MANUSCRITO	15
2	DETERMINAÇÃO DE ATITUDE	16
2.1	ATITUDE DO NANOSSATÉLITE	16
2.1.1	SISTEMAS DE COORDENADAS	16
2.1.2	REPRESENTAÇÃO DE ATITUDE	17
2.1.3	DINÂMICA E CINEMÁTICA ROTACIONAL	18
2.2	SENSORES	19
2.3	MODELOS PARA MEDIÇÕES NUM REFERENCIAL INERCIAL	25
2.3.1	MODELO DE CAMPO MAGNÉTICO	25
2.3.2	MODELO DE LINHA DE VISADA SOLAR	25
2.4	ESTIMADOR DE ATITUDE	26
2.4.1	ARQUITETURA DO USQUE	27
2.4.2	FILTRO USQUE MODIFICADO	29
3	CONTROLE DE ATITUDE	37
3.1	ATUAÇÃO MAGNÉTICA	37
3.2	CONTROLE POR PROJEÇÃO DE TORQUE	38
3.2.1	CÁLCULO DA INDUÇÃO NECESSÁRIA DADO T_{req}	39
3.2.2	LEI DE CONTROLE AUXILIAR TIPO-PD	39
3.3	CONTROLE COM ATUAÇÃO EM FORMA DE RELÉ	40
3.3.1	APROXIMAÇÃO DE TORQUE CONTÍNUO POR ATUAÇÃO EM RELÉ	42
3.3.2	ABORDAGEM DE CONTROLE PROPOSTA	43
4	RESULTADOS DE SIMULAÇÃO	50

4.1	AMBIENTE DE SIMULAÇÃO	50
4.2	DETERMINAÇÃO DE ATITUDE	51
4.3	EFEITOS DA TAXA DE OPERAÇÃO E ARQUITETURA DO FILTRO	52
4.4	CONTROLE COM ABORDAGEM TARA.....	55
4.5	CONTROLE COM ABORDAGEM PROPOSTA	58
4.6	EFEITOS DE DIPOLOS MAGNÉTICOS RESIDUAIS.....	59
4.7	SIMULAÇÃO DE DETERMINAÇÃO E CONTROLE	60
5	CONCLUSÕES	65
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	68

LISTA DE FIGURAS

1.1	Diagrama de blocos com a estrutura do LCADCS.	3
1.2	Representação da estrutura do nanossatélite, sistema de coordenadas do corpo, e identificação dos painéis solares.	4
1.3	Diagrama de blocos mostrando os sensores, placas e o fluxo de dados para a CPU para a parte de determinação do LCADCS.	7
1.4	Diagrama de blocos mostrando a montagem de hardware de atuação para a parte de controle do LCADCS.	10
2.1	Diagrama de blocos do esquema de estimação de atitude proposto para o LCADCS.	17
2.2	Medições disponíveis ao LCADCS. \mathbf{B} : campo geomagnético; ω : velocidade angular; I_s : intensidade luminosa no painel solar de índice s . A LVS (\mathbf{h}_{LOS}) não é medida diretamente.	20
2.3	Visão do nanossatélite mostrando a incidência da iluminação dividida em suas componentes paralela e perpendicular ao eixo- z (de simetria) da nave.	21
2.4	Visão superior do nanossatélite mostrando a incidência da componente de iluminação perpendicular ao eixo- z da nave.	22
2.5	Visão lateral do nanossatélite mostrando a incidência da componente de iluminação paralela ao eixo- z da nave sobre o painel de índice s_z	22
2.6	Resultado da simulação com o modelo geométrico mostrando o número de sensores ativos para cada possível LVS. Cores mais escuras denotam menos sensores ativos. Preto: 0 sensores ativos; Branco: 4 sensores ativos.	24
2.7	Intensidade do campo magnético na direção leste-oeste (leste em vermelho, oeste em azul) obtida com o WMM. Ilustração adaptada de [1].	26
2.8	Comparação entre as respostas de atuação contínua e em relé para um mesmo erro de estimação.	27
2.9	Diagrama de blocos para o sistema de determinação de atitude. Em 2.9(a), para fins de comparação, um diagrama de blocos da aplicação da formulação regular do USQUE para o LCADCS está representado. Em 2.9(b), o diagrama de blocos da versão adaptada do USQUE para o LCADCS é mostrado.	28
3.1	Um diagrama de blocos para o controle de atitude por realimentação de estados no LCADCS.	37
3.2	Ilustração do torque magnético. Apenas componentes de \mathbf{M} paralelas ao plano definido por \mathbf{B} ($\mathbf{M}_{//}$) podem produzir torque.	38
3.3	O torque requerido (abordagem TPA) e a restrição de atuação magnética.	39

3.4	O diagrama de blocos detalhado da lei de controle quando se adota o TPA.....	39
3.5	Uma visão geométrica dos conjuntos de atuações, comparando a restrição nos atuadores do LCADCS com o acionamento contínuo de <i>magnetorquers</i> . ..	41
3.6	O diagrama de blocos detalhado da lei de controle quando se adota a abordagem TARA.	42
3.7	Ao tentar aproximar um torque necessário utilizando <i>magnetorquers</i> atuados em relé, o torque necessário ($T_{req//}$) torna-se várias vezes menor do que os disponíveis para aproximá-lo ($T_{mag}(u)$).	44
3.8	Medidas da erro na abordagem de controle proposta: (e_{\perp} e e_n). A medida e_n relaciona-se com o erro total de configuração do sistema, enquanto e_{\perp} relaciona-se com a porção do erro não diretamente atuável.....	46
4.1	Resultados de estimação para o eixo- x . Erros de estimação para ângulo, velocidade angular e viés de giroscópio, representados dentro do intervalo de confiança 3σ	52
4.2	Avaliação do sistema de determinação e controle para a formulação regular do USQUE em diferentes taxas de operação.....	54
4.3	Avaliação do sistema de determinação e controle para a formulação modificada do USQUE em diferentes taxas de operação.	55
4.4	Convergência da abordagem TARA. Máxima indução limitada a $0.01Am^2$	57
4.5	Visão detalhada da resposta em estado estacionário e correspondente perfil de atuação para a abordagem TARA.	57
4.6	Convergência para a abordagem de controle proposta. Máxima indução limitada a $0.1Am^2$	58
4.7	Visão detalhada da resposta em estado estacionário e correspondente perfil de atuação para a abordagem de controle proposta.....	59
4.8	Resposta em estado estacionário com a presença de dipolo magnético residual usando a estratégia de controle proposta. Os erros de orientação e velocidade angular são mostrados para os três eixos.....	61
4.9	Avaliação geral do sistema com determinação e controle com formulação regular do USQUE. Uma vista detalhada do erro é apresentada rodeada pelo intervalo de confiança 3σ (linhas tracejadas) proveniente da parte de determinação para cada eixo. As tolerâncias 3° para cada eixo são também apresentadas em linhas horizontais finas tracejadas.	62
4.10	Avaliação geral do sistema com determinação e controle com formulação modificada do USQUE. Uma vista detalhada do erro é apresentada rodeada pelo intervalo de confiança 3σ (linhas tracejadas) proveniente da parte de determinação para cada eixo. As tolerâncias 3° para cada eixo são também apresentadas em linhas horizontais finas tracejadas.....	63

4.11 Avaliação geral do sistema com determinação e controle.	64
---	----

LISTA DE TABELAS

1.1	Características Gerais do UYS-1 Passadas para o Projeto do LCADCS.	5
1.2	Hardware Proposto para o Desenvolvimento e Simulação do LCADCS.....	6
1.3	Endereçamento de Bits da CPU para <i>Magnetorquers</i> no LCADCS.....	11
1.4	Configuração do Par de Bits para Atuação do <i>Magnetorquer</i>	11
4.1	Configurações para simulação do estimador de atitude do LCADCS.....	51
4.2	Configurações para simulação com diferentes taxas de operação do filtro.	53
4.3	Avaliação do desempenho da determinação de atitude para o LCADCS com diferentes formulações de filtro e diferentes frequências de amostragem.....	54
4.4	Condições para simulações de ajuste de parâmetros da abordagem TARA.	56
4.5	Condições para Simulação de Avaliação da Abordagem TARA para o LCADCS.	56
4.6	Configurações para simulação de avaliação da abordagem de controle proposta para o LCADCS.....	58
4.7	Configurações para simulação da avaliação da abordagem de controle proposta para o LCADCS na presença de dipolos magnéticos residuais.	60
4.8	Configurações para simulação geral do LCADCS com determinação e controle.	61

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolos

\mathbf{J}	Matriz de inércia
Δt_e	Tempo decorrido entre dois passos consecutivos de estimação
Δt_c	Tempo decorrido entre dois passos consecutivos de controle
\mathbf{q}	quatérnio
$\bar{\mathbf{q}}$	Parte vetorial do quatérnio
\times	Produto Vetorial
\mathbf{T}	Vetor de torques
T	Transposto
$\boldsymbol{\omega}$	Vetor de velocidades Angulares
I	Intensidade Luminosa
\mathbf{I}	Vetor de intensidade luminosa
ϕ	Angulo entre a normal ao sensor de luz e a incidência luminosa
α	Angulo entre um painel solar e o corpo do nanossatélite
β	Viés
ν	Ruído Gaussiano
\mathbf{I}	Matriz identidade
\mathbf{p}	Vetor de projeção estereográfica do quatérnio
χ	Pontos sigma
ζ	Parâmetro de espalhamento
\mathbf{K}_p	Matriz de ganho
\mathbf{K}_d	Matriz de ganho
ϵ	Parâmetro de escala
\mathbf{C}_p	Matriz de ganho
\mathbf{C}_d	Matriz de ganho
u	Índice de atuação
\mathbf{B}	Vetor campo magnético local
\mathbf{b}	Vetor unitário na direção do campo magnético local
\mathbf{M}	Vetor de indução magnética
\triangleq	é definido como

Subscritos

max	máximo
mag	magnético
$//$	paralelo
\perp	perpendicular
n	norma euclidiana
ref	referência
err	erro
req	requerido

Sobrescritos

$\hat{}$	estimado
$+$	<i>a posteriori</i>
$-$	<i>a priori</i>
i	no sistema de coordenadas inercial
b	no sistema de coordenadas do corpo
\sim	medido
$*$	escolhido

Siglas

COTS	Soluções e Ferramentas de Prateleira (do inglês: <i>Commercial Off-The-Shelf</i>)
CPU	Computador de Bordo
DCM	Matriz de Cossenos Diretores (do inglês: <i>Direction Cosine Matrix</i>)
ECI	Sistema de Coordenadas Inercial Centrado na Terra (do inglês: <i>Earth Centered Inertial</i>)
ECEF	Sistema de Coordenadas Fixo na Terra Centrado na Terra (do inglês: <i>Earth Centered Earth Fixed</i>)
EKF	Filtro de Kalman Estendido (do inglês: <i>Extended Kalman Filter</i>)
GPS	Sistema de Posicionamento Global (do inglês: <i>Global Positioning System</i>)
LCADCS	Subsistema de Determinação e Controle de Atitude de Baixo Custo para o UYS-1 (do inglês: <i>Low-Cost Attitude Determination and Control Subsystem</i>)
LVS	Linha de Visada Solar
MEM	Dispositivo Microeletromecânico
NASA	Administração Aeronáutica e Espacial dos EUA (do inglês: <i>National Aeronautics and Space Administration</i>)
NED	Sistema de Coordenadas Norte-Leste-Nadir (do inglês: <i>North-East-Down</i>)
TPA	Abordagem de Controle por Projeção de Torque (do inglês: <i>Torque Projection Approach</i>)
TARA	Aproximação de Torque Contínuo por Atuação em Relé (do inglês: <i>Torque Approximation by Relay Actuation</i>)
UKF	Filtro de Kalman <i>Unscented</i> (do inglês: <i>Unscented Kalman Filter</i>)
UnB	Universidade de Brasília
USQUE	Estimador de Quatérnios <i>Unscented</i> (do inglês: <i>Unscented Quaternion Estimator</i>)
UYS-1	Primeiro Nanossatélite Universitário Ucrâniano (do inglês: <i>Ukrainian Youth Satellite</i>)
WMM	Modelo de Campo Geomagnético (do inglês: <i>World Magnetic Model</i>)

1 INTRODUÇÃO

1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO

A área de pequenos satélites, especialmente nas últimas duas décadas, teve um crescimento considerável no que diz respeito ao número de projetos executados e à crescente produção acadêmica acerca de pequenas espaçonaves e seus subsistemas (ver [2, 3, 4, 5] e suas referências bibliográficas). Esta recente “explosão” na área de pequenos satélites ocorreu, em grande parte, em decorrência de avanços significativos de tecnologias de circuitos integrados (CI’s), sistemas microeletromecânicos (MEM’s) e computação embarcada (datando a partir da década de 1970) que fizeram com que soluções sofisticadas fossem embarcadas em volumes muito pequenos, requerendo pouca massa e baixíssimo custo computacional [3]. Isso possibilitou a implementação de projetos de satélites de pequeno porte a custos extremamente reduzidos (por custos, entende-se tudo aquilo que se deve aportar para tornar possível uma solução, em termos de consumo de energia, volume e massa de equipamento, preços e desembarços comerciais, e outros). Estas tecnologias foram impulsionadas principalmente por aplicações comerciais, fazendo com que as soluções tecnológicas figurassem num domínio popular, disponibilizando soluções e ferramentas “de prateleira”, ou como se habituou denominar: COTS (do inglês: *Commercial Off-The-Shelf*).

No final da década de 1990, universidades americanas (*Stanford University* e *California Polytechnic State University*) introduziram o conceito conhecido como *CubeSat*, no qual COTS são usados para construir satélites miniaturizados com o objetivo principal de pesquisa e desenvolvimento [6, 7]. Ainda como fruto do esforço em torno dos *CubeSats*, e não menos importante, foram criados métodos de garantir o lançamento de pequenos satélites como carga secundária junto a satélites de grande porte, sem que fosse necessária a certificação do projeto do pequeno satélite, bastando a certificação do dispositivo de adaptação dos pequenos satélites de forma a garantir a integridade da carga útil principal do lançamento. Os chamados P-PODs (do inglês: *Poly Picosatellite Orbital Deployer*) foram desenvolvidos na *California Polytechnic State University* no início do anos 2000 e hoje são, por exemplo, utilizados no programa de *CubeSats* da NASA (a respeito de P-PODs, a leitura de [8] é recomendada). Essas padronizações fizeram com que o número de projetos de pequenos satélites crescesse enormemente. Um aspecto notável é que o desenvolvimento de aplicações aeroespaciais foi trazido de forma inclusiva para o ambiente acadêmico, encontrando grande utilização em fins educativos e de formação, bem como na avaliação de novas soluções de engenharia [2].

Uma vez que projetos convencionais de satélites costumam ser caros, há uma grande resistência de se permitir que novas soluções sejam adotadas ou testadas nessas naves [3].

Além disso, devido ao reduzido número de missões com satélites convencionais em decorrência dos altos preços, alguns experimentos ou cargas úteis esperavam muito pela chance de serem embarcados [3]. Neste contexto, a pesquisa e investimento na área de pequenos satélites se justifica pelo fato de estes permitirem experimentar tecnologias e equipamentos, formar mão de obra especializada na área espacial, e por fim, potencialmente, até mesmo fornecer funcionalidades comparáveis a soluções que se valem de satélites de grande porte [9, 5].

A aplicabilidade de pequenos satélites para missões espaciais está diretamente relacionada à qualidade de seus subsistemas. No que se refere às soluções desenvolvidas para pequenos satélites, mesmo que especificações de projeto com requisitos de desempenho ou qualidade relativamente baixos (quando comparados a satélites de grande porte) sejam recorrentes, estes costumam dar origem a problemas de engenharia relevantes [10, 11, 12]. Em especial, a qualidade dos subsistemas de determinação e controle de atitude têm enorme impacto sobre a capacidade de missão da nave espacial [2] e, geralmente, eles representam um percentual relevante do orçamento de projeto [3]. Neste contexto, o subsistema de determinação e controle de atitude é apontado como um dos gargalos entre as tecnologias habilitadoras de aplicações para pequenas espaçonaves [2]. Isto contribui para um campo de pesquisa ativo, onde vários trabalhos abordando subsistemas de atitude para pequenas naves espaciais [13, 14, 15] ou utilizando equipamento de baixo custo [16, 17, 18] podem ser encontrados.

1.2 DEFINIÇÃO DO PROBLEMA

O presente trabalho trata do desenvolvimento de um subsistema¹ de determinação e controle de atitude de baixo custo para o nanossatélite UYS-1, que será doravante designado pela sigla LCADCS (do inglês: *Low-Cost Attitude Determination and Control Subsystem*). O LCADCS deve assumir uma estrutura conforme a mostrada no diagrama de blocos da Figura 1.1, usando principalmente sensores e atuadores de baixo custo para proporcionar manobras de aquisição de atitude em tempo permissível e estabilização de atitude com precisão moderada. Os blocos na Figura 1.1 serão detalhados ao longo desta dissertação. A especificação de precisão de apontamento para o LCADCS é de 3° em cada eixo, desconsiderados os efeitos de torques externos de perturbação (caracterizados em [19]). Maiores detalhes do projeto são apresentados a seguir.

¹O sistema de determinação e controle de atitude apresentado nesta dissertação é um subsistema do nanossatélite para o qual foi desenvolvido. Portanto, por simplicidade e clareza, ao longo do texto a palavra “subsistema” é utilizada para se referir ao sistema de determinação e controle de atitude como um todo.

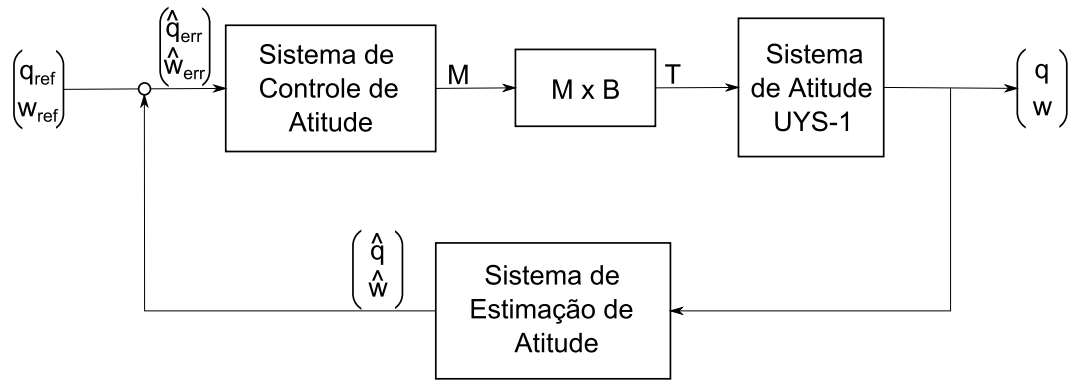


Figura 1.1: Diagrama de blocos com a estrutura do LCADCS.

1.3 DESCRIÇÃO GERAL DA ESPAÇONAVE

A *Dnepropetrovsk National University* lidera o projeto relacionado com o desenvolvimento do nanossatélite UYS-1, que está sendo desenvolvido por diferentes universidades Ucrânicas. Por força da recente cooperação na área aeroespacial entre Brasil e Ucrânia, foi estendida à Universidade de Brasília a possibilidade de envolvimento neste projeto, com trabalhos de mestrado sobre o tema de subsistemas de determinação e controle de atitude. A sigla UYS-1 (do inglês: *Ukrainian Youth Satellite*), é traduzida do russo “satélite da juventude Ucrânica”, e designa o primeiro nanossatélite universitário Ucrânico.

A espaçonave se enquadra na categoria de nanossatélites², concebido para pesar cerca de 10 kg (não mais de 12 kg). O corpo do nanossatélite tem uma forma retangular com as dimensões de 150×150×400 mm. Dentro dessa estrutura, o equipamento da nave deve ser alocado tentando atingir distribuição aproximadamente homogênea de massa e atingir equilíbrio magnético. Além desta estrutura, há painéis solares conectados externamente, fazendo um ângulo com o corpo da nave. A Figura 1.2 mostra um esboço simplista da estrutura do nanossatélite resumindo as informações acima.

Para calcular os momentos principais de inércia do nanossatélite, observando que os painéis solares tem uma massa muito pequena em comparação ao resto da espaçonave, o corpo pode ser aproximado por um paralelepípedo retangular com massa uniformemente distribuída. Dessa forma se pode calcular os valores dos momentos principais de inércia como $J_x = J_y = 0,1521 \text{ kg m}^2$ e $J_z = 0,0375 \text{ kg m}^2$, onde J_x , J_y e J_z são referentes aos eixos x , y e z , respectivamente. Logo, para essas aproximações iniciais, a matriz de inércia do UYS-1 é obtida como

²É comum se classificar espaçonaves de acordo com sua massa da seguinte forma: picossatélite, <1 kg; nanossatélite, 1 kg - 10 kg; microssatélite, 10 kg - 100 kg; minissatélite, 100 kg - 500 kg; pequeno satélite convencional, 500 kg - 1000 kg; satélite convencional, > 1000 kg. Mais informações em [3].

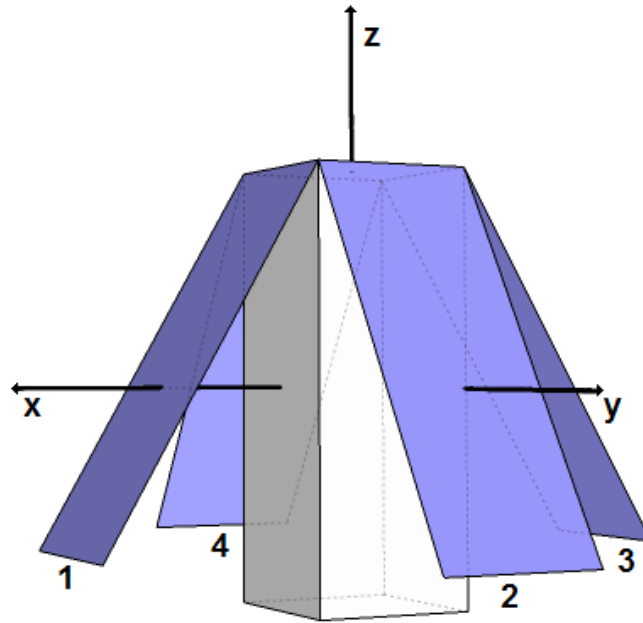


Figura 1.2: Representação da estrutura do nanossatélite, sistema de coordenadas do corpo, e identificação dos painéis solares.

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} J_1 & 0 & 0 \\ 0 & J_2 & 0 \\ 0 & 0 & J_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,1521kg\,m^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0,1521kg\,m^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0,0375kg\,m^2 \end{bmatrix}. \quad (1.1)$$

A espaçonave viajará em uma órbita heliosíncrona (portanto, quase polar) com um período de revolução de aproximadamente 100 minutos, e sua principal função é imageamento da Terra. Todos os subsistemas da espaçonave são desenvolvidos em torno de uma Unidade Central de Processamento (computador de bordo), que deve lidar com todos os cálculos envolvidos nos algoritmos do LCADCS.

As características do UYS-1 que foram passadas como especificação para o projeto do LCADCS (com respeito a missão, espaçonave, equipamentos e outros) são resumidas na Tabela 1.1.

Tabela 1.1: Características Gerais do UYS-1 Passadas para o Projeto do LCADCS.

Missão	
Missão Principal	Imageamento Terrestre
Tempo de Missão	1 ano
Órbita	Heliossíncrona
Altitude	≈700 km
Espaçonave	
Peso	< 12 kg
Dimensões	150×150×400 mm
Potência Usual	5 W
Alta Potência	7 W
Computador de Bordo ³	Vortex86DX (600 MHz), 256 MB RAM, 2 GB Flash drive, IDE, 2xRS-232/485/422, 2xRS-232, 2xRS-422/485, 2xCAN, LAN 10/100, LPT, 4xUSB2.0, 8xGPIO, 2xI2C, format PC/104-plus, COATED, -50. . .+90°C

1.3.1 Proposta de Hardware

Além das definições apresentadas, se faz necessário especificar algumas peças de hardware para o subsistema do LCADCS e para o subsistema de navegação auxiliado por satélite (GPS), cujos dados serão utilizados pelo LCACDS. Durante o desenvolvimento deste trabalho, foi feito um estudo levando em conta simulações com diferentes combinações de hardware e algoritmos para o projeto do LCADCS. De fato, o processo de escolha de hardware é iterativo e se aprimora continuamente dada a caracterização dos algoritmos e os resultados de simulações.

Atualmente, o subsistema tem uma proposta de hardware que é utilizada para simular e incrementar o desenvolvimento. Contudo, em eventos futuros do desenvolvimento do nanosatélite (por exemplo, após caracterização de balanço magnético da espaçonave) o tema da escolha de hardware pode ser revisitado.

Na Tabela 1.2 a proposta de hardware para o desenvolvimento e simulação do LCADCS utilizada neste trabalho é descrita. No que diz respeito ao hardware utilizado no LCADCS, os equipamentos necessários não apresentam maiores complicações comerciais. Já no que

³Datasheet disponível online em: <ftp://ftp.prosoft.ru/pub/Hardware/Fastwel/CPx/CPC307/Documentation/CPC307-UM.pdf>. Acessado em 15 de abril de 2013.

Tabela 1.2: Hardware Proposto para o Desenvolvimento e Simulação do LCADCS.

Sensor	Modelo	Descrição
<i>Magnetorquer</i>	ZARM MT0.1-1 ⁴	Torquers magnéticos para <i>CubeSats</i>
Magnetômetro	Honeywell HMR2300 ⁵	Magnetômetro digital de 3 eixos
Sensor LVS	— ⁶	Transdutores de luz de propósito geral
Giroscópios	Analog Devices ADIS16485 ⁷	IMU de baixo custo
GPS	Surrey-SST SGR-05U ⁸	GPS baseado em COTS para <i>CubeSat</i>

diz respeito ao hardware para localização usando GPS, dadas as características de operação, existem regulamentações que limitam a comercialização internacional. De qualquer forma, a princípio (seguindo os procedimentos burocráticos necessários) não há problemas em sua utilização em um nanossatélite universitário. A seleção de hardware definitiva para o LCADCS deverá utilizar como base as informações apresentadas neste trabalho.

1.4 SUBSISTEMA DE DETERMINAÇÃO E CONTROLE DE ATITUDE DE BAIXO CUSTO (LCADCS)

O nanossatélite UYS-1 terá dois subsistemas de atitude distintos. O primeiro deles é um subsistema de determinação e controle de atitude de alta precisão, designado pela sigla HPADCS (do inglês: *High-Precision Attitude Determination and Control Subsystem*), que emprega rodas de reação e um sensor de estrelas (*star-tracker*) para alcançar manobras de atitude em curto prazo e manter estabilização com alta precisão (menos de 0,5 ° de erro de apontamento em cada eixo). O segundo é o LCADCS, tema deste trabalho e já apresentado na Seção 1.2. Cada subsistema de atitude deve operar separadamente, dependendo do estado da nave, modos de operação e missão dada. Como as restrições de energia são relevantes em nanossatélites, o HPADCS será utilizado apenas quando estritamente necessário, e a maior parte da operação do UYS-1 irá contar com o LCADCS.

⁴*Datasheet* disponível online em: http://www.zarm-technik.de/downloadfiles/ZARMTechNIKAG_CubeSatTorquers_web2010.pdf. Acessado em 15 de abril de 2013.

⁵*Datasheet* disponível online em: <http://www51.honeywell.com/aero/common/documents/myaerospacecatalog-documents/Missiles-Munitions/HMR2300.pdf>. Acessado em 15 de abril de 2013.

⁶Diferentes opções comerciais podem ser usadas, uma vez que as diferenças são transparentes para o projeto do LCADCS.

⁷*Datasheet* disponível online em: http://www.analog.com/static/imported-files/data_sheets/ADIS16485.pdf. Acessado em 15 de abril de 2013.

⁸*Datasheet* disponível online em: <http://www.sst-us.com/getdoc/42b5d298-2436-44b4-94c6-769c23c70da4>. Acessado em 15 de abril de 2013.

1.4.1 Determinação de Atitude

Especificações da parte de Determinação do LCADCS

Na Figura 1.3 uma visão esquemática do equipamento de determinação de atitude no LCADCS é apresentada. Os sensores disponíveis para a parte de determinação de atitude

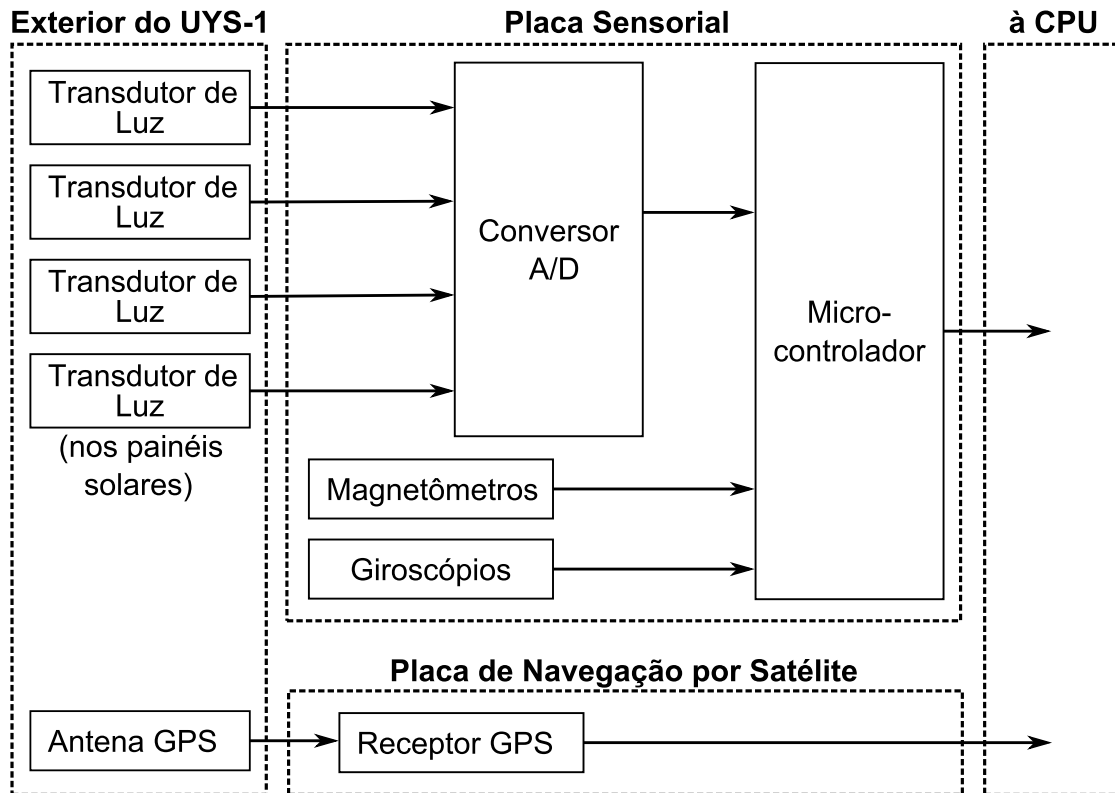


Figura 1.3: Diagrama de blocos mostrando os sensores, placas e o fluxo de dados para a CPU para a parte de determinação do LCADCS.

do LCADCS estão ligados a uma placa sensorial equipada com um microcontrolador, que é responsável por lidar com as requisições de dados partindo do processador central. As requisições de dados feitas pela CPU ao microcontrolador devem ocorrer numa taxa de operação fixa, com Δt_e sendo o tempo decorrido entre dois instantes de estimação consecutivos. O microcontrolador acumula medidas vindas da placa sensorial entre dois instantes de estimação consecutivos k e $k + 1$, e os passa para a CPU na requisição de dados correspondente ao instante $k + 1$. Todos os dados recebidos no instante $k + 1$ são considerados como se tivessem sido amostrados pelos sensores exatamente no instante $k + 1$. Caso um determinado sensor não tenha fornecido medidas na janela de tempo Δt_e entre os instantes k e $k + 1$, o microcontrolador passa um pacote reduzido de dados⁹ (sem os dados de sensores não amostrados) na requisição feita no instante $k + 1$. A conexão entre a placa de sensores e a CPU é feita

⁹O tema de dados intermitentes será abordado novamente no Capítulo 2, ao tratar do modelo de medição de tamanho variável do filtro.

através de uma conexão USB.

Para o LCADCS, a parte de determinação de atitude pode fazer uso de um giroscópio de 3 eixos baseado em dispositivos microeletromecânicos (MEM) e um magnetômetro digital de 3 eixos, ambos considerados alinhados com os eixos principais de inércia da espaçonave e fixos na placa de sensores do nanossatélite. Além disso a nave dispõe de quatro transdutores de luz (localizados nos painéis solares) ligados a um conversor analógico-digital (A/D) fixo na placa de sensores. Juntos, os transdutores de luz compõem um sensor de LVS.

Para obter os dados de navegação exigidos à determinação de atitude, a nave usa um sistema embarcado de navegação auxiliado por satélite (GPS)¹⁰. Este sistema é composto por uma placa de navegação auxiliada por satélite (equipada com um receptor GPS e um sensor de temperatura) e por uma antena de GPS localizada na parte externa da espaçonave.

Solução para a Parte de Determinação do LCADCS

Para a parte de determinação de atitude, no que diz respeito às características de hardware e restrições (taxas de operação, indisponibilidade eventual de sensores por níveis de energia baixos, e outros), as especificações de projeto do LCADCS assemelham-se às de diversos outros projetos de baixo custo para pequenos satélites. Assim, a princípio é possível encontrar uma grande documentação na literatura propondo diversas soluções ao problema [19, 20, 21]. No entanto, como será visto ao longo desta dissertação, as estimativas de velocidade angular e apontamento devem ser muito precisas no LCADCS, quando comparadas às de outros sistema de determinação de baixo custo, por força de restrições na parte de controle do subsistema. Portanto, em comparação à maioria dos outros projetos de determinação de atitude de baixo custo para pequenos satélites, o LCADCS apresenta requisitos de precisão mais exigentes, para características de hardware e restrições semelhantes.

Dadas estas circunstâncias, o LCADCS deve se utilizar de algoritmos de determinação de atitude mais poderosos do que os comumente usados em sistemas de baixo custo. Neste sentido, o esquema de determinação de atitude do LCADCS é construído em torno do estimador de quatérnios *unscented* (ou USQUE, do inglês: Unscented Quaternion Estimator) proposto em [22], fazendo-se algumas modificações na estrutura do USQUE, como será detalhado no Capítulo 2.

A escolha de uma formulação *unscented* para filtragem de atitude de espaçonaves tem sido discutida em vários trabalhos [23, 24, 22, 25]. É um fato que a solução mais adotada e, por conseguinte, mais atestada para estimação de atitude de espaçonaves se trata do

¹⁰O subsistema de navegação auxiliado por satélite não faz parte do LCADCS, mas uma vez que seus dados serão utilizados pelo LCADCS, este trabalho aborda a arquitetura básica deste sistema e sua definição de hardware

EKF (do inglês: *Extended Kalman Filter*) [24]. Mas, apesar da confiabilidade e utilização bem sucedida do EKF, a filtragem *unscented* tem mostrado ser uma solução muito adequada para a estimativa atitude de satélites, apresentando geralmente uma maior precisão e uma convergência mais rápida quando comparada com o EKF [23, 24, 26, 22]. Dessa forma, recentemente (nos últimos 10 anos), as aplicações com filtragem *unscented* ganharam espaço entre pequenos satélites [12] e aplicações espaciais de grande porte [27].

Além das vantagens inerentes à filtragem *unscented*, a solução proposta para determinação de atitude tem um modelo de correção de postura relativamente simples quando comparado a soluções comumente adotadas para sistemas semelhantes. O LCADCS dispõe de duas observações vetoriais para corrigir a orientação: vetor geomagnético e Linha de Visada Solar (LVS). Para recuperar a atitude a partir de medidas vetoriais quando se tem duas medições, uma das soluções mais utilizadas e diretas na literatura é a adoção de alguma variação do algoritmo TRIAD [28]. Esta solução para obtenção da atitude normalmente tem menor custo computacional quando comparada a soluções iterativas [29]. No entanto, esta abordagem pode corrigir a estimativa da postura apenas quando a LVS está disponível. Deve ser notado que a LVS não estará disponível quando o satélite estiver na sombra da Terra (situação que denominaremos: espaçonave em eclipse). Alguns trabalhos alternam entre diferentes modelos de recuperação da atitude, a fim de empregar o TRIAD quando a LVS está disponível e outro método quando apenas medidas de magnetômetro estão disponíveis [9]. Na solução proposta para o LCADCS, o filtro integra a informação vetorial diretamente no modelo de correção (sem pré-processar as medidas vetoriais para recuperar a atitude) sempre que qualquer conjunto de medidas vetoriais (provenientes de giroscópios, magnetômetros e/ou LVS) está disponível.

Por fim, como a qualidade do apontamento final é predominantemente afetada pela precisão das estimativas de velocidade angular, conforme será visto no Capítulo 2, o estimador do LCADCS altera a formulação original do USQUE de forma a ter o seu vetor de estados aumentado com as velocidades angulares. Além de prover melhores estimativas de velocidade angular, esta modificação faz com que as medições do giroscópios sejam incorporadas ao passo de correção do filtro, tirando proveito de sua estrutura de tamanho variável para tornar o filtro robusto à falta de medidas dos giroscópios. Os efeitos dessa modificação são determinantes para o sucesso do subsistema proposto, como será discutido no Capítulo 2 e verificado em simulações no Capítulo 4.

1.4.2 Controle de Atitude

Especificações da parte de Controle do LCADCS

Seguindo as diretrizes de baixo custo, a parte de controle de atitude do LCADCS deve contar apenas com atuação magnética, contando com três *magnetorquers* (atuadores magnéticos em forma de bastão para geração de torque) alinhados com os eixos principais de inércia do corpo. Mais do que isso, os atuadores devem operar em um modo relé. Uma das razões para esta operação dos *magnetorquers* é a limitação do hardware disponível no nanosatélite. Com todos os subsistemas sendo desenvolvidos em torno do computador de bordo (CPU), o número de portas de entrada e saída disponíveis na CPU se torna rapidamente escasso (ver características do computador de bordo na Tabela 1.1). Neste contexto, a parte de atuação do LCADCS faz proveito de uma conexão simplificada com a CPU, utilizando 8 GPIOs (do inglês: *General Purpose Input-Output*) disponíveis na CPU. Os GPIOs disponíveis no computador de bordo são oito pinos de entrada e saída programáveis que conectam a CPU à placa de atuação equipada com os circuitos para a lógica de atuação, responsável pela atuação magnética. A Figura 1.4 mostra o esquema com o arranjo de hardware para a atuação no LCADCS. A Tabela 1.3 exemplifica o endereçamento dos bits vindos da CPU¹¹

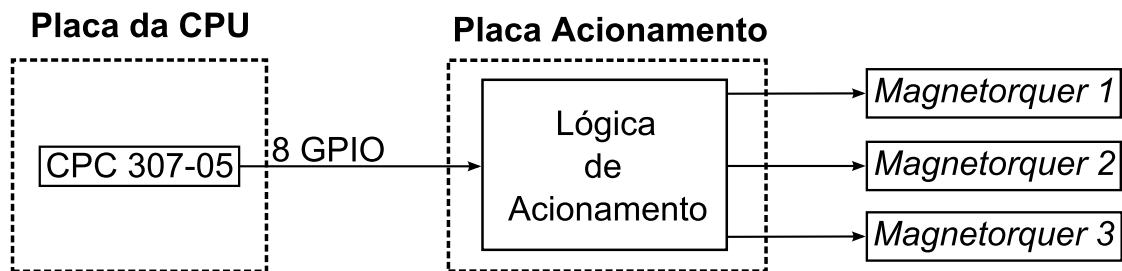


Figura 1.4: Diagrama de blocos mostrando a montagem de hardware de atuação para a parte de controle do LCADCS.

para cada *magnetorquer*. Cada dois bits comandam a atuação de um dos três *magnetorquers*. O par de bits não utilizado pode ser alocado para um *magnetorquers* extra (que pode ser adicionado como uma redundância de hardware no sistema) ou pode ser usado também para fins de sincronização. A Tabela 1.4 exemplifica o funcionamento da atuação. Nota-se que a configuração 1 – 1 nunca é acionada, pois esta configuração levaria a um curto-circuito na atuação.

Além de simplificar fisicamente o acionamento, a atuação em relé permite a separação temporal entre atuação magnética e medição magnética. O acionamento magnético pode produzir induções magnéticas que seriam medidas pelos magnetômetros, contaminando as medidas do magnetômetro que esperam retratar o campo geomagnético local. Dessa forma

¹¹para facilitar o entendimento, os bits vindos da CPU são numerados de 0 a 7.

Tabela 1.3: Endereçamento de Bits da CPU para *Magnetorquers* no LCADCS

Par de Bits	Atuador
0-1	<i>magnetorquer 1</i>
2-3	<i>magnetorquer 2</i>
4-5	<i>magnetorquer 3</i>
6-7	não utilizado

Tabela 1.4: Configuração do Par de Bits para Atuação do *Magnetorquer*

Configuração do Par de Bits	Indução Gerada no <i>Magnetorquer</i>
0-0	Nula
0-1	Máxima Positiva
1-0	Máxima Negativa
1-1	Proibido

o sistema de controle pode interferir negativamente no sistema de determinação de atitude. Para evitar estes efeitos, os magnetômetros e *magnetorquers* são mecanicamente isolados tanto quanto possível. Como a separação física pode não ser suficiente devido ao pequeno volume do nanossatélite, a atuação e medição magnéticas são também separadas no tempo. O ciclo do controlador neste trabalho foi escolhido como sendo de 1 segundo (segundo [30]), mas a ativação eventual de um dado *magnetorquer* deve ocorrer por apenas uma porção do referido ciclo, deixando o resto da janela de tempo para desmagnetização do atuador e consecutiva operação do magnetômetro.

Solução para a Parte de Controle do LCADCS

No que diz respeito à parte de controle de atitude, observando-se as premissas de baixo custo do projeto, foi definido que o sistema de controle do LCADCS deve se basear em atuação puramente magnética. O controle de atitude de veículos espaciais utilizando apenas atuação magnética figura como um problema desafiador e interessante, tendo sido objeto de pesquisa de muitos trabalhos anteriores (ver [31, 32, 17] e suas referências bibliográficas). Todo sistema de controle de atitude como tal é sujeito à condição de que o torque magnético é sempre perpendicular ao campo geomagnético local. Sendo assim, as espaçonaves perdem o poder de atuação em torno da direção instantânea do campo magnético terrestre. No entanto, para dinâmicas rotacionais suficientemente lentas, as trajetórias do sistema dinâmico de atitude de espaçonaves magneticamente atuadas podem ser vistas como pequenos des-

vios das trajetórias de um sistema médio [33], para o qual uma solução de controle pode ser obtida em órbitas não equatoriais [34].

Além das dificuldades provenientes da forma de atuação puramente magnética, seguindo as especificações discutidas anteriormente, no LCADCS os *magnetorquers* devem ter uma operação do tipo relé, no sentido em que os comandos de controle podem tornar um *magnetorquer* ligado em saturação ou desligado (no sentido positivo ou negativo), mas uma indução contínua variável não pode ser aplicada (ver Tabela 1.4). Isto limita a aplicação da maioria das abordagens existentes para o projeto da parte de controle do LCADCS. A maioria das abordagens de controle magnético em 3 eixos na literatura considera que um sinal contínuo de atuação pode ser gerado em cada eixo, ou mesmo que se tem um sinal de atuação suave e continuamente diferenciável [34, 35, 36]. Em [37] discute-se brevemente sobre a adequação de uma abordagem com controle por modos deslizantes usando atuação descontínua (em relé) nos *magnetorquers*, mas a estabilidade não pôde ser mostrada, e a abordagem de controle por atuação descontínua foi abandonada para aquele projeto. Existem também algumas alternativas de controle utilizando sistemas de inferência como controladores fuzzy [38] ou controladores baseados em redes neurais [39]. Em princípio, tais sistemas não exigem explicitamente um sinal de uma atuação contínuo [38], mas exigem conhecimento prévio sobre a resposta do sistema, ou dados de treinamento, como foi feito em [39].

Notadamente, uma das abordagens mais comuns para a estabilização de 3 eixos de uma nave espacial por atuação magnética é por vezes referida como Abordagem por Projeção de Torque (ou TPA, do inglês: *Torque Projection Approach*). Ela consiste na definição de um torque desejado, e a posterior definição de uma indução magnética que melhor aproxima este torque desejado [31, 34, 40, 37]. Esta técnica é recorrente em projetos de controle de atitude de satélites acionados magneticamente, especialmente em pequenos satélites (às vezes, com a ajuda de outros hardwares de atuação [30, 9]). Há um caso na literatura [30] onde uma adaptação do TPA foi feita para aplicação em um sistema acionado por relé fazendo-se uma simples discretização do torque contínuo do TPA para atingir estabilização de apontamento para a Terra. No entanto, em [30] a atuação não é puramente magnética, e a aplicação da técnica proposta em [30] para o LCADCS não mostrou resultados satisfatórios (conforme será visto nos Capítulos 3 e 4).

Tendo em conta a extensa revisão bibliográfica realizada neste trabalho, não há uma solução fechada na literatura para o controle de atitude em 3 eixos com acionamento magnético e o uso de *magnetorquers* acionados em modo relé, tal que possa ser diretamente aplicada ao desenvolvimento do LCADCS tendo resultados satisfatórios. Neste contexto, além da discussão e avaliação (por simulação) da adequação do TPA para o LCADCS, o trabalho propõe uma nova estratégia de controle com o objetivo de controlar e estabilizar um satélite em 3 eixos atuado por *magnetorquers* em modo relé em órbitas aproximadamente polares.

1.5 CONTRIBUIÇÕES DESTE TRABALHO

As atividades de estudo, pesquisa e desenvolvimento que foram necessárias para a criação deste manuscrito, deram também origem a artigos científicos publicados durante o período de mestrado. Enquanto na Ucrânia, em estadia de 9 meses na *Dnepropetrovsk National University* como parte da formação do mestrado, alguns estudos iniciais foram feitos no que diz respeito a modelagem da atitude de satélites, características de órbita, operação em ambiente espacial, além de uma revisão bibliográfica acerca de estimação e controle aplicados a espaçonaves. Como resultado destes estudos um primeiro artigo diretamente relacionado ao tema desta dissertação foi apresentado na conferência internacional *HUMAN & SPACE International Youth Scientific and Practical Conference, 2012, Ukraine*, e foi posteriormente convidado a ser publicados no periódico da *Dnepropetrovsk National University*:

- **OLIVEIRA, G. F.; CHAURAS, J.R.; SOUZA, A.L.G.; KULABUHOV, A. M.; LARIN, V. A.; BELIKOV, V. V.; AN ELECTROMAGNETIC SYSTEM FOR ATTITUDE DETERMINATION AND CONTROL OF A NANOSATELLITE; *Journal of Dnipropetrovsk National University, 2012, T. 20 Nr. 4, series of rocket and space technology, Issue 15, Volume 1, Ukraine - ISSN 9125 0912.*[41]:** Este trabalho apresenta a caracterização da dinâmica de atitude de um pequeno satélite considerado como um corpo rígido. A atuação magnética e suas implicações diretas ao controle são consideradas. As principais características da espaçonave em termos de hardware, modos de operação, arquitetura de sistema, e outros, são detalhadas. Uma primeira modelagem para simulação foi proposta, apenas para exemplificar a aplicação de técnicas de controle e estimação. Este trabalho apresenta resultados preliminares do desenvolvimento do subsistema apresentado nesta dissertação. Tendo foco na definição do problema e caracterização do sistema, esta publicação não apresenta ainda as principais contribuições obtidas no mestrado, apresentadas nesta dissertação.

O artigo [41], enumerado acima, estabeleceu as diretrizes do tema a ser aprofundado durante o mestrado. Neste sentido, [41] apresenta resultados preliminares do desenvolvimento desta dissertação, tendo seu foco na delimitação do problema a ser resolvido para o nanossatélite UYS-1 e apresentando apenas alguns resultados iniciais de simulação.

Posteriormente, tendo formulado as propostas de abordagem e as contribuições na solução do subsistema a ser desenvolvido durante o programa de mestrado, os principais resultados obtidos culminaram na publicação de um novo artigo científico em uma conferência internacional:

- **OLIVEIRA, G. F.; KULABUHOV, A. M.; LARIN, V. A.; BELIKOV, V. V.; ISHIHARA, J. Y.; BORGES, R. A.; FERREIRA, H. C.; A LOW-COST ATTITUDE DETERMI-**

NATION AND CONTROL SYSTEM FOR THE UYS-1 NANOSATELLITE; IEEE/AIAA Aerospace Conference, 2013, Big Sky, MT, USA.[42]: Este trabalho completa a publicação [41] fazendo uma revisão mais detalhada das soluções presentes na literatura, e propondo abordagens mais elaboradas para determinação e controle de atitude. As simulações neste trabalho usam um ambiente mais realista, corrigindo imperfeições das simulações apresentadas em [41] e adicionando análises mais detalhadas dos resultados e das propostas de abordagem para solução do subsistema, também presentes nesta dissertação.

Além destas publicações diretamente relacionadas ao tema da dissertação, outros trabalhos foram publicados como fruto dos estudos iniciais sobre sistemas aeroespaciais realizados na Ucrânia:

- **SOUZA, A.L.G.; OLIVEIRA, G. F.; CHAURAS, J.R.; BELIKOV, V. V.; KULABUHOV, A. M.; LARIN, V. A.; *DESIGN OF GROUND COMMUNICATION ANTENNA CONTROL SYSTEM FOR NANOSATELLITE MISSION; Journal of Dnipropetrovsk National University, 2012, T. 20 Nr. 4, series of rocket and space technology, Issue 15, Volume 1, Ukraine - ISSN 9125 0912.***[43] Este trabalho buscou dimensionar uma antena de forma que seja capaz de suprir os requerimentos de comunicação da estação de solo para o nanossatélite em desenvolvimento. A modelagem mecânica da antena para o sistema de controle é apresentada, e é definido o algoritmo de predição do satélite. Uma análise foi feita para o equipamento comercial para controle de antena disponível e algumas simulações iniciais foram realizadas.
- **CHAURAS, J.R.; SOUZA, A.L.G.; OLIVEIRA, G. F.; LARIN, V. A.; BELIKOV, V. V.; KULABUHOV, A. M.; *ATTITUDE DETERMINATION, CONTROL AND STABILIZATION OF NANOSATELLITE USING REACTION WHEELS; Journal of Dnipropetrovsk National University, 2012, T. 20 Nr. 4, series of rocket and space technology, Issue 15, Volume 1, Ukraine - ISSN 9125 0912.***[44] Este trabalho apresenta a caracterização da dinâmica de atitude de um pequeno satélite considerado como um corpo rígido. As principais características da espaçonave em termos de hardware, modos de operação, arquitetura de sistema, e outros, são detalhadas. Este trabalho apresenta resultados preliminares do desenvolvimento do subsistema de atitude de alta precisão usando rodas de reação para um controle proporcional derivativo de atitude.

1.6 APRESENTAÇÃO DO MANUSCRITO

O trabalho está organizado da seguinte forma: no Capítulo 1, uma visão geral é apresentada no que concerne ao subsistema desenvolvido nesta dissertação. São passadas as especificações de projeto, características de missão e espaçonave que influenciam o LCADCS, bem como uma análise inicial das soluções a serem aplicadas ou avaliadas para o estimação e controle de atitude no LCADCS. No Capítulo 2 tem-se o desenvolvimento relativo à proposição do sistema de determinação de atitude no LCADCS. Os principais conceitos relativos à modelagem dos sistemas tratados na dissertação são discutidos também no Capítulo 2. No Capítulo 3 o desenvolvimento referente à parte de controle de atitude é considerado. O Capítulo 4 mostra os resultados e análises de simulações para o LCADCS. Por fim, o Capítulo 5 conclui o trabalho apresentando considerações finais e propostas de trabalhos futuros.

2 DETERMINAÇÃO DE ATITUDE

O bloco “Sistema de Estimação de Atitude” presente na Figura 1.1 é detalhado neste capítulo. Em linhas gerais, o sistema de estimação de atitude proposto para o LCADCS é construído com base no algoritmo USQUE apresentado em [22], propondo algumas modificações na estrutura do USQUE para ter as velocidades angulares incorporadas ao vetor de estados de estimação. Uma visão geral do esquema de estimação de atitude proposto para o LCADCS é mostrado no diagrama de blocos da Figura 2.1. No que diz respeito às etapas do desenvolvimento, o primeiro passo na elaboração do sistema de determinação de atitude é a modelagem dos sensores e suas medidas, o que corresponde aos blocos “Magnetômetros”, “Medidas de Transdutores de Luz” e “Giroscópios” presentes na Figura 2.1. Em especial, é necessário obter um modelo geométrico para combinar as medidas de transdutores de luz e então obter a linha de visada solar (LVS) no sistema de coordenadas do corpo. Este modelo é representado na Figura 2.1 pelo bloco “Modelo Geométrico para LVS”. Em seguida, para possibilitar a correção de atitude dentro do algoritmo de fusão de dados, é preciso obter modelos para as medições (de campo geomagnético e LVS) num referencial inercial, conforme explícito nos blocos “Modelo do Campo Magnético” e “Modelo Geométrico para LVS” da Figura 2.1. Por fim, a arquitetura e o algoritmo de estimação são definidos para compor o bloco “Fusão de Dados” na mesma Figura. Esses passos do desenvolvimento, bem como modelagens adicionais necessárias, serão detalhados ao longo deste capítulo.

2.1 ATITUDE DO NANOSSATÉLITE

Antes de aprofundar a discussão dos passos de desenvolvimento descritos acima, uma modelagem adequada da atitude do nanossatélite se faz necessária, tanto para a parte de determinação como para a parte de controle do LCADCS. Dessa forma, os modelos de atitude apresentados aqui (que descrevem o movimento de rotação do nanossatélite contabilizado no bloco “Sistema de Atitude UYS-1” da Figura 1.1) são também utilizados nos desenvolvimentos apresentados no Capítulo 3, tratando da parte de controle.

2.1.1 Sistemas de Coordenadas

O primeiro passo para modelar a dinâmica de atitude da nave é a definição dos sistemas de coordenadas de interesse e de uma representação de atitude apropriada. Como o LCADCS pretende estimar e controlar a atitude global, os sistemas de coordenadas principais são: o sistema de coordenadas do corpo e o sistema de coordenadas de referência

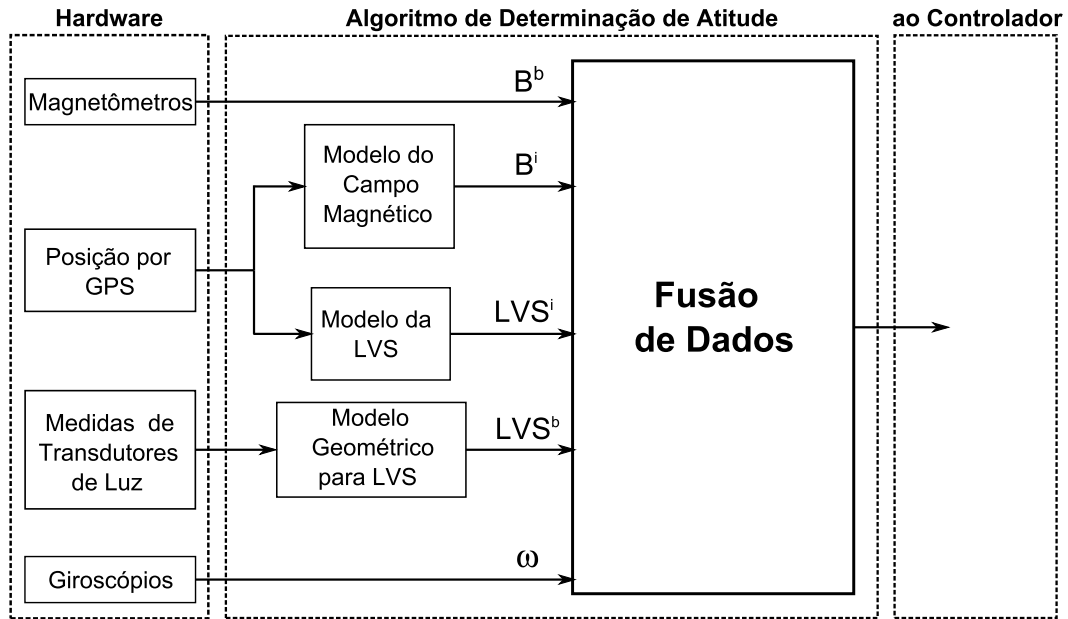


Figura 2.1: Diagrama de blocos do esquema de estimação de atitude proposto para o LCADCS.

inercial. O sistema de coordenadas do corpo, representado na Figura 1.2, é considerado alinhado com os eixos principais de inércia. O eixo- z é considerado colinear com o eixo de menor inércia. Para o referencial inercial, foi adotado um sistema de coordenadas inercial centrado na Terra (ou ECI, *Earth Centered Inertial frame*) seguindo o padrão J2000 [45]. Sistemas de coordenadas secundários como ECEF WG84 e NED (definidos em [1]) foram utilizados para lidar com sensores e modelos de ambiente. Por simplicidade, ao longo do manuscrito uma grandeza sempre estará representada no sistema de coordenadas do corpo quando não contrariamente especificado.

2.1.2 Representação de Atitude

A representação de atitude mais adequada para projetos de determinação e controle de atitude é um assunto bastante discutido (vide, por exemplo, [46, 47]). O uso de quatérnios unitários para representação de atitude é justificado pela ausência de singularidades e pela adequação desta representação para computação embarcada [20]. Nesta dissertação, o quatérnio e algumas identidades úteis são definidos como em [24]:

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{q}}^T & q_4 \end{bmatrix}^T, \quad (2.1)$$

$$\bar{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} q_1 & q_2 & q_3 \end{bmatrix}^T = e \sin\left(\frac{\theta}{2}\right), \quad (2.2)$$

$$q_4 = \cos\left(\frac{\theta}{2}\right), \quad (2.3)$$

em que q_1, q_2, q_3 e q_4 são números reais. A variável e (vetor de Euler) é um vetor unitário em torno do qual uma rotação de θ radianos é realizada para descrever uma configuração de atitude.

Uma outra representação de atitude muito utilizada nos desenvolvimentos deste trabalho, pelo seu conveniente emprego na transformação de coordenadas e na integração de atitude para simulação [48], é a matriz de cossenos diretores (ou *DCM*, do inglês: *Direction Cosine Matrix*). A *DCM* pode ser computada a partir do quatérnio pela fórmula

$$DCM(\mathbf{q}) = \Xi^T(\mathbf{q}) \Psi(\mathbf{q}), \quad (2.4)$$

$$\Xi(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_4 \mathbb{I}_{3 \times 3} + [\bar{\mathbf{q}}^\times] \\ -\bar{\mathbf{q}}^T \end{bmatrix}, \quad (2.5)$$

$$\Psi(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_4 \mathbb{I}_{3 \times 3} - [\bar{\mathbf{q}}^\times] \\ -\bar{\mathbf{q}}^T \end{bmatrix}. \quad (2.6)$$

em que, para um vetor genérico $\mathbf{a} = [a_1 \ a_2 \ a_3]$, a notação

$$[\mathbf{a}^\times] = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

é definida de forma que para dois vetores \mathbf{a} e \mathbf{b} ,

$$[\mathbf{a}^\times] \mathbf{b} = \mathbf{a} \times \mathbf{b}. \quad (2.8)$$

2.1.3 Dinâmica e Cinemática Rotacional

Modelos matemáticos para a dinâmica e cinemática de rotação de naves espaciais são necessários para os cálculos de determinação e controle. Neste trabalho, usaremos modelos apresentados em [20]. Por simplicidade, o nanossatélite é considerado como um corpo rígido e assume-se que os eixos principais de inércia são conhecidos (em futuras fases do desenvolvimento do nanossatélite, sua estrutura deverá ser avaliada experimentalmente para chegar a um valor mais confiável da matriz de inércia). Assim, as equações clássicas de Euler descrevem a dinâmica da espaçonave como

$$\mathbf{T} = \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + [\boldsymbol{\omega}^\times] \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}, \quad (2.9)$$

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} J_1 & 0 & 0 \\ 0 & J_2 & 0 \\ 0 & 0 & J_3 \end{bmatrix}, \quad (2.10)$$

em que \mathbf{J} é a matriz de inércia (calculada para o UYS-1 no Capítulo 1), \mathbf{T} é o vetor de torques sendo aplicado à espaçonave, e $\boldsymbol{\omega}$ é o vetor de velocidade angular.

A taxa de variação da atitude do nanossatélite está relacionada com as velocidades angulares pela relação

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) \boldsymbol{\omega}. \quad (2.11)$$

2.2 SENSORES

De posse de modelos adequados para representação da atitude e sua dinâmica na espaçonave, é possível passar ao passo de desenvolvimento do sistema de estimação de atitude do LCADCS referente a caracterização e modelagem sensorial.

Modelo dos Sensores

Os sensores disponíveis para o LCADCS foram apresentados no Capítulo 1. A Figura 2.2 traz uma ilustração das medições feitas pelo nanossatélite. No que diz respeito a giroscópios e magnetômetros (blocos “Magnetômetros” e “Giroscópios” presentes na Figura 2.1), é suficiente considerar que estes fornecem medidas diretas dos vetores de velocidade angular e campo magnético local no sistema de coordenadas do corpo, respectivamente. Um maior detalhamento do funcionamento destes sensores, seus princípios físicos de medição, e outros, foge do escopo desta dissertação. Maiores detalhes podem ser recuperados na referências [49, 50]. Já no que diz respeito ao sensor de LVS, um modelo considerando a geometria do UYS-1 (bloco “Modelo Geométrico para LVS” na Figura 2.1) é desenvolvido para combinar as medições dos transdutores de luz (blocos “Medidas de Transdutores de Luz” na Figura 2.1) e recuperar a LVS, como mostrado a seguir.

O sensor de LVS é composto por um conjunto de transdutores de luz. A saída de cada transdutor é proporcional à componente de luz perpendicular à superfície sensível do sensor. Se φ_s é o ângulo entre a LVS e a vertical que define a superfície sensível do sensor colocado

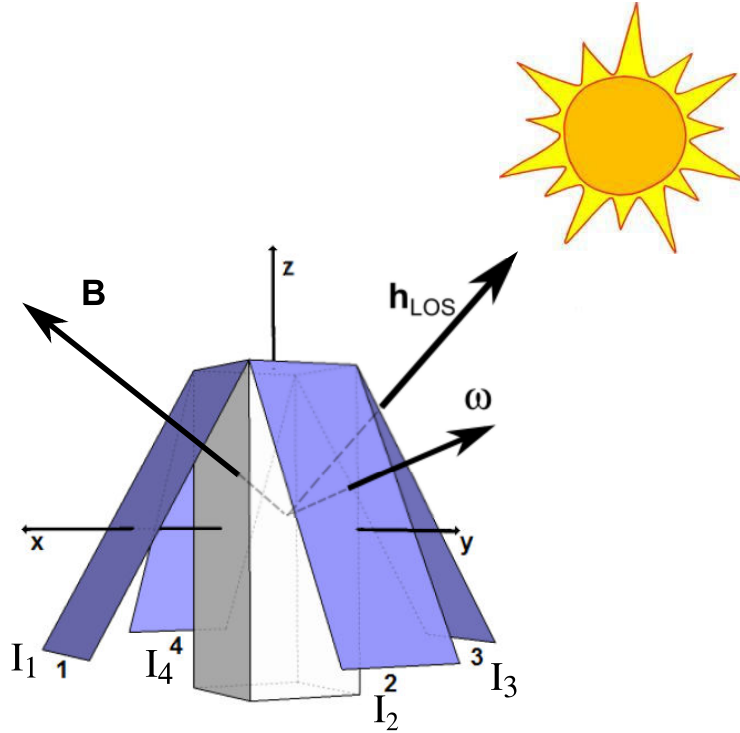


Figura 2.2: Medições disponíveis ao LCADCS. B : campo geomagnético; ω : velocidade angular; I_s : intensidade luminosa no painel solar de índice s . A LVS (h_{LOS}) não é medida diretamente.

no painel solar s , a intensidade medida é

$$I_s = I_{max} \cos(\varphi_s), \quad (2.12)$$

em que o índice s pode assumir valores de 1 a 4 correspondentes ao painel solar no qual o transdutor de luz é fixado, e I_{max} é a intensidade recebida quando a LVS está completamente normal ao sensor. O ângulo entre o painel solar de índice s e o corpo do satélite é definido como α_s , e foi estipulado que $s = 1$ corresponde ao painel solar apontado pelo eixo- x , e os índices aumentam na direção de x a y , como mostrado na Figura 1.2.

A fim de recuperar a LVS das leituras dos transdutores, considere que pelo menos três¹ transdutores de luz recebem iluminação e que a LVS seja dada no sistema de coordenadas do corpo por um vetor unitário

$$\mathbf{h}_{LOS} = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ v_z \end{bmatrix}. \quad (2.13)$$

¹No modelo geométrico para obtenção da LVS no LCADCS, só são consideradas as medidas de transdutores de luz para obtenção da LVS quando pelo menos três transdutores estão iluminados.

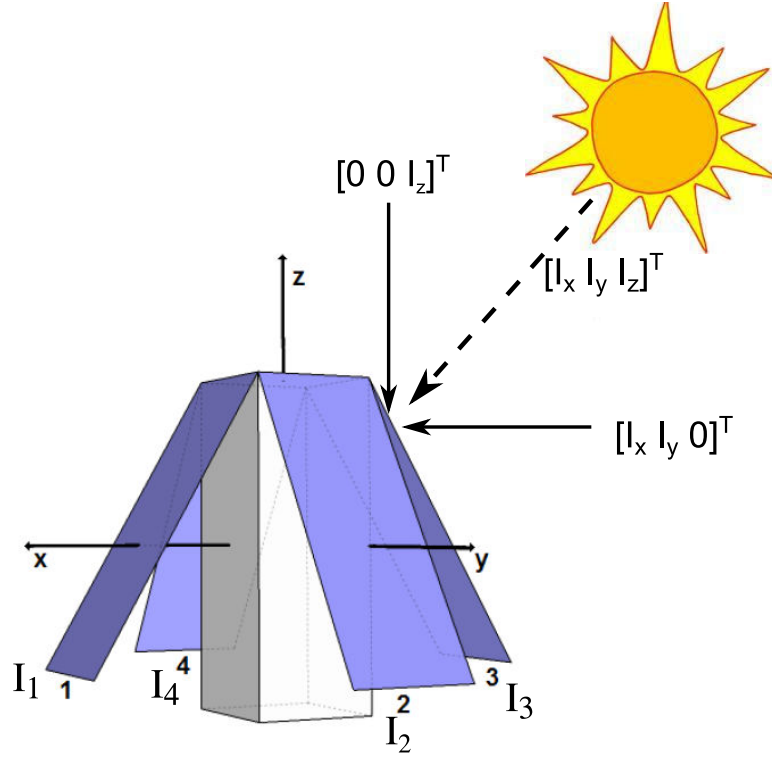


Figura 2.3: Visão do nanossatélite mostrando a incidência da iluminação dividida em suas componentes paralela e perpendicular ao eixo- z (de simetria) da nave.

Considere também um vetor relacionado à intensidade luminosa recebida pela LVS definido como

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x \\ I_y \\ I_z \end{bmatrix} = I_{max} \mathbf{h}_{LOS}. \quad (2.14)$$

Por conveniência, divide-se a LVS em suas componentes paralelas e perpendiculares ao eixo- z do nanossatélite, conforme explicitado em (2.13) e ilustrado na Figura 2.3. Observe que se pelo menos três transdutores recebem iluminação solar, a iluminação recebida pela componente $\begin{bmatrix} v_x & v_y & 0 \end{bmatrix}^T$ da LVS não pode iluminar painéis solares em lados opostos do nanossatélite simultaneamente (ver Figura 2.4). Logo, se dois painéis solares em lados opostos da espaçonave estão iluminados, aquele entre eles com menor intensidade recebida estará sendo iluminado apenas pela componente $\begin{bmatrix} 0 & 0 & v_z \end{bmatrix}^T$ da LVS. Isso permite calcular (ver Figura 2.5)

$$I_z = \frac{I_{s_z}}{\sin(\alpha_{s_z})}, \quad (2.15)$$

em que s_z é o índice do painel solar recebendo menor iluminação num par de painéis opostos

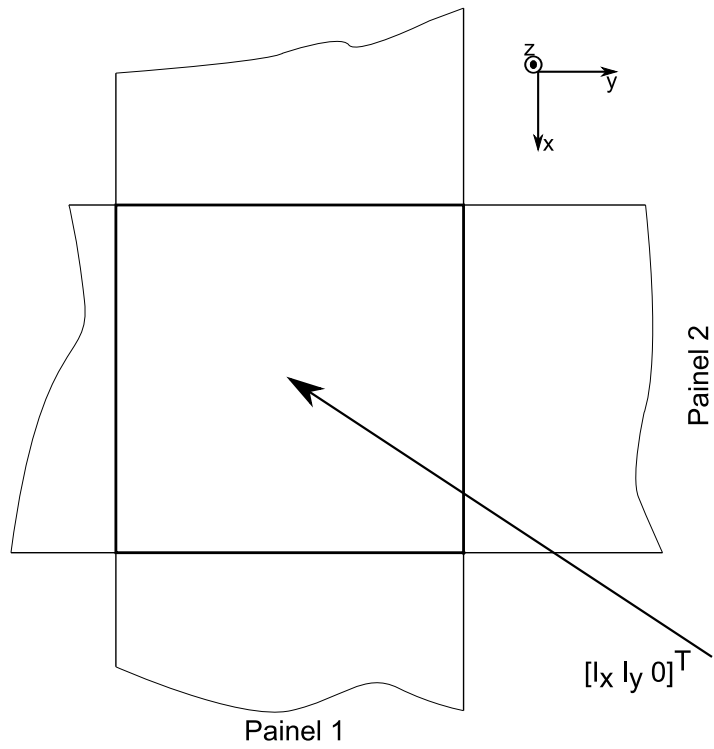


Figura 2.4: Visão superior do nanossatélite mostrando a incidência da componente de iluminação perpendicular ao eixo- z da nave.

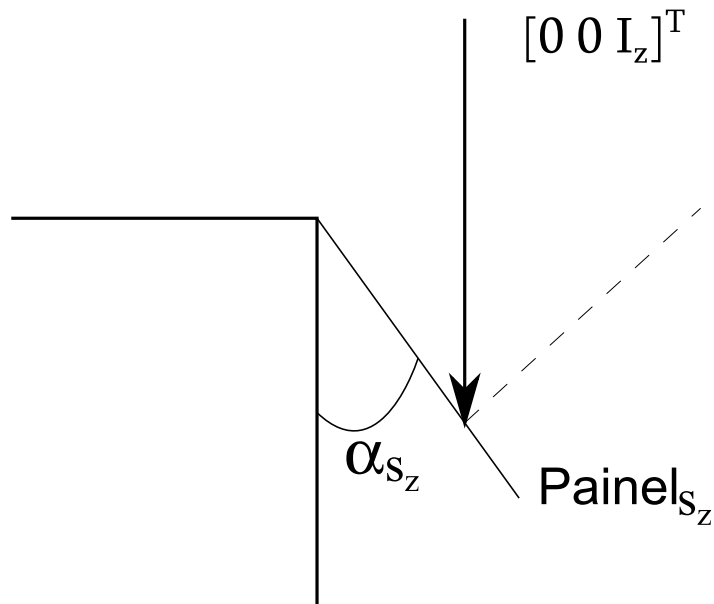


Figura 2.5: Visão lateral do nanossatélite mostrando a incidência da componente de iluminação paralela ao eixo- z da nave sobre o painel de índice s_z .

iluminados.

Conhecendo I_z , as medidas dos transdutores iluminados pela componente $\begin{bmatrix} v_x & v_y & 0 \end{bmatrix}^T$ da LVS (perpendiculares entre si) são suficientes para calcular I_x e I_y . Num primeiro momento, a fim de elucidar o princípio de funcionamento do modelo, é considerado que os painéis solares recebendo iluminação pela componente $\begin{bmatrix} v_x & v_y & 0 \end{bmatrix}^T$ da LVS sejam os de índice $s = 1$ e $s = 2$. Nesse caso, I_1 e I_2 seriam dados por

$$I_1 = I_z \sin(\alpha_1) + I_x \cos(\alpha_1), \quad (2.16)$$

$$I_2 = I_z \sin(\alpha_2) + I_y \cos(\alpha_2).$$

Que rearranjando leva a

$$I_x = \frac{I_1 - \left(\frac{I_{sz}}{\sin(\alpha_{sz})} \right) \sin(\alpha_1)}{\cos(\alpha_1)}, \quad (2.17)$$

$$I_y = \frac{I_2 - \left(\frac{I_{sz}}{\sin(\alpha_{sz})} \right) \sin(\alpha_2)}{\cos(\alpha_2)}.$$

Normalizando o vetor \mathbf{I} (ou seja, dividindo-o por sua norma euclidiana), tem-se a LVS (veja que não é necessário conhecer I_{max} a priori).

A análise mostrada considerou um caso em que a iluminação recebida pelo nanossatélite ao longo da componente $\begin{bmatrix} v_x & v_y & 0 \end{bmatrix}^T$ da LVS incidia sobre os painéis solares de índices 1 e 2 (apontados pelos eixos x e y , conforme visto na Figura 1.2). Na implementação embarcada no nanossatélite (e nas simulações nesta dissertação), o algoritmo para obtenção da LVS vai considerar diferentes casos de iluminação dos sensores, ajustando as expressões em (2.17) para obter I_x e I_y em diferentes casos de iluminação dos transdutores de luz.

Por simplicidade, o caso apresentado se limitou a usar os dados de três transdutores. Se quatro transdutores de luz são iluminados simultaneamente, o problema é sobredeterminado. Nesses casos, uma simples média das possíveis determinações da LVS é retornada pelo algoritmo. Haverá também situações em que apenas um ou dois transdutores estarão recebendo luz. Nestes casos especiais, não é possível recuperar a LVS sem considerar I_{max} em (2.14) conhecido. Dessa forma, caso apenas um ou dois transdutores recebam luz, estes não serão utilizados para recuperar a LVS, uma vez que estipular um valor para I_{max} não é interessante devido à variação da iluminação recebida pelo Sol e à variação da característica sensitiva dos próprios sensores com o passar do tempo [51]. Considerando apenas os casos nos quais ao menos três transdutores iluminados, a LVS é dada pela inter-relação entre as medições de transdutores, independente da intensidade I_{max} .

Na Figura 2.6 resultados de uma simulação usando o modelo geométrico de obtenção da

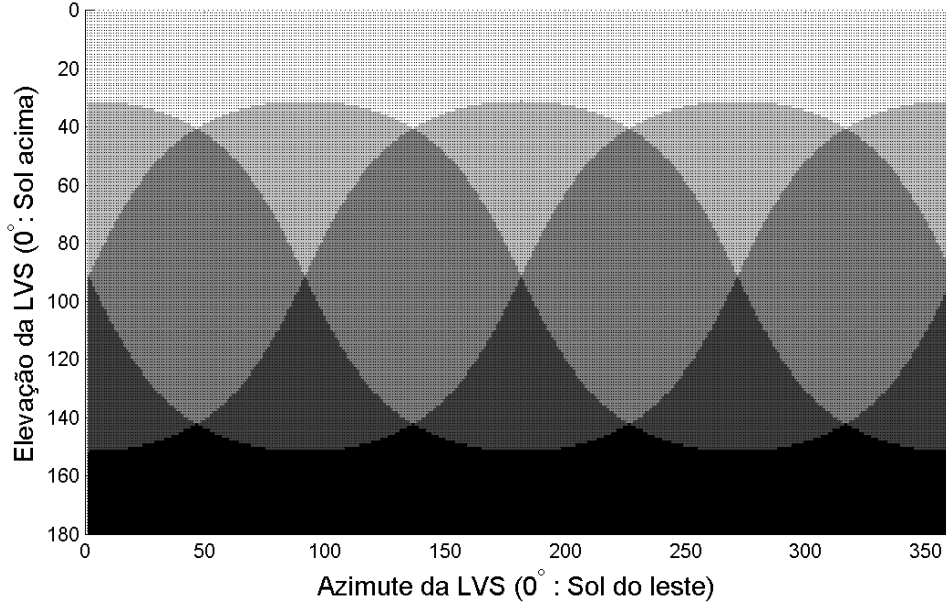


Figura 2.6: Resultado da simulação com o modelo geométrico mostrando o número de sensores ativos para cada possível LVS. Cores mais escuras denotam menos sensores ativos. Preto: 0 sensores ativos; Branco: 4 sensores ativos.

LVS para recuperar o número de sensores ativos para cada possível LVS são apresentados. Para a simulação, o nanossatélite é considerado com seu eixo- z apontado para cima, e eixo- x apontando para o leste. Na figura, o eixo horizontal é o ângulo da LVS em graus de norte para leste. O eixo vertical é o ângulo de cima para baixo. Cores escuras significam menos sensores ativos (preto significando 0 sensores ativos, e branco significando 4 sensores ativos). As simulações levaram em conta um valor de 30° de inclinação entre os painéis e o corpo de satélite.

Modelo das Medições

As medidas de giroscópios, magnetômetros e LVS estão sujeitas a erros decorrentes de desalinhamentos, vieses e ruídos [50]. Desalinhamentos e alguns vieses podem ser modelados e compensados pela calibração, o que deve ocorrer em fases futuras do desenvolvimento. Mas ruídos e variações no viés, considerados aleatórios no LCADCS, devem ser tratados com o uso de um filtro estocástico [52]. Para simplificar, os parâmetros ajustados por calibração não são considerados aqui. O vetor de estados da estimação é aumentado com os vieses, e outros efeitos são considerados ruídos Gaussianos. Feitas essas considerações, para o campo geomagnético \mathbf{B} a ser medido, o valor da medição no instante k é dado então por

$$\tilde{\mathbf{B}}_k = \mathbf{B}_k + \boldsymbol{\beta}_{B,k} + \boldsymbol{\nu}_{B,k}, \quad (2.18)$$

em que \mathbf{B}_k é o valor físico real, $\tilde{\mathbf{B}}_k$ é o valor medido, $\beta_{B,k}$ é o viés da medição, e $\nu_{B,k}$ é um ruído Gaussiano. Similarmente, as equações de medição para a velocidade angular ω e para a LVS \mathbf{h}_{LOS} são

$$\tilde{\omega}_k = \omega_k + \beta_{\omega,k} + \nu_{\omega,k} \quad (2.19)$$

e

$$\tilde{\mathbf{h}}_{LOS,k} = \mathbf{h}_{LOS,k} + \beta_{h_{LOS},k} + \nu_{h_{LOS},k}. \quad (2.20)$$

2.3 MODELOS PARA MEDIÇÕES NUM REFERENCIAL INERCIAL

Conforme citado no início deste Capítulo, a correção de atitude dentro do algoritmo de fusão de dados requer modelos para as medições de campo geomagnético e LVS num referencial inercial. Essa necessidade de se conhecer a priori as medidas esperadas em um referencial inercial é recorrente na maioria dos algoritmos empregados em projetos com especificações semelhantes às do projeto do LCADCS [9, 53, 54, 11]. Esses modelos são representados pelos blocos “Modelo do Campo Magnético” e “Modelo Geométrico para LVS” na Figura 2.1.

2.3.1 Modelo de Campo Magnético

Há modelos do campo geomagnético mantidos por organizações científicas que podem ser usados no desenvolvimento do LCADCS [19]. O WMM (do inglês: *World Magnetic Model*) [1] é utilizado para prever as medidas do campo geomagnético, dados o posicionamento do nanossatélite e o instante de tempo. A Figura 2.7 mostra um exemplo da avaliação do modelo de campo magnético para obtenção da intensidade do vetor geomagnético na direção leste. O WMM é aberto e bem documentado, e também é usado nas simulações. Mais detalhes sobre o modelo e a sua derivação podem ser encontrados em [1].

2.3.2 Modelo de Linha de Visada Solar

Da forma análoga ao campo magnético, a linha de visada solar (LVS) deve ser conhecida em um sistema de coordenadas de referência tendo em conta a posição do satélite e o instante de tempo. O problema da obtenção da LVS num sistema de coordenadas de referência é bastante conhecido, e para o LCADCS é suficiente empregar modelos analíticos aproximados apresentados e descritos em [55].

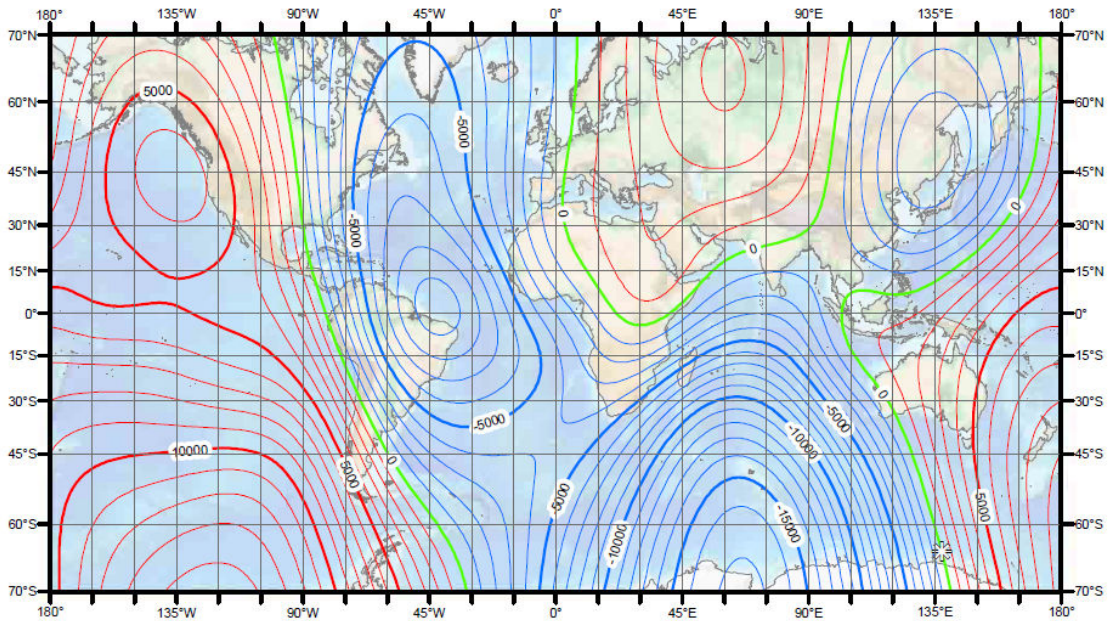


Figura 2.7: Intensidade do campo magnético na direção leste-oeste (leste em vermelho, oeste em azul) obtida com o WMM. Ilustração adaptada de [1].

2.4 ESTIMADOR DE ATITUDE

A parte final do desenvolvimento tratado neste Capítulo é referente ao bloco “Fusão de Dados” presente na Figura 2.1. Para combinar as informações disponíveis ao sistema de determinação de atitude, observando a natureza dos modelos de atitude apresentados na Seção 2.1, diversos algoritmos de filtragem estocástica não-linear poderiam ser utilizados. Dentre os algoritmos que poderiam ser utilizados, pode-se citar por exemplo: Filtro de Kalman estendido (EKF), Filtro de Kalman *unscented* (UKF), Filtro por soma de Gaussianas, Filtro de partículas e Filtros H_∞ .

O algoritmo EKF se destaca como a solução mais utilizada dada a sua elevada aplicação, simplicidade e baixo custo computacional. Contudo, conforme discutido na Subseção 1.4.1, o algoritmo UKF apresenta melhores resultados que o EKF com um custo computacional equiparável ao do EKF (algumas vezes menor [22, 21]). As outras soluções podem fornecer resultados ainda melhores que o UKF, mas a um custo computacional mais elevado. No LCADCS, dada a restrição de atuação descontínua em relé (ver Subseção 1.4.2), a estabilidade e qualidade do apontamento final da espaçonave tem uma forte dependência com a qualidade da fase de estimação do subsistema. Neste sentido, a adoção de uma formulação em UKF para o algoritmo parece ser um bom equilíbrio entre qualidade e custo computacional.

Para compreender a alta dependência entre apontamento final e qualidade da estimação no LCADCS, considere a Figura 2.8. No caso habitual de atuação contínua de *magnetor-*

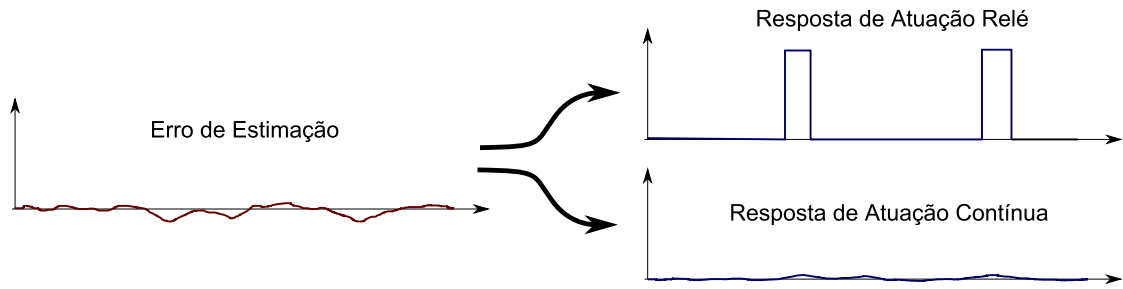


Figura 2.8: Comparação entre as respostas de atuação contínua e em relé para um mesmo erro de estimação.

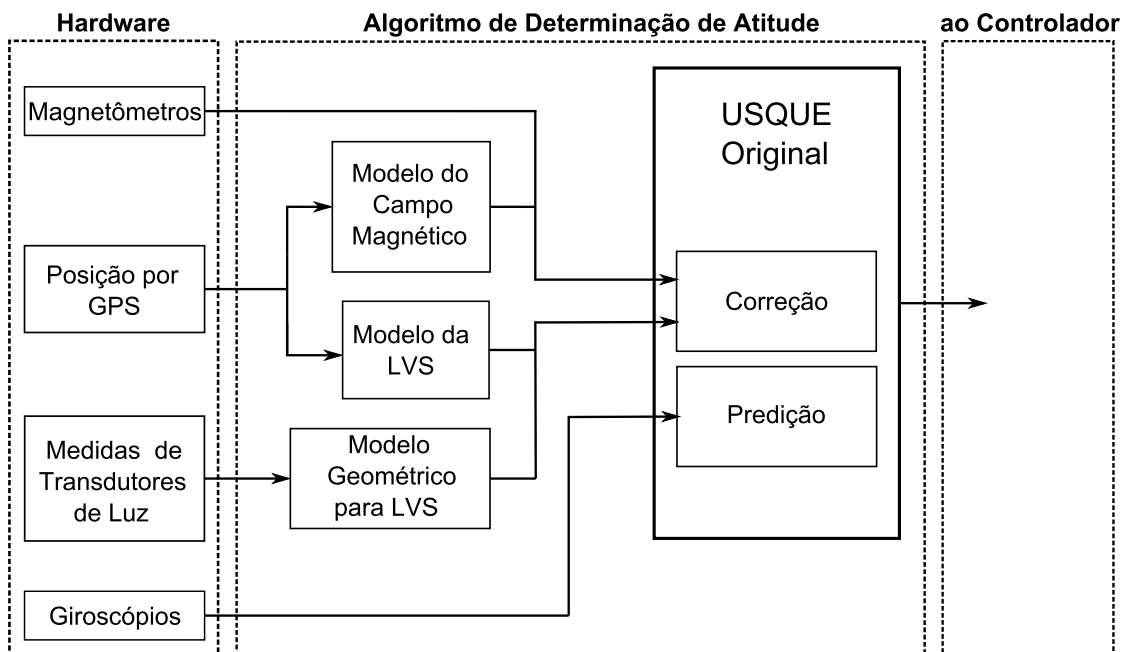
quers, um pequeno erro de estimação deve gerar um pequeno erro de atuação, visto que a atuação é interpolada de forma a ser proporcional ao estado estimado [31]. Já no caso de atuação em forma de relé, um pequeno erro de estimação pode levar a grandes erros de atuação, degradando o apontamento e em último caso a estabilidade do subsistema.

Tendo em mente essas características do LCADCS, conclui-se que as estimativas de velocidade angular e apontamento devem ser muito precisas quando comparadas às de outros sistemas de determinação de baixo custo, por força de restrições na parte de controle do subsistema. Neste sentido este trabalho investiga a aplicação do USQUE, originalmente apresentado em [22], para o LCADCS e propõe algumas modificações em sua estrutura de forma a ter o vetor de estados de estimação aumentado com as velocidades angulares. A escolha de uma formulação *unscented* para filtragem de atitude de espaçonaves tem mostrado vantagens de desempenho quando comparada à utilização de filtros de Kalman estendido [12, 25, 23, 27]. Além disso, outras características do USQUE (como o modelo de correção de tamanho variável) estão de acordo com as necessidades do LCADCS e, como será visto adiante, fornecem uma boa solução de determinação de atitude ao nanossatélite.

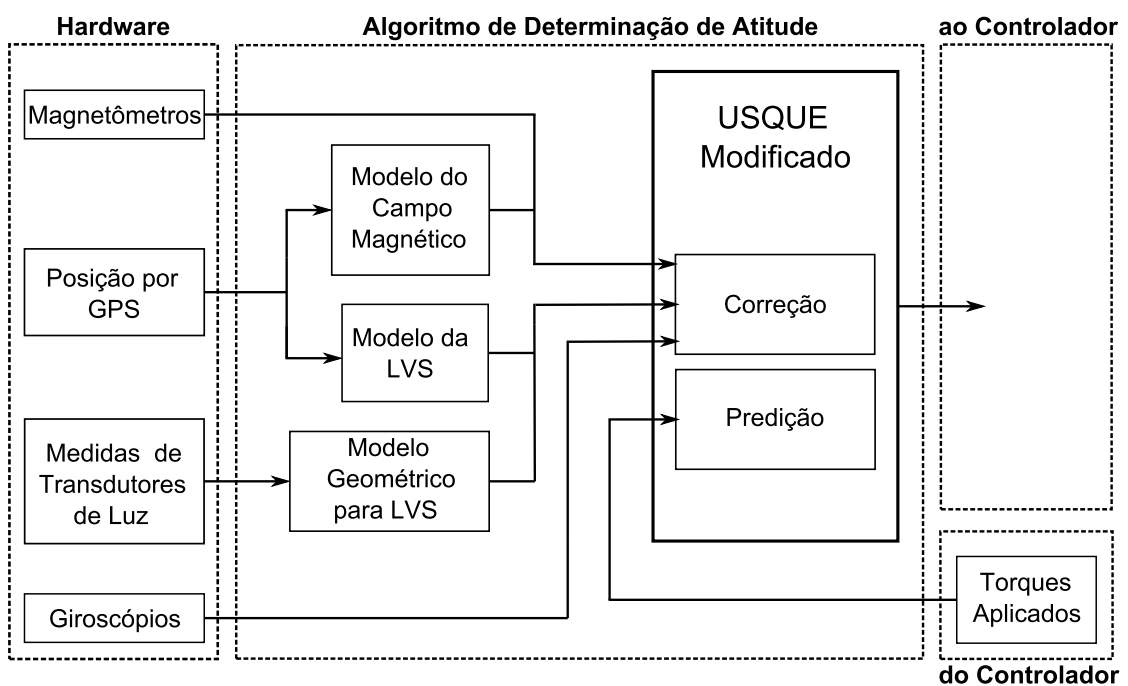
2.4.1 Arquitetura do USQUE

USQUE (Original)

A formulação original do algoritmo USQUE (apresentada em [22]), quando aplicada diretamente ao caso do UYS-1, dá origem a um esquema como o mostrado na Figura 2.9(a). Neste esquema, os dados provenientes da placa sensorial (vetor geomagnético local, LVS e velocidade angular) e da placa de navegação (posicionamento por GPS) são apresentados à esquerda. Os dados de vetor de campo geomagnético, LVS e posicionamento por GPS são combinado com os modelos embarcados no computador de bordo (ver Seção 2.3) para compor o passo de correção do filtro. O passo de predição do USQUE original compreende apenas modelo cinemático de atitude do veículo espacial, e é alimentado pela medida dos giroscópios. Por fim, na Figura 2.9(a) à direita se observa que o filtro fornece estimativas de



(a) Arquitetura USQUE Original



(b) Arquitetura USQUE Modificado

Figura 2.9: Diagrama de blocos para o sistema de determinação de atitude. Em 2.9(a), para fins de comparação, um diagrama de blocos da aplicação da formulação regular do USQUE para o LCADCS está representado. Em 2.9(b), o diagrama de blocos da versão adaptada do USQUE para o LCADCS é mostrado.

apontamento e vieses ao controlador.

Em simulações, esta formulação do USQUE quando combinada ao sistema de controle do LCADCS não forneceu bons resultados finais de apontamento. Esses maus resultados são devidos às restrições nos atuadores do LCADCS, que operam sempre em saturação, fazendo com que pequenos erros de estimação possam levar a grandes erros de atuação (uma vez que a atuação não é proporcional ao erro, e sim saturada). Dessa forma, o filtro precisa fornecer estimativas de apontamento e velocidade angular com uma precisão relativamente elevada. Nesse contexto, o ponto fraco desta formulação do USQUE para o LCADCS é o fato de que a velocidade angular passada para a parte de controle tem sua precisão determinada pela precisão fornecida pelos giroscópios. Dada a diretiva de utilização de equipamento de baixo custo, os giroscópios acessíveis ao LCADCS (como será visto em simulação) não fornecem as precisões necessárias à parte de controle do subsistema.

USQUE modificado

Dado que as características da parte de controle do LCADCS exigem uma precisão elevada na velocidade angular, um esquema modificado (com a adição das velocidades angulares no vetor de estados de estimação) foi proposto para o LCADCS e está representado na Figura 2.9(b). Nesta formulação modificada, o passo de predição combina os modelos de cinemática e dinâmica rotacional para o nanossatélite (ver Seção 2.1), e os torques aplicados são realimentados a partir do controlador para o passo de predição do filtro. De forma análoga à formulação original do USQUE, os dados de vetor de campo geomagnético, LVS e posicionamento por GPS são combinados com os modelos embarcados no computador de bordo para o passo de correção do filtro. Além destes, as medidas de velocidade angular são passadas para o passo de correção do filtro. Um maior detalhamento do filtro de determinação para esta versão modificada do USQUE são apresentados adiante.

2.4.2 Filtro USQUE Modificado

Para o LCADCS, é proposto um filtro USQUE modificado. O filtro é derivado para as seguintes equações não-lineares em tempo discreto que representam um modelo dinâmico do sistema

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{f}(\mathbf{x}_k, k) + \mathbf{w}_k \quad (2.21)$$

$$\tilde{\mathbf{y}}_k = \mathbf{g}(\mathbf{x}_k, k) + \mathbf{v}_k, \quad (2.22)$$

em que, para o instante k , \mathbf{x}_k é o vetor de estados de n elementos, $\tilde{\mathbf{y}}_k$ é um vetor de medição de m elementos, \mathbf{f} e \mathbf{g} são modelos não-lineares de predição e correção, respectivamente, e assumiu-se que \mathbf{w}_k e \mathbf{v}_k são ruídos Gaussianos de média zero com matrizes de covariância dadas por \mathbf{Q}_k e \mathbf{R}_k , respectivamente. Em linhas gerais, o modelo de predição \mathbf{f} engloba informação sobre a cinemática e dinâmica de atitude do nanossatélite, além de assumir uma evolução em passeio aleatório para os parâmetros estimados. O modelo de correção \mathbf{g} concatena um conjunto de tamanho variável das medidas vetoriais esperadas no sistema de coordenadas do corpo da espaçonave. Um detalhamento matemático dos modelos de predição e correção do filtro aparece a seguir, em uma explicação detalhada do algoritmo de estimação (um resumo do algoritmo é colocado num passo-a-passo ao final do Capítulo para facilitar a leitura).

Na versão modificada do USQUE, com o aumento para incorporar as velocidades angulares, o vetor de estados se torna

$$\mathbf{x} \triangleq \begin{bmatrix} \delta \mathbf{p} \\ \boldsymbol{\omega} \\ \boldsymbol{\beta} \end{bmatrix}, \quad (2.23)$$

em que $\delta \mathbf{p}$ é correspondente à atitude, $\boldsymbol{\omega}$ corresponde às velocidades angulares, e $\boldsymbol{\beta}$ corresponde aos vieses sendo estimados.

A grosso modo, o USQUE tem a estrutura de um UKF (do inglês: *Unscented Kalman Filter*) com estimação de quatérnio de erro multiplicativo [21]. Mas, mais do que isso, o USQUE utiliza uma projeção estereográfica para mapear o quatérnio de desvio de atitude para um espaço vetorial, sempre que as operações matemáticas do filtro devam ser aplicadas sobre a atitude representada num espaço vetorial. A parametrização de erro de atitude $\delta \mathbf{p}$ no vetor de estados comuta com o quatérnio de erro de atitude $\delta \mathbf{q} = \begin{bmatrix} \delta \bar{\mathbf{q}}^T & \delta q_4 \end{bmatrix}^T$ por meio das relações

$$\delta \mathbf{p} = f \frac{\delta \bar{\mathbf{q}}}{a + \delta q_4}, \quad (2.24)$$

$$\delta q_4 = \frac{-a \|\delta \mathbf{p}\|^2 + f \sqrt{f^2 + (1 - a^2) \|\delta \mathbf{p}\|^2}}{f^2 + \|\delta \mathbf{p}\|^2},$$

$$\delta \bar{\mathbf{q}} = f^{-1} (a + \delta q_4) \delta \mathbf{p}, \quad (2.25)$$

em que a e f são parâmetros de projeção [22].

Seguindo a estrutura do vetor de estados, os pontos sigma são definidos no filtro do LCADCS como

$$\boldsymbol{\chi}_k(i) \triangleq \begin{bmatrix} \boldsymbol{\chi}_k^{\delta p}(i) \\ \boldsymbol{\chi}_k^\omega(i) \\ \boldsymbol{\chi}_k^\beta(i) \end{bmatrix}, \quad (2.26)$$

em que $\boldsymbol{\chi}_k^{\delta p}$ é a parte do vetor de estados espalhado relacionada ao desvio de atitude sendo estimado em uma formulação por erro multiplicativo [21]. O componente $\boldsymbol{\chi}_k^\beta$ é relacionado às estimativas de viés e $\boldsymbol{\chi}_k^\omega$ é relacionado à estimação da velocidade angular. Dadas as estimativas de estado e covariâncias instantâneas, os pontos sigma podem ser obtidos utilizando

$$\boldsymbol{\chi}_k(i) \triangleq i\text{-ésima coluna de } \mathbf{D}, \quad (2.27)$$

$$\mathbf{D} = \hat{\mathbf{x}}_k^+ \mathbf{1}_{2n+1}^T + [\mathbf{0}_n \quad + \mathbf{A} \quad - \mathbf{A}], \quad (2.28)$$

$$\mathbf{A} = \sqrt{(n + \zeta) [\mathbf{P}_k^+ + \mathbf{Q}_k]}, \quad (2.29)$$

em que ζ é um parâmetro relacionado ao espalhamento dos pontos sigma, $\mathbf{1}$ é um vetor coluna de elementos unitários, $\mathbf{0}$ é um vetor coluna de elementos nulos, e \mathbf{P}_k^+ é a matriz de covariância de estado. Deve ser notado que qualquer forma de se calcular a raiz de uma matriz quadrada pode ser usada para resolver a equação (2.29). Neste trabalho, é utilizada uma forma bastante usual em implementações de filtros *unscented* que consiste no uso de uma fatoração de Cholesky para se obter esta raiz [56, 57].

De forma a obter a predição de estado $\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^-$, cada porção do vetor $\boldsymbol{\chi}_k(i)$ é propagada separadamente.

Propagação da Atitude

Primeiramente os pontos sigma $\boldsymbol{\chi}_k^{\delta p}$ são convertidos em seus correspondentes de quatérnio

$$\delta q_{4_k}^+(i) = \frac{-a \|\boldsymbol{\chi}_k^{\delta p}(i)\|^2 + f \sqrt{f^2 + (1-a^2) \|\boldsymbol{\chi}_k^{\delta p}(i)\|^2}}{f^2 + \|\boldsymbol{\chi}_k^{\delta p}(i)\|^2}, \quad (2.30)$$

$$\delta \bar{\mathbf{q}}_k^+(i) = f^{-1} (a + \delta q_{4_k}^+(i)) \boldsymbol{\chi}_k^{\delta p}(i),$$

e os desvios de atitude são aplicados ao quatérnio da estimativa de atitude instantânea, de forma a montar um conjunto de quatérnios espalhados em torno da média

$$\hat{\mathbf{q}}_k^+(0) = \hat{\mathbf{q}}_k^+, \quad (2.31)$$

$$\hat{\mathbf{q}}_k^+(i) = \left[\Xi(\hat{\mathbf{q}}_k^+) \quad \hat{\mathbf{q}}_k^+ \right] \delta \mathbf{q}_k^+(i). \quad (2.32)$$

Então, essas atitudes são propagadas usando um modelo discretizado de (2.11)

$$\hat{\mathbf{q}}_{k+1}^-(i) = \Omega(\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+(i)) \hat{\mathbf{q}}_k^+(i),$$

$$\Omega(\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+(i)) \triangleq$$

$$\begin{bmatrix} \cos(0.5 \|\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+(i)\| \Delta t_e) I_{3 \times 3} - [\hat{\boldsymbol{\psi}}_k^+(i)^\times] & \hat{\boldsymbol{\psi}}_k^+(i) \\ -\hat{\boldsymbol{\psi}}_k^+(i) & \cos(0.5 \|\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+(i)\| \Delta t_e) \end{bmatrix}, \quad (2.33)$$

$$\hat{\boldsymbol{\psi}}_k^+(i) \triangleq \frac{\sin(0.5 \|\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+(i)\| \Delta t_e) \hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+(i)}{\|\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+(i)\|}.$$

em que Δt_e é a janela de tempo da estimação. Esta discretização, apresentada em [21], é obtida tendo em conta a natureza restrita dos quatérnios, e é válida para valores pequenos de Δt_e . O conjunto de quatérnios propagados é multiplicado pelo inverso da propagação do quatérnio central, proporcionando um conjunto de desvios propagados em quatérnio

$$\delta \hat{\mathbf{q}}_{k+1}^-(i) = \left[\Xi(\hat{\mathbf{q}}_{k+1}^-(0)^{-1}) \quad \hat{\mathbf{q}}_{k+1}^-(0)^{-1} \right] \hat{\mathbf{q}}_{k+1}^-(i), \quad (2.34)$$

em que o inverso do quatérnio é definido como

$$\mathbf{q}^{-1} \triangleq \begin{bmatrix} -\bar{\mathbf{q}} \\ q_4 \end{bmatrix}. \quad (2.35)$$

Neste ponto, o conjunto de desvios em quatérnios é mapeado para o conjunto de parametrizações de erro de atitude usando

$$\boldsymbol{\chi}_{k+1}^{\delta p}(i) = f \frac{\delta \hat{\mathbf{q}}_{k+1}^-(i)}{a + \delta \hat{q}_{4k+1}^-(i)}, \quad (2.36)$$

completando a propagação dos pontos $\boldsymbol{\chi}_k^{\delta p}(i)$.

Propagação da Velocidade Angular e Vieses

A propagação dos pontos sigma $\boldsymbol{\chi}_k^\omega$, presente apenas na versão modificada do USQUE, é feita usando uma discretização com aproximação de primeira ordem de (2.10)

$$\boldsymbol{\chi}_{k+1}^\omega(i) = \mathbf{J}^{-1} \Delta t_e \left(\mathbf{T}_k - [\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+(i)^\times] \mathbf{J} \hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+(i) \right) + \hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+(i), \quad (2.37)$$

em que \mathbf{T}_k é o torque aplicado no instante k .

A propagação dos vieses é assumida uma identidade

$$\boldsymbol{\chi}_{k+1}^\beta(i) = \hat{\boldsymbol{\beta}}_k^+(i). \quad (2.38)$$

Cálculo de Predições

Tendo em conta os pontos sigma propagados, é possível recuperar o vetor de estados propagado usando

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^- = \frac{1}{n+\zeta} \left\{ \zeta \boldsymbol{\chi}_{k+1}(0) + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} \boldsymbol{\chi}_{k+1}(i) \right\}. \quad (2.39)$$

A matriz de covariância predita associada a este vetor de estados propagado é dada pela equação

$$\mathbf{P}_{k+1}^- = \frac{1}{n+\zeta} \left\{ \zeta [\boldsymbol{\chi}_{k+1}(0) - \hat{\mathbf{x}}_k^-] [\boldsymbol{\chi}_{k+1}(0) - \hat{\mathbf{x}}_k^-]^T + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} [\boldsymbol{\chi}_{k+1}(i) - \hat{\mathbf{x}}_k^-] [\boldsymbol{\chi}_{k+1}(i) - \hat{\mathbf{x}}_k^-]^T \right\} + \mathbf{Q}_{k+1}. \quad (2.40)$$

Dado o estado previsto, as medidas preditas podem ser calculadas como

$$\hat{\boldsymbol{\gamma}}_{k+1}^- = \frac{1}{n+\zeta} \left\{ \zeta \boldsymbol{\gamma}_{k+1}(0) + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} \boldsymbol{\gamma}_{k+1}(i) \right\}, \quad (2.41)$$

em que,

$$\boldsymbol{\gamma}_{k+1}(i) = \mathbf{g}(\boldsymbol{\chi}_{k+1}(i), k). \quad (2.42)$$

As covariâncias associadas com as medidas preditas são obtidas usando

$$\mathbf{P}_{k+1}^{yy} = \frac{1}{n+\zeta} \left\{ \zeta [\boldsymbol{\gamma}_{k+1}(0) - \hat{\boldsymbol{\gamma}}_k^-] [\boldsymbol{\gamma}_{k+1}(0) - \hat{\boldsymbol{\gamma}}_k^-]^T + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} [\boldsymbol{\gamma}_{k+1}(i) - \hat{\boldsymbol{\gamma}}_k^-] [\boldsymbol{\gamma}_{k+1}(i) - \hat{\boldsymbol{\gamma}}_k^-]^T \right\} + \mathbf{R}_{k+1}. \quad (2.43)$$

Passo de Correção do Filtro

Uma observação vetorial no sistema de coordenadas do corpo $\tilde{\mathbf{v}}^b$ (como a LVS ou o campo geomagnético) pode ser descrita como

$$\tilde{\mathbf{v}}^b = DCM(\mathbf{q}) \mathbf{v}^i + \boldsymbol{\nu}, \quad (2.44)$$

em que $\tilde{\mathbf{v}}^b$ é o vetor de medida no sistema de referência do corpo, \mathbf{v}^i é o vetor no referencial inercial, e $\boldsymbol{\nu}$ é um ruído aleatório. Assim, o modelo de medição \mathbf{g} é dado por

$$\tilde{\mathbf{y}}_k = \begin{bmatrix} \hat{\boldsymbol{\omega}}^- + \hat{\boldsymbol{\beta}}^- \\ DCM(\hat{\mathbf{q}}^-) \mathbf{v}_1^i \\ \vdots \\ DCM(\hat{\mathbf{q}}^-) \mathbf{v}_{m-1}^i \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\nu}_\omega \\ \boldsymbol{\nu}_1 \\ \vdots \\ \boldsymbol{\nu}_{m-1} \end{bmatrix}_k, \quad (2.45)$$

em que as observações vetoriais no LCADCS podem ser a LVS e/ou o vector de campo geomagnético, e o tamanho do vector de medição (m) é variável, dependendo da disponibilidade das medidas vetoriais. O modelo de medição em (2.45) é um pouco diferente do apresentado em [22] uma vez que incorpora a medição das velocidades angulares. Sempre que um conjunto não vazio de medidas está disponível para o filtro no instante k , o vector de estados previsto e covariância associada são corrigidos usando

$$\hat{\mathbf{x}}_k^+ = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k \mathbf{z}_k, \quad (2.46)$$

$$\mathbf{P}_k^+ = \mathbf{P}_k^- - \mathbf{K}_k \mathbf{S}_k^- \mathbf{K}_k^T, \quad (2.47)$$

em que \mathbf{z} é a inovação definida como

$$\mathbf{z}_k \triangleq \tilde{\mathbf{y}}_k - \mathbf{g}(\hat{\mathbf{x}}_k^-, k), \quad (2.48)$$

e o ganho de Kalman é calculado como

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^{xy} (\mathbf{P}_k^{yy})^{-1}, \quad (2.49)$$

com a matriz de covariância cruzada \mathbf{P}^{xy} dada por

$$\mathbf{P}_{k+1}^{xy} = \frac{1}{n+\zeta} \left\{ \zeta [\boldsymbol{\chi}_{k+1}(0) - \hat{\mathbf{x}}_k^-] [\boldsymbol{\gamma}_{k+1}(0) - \hat{\mathbf{y}}_k^-]^T + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} [\boldsymbol{\chi}_{k+1}(i) - \hat{\mathbf{x}}_k^-] [\boldsymbol{\gamma}_{k+1}(i) - \hat{\mathbf{y}}_k^-]^T \right\}. \quad (2.50)$$

Isso completa o equacionamento para implementação do filtro proposto para o LCADCS. Com a intenção de facilitar o entendimento e a implementação em software do algoritmo mostrado acima, todo o processo de estimação de atitude do LCADCS é resumido em algoritmo como segue:

Predição:	
if informações sobre o torque aplicado (\mathbf{T}_k) estão disponíveis then	
1	Um conjunto de pontos sigma é gerado a partir das estimativas de estado atual e covariância de estado usando (2.27), (2.28) e (2.29);
2	A porção $\chi_k^{\delta P}$ é mapeada para os desvios em quatérnio $\delta \mathbf{q}_k^+$ (i) usando (2.30);
3	Um conjunto de atitudes dispersas é montado pré-multiplicando a estimativa atual em quatérnio $\hat{\mathbf{q}}_k^+$ pelos desvios usando (2.31) e (2.32);
4	Em seguida, as atitudes são propagadas, dada a estimativa de velocidade angular atual $\hat{\omega}_k^+$, usando (2.33);
5	Os quatérnios propagados são divididos pela estimativa de atitude atual propagada $\hat{\mathbf{q}}_{k+1}^-$ usando (2.34);
6	O novo conjunto propagado de desvios de atitude é mapeado para a parametrização do erro em projeção estereográfica usando (2.36), compondo o conjunto $\chi_{k+1}^{\delta P}$;
7	A porção χ_k^ω é propagada usando (2.37), gerando o conjunto χ_{k+1}^ω ;
8	A porção χ_k^β é propagada usando (2.38), gerando o conjunto χ_{k+1}^β ;
9	Dados os pontos sigma propagados χ_{k+1} , o vetor de estados previsto $\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^-$ é calculado com (2.39);
10	A previsão da matriz de covariância de estado \mathbf{P}_{k+1}^- é dada por (2.40);
11	O vetor de medição previsto $\hat{\mathbf{y}}_{k+1}^-$ é calculado com (2.41);
12	A previsão da matriz de covariância de medição \mathbf{P}_{k+1}^{yy} é dada por (2.43);
end	
Correção:	
if $\hat{\mathbf{x}}_k^-$, \mathbf{P}_k^- , $\hat{\mathbf{y}}_k^-$, \mathbf{P}_k^{yy} e um conjunto não vazio de medidas $\tilde{\mathbf{y}}_k$ estão disponíveis then	
1	A inovação para o instante k é calculada como em (2.48);
2	Em seguida, a matriz de covariância cruzada \mathbf{P}_k^{xy} é calculada usando (2.50);
3	O ganho de Kalman é então obtido usando (2.49);
4	Agora, o vetor de estados pode ser corrigido utilizando (2.46);
5	E a matriz de covariância de estado é corrigida utilizando (2.47);
end	

Algoritmo 1: Algoritmo para estimação de atitude proposto para o LCADCS.

No Capítulo 4, simulações relativas ao sistema de determinação discutido são apresentadas.

3 CONTROLE DE ATITUDE

Neste capítulo soluções para a parte de controle de atitude do LCADCS, correspondente ao bloco “Sistema de Controle de Atitude” na Figura 1.1 (repetida na Figura 3.1 por conveniência), são investigadas. A discussão do Capítulo em torno deste tema se dá como descrito a seguir. Primeiramente o problema de controle de espaçonaves com atuação puramente magnética é brevemente discutido. Uma solução clássica para esse problema, designada adiante pela sigla TPA, é apresentada. A seguir as restrições de atuação em relé e suas implicações para o problema de controle são abordadas. Tendo como motivação um caso da literatura, uma discretização do TPA é apresentada como possível solução a ser adotada no LCADCS (esta discretização será denominada TARA). Tendo em conta os resultados do estudo de diferentes técnicas para a solução do problema de controle de atitude no LCADCS, uma nova estratégia de controle é proposta.

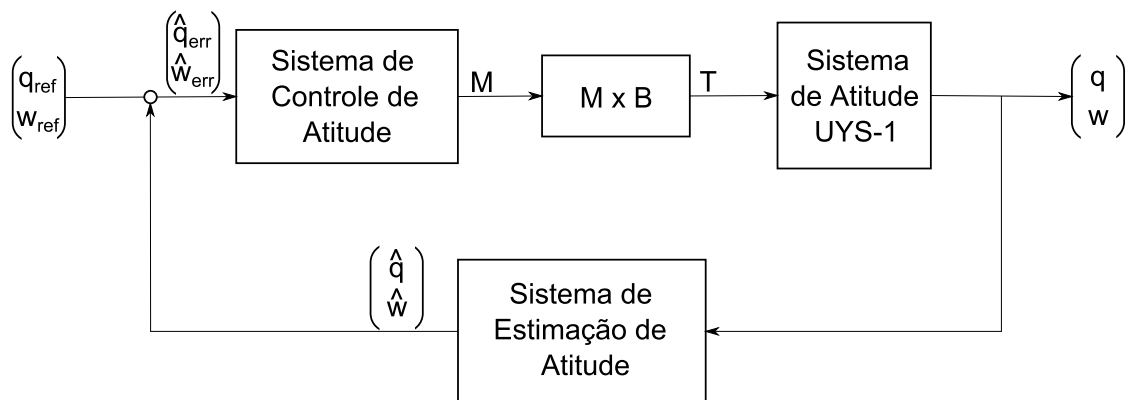


Figura 3.1: Um diagrama de blocos para o controle de atitude por realimentação de estados no LCADCS.

3.1 ATUAÇÃO MAGNÉTICA

O controle de atitude de veículos espaciais utilizando apenas atuação magnética tem sido objeto de pesquisa de trabalhos que datam desde as primeiras décadas da exploração espacial até os dias de hoje [58, 31, 32, 17]. Todo subsistema de controle de atitude usando apenas acionamento magnético está sujeito a uma limitação na direção da atuação, intrínseca ao princípio físico de atuação. Qualquer indução gerada pelos atuadores magnéticos tem de interagir com o campo magnético local para produzir um torque magnético dado por [31, 59]

$$\mathbf{T}_{mag} = [\mathbf{M}^\times] \mathbf{B}, \quad (3.1)$$

em que, \mathbf{M} é o sinal de controle propriamente dito (ou seja, a indução magnética gerada pelos *magnetorquers*), e \mathbf{B} denota o vetor do campo geomagnético local, o qual varia ao longo da órbita da nave. Fica claro, a partir de (3.1) e da ilustração na Figura 3.2, que independente de como o vetor \mathbf{M} é gerado, o torque magnético será sempre perpendicular ao vetor \mathbf{B} , que depende apenas do meio ambiente e da posição instantânea da espaçonave. Assim, a nave experimenta a perda de atuação instantânea em torno da direção do campo geomagnético.

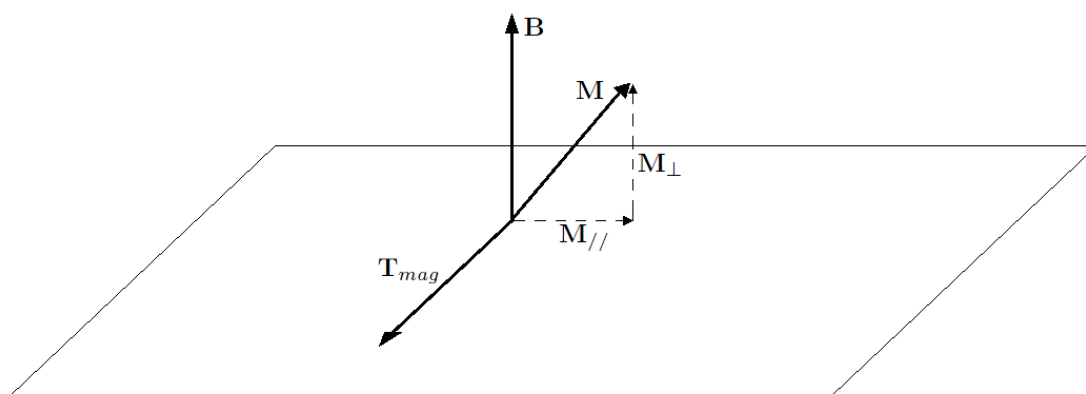


Figura 3.2: Ilustração do torque magnético. Apenas componentes de \mathbf{M} paralelas ao plano definido por \mathbf{B} ($\mathbf{M}_{//}$) podem produzir torque.

3.2 CONTROLE POR PROJEÇÃO DE TORQUE

Uma formulação natural para estabilização de atitude por realimentação de estado é apresentada na Figura 3.1. Diferentes abordagens podem ser utilizadas no bloco “Sistema de Controle de Atitude” para definir a atuação \mathbf{M} . Em especial, uma das abordagens mais comuns, simples e eficazes para a lei de controle é a normalmente referida como Abordagem por Projeção de Torque (ou TPA, do inglês: *Torque Projection Approach*). O TPA é melhor compreendido a partir de uma interpretação geométrica. Ele consiste na definição de um torque desejado (\mathbf{T}_{req}), que seria o torque necessário para a estabilização [60] se não houvesse a restrição de atuação puramente magnética. Em seguida, define-se a indução magnética para melhor aproximar este torque requerido. Na Figura 3.3 o torque requerido (\mathbf{T}_{req}) é retratado em uma determinada direção arbitrária. É sempre possível decompor \mathbf{T}_{req} em seus componentes $\mathbf{T}_{req_{//}}$ e $\mathbf{T}_{req_{\perp}}$ que são, respectivamente, paralelo e perpendicular ao plano definido por \mathbf{B} . Claramente, apenas o componente $\mathbf{T}_{req_{//}}$ pode ser produzido pela atuação magnética, o caso em que \mathbf{T}_{mag} será igual a $\mathbf{T}_{req_{//}}$. No TPA, o bloco “Sistema de Controle de Atitude” retratado na Figura 3.1 é detalhado conforme apresentado na Figura 3.4. O bloco “Lei de

Controle Auxiliar” é responsável pelo cálculo de T_{req} com o uso de uma lei de controle auxiliar, e o bloco “Cálculo da Indução Requerida” irá calcular a indução M a ser produzida pelos *magnetorquers*.

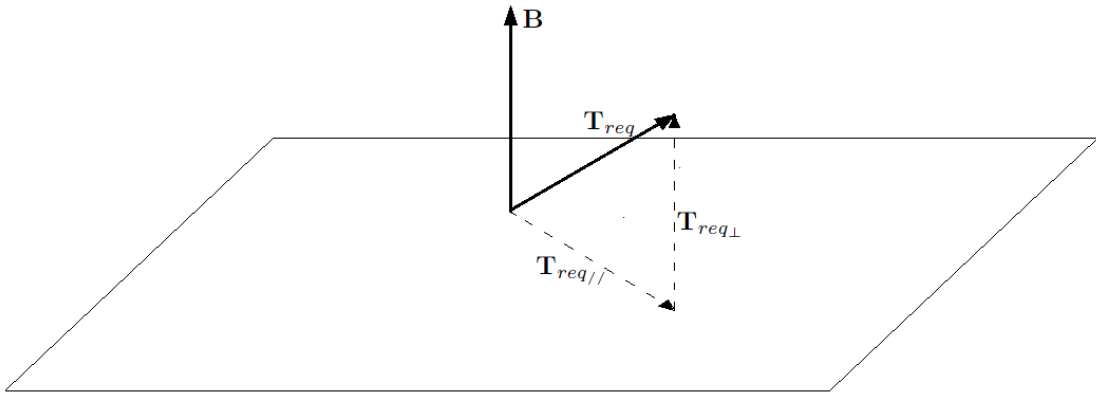


Figura 3.3: O torque requerido (abordagem TPA) e a restrição de atuação magnética.

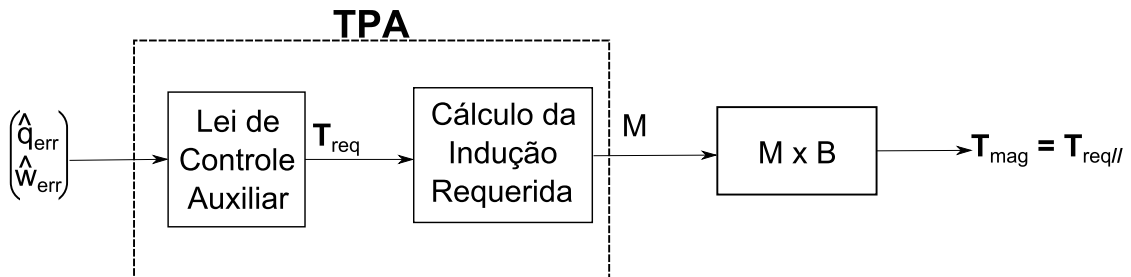


Figura 3.4: O diagrama de blocos detalhado da lei de controle quando se adota o TPA.

3.2.1 Cálculo da Indução Necessária dado T_{req}

Na Figura 3.2 é possível observar que mesmo M sendo irrestrito, apenas a componente paralela ao plano de torques magnéticos ($M_{//}$) pode produzir torque magnético, uma vez que M_{\perp} é colinear com B e o produto vetorial entre eles deve ser nulo. Assim, a menor indução M (saída do bloco “Cálculo da Indução Requerida” na Figura 3.4) que melhor aproxima T_{req} (saída do bloco “Lei de Controle Auxiliar” na Figura 3.4) pode ser obtida a partir de uma análise geométrica simples como [31]

$$M = \frac{[B^{\times}] T_{req}}{\|B\|^2}. \quad (3.2)$$

3.2.2 Lei de Controle Auxiliar Tipo-PD

Em princípio, uma variedade de leis de controle poderia ser escolhida para calcular T_{req} (saída do bloco “Lei de Controle Auxiliar” na Figura 3.4). Em [34] os autores propõem uma

lei de controle para determinar \mathbf{T}_{req} semelhante a um controlador tipo-PD.

$$\mathbf{T}_{req} = - (\epsilon^2 \mathbf{K}_p \bar{\mathbf{q}} + \epsilon \mathbf{K}_d \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}), \quad (3.3)$$

em que \mathbf{K}_p e \mathbf{K}_d são matrizes de ganho a ser ajustadas, e ϵ é um fator de escala a ser sintonizado. Deve ser notado que, da construção de (3.3), a qualidade da solução está condicionada à escolha de parâmetros ϵ muito pequenos [34] (esse fator de escala é da ordem de 10^{-4} para as características do LCADCS). Esta escolha de ϵ faz com que os torques desejados (\mathbf{T}_{req}) sejam muito pequenos¹ e, por conseguinte, a estabilização magnética se dá por meio de pequenas atuações. Neste trabalho, (3.3) é utilizada quando da aplicação do TPA. Deve ser observado que a característica de pequenas atuações do TPA não é decorrente da utilização da lei de controle auxiliar (3.3). Mesmo usando diferentes técnicas para obter \mathbf{T}_{req} , a diretiva de projeto de pequenas atuações (aqui contabilizada no fator de escala ϵ) é observada [31].

3.3 CONTROLE COM ATUAÇÃO EM FORMA DE RELÉ

No LCADCS, uma restrição adicional é imposta: os *magnetorquers* devem operar em modo relé, tal como explicado na Subseção 1.4.2. Isto obriga os atuadores a operarem sempre em saturação, o que dificulta atender a diretiva de pequenas atuações comumente observada [31] em leis de controle por atuação magnética (ver Figura 3.7). Dessa forma, a aplicação direta da abordagem TPA fica impossibilitada para o LCADCS.

A Figura 3.5 mostra uma visão geométrica do efeito do modo de operação dos *magnetorquers* sobre o conjunto de atuações (\mathbf{M}) disponíveis ao sistema de controle. Em 3.5, uma representação do conjunto de possíveis acionamentos contínuos e em relé, com saturação, é mostrado na coluna à esquerda. Na coluna da direita, dado um vetor de campo geomagnético \mathbf{B} arbitrário, apenas a porção do conjunto capaz de gerar torque é representada para os dois casos de operação dos atuadores. Na parte inferior da Figura 3.5 (linha correspondente à atuação em relé) é mostrado o caso de atuação descontínua (tipo relé) em que se tem um conjunto discreto com apenas 27 pontos² de atuação disponíveis. Apenas a projeção desses pontos no plano definido por \mathbf{B} , como mostrado no quadrante inferior à direita na Figura 3.5, será capaz de produzir torque. Claramente, a porção capaz de gerar torque com a atuação em relé dificilmente será capaz de aproximar uma atuação contínua, principalmente, tendo em conta a diretiva de pequenas atuações recorrente em controle magnético de atitude.

¹Os torques magnéticos se tornam pequenos quando comparados a torques aplicados quando se faz a estabilização por meio de outros atuadores, por exemplo rodas de reação [44].

²Cada um dos três *magnetorquers* pode assumir três configurações diferentes, conforme a Tabela 1.4, produzindo assim $3^3 = 27$ atuações possíveis.

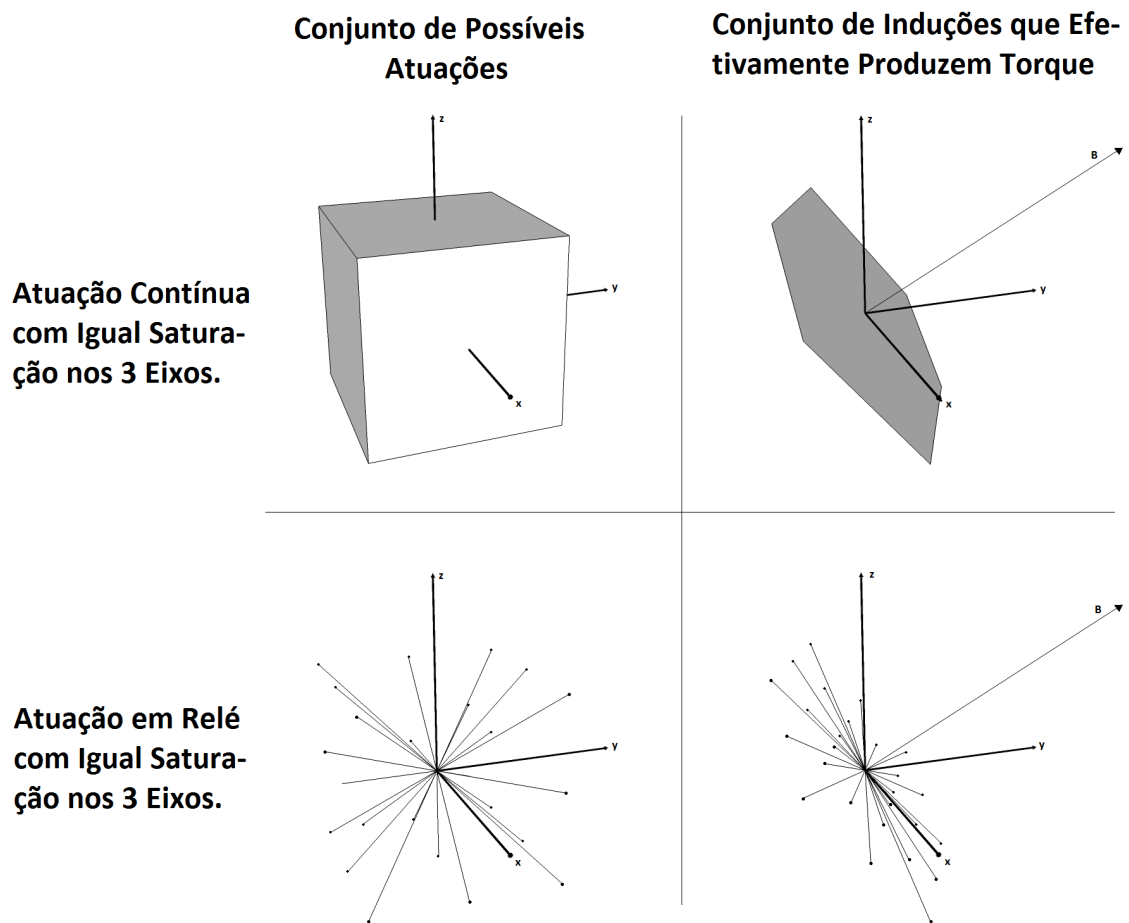


Figura 3.5: Uma visão geométrica dos conjuntos de atuações, comparando a restrição nos atuadores do LCADCS com o acionamento contínuo de *magnetorquers*.

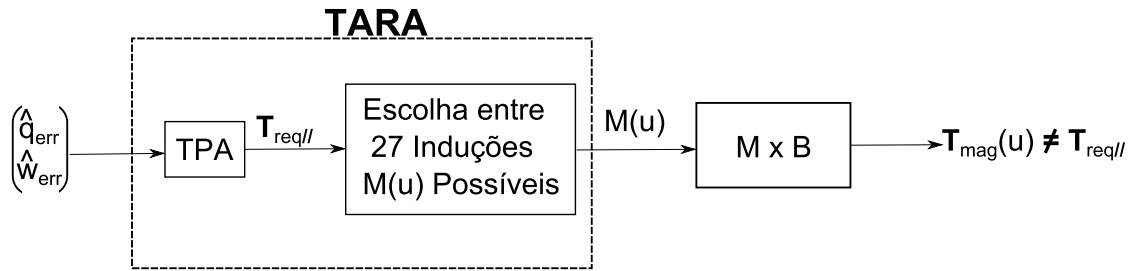


Figura 3.6: O diagrama de blocos detalhado da lei de controle quando se adota a abordagem TARA.

3.3.1 Aproximação de Torque Contínuo por Atuação em relé

Uma solução natural para o problema apontado no início da Seção 3.3 consiste em fazer uso de uma técnica de controle que leva em conta uma variação contínua sobre os *magnetorquers* (por exemplo o TPA), e em seguida aplicar a atuação em relé que melhor aproxima o torque que seria aplicado pela atuação contínua. Uma representação desta abordagem de controle é vista no diagrama de blocos da Figura 3.6. Por conveniência, esta abordagem vai ser referida como Aproximação de Torque por Atuação em relé (ou TARA, de: *Torque Approximation by Relay Actuation*). Em [30] os autores utilizam acionamento em relé nos *magnetorquers*, tal como no LCADCS, para realizar a estabilização magnética de apontamento para a Terra de um picossatélite. A abordagem proposta e simulada em [30] foi a adoção do TARA (utilizando TPA para a lei de controle contínua). Apesar do fato de que o sistema proposto em [30] pôde atingir estabilidade em 3 eixos com a atuação em relé, deve-se notar que o sistema não tinha atuação puramente magnética, uma vez que tinha disponível uma roda de momento, e que a atuação em estado estacionário não era ideal, devido à excessiva ativação dos atuadores. Mesmo assim, a aplicação dessa abordagem será avaliada para o LCADCS tendo em vista que, além de se tratar de uma solução bastante intuitiva para o problema, [30] foi o caso recuperado da literatura que melhor se aproximou ao problema do LCADCS.

Para avaliar a adequação da abordagem TARA para o LCADCS, o TPA é usado para a lei de controle contínuo. Quando utilizando a abordagem TARA, o algoritmo representado pelo bloco “Escolha entre 27 Induções $M(u)$ Possíveis” na Figura 3.6 tem que decidir entre um conjunto de 27 atuações bem definidas $M(u)$ (com u variando de 1 a 27) por aquela que fornece o $T_{mag}(u)$ que mais se aproxima de $T_{req//}$. No entanto, uma vez que o subsistema de controle não pode diminuir a magnitude das atuações (devido à restrição de atuação do tipo relé) e que não é possível aumentar os ganhos do controle em (3.3) (tendo em conta a orientação de pequenas atuações discutida anteriormente), pode ocorrer de o torque necessário ($T_{req//}$) torna-se várias vezes menor do que os disponíveis para aproximá-lo ($T_{mag}(u)$). Esta situação, que deve fatalmente ocorrer na fase de estabilização em estado estacionário,

leva à alternância excessiva do estado dos *magnetorquers* (de forma análoga a atuações que utilizam modulação por largura de pulso). A Figura 3.7 ilustra esta dificuldade. Nestes casos, a aproximação envolvida na abordagem TARA é comprometida e o sistema perde estabilidade. Uma possível solução é a diminuição física do valor máximo da indução magnética, usando hardware de atuação mais limitado. Uma análise e resultados mais detalhados da aplicação da abordagem TARA para o LCADCS está presente no Capítulo 4 que trata das simulações, na Seção 4.4.

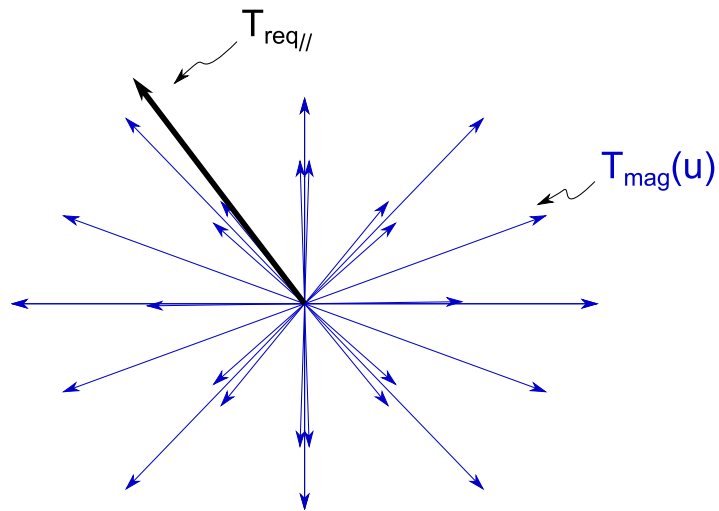
3.3.2 Abordagem de Controle Proposta

Uma vez que não foi possível encontrar soluções disponíveis na literatura, tais que pudessem ser diretamente aplicadas ao LCADCS tendo resultados satisfatórios, foi necessário propor uma abordagem nova para a parte de controle do subsistema. Aqui uma abordagem com previsão por modelo de apenas um passo à frente é proposta. A ideia básica da abordagem proposta é definir uma atuação num instante k de forma que os efeitos obtidos no estado do sistema no instante $k + 1$ aproximem o sistema da condição ideal para estabilidade. O efeito de cada uma das possíveis atuações do instante k no estado do instante $k + 1$ é previsto utilizando os modelos apresentados no Capítulo 2 (mais especificamente com versões em tempo discreto apresentadas na Subseção 2.4.2). A maior dificuldade desta abordagem é definir quais seriam os efeitos desejados no estado do sistema para atingir estabilidade. Para isso um conjunto de medidas de erro do sistema foi definido, e a atuação a ser aplicada no instante k é obtida resolvendo um problema de minimização tendo em conta essas medidas de erro. A abordagem proposta é detalhada a seguir.

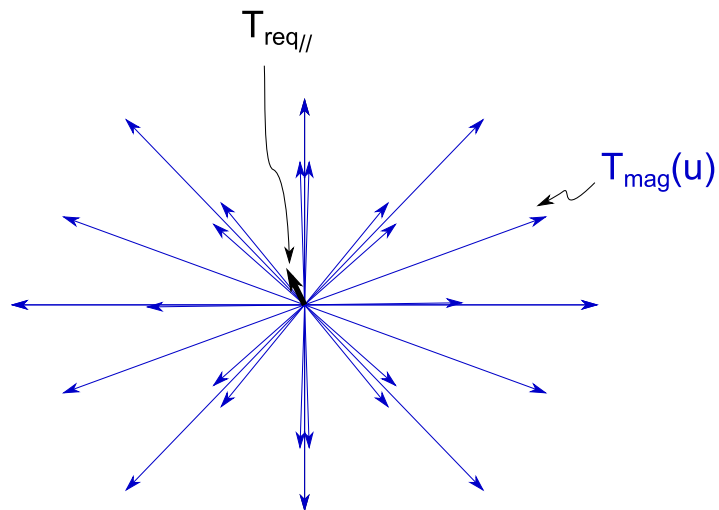
Previsão por Modelo de Um Passo a Frente

A restrição de atuação em forma de relé, faz com que a cada instante o sistema de controle tenha um conjunto de apenas 27 possíveis atuações (ver Subseção 1.4.2). Devido ao reduzido número de atuações possíveis, é razoável considerar a previsão de um passo a frente, antes da decisão da atuação de controle. Assim, seria possível decidir entre as 27 atuações possíveis, $M(u)$, por aquela com efeitos locais instantâneos mais desejáveis no estado do sistema.

Nesse sentido, a variável e , correspondendo a um vetor de erro, é definida como



(a) Torques disponíveis e torque requerido. Fase transitória: aquisição de atitude



(b) Torques disponíveis e torque requerido. Fase estacionária: estabilização de atitude

Figura 3.7: Ao tentar aproximar um torque necessário utilizando *magnetorquers* atuados em relé, o torque necessário ($T_{req//}$) torna-se várias vezes menor do que os disponíveis para aproximá-lo ($T_{mag}(u)$).

$$\mathbf{e}_k = \mathbf{C}_p \bar{\mathbf{q}}_{err_k} + \mathbf{C}_d \boldsymbol{\omega}_{err_k}, \quad (3.4)$$

$$\mathbf{q}_{err_k} = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{q}}_{ref} & q_{ref,4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Xi(\mathbf{q}_{ref}^{-1}) & \mathbf{q}_{ref}^{-1} \end{bmatrix} \mathbf{q}_k, \quad (3.5)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{err_k} = \boldsymbol{\omega}_k - \boldsymbol{\omega}_{ref}, \quad (3.6)$$

em que \mathbf{C}_p e \mathbf{C}_d são matrizes de ganho constantes a serem sintonizadas, \mathbf{q}_{ref} é a referência de apontamento, e $\boldsymbol{\omega}_{ref}$ é a referência de velocidade angular.

Então, a estratégia de controle primeiro calcula as previsões de um passo a frente usando os modelos discretos (2.33) e (2.37)

$$\hat{\mathbf{q}}_{k+1}^-(u) = \Omega(\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+) \hat{\mathbf{q}}_k^+ \quad (3.7)$$

e

$$\hat{\boldsymbol{\omega}}_{k+1}^-(u) = \mathbf{J}^{-1} \Delta t_c \left(\mathbf{T}_k(u) - \left[\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^{+\times} \right] \mathbf{J} \hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+ \right) + \hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+, \quad (3.8)$$

com $u = 1, \dots, 27$ correspondendo às 27 atuações possíveis, $\mathbf{T}_k(u)$ dado por

$$\mathbf{T}_k(u) = \left[\mathbf{M}_k(u)^\times \right] \tilde{\mathbf{B}}_k, \quad (3.9)$$

e Δt_c sendo a janela de tempo de controle.

Dessa forma, uma variável de erro $\mathbf{e}_{k+1}(u)$ pode ser predita para cada uma das atuações possíveis. Com isso, é possível escolher a atuação u que levaria o sistema, do instante k ao $k+1$, a uma configuração mais desejada. Contudo, a grande dificuldade da solução ainda estaria em definir os efeitos locais instantâneos mais desejados de forma a obter estabilidade.

Definição das Medidas de Erro

Neste ponto, cabe a definição de medidas de erro que sejam capazes de caracterizar a melhor forma de atuação no sistema. A Figura 3.8 mostra uma visualização das medidas de erro definidas no LCADCS.

A primeira medida de erro é dada simplesmente pela norma Euclidiana de \mathbf{e}

$$\mathbf{e}_{n,k} \triangleq \|\mathbf{e}_k\|. \quad (3.10)$$

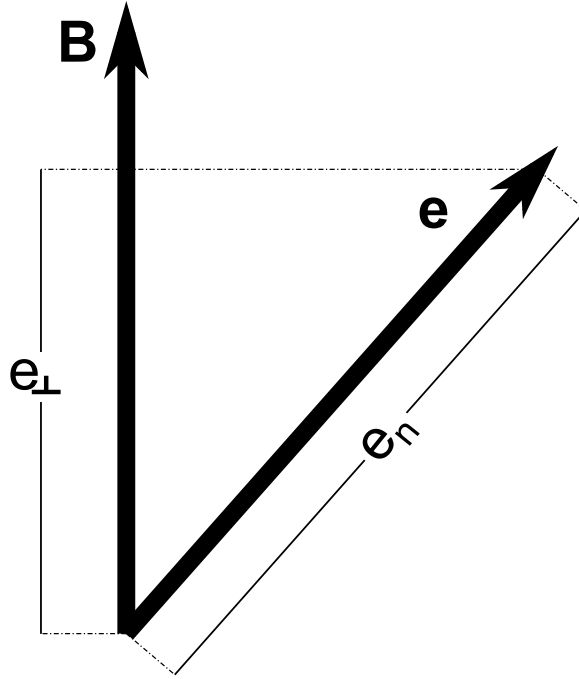


Figura 3.8: Medidas da erro na abordagem de controle proposta: (e_{\perp} e e_n). A medida e_n relaciona-se com o erro total de configuração do sistema, enquanto e_{\perp} relaciona-se com a porção do erro não diretamente atuável.

Esta medida de erro está relacionada com a distância entre a configuração atual do sistema e a superfície de solução $e = \mathbf{0}$. Para mostrar que, de fato, $e = \mathbf{0}$ implica na convergência da atitude da nave a uma atitude de referência, considere a função candidata a *Lyapunov* (segundo o desenvolvimento mostrado em [37])

$$\mathbf{v}_q(\mathbf{q}_{err}) = \bar{\mathbf{q}}_{err}^T \bar{\mathbf{q}}_{err} + (1 - q_{err,4})^2. \quad (3.11)$$

Reconhecendo que $\bar{\mathbf{q}}_{err}^T \bar{\mathbf{q}}_{err} + q_{err,4}^2 = 1$, (3.11) se torna

$$\mathbf{v}_q(\mathbf{q}_{err}) = 2(1 - q_{err,4}). \quad (3.12)$$

A derivada temporal de (3.12) pode ser obtida usando (2.11) como

$$\dot{\mathbf{v}}_q(\mathbf{q}_{err}) = \bar{\mathbf{q}}_{err}^T \boldsymbol{\omega}_{err}, \quad (3.13)$$

mas uma vez que se tenha $e = \mathbf{0}$, é possível utilizar (3.4) para obter

$$\dot{\mathbf{v}}_q(\mathbf{q}_{err}) = -\bar{\mathbf{q}}_{err}^T (\mathbf{C}_d^{-1} \mathbf{C}_p) \bar{\mathbf{q}}_{err}. \quad (3.14)$$

Desde que se escolha C_p e C_d tal que $(C_d^{-1}C_p)$ seja positiva definida, pode-se dizer que na superfície $e = 0$ o erro de atitude tende assintoticamente a zero [37].

Contudo, definir a atuação magnética tendo em vista apenas o módulo do erro (e_n) não é suficiente para a estabilização da espaçonave. De fato, se a atuação é definida buscando a redução máxima de $e_{n,k}$ a $e_{n,k+1}(u)$, tal atuação poderia deixar uma dinâmica residual não atuável no sistema, o que degradaria a precisão de apontamento e, dependendo da potência de atuação e do período da órbita, poderia causar instabilidade. Isto pode ser visto em simulação, e é uma confirmação da regra empírica apontada em [31], na qual o sistema deve convergir restrito a uma dinâmica lenta para atingir a estabilidade.

Assim, é necessário definir uma forma de restringir a atuação sobre o erro para manter a estabilidade. Para isso, a segunda medida de erro é definida em termos da projeção do erro no campo geomagnético local, \mathbf{B} . Esta medida de erro está relacionada com a magnitude do erro presente na direção perpendicular ao plano dos torques magnéticos (definido pelo campo geomagnético \mathbf{B}). Dessa forma, traz informações sobre possibilidade de se atuar diretamente (ou não) sobre a variável de erro e . A segunda medida de erro é definida como o produto interno de \mathbf{e}_k e \mathbf{b}_k

$$\mathbf{e}_{\perp,k} \triangleq \mathbf{e}_k \cdot \mathbf{b}_k, \quad (3.15)$$

em que \mathbf{b} é um vetor unitário na direção do campo geomagnético. O efeito das atuações sobre essa segunda medida de erro podem ser previstos como

$$\mathbf{e}_{\perp,k+1}(u) = \mathbf{e}_{\perp,k} + (\dot{\mathbf{e}}_k(u) \cdot \mathbf{b}_k + \mathbf{e}_k \cdot \dot{\mathbf{b}}_k)\Delta t_c. \quad (3.16)$$

Em (3.16), presume-se uma aproximação de primeira ordem para a variação da medida de erro dentro na janela de tempo de controle. A derivada temporal $\dot{\mathbf{e}}(u)$ pode ser obtida usando (2.10) e (2.11) como

$$\dot{\mathbf{e}}(u) = \frac{C_p}{2}((q_{err,4})\boldsymbol{\omega}_{err} - [\boldsymbol{\omega}_{err}^{\times}]\bar{\mathbf{q}}_{err}) + C_d\mathbf{J}^{-1}([\mathbf{M}(u)^{\times}]\mathbf{B} - [\boldsymbol{\omega}^{\times}]\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}). \quad (3.17)$$

A derivada temporal de \mathbf{b} pode ser obtida analiticamente como

$$\dot{\mathbf{b}} = [\boldsymbol{\omega}^{\times}]^T\mathbf{b} + \Xi^T(\mathbf{q})\Psi(\mathbf{q})\dot{\mathbf{b}}^i, \quad (3.18)$$

em que \mathbf{b}^i é a direção do campo geomagnético no referencial inercial, e sua derivada pode ser obtida do modelo WMM, embarcado na espaçonave. Porém, na prática, o período das medições no magnetômetro é suficientemente pequeno em comparação com a janela de tempo

de controle, o que permite a obtenção de $\dot{\mathbf{b}}_k$ diretamente de medições consecutivas do magnetômetro.

Lei de Controle da Abordagem Proposta

Ao decidir a atuação observando as previsões para as duas medidas (\mathbf{e}_\perp e \mathbf{e}_n), é possível reduzir o erro local tentando manter a capacidade de atuação direta sobre o erro remanescente. A u -ésima atuação para o instante k , $\mathbf{M}(u_k^*)$, é selecionada a partir do conjunto de possíveis atuações fazendo

$$u_k^* = \underset{u}{\arg \min} \quad \mathbf{e}_{n,k+1}(u). \quad (3.19)$$

$$\text{s.t.} \begin{cases} \|\mathbf{e}_{\perp,k+1}(u)\| \leq \|\mathbf{e}_{\perp,k}\| \\ \mathbf{e}_{n,k+1}(u) \leq \mathbf{e}_{n,k} \end{cases}$$

A ideia por trás dessa lei de controle é garantir que as atuações só são aplicadas quando o sistema evoluir para uma configuração em que o erro total e o erro da direção não atuada diminuam, evitando assim movimentos atuados levando o erro a alinhar-se com o campo geomagnético. Se o sistema se encontrar em uma configuração em que nenhuma das possíveis atuações respeita as restrições, a atuação nula é aplicada por padrão, para que a evolução não atuada do sistema o leve a uma configuração atuável.

Uma vez que esta abordagem não envolve a aproximação de um pequeno torque requerido, como em abordagens do tipo TARA, ela permite a escolha de atuadores mais poderosos (escolheu atuadores saturando em $0,1 \text{ Am}^2$ para o LCADCS).

Considerando a Figura 3.1, o bloco “Sistema de Controle de Atitude”, para a abordagem proposta, compreende o algoritmo apresentado aqui e resumido em um algoritmo como se segue:

Abordagem de Controle Proposta:**if** *Se as estimativas $\hat{\omega}_k$ e \hat{q}_k estão disponíveis* **then**

- 1 Calcular a variável de erro e_k usando (3.6);
- 2 Gerar as medidas de erro $e_{n,k}$ e $e_{\perp,k}$ usando (3.10) e (3.15), respectivamente;
- 3 Calcular as previsões $q_{k+1}(u)$ e $\omega_{k+1}(u)$ para as 27 atuações possíveis usando (3.7) e (3.8), respectivamente;
- 4 Usar (3.6) novamente para calcular $e_{k+1}(u)$ para cada uma das previsões;
- 5 Gerar as medidas de erro $e_{n,k+1}(u)$ e $e_{\perp,k+1}(u)$ para as previsões, usando (3.10) e (3.16), respectivamente;
- 6 Aplicar a atuação correspondente ao índice de u que minimiza (3.19). Se tal u não existir, aplicar a atuação nula por padrão;

end**Algoritmo 2:** Algoritmo para a abordagem de controle proposta para o LCADCS.

A avaliação da abordagem proposta é abordada no Capítulo 4.

4 RESULTADOS DE SIMULAÇÃO

Este capítulo apresenta os resultados de simulação mais relevantes obtidos no desenvolvimento do LCADCS. Os resultados apresentados aqui não foram obtidos por baterias de testes, pois não pretendem caracterizar estatisticamente as soluções avaliadas. As simulações apenas consideram um caso de teste para exemplificar os conceitos mais relevantes abordados ao longo deste trabalho.

A primeira seção trata do ambiente geral de simulação e modelos de integração. A seguir, cada seção traz uma tabela de configurações contendo os dados necessários para se replicar a simulação. Alguns parâmetros não são explicitados por serem sempre os mesmos para o LCADCS. São eles: os parâmetros de sensores (para uma descrição dos sensores, ver Tabela 1.2) e os dados de matriz de inércia da espaçonave (ver Seção 1.3).

4.1 AMBIENTE DE SIMULAÇÃO

Todas as simulações foram implementadas com auxílio do software *MATLAB*¹ e todos os códigos implementados para simulação estão presentes na mídia digital que acompanha esta dissertação. Há simuladores de código aberto ou comerciais que podem ser utilizados para simular a atitude, como por exemplo o *JSBSim* [61]. Exceto pelo modelo de campo magnético terrestre (Seção 2.3), todos os passos da simulação foram implementados como parte deste trabalho e não se utilizou de pacotes de simulação de código aberto ou comerciais.

Vale ressaltar que os modelos discretos de atitude apresentados ao longo desta dissertação em Capítulos anteriores não são válidos para integração num ambiente de simulação (pois essas discretizações foram feitas sempre se considerando sua validade apenas dentro de uma pequena janela de predição). De fato, a dinâmica de atitude de um corpo rígido pode ser descrita como um sistema Lagrangiano ou Hamiltoniano [48]. Portanto, espera-se que a atitude tenha uma estrutura simplética, e que haja preservação de energia e momento. Estas características geométricas da evolução da atitude devem ser observadas no ambiente computacional para grandes tempos de simulação, para que se mantenha um bom nível de fidelidade entre a física real e simulada, evitando resultados de simulação “satisfatórios” mas não condizentes com a realidade.

Em métodos de integração comumente utilizados (como métodos diretos de Runge-Kutta) não se preserva a estrutura do grupo de Lie correspondente às atitude, nem se preser-

¹Mais informações online em: <http://www.mathworks.com/products/matlab/>. Acessado em 07 de Maio de 2013.

Tabela 4.1: Configurações para simulação do estimador de atitude do LCADCS.

Tempo de Simulação	9 Órbitas
Apontamento Inicial	30° em torno do eixo- y
Estimativa de Apontamento Inicial	$\begin{bmatrix} 0.4082 & 0.4082 & 0.4082 & 0.7071 \end{bmatrix}^T$
Incerteza de Apontamento Inicial	360° em torno dos eixos x , y e z
Velocidade Angular Inicial	0°/s em torno dos eixos x , y e z
Estimativa de Velocidade Angular Inicial	0°/s em torno dos eixos x , y e z
Incerteza de Velocidade Angular Inicial	170°/s em torno dos eixos x , y e z
Viés nos Giroscópios Inicial	0°/s em torno dos eixos x , y e z
Estimativa de Viés nos Giroscópios Inicial	10^{-4} °/s em torno dos eixos x , y e z
Incerteza no Viés nos Giroscópios Inicial	0,6°/s em torno dos eixos x , y e z

vam as propriedades geométricas citadas. Dessa forma, utilizando-se desses métodos típicos de integração, para tempos de simulação elevados (o que é o caso no LCADCS devido à demora para convergência), a norma unitária do quatérnio seria fatalmente comprometida, bem como diversas outras características físicas do sistema [62].

Neste trabalho, para implementação da atitude em ambiente de simulação, foram utilizados integradores variacionais de grupos de Lie (ou LGVI, do inglês: *Lie Group Variational Integrators*), propostos e apresentados em [63, 48, 62]. Eles conservam a forma simplética e o momento angular, além de apresentarem bom comportamento da energia rotacional para períodos de tempo exponencialmente longos [63]. Eles também preservam a estrutura do grupo de Lie correspondente às atitudes. Conforme posto em [62], estes métodos geometricamente exatos de integração numérica fornecem algoritmos computacionais altamente eficientes e precisos para a dinâmica de corpo rígido, além de evitar singularidades e ambiguidades.

4.2 DETERMINAÇÃO DE ATITUDE

Uma primeira simulação para o sistema de determinação foi realizada para um caso em que a nave espacial mantém atitude estacionária. É considerado que pelo menos três transdutores de luz recebem iluminação sempre que a nave não está em eclipse. Os resultados desta simulação são mostrados para o eixo- x do nanossatélite na Figura 4.1 (os outros eixos tem resultados análogos). A Tabela 4.1 mostra as configurações para esta simulação.

É possível observar que o efeito do campo magnético variável é refletido em uma forma de onda na incerteza (linhas tracejadas representam o intervalo de confiança de 3σ). Quanto maior for a projeção do vetor geomagnético local num determinado eixo, maior é a rela-

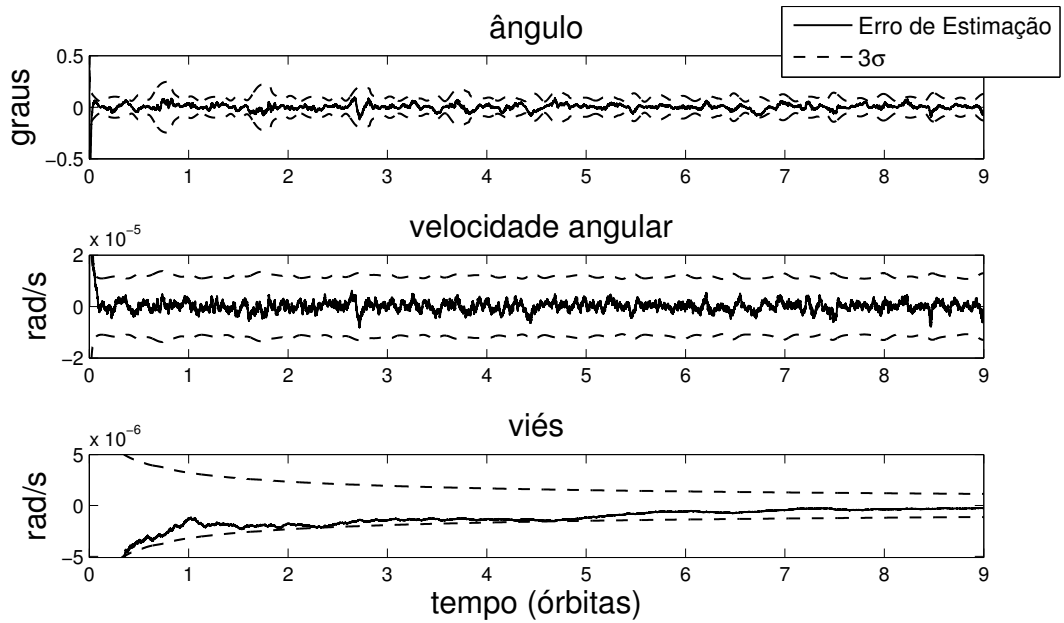


Figura 4.1: Resultados de estimação para o eixo- x . Erros de estimação para ângulo, velocidade angular e viés de giroscópio, representados dentro do intervalo de confiança 3σ .

ção sinal-ruído nesse eixo. Assim, os vales na forma de onda da incerteza ocorrem quando grandes parte do campo magnético está em um determinado eixo, e os picos na incerteza ocorrem quando o módulo da componente de campo magnético no eixo é próximo de zero. Mais resultados sobre o sistema de estimação são apresentados em simulações que combinam determinação e controle.

4.3 EFEITOS DA TAXA DE OPERAÇÃO E ARQUITETURA DO FILTRO

Para avaliar esses efeitos das modificações realizadas na arquitetura do USQUE para o LCADCS, uma segunda simulação foi realizada para o sistema de determinação de atitude, aplicando-se diferentes taxas de amostragem para o filtro (e giroscópios), tanto para a formulação USQUE regular (Figura 2.9(a)) como para a formulação USQUE modificada (Figura 2.9(b)).

A escolha das taxas de operação dos filtros e da taxa de operação do sensores é importante para a qualidade final do subsistema como um todo, e seus efeitos são avaliados aqui por simulação. A princípio, a qualidade das estimativas é positivamente influenciada pela frequência de amostragem dos sensores. Mas a partir de certo ponto² os ganhos de precisão

²Para o caso do LCADCS, vistos os requisitos do UYS-1, os ganhos em precisão para o uso de frequências maiores que 50 Hz podem ser negligenciados

Tabela 4.2: Configurações para simulação com diferentes taxas de operação do filtro.

Tempo de Simulação	4 Órbitas
Taxa de Operação do Controle	1 Hz
Taxas de Operação do Filtro	1 Hz, 5 Hz, 10 Hz, 25 Hz e 50 Hz
Torque Máximo por <i>Magnetorquer</i>	0.1 A m ²
Matriz de Ganho C_p	0,0005 $\mathbb{I}_{3 \times 3}$
Matriz de Ganho C_d	1,0000 $\mathbb{I}_{3 \times 3}$
Erro de Apontamento Inicial	3° em torno do eixo- <i>y</i>
Erro de Velocidade Angular Inicial	0°/s
Erro de Viés nos Giroscópios Inicial	0°/s

passam a não compensar o aumento na carga computacional para a CPU.

Para estas simulações, o controle foi feito pela abordagem de controle proposta no Capítulo 3 (Seção 3.3.2). As condições para esta simulação estão explicitadas na Tabela 4.2.

A princípio, a fim de avaliar os efeitos das modificações feitas no algoritmo USQUE, considera-se que a taxa de operação do filtro é equivalente à taxa de operação dos giroscópios (a taxa de operação do filtro poderia também ser maior ou menor que a taxa de operação dos giroscópios). Quando a frequência de operação dos giroscópios é aumentada, o ruído nas medições instantâneas individuais também é aumentado [64]. Como citado anteriormente (Seção 2.4), a má qualidade das medidas instantâneas dos giroscópios justifica a adição das velocidades angulares no vetor de estados do estimador de atitude.

Os resultados das simulações são apresentados na Tabela 4.3. Como as simulações começaram em situação de estado estacionário (ver Tabela 4.2), o “Erro Médio”, presente para algumas variáveis na Tabela 4.3, foi calculado tomando a diferença entre valores reais e valores estimados para cada eixo durante toda a simulação, recuperando o desvio padrão desta sequência para cada eixo e fazendo uma média aritmética dos desvios correspondentes a um dos cada eixos. Para a formulação regular do USQUE, uma maior frequência nos giroscópios significa menos precisão nas informações de velocidade angular instantâneas. Isto degrada rapidamente a qualidade da determinação e controle, conforme mostrado na Figura 4.2. Na abordagem modificada, proposta para o LCADCS, a informação de velocidade angular é explicitamente tratada pelo filtro. Assim, um aumento da frequência de operação do filtro aumenta a qualidade da estimativa passada ao controlador, incrementando o apontamento, conforme mostrado na Figura 4.3. Com base nessas simulações, é sugerido que a frequência de operação dos giroscópios e do filtro apresentado no Capítulo 2 para o LCADCS deva estar entre 25 e 50 Hz, dependendo do poder computacional disponível para o filtro.

Tabela 4.3: Avaliação do desempenho da determinação de atitude para o LCADCS com diferentes formulações de filtro e diferentes frequências de amostragem.

Frequência de Amostragem dos Gyros	Erro Médio de Estimção de Ângulo (°)		Erro Médio de Estimção de Velocidade(°/s)		Erro Médio do Controle de Apon-tamento (°)	
	reg.	mod.	reg.	mod.	reg.	mod.
1 Hz	0,05	0,05	0,04	$3,0e - 4$	06,96	0,93
5 Hz	0,05	0,04	0,06	$1,8e - 4$	11,33	0,55
10 Hz	0,05	0,03	0,08	$1,4e - 4$	14,52	0,17
25 Hz	0,05	0,03	0,09	$1,0e - 4$	30,38	0,12
50 Hz	0,05	0,02	0,15	$7,0e - 5$	58,34	0,18

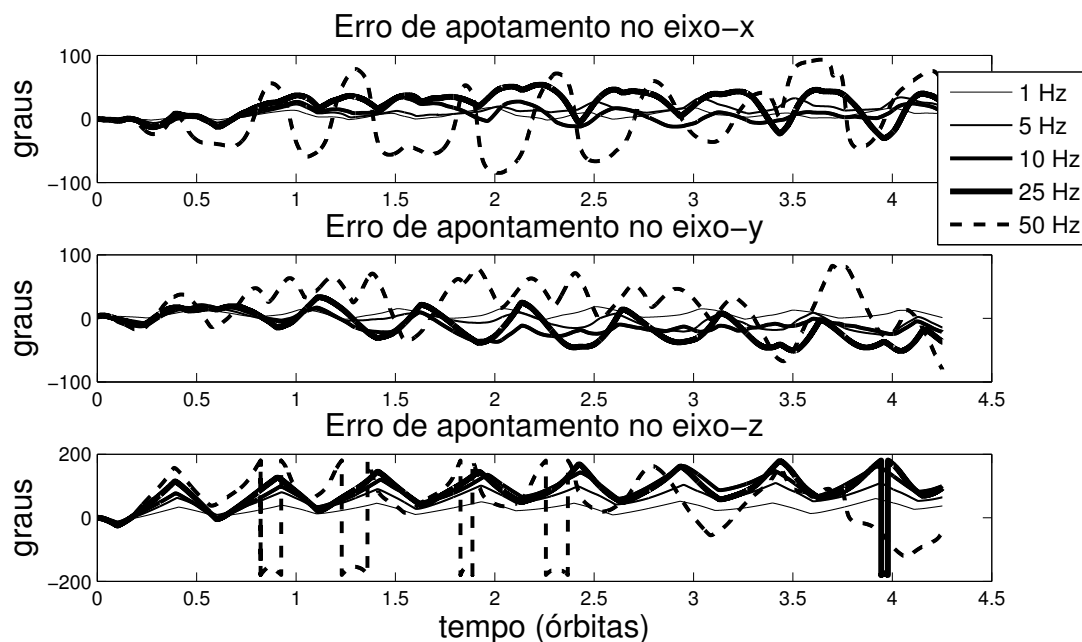


Figura 4.2: Avaliação do sistema de determinação e controle para a formulação regular do USQUE em diferentes taxas de operação.

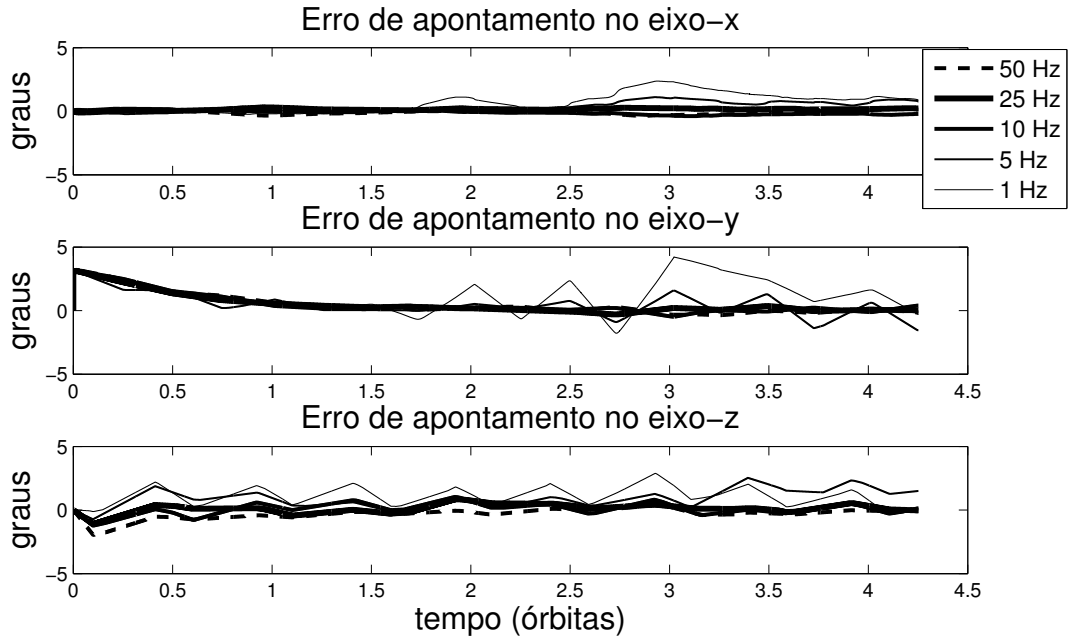


Figura 4.3: Avaliação do sistema de determinação e controle para a formulação modificada do USQUE em diferentes taxas de operação.

4.4 CONTROLE COM ABORDAGEM TARA

O uso da abordagem TARA aproximando uma lei de controle com atuação contínua do tipo TPA, conforme discutido no Capítulo 3, foi avaliado em várias simulações ao longo do desenvolvimento do LCADCS. As primeiras simulações foram feitas no intuito de achar um ajuste os parâmetros que permitisse o uso dessa técnica no LCADCS. Nesse sentido, foram considerados ajustes nos parâmetros K_p , K_d e ϵ presentes em (3.3), e no parâmetro M_{max} , que representa a máxima indução aplicada por um *magnetorquer*. O parâmetro M_{max} foi fixado nos valores: 1 A m^2 , $0,5 \text{ A m}^2$, $0,2 \text{ A m}^2$, $0,1 \text{ A m}^2$, $0,05 \text{ A m}^2$, $0,02 \text{ A m}^2$, $0,01 \text{ A m}^2$, $0,005 \text{ A m}^2$, $0,002 \text{ A m}^2$ e $0,001 \text{ A m}^2$. Para cada um desses possíveis valores de M_{max} diversas simulações foram realizadas exaustivamente buscando um ajuste dos parâmetros K_p , K_d e ϵ presentes em (3.3) que fornecesse estabilidade ao LCADCS. Todas as simulações foram feitas inicialmente utilizando ajuste manual dos ganhos, e posteriormente utilizando técnicas de otimização por *Simulated Annealing* [65]. As configurações para estas simulações de ajustes de parâmetros são mostradas na Tabela 4.4.

Tendo em conta as simulações descritas acima, só foi possível estabilizar a espaçonave dentro da especificação de precisão para o LCADCS quando a indução máxima nos *magnetorquers* foi igual ou inferior³ a $0,01 \text{ A m}^2$. Assim, uma simulação com este valor para

³O valor de $0,01 \text{ A m}^2$ obtido aqui é condizente com o valor utilizado em [30], onde os autores utilizaram uma indução máxima de $0,0018 \text{ A m}^2$ para um picosatélite de massa de aproximadamente um quinto da massa do UYS-1.

Tabela 4.4: Condições para simulações de ajuste de parâmetros da abordagem TARA.

Tempo de Simulação	15 Órbitas
Taxa de Operação do Controle	1 Hz
Torque Máximo por <i>Magnetorquer</i>	1 A m ² ; 0,5 A m ² ; 0,2 A m ² ; 0,1 A m ² ; 0,05 A m ² ; 0,02 A m ² ; 0,01 A m ² ; 0,005 A m ² ; 0,002 A m ² e 0,001 A m ²
Matriz de Ganho K_p	variável
Matriz de Ganho K_d	variável
Parâmetro ϵ	variável
Erro de Velocidade Angular Inicial	2,0°/s em torno do eixo- <i>y</i>
Erro de Apontamento Inicial	90,0° em torno do eixo- <i>y</i>

Tabela 4.5: Condições para Simulação de Avaliação da Abordagem TARA para o LCADCS.

Tempo de Simulação	30 Órbitas
Taxa de Operação do Controle	1 Hz
Torque Máximo por <i>Magnetorquer</i>	0,01 A m ²
Matriz de Ganho K_p	$\begin{bmatrix} 10,00 & 0 & 0 \\ 0 & 10,00 & 0 \\ 0 & 0 & 40,56 \end{bmatrix}$
Matriz de Ganho K_d	$\begin{bmatrix} 50,00 & 0 & 0 \\ 0 & 50,00 & 0 \\ 0 & 0 & 202,80 \end{bmatrix}$
Parâmetro ϵ	0,0001
Erro de Velocidade Angular Inicial	2,0°/s em torno do eixo- <i>y</i>
Erro de Apontamento Inicial	90,0° em torno do eixo- <i>y</i>

M_{max} e os ganhos ajustados foi realizada para avaliar a abordagem TARA para o LCADCS. As configurações para esta simulação são dadas na Tabela 4.5.

As Figuras 4.4 e 4.5 mostram resultados de simulação para a estabilização na origem com o nanossatélite começando nas condições iniciais mostradas na Tabela 4.5. Devido aos limites de saturação pequenos nos *magnetorquers*, o tempo de estabilização é exageradamente grande, como fica claro na Figura 4.4. A resposta de estado estacionário e o correspondente perfil de atuação são detalhados na Figura 4.5. Na parte superior da figura o erro de apontamento dos 3 eixos é mostrado, estando dentro do requerimento de 3°. O perfil de atuação para cada *magnetorquer* é detalhado abaixo, mostrando os problemas de energia citados no Capítulo 3 em decorrência da alternância de estado excessiva dos atuadores.

Esses resultados de simulação mostram que é desaconselhável o uso de uma abordagem

TARA para um projeto de controle onde seja necessário realizar manobras de aquisição de atitude com restrições de tempo. Por outro lado, a abordagem TARA pode ser a princípio utilizada para manter um apontamento fixo (como foi feito em [30]) contanto que as perturbações sejam negligenciáveis e os perfis de atuadores muito acionados mostrados na Figura 4.5 não sejam proibitivos.

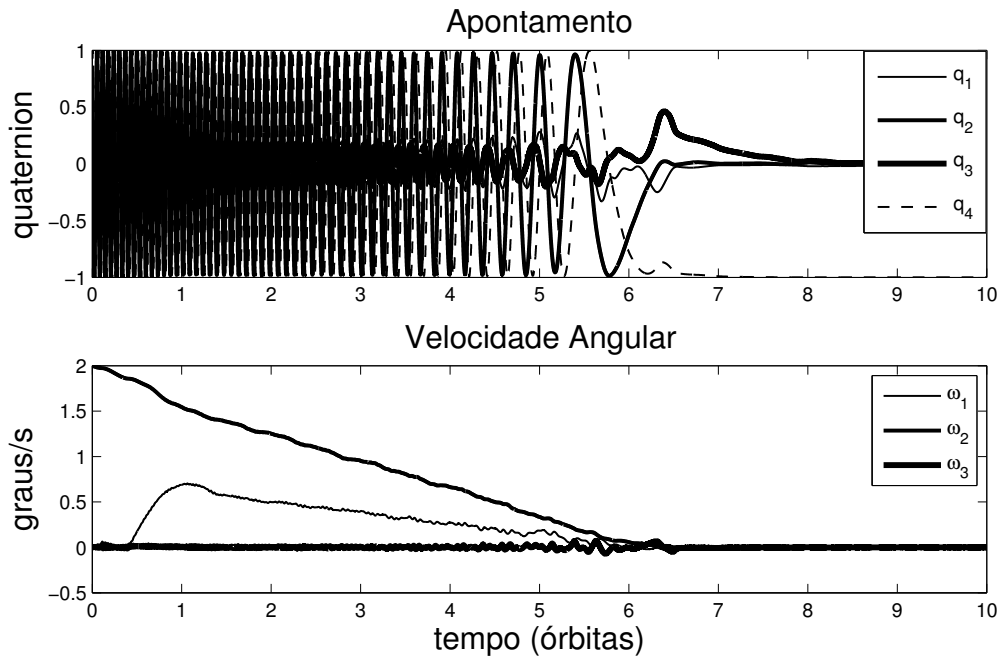


Figura 4.4: Convergência da abordagem TARA. Máxima indução limitada a 0.01Am^2 .

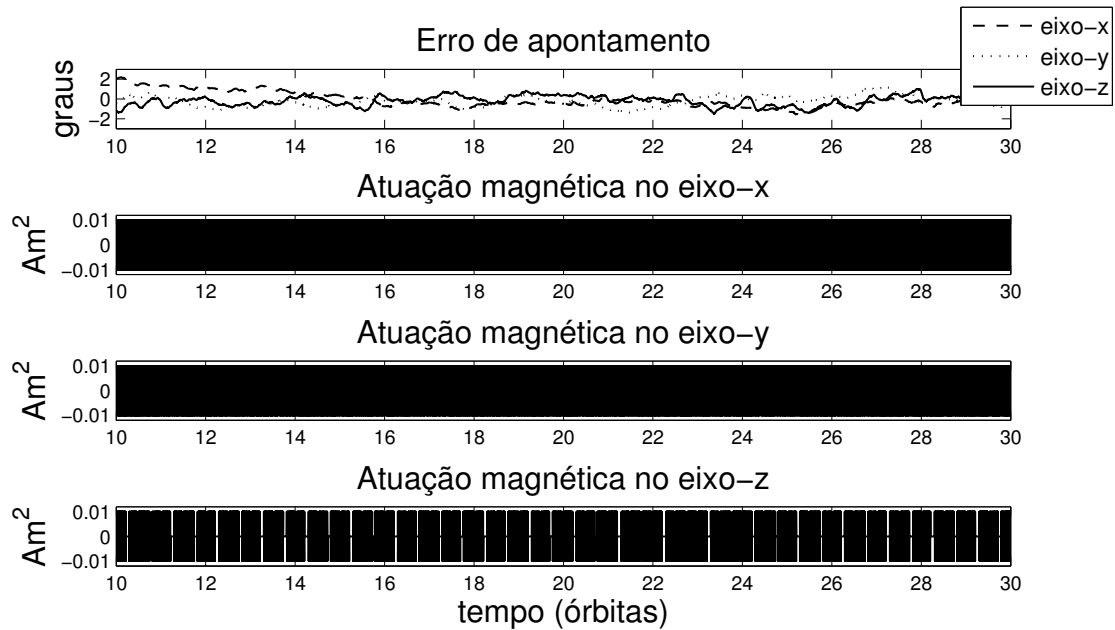


Figura 4.5: Visão detalhada da resposta em estado estacionário e correspondente perfil de atuação para a abordagem TARA.

Tabela 4.6: Configurações para simulação de avaliação da abordagem de controle proposta para o LCADCS.

Tempo de Simulação	30 Órbitas
Taxa de Operação do Controle	1 Hz
Torque Máximo por <i>Magnetorquer</i>	0,1 A m ²
Matriz de Ganho C_p	0,0005 $\mathbb{I}_{3 \times 3}$
Matriz de Ganho C_d	1,0000 $\mathbb{I}_{3 \times 3}$
Erro de Velocidade Angular Inicial	2,0°/s em torno do eixo- <i>y</i>
Erro de Apontamento Inicial	90,0° em torno do eixo- <i>y</i>

4.5 CONTROLE COM ABORDAGEM PROPOSTA

A abordagem proposta para o controle, introduzida na Seção 3.3.2 do Capítulo 3, foi avaliada com as mesmas condições iniciais utilizadas na simulação para a abordagem TARA. Os detalhes da simulação são colocados na Tabela 4.6, e os resultados são mostrados nas Figuras 4.6 e 4.7.

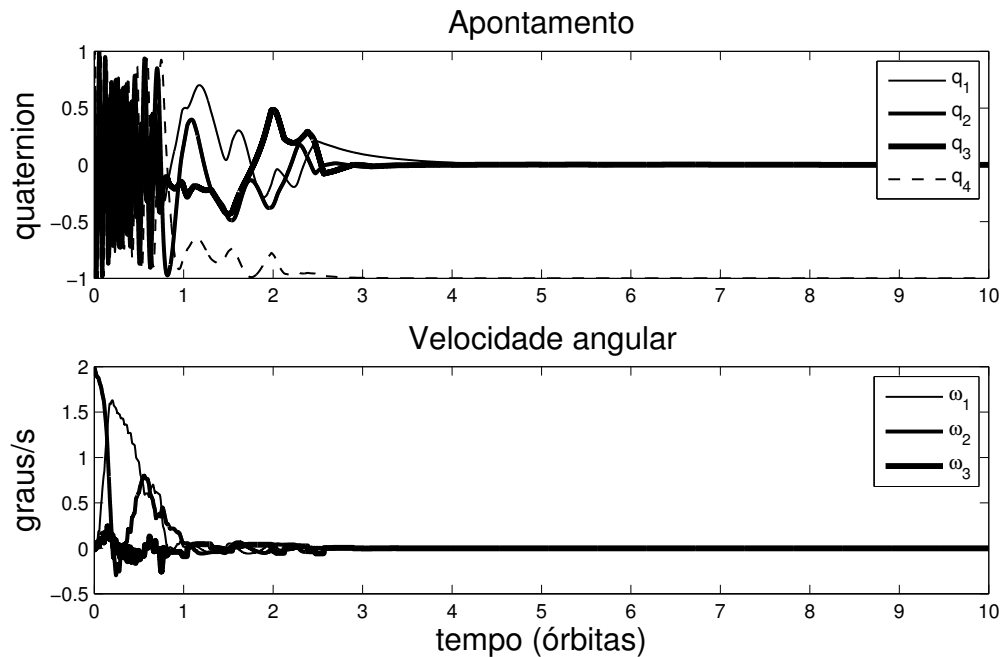


Figura 4.6: Convergência para a abordagem de controle proposta. Máxima indução limitada a 0.1Am².

Na Figura 4.6, um aumento considerável no desempenho é observado quando comparado ao desempenho mostrado pela abordagem TARA: o tempo para a estabilização caiu de cerca de 9 órbitas para aproximadamente de 4 órbitas, dada a disponibilidade de atuadores em relé mais potentes. Na parte superior da Figura 4.7 é observado que a estratégia de controle proposta confere estabilidade para o sistema no sentido em que o erro de estado estacionário se

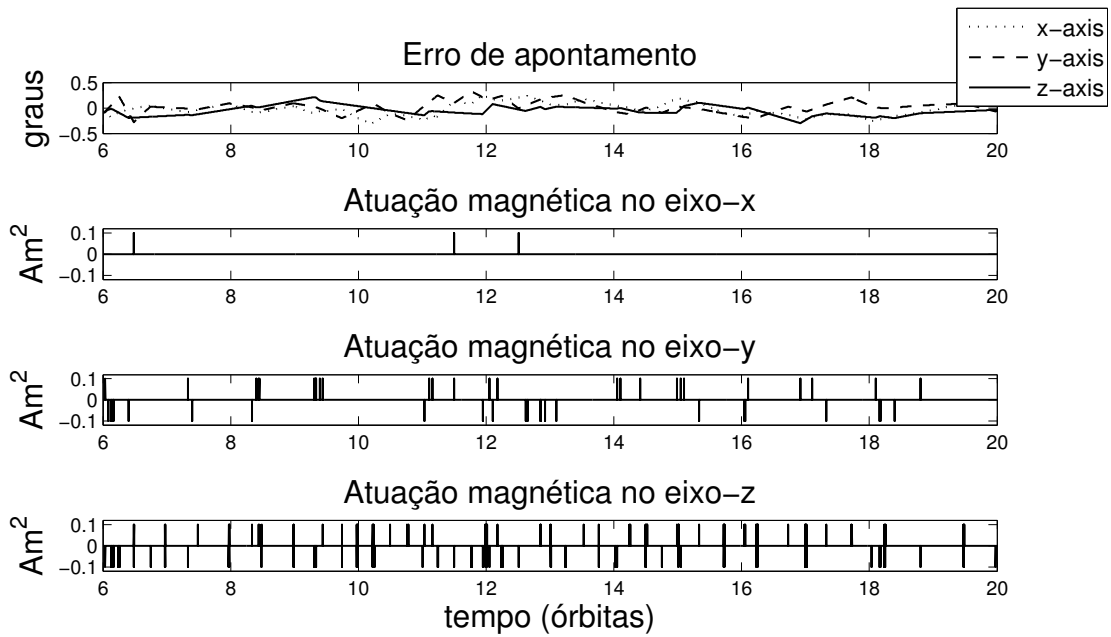


Figura 4.7: Visão detalhada da resposta em estado estacionário e correspondente perfil de atuação para a abordagem de controle proposta.

mantém limitado a uma configuração que respeita os requisitos do projeto. O perfil de atuação para cada *magnetorquer* é detalhado abaixo na Figura 4.7, mostrando uma característica de baixíssima ativação dos atuadores quando em comparação ao perfil de atuação obtido com a abordagem TARA (ver Figura 4.5).

Foi visto no Capítulo 3 que atuações de grande magnitude seriam um problema para a resposta em estado estacionário em abordagens do tipo TARA (ver Figura 3.7). Contudo, na abordagem de controle proposta, apesar do fato de a atuação ser maior (0.1 Am^2) do que a usada com a estratégia TARA (0.01 Am^2), as Figuras 4.7 e 4.5 mostram que a estratégia de controle proposta tem um melhor perfil de estado estacionário no que diz respeito aos custos de energia e erros máximos de apontamento.

4.6 EFEITOS DE DIPOLOS MAGNÉTICOS RESIDUAIS

Os torques ambientais aos quais a nave estará submetida desempenham um papel importante na especificação de sistemas de controle e sua avaliação com simulações [3, 19]. No que diz respeito aos requisitos do LCADCS, a especificação de precisão a ser atingida foi estabelecida desconsiderando as perturbações externas. Contudo, no intuito de ter uma primeira avaliação de efeitos de perturbações externas sobre a solução proposta para o LCADCS, algumas simulações serão realizadas considerando dipolos magnéticos residuais na nave. De

Tabela 4.7: Configurações para simulação da avaliação da abordagem de controle proposta para o LCADCS na presença de dipolos magnéticos residuais.

Tempo de Simulação	20 Órbitas
Taxa de Operação do Controle	1 Hz
Torque Máximo por <i>Magnetorquer</i>	0,1 A m ²
Matriz de Ganho C_p	0,0005 $\mathbb{I}_{3 \times 3}$
Matriz de Ganho C_d	1,0000 $\mathbb{I}_{3 \times 3}$
Erro de Velocidade Angular Inicial	2,0°/s em torno do eixo- <i>y</i>
Erro de Apontamento Inicial	90,0° em torno do eixo- <i>y</i>
Dipolo Magnético Residual	2,6 A m ²

fato, dadas as características do UYS-1 e sua órbita (discutidos no Capítulo 1, Seções 1.3 e 1.4), tem-se a partir de [19] que um dos torques de perturbação dominantes durante a operação normal da nave será o de momentos de dipolo magnético residual.

O dipolo magnético residual tem uma variedade de origens e as suas características são muito difíceis de modelar. Mais do que isso, este tipo de informação não é bem documentada na literatura [4]. Em fases posteriores do desenvolvimento do nanossatélite, as características magnéticas da nave serão fisicamente avaliadas.

Para avaliar grosseiramente os efeitos de dipolos magnéticos residuais no sistema, pequenos dipolos magnéticos com base em dados obtidos de outros nanossatélites [4] foram aplicados igualmente distribuídos nos três eixos. Um resultado de simulação de estado estacionário é mostrado na Figura 4.8. Nesta simulação, os erros de apontamento permaneceram menores do que 6° em cada eixo, o que é uma precisão de apontamento usual para a sistemas de determinação e controle de atitude de baixo custo [2]. Uma avaliação mais detalhada da estratégia proposta com dados magnéticos mais confiáveis poderá ser feita em fases futuras do desenvolvimento.

4.7 SIMULAÇÃO DE DETERMINAÇÃO E CONTROLE

Algumas simulações foram feitas combinando os componentes de determinação e controle do LCADCS no sentido de avaliar o comportamento do controle proposto na presença de incertezas de velocidade angular e de apontamento, provenientes da parte de determinação de atitude do LCADCS. As condições para estas simulações estão colocadas na Tabela 4.8.

Para exemplificar a relevância da modificação proposta no USQUE no sentido de aumentar seu vetor de estimação com as velocidades angulares, esta simulação de determinação e

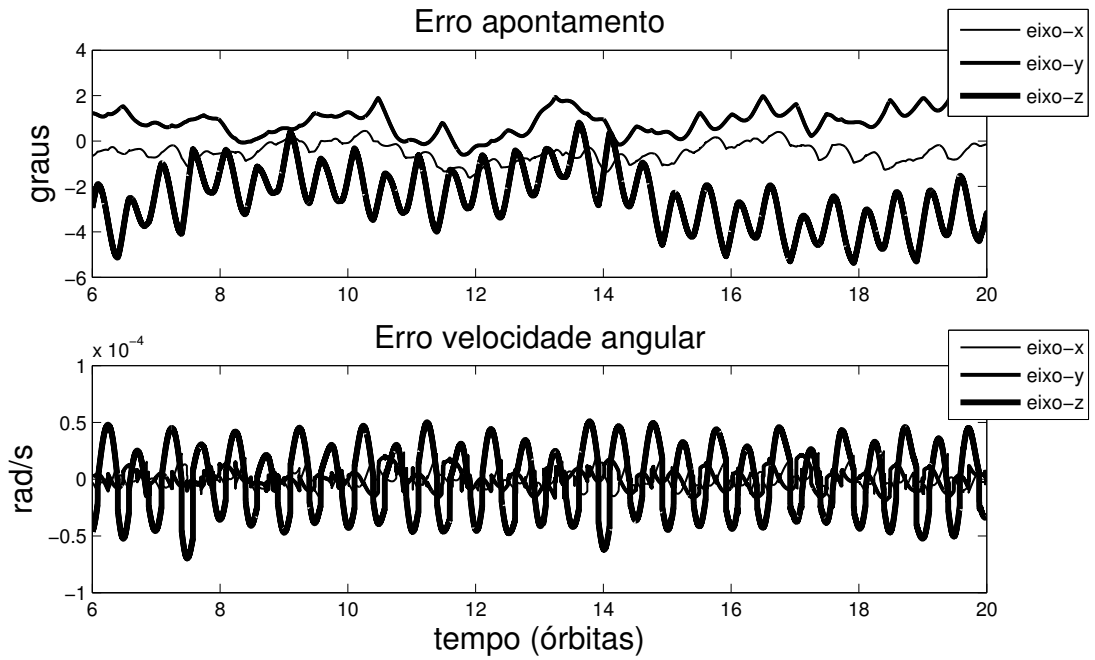


Figura 4.8: Resposta em estado estacionário com a presença de dipolo magnético residual usando a estratégia de controle proposta. Os erros de orientação e velocidade angular são mostrados para os três eixos.

Tabela 4.8: Configurações para simulação geral do LCADCS com determinação e controle.

Tempo de Simulação	10 Órbitas
Taxa de Operação do Controle	1 Hz
Taxa de Operação do Filtro	1 Hz
Torque Máximo por <i>Magnetorquer</i>	0.1 A m^2
Matriz de Ganho C_p	$0,0005\mathbb{I}_{3 \times 3}$
Matriz de Ganho C_d	$1,0000\mathbb{I}_{3 \times 3}$
Apontamento Inicial	$90,0^\circ$ em torno do eixo- y
Estimativa de Apontamento Inicial	0° em torno do eixo- y
Incerteza de Apontamento Inicial	360° em torno dos eixos x , y e z
Velocidade Angular Inicial	$2,0^\circ/s$ em torno do eixo- y
Estimativa de Velocidade Angular Inicial	$2,0^\circ/s$ em torno do eixo- y
Incerteza de Velocidade Angular Inicial	$0,5^\circ/s$ em torno dos eixos x , y e z
Viés nos Giroscópios Inicial	$0^\circ/s$ em torno dos eixos x , y e z
Estimativa de Viés nos Giroscópios Inicial	$0^\circ/s$ em torno dos eixos x , y e z
Incerteza de Viés nos Giroscópios Inicial	$0,6^\circ/s$ em torno dos eixos x , y e z

controle foi realizada para dois cenários de determinação de atitude diferentes: o primeiro utilizou uma versão original do USQUE diretamente aplicada ao LCADCS, enquanto o segundo utilizou a versão modificada do algoritmo proposta no Capítulo 2. Para estas simulações, para fins de comparação, as taxas de operação do filtro foram colocadas a apenas 1 Hz, pois essa baixa taxa representaria um pior caso para a técnica proposta.

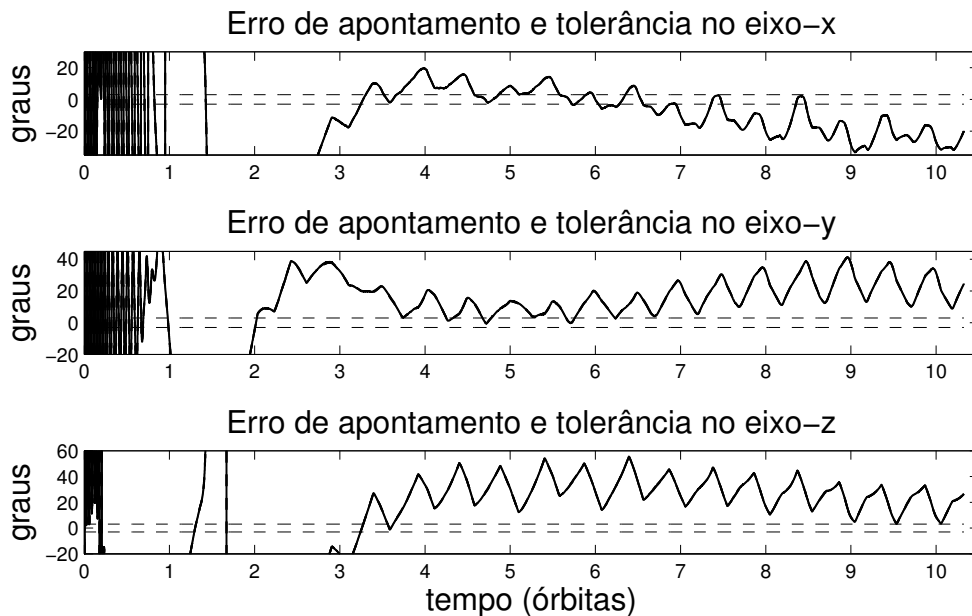


Figura 4.9: Avaliação geral do sistema com determinação e controle com formulação regular do USQUE. Uma vista detalhada do erro é apresentada rodeada pelo intervalo de confiança 3σ (linhas tracejadas) proveniente da parte de determinação para cada eixo. As tolerâncias 3° para cada eixo são também apresentadas em linhas horizontais finas tracejadas.

Os resultados da simulação para as diferentes versões do USQUE são mostrados nas Figuras 4.9 e 4.10, onde a estimativa do erro de orientação (rodeada pelo o intervalo de confiança 3σ da estimação), e a tolerância de 3° para cada eixo estão representadas. Observa-se que a fase transitória é praticamente não afetada pelas incertezas em ambos os cenários de estimação considerados. Porém, o erro de apontamento se manteve dentro de 3° em cada eixo durante o estado estacionário apenas para a formulação modificada do USQUE (Figura 4.10). Quando usando a formulação original do USQUE aplicada ao caso do LCADCS, o requisito de apontamento foi perdido.

Esses resultados podem ser entendidos com base na análise mostrada no Capítulo 2, na qual os mal resultados obtidos pelo uso da formulação original do USQUE são atribuídos às restrições nos atuadores do LCADCS, que operam sempre em saturação. Essa forma de operação do atuadores faz com que pequenos erros de estimação possam levar a grandes erros de atuação, dado que a atuação não fica proporcional ao erro, e sim saturada. Como na formulação original do USQUE a precisão da velocidade angular depende da qualidade

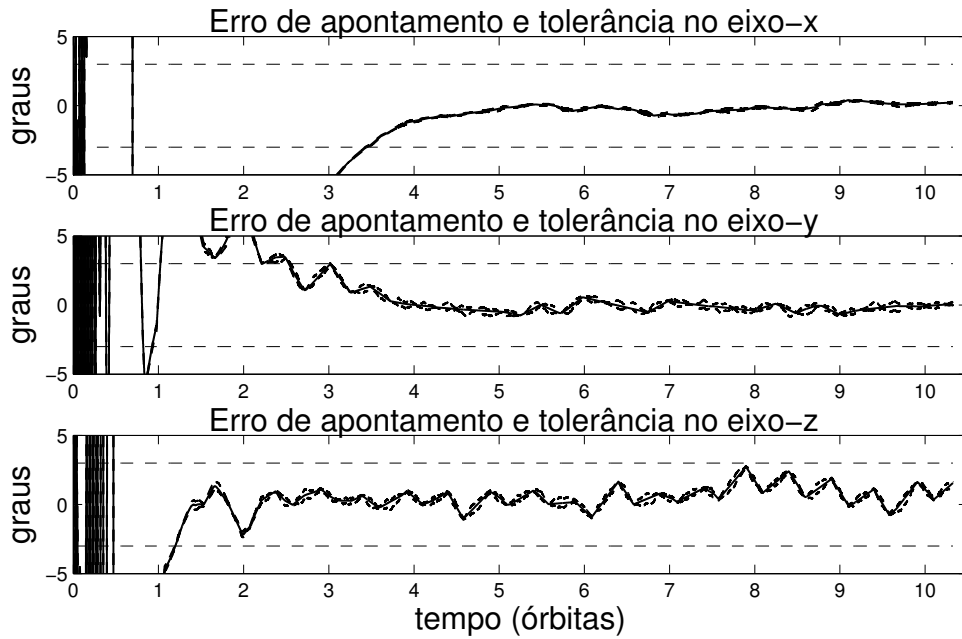


Figura 4.10: Avaliação geral do sistema com determinação e controle com formulação modificada do USQUE. Uma vista detalhada do erro é apresentada rodeada pelo intervalo de confiança 3σ (linhas tracejadas) proveniente da parte de determinação para cada eixo. As tolerâncias 3° para cada eixo são também apresentadas em linhas horizontais finas tracejadas.

dos giroscópios, o LCADCS dificilmente teria as precisões necessárias à parte de controle do subsistema, uma vez que se utiliza apenas de equipamentos de baixo custo.

A Figura 4.11 mostra a convergência do sistema e o perfil de atuação para cada *magnetorquer* quando da aplicação do filtro USQUE modificado. A convergência do LCADCS pode ser verificado na parte superior da figura observando que os componentes da parte vetorial do quatérnio tendem a zero (origem). O perfil de acionamento para cada *magnetorquer* é detalhado abaixo. Comparando as Figuras 4.7 e 4.11, fica claro que o perfil de atuação é mais ativo quando as incertezas estão presentes, enfatizando novamente a importância de se ter boas estimativas em sistemas de controle acionados por relé.

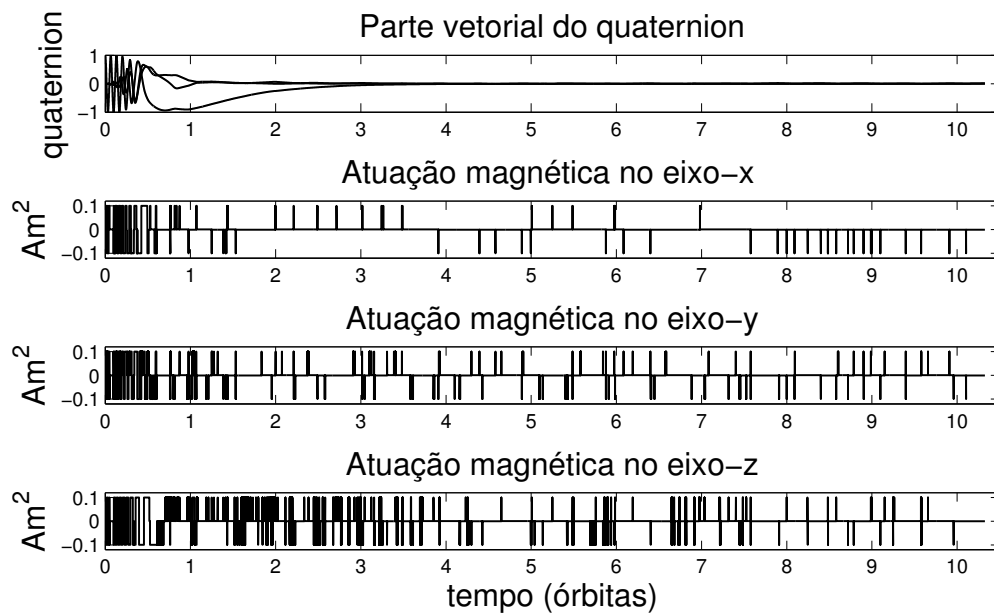


Figura 4.11: Avaliação geral do sistema com determinação e controle.

5 CONCLUSÕES

O desenvolvimento do LCADCS é apresentado ao longo desta dissertação destacando as características específicas do projeto que exigiram um maior esforço de desenvolvimento. O projeto do LCADCS levou à investigação e proposição de novas soluções para subsistemas de atitude de baixo custo para pequenos satélites, o que figura como a maior contribuição deste trabalho, uma vez que soluções apresentadas aqui podem ser melhor analisadas e aplicadas a casos de estudo de outras espaçonaves.

A parte de determinação de atitude proposta para o subsistema foi capaz de fornecer as estimativas de velocidade angular e atitude de modo que o requisito final do apontamento da espaçonave é alcançado. Por simplicidade, neste trabalho apenas o viés dos giroscópios foi considerado como o parâmetro a ser estimado no filtro, mas outros parâmetros provenientes de giroscópios, magnetômetros e outros, poderiam ser também adicionados ao vetor de estados. Uma análise mais completa com respeito à influência da frequência de operação do filtro foi realizada. De fato, nesta fase do projeto é difícil mensurar qual seria uma taxa adequada dado que não se tem uma característica da carga computacional sobre o computador de bordo, ou uma exata calibração e caracterização dos sensores. Assim, as informações que foram fornecidas aqui a este respeito servem como um guia para o projetista em futuras fases do desenvolvimento. Em resumo, as principais vantagens da solução para a determinação de atitude do LCADCS são enumeradas a seguir:

1. A solução se baseia no algoritmo USQUE, e herda suas principais vantagens [22] (um esquema de propagação da atitude adequado para a representação de atitude em quádruplos, convergência mais rápida quando inicia a estimação com grandes incertezas de viés e menor erro final de estimação quando comparado a soluções que usam filtro de Kalman estendido, e um modelo de medição de tamanho variável que facilmente incorpora dados intermitentes).
2. A modificação proposta na estrutura do USQUE leva as velocidades angulares para o vetor de estados para que estas sejam tratadas explicitamente pelo filtro. Assim a precisão da estimativa de velocidade angular é incrementada, e informação do modelo dinâmico de atitude do nanossatélite é adicionada ao filtro.
3. A modificação proposta na estrutura do USQUE faz com que os dados dos giroscópios sejam incorporados no passo de correção do filtro, deixando o passo de predição do filtro independente de sensores, podendo ser executado completamente em software dadas as informações de comando do controlador. Isso permite manter alguma estimativa da atitude mesmo que os sensores sejam desligados em caso de economia de

energia.

Na parte de controle do LCADCS, dadas as restrições de projeto, as soluções de controle magnético de atitude mais usadas na literatura (ver Seção 3.3, Capítulo 3) não se mostraram adequadas ao LCADCS. Nesse contexto, uma nova estratégia de controle foi desenvolvida para manter a estabilidade tendo em conta a atuação em relé nos *magnetorquers*. A técnica proposta manteve o nanossatélite com 3° de precisão de apontamento em cada eixo, observando as características da determinação de atitude e desconsiderando perturbações por torques externos. Em simulações, a estratégia de controle foi testada e posta em comparação com estratégias de relevância na literatura (TARA/TPA). As vantagens da estratégia de controle proposta são enumeradas a seguir:

1. A abordagem de controle proposta permite que o nanossatélite realize manobras de aquisição de atitude em tempos comparáveis aos de técnicas como em [34, 59] que se valem de atuação contínua nos atuadores.
2. A abordagem de controle proposta permite que o nanossatélite estabilize seu apontamento em estado estacionário (conforme observado por simulações) com precisões superiores às de outras técnicas que se valem de atuação descontínua.
3. A abordagem de controle proposta tem perfis de atuação em estado estacionário bem menos atuados do que os de outras técnicas que consideram atuação descontínua nos atuadores (como a observada em [30] e aplicada para o UYS-1 em simulações).

Trabalhos Futuros

Diversos trabalhos podem ser desenvolvidos com base nos resultados apresentados nesta dissertação. Em especial, a estratégia de controle proposta aqui se trata de uma abordagem inovadora. Sendo assim, o algoritmo tomaria proveito de maiores análises e simulações mais detalhadas no que concerne a estabilidade, robustez às perturbações de torque, influência de erros na modelagem da matriz de inércia, e outros. Uma proposição direta para um possível trabalho neste sentido, seria mostrar que a nova abordagem para estabilização modifica a forma de se enxergar o problema de controle magnético de atitude¹, tornando possível a síntese de controladores com atuação descontínua (como foi o caso no UYS-1). Demais desenvolvimentos na parte de controle, estariam condicionados uma análise matemática mais detalhada do algoritmo proposto nesta dissertação.

Com respeito à parte de determinação de atitude, uma gama de incrementos, testes, e análises podem ser realizadas desde já. Por exemplo, seguindo linhas de pesquisa do grupo

¹talvez sem acrescentar ganhos de desempenho em controladores construídos com abordagens já existentes

aeroespacial da UnB, pode-se incrementar o subsistema desenvolvendo metodologias para lidar com detecção de falhas e propor soluções de estimação robusta.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] S. Maus, S. Macmillan, S. McLean, B. Hamilton, A. Thomson, M. Nair, and C. Rollins, “The US/UK world magnetic model for 2010-2015,” NOAA Technical Report NESDIS/NGDC, Tech. Rep., 2010.
- [2] J. Bouwmeester and J. Guo, “Survey of worldwide pico-and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology,” *Acta Astronautica*, vol. 67, no. 7, pp. 854–862, 2010.
- [3] P. Fortescue, G. Swinerd, and J. Stark, *Spacecraft Systems Engineering*. Wiley, 2011.
- [4] J. C. Springmann, J. W. Cutler, and H. Bahcivan, “Magnetic sensor calibration and residual dipole characterization for application to nanosatellites,” in *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, 2010.
- [5] C. P. Bridges and T. Vladimirova, “Agent computing applications in distributed satellite systems,” in *Autonomous Decentralized Systems, 2009. ISADS’09. International Symposium on*. IEEE, 2009, pp. 1–8.
- [6] H. Heidt, J. Puig-Suari, A. S. Moore, S. Nakasuka, and R. J. Twiggs, “Cubesat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation,” in *Proceedings of the 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2000, pp. 1–19.
- [7] J. Puig-Suari, C. Turner, and W. Ahlgren, “Development of the standard cubesat deployer and a cubesat class picosatellite,” in *Aerospace Conference, 2001, IEEE Proceedings.*, vol. 1. IEEE, 2001, pp. 1–347.
- [8] I. Nason, J. Puig-Suari, and R. Twiggs, “Development of a family of picosatellite deployers based on the cubesat standard,” in *Aerospace Conference Proceedings, 2002. IEEE*, vol. 1, 2002, pp. 1–457–1–464 vol.1.
- [9] T. Xiang, T. Meng, H. Wang, K. Han, and Z. Jin, “Design and on-orbit performance of the attitude determination and control system for the zdps-1a pico-satellite,” *Acta Astronautica*, vol. 77, pp. 182–196, 2012.
- [10] T. Inamori, N. Sako, and S. Nakasuka, “Magnetic dipole moment estimation and compensation for an accurate attitude control in nano-satellite missions,” *Acta Astronautica*, vol. 68, no. 11, pp. 2038–2046, 2011.

- [11] M. Abdelrahman and S. Park, "Integrated attitude determination and control system via magnetic measurements and actuation," *Acta Astronautica*, vol. 69, no. 3, pp. 168–185, 2011.
- [12] H. Soken and C. Hajiyev, "Pico satellite attitude estimation via robust unscented kalman filter in the presence of measurement faults," *ISA transactions*, vol. 49, no. 3, pp. 249–256, 2010.
- [13] M. Ovchinnikov, A. Ilyin, N. Kupriynova, V. Penkov, and A. Selivanov, "Attitude dynamics of the first russian nanosatellite tns-0," *Acta Astronautica*, vol. 61, no. 1, pp. 277–285, 2007.
- [14] M. Ovchinnikov, V. Pen'ko, O. Norberg, and S. Barabash, "Attitude control system for the first swedish nanosatellite ŞmuninĬ," *Acta Astronautica*, vol. 46, no. 2, pp. 319–326, 2000.
- [15] A. Mohammed, M. Benyettou, M. Sweeting, and J. Cooksley, "Initial attitude acquisition result of the alsat-1 first algerian microsatellite in orbit," in *Networking, Sensing and Control, 2005. Proceedings. 2005 IEEE*. IEEE, 2005, pp. 566–571.
- [16] M. Lovera, E. De Marchi, and S. Bittanti, "Periodic attitude control techniques for small satellites with magnetic actuators," *Control Systems Technology, IEEE Transactions on*, vol. 10, no. 1, pp. 90–95, 2002.
- [17] M. Reyhanoglu and J. Hervas, "Three-axis magnetic attitude control algorithms for small satellites," in *Recent Advances in Space Technologies (RAST), 2011 5th International Conference on*. IEEE, 2011, pp. 897–902.
- [18] H. Soken and C. Hajiyev, "REKF and RUKF development for pico satellite attitude estimation in the presence of measurement faults," in *Recent Advances in Space Technologies (RAST), 2011 5th International Conference on*. IEEE, 2011, pp. 891–896.
- [19] J. Wertz, *Spacecraft attitude determination and control*. Kluwer Academic Pub, 1978, vol. 73.
- [20] B. Wie, *Space vehicle dynamics and control*. AIAA, 2008.
- [21] J. Crassidis and J. Junkins, *Optimal estimation of dynamic systems*. Chapman & Hall, 2011, vol. 24.
- [22] J. Crassidis and F. Markley, "Unscented filtering for spacecraft attitude estimation," *Journal of Guidance Control and Dynamics*, vol. 26, no. 4, pp. 536–542, 2003.

- [23] O. Diaz, “Analysis and comparison of extended and unscented kalman filtering methods for spacecraft attitude determination,” Ph.D. dissertation, Monterey, California Naval Postgraduate School, 2010.
- [24] J. Crassidis, F. Markley, and Y. Cheng, “Survey of nonlinear attitude estimation methods,” *Journal of guidance control and dynamics*, vol. 30, no. 1, p. 12, 2007.
- [25] H. Leeghim, Y. Choi, and B. Jaroux, “Uncorrelated unscented filtering for spacecraft attitude determination,” *Acta Astronautica*, vol. 67, no. 1, pp. 135–144, 2010.
- [26] M. VanDyke, J. Schwartz, and C. Hall, “Unscented kalman filtering for spacecraft attitude state and parameter estimation,” in *Spaceflight mechanics 2004: proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting held February 8-12, 2004, Maui, Hawaii*, vol. 119. Amer Astronautical Society, 2005, p. 217.
- [27] J. Kim, J. Crassidis, S. Vadali, A. Dershowitz, and U. Alliance, “International space station leak localization using attitude disturbance estimation,” in *IEEE Aerospace Conference*, 2003, pp. 3475–3494.
- [28] S. Tanygin and M. Shuster, “The many triad algorithms,” in *AAS/AIAA 17th Space Flight Mechanics Meeting, Sedona, Arizona, 2007*, pp. 81–99.
- [29] A. P. L. Bó and G. A. Borges, “Desenvolvimento de um sistema de localização 3d para aplicação em robôs aéreos,” in *V Simpósio Brasileiro de Engenharia Inercial (SBEIN 2007)*, 2007.
- [30] T. Meng, H. Wang, Z. Jin, and K. Han, “Attitude stabilization of a pico-satellite by momentum wheel and magnetic coils,” *Journal of Zhejiang University-SCIENCE A*, vol. 10, no. 11, pp. 1617–1623, 2009.
- [31] E. Silani and M. Lovera, “Magnetic spacecraft attitude control: a survey and some new results,” *Control Engineering Practice*, vol. 13, no. 3, pp. 357–371, 2005.
- [32] M. Wood and W. Chen, “Attitude control of magnetically actuated satellites with an uneven inertia distribution,” *Aerospace Science and Technology*, vol. -, pp. -, 2011.
- [33] H. K. Khalil and J. Grizzle, *Nonlinear systems*. Prentice hall Upper Saddle River, 2002, vol. 3.
- [34] M. Lovera and A. Astolfi, “Spacecraft attitude control using magnetic actuators,” *Automatica*, vol. 40, no. 8, pp. 1405–1414, 2004.
- [35] X. Chen and X. Wu, “Model predictive control of cube satellite with magneto-torquers,” in *IEEE International Conference on Information and Automation (ICIA), 2010*. IEEE, 2010, pp. 997–1002.

- [36] Y. Cao and W. Chen, "Automatic differentiation based nonlinear model predictive control of satellites using magneto-torquers," in *4th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, 2009. ICIEA 2009.* IEEE, 2009, pp. 913–918.
- [37] R. Wisniewski, "Satellite attitude control using only electromagnetic actuation," Ph.D. dissertation, Aalborg University. Department of Control Engineering, 1996.
- [38] F. Nagi, S. Ahmed, A. Z. Abidin, and F. Nordin, "Fuzzy bang-bang relay controller for satellite attitude control system," *Fuzzy Sets and Systems*, vol. 161, no. 15, pp. 2104 – 2125, 2010.
- [39] N. Sivaprakash and J. Shanmugam, "Neural network based three axis satellite attitude control using only magnetic torquers," in *Digital Avionics Systems Conference, 2005. DASC 2005. The 24th*, vol. 2, oct.-3 nov. 2005, p. 6 pp. Vol. 2.
- [40] M. Guelman, R. Waller, A. Shiryayev, and M. Psiaki, "Design and testing of magnetic controllers for satellite stabilization," *Acta Astronautica*, vol. 56, no. 1, pp. 231–239, 2005.
- [41] G. F. Oliveira, J. Chaurais, A. Souza, A. M. Kulabukhov, V. A. Larin, and V. V. Belikov, "An electromagnetic system for attitude determination and control of a nanosatellite," *Journal of Dnipropetrovsk National University, T. 20, series of rocket and space technology.*, vol. Issue 15, Volume 1, Ukraine - ISSN 9125 0912., no. 4, pp. 137–144, 2012.
- [42] G. F. Oliveira, A. M. Kulabukhov, V. A. Larin, V. V. Belikov, J. Y. Ishihara, R. A. Borges, and H. C. Ferreira, "A low-cost attitude determination and control system for the uys-1 nanosatellite," in *IEEE/AIAA Aerospace Conference*, 2013.
- [43] A. Souza, G. F. Oliveira, J. Chaurais, V. V. Belikov, A. M. Kulabukhov, and V. A. Larin, "Design of ground communication antenna control system for nanosatellite mission," *Journal of Dnipropetrovsk National University, T. 20, series of rocket and space technology.*, vol. Issue 15, Volume 1, Ukraine - ISSN 9125 0912., no. 4, pp. 144–152, 2012.
- [44] J. Chaurais, A. Souza, G. F. Oliveira, V. A. Larin, B. V. V., and K. A. M., "Attitude determination, control and stabilization of nanosatellite using reaction wheels," *Journal of Dnipropetrovsk National University, T. 20, series of rocket and space technology.*, vol. Issue 15, Volume 1, Ukraine - ISSN 9125 0912., no. 4, pp. 130–136, 2012.
- [45] B. Schutz, B. Tapley, and G. Born, *Statistical orbit determination.* Academic Press, 2004.

- [46] J. van der Ha and M. Shuster, “A tutorial on vectors and attitude [focus on education],” *Control Systems, IEEE*, vol. 29, no. 2, pp. 94–107, 2009.
- [47] F. Markley, “Attitude error representations for kalman filtering,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 26, no. 2, pp. –, 2012.
- [48] T. Lee, “Computational geometric mechanics and control of rigid bodies,” Ph.D. dissertation, UNIVERSITY OF MICHIGAN, 2008.
- [49] J. P. Bentley, *Principles of measurement systems*. Prentice Hall, 2005.
- [50] J. W. Judy, “Microelectromechanical systems (mems): fabrication, design and applications,” *Smart materials and Structures*, vol. 10, no. 6, p. 1115, 2001.
- [51] K. Svartveit, “Attitude determination of the ncube satellite,” Master’s thesis, Norwegian University of Science and Technology. Department of Engineering Cybernetics, 2003.
- [52] K. Shcheglov, C. Evans, R. Gutierrez, and T. Tang, “Temperature dependent characteristics of the jpl silicon mems gyroscope,” in *Aerospace Conference Proceedings, 2000 IEEE*, vol. 1, 2000, pp. 403–411 vol.1.
- [53] K. Han, H. Wang, B. Tu, and Z. Jin, “Pico-satellite autonomous navigation with magnetometer and sun sensor data,” *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 24, no. 1, pp. 46–54, 2011.
- [54] J.-C. Juang, Y.-F. Tsai, and C.-T. Tsai, “Design and verification of a magnetometer-based orbit determination and sensor calibration algorithm,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 21, pp. 47–54, 2012.
- [55] D. Vallado, *Fundamentals of astrodynamics and applications*. Springer, 2001, vol. 12.
- [56] D. Simon, *Optimal state estimation: Kalman, H infinity, and nonlinear approaches*. Wiley-Interscience, 2006.
- [57] C. Meyer, *Matrix analysis and applied linear algebra book and solutions manual*. Society for Industrial and Applied Mathematics, 2000, vol. 2.
- [58] F. Martel, P. Pal, and M. Psiaki, “Active magnetic control system for gravity gradient stabilized spacecraft,” in *Proceedings of the 2nd Annual AIAA/USU Conf. on Small Satellites*, 1988.
- [59] M. Lovera and A. Astolfi, “Global magnetic attitude control of spacecraft,” in *Decision and Control, 2004. CDC. 43rd IEEE Conference on*, vol. 1, dec. 2004, pp. 267 – 272 Vol.1.

- [60] J. Wen and K. Kreutz-Delgado, "The attitude control problem," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 36, no. 10, pp. 1148–1162, 1991.
- [61] J. Berndt, "Jsbsim an open source, platform-independent, flight dynamics model in c++," 2011.
- [62] T. Lee, M. Leok, and N. McClamroch, "Time optimal attitude control for a rigid body," in *American Control Conference, 2008*, 2008, pp. 5210–5215.
- [63] T. Lee, M. Leok, and N. H. McClamroch, "Lie group variational integrators for the full body problem," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, vol. 196, no. 29, pp. 2907–2924, 2007.
- [64] W. Stockwell, "Angle random walk," Crossbow Technology. [Online]. <http://www.xbow.com/pdf/AngleRandomWalkAppNote.pdf>, Tech. Rep., 2003.
- [65] S. Kirkpatrick, D. G. Jr., and M. P. Vecchi, "Optimization by simulated annealing," *science*, vol. 220, no. 4598, pp. 671–680, 1983.