

PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL PARA A DETERMINAÇÃO DE ATITUDE DE SATÉLITES ARTIFICIAIS

EXPERIMENTAL PROCEDURE FOR THE ATTITUDE DETERMINATION OF ARTIFICIAL SATELLITES

Alexandre J. Ferreira¹, João Carlos V. Castro¹, Luiz S. Martins-Filho², Ricardo O. Duarte¹, Ricardo S. Prado³ e Ronilson Rocha⁴

^{1,4}Universidade Federal de Ouro Preto – UFOP

¹DECOM-ICEB, ²DECAT-EM, Campus Morro do Cruzeiro
CEP: 35400-000 – Ouro Preto, MG Brasil

³Centro Federal de Educação Tecnológica de Ouro Preto – CEFET-OP

Rua Pandiá Calógeras, 898 Bauxita
CEP: 35400-000 – Ouro Preto, MG Brasil

²Universidade Federal do ABC – UFABC

Rua Catequese, 242 Bairro Jardim
CEP: 09090-400 – Santo André, SP Brasil
E-mail: luiz.martins@ufabc.edu.br

RESUMO

Este artigo apresenta uma metodologia experimental desenvolvida no âmbito do projeto de um dispositivo de determinação de atitude de satélites artificiais. O dispositivo é baseado na utilização de um magnetômetro de estado sólido como sensor principal, um sensor virtual de sol, e um microcontrolador da família 8051. Os testes experimentais e o desenvolvimento da metodologia baseiam-se inicialmente na utilização do *software* LabView para os cálculos, e da geração de campo magnético através de uma bobina de Helmholtz. O algoritmo adotado para a estimação da atitude do satélite utiliza uma representação através de quatérnions, e um princípio de otimização denominado Método q. Resultados obtidos através do microcontrolador e do LabView são apresentados e analisados. Conclusões e perspectivas sobre as próximas etapas do projeto fecham o artigo.

Palavras-Chave: satélites artificiais, determinação de atitude, magnetômetro, sistemas embutidos.

ABSTRACT

This paper presents an experimental approach developed within a project of an artificial satellites attitude determination device. The device is based on a solid state magnetometer as the main vector direction sensor, an auxiliary virtual solar sensor and a microcontroller of the 8051 family. The experimental tests and the development of the methodology use initially the LabView software platform for the algorithm computations and a Helmholtz coil for the magnetic field generation. The adopted algorithm for the satellite attitude estimation is based on an optimization method called q-Method. The results obtained using the microcontroller and the LabView are presented and analyzed. Conclusions and next steps of the project close the paper.

Keywords: artificial satellites, attitude determination, magnetometer, embedded systems.

1 – INTRODUÇÃO

Os satélites artificiais têm como função realizar tarefas de interação com a terra, corpos celestes, ou outros artefatos espaciais construídos pelo homem. Essas tarefas são executadas através de instrumentos e dispositivos que devem ser posicionados e orientados de maneira apropriada, permitindo a obtenção do desempenho desejado (SHUSTER, 1993). Por exemplo, a utilização de uma câmera de captura de imagens para fins de observação de um sistema sobre a superfície terrestre (cobertura vegetal, formações geológicas, recursos hídricos, ocupação urbana de territórios) exige o conhecimento e o controle preciso de sua orientação espacial. O mesmo acontece com

radars, antenas de telecomunicação, telescópios, e outros instrumentos embarcados em satélites artificiais. Outro fator fundamental para o sucesso da realização dessas tarefas é o posicionamento espacial (latitude, longitude e altitude), que depende da determinação e controle da órbita do satélite.

Neste trabalho, tratamos de aspectos práticos do problema específico de determinação da orientação espacial, denominada atitude, que constitui uma função essencial da operação dos satélites artificiais. O desempenho do controle de atitude depende diretamente da capacidade de estimar essa atitude com precisão e em tempo adequados ao sistema de controle. Nosso objetivo é estabelecer uma metodologia experimental no contexto do

projeto de um dispositivo de determinação de atitude, de baixo custo, e de simplicidade construtiva, baseado em um magnetômetro de estado sólido e processamento local de seus sinais, e ainda um sensor virtual de sol, a ser substituído posteriormente por um sensor real. Este projeto, desenvolvido na Universidade Federal de Ouro Preto (UFOP), integra o programa UNIESPAÇO da Agência Espacial Brasileira (AEB).

O artigo apresenta inicialmente uma breve discussão sobre a representação de atitude e os parâmetros adotados para sua representação (Seção 2). Ainda nesta seção, são detalhados os algoritmos utilizados para a determinação de atitude. A Seção 3 descreve a arquitetura do dispositivo, e a metodologia de obtenção da estimação utilizando, respectivamente, o software LabView (National Instruments) e a plataforma experimental MSC1210 (Texas Instruments). A Seção 4 apresenta uma descrição da montagem experimental para geração do campo magnético via bobina de Helmholtz. Alguns resultados preliminares obtidos nas duas metodologias são mostrados, analisados e discutidos na Seção 5, e a Seção 6 conclui o artigo com considerações finais e com a apresentação dos desafios a serem enfrentados nas próximas etapas do projeto.

2 – DETERMINAÇÃO DE ATITUDE DO SATÉLITE ARTIFICIAL

A atitude de um veículo espacial é definida como sendo a orientação espacial desse veículo em relação a um referencial inercial ou fixo num outro corpo de interesse. O movimento que altera essa orientação espacial é toda e qualquer rotação desse veículo em torno de seu centro de massa. O conhecimento preciso do valor dos parâmetros que descrevem a atitude é de fundamental importância para os instrumentos da carga útil embarcados no satélite, assim como para o sistema de controle de atitude (SHUSTER, 1993).

2.1 Representações de atitude

Existem diferentes tipos de parâmetros para a representação de atitude de um satélite. Por exemplo: parâmetros de Rodrigues, parâmetros modificados de Rodrigues, ângulos de Euler; quatérnions (ou parâmetros de Euler). Destacam-se dentre eles, a representação por ângulos de Euler e a representação por quatérnions. Nesse trabalho, foi adotada a representação por quatérnions, que contorna o problema de singularidades inerente à representação por ângulos de Euler.

No caso da representação através dos ângulos de Euler, a atitude pode ser especificada por uma matriz dada em termos de três parâmetros independentes (KAPLAN, 1976). A matriz de atitude é obtida através de três rotações consecutivas. Os ângulos ϕ , θ , e ψ , que representam os ângulos das rotações, são chamados de Ângulos de Euler. A seqüência de rotações que define essa matriz é a seguinte:

- (i) $R_{z,\phi}$: rotação de um ângulo ϕ em torno do eixo Z do referencial inercial;
- (ii) $R_{x,\theta}$: rotação de um ângulo θ em torno do eixo X' (resultante da primeira rotação);
- (iii) $R_{z,\psi}$: rotação de um ângulo ψ em torno do eixo Z'' (resultante da segunda rotação).

Pode-se combinar estas três rotações consecutivas em uma só, obtendo assim a matriz de atitude A , dada por:

$$A = \begin{bmatrix} c_{\psi}c_{\phi} - s_{\psi}c_{\theta}s_{\phi} & c_{\psi}s_{\phi} + s_{\psi}c_{\theta}c_{\phi} & s_{\psi}s_{\theta} \\ -c_{\psi}c_{\phi} - c_{\psi}c_{\theta}s_{\phi} & -s_{\psi}s_{\phi} + c_{\psi}c_{\theta}c_{\phi} & c_{\psi}s_{\theta} \\ s_{\theta}s_{\phi} & -s_{\theta}c_{\phi} & c_{\theta} \end{bmatrix} \quad (1)$$

Onde: c representa a função cosseno e s representa a função seno.

A vantagem da representação de atitude através dos ângulos de Euler está em utilizar apenas três parâmetros. Por outro lado, esta representação tem a desvantagem da ocorrência de singularidades na modelagem matemática do movimento do satélite.

Uma alternativa das mais utilizadas é a representação através de parâmetros denominados quatérnions. Eles constituem uma espécie de generalização no espaço tridimensional, do conceito de números complexos [3,4]. Assim como um número complexo, o quatérnion é dividido em uma parte real e outra imaginária, sendo que esta última é composta por um vetor dado pelas normas unitárias $(\hat{i}, \hat{j}, \hat{k})$, ou seja:

$$\bar{q} = [q \quad q_1\hat{i} \quad q_2\hat{j} \quad q_3\hat{k}]^T = [\cos\theta \quad Q]^T \quad (2)$$

Onde: $Q = \sin\theta [n_1 \ n_2 \ n_3]^T$.

Pode-se, portanto, representar facilmente uma rotação de θ em torno de um vetor unitário n através de \bar{q} .

Dentre as propriedades dos quatérnions, uma que permite manter seu condicionamento durante os procedimentos de cálculos é a do valor constante de seu módulo:

$$\bar{q}^T \bar{q} = Q^2 + q^2 = 1 \quad (3)$$

Nesta representação de atitude, utilizando os quatro parâmetros do quatérnion, pode-se representar qualquer rotação no espaço sem os problemas com singularidades em determinados ângulos, como ocorre com a representação através dos ângulos de Euler [1].

2.2 Algoritmos de determinação de atitude

O processo da determinação de atitude consiste da estimação da orientação espacial do satélite, i.e., dos valores dos parâmetros de atitude, num determinado instante, em relação a um referencial escolhido, utilizando

para isso medidas de sensores instalados no satélite (SHUSTER; OH, 1981).

Os algoritmos utilizados na determinação de atitude podem ser divididos em métodos determinísticos e métodos de otimização. Métodos determinísticos obtêm diretamente os valores dos parâmetros de atitude, porém, envolvem cálculos mais extensos, o que os torna computacionalmente desinteressantes. Um exemplo clássico deste tipo de método é o algoritmo TRIAD (SHUSTER; OH, 1981).

Por outro lado, os métodos de otimização determinam os valores dos parâmetros de atitude através da minimização de funções de custo, ou da maximização de funções de ganho, o que permite que a atitude ótima seja obtida com um esforço menor de processamento. Exemplos destes métodos são o Método q e o algoritmo QUEST. Em ambos, é necessário o uso de dois ou mais vetores de observação. Neste trabalho, foi adotado o método denominado Método q, fazendo uso de dois vetores de observação, obtidos pelo sensor de campo magnético e pelo sensor virtual de sol, e a atitude representada por quatérnions (SHUSTER, 1993).

Seja um número n de vetores unitários ω_i , $i = 1, \dots, n$, onde n representa o número de sensores no corpo do satélite e ω_i os vetores observados pelos sensores. Para cada vetor observado, deve existir um vetor de referência v_i relativo ao sistema de referência estipulado para o respectivo sensor. Assim, deve-se determinar a matriz de atitude A que representa a rotação:

$$w_i = Av_i \quad (4)$$

A solução desse problema através de métodos de otimização procura, a partir de dois ou mais sensores, uma matriz A que minimiza o erro para todos os vetores observados. O Método q procura resolver o problema através da minimização da função custo $L(A)$ ou, equivalentemente, da maximização da função de ganho $g(A)$ dada por:

$$g(A) = 1 - L(A) = \sum_{i=1}^n a_i (w_i^T Av_i) \quad (5)$$

Onde: $\sum_{i=1}^n a_i = 1$

Esse é um problema de otimização cujas soluções tradicionais, considerada a dimensão da matriz A , são computacionalmente dispendiosas. Porém, existe outro tipo de solução, que utiliza a expressão de A em termos de quatérnions:

$$A(\bar{q}) = (q^2 - Q \cdot Q)I - 2QQ^T + 2q\tilde{Q} \quad (6)$$

Onde: I é a matriz identidade e \tilde{Q} é a matriz anti-simétrica de Q , que por sua vez é definida por:

$$Q = \begin{bmatrix} 0 & Q_3 & -Q_2 \\ -Q_3 & 0 & Q_1 \\ Q_2 & -Q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

Com isso, a função de custo, em termos de quatérnions, torna-se:

$$g(A) = (q^2 - Q \cdot Q)trB^T + 2tr[Q \cdot Q^T B^T] + 2qtr[\tilde{Q}B^T] \quad (8)$$

ou

$$g(\bar{q}) = \bar{q}^T K \bar{q} \quad (9)$$

Onde: K é a matriz 4×4 dada por:

$$K = \begin{bmatrix} S - \sigma I & Z \\ Z^T & \sigma \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\sigma = trB = \sum_{i=1}^n a_i w_i v_i$$

$$S = B + B^T = \sum_{i=1}^n a_i (w_i v_i^T + v_i w_i^T) \quad (11)$$

$$Z = \sum_{i=1}^n a_i (w_i \times v_i)$$

Desta maneira, o problema de determinar a atitude torna-se um problema da obtenção do valor do quatérnion que maximiza a Equação 5. Como o quatérnion satisfaz a Equação 3, pode-se escrever a função de ganho da equação como:

$$g'(\bar{q}) = \bar{q}^T K \bar{q} - \lambda \bar{q}^T \bar{q} \quad (12)$$

Com isso, λ é escolhido para satisfazer à restrição e pode-se escrever a Equação 13 como:

$$K\bar{q}_{opt} = \lambda \bar{q}_{opt} \quad (13)$$

λ pode ser calculado como um autovalor de K e \bar{q}_{opt} como um autovetor de K . Com isso, o problema se reduz a obter o autovalor máximo λ_{max} e seu autovetor associado \bar{q}_{opt} , que representa o valor ótimo do quatérnion, i.e., que otimiza a função de ganho da Equação 5.

O Método q é, portanto, um método que estima a solução ótima para o quatérnion através do cálculo dos autovalores e autovetores de K . Esse cálculo exige um processamento numérico intensivo. Uma alternativa de custo computacional reduzido para o problema dos autovalores e autovetores é dada por um método conhecido como algoritmo QUEST (SHUSTER; OH, 1981).

3 – DISPOSITIVO DE DETERMINAÇÃO DE ATITUDE

O esquema geral do projeto de dispositivo para a determinação de atitude de satélites artificiais é mostrado na Figura 1. Observa-se que os sinais analógicos

fornecidos pelos sensores devem ser convertidos em sinais digitais para que possam ser processados. O dispositivo deve dispor de memória para armazenar algoritmos, dados sobre o campo magnético terrestre e vetor sol, dados utilizados durante os cálculos, além de outros dados auxiliares. O sistema embutido deve ainda ser dotado de portas de comunicação para permitir o acesso aos resultados da determinação, assim como para receber comandos e dados. O resultado pode ser apresentado na forma de matriz de atitude e/ou parâmetros de atitude, dependendo da exigência do algoritmo de controle (que não será tratado nesse trabalho).

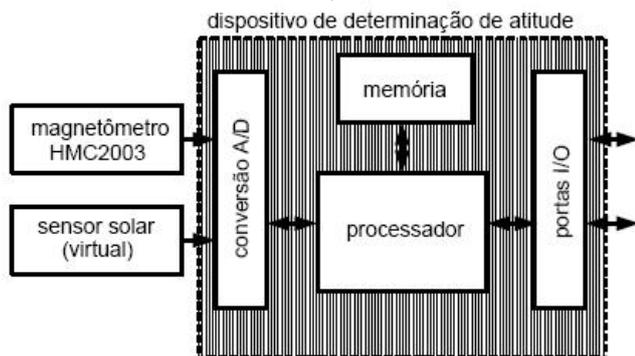


Figura 1: O esquema geral do dispositivo de determinação de atitude.

O sensor de campo magnético adotado é o magnetômetro de estado sólido HMC2003, fabricado pela Honeywell (Honeywell, 2004), é composto de três transdutores magnetoresistivos de permalloy e uma interface eletrônica adaptada para medir a intensidade e direção de um campo magnético (Figura 2). É capaz de determinar campos na faixa de $40\mu G$ a $2G$, e fornece uma medida do campo magnético no qual ele se encontra imerso. Esta medida é analógica, e corresponde à intensidade do campo magnético em três eixos (x,y,z) do sistema de referência fixo no magnetômetro. Comparados aos sensores que eram tradicionalmente utilizados em sistemas espaciais, baseados na medida de fluxo magnético, esses componentes de estado sólido aumentam a confiabilidade e a precisão, e reduzem as distorções magnéticas.



Figura 2: O magnetômetro HMC2003 da Honeywell.

O magnetômetro gera três saídas analógicas entre $-2,5V$ e $+2,5V$, proporcionais às resultantes do campo magnético medido. Este sensor, portanto, fornece o vetor

de observação medido do campo magnético no qual ele se encontra imerso (HONEYWELL, 2004). Os transdutores magneto-resistivos do sensor podem ser afetados por campos magnéticos momentâneos de alta intensidade, fazendo com que haja uma degradação do sinal de saída. Para resolver esse problema, o HMC2003 possui duas entradas de set/reset (SR+ e SR-) que devem ser ativadas periodicamente para que seja eliminada essa perturbação. Um diagrama do circuito interno do HMC2003 é mostrado na Figura 3. Para a determinação de atitude, é necessário dispor de mais uma informação de direção. Como segundo sensor, adotamos temporariamente um sensor de sol virtual. Isso significa que o algoritmo de determinação considera em sua implementação uma medida idealizada do vetor sol. Numa etapa posterior do projeto, incluiremos este segundo sensor experimental sem a necessidade de alterações nos algoritmos.

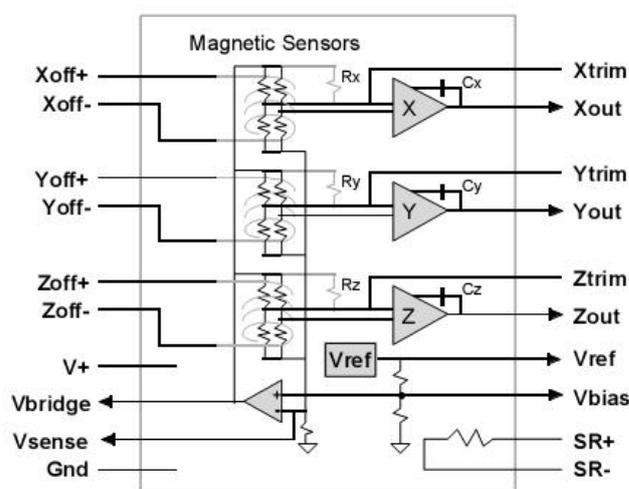


Figura 3: O esquema interno do magnetômetro HMC2003 da Honeywell.

Para auxiliar no projeto de um futuro protótipo de determinador de atitude, foram desenhadas duas montagens experimentais. Uma primeira baseada no software Labview, da National Instruments (NATIONAL INSTRUMENTS, 2005), que apresenta facilidades úteis para uma etapa de testes e desenvolvimento inicial. Uma segunda montagem utiliza o dispositivo MSC1210, da Texas Instruments (TEXAS INSTRUMENTS, 2002), que apesar de menor flexibilidade que o LabView, tem características físicas de dimensões e peso reduzidos, que são interessantes para o desenvolvimento de um protótipo de dispositivo a ser embarcado num satélite.

3.1 Montagem utilizando LabView

O software Labview, da National Instruments, foi desenvolvido segundo o conceito de instrumentos virtuais, tendo como propósito servir de ambiente para o desenvolvimento rápido de aplicações relacionadas à medição, testes e controle. Utilizando uma placa de aquisição de $200kS$, os sinais gerados pelo magnetômetro são digitalizados e carregados para o ambiente do Labview. Posteriormente, estes sinais são tratados e então

usados nos cálculos, gerando uma saída na forma da matriz de atitude apresentada na tela do computador. Um esquema geral das conexões entre os componentes dessa montagem é apresentado na Figura 4.



Figura 4: Esquema da conexão dos componentes da montagem para determinação de atitude utilizando o software LabView.

A Figura 5 mostra a janela de monitoramento do Labview: são apresentadas as componentes x,y,z amostradas do magnetômetro na forma gráfica e numérica, assim como o valor calculado do módulo do campo, a estimativa da matriz de atitude e dos parâmetros de atitude (no caso deste trabalho, quatérnions).

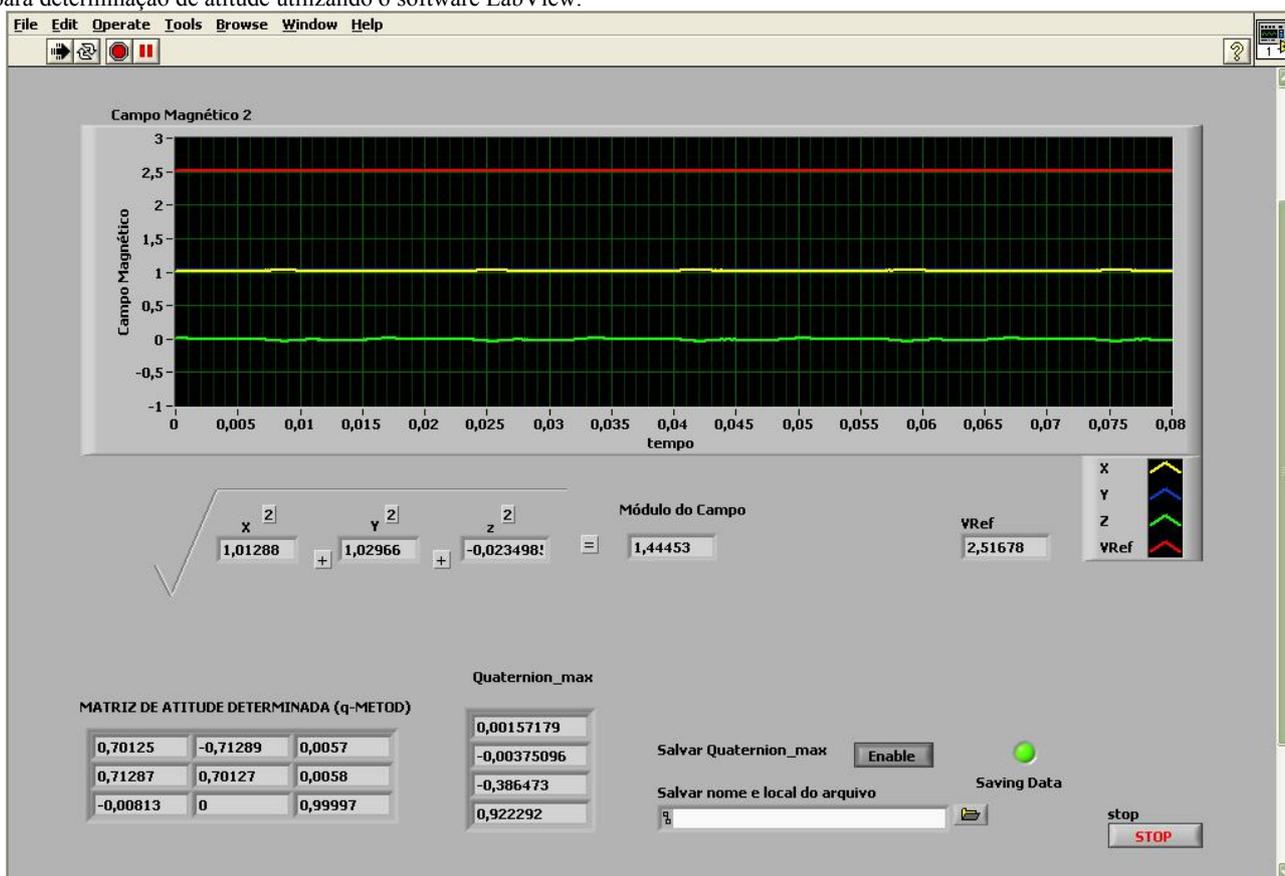


Figura 5: Uma imagem da janela de monitoramento de funcionamento do software LabView.

3.2 Montagem utilizando MSC1210

A plataforma de desenvolvimento MSC1210, da Texas Instruments, é composta por um conversor analógico/digital *delta-sigma* de 24bits de precisão, um microcontrolador família 8051, e memória Flash de 32Kb. Esse dispositivo dispõe de oito canais analógicos de entrada. Com suas funções pré-definidas e seus periféricos, o MS1210 oferece os recursos necessários para o desenvolvimento de uma plataforma com um alto nível de integração. Além disso, dispõe de um ambiente baseado em linguagens *Assembler* e *C*, que permite um desenvolvimento rápido das rotinas necessárias para determinar as informações de atitude, posição, comunicação e armazenamento de dados.

O uso de uma plataforma baseada no MSC1210 possibilita a obtenção de soluções com desempenho satisfatório e de baixo custo para o projeto. Para

visualização dos resultados o algoritmo desenvolvido fornece, através de comunicação serial, as leituras digitalizadas do magnetômetro e a matriz de atitude. Um diagrama simplificado das conexões entre os componentes da montagem utilizando o MSC1210 é mostrado na Figura 6. Nesta montagem, o computador é usado somente para a visualização dos resultados obtidos, podendo ser desconectado a qualquer momento da plataforma do MSC1210 sem que o processamento seja interrompido ou prejudicado.



Figura 6: Esquema da conexão dos componentes da montagem para determinação de atitude utilizando o módulo MSC1210.

4 – MONTAGEM PARA MEDIDA DE CAMPO MAGNÉTICO

Para a realização dos testes do dispositivo de determinação de atitude, é necessário preparar uma montagem experimental de geração de campo magnético com direção e intensidade conhecidos. Adotou-se, neste estudo, a utilização de uma bobina de Helmholtz para a geração do campo magnético. Um bobina de Helmholtz consiste de duas bobinas circulares planas e paralelas, compostas de um conjunto de espiras cada uma. A bobina utilizada nos experimentos é mostrada na Figura 7 (SHIRAI, 2004). Com a aplicação de uma corrente elétrica contínua em mesmo sentido nas bobinas gera-se um campo eletromagnético uniforme com orientação conhecida no centro desta bobinas.



Figura 7: A bobina de Helmholtz.

Evidentemente, esse tipo de montagem experimental apresenta um problema crítico: o posicionamento do magnetômetro. Na busca da obtenção do posicionamento mais preciso possível, foi construído um suporte que permite um ajuste fino de posição, utilizando instrumentos de medição e esquadros.

5 – RESULTADOS EXPERIMENTAIS PRELIMINARES

Uma primeira validação do procedimento experimental para determinação de atitude baseou-se na comparação dos resultados obtidos com as duas propostas de arranjo, i.e. a que utiliza o software LabView e aquela baseada no dispositivo MSC1210. O magnetômetro foi submetido a um campo magnético gerado pela bobina de Helmholtz com direção conhecida. Considerando 3 casos diferentes, procedeu-se a sucessivas medições para diferentes vetores de observação e referência, foram comparadas as matrizes de atitude geradas em cada caso, entre elas e com os valores esperados segundo a orientação conhecida do campo magnético, que denominamos matriz de referência.

A matriz de atitude de referência é calculada considerando um vetor de observação supostamente perfeito, ou seja, sem interferências e sem erros de medição. Para este cálculo, os vetores de observação foram introduzidos diretamente no código do programa ao invés de serem lidos pelos sensores.

Caso 1: Nesta primeira determinação de atitude, escolhemos os vetores de referência do campo magnético e do sol de maneira a que estejam alinhados com seus respectivos vetores de observação. Desta maneira, o valor esperado de atitude é uma matriz identidade como matriz de atitude. A Tabela 1 mostra os valores de referência para

uma situação ideal de determinação de atitude, e a Equação 14 mostra a matriz de atitude correspondente, A_{1ref} .

Tabela 1. Dados de referência (vetor campo magnético e vetor sol) para o caso 1.

vetores	V_{mag}	W_{mag}	V_{sol}	W_{mag}
x	0	0	0	0
y	1	1	0	0
z	0	0	1	1

$$A_{1ref} = \begin{bmatrix} 1,000 & 0,000 & 0,000 \\ 0,000 & 1,000 & 0,000 \\ 0,000 & 0,000 & 1,000 \end{bmatrix} \quad (14)$$

A Tabela 2 mostra os valores de referência para a determinação utilizando o software LabView, e a Equação 15 mostra a matriz de atitude correspondente, A_{1lab} .

Tabela 2: Valores obtidos usando o software LabView (vetor campo magnético e vetor sol) para o caso 1.

Vetores	V_{mag}	W_{mag}	V_{sol}	W_{mag}
X	0	0,03540	0	0
Y	1	1,05804	0	0
Z	0	0,03845	1	1

$$A_{1lab} = \begin{bmatrix} 0,999 & 0,033 & -0,001 \\ -0,033 & 0,999 & -0,018 \\ 0,000 & 0,018 & 1,000 \end{bmatrix} \quad (15)$$

A Tabela 3 mostra os valores de referência para a determinação utilizando o dispositivo MSC1210, e a Equação 16 mostra a matriz de atitude correspondente, A_{1msc} .

Tabela 3: Valores obtidos usando a plataforma MSC1210 (vetor campo magnético e vetor sol) para o caso 1.

Vetores	V_{mag}	W_{mag}	V_{sol}	W_{mag}
X	0	0,03766	0	0
Y	1	1,07045	0	0
Z	0	0,03830	1	1

$$A_{msc} = \begin{bmatrix} 0,999 & 0,035 & -0,001 \\ -0,035 & 0,999 & -0,018 \\ 0,000 & 0,017 & 1,000 \end{bmatrix} \quad (16)$$

Caso 2: Neste segundo procedimento de determinação de atitude, escolhemos uma orientação diferente do campo magnético. A Tabela 4 mostra os valores de referência para uma situação ideal de determinação de atitude, e a Equação 17 mostra a matriz de atitude correspondente, A_{2ref} .

Tabela 4: Dados de referência (vetor campo magnético e vetor sol) para o caso 2.

vetores	V_{mag}	W_{mag}	V_{sol}	W_{mag}
x	1	1	0	0
y	0	1	0	0
z	0	0	1	1

$$A_{2ref} = \begin{bmatrix} 0,707 & -0,707 & 0,000 \\ 0,707 & 0,707 & 0,000 \\ 0,000 & 0,000 & 1,000 \end{bmatrix} \quad (17)$$

A Tabela 5 mostra os valores de referência para a determinação utilizando o software LabView, e a Equação 18 mostra a matriz de atitude correspondente, A_{2lab} .

Tabela 5: Valores obtidos usando o software LabView (vetor campo magnético e vetor sol) para o caso 2.

vetores	V_{mag}	W_{mag}	V_{sol}	W_{mag}
x	1	1,0129	0	0
y	0	1,0297	0	0
z	0	-0,0235	1	1

$$A_{2lab} = \begin{bmatrix} 0,701 & -0,713 & 0,006 \\ 0,713 & 0,701 & 0,006 \\ -0,008 & 0,000 & 1,000 \end{bmatrix} \quad (18)$$

A Tabela 6 mostra os valores de referência para a determinação utilizando a plataforma MSC1210, e a Equação 19 mostra a matriz de atitude correspondente, A_{2msc} .

Tabela 6: Valores obtidos usando a plataforma MSC1210 (vetor campo magnético e vetor sol) para o caso 2.

Vetores	V_{mag}	W_{mag}	V_{sol}	W_{mag}
X	1	1.02348	0	0
Y	0	1.03911	0	0
Z	0	-0.01186	1	1

$$A_{2msc} = \begin{bmatrix} 0,702 & -0,712 & 0,003 \\ 0,712 & 0,702 & 0,003 \\ -0,004 & 0,000 & 1,000 \end{bmatrix} \quad (19)$$

Para avaliar os erros nos resultados obtidos, tanto para o procedimento utilizando LabView quanto utilizando o dispositivo MSC1210, nos dois casos propostos, calculamos as matrizes de diferenças e os valores máximos absolutos de seus elementos. Desta forma, obtemos:

Caso 1:

$$\begin{aligned} \max(A_{1ref} - A_{1lav}) &= 0.033 \\ \max(A_{1ref} - A_{1msc}) &= 0.035 \\ \max(A_{1msc} - A_{1lav}) &= 0.002 \end{aligned}$$

Caso 2:

$$\begin{aligned} \max(A_{2ref} - A_{2lav}) &= 0.006 \\ \max(A_{2ref} - A_{2msc}) &= 0.005 \\ \max(A_{2msc} - A_{2lav}) &= 0.003 \end{aligned}$$

Antes de analisar esses valores de erros, é necessário destacar que o instrumental disponível em nosso laboratório, utilizado para o posicionamento do magnetômetro na montagem com a bobina de Helmholtz, não permite sua utilização para uma calibração estritamente precisa. Portanto, mais importante que

analisar os erros entre as matrizes de atitude obtidas experimentalmente e as matrizes de referência, é analisar a convergência entre os resultados obtidos nas duas montagens experimentais. Nota-se que, comparando-se as duas montagens propostas, existe uma convergência, com diferenças de valores da ordem de 3.10^{-3} . Podemos interpretar os resultados experimentais preliminares obtidos como sendo promissores para a seqüência do desenvolvimento do protótipo do dispositivo de determinação de atitude.

6 – CONCLUSÃO

Neste trabalho, descrevemos uma etapa de desenvolvimento de um dispositivo de determinação de atitude de satélites artificiais: o procedimento experimental utilizando o software LabView e a plataforma MSC1210. Além da programação dos algoritmos, de teste de utilização e do tratamento dos sinais fornecidos pelo magnetômetro de estado sólido, estabelecemos uma montagem experimental de geração de campo magnético conhecido através de uma bobina de Helmholtz.

Os resultados preliminares obtidos mostram uma convergência que sugere que o procedimento foi bem sucedido, tanto na montagem utilizando LabView, quanto na montagem baseada na plataforma MSC1210. Esses resultados também indicam que o projeto está num caminho promissor para o desenvolvimento de um protótipo de um importante dispositivo para aplicações espaciais, particularmente em pequenos satélites artificiais científicos e acadêmicos.

Dentre os desafios a serem enfrentados nas etapas futuras deste projeto destacam-se:

- implementação do algoritmo QUEST para a determinação da atitude;
- avaliação rigorosa da precisão na determinação de atitude, e estudo e adoção de um procedimento de calibração;
- avaliação da variável tempo de processamento e disponibilização das estimativas de atitude para posterior integração com sistema de controle do satélite;
- utilização de um outro tipo de processador (e.g. um DSP) como núcleo do dispositivo;
- introdução de técnicas de tolerância a falhas no sistema, pois os dispositivos usados no protótipo são desprovidos de recursos que garantam alta confiabilidade;
- integração física do sistema e construção de uma primeira versão embarcável do protótipo do dispositivo de determinação de atitude.

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem o apoio financeiro e institucional da Agência Espacial Brasileira – AEB, através do Programa UNIESPAÇO, o inestimável suporte técnico e incentivo dos acompanhadores do projeto, Roberto V.F. Lopes e Hélio K. Kuga (INPE), o apoio do Conselho Nacional de

Desenvolvimento Científico e Tecnológico – CNPq e da Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de Minas Gerais – FAPEMIG, através da concessão de bolsas de Iniciação Científica.

REFERÊNCIAS

- HONEYWELL. **Three-axis Magnetic Sensor Hybrid**, Manual do produto, Solid State Electronics Center, Plymouth, EUA, 2004.
- KAPLAN, M. H. **Modern spacecraft dynamics and control**, John Wiley & Sons, New York, EUA, 1976.
- NATIONAL INSTRUMENTS. **Labview Fundamentals**, Manual do produto, National Instruments Corporation, Austin, EUA, 2005.
- SHIRAI, T. **A magnetic field generator with active compensation of external fields**. Meas. Sci. Technol. Vol. 15, p. 248-253, 2004.
- SHUSTER, M. D.; OH, S. D. **Three-axis Attitude Determination from Vector Observations**. Journal of Guidance and Control, Vol. 4, N. 1, p. 70-77, 1981.
- SHUSTER, M. D. **A Survey of Attitude Representations**. Journal of Guidance and Control, Vol. 41, N. 4, p. 439-517, 1993.
- TEXAS INSTRUMENTS. **User's Guide: MSC1210 Precision ADC with 8051 microcontroller and flash memory evaluation module**, Texas Instruments Incorporated, USA, 2002.