

Estimation and Attitude Control in CONASAT's Nominal Operation Mode: An Approach for SDRE Filter and PID Control

B. D. R. de Mesquita, H. K. Kuga and V. Carrara

Abstract— *CubeSat* attracted interest of international community with numerous studies being developed in some universities, schools or even space enthusiasts. Miniaturization of components and use of conventional electronics reduced costs with space projects, that previously restricted access to space to only a few nations at costs of several million dollars. So, governments and space agencies, especially in developing nations, has begun to invest in small satellite projects, because now they can have space missions at low cost. Thus, the National Institute for Space Research (INPE), in Brazil, has planning some *CubeSat* missions as an academic tool to spread the space technology across the country to universities and researches. One of the missions in development is the Nanosatellite Constellation for Environmental Data Collection (CONASAT). This project intends to launch at least two small satellites to replace the SCD1 and SCD2 satellites of the Brazilian's environmental data collection system. The main objective of this paper is to propose state estimation technique, known as State-Dependent Riccati Equation (SDRE), together with a PID controller based on attitude error given by the Euler angle and axis for nominal mode attitude control of CONASAT. Simulations were performed using an open computational tool for attitude and orbit simulation.

Keywords— State-Dependent Riccati Equation, Attitude and Bias Estimation, Attitude PID Control.

I. INTRODUÇÃO

A TECNOLOGIA de *CubeSats* tem atraído o interesse da comunidade internacional de pesquisadores e tecnólogos espaciais. Numerosos estudos estão em condução por algumas universidades, governos, empresas, escolas e até mesmo por entusiastas. A miniaturização de várias tecnologias de componentes físicos e os custos agora acessíveis no lançamento e operação de pequenos satélites tem motivado o aumento nos investimentos nessa área [1].

O custo médio dos projetos espaciais é em torno de milhões de dólares, incluindo a concepção, o lançamento e a operação, que restringem o acesso ao espaço apenas para poucas nações no mundo. A principal razão para o alto custo é a alta confiabilidade exigida pelo satélite, que deve funcionar corretamente por longos períodos em ambiente hostil (baixa pressão, mudanças rápidas de temperatura, altas doses de

radiação, vibração elevada durante o lançamento, etc).

Portanto, os *CubeSats* foram propostos com o objetivo de reduzir os custos com a construção de satélite pela miniaturização de componentes e utilização de eletrônica convencional, não necessariamente adaptada às condições ambientais no espaço. Conseqüentemente, estes satélites atraíram a atenção de governos e de agências espaciais, principalmente de nações em desenvolvimento e passaram a beneficiar países por meio da geração de capital intelectual e o surgimento de *start-ups* [2].

Os resultados provenientes de projetos que empregaram *CubeSats* para experiências científicas e tecnológicas no espaço são bastante significativas na literatura, o que já os faz serem considerados como plataformas do futuro para as missões científicas espaciais [3] em projetos de observação da Terra [4] e exploração interplanetária [5].

No Brasil, alguns projetos com base na plataforma de *CubeSat* têm surgido nos últimos anos, como o NanosatC-Br1, que tornou-se o primeiro *CubeSat* brasileiro, lançado em junho de 2014 [6]. Atualmente, o Centro Regional do Nordeste (CRN) do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) está desenvolvendo a missão CONASAT; uma constelação de nano satélites para coleta de dados ambientais em cooperação com a Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN) e com apoio financeiro da Agência Espacial Brasileira (AEB). O CONASAT pretende estender o sistema brasileiro de coleta de dados ambientais substituindo os satélites SCD-1 e SCD-2 por uma constelação de nano satélites equipadas com sistemas de comunicação digitais [7].

O sistema brasileiro de coleta de dados ambientais visa recolher dados ambientais de plataformas operadas automaticamente em todo o país e retransmitir para o centro da missão. Os dados são retransmitidos pelo satélite a estação de recepção sempre que houver linha mútua de visão entre a plataforma, o satélite e a estação terrestre [8]. Atualmente, este sistema é baseado em apenas dois satélites, SCD-1 e SCD-2, que foram lançados, respectivamente, em 1993 e 1997, e, embora ainda em funcionamento, começaram a apresentar algumas falhas. Como a demanda por esses dados ambientais é alta, necessita-se de um projeto para a substituição dos satélites SCDs, assim, criou-se o projeto CONASAT para dar continuidade no sistema brasileiro de coleta de dados ambientais por meio de uma tecnologia mais avançada de constelação de nano satélites, equipada com *transponders* digitais [9, 10].

O CONASAT será configurado em uma estrutura 8 U (8 unidades de *CubeSat*), onde cada cubo tem em torno de 10

B. D. R. de Mesquita, Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Maranhão, Campus Açailândia, Brazil, brehme.mesquita@ifma.edu.br

H. K. Kuga, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Brazil, helio.kuga@inpe.br

V. Carrara, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Brazil, valdemir.carrara@inpe.br

centímetros de lado, como ilustrado na Fig. 1. Cada módulo estará equipado com uma antena direcional planar para receber dados a partir das plataformas, de modo que o satélite necessitará ser estabilizado em três eixos e controlado em modo de apontamento geocêntrico para permitir que haja comunicação da carga ao solo. A determinação de atitude contará com seis sensores de sol analógicos, um a cada face do módulo, e um magnetômetro de três eixos. Além disso, um giroscópio MEMS irá fornecer as medições das velocidades angulares nos três eixos. O controle de atitude será realizado por um conjunto de três rodas de reação e três bobinas magnéticas [10].

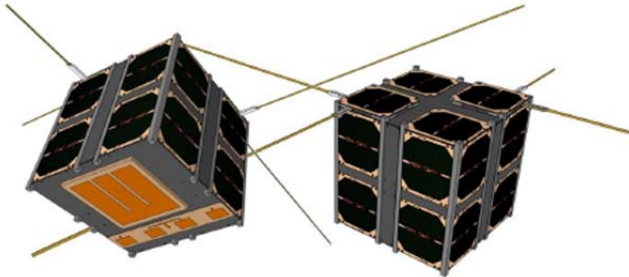


Figura 1. Os módulos do CONASAT em uma configuração 8 U, formando um cubo com cerca de 20 centímetros de lado.

O objetivo deste artigo consiste em propor a aplicação de uma técnica de estimação de estado com base na equação de Riccati dependente de estado, conhecido como filtro SDRE (do inglês, *State Dependent Riccati Equation*), para a estimação de atitude de um módulo do CONASAT. Além disso, apresenta-se o emprego de um controlador PID de estrutura convencional com base no erro de atitude computado em ângulo-eixo de Euler para o modo de funcionamento nominal do satélite. Os resultados foram obtidos a partir de simulações realizadas em ambiente Matlab com o uso de uma ferramenta computacional de acesso aberto, conhecida como PROPAT [11], que possui diversas funções para a simulação de órbita e atitude de satélites. As próximas sessões apresentarão as equações do movimento, as equações do filtro SDRE, a proposta do controlador PID de atitude, os parâmetros de simulação e resultados, e conclusões.

II. EQUAÇÕES DO MOVIMENTO

A orientação de um corpo no espaço é definida por parâmetros que permitem correlacionar em um dado tempo, um sistema de coordenadas fixas ao corpo com um sistema de estrutura supostamente inercial. Essa correlação é nomeada de atitude e o seu movimento de movimento de atitude. Geralmente, o segundo sistema é considerado inercial, desprezando o seu movimento em relação ao corpo [12], desde que esse movimento seja demasiadamente lento para não afetar ou influenciar a atitude do corpo.

De modo operacional, os aspectos mais importantes da dinâmica de atitude são a determinação de atitude e o controle de atitude, sendo o primeiro compreendido como o cálculo da orientação do corpo em relação a uma referência inercial ou a algum objeto de interesse, como a Terra, e o segundo, como o

processo de direção do corpo para um apontamento desejado [13].

Existem diferentes maneiras de representação da atitude em três eixos por meio de uma transformação de um conjunto de coordenadas no espaço inercial em um conjunto de coordenadas fixadas ao satélite, como os ângulos de Euler, o ângulo-eixo de Euler e os parâmetros simétricos de Euler (também conhecidos como quatérnio). Os ângulos de Euler estabelecem uma relação entre os sistemas de coordenadas com base em três ângulos de rotação em torno dos eixos cartesianos. Mas a mesma atitude pode ser estabelecida por uma rotação de um determinado ângulo θ em torno de um eixo \mathbf{a} , representação esta conhecida como ângulo-eixo de Euler. Já o quatérnio é uma extensão do conceito de números complexos em três dimensões que compreende quatro componentes, um vetor tridimensional e um escalar, e que podem representar a atitude de forma completa [13, 14, 15].

Na prática computacional, o quatérnio tem a vantagem de ser uma representação não mínima e globalmente não singular, ao contrário dos ângulos de Euler em que as singularidades ocorrem em ângulos intermediários de 90° ou múltiplos. Além disso, a representação por quatérnio independe de operações trigonométricas, como a representação por ângulo-eixo de Euler. No entanto, o quatérnio não tem interpretação física direta da atitude como os ângulos de Euler. Portanto, em geral, o quatérnio é utilizado para integrar as equações do movimento e posteriormente convertido em ângulos de Euler para a compreensão física [16, 17, 18].

O quatérnio é definido como:

$$\mathbf{q} = [\boldsymbol{\varepsilon} \quad \eta]^T, \quad (1)$$

em que $\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_1 \quad \varepsilon_2 \quad \varepsilon_3]$ é o componente vetorial e η é a parte escalar do quatérnio. O quatérnio satisfaz ao seguinte vínculo:

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

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

$$\mathbf{C}_{bi} = (\eta^2 - \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\varepsilon}) \mathbf{1} + 2\boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\varepsilon} - 2\eta \boldsymbol{\varepsilon}^\times, \quad (3)$$

em que $\mathbf{1}$ é a matriz de identidade de terceira ordem e $\boldsymbol{\varepsilon}^\times$ denota a matriz antissimétrica do produto cruzado do vetor $\boldsymbol{\varepsilon}$. A matriz de atitude é um vetor \mathbf{r}_i expresso em coordenadas inerciais e representa o sistema fixo ao corpo por $\mathbf{r}_b = \mathbf{C}_{bi} \mathbf{r}_i$.

A cinemática descreve a orientação de um corpo em relação a um sistema de eixos conhecidos sem envolver forças ou torques associados a esse movimento [16, 18]. A equação da cinemática pode ser expressa em qualquer forma de representação da atitude, cada uma apresentando suas particularidades. A utilização da representação por quatérnio beneficia-se por não conter funções trigonométricas e nem singularidades. Por conseguinte, a expressão da cinemática por quatérnio é [14]:

$$\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{1}/_2 \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega})\mathbf{q}, \quad (4)$$

em que $\boldsymbol{\Omega}$ é dado por:

$$\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} -\boldsymbol{\omega}^\times & \boldsymbol{\omega} \\ \boldsymbol{\omega}^T & 0 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

com $\boldsymbol{\omega}$ sendo as velocidades angulares em coordenadas fixas ao corpo em relação ao sistema inercial. Assume-se que essas velocidades angulares sejam medidas por um conjunto de três giroscópios alinhados com os eixos do corpo, assim, o modelo matemático das velocidades angulares medidas é dado por:

$$\boldsymbol{\omega}^o = \boldsymbol{\omega} + \mathbf{b}_g + \xi, \quad (6)$$

nos quais $\boldsymbol{\omega}^o$ é a matriz de velocidades angulares medidas pela triade de giroscópios, $\boldsymbol{\omega}$ é a matriz de velocidades angulares reais do corpo, \mathbf{b}_g é a matriz dos vieses dos giroscópios e ξ é um ruído branco de média zero dos giroscópios. Dessa forma, substituindo-se a Equação (6) em (4), tem-se:

$$\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{1}/_2 \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}^o - \mathbf{b}_g + \xi)\mathbf{q} \quad (7)$$

A determinação de atitude é realizada a partir da leitura de dados brutos de sensores solares e magnetômetro, e processado por um algoritmo TRIAD ou QUEST [19, 20, 21, 22]. A dinâmica de atitude é dada por meio da equação diferencial de Euler para um corpo rígido com a inclusão dos efeitos dinâmicos das rodas de reação [10]. Assim, o modelo diferencial resultante é expresso nas coordenadas do corpo como [13, 14]:

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{g} - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h}) + \mathbf{u}_k \quad (7)$$

$$\dot{\mathbf{h}} = \mathbf{u}_k \quad (8)$$

em que \mathbf{J} representa a matriz de inércias do satélite, $\boldsymbol{\omega}$ é o vetor de velocidades angulares, \mathbf{g} é a soma dos torques externos aplicados ao satélite, \mathbf{h} é o momentum angular das rodas de reação, e \mathbf{u}_k é o torque aplicado as rodas de reação pelo sistema de controle.

III. FILTRO SDRE

O filtro SDRE é uma metodologia promissora para estimação de estados não lineares, demonstrando sua eficiência em diferentes aplicações por meio de extensas simulações numéricas [23]. O filtro SDRE foi concebido a partir de uma técnica de controle não linear subótima, o controlador SDRE [24, 25]. O método é baseado na linearização estendida da dinâmica do processo [26], isto é, utiliza-se da parametrização de não linearidades por coeficientes dependentes de estado para transformar o problema de estimação não linear em uma estrutura linear [27].

Considere o sistema não linear dado em espaço de estados:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{G}(\mathbf{x})\mathbf{w}, \quad (9)$$

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{h}(\mathbf{x}_k) + \boldsymbol{\Gamma}(\mathbf{x}_k)\mathbf{v}_k, \quad (10)$$

em que \mathbf{x} denota o vetor de estados do sistema no tempo t , \mathbf{y} é a vetor de saída mensurada, \mathbf{w} e \mathbf{v} são, respectivamente, os ruídos do processo que representam as incertezas do modelo e das observações, e são modelados como ruídos brancos com média zero, com covariância \mathbf{Q} e \mathbf{R} , respectivamente, $\mathbf{w} = N(0, \mathbf{Q})$ e $\mathbf{v}_k = N(0, \mathbf{R})$.

As expressões dependentes de estado associadas são definidas como:

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) \equiv \mathbf{F}(\mathbf{x})\mathbf{x}, \quad (11)$$

$$\mathbf{h}(\mathbf{x}_k) \equiv \mathbf{H}(\mathbf{x}_k)\mathbf{x}_k. \quad (12)$$

O modelo do filtro usado neste trabalho foi o de forma contínuo-discreto. Os estágios de propagação e de atualização dos estados e covariâncias são dados por:

- Estágio de propagação no tempo

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}} &= \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}), \\ \hat{\mathbf{P}} &= \mathbf{F}(\hat{\mathbf{x}})\hat{\mathbf{P}} + \mathbf{P}\mathbf{F}^T(\hat{\mathbf{x}}) + \mathbf{G}(\mathbf{x})\mathbf{W}\mathbf{G}^T(\hat{\mathbf{x}}), \end{aligned} \quad (13)$$

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

- Estágio de atualização das medições

$$\begin{aligned} \mathbf{S}_{k+1} &= \mathbf{H}(\hat{\mathbf{x}}_{k+1,k})\mathbf{P}_{k+1,k}\mathbf{H}^T(\hat{\mathbf{x}}_{k+1,k}) + \mathbf{R}, \\ \mathbf{K}_{k+1} &= \mathbf{P}_{k+1,k}\mathbf{H}^T(\hat{\mathbf{x}}_{k+1,k})\mathbf{S}_{k+1}^{-1}, \\ \hat{\mathbf{x}}_{k+1,k+1} &= \hat{\mathbf{x}}_{k+1,k} + \mathbf{K}_{k+1}[\mathbf{y}_{k+1} - \mathbf{H}(\hat{\mathbf{x}}_{k+1,k})\hat{\mathbf{x}}_{k+1,k}], \\ \mathbf{P}_{k+1,k+1} &= [\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1}\mathbf{H}(\hat{\mathbf{x}}_{k+1,k})]\mathbf{P}_{k,k}, \end{aligned} \quad (14)$$

em que,

$$\begin{aligned} \mathbf{x} &= \begin{bmatrix} \mathbf{q} \\ \mathbf{b}_g \end{bmatrix}, \\ \mathbf{f}(\mathbf{x}) &= \begin{bmatrix} \mathbf{1}/_2 \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}^o - \mathbf{b}_g)\mathbf{q} \\ \mathbf{0}_{3,1} \end{bmatrix}, \\ \mathbf{F}(\mathbf{x}) &= \begin{bmatrix} \mathbf{1}/_2 \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}^o) & -\mathbf{1}/_2 \boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) \\ \mathbf{0}_{3,4} & \mathbf{0}_{3,3} \end{bmatrix}, \\ \mathbf{G}(\mathbf{x}) &= \begin{bmatrix} -\mathbf{1}/_2 \boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) & \mathbf{0}_{4,3} \\ \mathbf{0}_{3,3} & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix}, \\ \mathbf{W} &= \begin{bmatrix} \sigma_\xi^2 \mathbf{I}_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \sigma_{\mathbf{b}_g}^2 \mathbf{I}_3 \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (15)$$

Os parâmetros σ_ξ e $\sigma_{\mathbf{b}_g}$ constituem-se nos desvios padrão do ruído dinâmico e do giroscópio, respectivamente. A matriz $\boldsymbol{\Xi}$ é definida como:

$$\Xi(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} \eta & -\varepsilon_3 & \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 & \eta & -\varepsilon_1 \\ -\varepsilon_2 & \varepsilon_1 & \eta \\ \varepsilon_1 & -\varepsilon_2 & -\varepsilon_3 \end{bmatrix}. \quad (16)$$

A matriz H , a qual modela como as observações relacionam-se aos estados do sistema, foi considerada, neste trabalho, como constante, resultado da junção de uma matriz identidade de 4ª ordem com uma matriz nula de tamanho 4 por 3, diferentemente da adotada em [28].

IV. CONTROLE DE ATITUDE

O controle de atitude é o processo de obtenção e manutenção de uma orientação no espaço. Em ambiente espacial, os satélites sofrem diversos torques ambientais ou internos que perturbam o apontamento desejado, por isso alguma forma de sistema de controle de atitude é necessária para mantê-lo estável [13].

O controlador utilizado nesse trabalho é baseado na configuração de um controlador PID com ganhos iguais nos três eixos por considerarem-se simétricas as propriedades de massa do CONASAT, conforme apresentado em [10]. Embora a dinâmica de atitude do satélite seja não linear, um controlador PID pode estabilizá-la a depender da região da dinâmica a qual o for aplicado. Assim, o torque de controle no instante de tempo t_k é dado por:

$$\mathbf{u}_k = -\mathbf{a}[k_p\theta_k + k_i\sum_{j=0}^k\theta_j\Delta t] - k_d\boldsymbol{\omega}_k, \quad (17)$$

em que, k_p , k_d e k_i são os ganhos proporcional, integral e derivativo, respectivamente; Δt é o tempo de passo do controlador; $\boldsymbol{\omega}$ é o vetor de velocidades angulares no instante k , calculado por meio das mensurações corrigidas pela estimação dos vieses dos giroscópios. Os ganhos proporcional e integral controlam a posição do satélite enquanto que o ganho derivativo atua no controle de velocidade. Observa-se que a estrutura do controlador está na representação por ângulo-eixo de Euler, conseqüentemente, o erro de atitude é dado pelo ângulo θ e pelo eixo \mathbf{a} entre o referencial inercial e o satélite no sistema de referência orbital. A integral do erro é calculada como uma simples soma dos ângulos anteriormente estimados.

V. SIMULAÇÃO E RESULTADOS

O CONASAT terá três modos de operação: o modo nominal, na qual a carga útil (*transponder*) estará ligada; o modo de segurança, na qual a atitude é estabilizada e controlada com torques magnéticos; e o modo de aquisição de atitude, em que o satélite será estabilizado após a injeção em órbita [10]. Os resultados deste trabalho foram obtidos por simulações no modo nominal de operação.

De acordo com a descrição da missão [29], a altitude da órbita para o CONASAT será selecionada entre 500 a 1000 km. Os satélites SCDs possuem órbita circular com 750 km de altitude e 25° de inclinação. Desse modo, a órbita proposta para o CONASAT deverá estar próxima a dos SCDs. No entanto, a órbita do CONASAT dependerá da disponibilidade

do lançador, uma vez que *CubeSats* são cargas geralmente secundárias em lançamentos de satélites e estão restritas a requisitos orbitais da carga principal. Como não há nenhuma definição dos elementos orbitais, foi adotada na simulação uma altitude de 630 km e 25° de inclinação.

A determinação de atitude do CONASAT será realizada por um magnetômetro de três eixos e um conjunto de seis sensores solares analógicos, um em cada face do satélite, e processados por um algoritmo TRIAD. As leituras dos sensores solares são proporcionais ao cosseno do ângulo de incidência e convertidos para um vetor unitário de direção do sol após serem processados pelo algoritmo de determinação de atitude [10]. Na simulação, admitiu-se que esse vetor unitário já foi computado anteriormente, de modo que o modelo do sensor simulado é dado por:

$$s_i = u_i(1 + \tau_i), \quad (18)$$

onde s_i , com $i = 1, 2, 3$, é a simulação da direção do sol mensurado em coordenadas do corpo, $\mathbf{u} = (u_1, u_2, u_3)$ é a direção do sol e τ_i é um ruído branco de média zero com 0,5° de desvio padrão. O modelo de medição do sensor solar não é simplesmente um ruído aditivo. A razão disso é que não há leituras negativas no detector solar e o ruído diminui com a intensidade do sol na célula [10]. A mensuração do vetor unitário de direção solar é calculada por:

$$\mathbf{s}_s = (s_1 \ s_2 \ s_3)^T / \sqrt{s_1^2 + s_2^2 + s_3^2}. \quad (19)$$

O modelo do magnetômetro é composto por um ruído e um pequeno viés residual, porque o viés do magnetômetro é, normalmente, estimado antes do lançamento [10], assim:

$$\mathbf{m} = \mathbf{B} + \mathbf{b}_m + \mathbf{v}_m, \quad (20)$$

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

Para o giroscópio, o modelo adotado na simulação foi o mesmo apresentado em (6), em que a velocidade angular consiste de mensurações com a adição de um viés e um ruído branco [10]. O viés do giroscópio a ser estimado foi definido como $[50 \ 50 \ 50]$ °/h e o desvio padrão assumido para o ruído foi de $\sigma_g = 5$ °/h.

A matriz \mathbf{R} das covariâncias dos erros das observações foi adotada como uma matriz diagonal de 4ª ordem com elementos iguais a 0,0001. A matriz de covariância \mathbf{P} foi inicializada como uma matriz diagonal de 7ª ordem com os três primeiros desvios padrão do quaternião iguais a 0,0025 e o quarto desvio padrão igual a $2 \cdot 10^{-5}$; e os desvios padrão dos vieses do giroscópio iguais a $1 \cdot 10^{-3}$ rad/s². Os desvios padrão do ruído dinâmico σ_ξ e dos giroscópios σ_{b_g} adotados foram 10^{-2} e 10^{-5} , respectivamente.

A atitude inicial em ângulos de Euler de uma rotação 1-2-3 foi definida como $[70^\circ \ 40^\circ \ 50^\circ]^T$ em relação a inercial, e a

velocidade angular inicial adotada foi de $\omega = [0,06 \ 0,03 \ 0,09]$ rpm. Assumiu-se que as rodas de reação iniciaram em repouso em relação ao satélite.

A massa do satélite adotada na simulação foi de 8,2 kg, uma vez que cada unidade de CubeSat possui cerca de 1 kg. Considerou-se que essa massa está distribuída em um cubo de 0,2 m de lado, com pequena assimetria, resultando em um tensor de inércia com momentos de inércia iguais a 0,0547, 0,0519 e 0,0574 kg.m², em torno dos eixos x , y e z , respectivamente.

O processo de simulação foi executado em duas etapas: sem e com controlador. O tempo de simulação foi de 18000 segundos, o que equivale a cerca de três órbitas do satélite ao redor da Terra. Durante este tempo, o satélite passa em regiões de sombra da Terra, aproximadamente nos tempos de 2240, 8065 e 13890 segundos, com duração em torno de 2130 segundos, cada passagem. Ao longo dos períodos de sombra, a atualização dos estados não é realizada pelo filtro, já que nesse período não existem medições dos sensores solares, embora os estados sejam ainda propagados. Consequentemente, os erros de atitude tende a aumentar à medida que o satélite entra na sombra da Terra.

A Fig. 2 apresenta a estimação dos componentes do quatérnio em relação às coordenadas orbitais, sem o uso do controlador. A estimativa dos estados pelo filtro SDRE alcança resultados significativos ao visualizarem-se os erros das estimativas, apresentados na Fig. 3. Observam-se as regiões em que os erros de estimação aumentam devido o satélite apresentar-se em região de sombra da Terra. Os resíduos dos elementos do quatérnio podem ser visualizados na Fig. 4. A Tabela I traz dados estatísticos das médias e dos desvios padrão dos resíduos.

Os ganhos do controlador PID foram determinados para obter uma resposta superamortecida, assim foram definidos em $k_p = 0,008$ Nm/rd, $k_d = 0,08$ Nm/rd e $k_i = 1 \cdot 10^{-6}$ Nm/rd. O torque de controle é aplicado às rodas de reação cujos eixos são alinhados com as coordenadas do satélite. Assumiu-se rodas de reação ideais, isto é, não foi considerada a influência de não linearidades e atritos sobre a dinâmica das rodas.

O máximo torque assumido para as rodas de reação foi de 625 μ Nm e o máximo armazenamento de momentum de 0,0118 Nms. Assumiu-se como única forma de perturbação da atitude um momento magnético residual de $m_r = [0,01 \ -0,01 \ 0,005]^T$ Am². O torque de perturbação foi calculado pelo produto vetorial entre o momento magnético e o campo magnético da Terra em coordenadas do satélite.

A Fig. 5 mostra o erro de apontamento (atitude) entre o eixo inercial e do satélite. O erro médio de apontamento, em regiões com sol, foi mantido abaixo de 2° pelo controlador. O erro de atitude foi elevado na primeira passagem do satélite em região de sombra da Terra porque a estimativa dos vieses dos giroscópios não tinha convergido totalmente, como apresentado na Fig. 6. Observa-se que a estimação do viés do eixo y converge primeiro ao ponto de referência do que as estimações dos outros dois eixos, x e z .

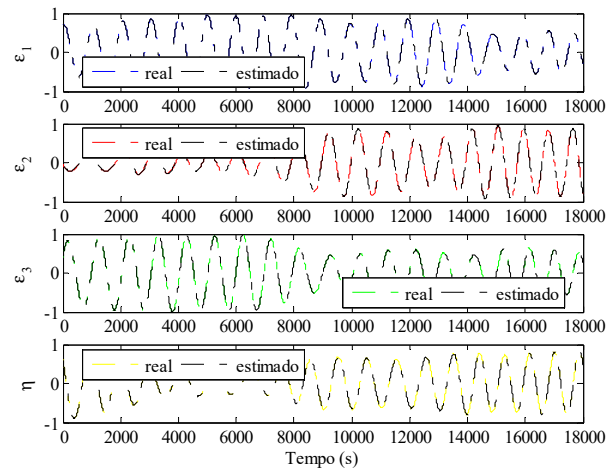


Figura 2. Estimação dos elementos do quatérnio pelo filtro SDRE sem o uso do controlador.

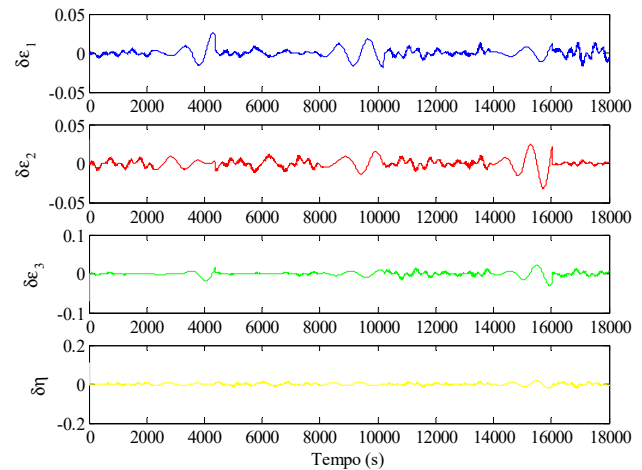


Figura 3. Erros de estimação dos elementos do quatérnio pelo filtro SDRE sem o uso do controlador.

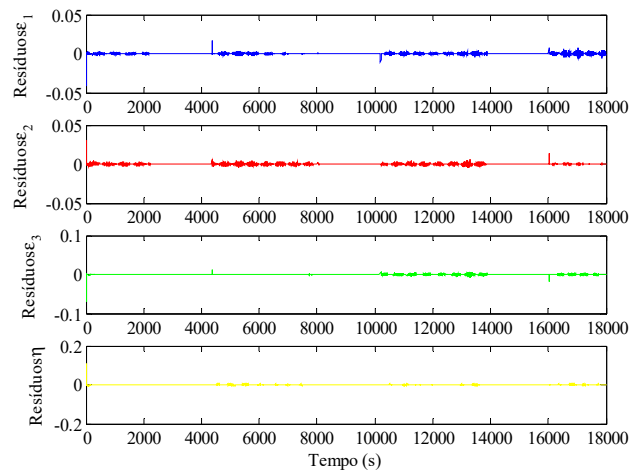


Figura 4. Resíduos da estimação dos elementos do quatérnio pelo filtro SDRE sem o uso do controlador.

TABELA I
DADOS ESTATÍSTICOS DOS RESÍDUOS DE ESTIMAÇÃO DOS
ELEMENTOS DO QUATÉRNIO PELO FILTRO SDRE SEM O USO DO
CONTROLADOR

Elementos do quatérnio	Média	Desvio padrão
ε_1	$-7,2215 \cdot 10^{-6}$	$8,2742 \cdot 10^{-4}$
ε_2	$1,0916 \cdot 10^{-5}$	$7,5890 \cdot 10^{-4}$
ε_3	$-1,3163 \cdot 10^{-5}$	$9,6047 \cdot 10^{-4}$
η	$6,4188 \cdot 10^{-6}$	0,0014

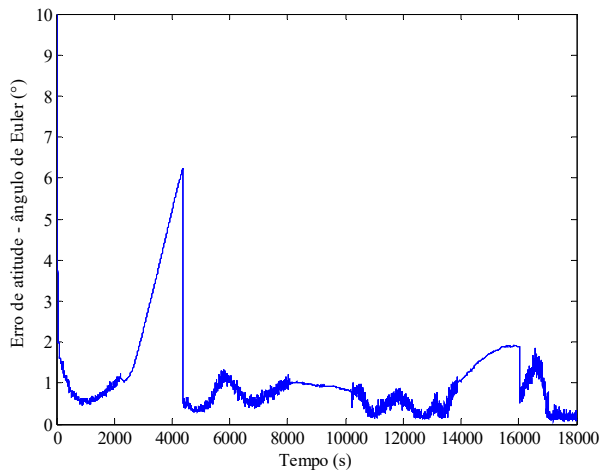


Figura 5. Erro de apontamento de atitude entre o eixo inercial e do satélite dado em ângulo de Euler.

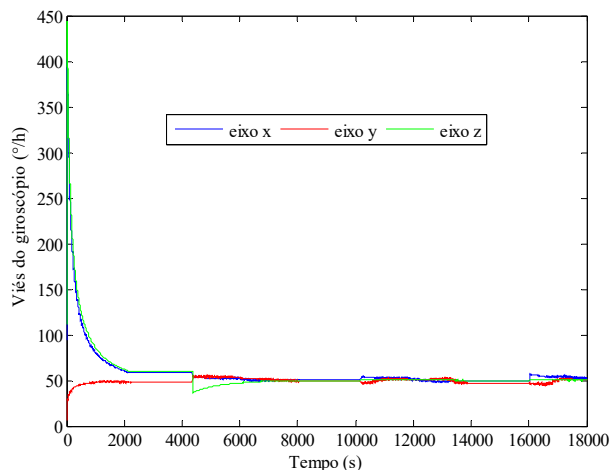


Figura 6. Estimação dos vieses do giroscópio pelo filtro SDRE com o uso de controlador.

A Fig. 7 apresenta a atitude do satélite em ângulos de Euler em coordenadas orbitais para os primeiros 300 segundos de simulação. As rodas de reação absorvem o momentum do satélite e conseguem controlar e definir a atitude na direção desejada.

As velocidades angulares das rodas estão ilustradas na Fig. 8 sob a ação do controlador de atitude. A estratégia de dessaturação das rodas de reação utilizada neste trabalho foi a *Conventional Cross Product Law (CCPL)*, discutida em [30]. O torque das rodas de reação é mostrado na Fig. 9 para os primeiros 300 segundos de simulação. O torque necessário no início da ação de controle é elevado e, por conseguinte, o

torque máximo permitido é atingido. Posteriormente, as rodas de reação conseguem absorver o momentum do satélite e o torque começa a decair, primeiramente no eixo y e após nos eixos z e x, respectivamente. O torque residual no estado estacionário pode ser explicado pela atitude remanescente e também por ruídos nas medidas das velocidades angulares.

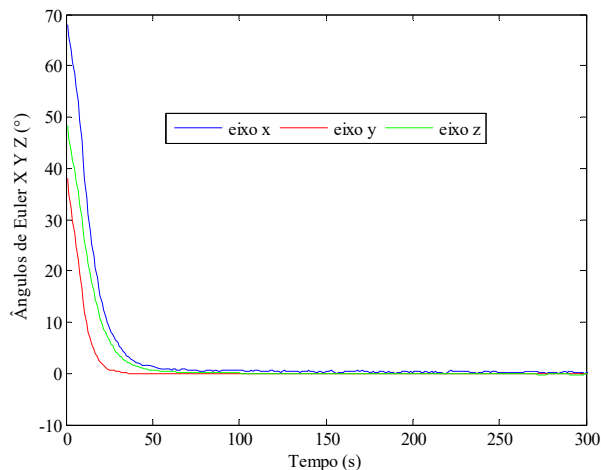


Figura 7. Atitude do satélite em ângulos de Euler durante o início da ação de controle.

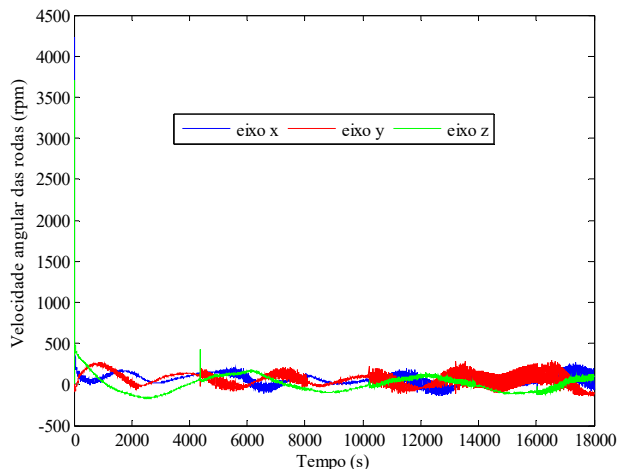


Figura 8. Velocidades angulares das rodas de reação sob a ação do controlador de atitude com dessaturação magnética.

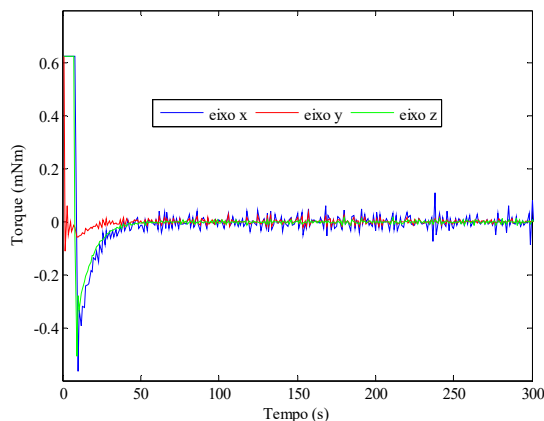


Figura 9. Torque das rodas de reação durante o início da ação de controle.

V. CONSIDERAÇÕES FINAIS

Este artigo apresentou uma abordagem de estimação de estados e controle de atitude por meio da aplicação de um filtro SDRE, técnica baseada na equação de Riccati dependente de estado, juntamente com uma proposta de controlador PID com o erro de atitude dado pelo ângulo-eixo de Euler, em operação no modo nominal do CONASAT.

O filtro SDRE apresentou resultados satisfatórios na estimativa dos estados de atitude, obtendo médias e desvios padrão dos elementos do quatérnio próximos à zero.

O controlador PID proposto para o controle de atitude do CONASAT também foi capaz de obter resultados satisfatórios sobre a imprecisão dos sensores; no estado estacionário, o erro de atitude permaneceu abaixo de 2°, em regiões de sol, e com tempo de resposta rápido.

Algumas propostas poderão ser implementadas em simulações futuras, como um modelo mais realista das rodas de reação, incluindo suas não linearidades e atritos, o que, conseqüentemente, exigirá uma lógica de controle diferente; além de uma filtragem de ruídos nas medições dos sensores para a atenuação do torque residual causada pela ação de controle.

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem pelo suporte financeiro ao Projeto de Sistemas Inerciais para Aplicação Aeroespacial (SIA), financiado pela Financiadora de Estudos e Projetos (FINEP), e o primeiro autor agradece à Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES).

REFERÊNCIAS

- [1] W. A. Shiroma, L. K. Martin, J. T. Akagi, B. L. Wolfe, B. A. Fewell and A. T. Ohta. "CubeSats: A Bright Future for Nanosatellites". *Central European Journal in Engineering*, vol. 1, pp. 9-15, 2011.
- [2] K. Woellert, P. Ehrenfreund, A. J. Ricco and H. Hertzfeld. "CubeSats: Cost-effective Science and Technology Platforms for Emerging and Developing Nations". *Advances in Space Research*, vol. 47, pp. 663-684, 2011.
- [3] R. Sandau. "Status and Trends of Small Satellite Missions for Earth Observation". *Acta Astronautica*, vol. 66, pp. 1-12, 2010.
- [4] D. Selva and D. Krejci. "A Survey and Assessment of the Capabilities of CubeSats for Earth Observation". *Acta Astronautica*, vol. 74, pp. 50-68, 2012.
- [5] R. L. Staehle, D. Blaney, H. Hemmati, D. Jones, A. Klesh, P. Liewer, J. Lazio, M. Wen-Yu Lo, P. Mouroulis, N. Murphy, P. J. Pingree, T. Wilson, B. Anderson, C. C. Chow II, B. Betts, L. Friedman, J. Puig-Suari, A. Williams and T. Svitek. "Interplanetary CubeSats: Opening the Solar System to a Broad Community at Lower Cost". *Journal of Small Satellites*, vol. 2, pp. 161-186, 2013.
- [6] B. V. Sarli, M. A. C. Zabalaga, A. L. Telgie, J. C. dos Santos, B. D. R. de Mesquita, D. M. Jiménez, A. Roman-Gonzalez, G. V. de la Cruz, N. I. V. Cuentas and F. Perazzo. "South America Space Era", in *66th International Astronautical Congress*, 2015, 16 pp.
- [7] O. S. C. Durão. "Cube e Nanosatélite – Um Novo Conceito para o Setor Espacial". *Tecnologia e Defesa*, vol. 136, pp. 127-129, 2014.
- [8] M. A. Santos, M. F. Mattioli-Francisco and W. O. Yamaguti. "O Sistema Nacional de Dados Ambientais e a Coleta de Dados Ambientais e a Coleta de Dados por Satélite", in *Anais XVI Simpósio Brasileiro de Sensoriamento Remoto*, 2013, pp. 9116-9123.
- [9] M. J. M. Carvalho, J. S. S. Lima, L. S. Jotha and P. S. Aquino. "CONASAT – Constelação de Nano Satélites para Coleta de Dados Ambientais", in *Anais XVI Simpósio Brasileiro de Sensoriamento Remoto*, 2013, pp. 9108-9115.
- [10] V. Carrara, H. K. Kuga, P. M. Bringuenti and M. J. M. Carvalho. "Attitude Determination, Control and Operating Modes for CONASAT CubeSats", in *24th International Symposium on Space Flight Dynamics*, 2014, 18 pp.

- [11] V. Carrara. "An Open Source Satellite Attitude and Orbit Simulator Toolbox for Matlab", in *Proceedings of the XVII International Symposium on Dynamic Problems of Mechanics*, 2015, 12 pp.
- [12] V. Carrara. *Cinemática e Dinâmica de Satélites Artificiais*. São José dos Campos: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2012. Available: <<http://goo.gl/Tk7DhN>>.
- [13] J. R. Wertz. *Spacecraft Attitude Determination and Control*. Dordrecht: D. Reidel Publishing Company, 1978.
- [14] P. C. Hughes. *Spacecraft Attitude Dynamics*. Mineola: Dover Publications, 1986.
- [15] J. B. Kuipers. *Quaternions and Rotation Sequences: A Primer with Applications to Orbits*. New Jersey: Princeton University Press, 1999.
- [16] F. L. Markley and J. L. Crassidis. *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. New York: Springer, 2014.
- [17] B. Wie. *Space Vehicle Dynamics and Control*. 2nd edition. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [18] G. Arantes Júnior. "Estudo Comparativo de Técnicas de Controle de Atitude em Três Eixos para Satélites Artificiais". Master degree, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2005.
- [19] M. D. Shuster and S. D. Oh. "Three-axis Attitude Determination from Vector Observations". *Journal of Guidance and Control*, vol. 4, pp. 70-77, 1981.
- [20] F. L. Markley and D. Mortari. "Quaternion Attitude Estimation Using Vector Observations". *Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 48, pp. 359-380, 2000.
- [21] F. L. Markley. "Attitude Determination Using Vector Observations: A Fast Optimal Matrix Algorithm". *Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 41, pp. 261-280, 1993.
- [22] X. Yun, E. R. Bachmann and R. McGhee. "A Simplified Quaternion-Based Algorithm for Orientation Estimation from Earth Gravity and Magnetic Field Measurements". *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, vol. 57, pp. 638-650, 2008.
- [23] H. T. Banks, B. M. Lewis and H. T. Tran. "Nonlinear Feedback Controllers and Compensators: A State-Dependent Riccati Equation Approach". *Computational Optimization and Applications*, vol. 37, pp. 177-218, 2007.
- [24] C. P. Mracek, J. R. Cloutier and C. A. D'Souza. "A New Technique for Nonlinear Estimation". *Proceedings of the 1996 IEEE International Conference on Control Applications*, 1996, pp. 338-343.
- [25] J. R. Cloutier. "State-Dependent Riccati Equation Techniques: An Overview". *Proceedings of the American Control Conference*, 1997, pp. 932-936.
- [26] D. A. Haessig and B. Friendland. "State Dependent Differential Riccati Equation for Nonlinear Estimation and Control". 15th IFAC Triennial World Congress, 2002, 6 pp.
- [27] C. M. Ewing. "An Analysis of a New Nonlinear Estimation Technique: The State-Dependent Riccati Equation Method". Thesis degree, University of Florida, 1999.
- [28] D. Choukroun and O. Tekinalp. "Spacecraft Attitude and Rate Estimation and Control Using the SDRE Method". 5th European Conference on Aeronautical and Space Sciences, 2013, 22 pp.
- [29] Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. "Constelação de Nano Satélites para Coleta de Dados Ambientais". Documento de Descrição da Missão, 2011. Available: <<http://goo.gl/4Ux5s1>>.
- [30] H. K. Kuga, P. M. Bringuenti and V. Carrara. "Attitude Estimation, Control and Momentum Dumping: A Case Study for CONASAT". 10th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, 2015, 8 pp.



Brehme Dnapoli Reis de Mesquita is bachelor's degree in control engineering and automation from the Federal Institute of Education, Science and Technology of Pará (IFPA), Brazil, and master student in space engineering and technology, research field in space mechanics and control, from the National Institute for Space Research (INPE), Brazil. Professor and director of the Automation, Robotics and Systems Lab (LARS) of the Federal Institute of Education, Science and Technology of Maranhão, Campus Açailândia, Brazil. His research fields are in Electrical Engineering, Aerospace and Robotics with interest in subjects such as controller design, industrial automation, system identification, parameter and state estimation, computational intelligence in control, mechatronics and aerospace systems.



Hélio Koiti Kuga is degree in mechanical engineering from University of São Paulo, Brazil; M. S. and PhD degree in space engineering and technology from National Institute for Space Research (INPE), Brazil, and postdoctoral in orbital mechanics from German Space Operations Center. Professor

of the graduate program in space engineering and technology, research field in space mechanics and control, from the INPE. He has experience in the fields of trajectories and orbits, stability and control, and aerospace systems for artificial satellites.



Valdemir Carrara is degree in mechanical engineering from University of São Paulo, Brazil; M. S. and PhD degree in space engineering and technology from National Institute for Space Research (INPE), Brazil. Professor of the graduate program in space engineering and technology, research field in space mechanics and control, from the INPE. He has experience in the fields of stability and control of artificial satellites.