

ESTIMAÇÃO DA ATITUDE DO SATÉLITE DE SENSORIAMENTO REMOTO CBERS-4

*RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA
(PIBIC/CNPq/INPE)*

JOÃO FRANCISCO NUNES DE OLIVEIRA

(Escola de Engenharia de Lorena - USP, Bolsista PIBIC/CNPq)

E-mail: joao.fno@alunos.eel.usp.br

Dr. HÉLIO KOITI KUGA

(ITA/DEM/INPE, ORIENTADOR)

E-mail: helio.kuga@inpe.br

Dra. ROBERTA VELOSO GARCIA

(EEL/USP, ORIENTADORA)

E-mail: robertagarcia@usp.br

LORENA - SÃO PAULO - BRASIL

22 de julho de 2019

Resumo

Este trabalho tem como objetivo estimar a atitude do satélite CBERS-4 utilizando o filtro de Kalman estendido considerando dados reais dos sensores solar digital (Digital Solar Sensor - DSS), sensor de Terra infravermelho (Infrared Earth Sensor - IRES) e giroscópios. O satélite CBERS-4 foi lançado em 7 de dezembro de 2014 e é o mais recente equipamento da família de satélites de sensoriamento remoto produzido em parceria entre Brasil e China. Os satélites CBERS foram projetados com o propósito de gerar imagens da superfície da Terra, usando equipamentos de sensoriamento remoto tendo variadas aplicações como, por exemplo, na agricultura, nos recursos hidrológicos e oceânicos entre outros. A importância deste estudo está em estimar os ângulos que definem a atitude de um satélite (ϕ -roll, θ -pitch, ψ -yaw) para conhecer sua orientação no espaço em relação a um sistema de referência, e isso está diretamente relacionado ao desempenho do sistema de controle de atitude e com a interpretação de informações obtidas por experimentos realizados com o satélite. Os principais aspectos avaliados neste trabalho foram a precisão do estimador e junto com ela a facilidade da implementação do estimador quando são considerados dados reais dos sensores (DSS, IRES e giro). As medidas dos sensores utilizados que estão a bordo do satélite CBERS-4 foram fornecidas pelo Centro de Controle de Satélites do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, sendo recente a sua utilização em trabalhos acadêmicos. Desta forma, foi feito um estudo de como transformar os dados provindo da telemetria, que são dados puramente em formatos de bits, para valores convencionais. Os resultados foram validados pelo estimador Mínimos Quadrados.

Palavras-chaves: Estimção de Atitude. Dados reais. Filtro de Kalman estendido

Abstract

This work aims to estimate the attitude of the CBERS-4 satellite using the Kalman estimator considering the real data of the Digital Solar Sensor (DSS), Infrared Earth Sensor (IRES) and gyroscopes . The CBERS-4 satellite was launched on December 7, 2014 and is the latest equipment of the family of remote sensing satellites produced in partnership between Brazil and China. CBERS satellites were designed to generate images of the Earth's surface, using remote sensing equipment having various applications such as agriculture, hydrological and ocean resources, among others . The importance of this study is to estimate the angles that define the attitude of a satellite (ϕ -roll, θ -pitch, ψ -yaw) to know its orientation in space in relation to a reference system, and this is directly related to performance of the attitude control system and with the interpretation of information obtained by satellite experiments [2]. The main aspects evaluated in this work were the precision of the estimator and, together with it, the easiness of the implementation of the estimator when the real data of the sensors (DSS, IRES and giro) are considered. The measurements of the sensors used on board the CBERS-4 satellite were provided by the Satellite Control Center of the National Institute for Space Research, and its use in recent academic studies was recent. In this way a study was made of how to transform the data coming from the telemetry, which are given purely in bit formats, for conventional values. The results were validated by the Least Squares estimator.

Key-words: Attitude Estimation. Real data. Extended Kalman filter

Lista de figuras

| | |
|---|----|
| Figura 1 – Sistema Equatorial Terrestre. | 11 |
| Figura 2 – Sistema de Referência Orbital local | 11 |
| Figura 3 – Sistema de Referência Orbital local, visualizado no plano orbital. | 12 |
| Figura 4 – Sistema de Referência de Atitude. | 12 |
| Figura 5 – Ilustração da tabela do Excel fornecida pelo CCS | 17 |
| Figura 6 – Atitude estimada por mínimos quadrados | 20 |
| Figura 7 – Ajuste da curva para o ângulo ϕ | 21 |
| Figura 8 – Ajuste da curva para o ângulo θ | 22 |
| Figura 9 – Ajuste da curva para o ângulo ψ | 22 |
| Figura 10 – Velocidades angulares a partir do ajuste da curva | 23 |
| Figura 11 – Estimação da atitude utilizando o filtro de Kalman estendido | 24 |
| Figura 12 – Velocidade angular estimada utilizando o filtro de Kalman estendido | 25 |
| Figura 13 – Resultado da diagonal principal do matriz de covariância | 26 |

Lista de algoritmos

| | |
|---|----|
| Algoritmo 1 – Filtro de Kalman estendido discreto | 15 |
| Algoritmo 2 – Algoritmo do Mínimos Quadrados | 20 |

Lista de tabelas

| | |
|---|----|
| Tabela 1 – Exemplo de valores para o sensor IRES para ψ | 18 |
| Tabela 2 – Exemplo de valores para o sensor IRES, para θ | 18 |
| Tabela 3 – Exemplo de valores para o sensor IRES, para θ | 19 |
| Tabela 4 – Exemplo de valores para o sensor IRES, para θ | 19 |

Sumário

| | | |
|----------|--|-----------|
| 1 | Introdução | 8 |
| 1.1 | <i>Objetivos</i> | 8 |
| 1.2 | <i>Justificativa</i> | 8 |
| 2 | Sistemas de Referência | 10 |
| 2.1 | <i>Sistema de Referência Inercial</i> | 10 |
| 2.2 | <i>Sistema de Referência Orbital Local</i> | 10 |
| 2.3 | <i>Sistema de Referência de Atitude</i> | 11 |
| 3 | Filtro de Kalman | 13 |
| 4 | Metodologia do trabalho | 16 |
| 4.1 | <i>Preparação dos dados da Telemetria</i> | 16 |
| 4.2 | <i>Metodologia para obtenção das medidas do giroscópio</i> | 19 |
| 5 | Resultados e discussões | 24 |
| 6 | Comentários Finais | 27 |
| | Referências¹ | 28 |

¹ De acordo com a Associação Brasileira de Normas Técnicas. NBR 6023.

1 Introdução

A atitude de um satélite artificial é definida como a sua orientação espacial com relação a um sistema de referência inercial ou algum objeto específico de interesse, como a Terra. O conhecimento preciso da atitude confere grande relevância às missões espaciais e, por isso, o processo de determinação de atitude é fundamental para que a missão a que o satélite foi destinado seja cumprida (GARCIA; KUGA; ZANARDI, 2011a).

Existem diversos métodos para se determinar a atitude de um satélite sendo cada método apropriado para um tipo de missão de forma a atender a necessidades como, por exemplo, tempo disponível para o processamento dos dados e precisão que se deseja alcançar. Contudo, independente do método escolhido, todos eles necessitam de observações de sensores que estão a bordo do satélite.

Neste trabalho foram consideradas medidas reais do satélite CBERS-4. A utilização de medidas reais de sensores no processo de estimação impõe algumas dificuldades, como por exemplo, não se tem o conhecimento dos valores "verdadeiros" da atitude para servir como referência aos resultados obtidos. É importante destacar que tais medidas foram fornecidas pelo Centro de Controle de Satélite (CCS) do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e, no que se tem conhecimento, ainda não foram utilizadas em trabalhos acadêmicos. Desta forma a interpretação das medidas do satélite CBERS-4 e teste das mesmas é o principal aspecto deste trabalho.

1.1 *Objetivos*

A proposta deste trabalho é interpretar informações de telemetria do satélite CBERS-4 fornecidas pelo Centro de Controle de Satélites de forma a poder utilizá-las em outros trabalhos que necessitem do uso de medidas de sensores. Após a interpretação das medidas dos sensores, a atitude foi estimada utilizando o algoritmo do filtro de Kalman estendido.

1.2 *Justificativa*

O satélite CBERS-4 foi lançado em 7 de dezembro de 2014 e é o mais recente equipamento da família de satélites de sensoriamento remoto produzido em parceria

pelo Brasil e China. Os satélites CBERS foram projetados com o propósito de gerar imagens da superfície da Terra, usando equipamentos de sensoriamento remoto, tendo estas variadas aplicações como, por exemplo, na agricultura, nos recursos hidrológicos e oceânicos entre outros. O controle do satélite CBERS-4 no Brasil é feito pelo Centro de Controle de Satélites no INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais) o qual cedeu as medidas utilizadas neste trabalho. O estudo, compreensão e testes destes dados serão de grande importância em estudos que já vem sendo realizados por outros pesquisadores que utilizaram as medidas do CBERS-2 em seus trabalhos.

2 Sistemas de Referência

Existem vários sistemas de referência em três dimensões, que são de interesse quando se deseja analisar a atitude. No entanto, neste capítulo, serão apresentados somente os mais importantes para o desenvolvimento deste trabalho.

Em geral, um sistema de referência é sempre definido por uma origem O_i e por um triedro de versores ortogonais. A localização da origem e a orientação dos seus versores dependerá do sistema de referência adotado, como serão definidos a seguir.

2.1 Sistema de Referência Inercial

Um sistema de referência inercial é um sistema no qual as leis de Newton do movimento são válidas. O sistema equatorial terrestre é o referencial adotado neste trabalho, pois é uma boa aproximação de um referencial inercial dentro das escalas de tempo que serão adotadas. O sistema inercial está representado na Figura 1 e é definido por (SILVA; KUGA; ZANARDI, 2014):

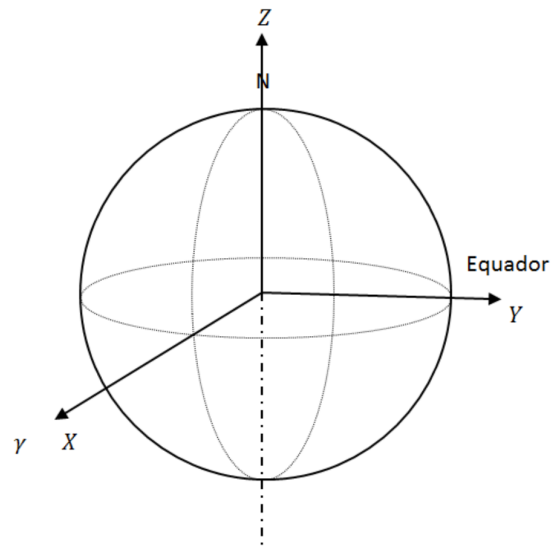
- Origem O_{eq} : centro de massa da Terra.
- Eixo X : aponta na direção do equinócio vernal γ .
- Eixo Y : completa o sistema dextrógiro.
- Eixo Z : direção normal ao pólo norte geográfico.

2.2 Sistema de Referência Orbital Local

Sistema de referência utilizado para descrever o movimento com relação a posição do satélite (também conhecido como sistema de referência do satélite), como apresentado nas Figuras 2 e 3, definido a seguir:

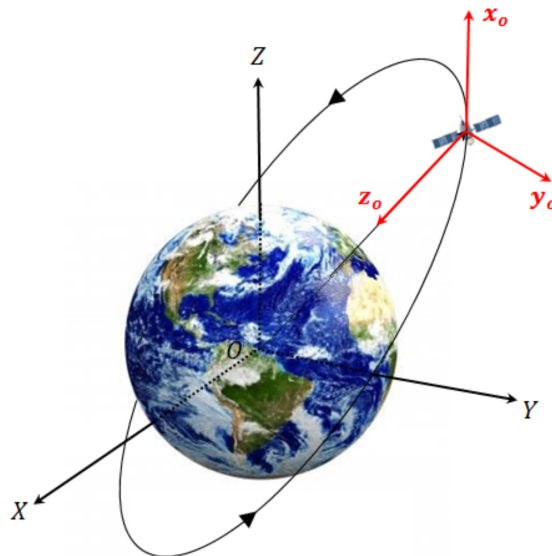
- Origem O : Centro de massa do corpo do satélite.
- Eixo x_0 : aponta na direção do vetor velocidade orbital.
- Eixo y_0 : completa o sistema dextrógiro.
- Eixo z_0 : aponta na direção oposta à direção radial.

Figura 1 – Sistema Equatorial Terrestre.



Fonte: (SILVA; KUGA; ZANARDI, 2014)

Figura 2 – Sistema de Referência Orbital local

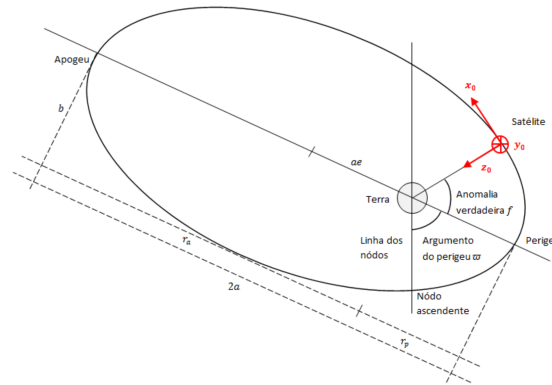


Fonte: (SILVA; KUGA; ZANARDI, 2014)

2.3 Sistema de Referência de Atitude

O sistema de referência de atitude é responsável por descrever o movimento de rotação do satélite ao redor de seu centro de massa e suas coordenadas são conhecidas como *roll*, *pitch* e *yaw*. Este sistema pode ser definido por:

Figura 3 – Sistema de Referência Orbital local, visualizado no plano orbital.

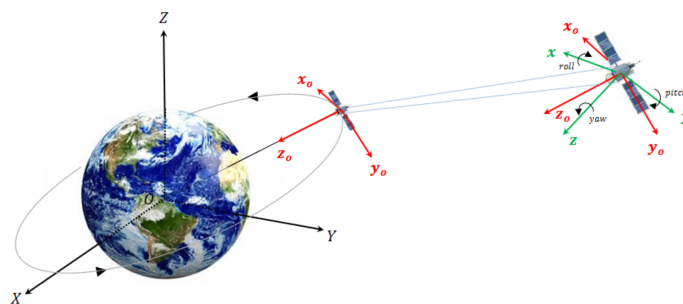


Fonte: (SILVA; KUGA; ZANARDI, 2014)

- Origem O : centro de massa do corpo do satélite.
- Eixo x (*roll*): nominalmente alinhado com x_o e define o movimento em torno da direção da velocidade orbital.
- Eixo y (*pitch*): nominalmente alinhado com y_o e define o movimento em torno da direção normal à órbita (sentido oposto ao vetor momento angular orbital).
- Eixo z (*yaw*): nominalmente alinhado com z_o e define o movimento em torno da direção radial, oposto ao vetor posição.

A relação entre o sistema de referência do satélite com o sistema de referência de atitude é mostrada na Figura 4.

Figura 4 – Sistema de Referência de Atitude.



Fonte: (SILVA; KUGA; ZANARDI, 2014)

3 Filtro de Kalman

O filtro de Kalman é um filtro estocástico surgido na década de 60 pelo matemático húngaro Rudolf Kalman, que tentou resolver o problema de otimização do controlador linear LQR do inglês *Linear-quadratic regulator*. O filtro foi baseado na condições de comparar o valor da dinâmica do processo com os valores medidos. Isto nos traz a concepção de estimação de estado, que além de determinar o processo elimina os ruídos. Este processo foi denominado de filtro de Kalman (GARCIA; KUGA; ZANARDI, 2011a).

Seja o vetor de estado, para este trabalho de estimação de atitude, definido da seguinte forma:

$$\mathbf{x} = [\phi \quad \theta \quad \psi \quad \omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T \quad (1)$$

A função que representa o modelo do estado é dado por (MARKLEY; CRASSIDIS, 2014):

$$\dot{\mathbf{x}} = f(x, u) \quad (2)$$

onde o processo de integração do estado é calculado via Runge-Kutta de ordem 4.

Para este trabalho a função f é dada por:

$$f(x, u) = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \omega \\ \mathbf{I}^{-1}[-\omega^x \mathbf{I} \omega] \end{bmatrix} \quad (3)$$

O vetor de observação que carregará a informação sobre os valores do sensores é definido por:

$$\mathbf{y} = [\phi_{IRES} \quad \theta_{IRES} \quad \alpha_{\psi_{DSS}} \quad \alpha_{\theta_{DSS}} \quad \omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T \quad (4)$$

Considere o vetor de observação representado por $y = h(x)$. A linearização da função h é representada pela matriz jacobiana H que é definida neste trabalho por:

$$H = \left[\begin{array}{ccc|ccc} 1 & 0 & 0 & & & \\ 0 & 1 & 0 & & & \\ \hline \frac{\partial}{\partial \phi} \alpha_{\psi_{DSS}} & \frac{\partial}{\partial \theta} \alpha_{\psi_{DSS}} & \frac{\partial}{\partial \psi} \alpha_{\psi_{DSS}} & \frac{\partial}{\partial \omega_x} \alpha_{\psi_{DSS}} & \frac{\partial}{\partial \omega_y} \alpha_{\psi_{DSS}} & \frac{\partial}{\partial \omega_z} \alpha_{\psi_{DSS}} \\ \frac{\partial}{\partial \phi} \alpha_{\theta_{DSS}} & \frac{\partial}{\partial \theta} \alpha_{\theta_{DSS}} & \frac{\partial}{\partial \psi} \alpha_{\theta_{DSS}} & \frac{\partial}{\partial \omega_x} \alpha_{\theta_{DSS}} & \frac{\partial}{\partial \omega_y} \alpha_{\theta_{DSS}} & \frac{\partial}{\partial \omega_z} \alpha_{\theta_{DSS}} \\ \hline & & \mathbf{0} & 1 & 0 & 0 \\ & & & 0 & 1 & 0 \\ & & & 0 & 0 & 1 \end{array} \right] \quad (5)$$

As derivadas parciais serão descritas da seguinte forma (SILVA ANDERSON, 2016a), (SILVA ANDERSON, 2016b).

$$\frac{\partial \alpha_{\psi_{DSS}}}{\partial x} = \frac{1}{1 + \left(\frac{S_y}{S_z}\right)} \frac{\frac{\partial S_y}{\partial x} S_z - \frac{\partial S_z}{\partial x} S_y}{s_z^2} \quad (6)$$

$$\frac{\partial \alpha_{\theta_{DSS}}}{\partial x} = \frac{1}{1 + \left(\frac{S_x}{S_z}\right)} \frac{\frac{\partial S_x}{\partial x} S_z - \frac{\partial S_z}{\partial x} S_x}{s_z^2} \quad (7)$$

em que S_x é o versor em relação ao eixo x do DSS, S_y é o versor em relação ao eixo y do DSS e S_z é o versor em relação ao eixo z do DSS.

Considerando o filtro de Kalman estendido, as seguintes notações serão consideradas:

- x^+ e P^+ estado e covariância que provém **após** o processo de medição.
- x^- e P^- estado e covariância que provém **antes** do processo de medição.

Os problemas de estimação de atitude, em geral, são descritos por sistemas não-lineares. Para que o filtro de Kalman, que é essencialmente aplicado em problemas lineares, seja considerado é necessário que algumas adaptações sejam realizadas. O filtro de Kalman estendido é uma das vertentes do Filtro de Kalman aplicado a sistemas não-lineares e está representado no algoritmo 1 (MARKLEY; CRASSIDIS, 2014).

Algoritmo 1 Filtro de Kalman estendido discreto

1: **procedure** FILTRO DE KALMAN ESTENDIDO

2: Propagação do estado $x_k^- = f(x_{k-1}^+)$;

3: Linearização do modelo do estado e do vetor de observação $F_{k-1} = \mathbf{D}_x f_{k-1}|_{x_{k-1}}$ e $H_{k-1} = \mathbf{D}_x h_{k-1}|_{x_{k-1}}$;

4: Propagação da covariância $P_k^- = F_{k-1} P_{k-1}^+ F_{k-1}^T + Q_{k-1}$;

5: Cálculo do resíduo $z_k = y_k - H_k x_k^-$;

6: $S_k = H_k P_k^- H_k^T + R_k$

7: Cálculo do ganho de Kalman $K_k = P_k^- H_k^T S_k^{-1}$;

8: Atualização do estado $x_k^+ = x_k^- + K_k z_k$;

9: Atualização da covariância $P_k^+ = (\mathbf{I} - K_k H_k) P_k^-$;

Fonte: autor

em que x é o vetor de estado, F é o modelo do estado linearizado, H é o modelo do vetor de observação linearizado, P é a matriz de covariância e y é o vetor de observação.

4 Metodologia do trabalho

Para estimar a atitude do satélite CBERS-4 foi necessário elaborar uma metodologia que interpretasse as informações de telemetria do satélite, fornecidas pelo CCS/INPE, para então estimar a atitude via filtro de Kalman estendido. As informações utilizadas para o processo de estimação do filtro foram:

- Sensores de posição: DSS e IRES
- Sensores de velocidade angular: GIRO

Porém, alguns aspectos foram observados como:

- Os valores das medidas do DSS e IRES não são diretas;
- Valores dos GIROS são diretas, porém não se tem algum relatório com as posições dos giros no satélite;

Para que estas informações sejam interpretadas e trabalhadas corretamente, alguns cálculos foram necessários e estão apresentados na seção 4.1. Porém, a interpretação das medidas de Giro não foram bem sucedidas. Desta maneira, optou-se por desenvolver um estimador levando apenas as informações dos sensores DSS e IRES para obter a atitude estimada. Com a atitude estimada ajustou-se um polinômio para que se pudesse gerar informações virtuais de velocidade angulares, para dar continuidade no projeto.

4.1 Preparação dos dados da Telemetria

Os dados reais do satélite de telemetria estão ilustrados na figura (5).

A telemetria fornecida pelo centro de controle tem as seguintes características. As colunas estão ordenadas com C_n em que n é um número inteiro ou seja no entanto o número dessa coluna n -ésima é denominando N_n onde o n é referente a coluna. Como aqui não está interessado na linha ela está subentendida que pode ser qualquer uma.

O sensor IRES (Infrared Earth Sensor) ele consegue medir os dois ângulos e tendo um grau de liberdade no eixo da guinada (*yall*). Na telemetria do CBERS-4, ele, nos informa amostragem em $1Hz$ porém o sensor funciona aproximadamente $0.1Hz$, logo, há necessidade de criar um algoritmo selecionar corretamente o dado. No entanto as medias

Figura 5 – Ilustração da tabela do Excel fornecida pelo CCS

| Data-Hora | - | - | 00:27.3 | 00:29.0 | 00:30.0 | 00:31.0 | 00:32.0 |
|-------------|---|------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| C126 | Roll IRES LTU Answer H_DPhi | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C126_B13_0 | Roll IRES H_DPhi - Data Value | dg | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C126_B15_14 | Roll IRES H_DPhi - Data Status | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C127 | Roll IRES H_SPhi | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C127_B13_0 | Roll IRES H_SPhi - Data Value | dg | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C127_B15_14 | Roll IRES H_SPhi - Data Status | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C128 | Pitch IRES H_DTheta | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C128_B13_0 | Pitch IRES H_DTheta - Data Value | dg | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C128_B15_14 | Pitch IRES H_DTheta - Data Status | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C129 | Pitch IRES H_STheta | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C129_B13_0 | Pitch IRES H_STheta - Data Value | dg | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C129_B15_14 | Pitch IRES H_STheta - Data Status | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C130 | IRES SUN FOgyro Valid Data Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C130_D01_0 | F_IresValid Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C130_D02 | F_Ds1Valid Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C130_D03 | F_Ds2Valid Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C130_D04 | F_AS1Valid Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C130_D05 | F_AS21Valid Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C130_D06 | F_AS22Valid Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C130_D10_7 | FO Gyro Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C130_D11 | ASS1 Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C130_D12 | ASS21 Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C130_D13 | ASS22 Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C130_D14 | Abnormality Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C130_D15 | GPS Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C131 | Output of DSS2 alpha_phi | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C131_B00 | DSS2 Data Status | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C131_B14_1 | DSS2 Attitude | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C131_B15 | DSS2 View Field | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C132 | Output of DSS1 alpha_theta | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C132_B00 | DSS1 Data Status | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C132_B14_1 | DSS1 Attitude | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C132_B15 | DSS1 View Field | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C133 | Estimate Value of DSS2 - Alpha_phi | dg | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C134 | Estimate Value of DSS1 - Alpha_theta | dg | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C135 | BAPTA Angle Output | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C135_D13_0 | BAPTA Angle - Angle Data | dg | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C135_D14 | BAPTA Angle - Zero Flag | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C135_D15 | BAPTA Angle - Check Status | | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C136 | Argument of Perigee | dg | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO | NAO PROCESSADO |
| C137 | Gyro1 Output - Delta_g1 | dg/s | NAO PROCESSADO | 0.6 | 0.6 | 0.6 | 0.6 |
| C138 | Gyro2 Output - Delta_g2 | dg/s | NAO PROCESSADO | 0 | 0 | 0 | 0 |
| C139 | Gyro3 Output - Delta_g3 | dg/s | NAO PROCESSADO | 0 | 0 | 0 | 0 |
| C140 | Gyro4 Output - Delta_g4 | dg/s | NAO PROCESSADO | 0.048828 | 0.048828 | 0.048828 | 0.048828 |
| C141 | Gyro5 Output - Delta_g5 | dg/s | NAO PROCESSADO | 0 | 0 | 0 | 0 |
| C142 | Gyro6 Output - Delta_g6 | dg/s | NAO PROCESSADO | 0 | 0 | 0 | 0 |
| C143 | Gyro7 Output - Delta_g7 | dg/s | NAO PROCESSADO | 0.006875 | 0.006875 | 0.006875 | 0.006875 |
| C144 | Gyro8 Output - Delta_g8 | dg/s | NAO PROCESSADO | 0.01375 | 0.01375 | 0.01375 | 0.01375 |
| C145 | Gyro9 Output - Delta_g9 | dg/s | NAO PROCESSADO | 0.057188 | 0.057188 | 0.057188 | 0.057188 |
| C146 | Gyro10 Output - Delta_g10 | dg/s | NAO PROCESSADO | 0.045625 | 0.045625 | 0.045625 | 0.045625 |
| C147 | FO Gyro Integral Time | ms | NAO PROCESSADO | 256 | 256 | 256 | 256 |
| C159_TIME | STSB Time - Date-Time | | 1396563462 | 1396563462 | 1396563462 | 3715892099 | 3715892099 |
| C160 | STSB Light Axis X Vector | | 1.3324 | 1.3324 | 1.3324 | -0.5358 | -0.5358 |
| C161 | STSB Light Axis Y Vector | | 0.67525 | 0.67525 | 0.67525 | 0.1034 | 0.1034 |
| C162 | STSB Light Axis Z Vector | | 1.2676 | 1.2676 | 1.2676 | 0.83795 | 0.83795 |
| C163 | STSB Horizontal Axis X Vector | | 1.4605 | 1.4605 | 1.4605 | 0.84405 | 0.84405 |
| C164 | STSB Horizontal Axis Y Vector | | 0.0806 | 0.0806 | 0.0806 | 0.09045 | 0.09045 |
| C165 | STSB Horizontal Axis Z Vector | | 0.7714 | 0.7714 | 0.7714 | 0.5285 | 0.5285 |
| C166 | STSB Valid Flag | | 33 | 33 | 33 | 2 | 2 |
| C166_D2_0 | STSB Valid Flag - Mode Flag | | MODE_B | MODE_B | MODE_B | MODE_C | MODE_C |
| C166_D4_3 | STSB Valid Flag - Data Valid Flag | | VALID | VALID | VALID | VALID | VALID |
| C166_D5 | STSB Valid Flag - Light Disturb Flag | | DISTURB | DISTURB | DISTURB | NO_DISTURB | NO_DISTURB |
| C166_D7_6 | STSB Valid Flag - Time Overflow Flag | | NO_OVF | NO_OVF | NO_OVF | NO_OVF | NO_OVF |
| C167 | Upload Data Flag | | 212 | 212 | 212 | 113 | 113 |
| C167_B0_3 | Upload Data Flag - Blocks Uploaded | | 13 | 13 | 13 | 7 | 7 |
| C167_B4_7 | Upload Data Flag - Blocks with Correct Checksum | | 4 | 4 | 4 | 1 | 1 |

são fornecidas em números inteiros, consequentemente formadas pelos bits de saída do sensor. E dessa maneira é de extrema importância deixar em termos de ângulos.

Desta forma o cálculo para isso é mostrado na equação (8 e 9)

$$\left(\frac{C_{126}}{2} - C_{127}\right) \frac{360}{10800} = \phi \quad (8)$$

$$\left(\frac{C_{126}}{2} - C_{127}\right) \frac{360}{10800} = \theta \quad (9)$$

Podendo tomar como exemplo os valores da tabela

Tabela 1 – Exemplo de valores para o sensor IRES para ψ

| C_{126} | C_{127} | ϕ |
|-----------|-----------|---------|
| 3440 | 1728 | -0.2667 |
| 3440 | 1728 | -0.2667 |

Tabela 2 – Exemplo de valores para o sensor IRES, para θ

| C_{126} | C_{127} | ϕ |
|-----------|-----------|----------|
| 3437 | 1725 | -0.21667 |
| 3440 | 1728 | -0.2667 |

O sensor *Digital Sun Sensor* (DSS) é um sensor que mede a posição do sol. Também ele como o IRES a informação da telemetria é fornecida em $1Hz$ porém o sensor funciona aproximadamente em $0.1Hz$, portanto, tem a necessidade de criar um algoritmo para selecionar o dado correto. Da mesma forma que o outro sensor as informações da telemetria estão na forma de números naturais formados a partir dos bits da saída do sensor, em seguida, há necessidade de converter em alguma forma de ângulo para poder gerar algum resultado. E essas equações (13, 14 e 15) para α_ψ .

Primeiramente, faz se a conversão da faixa de números

$$X_1 = \begin{cases} X_1 = C_{131} & \text{se } C_{131} \geq 32762 \\ X_1 = C_{131} - 32762 & \text{se } C_{131} > 32762 \end{cases} \quad (10)$$

Com isso faz se a validação do número.

$$X_1 = \begin{cases} X_1 = Valido & \text{se } par \\ X_1 = Invalido & \text{se } impar \end{cases} \quad (11)$$

Depois da validação do numero é possível fazer uma um regra de três para converter para graus.

$$\left(\frac{X_1}{2} - 8192\right) \frac{1}{128} = \alpha_\psi \quad (12)$$

Para o ângulo θ é calculado da seguinte forma

Primeiramente, faz se a conversão da faixa de números

$$X_2 = \begin{cases} X_2 = N_{132} & \text{se } N_{131} \geq 32762 \\ X_2 = N_{132} - 32762 & \text{se } N_{131} < 32762 \end{cases} \quad (13)$$

Com isso faz se a validação do número.

$$X_2 = \begin{cases} X_2 = Valido & \text{se } par \\ X_2 = Invalido & \text{se } impar \end{cases} \quad (14)$$

Depois da validação do número é possível fazer uma um regra de três apara converter para graus.

$$\left(\frac{X_2}{2} - 8192\right) \frac{1}{128} = \alpha_\theta \quad (15)$$

Com isso podemos exemplificar da seguinte maneira, quanto para α_ψ que é mostrada na tabela (3)

Tabela 3 – Exemplo de valores para o sensor IRES, para θ

| N_{131} | X_1 | α_ψ |
|-----------|-------|---------------|
| 56022 | 23254 | 26.836 |

Também na tabela é mostrado um exemplo para o α_θ sendo neste exemplo mostrado uma dado invalido.

Tabela 4 – Exemplo de valores para o sensor IRES, para θ

| N_{132} | X_2 | α_ψ |
|-----------|-------|---------------|
| 12501 | 12501 | – |
| 56020 | 23252 | 26.828 |

4.2 Metodologia para obtenção das medidas do giroscópio

Para obter as informações virtuais do GIRO é necessário desenvolver um estimador que tenha apenas as informações dos sensores DSS e IRES. O Método de Mínimos Quadrados foi utilizado para fazer essa tarefa e é representado como mostrado no algoritmo 2:

Algoritmo 2 Algoritmo do Mínimos Quadrados

 1: **procedure** FILTRO MÍNIMOS QUADRADOS

2: $x_k^- = x_{k-1}^+$

3: $H_{k-1} = \mathbf{D}_x h_{k-1} | x_{k-1}$

4: $P_k^- = P_{k-1}^+ + Q_{k-1}$

5: $z_k = y_k - H_k x_k^-$

6: $S_k = H_k P_k^- H_k^T + R_k$

7: $K_k = P_k^- H_k^T S_k^{-1}$

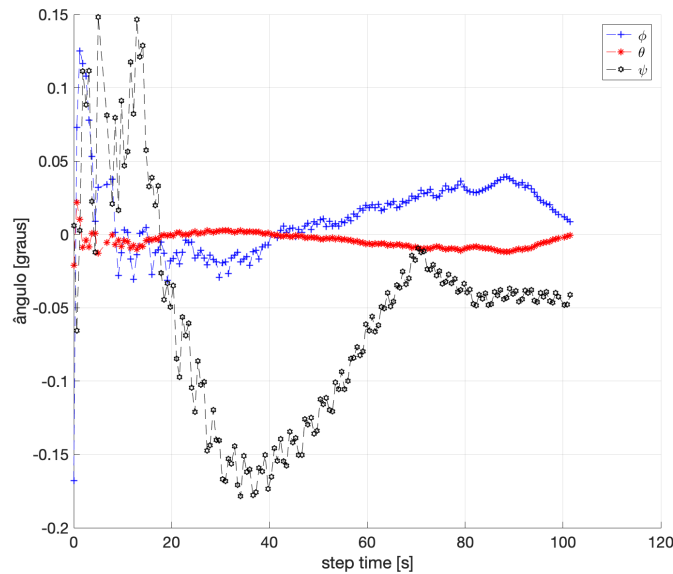
8: $x_k^+ = x_k^- + K_k z_k$

9: $P_k^+ = (\mathbf{I} - K_k H_k) P_k^-$

Fonte: autor

O resultado utilizando o Método de Mínimos Quadrados é mostrado na Fig 7. A atitude estimada, neste caso, não é confiável pois não leva em consideração a dinâmica da atitude. Apenas é tomado como hipótese que a propagação do estado é linear e igual ao estado passado.

Figura 6 – Atitude estimada por mínimos quadrados



Como não foi possível utilizar as informações de giro diretamente da telemetria, então obter a velocidade angular a partir da atitude estimada foi a maneira viável de utilizar as informações do giro.

Para ajustar os valores estimado para uma curva serão consideradas algumas hipóteses:

- O regime que o satélite apresenta é estacionário no controle da atitude;
- A atitude em um regime estacionário permanece flutuando em torno de um valor.

O valor da atitude que o CBERS-4 flutua em torno de 0. Este comportamento foi verificado em trabalhos que utilizaram dados reais do satélite CBERS-2 (GARCIA; KUGA; ZANARDI, 2011b). Logo uma função que pode representar tal comportamento é uma somatória de ondas, isso leva a função de Fourier. Portanto, a função mais adequada para aproximar os valores da estimação da atitude é uma função de Fourier com a maior quantidade possível de ondas. Desta forma, foi conveniente colocar 8 ondas. Os resultados são mostrados nas figuras 7 à 9.

Figura 7 – Ajuste da curva para o ângulo ϕ

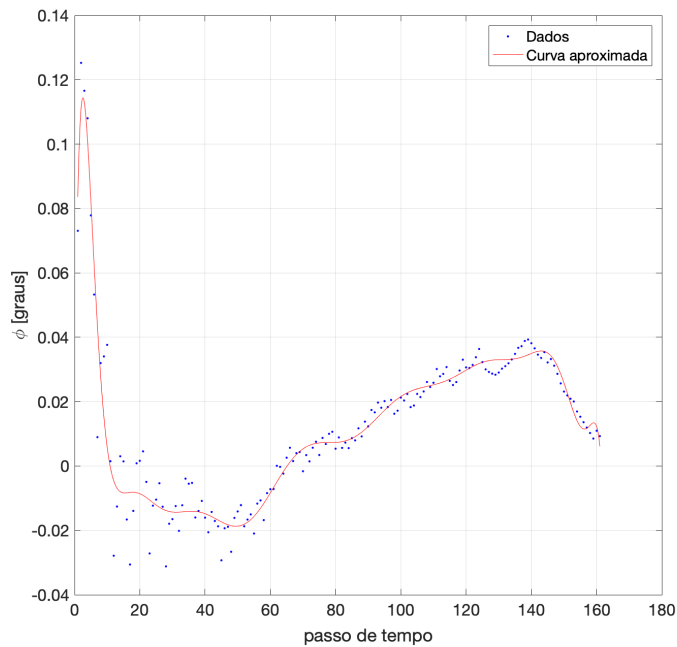
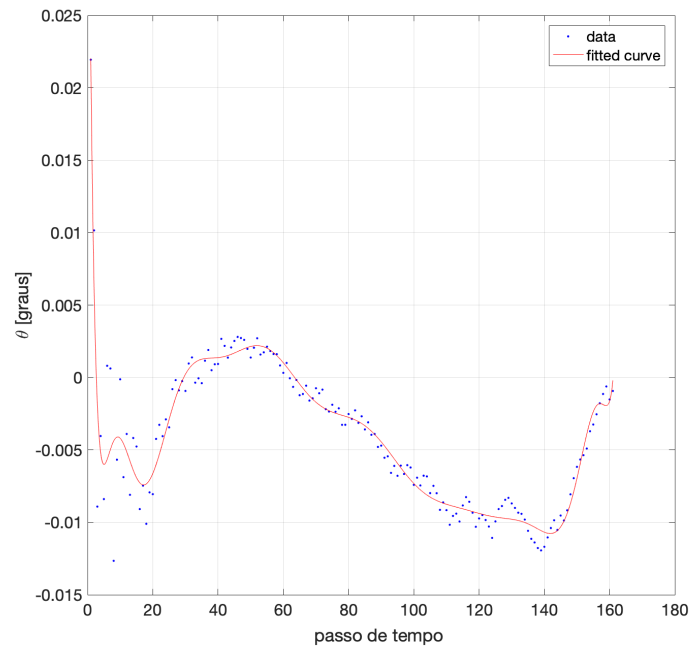
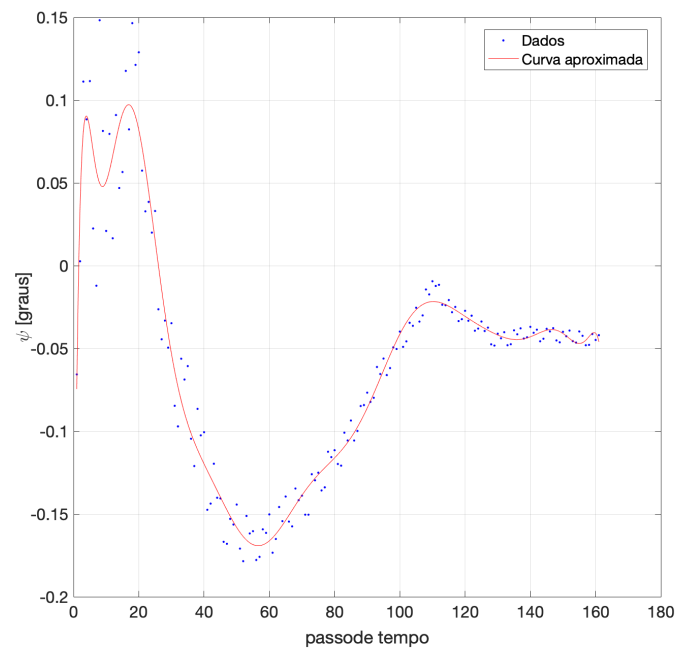
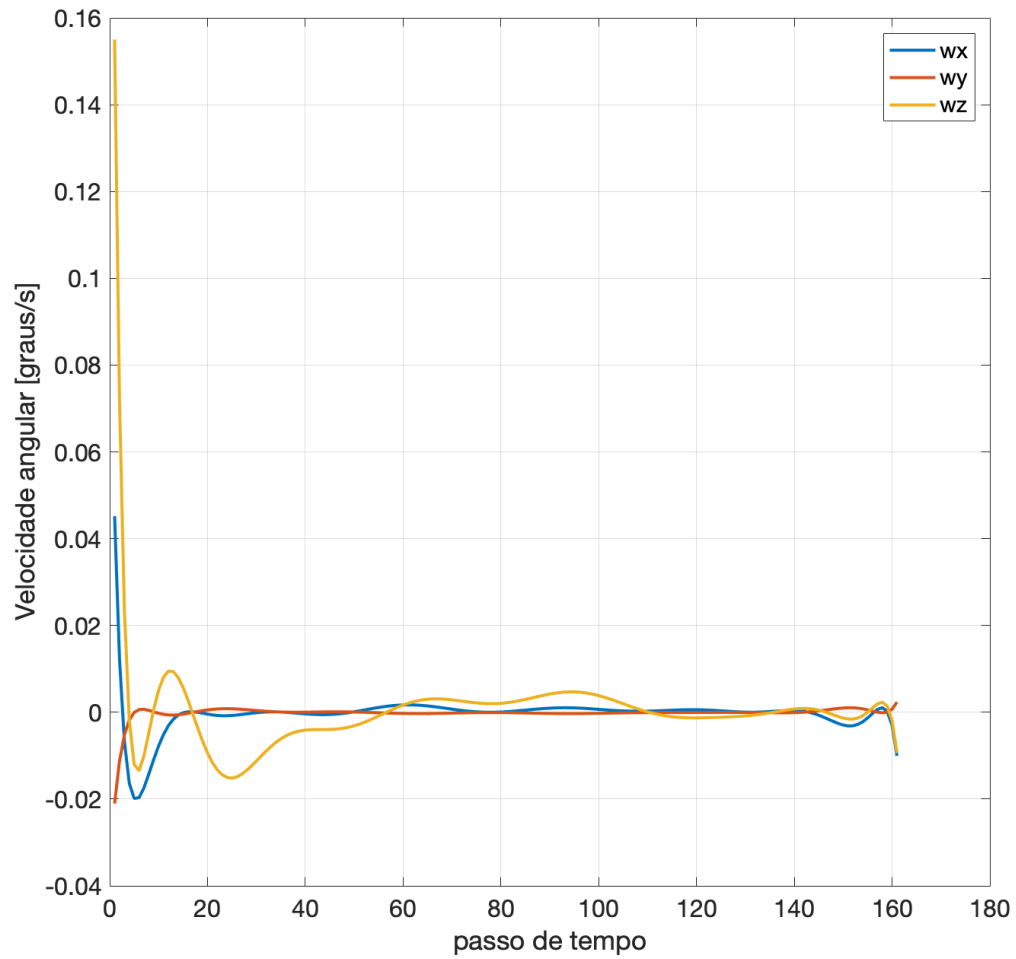


Figura 8 – Ajuste da curva para o ângulo θ Figura 9 – Ajuste da curva para o ângulo ψ 

Também é possível observar que os dados foram calculados para passo de tempo que é muito mais eficiente para os coeficientes da curva aproximada. Os dados foram submetidos a um coeficiente R de regressão de 99.98% de compatibilidade, isso implica que nesse trecho 99.98% dos dados são descritos por essa curva.

Calculando a taxa de variação instantânea das curvas é possível obter as derivadas em cada instante. Utilizando a equação da cinemática em ângulos de Euler para obter as velocidades angulares é possível chegar em uma suposta velocidade de GIRO, que pode ser utilizada no filtro de Kalman.

Figura 10 – Velocidades angulares a partir do ajuste da curva



5 Resultados e discussões

Os resultados de posição e velocidade da órbita foram calculadas utilizando o modelo SGP4 fornecido por (HOOTS; ROEHRICH, 1980), em que esses valores são utilizados para o cálculo da matriz do DSS, segundo o relatório do INPE (SILVA ANDERSON, 2016a).

Os resultados desse trabalho foram obtidos a partir das informações de DSS e IRES com GIRO virtual (GIRO a partir do resultado dos mínimos quadrados). Assim, foram obtidas a estimação da atitude e velocidade angular, mostrados nas figuras a seguir.

Figura 11 – Estimação da atitude utilizando o filtro de Kalman estendido

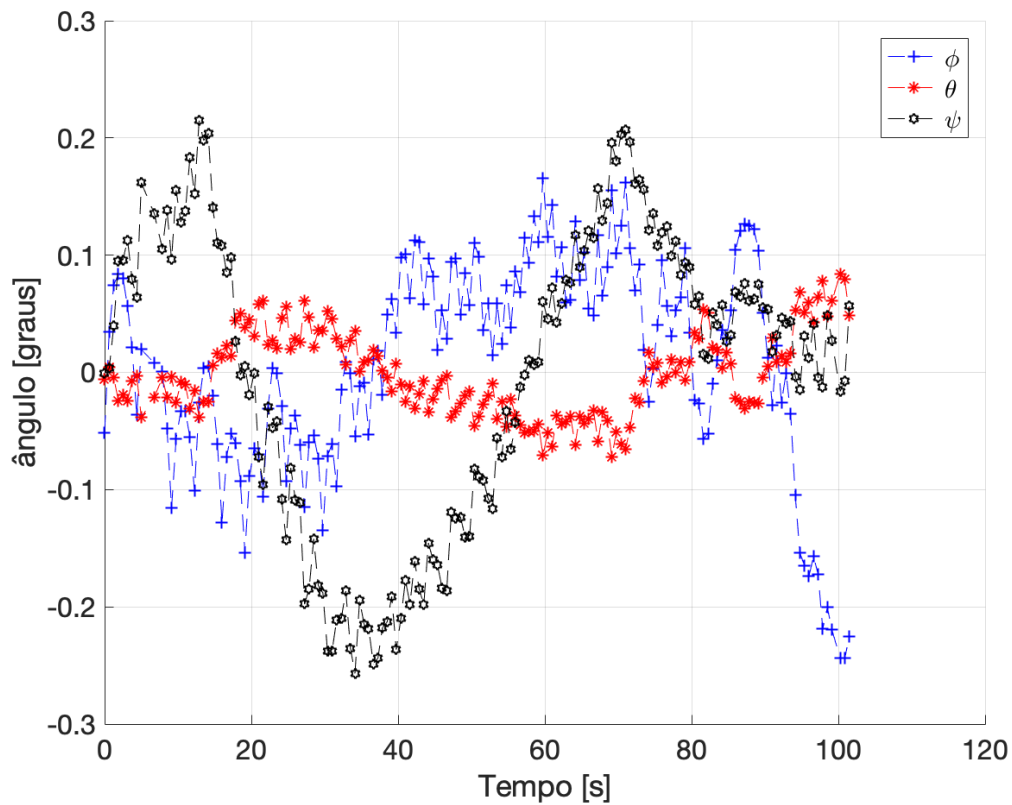
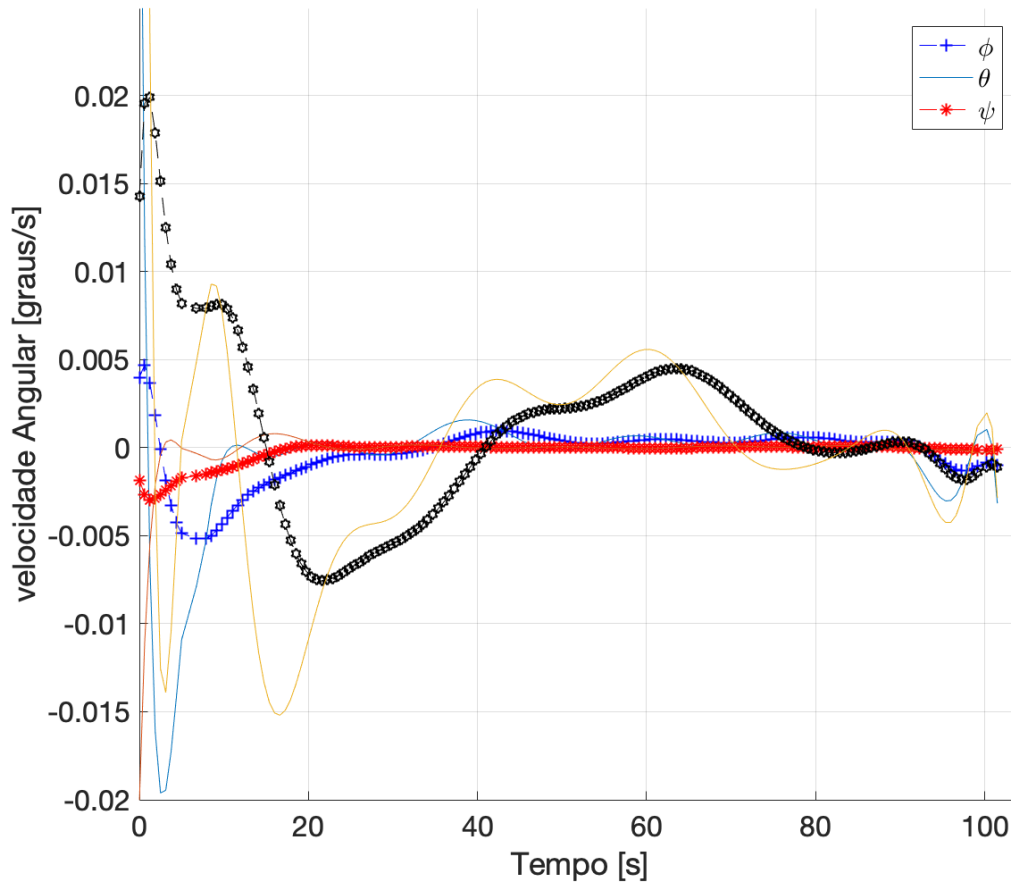


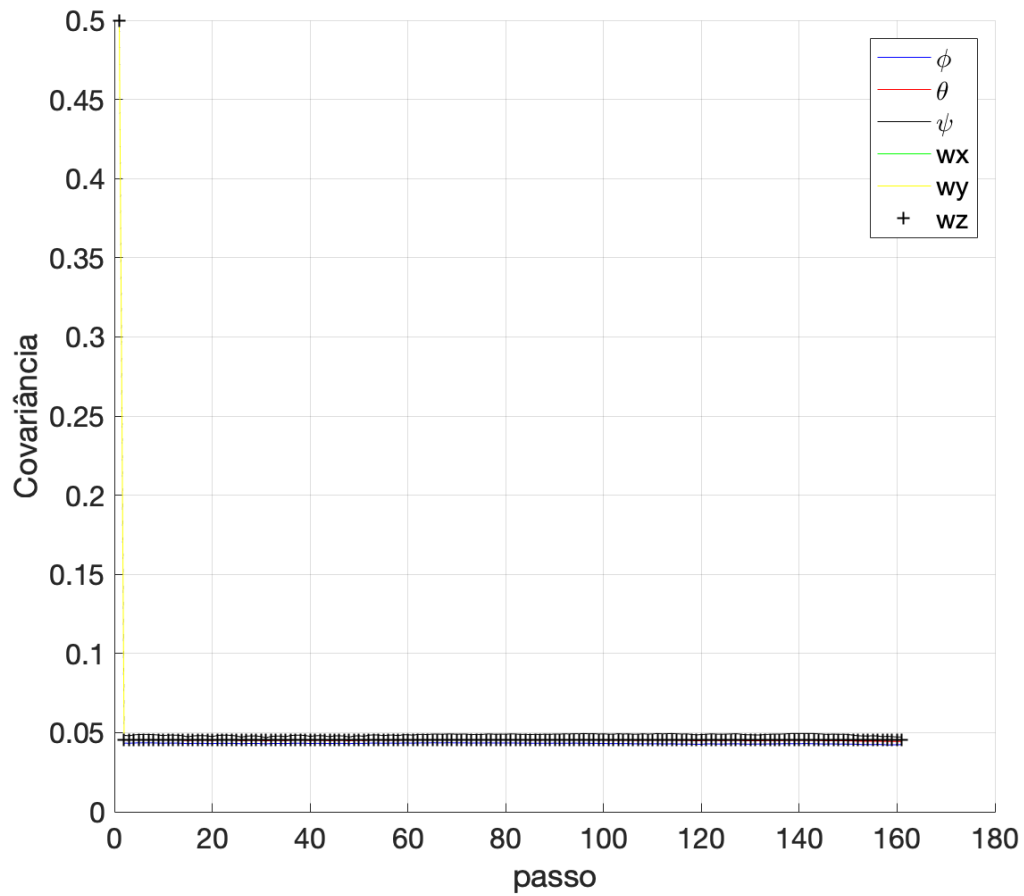
Figura 12 – Velocidade angular estimada utilizando o filtro de Kalman estendido



Observa-se que o gráfico da velocidade angular estimada pelo filtro de Kalman estendido não acompanhou adequadamente o ajuste da curva. Isso se deve ao fato de que a matriz de inércia do satélite CBERS-4 é da ordem de 100kg/m , levando a dinâmica de atitude lenta e implicando manobras lentas. Portanto, o resultado obtido pelo Método de Mínimos Quadrados da velocidade angular não é de fato a velocidade real, mas, é o melhor resultado que pode chegar da velocidade angular.

Já o gráfico da atitude estimada apresenta um resultado parecido em termos de comportamento, porém com resultados totalmente diferentes, pois o filtro de Kalman leva em consideração a dinâmica do sistema.

Figura 13 – Resultado da diagonal principal do matriz de covariância



Desta forma é possível observar o que o comportamento da covariância é completamente estável e que tem uma convergência rápida. Isso implica que o filtro está estabilizado e adaptado. Um filtro estabilizado na covariância significa que o valor está adequadamente estimado e mais próximo da realidade.

6 Comentários Finais

Este trabalho apresentou os valores da estimação da atitude do satélite CBERS-4 utilizando os valores dos sensores DSS e IRES possibilitando o estudo aprofundado do filtro de Kalman estendido.

Esse trabalho contou também com o desenvolvimento de uma metodologia para transformar os valores da telemetria que não são diretas para valores que são usuais no processo de estimação de atitude via filtro de Kalman.

Os resultados foram satisfatórios para a estimação da atitude do satélite CBERS-4 levando em consideração os valores da covariância. Também foi possível observar que os resultados do GIRO são muito importantes e que mesmo gerando valores virtuais do giroscópio o filtro apresentou um bom comportamento.

Desta forma, trabalhos futuros poderão fazer a investigação mais adequada dos manuais do CCS para a obtenção da matriz que leve as medidas do giroscópio para as velocidades angulares w_x , w_y e w_z , no mesmo ponto, pensado em uma outra maneira de construir uma matemática reversa, para conseguir essas informações sobre as velocidades angulares.

Portanto, esse trabalho pode concluir que foi possível desenvolver uma metodologia de estimação de atitude para o satélite CBERS-4 utilizando apenas os valores dos sensores IRES e DSS via filtro de Kalman.

Referências¹

- GARCIA, R. V.; KUGA, H. K.; ZANARDI, M. C. F. Filtro não linear de kalman sigma-ponto com algoritmo unscented aplicado a estimativa dinâmica da atitude de satélites artificiais. **Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. São José dos Campos/SP**, 2011. 8, 13
- GARCIA, R. V.; KUGA, H. K.; ZANARDI, M. C. F. Unscented kalman filter applied to the spacecraft attitude estimation with euler angles. **Mathematical problems in engineering**, Hindawi Publishing Corporation, v. 2012, 2011. 21
- HOOTS, F. R.; ROEHRICH, R. L. **Models for propagation of NORAD element sets**. [S.l.], 1980. 24
- MARKLEY, F. L.; CRASSIDIS, J. L. **Fundamentals of spacecraft attitude determination and control**. [S.l.]: Springer, 2014. v. 33. 13, 14
- SILVA ANDERSON, e. K. H. **CBERS 2B Attitude Determination Using Star Sensor data**. [S.l.], 2016. 14, 24
- SILVA ANDERSON, e. K. H. **CBERS 2B Transformation between reference frame**. [S.l.], 2016. 14
- SILVA, W. R.; KUGA, H. K.; ZANARDI, M. C. Application of the extended h? filter for attitude determination and gyro calibration. 2014. 10, 11, 12

¹ De acordo com a Associação Brasileira de Normas Técnicas. NBR 6023.