

---

**Folha de Rosto para Projeto de Iniciação Científica**

**Edital 01/2017**

Título do projeto: **Sistema de Determinação de Atitude Utilizando Acelerômetro, Giroscópio e Magnetômetro**

Nome do Aluno: **XXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXX**

RA do aluno: **XXXXXXXXXXXXXXXXXXXX**

e-mail do aluno: **XXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXX**

Nome do Orientador: **XXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXX**

e-mail do orientador (institucional): **XXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXX**

Palavras-chave do projeto: **Determinação de atitude, Sensores MEMS, Sistemas embarcados, Nanossatélites, VANTs.**

Área de conhecimento do projeto: **Engenharia Aeroespacial**

**Declaração de Interesse por Bolsa**

Declaro que o aluno **XXXXXXXXXXXXXXXXXXXX** nos termos do edital **01/2017** deseja participar do programa de Iniciação Científica como: **bolsista.**

**Título: Sistema de Determinação de Atitude Utilizando Acelerômetro, Giroscópio e Magnetômetro**

**Professor orientador:** XXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXX

**Bolsista:** XXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXX

**Resumo:** *Este trabalho trata do desenvolvimento de uma plataforma experimental de estimação da atitude para veículos aeroespaciais de pequenas dimensões. As aplicações de maior interesse são nanossatélites (Cubesats), e veículos aéreos não tripulados (VANTs quadrirrotores). A modelagem do movimento do veículo adota o exemplo de um nanossatélite, mas pode ser facilmente adaptado ao caso de um VANT. O sistema de determinação da atitude adota um dispositivo do tipo MEMS contendo sensores triaxiais (magnetômetro, acelerômetro, giroscópio). A estimação de atitude usa algoritmos de 2 tipos: os que consideram as informações em um dado instante, e os que consideram a dinâmica de movimento para integrar informações de um dado instante e aquelas propagadas de um instante anterior usando o modelo dessa dinâmica. Os algoritmos são implantados num dispositivo processador na forma de um sistema embarcado/dedicado.*

**Palavras-chave:** *Determinação de atitude, Sensores MEMS, Sistemas embarcados, Nanossatélites, VANTs.*

**Objetivo principal:** Estudar e implantar um sistema de determinação de atitude para veículos aeroespaciais, utilizando sensores embarcados do tipo MEMS.

**Metas**

- Revisar a modelagem do movimento de atitude de veículos aeroespaciais
- Estudar os algoritmos de determinação de atitude.
- Desenvolver e programar algoritmos de determinação de atitude em Matlab e Linguagem C.
- Implantar os algoritmos em dispositivos de processamento com capacidade limitada em termos de memória e de velocidade.

## **1. Introdução**

Este trabalho trata do desenvolvimento de uma plataforma experimental de estimação da atitude visando aplicação num veículo aeroespacial de pequenas dimensões. A atitude é uma denominação do setor aeroespacial para a orientação de um objeto (satélite, espaçonaves, etc.) em relação a algum referencial de interesse, como o referencial orbital ou o referencial inercial centrado na Terra. As aplicações de maior interesse desse estudo são em nanossatélites (como os Cubesats), e em veículos aéreos não tripulados (VANTs) do tipo quadrrrotores. A modelagem do movimento do veículo adota o exemplo de um nanossatélite, mas pode ser facilmente adaptado ao caso de um VANT quadrrrotores.

O sistema de determinação da atitude adota um dispositivo do tipo MEMS contendo sensores triaxiais (magnetômetro, giroscópio e acelerômetro). A estimação de atitude usará algoritmos de 2 tipos: os que consideram as informações de sensores em um dado instante (campo magnético terrestre – magnetômetros, e campo gravitacional – acelerômetros), e os que consideram a dinâmica de movimento para integrar informações de um dado instante e aquelas propagadas de um instante anterior usando o modelo dessa dinâmica.

Os algoritmos do primeiro tipo, aqui denominados de estimação estática, são: método TRIAD, método Q, e algoritmo QUEST (Shuster & Oh, 1981; Hall, 2003). O segundo tipo pode usar o resultado da estimação estática para combinação com as informações providas do modelo do movimento através do estimador bayesiano ótimo Filtro de Kalman (Lefferts et al., 1982).

A Engenharia Aeroespacial da UFABC dispõem de duas unidades do VANT modelo Gyro 200 ED, fabricado pela empresa Gyrofly (Fig. 1), que desenvolve e comercializa VANTs para serviços de segurança e para outras aplicações baseadas na captura de imagens. Ela desenvolveu uma versão para fins acadêmicos, ensino e pesquisa, com características que permitem acessar dados de sensores e até modificar sua programação (GYROFLY, 2016).

Além disso, a UFABC participa de iniciativas no projeto NanoSatC-BR2, que é um satélite do programa do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), em conjunto com a Universidade Federal de Santa Maria (UFSM), para o desenvolvimento de nanossatélites (NANOSATC-BR, 2016; Garcia et al., 2016).

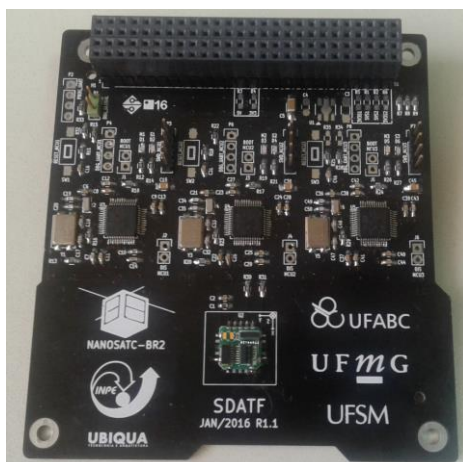
A UFABC, a Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG) e o INPE estão cooperando para a preparação de um experimento embarcado (carga útil). Esse experimento é um sistema de determinação de atitude baseado em dados de sensores (magnetômetros e sensor solar), que adota uma estratégia de tolerância a falhas (múltiplos processadores, algoritmos de checagem de erros e falhas). As atividades da equipe da UFABC consistem de preparação e testes de algoritmos de determinação de atitude e de cálculo de campo magnético terrestre e posição relativa do Sol (Garcia et al., 2016). A Fig. 2 mostra o modelo de engenharia do NanoSatC-BR2, e a Fig. 3 mostra o sistema de determinação de atitude tolerante a falhas (SDATF) desenvolvido por UFMG-UFABC-INPE.



*Figura 1: O VANT quadrirrotor Gyro 200 ED da Engenharia Aeroespacial da UFBAC (GYROFLY, 2016).*



*Figura 2: O Cubesat NanosatC-BR2, que tem carga útil em desenvolvimento conjunto do INPE, da UFMG e da UFABC (Durão & Essado, 2014).*



*Figura 3: O Sistema de Determinação de Atitude Tolerante a Falhas (SDATF), desenvolvido por INPE, UFMG e UFABC (Garcia et al., 2016).*

## **2. Sistemas Embarcados**

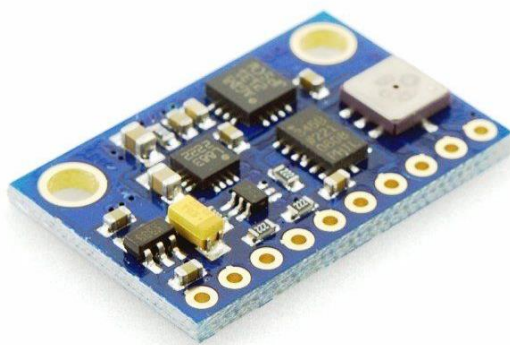
As principais tarefas funcionais de um veículo aeroespacial são realizadas por sistemas denominados embarcados. Esses sistemas consistem basicamente de um microprocessador dedicado a tarefas específicas e que obtém como produto pacotes de informações que podem levar a ações de sistemas como os de propulsão e outros para interferir no movimento do veículo. Os processadores recebem informações de sensores e comandos de outros sistemas ou de operadores do veículo. São dotados de recursos de tratamento e adequação de dados, de memórias, e de capacidade de cálculos, dentro de limitações consideráveis de consumo de energia, de dimensões físicas, e outras. Para as aplicações em nanossatélites e VANTS, os sistemas embarcados contam com a disponibilidade de sensores e outros dispositivos de tecnologia MEMS (do inglês *Micro-machined electromechanical systems*).

### Dispositivos MEMS

Sistemas MEMS são sistemas eletromecânicos com dimensões reduzidas de maneira a que possam ser em circuitos integrados (CIs) para a composição de um dispositivo contendo sensores e processamento. Esses dispositivos são de custo muito baixo, o que os tornou tão acessíveis e tão populares em equipamentos eletrônicos de uso pessoal, como smartphones e jogos eletrônicos.

Um possível dispositivo MEMS a ser utilizado no projeto é a Unidade de Medidas Inerciais (IMU) modelo GY-80, equipada com giroscópio de 3 eixos, acelerômetro de 3 eixos, e magnetômetro de 3 eixos, além de outros recursos como sensor de pressão e temperatura, e conversor AD. Esse dispositivo é facilmente integrado numa plataforma de processamento Arduino.

Outras especificações: protocolo de comunicação I2C, Chip acelerômetro ADXL345, faixa do acelerômetro  $\pm 2$ ,  $\pm 4$ ,  $\pm 8$ ,  $\pm 16g$ , Chip giroscópio L3G4200D, faixa do giroscópio:  $\pm 250$ , 500, 2000°/s, Chip magnetômetro HMC5883L, Chip barômetro BMP085, tensão de operação: 3,3-5V, peso 5g, dimensões: 25,8 x 16,8mm.



*Figura 4: O dispositivo GY-80.*

Outras especificações: tensão de operação 3-5V, conversor AD 16 bits, comunicação com protocolo padrão I2C, faixa do giroscópio  $\pm 250$ , 500, 1000, 2000°/s, faixa do acelerômetro  $\pm 2$ ,  $\pm 4$ ,  $\pm 8$ ,  $\pm 16g$ , dimensões 20 x 16 x 1mm. O dispositivo MPU6050 é mostrado na Fig. 4.

O processador adotado para a montagem experimental do sistema de determinação de atitude é a placa Arduino Mega 2560 (Fig. 5), que possui recursos bem interessantes para prototipagem de sistemas embarcados (ARDUINO, 2017). Essa plataforma de desenvolvimento tem como processador um microcontrolador ATmega2560. Suas especificações principais são: 54 pinos de entradas e saídas digitais (15 destes podem ser utilizados como saídas PWM), 16 entradas analógicas, 4 portas de comunicação serial, memória com 256 KB de Flash, 8 KB de RAM e 4 KB de EEPROM, protocolo de comunicação SPI, I2C e 6 pinos de interrupções externas.



*Figura 4: A plataforma Arduino Mega 2560.*

### **3. Determinação de Atitude**

A determinação de atitude pode considerar as informações apenas de um dado instante, ou então utilizar informações que proveem de instantes anteriores (que permitem fazer uma predição). Os métodos de determinação da atitude a partir de informações do presente podem ser divididos entre métodos determinísticos, como, por exemplo, o conhecido método TRIAD, onde eles retornam a atitude real do sistema, e os métodos estatísticos, que determinam a atitude através na otimização de funções de custo.

Alguns exemplos de métodos estatísticos são o método Q e o algoritmo QUEST (Shuster & Oh, 1981; Hall, 2003; Castro, 2006, Duarte et al, 2009).

O quaternion  $\bar{q}$  é um vetor 4x1 dado como (Hall D., 2003):

$$\bar{q} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{q} \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (1)$$

A componente  $\mathbf{q}$  é a parte vetorial e  $q_4$  representa a parte escalar. Essa duas componentes podem ser expressar em função do ângulo de rotação  $\phi$  e do eixo de rotação  $\mathbf{n}$  do seguinte modo:

$$\mathbf{q} = \mathbf{n} \sin \frac{\phi}{2} \quad (2)$$

$$q_4 = \cos \frac{\phi}{2} \quad (3)$$

Assim, podemos escrever a matriz atitude em função dos quaternions:

$$A = (q_4^2 - |\mathbf{q}|^2)I_{3 \times 3} + \mathbf{q}\mathbf{q}^T - 2q_4[\mathbf{q}^\times] \quad (4)$$

Sendo  $I_{3 \times 3}$  uma matriz identidade 3x3 e

$$[\mathbf{q}^\times] = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

Também podemos escrever a matriz atitude de maneira explicita em termos das componentes do quaternion:

$$A = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_4q_3) & 2(q_3q_1 - q_4q_2) \\ 2(q_2q_1 - q_4q_3) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_3q_2 + q_4q_1) \\ 2(q_3q_1 + q_4q_2) & 2(q_3q_2 - q_4q_1) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \quad (6)$$

O método Q procura uma solução que maximiza a função ganho da por:



$$g(A) = 1 - L(A) = \sum_{i=1}^n a_i (w_i^T A v_i) \quad (7)$$

Onde  $a_i$  é o peso associado a cada vetor  $i$ , e  $\sum_{i=1}^n a_i = 1$ .  $v_i$  são os vetores de referência e  $w_i$  são os vetores observados, sendo  $n$  o número de sensores instalados no corpo do satélite (Duarte et al, 2009).

A função custo pode ser escrita em termos de quaternions:

$$g(A) = (q_4^2 - \mathbf{q} \cdot \mathbf{q}) \text{tr} \mathbf{B}^T + 2 \text{tr} [\mathbf{q} \mathbf{q}^T \mathbf{B}^T] - 2 q_4 \text{tr} [[\mathbf{q}^\times] \mathbf{B}^T] \quad (8)$$

ou  $g(\bar{q}) = \bar{q}^T K \bar{q}$ , onde  $K$  é dado por

$$K = \begin{bmatrix} \mathbf{S} - \sigma \mathbf{I} & \mathbf{Z} \\ \mathbf{Z}^T & \sigma \end{bmatrix} \quad (9)$$

Sendo que  $\sigma, S$  e  $Z$  podem ser escritos como:

$$\begin{aligned} \sigma &= \text{tr} \mathbf{B} = \sum_{i=1}^n a_i w_i^T v_i \\ \mathbf{S} &= \mathbf{B} + \mathbf{B}^T = \sum_{i=1}^n a_i (w_i v_i^T + v_i w_i^T) \\ \mathbf{Z} &= \sum_{i=1}^n a_i (w_i \times v_i) \end{aligned} \quad (10)$$

Então o problema de determinar a atitude é reduzido a achar o quaternion que maximiza a equação 11:

$$g'(\bar{q}) = \bar{q}^T K \bar{q} - \lambda \bar{q}^T \bar{q} \quad (11)$$

Onde  $\lambda$  é escolhido para satisfazer a restrição, e então a expressão se torna:

$$K \bar{q}_{opt} = \lambda \bar{q}_{opt} \quad (12)$$

Isso significa que  $\lambda$  pode ser calculado como um autovalor de  $K$  e  $\bar{q}_{opt}$  como autovetor de  $K$ . A atitude corresponde ao máximo autovalor  $\lambda$  e seu autovetor  $\bar{q}_{opt}$ , ou seja, o quaternion ótimo fornece a atitude estimada.

Além desses dois algoritmos, durante o projeto, será estudado e testado o algoritmo denominado QUEST, proposto por Shuster e Oh (1981), que tem como objetivo minimizar a função custo da Equação 11.

### Filtro de Kalman

O Filtro de Kalman é um estimador bayesiano ótimo (baseado no Teorema de Bayes a cerca da probabilidade condicional), que trata da filtragem de ruídos aleatórios em informações através de um algoritmo que estima os estados de um sistema a partir de medidas e de previsões de modelos da dinâmica desse sistema (Maybeck, 1979).

Esse algoritmo trata de sistemas dinâmicos lineares. Mas há uma extensão para sistemas não lineares, chamado de Filtro Estendido de Kalman, que permite sua aplicação nesses casos. Essa versão do filtro perde a característica de estimador ótimo, porém, ela permanece como uma ferramenta poderosa para filtragem de incertezas nas medidas e nos modelos dinâmicos de sistemas.

O modelo do sistema dinâmico assume que o estado real no tempo  $k$  é obtido através do estado no tempo  $(k - 1)$  de acordo com

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{F}_k \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_k + \mathbf{w}_k \quad (13)$$

onde aparecem as entradas de controle  $\mathbf{u}_k$  e o ruído do processo  $\mathbf{w}_k$ , assumido como sendo amostrado de uma distribuição normal multivariada de média zero e covariância  $\mathbf{Q}_k$ . No tempo  $k$ , uma observação (ou medição)  $\mathbf{z}_k$  do estado real  $\mathbf{x}_k$  é feita de acordo com

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{v}_k \quad (14)$$

onde  $\mathbf{v}_k$  é o ruído da observação, assumido como sendo um ruído branco gaussiano de média zero e covariância  $\mathbf{R}_k$ . O estado inicial e os vetores de ruído a cada passo  $\{\mathbf{x}_0, \mathbf{w}_1, \dots, \mathbf{w}_k, \mathbf{v}_1 \dots \mathbf{v}_k\}$  são assumidos como sendo mutuamente independentes.

O algoritmo é composto de duas etapas distintas, a de predição ou de propagação dos estados a partir do instante anterior de estimação, e a de correção ou de atualização da estimação através de integração de medidas realizadas no instante atual. Esse processo compreende tanto as variáveis de estado  $\mathbf{x}$ , quanto a matriz de covariância do estado  $\mathbf{P}$ . Na notação,  $\mathbf{x}_{n,m}$  significa estimativa no instante  $n$ , obtida com informações até o instante  $m$ . Suas equações ficam:

---

### Etapas de predição

Predição do estado (estimativa *a priori*) :

$$\hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} = \mathbf{F}_k \hat{\mathbf{x}}_{k-1/k-1} + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_k \quad (15)$$

Predição da covariância (estimativa *a priori*):

$$\mathbf{P}_{k/k-1} = \mathbf{F}_k \mathbf{P}_{k-1/k-1} \mathbf{F}_k^T + \mathbf{Q}_k \quad (16)$$

---

### Etapas de atualização

Resíduo da medição:

$$\tilde{\mathbf{y}}_k = \mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} \quad (17)$$

Resíduo da covariância:

$$\mathbf{S}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k \quad (18)$$

Ganho de Kalman:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k \mathbf{H}_k^T \mathbf{S}_k^{-1} \quad (19)$$

Estado atualizado (estimativa *a posteriori*):

$$\hat{\mathbf{x}}_{k/k} = \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} + \mathbf{K}_k \tilde{\mathbf{y}}_k \quad (20)$$

Covariância estimada (estimativa *a posteriori*):

$$\mathbf{P}_{k/k} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k/k-1} \quad (21)$$

---

#### **4. Metodologia**

A metodologia adotada para alcançar o objetivo e cumprir as metas do projeto pretende ser uma oportunidade para o bolsista de praticar os procedimentos clássicos de uma pesquisa científica e tecnológica. Em suma, o aluno deverá estudar a modelagem matemática do problema, i.e. dos procedimentos de determinação de atitude, a partir de literatura sobre o assunto (livros, artigos, relatórios técnicos); em seguida, estudar e analisar soluções já propostas para escolher quais serão testadas e avaliadas; e finalmente programar essas soluções para testes em simulações numéricas como primeira forma de avaliação e de validação.

Os algoritmos testados e otimizados deverão ser implantados em sistemas embarcados, i.e., programados em processadores dedicados para usar dados fornecidos diretamente por sensores. Os resultados de processamento de dados pelo sistema embarcado, a partir de movimentação física (mudança de orientação) deverão ser enviados a um computador para análise desses resultados numéricos e para geração de uma ferramenta de computação gráfica para visualização da orientação espacial do dispositivo experimental.

#### **5. Plano de trabalho e cronograma**

As principais atividades que deverão ser realizadas pelo bolsista de iniciação científica para o desenvolvimento do projeto são as seguintes:

- 1- **Pesquisa bibliográfica.** O bolsista deverá realizar pesquisa bibliográfica abrangente em livros, periódicos e anais de congressos, visando o estabelecimento de referências sobre o estado da arte do assunto, e sua familiarização com os meios de divulgação científica da área.

- 2- **Algoritmos de determinação de atitude.** O bolsista deverá estudar os diferentes métodos e algoritmos utilizados na determinação de atitude, levando em conta os dados obtidos pelos sensores e seus valores teóricos (a partir de modelos matemáticos).
- 3- **Implementação dos algoritmos.** O bolsista deverá programar os algoritmos estudados, através de programação em Linguagem C padronizada para dispositivos embarcados.
- 4- **Interface para visualização da atitude.** O bolsista deverá estabelecer uma interface entre o sistema embarcado e um computador para visualização dos resultados (geração de dados numéricos e de figuras dinâmicas ilustrativas de computação gráfica).
- 5- **Simulações numéricas e testes experimentais.** A validação da solução para a determinação de atitude será obtida através de testes de simulação numérica, em computador e em processadores.
- 6- **Preparação de relatórios técnicos e de artigos de divulgação dos resultados das pesquisas, e de relatórios do desenvolvimento da pesquisa.** Toda a evolução da execução do presente projeto deverá ser registrada na forma de apresentação de seminários, preparação de relatórios técnicos e de artigos de divulgação.

### Cronograma

O cronograma de referência para o plano de trabalho, mostrando uma previsão do ordenamento e da duração das atividades do bolsista, pode ser esquematizado como mostrado na tabela 1.

**Tabela 1 – Cronograma de atividades do projeto.**

Atividade	Mês 1	Mês 2	Mês 3	Mês 4	Mês 5	Mês 6	Mês 7	Mês 8	Mês 9	Mês 10	Mês 11	Mês 12
1												
2												
3												
4												
5												
6												

## **Refêrências bibliográficas**

ARDUINO. <https://www.arduino.cc/en/Main/arduinoBoardMega2560>. Acessado em 15 de abril de 2017.

Castro, João C. V.. Desenvolvimento de um Dispositivo para Determinação de Atitude de Satélites Artificiais Baseado em Magnetômetro de Estado Sólido. Monografia de Graduação em Engenharia de Controle e Automação. Universidade Federal de Ouro Preto, 2006.

Duarte, R. O. et al.. Performance Comparison of Attitude Determination Algorithms Developed to Run in a Microprocessor. 20th International Congress of Mechanical Engineering. Gramado, RS, Brazil. November 15-20, 2009.

- Durão, Otávio C. S.; Essado, Marcelo. Programa NanosatC-BR – Desenvolvimento de Cubesats. 1º Convenção Nacional de Radioamadorismo, outubro, 2014.
- Garcia, C. et al. Validação de softwares de sistema de determinação de atitude para nanossatélites. 7ª Conferência Sul em Modelagem Computacional, Rio Grande/RS, 2016.
- GYROFLY. GYRO200 quad ED. Folha de dados. <http://www.gyrofly.com.br>. Acessado em 4 de abril de 2017.
- Hall, Christopher D. Spacecraft Attitude Dynamics and Control. Notas de aulas. Virginia Tech, 2003.
- Lefferts, E. J.; Markley, F. L.; and Shuster, M. D. “Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation,” Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 5, No. 5, pp. 417-429, 1982.
- Maybeck, Peter S. Stochastic Models, Estimation and Control: Volume 1. New York: Academic Press, 1979.
- NANOSATC-BR. INPE. Website. Disponível em: <http://www.inpe.br/crs/nanosat/index.php> Acessado em 2 de abril de 2016.
- Shuster, M.D; Oh, S.D. Three-axis attitude determination from vector observations. Journal of Guidance and Control, Vol. 4, No. 1, 1981, pp. 70-77.