

7^o

MCSIul

CONFERÊNCIA SUL EM MODELAGEM COMPUTACIONAL

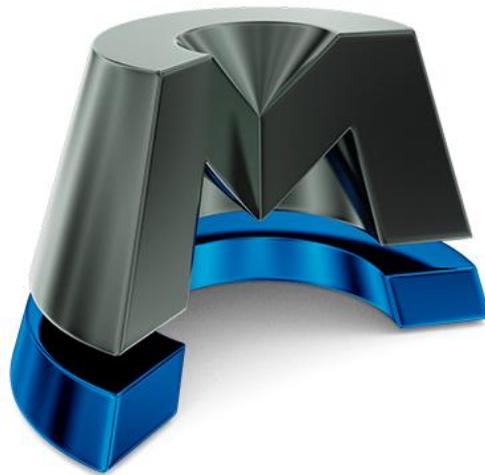
16, 17 e 18 de novembro de 2016

Universidade Federal do Rio Grande (FURG), Rio Grande-RS

Anais do 7^o MCSul

Conferência Sul em Modelagem Computacional

ISSN 2316-1027



MCSul

CONFERÊNCIA SUL EM MODELAGEM COMPUTACIONAL

L. A. Isoldi, E. D. dos Santos, J. A. Souza

INTERFACE PARA SIMULAÇÕES DA DINÂMICA DE CABOS COM ANIMAÇÃO TRIDIMENSIONAL	474
UM ESTUDO SOBRE O COMPORTAMENTO ALIMENTAR DE FRANGOS DE CORTE UTILIZANDO MINERAÇÃO DE DADOS	482
VALIDAÇÃO DE SOFTWARES DE SISTEMA DE DETERMINAÇÃO DE ATITUDE PARA NANOSSATÉLITES	489
SISTEMA DE CLASSIFICAÇÃO DE FALHAS PARA DRONE QUADRIMOTOR.....	497
ESTUDO DO DESEMPENHO NUMÉRICO E COMPUTACIONAL DE MÉTODOS DE INVERSÃO DA TRANSFORMADA DE LAPLACE	506
ANÁLISE DE UMA PROPOSTA DE ATIVIDADE PARA O ENSINO MÉDIO SOB A ÓTICA DOS ASPECTOS EMOCIONAIS NO PROCESSO DE ENSINO E APRENDIZAGEM.....	514
PROCESSO DE DESCOBERTA DE CONHECIMENTO EM BASES DE DADOS: UMA NOVA ABORDAGEM SOBRE CLASSIFICAÇÃO DE RISCO EM UNIDADES DE PRONTO ATENDIMENTO.....	522
TEORIA DA IDENTIDADE SOCIAL APLICADA AO JOGO DE AUTORREGULAÇÃO DOS PROCESSOS DE TROCAS SOCIAIS BASEADO EM SISTEMAS MULTIAGENTE.....	529
EDUCANDO E CONSCIENTIZANDO CRIANÇAS A RESPEITO DO USO DA ÁGUA POTÁVEL ATRAVÉS DE JOGOS	538
A OPERAÇÃO PORTUÁRIA MODELADA COMO UM PROBLEMA DE ALOCAÇÃO DE BUFFERS	545
VALIDAÇÃO DE UM INSTRUMENTO DE AVALIAÇÃO DA SATISFAÇÃO DOS DISCENTES DOS CURSOS DE MATEMÁTICA LICENCIATURA E MATEMÁTICA APLICADA	550
AVALIAÇÃO DO MÉTODO DOS MÍNIMOS QUADRADOS NO AJUSTE DE UM MODELO DE REGRESSÃO LINEAR.....	558
UTILIZAÇÃO DO SIMULADOR SUMO PARA A DETERMINAÇÃO DOS TEMPOS DE SEMÁFOROS VISANDO A REDUÇÃO DA POLUIÇÃO: UM ESTUDO DE CASO NO CENTRO DA CIDADE DE RIO GRANDE/RS	566
MÉTRICAS PARA ANALISAR QUALIDADE DE UM INTERVALO SOLUÇÃO	575
DEFINIÇÃO INTERVALAR E ANÁLISE DE QUALIDADE DA FUNÇÃO DENSIDADE DE PROBABILIDADE DA VARIÁVEL ALEATÓRIA CONTÍNUA COM DISTRIBUIÇÃO BETA	583

VALIDAÇÃO DE SOFTWARES DE SISTEMA DE DETERMINAÇÃO DE ATITUDE PARA NANOSSATÉLITES

Camila B.A. Garcia, camila.garcia@aluno.ufabc.edu.br¹

Luiz S. Martins-Filho, luiz.martins@ufabc.edu.br¹

Ricardo O. Duarte, ricardoduarte@ufmg.br²

Hélio K. Kuga, helio.kuga@inpe.br³

Valdemir Carrara, val.carrara@gmail.com³

Universidade Federal do ABC, Alameda da Universidade s/n, 09606-045 São Bernardo do Campo/SP¹

Universidade Federal de Minas Gerais, Av. Pres. Antônio Carlos, 6627, Pampulha, , 31270-901 Belo Horizonte - MG²

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Av. dos Astronautas 1758, Jardim da Granja, 12227-010 São José dos Campos/SP³

Resumo. Este artigo apresenta testes de validação de softwares embarcados no subsistema para determinação de atitude tolerante a falhas (SDATF), desenvolvido pela Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG), em cooperação com a Universidade Federal do ABC, e o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). Um protótipo do SDATF voará como carga útil embarcado no cubesat NanosatC-BR2, que resulta da cooperação entre INPE e Universidade Federal de Santa Maria (UFMS). Esses softwares incluem a determinação de atitude propriamente dita, e algoritmos auxiliares, tais como a propagação de órbita, o cálculo de posição do Sol e do campo magnético terrestre. O processo de validação inclui etapas de simulação de voo orbital, simulação de dados de sensores, e simulação de cálculos de posição do Sol e do vetor campo magnético terrestre, a partir de modelos matemáticos otimizados em relação à preservação de memória e ao tempo de processamento.

Palavras-chave: Nanossatélites, Sistemas embarcados, Determinação de atitude, Métodos computacionais.

1. INTRODUÇÃO

Esse trabalho trata de testes de validação de parte dos softwares do Sistema de Determinação de Atitude Tolerante a Falhas (SDATF), para aplicações em nanossatélites. Esses softwares incluem códigos da determinação de atitude propriamente dita, algoritmos auxiliares, tais como a propagação de órbita, o cálculo de posição do Sol e do campo magnético terrestre. O processo de validação inclui etapas de simulação de voo orbital, simulação de dados de sensores, e simulação de cálculos de posição do Sol e do vetor campo magnético terrestre, a partir de modelos matemáticos otimizados em relação à preservação de memória e ao tempo de processamento. São apresentados aqui testes relacionados com o a determinação de atitude e os cálculos do campo magnético.

Nanossatélites são satélites de dimensões muito reduzidas. Cubesats são nanossatélites que seguem um padrão de dimensões onde uma unidade 1U equivale a 10cm x 10cm x 10cm [1]. O Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), em São José dos Campos/SP, mantém o programa NANOSATC-BR de desenvolvimento de cubesats, em colaboração com universidades. Esse programa tem como objetivos principais a capacitação de recursos humanos na área espacial, capacitação tecnológica das instituições envolvidas, qualificação de dispositivos, e objetivos científicos [2].

O programa já lançou com sucesso um cubesat 1U, o NANOSATC-BR1, em 2014. O segundo satélite (padrão 2U, Fig. (1)), fruto da cooperação entre o INPE e a Universidade Federal de Santa Maria (UFMS), além da missão de medir o campo magnético terrestre, embarcará dois experimentos: uma sonda de Langmuir, e o SDATF desenvolvido numa colaboração Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG), Universidade Federal do ABC (UFABC) e INPE.

Uma descrição dos códigos de cálculos do SDATF é apresentada na seção 2. Na seção 3, são mostrados os algoritmos de determinação de atitude e de cálculo do campo magnético, cujos resultados de testes são apresentados na seção 4. A seção 5 conclui o artigo.



Figura 1: Modelo de voo do NanoSatC-BR2.

2. O SISTEMA DE DETERMINAÇÃO DE ATITUDE

O SDATF é o primeiro dispositivo desse tipo desenvolvido no país [3]. Sua concepção tem como proposta principal a tolerância a falhas dos processadores, mais especificamente tolerante aos Efeitos Transitórios ou *Single Event Effects* (SEE), que são perturbações nos dispositivos eletrônicos por partículas provenientes de radiação cósmica [4]. Outros tipos de sistemas, com tolerância a falhas em sensores, têm sido desenvolvidos [5,6]. A Fig. (2) mostra a placa de circuito integrado do SDATF, composta por três microcontroladores, um magnetômetro de três eixos (modelo XEN 1210), resistores, capacitores, e outros componentes.

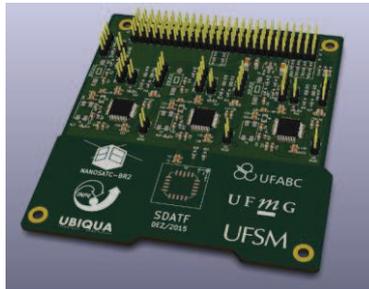


Figura 2: Imagem da face superior do Sistema de Determinação de Atitude Tolerante a Falhas (SDATF).

O procedimento de determinação de atitude é baseado em dados do magnetômetro e de sensores solares instalados no corpo do satélite (um em cada uma das seis faces do Cubesat). Além desses dados, os algoritmos necessitam de informações do tempo (clock), e dos dados da órbita (*Two Line Elements* -TLE) fornecidos pelo computador de bordo. Os códigos utilizam a linguagem C. O módulo da determinação propriamente dita utiliza o algoritmo conhecido por QUEST [7], e está conectado com outros módulos, conforme descrição abaixo e Fig. (3):

- *main.c*: é o código principal do software. As entradas são o tempo do dia em segundos, os dados TLE, o vetor do campo magnético, e o vetor Sol. As saídas são a atitude em quaternions e um vetor de estado com diversos outros dados.
- *sdanf_igrf.c*: código de cálculo do campo magnético baseado no modelo IGRF12 com truncamento para $n=m=5$. As entradas são o ano, a distância ao centro da Terra, a colatitude e a longitude leste. As saídas são as componentes do vetor campo magnético em Tesla.
- *sdanf_eph_ref.c*: esse módulo calcula o vetor campo magnético em coordenadas inerciais geocêntricas.
- *sdanf_matrices.c*: biblioteca de funções para cálculos elementares com vetores e matrizes.
- *sdanf_attaux.c*: biblioteca de funções para cálculos de rotações em torno de um eixo dado.
- *sdanf_orbit.c*: biblioteca com funções diversas, tais como transformações de coordenadas.
- *sdanf_sun_dir.c*: esse módulo calcula o vetor direção do Sol no referencial inercial geocêntrico.
- *sdanf_det_est*: códigos do algoritmo de determinação de atitude (QUEST).
- *spg4.c*: códigos da propagação da órbita do satélite utilizando o modelo SPG4, utilizando como entrada o TLE.

3. BLOCOS DE SOFTWARE ANALISADOS

Nesse artigo, são apresentados alguns testes de validação de dois dos principais módulos do SDATF: o módulo principal de determinação de atitude, e o módulo de cálculo de campo magnético terrestre.

3.1. Determinação de atitude

O algoritmo de determinação de atitude adotado é o QUEST [8]. O método QUEST foi proposto por Shuster and Oh [7], que obtém a atitude a partir da minimização da função custo:

$$L(A) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n a_i (\bar{W}_i - A \hat{V}_i)^2, \quad (1)$$

onde A é a matriz de atitude, a_i é uma constante de peso, \bar{W}_i é o vetor medido no referencial corpo do satélite, e \hat{V}_i é o vetor no referencial inercial (ou no referencial orbital). Os parâmetros da atitude, componentes do quaternion \bar{q}_{opt} , que otimizam a Eq. (1), são um autovetor da relação:

$$K \bar{q}_{opt} = \lambda \bar{q}_{opt}, \quad (2)$$

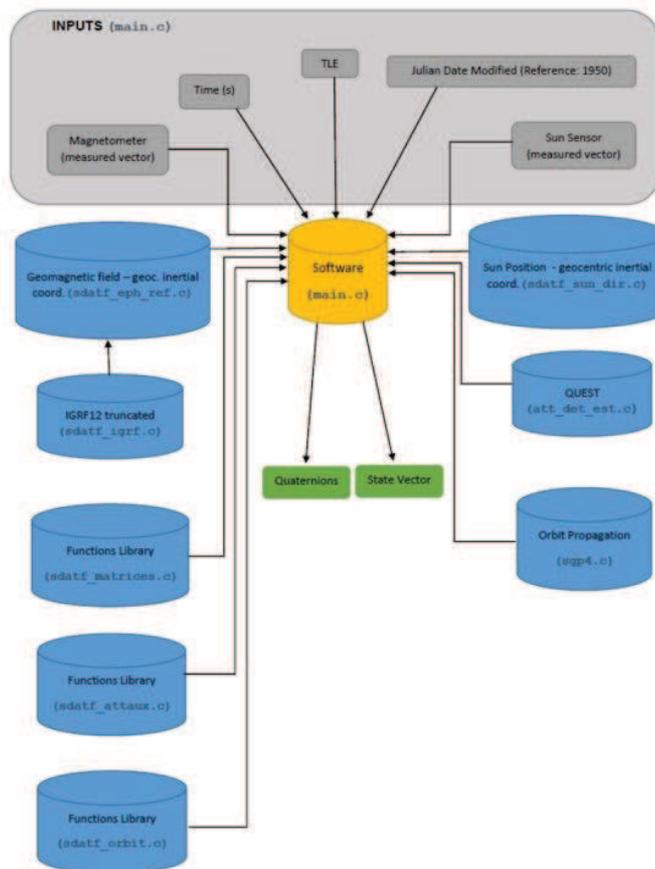


Figura 3: Arquitetura do software do SDATF.

A matriz \mathbf{K} é obtida através de:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{K} &= \begin{bmatrix} \mathbf{S} - \sigma \mathbf{I} & \mathbf{Z} \\ \mathbf{Z}^T & \sigma \end{bmatrix} \\
 \mathbf{B} &= \sum_{i=1}^n a_i (\widehat{\mathbf{W}}_i \widehat{\mathbf{V}}_i^T) \\
 \sigma &= \text{traço}(\mathbf{B}) = \sum_{i=1}^n a_i \widehat{\mathbf{W}}_i \widehat{\mathbf{V}}_i \\
 \mathbf{S} &= \mathbf{B} + \mathbf{B}^T = \sum_{i=1}^n a_i (\widehat{\mathbf{W}}_i \widehat{\mathbf{V}}_i^T + \widehat{\mathbf{V}}_i \widehat{\mathbf{W}}_i^T) \\
 \mathbf{Z} &= \sum_{i=1}^n a_i (\widehat{\mathbf{W}}_i \times \widehat{\mathbf{V}}_i) = [B_{23} - B_{32} \quad B_{31} - B_{13} \quad B_{12} - B_{21}]^T
 \end{aligned} \tag{3}$$

O quaternion ótimo está associado ao menor valor de λ , que pode ser aproximado por:

$$\lambda_{opt} \approx \sum_{i=1}^n a_i \tag{4}$$

Esse quaternion é obtido através dos parâmetros de Rodrigues, \mathbf{p} :

$$\mathbf{p} = [(\lambda_{opt} + \sigma)\mathbf{I} - \mathbf{S}]^{-1}\mathbf{Z} \tag{5}$$

Por fim, o quaternion de atitude é dado por:

$$\bar{q} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]^T = \frac{1}{\sqrt{1 + \mathbf{p}^T \mathbf{p}}} \begin{bmatrix} \mathbf{p} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

3.2. Cálculo do campo magnético terrestre

O modelo do campo magnético terrestre adotado é o IGRF (*International Geomagnetic Reference Field*), em sua versão IGRF12, de dezembro/2014 [9]. Nesse modelo, o campo magnético pode ser descrito em termos do potencial magnético:

$$\vec{B} = -\nabla V \quad (7)$$

Em coordenadas, V pode ser aproximado por uma série finita:

$$V(r, \theta, \phi, t) = a \sum_{n=1}^N \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n [g_n^m(t) \cos(m\phi) + h_n^m(t) \sin(m\phi)] P_n^m(\theta) , \quad (8)$$

onde r é a distância radial ao centro da Terra, θ é a colatitude, e ϕ é a longitude leste a partir do Meridiano de Greenwich, e t é o tempo em anos. As funções $P_n^m(\theta)$ são funções Schmidt quase normalizadas de Legendre de grau n e ordem m . As funções g_n^m e h_n^m são coeficientes de Gauss (em nT). De acordo com Thébault [8], esses coeficientes são fornecidos para o campo principal em épocas separadas por 5 anos entre 1900.0 e 2015.0 A.D., e são dados por:

$$g_n^m(t) = g_n^m(T_0) + \dot{g}_n^m(T_0) \cdot (t - T_0) \quad (9)$$

$$h_n^m(t) = h_n^m(T_0) + \dot{h}_n^m(T_0) \cdot (t - T_0)$$

Esse modelo é válido de 1900.0 até 2020.0. A unidade das primeiras derivadas é nT/ano, e t é o tempo em anos, e T_0 é a época precedendo a t . Se os modelos do campo principal existem para T_0 e $T_0 + 5$, $g_n^m(T_0)$ é dado por:

$$g_n^m(T_0) = \frac{[g_n^m(T_0 + 5) - \dot{g}_n^m(T_0)]}{5.0} \quad (10)$$

Em [9], é possível verificar os valores para g e h para diferentes valores de n e m . As componentes do campo magnético em coordenadas geocêntricas são dadas por:

$$X = \frac{1}{r} \frac{\partial V}{\partial \theta} , \quad Y = -\frac{1}{r \sin \theta} \frac{\partial V}{\partial \phi} , \quad Z = \frac{\partial V}{\partial r} , \quad (11)$$

onde X , Y e Z são as direções das componentes conforme mostrado na Fig. (4).

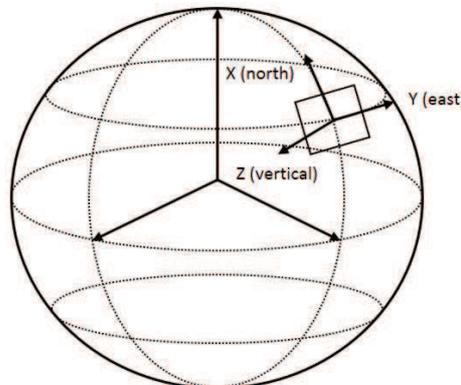


Figura 4: Componentes norte (X), leste (Y) e vertical (Z) do campo magnético terrestre.

O modelo usado no SDATF é truncando com $n=m=5$. Uma análise de precisão desse modelo truncado compara seus resultados com aqueles obtidos com o mesmo modelo com sua versão mais completa, isto é, com grau de truncamento $n=m=13$, fornecido pelo British Geological Survey, do Reino Unido [10].

4. RESULTADOS DE TESTES DE VALIDAÇÃO

A seguir, são apresentados os resultados de alguns testes de validação relacionados ao algoritmo QUEST (determinação de atitude), e do cálculo do campo magnético terrestre a partir do modelo IGRF12 truncado.

4.1. Simulações de determinação de atitude

A simulação apresentada a seguir considera uma sequência 3-1-3 de rotação. A matriz de rotação é dada por (considerando $c=\text{cosseno}$, e $s=\text{seno}$):

$$A = \begin{bmatrix} c\theta_p c\theta_y - s\theta_p c\theta_r s\theta_y & c\theta_p s\theta_y + s\theta_p c\theta_r c\theta_y & s\theta_p s\theta_r \\ -s\theta_p c\theta_y - c\theta_p c\theta_r s\theta_y & -s\theta_p s\theta_y + c\theta_p c\theta_r c\theta_y & c\theta_p s\theta_r \\ s\theta_r s\theta_y & -s\theta_r c\theta_y & c\theta_r \end{bmatrix} \quad (12)$$

Para os valores de ângulos de Euler dados por $\theta_p = 10^\circ$, $\theta_y = 20^\circ$, $\theta_r = 30^\circ$, a matriz de atitude simulada fica:

$$A_{sim} = \begin{bmatrix} 0,8740 & 0,4781 & 0,0868 \\ -0,4549 & 0,7420 & 0,4924 \\ 0,1710 & -0,4698 & 0,8660 \end{bmatrix} \quad (13)$$

Utilizando a matriz de atitude para calcular o vetor da posição do sol e o vetor do campo magnético no referencial do corpo do satélite:

$$\widehat{W}_s = A \widehat{V}_s = \begin{bmatrix} -0,4430 \\ 0,8762 \\ -0,1897 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\widehat{W}_m = A \widehat{V}_m = \begin{bmatrix} 0,0364 \\ 0,9229 \\ 0,3832 \end{bmatrix} \quad (15)$$

onde \widehat{V}_s e \widehat{V}_m são vetores unitários das direções do Sol e do campo magnético, no referencial inercial, no tempo e data da simulação (valores calculados usando os respectivos modelos matemáticos).

Tabela 1: Variáveis de entrada e seus valores.

Variável de entrada	Valor
fd (segundos)	12345,6
MJD (dias)	23970
\widehat{W}_m	0,0364 i +0,9229 j +0,3832 k
\widehat{W}_s	-0,4430 i +0,8762 j -0,1897 k

Na Tab. (1), fd é a fração do dia e MJD é a data juliana modificada (referência em 1950). Além das variáveis descritas na Tab. (1), o TLE abaixo é também uma entrada para a simulação:

```
NANOSATC-BR1
1 40024U 14033Q 15227.21713877 .00001026 00000-0 11838-3 0 9997
2 40024 97.9460 127.7226 0012743 357.5960 2.5192 14.87803168 62571
```

Usando os vetores \widehat{W}_s e \widehat{W}_m como entrada, obtêm-se os resultados mostrados na Tab. (2).

Tabela 2: Variáveis de entrada e seus valores.

Variável de saída	Valor
GMST (graus)	17,623417
$P_{inercial}$ (m)	2291774 i -3928348,75 j -5313940,5 k
$P_{terrestre}$ (m)	994869,5 i -4437836 j -5313940,5 k
r (km)	6994,435059
ϕ (graus)	282,635605
θ (graus)	139,441132
B (nTesla)	2079,958008 i -679,360229 j +44009,472656 k
B_m (Tesla)	0,000014 i -0,000023 j +0,000035 k
\hat{V}_m	-0,322498 i +0,522201 j +0,789494 k
\hat{V}_s	-0,818190 i +0,527512 j +0,228682 k
$q_1 i + q_2 j + q_3 k$	0,257835 i +0,022534 j +0,249993 k
q_4	0,933015

Na Tab. (2), **GMST** é o Tempo Sideral Médio de Greenwich, $P_{inercial}$ é o vetor posição do satélite em coordenadas inerciais geocêntricas, $P_{terrestre}$ é o vetor posição em coordenadas cartesianas terrestres (geocêntricas), B é o campo magnético em coordenadas cartesianas terrestres (geocêntricas) e B_m é o campo magnético em coordenadas inerciais geocêntricas. A saída principal do software é o vetor do quaternion ($\bar{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$), que pode ser comparado com os resultados do Sistema Principal de Determinação de Atitude do NanosatC-Br2 (que faz parte do sistema de controle do satélite), para os testes de validação do SDATF durante o voo. A matriz de atitude calculada a partir dos quaternions obtidos na simulação (atitude estimada) é:

$$A_{estimada} = \begin{bmatrix} 0,8757 & 0,4786 & 0,0868 \\ -0,4553 & 0,7437 & 0,4929 \\ 0,1710 & -0,4703 & 0,8677 \end{bmatrix} \quad (16)$$

Esse resultado está muito próximo da atitude utilizada para gerar os dados da simulação, como pode ser verificado através do cálculo de uma matriz de erro, que deve ser próxima de uma matriz identidade com determinante próximo a 1:

$$M_{erro} = A_{sim} * A_{estimada}^{-1} = \begin{bmatrix} 0,9983 & 0,0004 & -0,0001 \\ -0,0005 & 0,9983 & 0,0004 \\ 0,0001 & -0,0005 & 0,9983 \end{bmatrix}, \det(M_{erro}) = 0,9949 \quad (17)$$

4.2. Testes de cálculo do campo magnético terrestre

O SDATF utiliza o modelo IGRF12 para calcular o vetor de campo magnético no referencial de interesse. No entanto, por motivo de limitações de memória e de processamento, esse modelo é truncado. Os dados de entrada dos cálculos são a colatitude (0-180°), a longitude leste (0-360°) e a distância radial ao centro da Terra (km).

Uma primeira análise de resultados dos cálculos leva em consideração todas as combinações possíveis de colatitude e longitude leste, um valor fixo de fração de ano (2015.5) e a distância radial (7000 km). A distância radial foi definida para 7000 km com o intuito de simular a distância radial real de um nanosatélite. Como referência, pode-se tomar a distância média radial do Cubesat NanosatC-Br1 durante o ano de 2015, de 6985 km, de acordo com o software STK10. A segunda análise utiliza dados reais do NanosatC-Br1, fornecidos pelo STK10, durante o ano de 2015. Este software forneceu a colatitude, a longitude leste e a distância radial do Cubesat, para cada dia de 2015.

Os resultados destas duas análises são apresentados na Tab. (3). É possível verificar que os resultados de ambas as análises são próximos. O erro médio de magnitude absoluta é de 0,50%, enquanto o erro médio da segunda análise é de 0,62%. Estes resultados mostram que a diferença entre os modelos é pequena. Além disso, os erros médios de ângulo, 0,5° e 0,42°, confirmam essa avaliação. Outro trabalho, de Ghuffar [11], também comparou os modelos IGRF12 original e truncado para n=m=5, e obteve resultados semelhantes aos obtidos aqui.

Tabela 3: Comparação entre duas análises de erros.

Tipos de erros	Análise 1	Análise 2
Erro de magnitude absoluto máximo (%)	2,80	3,10
Erro de magnitude absoluto mínimo (%)	0,03	0,00
Erro de magnitude absoluto médio (%)	0,50	0,62
Erro de ângulo máximo (graus)	1,60	1,53
Erro de ângulo mínimo (graus)	0,03	0,01
Erro de ângulo médio (graus)	0,50	0,42
Desvio padrão do erro de ângulo	3,09 E-01	2,66 E-01

As Fig. (5) e (6) apresentam o histograma de frequência de erro de magnitude versus erro de magnitude. Pode-se observar que erros menores de magnitude ocorrem com mais frequência do que os erros maiores de magnitude.

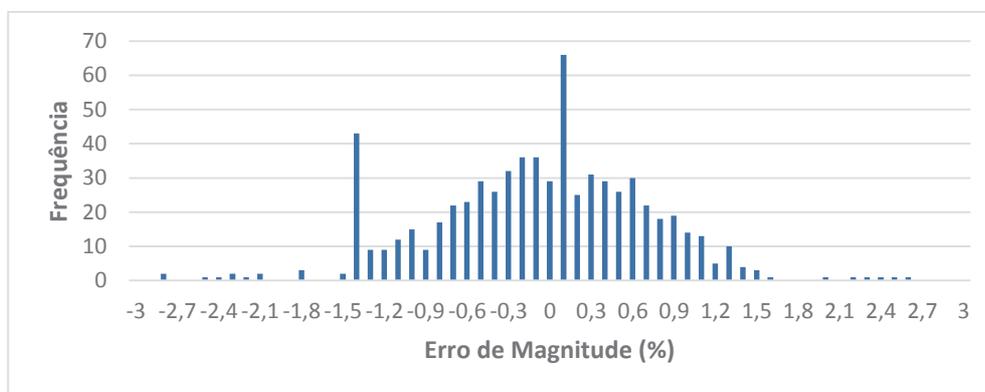


Figura 5: Histograma de frequência de erro de magnitude versus erro de magnitude (análise 1).

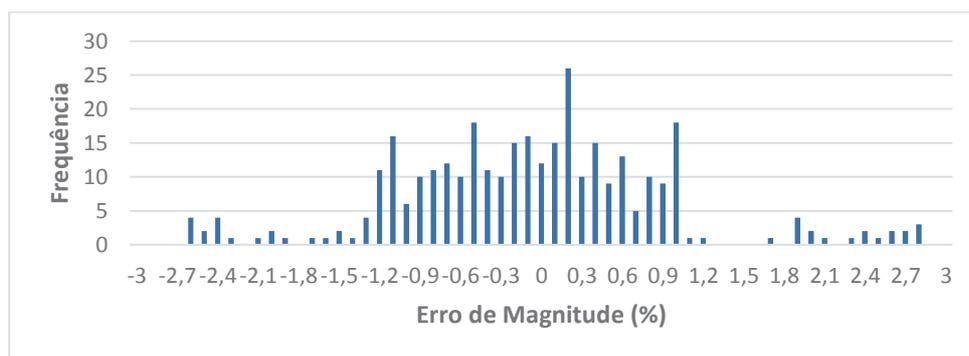


Figura 6: Histograma de frequência de erro de magnitude versus erro de magnitude (análise 2).

Observando essas análises, e levando em conta o contexto de limitações de processamento do sistema, pode-se concluir que o modelo truncado fornece resultados aceitáveis.

5. CONCLUSÃO

Este artigo apresenta uma etapa importante do desenvolvimento de um sistema de determinação de atitude tolerante a falhas (SDATF): a validação dos códigos de módulos que calculam uma estimativa de atitude do satélite a partir de medidas de sensores (senso solar e magnetômetro) e de modelos matemáticos e algoritmos num contexto de limitações

de processamento embarcado. Essas limitações impõem truncamentos, simplificações e otimização de códigos, mas exigem a confirmação de que os resultados fornecidos pelo sistema de determinação de atitude atendam os requisitos de precisão e não comprometam o desempenho do controle de atitude do satélite.

A validação do módulo de determinação de atitude por meio do algoritmo QUEST forneceu matrizes de atitude simulada e estimada que estavam de acordo com o esperado, uma vez que ambas são próximas, o que mostra que o software que será embarcado está determinando os quaternions corretamente a partir dos vetores de posição do sol e campo magnético terrestre. A validação do módulo que calcula o campo magnético terrestre mostrou que, mesmo utilizando um código truncado em $m=n=5$, o software proporciona erros médios de ângulo e erros médios de magnitude absoluta menores do que 1° e 1%, respectivamente, para as duas análises.

Os exemplos de resultados mostrados aqui, combinados com os resultados de testes envolvendo outras partes do SDATF, permitem avançar para a etapa seguinte de qualificação de um sistema para aplicações espaciais, i.e., testes experimentais em voo.

6. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem o apoio da Agência Espacial Brasileira (AEB), através do Programa Uniespaço, da Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG) e da Universidade Federal do ABC (UFABC).

7. REFERÊNCIAS

- [1] Cal Poly Cubesat Program, 2014, "CubeSat Design Specification Rev. 13.". California Polytechnic State University, San Luis Obispo, California, USA.
- [2] Durão, O.C.S.; Essado, M., 2014, "Programa NanosatC-BR – Desenvolvimento de Cubesats". Anais da 1ª Convenção Nacional de Radioamadorismo, Guararema, SP.
- [3] Duarte, R.O., Torres, F.E., Gomes, T.H., Martins-Filho, L.S., Kuga, H.K., 2011, "An Attitude Determination System Implementation to Low Orbit Small Satellites with Fault-Tolerant Techniques". In: 8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, 2011, Berlin, Alemanha.
- [4] Normand, E., 2008, "Single Event Effects in Avionics". Boeing Radiation Effects Lab. <http://www.solarstorms.org/SEUavionics.pdf> [Acessado em 4/junho/2016].
- [5] Dos Santos, D.A., Yoneyama, T., 2009, "Fault-Tolerant Attitude Determination System of an Earth-Pointing Satellite". In: 20th International Congress of Mechanical Engineering. Gramado, RS, Brasil.
- [6] Bolandi, H., Abedi, M., Nasrollahi, S., 2014, "Design of an analytical fault tolerant attitude determination system using Euler angles and rotation matrices for a three-axis satellite" Proc IMechE Part G: J Aerospace Eng, Vol. 228(5) 706–726.
- [7] Shuster, M.D. and Oh, S.D., 1981, "Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations", Journal of Guidance and Control, Vol. 4, No. 1, pp. 70-77.
- [8] Duarte, R.O., Martins-Filho, L.S., Kuga, H.K., 2009, "Performance Comparison of Attitude Determination Algorithms Developed to Run in a Microprocessor". In: 20th International Congress of Mechanical Engineering. Gramado, RS, Brasil.
- [9] Thébault, E. et al., 2015, "International Geomagnetic Reference Field: the 12th generation", Earth, Planets and Space, 67(79). <http://www.earth-planets-space.com/content/pdf/s40623-015-0228-9.pdf> [Acessado em 24/janeiro/2016].
- [10] British Geological Survey, 2014, "IGRF (12th Generation, revised 2014) Synthesis Form", http://www.geomag.bgs.ac.uk/data_service/models_compass/igrf_form.shtml [Acessado em 25/janeiro/2016].
- [11] Ghuffar, S., 2010, "Design and Implementation of a Attitude Determination Algorithm for the Cubesat UWE-3", Dissertação de Mestrado, Julius-Maximilians-Universität Würzburg, Alemanha & Luleå Tekniska Universitet, Suécia.

8. TERMO DE RESPONSABILIDADE

Os autores são os únicos responsáveis pelo material incluído nesse artigo.