
DESENVOLVIMENTO, METODOLOGIA DE TESTES E SIMULAÇÃO DE UM QUADROTOR

Bárbara Barros Carlos¹, João Paolo M. Oliveira¹, A. Wendell Oliveira¹, Rejane C. Sá¹

¹INSTITUTO FEDERAL DE EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA DO CEARÁ
LABORATÓRIO DE INOVAÇÃO TECNOLÓGICA (LIT)

Av. Treze de Maio, 2081
60040-531 – Fortaleza – CE

Resumo O interesse por Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) vem crescendo devido a sua boa e fácil manobrabilidade, relação empuxo-peso e capacidade de decolar e pousar verticalmente. Ao passo que componentes cada vez menores tornam-se mais baratos e facilmente disponíveis, a motivação por criar estes veículos tanto pelo setor privado como pelas universidades tem aumentado. Este trabalho descreve o desenvolvimento de um quadrotor de médio porte, afim de formar uma base para novas pesquisas e expansão na área, referenciando o modelo matemático utilizado, os componentes utilizados em sua composição com suas descrições, os algoritmos de aquisição de dados e controle e sua simulação. Por fim, são mostrados os testes para determinação de parâmetros da modelagem matemática e seus resultados.

Palavras Chaves: Desenvolvimento, VANT, Quadrotor, Simulação.

Abstract: The Interest in Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) has been growing due to its good and easy maneuverability, thrust-to-weight ratio and ability to take off and land vertically. While ever smaller components become cheaper and easily available, the motivation for creating these vehicles both for the private sector as universities has increased. This paper describes the development of a medium-sized quadrotor in order to form a basis for further research and expansion in the field, referencing the mathematical model used, the components used in its composition with their descriptions, data acquisition and control algorithms and its simulation. Finally, tests for determination of parameters of mathematical modeling and its results are shown.

Keywords: Development, UAV, Quadrotor, Simulation.

1 INTRODUÇÃO

Quadrotores são Veículos Aéreos Não Tripulados de decolagem e pouso vertical (Vertical Take Off and Landing - VTOL) que utilizam a diferença de torque entre os rotores para realizar manobras. Estes veículos são conhecidos por utilizarem princípios de voo simples quando comparados a outros veículos com asas rotativas, além de recentemente se tornarem mais populares devido ao aumento das especificações dos processadores requeridos para implementação dos algoritmos essenciais de controle.

O conceito de quadrotores não é novo; entre os primeiros esboços dos aeronaves com rotores, apareceram as primeiras ideias para o conceito dos quadrotores [Henriques, 2011]. Em 1907, os irmãos Breguet construíram sua primeira aeronave de asas rotativas que eles chamaram de *Gyroplane N°1*, que era um quadrotor. Entretanto, não havia qualquer outro meio que pudesse fornecer o controle da aeronave ao piloto além de uma alavanca que mudava a velocidade do rotor. No ano de 1920, Etienne Oemichen realizou vários experimentos no âmbito das aeronaves com rotores. Em seu segundo experimento, batizado de *Oemichen N°2*, quatro pequenos rotores, que giravam no sentido contrário dos grandes rotores de elevação, foram montados verticalmente criando, provavelmente, o primeiro voo confiável de uma aeronave com rotores capaz de transportar uma pessoa. Em 1922, Jerome de Bothezat criou um dos maiores veículos com quatro rotores da época, que conseguiu voar à baixas altitudes com sucesso. No entanto, devido a baixa performance o projeto acabou sendo cancelado.

Embora estes veículos tenham se mantido relativamente simples, desde sua construção por De Bothezat [Gessow e Myers, 1967], os atuais desenvolvimentos tecnológicos relacionados ao sistema de orientação, bem como a miniaturização dos sensores trouxe o desafio de explorar esses veículos seja em sua construção, como submetendo-os à tarefas complexas em ambientes parcialmente estruturados ou não estruturados.

As características dos componentes de um VANT são determinadas por pontos chave como resistência, aplicação, raio de ação e decolagem e pouso. Em cima desses pontos, é possível destacar plataformas conhecidas na comunidade científica como os quadrotores *Hummingbird* e *Pelican* da *Ascending Technologies*, assim como o *AR.Drone* da *Parrot*. Em relação as plataformas abertas, uma extensa descrição de alguns projetos interessantes é fornecida por [Lim et. al, 2012]. No entanto, os preços altos da primeira e a pouca possibilidade de customização da segunda plataforma, bem como o baixo poder de processamento das plataformas *open-source* são um dos principais pontos negativos na opinião dos autores.

Este trabalho busca desenvolver um quadrotor, bem como avaliar seu desempenho através da simulação, levando em consideração o baixo custo na montagem, alta performance e flexibilidade para customização. Desta forma, este artigo encontra-se organizado da seguinte maneira: a seção 2 apresenta a modelagem dinâmica utilizada e os experimentos

feitos para levantamento de alguns parâmetros dela. A seção 3 descreve os materiais utilizados na construção do quadrotor e os experimentos feitos para levantamento de alguns parâmetros da modelagem. Os resultados são apresentados na seção 4, e as conclusões são apresentadas na seção 5.

2 METODOLOGIA

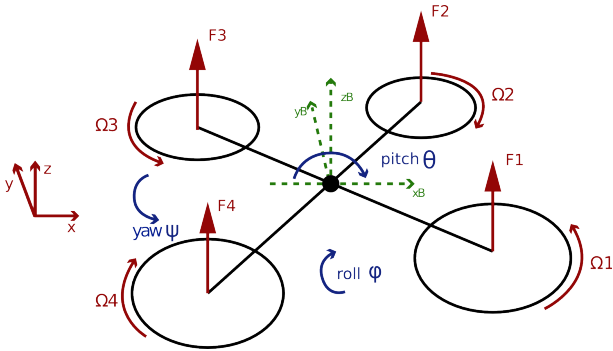


Figura 1 – Representação dos eixos e ângulos de rotação, velocidades angulares e Forças do quadrotor.

O modelo dinâmico do quadrotor representado pela Figura 1, como consequência das rotações, aplicação da 2ª Lei de Newton e das leis de momento para a condição de equilíbrio, desconsiderando os efeitos giroscópicos, é dado pela Tabela 1 e as seguintes equações:

Tabela 1 - Símbolos e suas definições.

Símbolo	Definição	Símbolo	Definição
Φ	Ângulo Roll	x	Posição X
θ	Ângulo Pitch	y	Posição Y
ψ	Ângulo Yaw	z	Posição Z
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	Inércias do Corpo	g	Gravidade
Ω_i	Velocidade do rotor	m	Massa do Corpo
b	Coefficiente de empuxo	l	Comprimento do rotor ao centro
d	Coefficiente de arrasto	U_1, U_2, U_3, U_4	Sinais de Controle

$$\ddot{x} = (\cos\Phi \sin\theta \cos\psi + \sin\Phi \sin\psi) \frac{U_1}{m}$$

$$\ddot{y} = (\sin\Phi \sin\theta \cos\psi + \cos\Phi \sin\psi) \frac{U_1}{m}$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos\Phi \cos\theta) \frac{U_1}{m}$$

$$\ddot{\Phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} + \frac{U_2}{I_{xx}}$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\Phi} \dot{\psi} \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} + \frac{U_3}{I_{yy}}$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\Phi} \dot{\theta} \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} + \frac{U_4}{I_{zz}}$$

Os sinais de controle do sistema são responsáveis por um movimento respectivo da aeronave. U_1 é responsável pela decolagem e pouso, U_2 pelo ângulo de roll, U_3 pelo ângulo de pitch e U_4 pelo ângulo de yaw, sendo dados por:

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$

$$U_2 = bl(\Omega_1^2 + \Omega_4^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2)$$

$$U_3 = bl(\Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_2^2)$$

$$U_4 = d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2)$$

Para que o quadrotor real deste trabalho pudesse ser representado matematicamente, experimentos foram feitos com o objetivo de determinar os valores de I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} .

Para calcular I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} , foi realizado o experimento do pêndulo bifilar. Este experimento consiste em suspender o objeto em estudo por duas cordas, como mostra a Figura 2. O objeto então é rotacionado e depois solto. Pelo conceito de pêndulo físico, o sistema começa a oscilar entorno do eixo que se quer medir o momento de inércia.

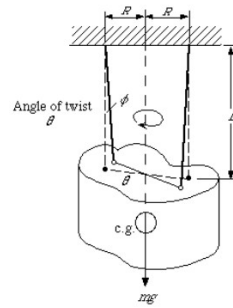


Figura 2 – Experimento do pêndulo bifilar com o quadrotor.

Segundo [Mattey, 1974], com esse ensaio é possível calcular o momento de inércia dada equação:

$$I = \frac{T^2 mg D^2}{16 \pi^2 L}$$

Onde I é o momento de inércia, T é o período, m é a massa, g a gravidade, D a distância entre as duas cordas de suporte e L o comprimento da corda.

Para determinar os coeficientes aerodinâmicos b e d , a seguinte relação entre a força (F_i) e a velocidade angular (Ω_i) do i -ésimo motor foi empregada:

$$F_i = b\Omega_i$$

Mais dois experimentos foram feitos para levantar as curvas de força e velocidade angular. No primeiro (Figura 3 - esquerda), um tacômetro foi utilizado para medir a velocidade de cada unidade motor-hélice em RPM. No segundo (Figura 3 - direita), a força por cada unidade foi calculada através das leituras de uma balança semi-analítica que fornecia o valor em gramas.



Figura 3 – Experimento da velocidade angular a direita e de Força a esquerda.

Os ensaios descritos possibilitam calcular o valor de b . A literatura provê uma relação entre o coeficiente de arrasto d e coeficiente b . Esta relação é dada por:

$$\frac{b}{d} = \frac{1}{58}$$

Obtendo-se todos esses parâmetros relatados acima, é possível estabelecer o modelo do quadrotor substituindo nas equações 2-7 os valores e relações encontradas. Através dessas equações garante-se uma estrutura geral, com 6 graus de liberdade, para a implementação de um controlador capaz de atuar no controle tanto da translação (x, y, z) quanto na rotação (Φ, θ, ψ).

3 MATERIAIS

3.1 Motores e hélices

O motor de corrente contínua sem escovas (Brushless DC - BLDC) é um motor síncrono em que magnetos permanentes fazem parte do rotor, enquanto no estator estão instaladas as bobinas que irão produzir o campo magnético que, em última análise, é responsável pelo movimento do rotor [Fonseca et. al., 2004].

O fato de ser sem escovas faz com que o BLDC seja utilizado em sistemas em que o desgaste das escovas de um motor comum não é tolerável. Outros fatores, como a capacidade de operação em rotações maiores e a facilidade de dissipação do calor gerado nos enrolamentos, tornam o BLDC bastante atrativo [Kollmorgen, 1990]. Por esses motivos tais motores são amplamente empregados no aeromodelismo.

Quatro motores sem escovas EMAX CF2822 (Figura 4 - esquerda) foram utilizados para implementar o sistema proposto. Este possui 1200 RPM/V, pesa cerca de 39g, sua faixa de corrente em uso contínuo é de 7 a 12 A [Sá, 2012], com o custo de R\$35,00 por unidade.

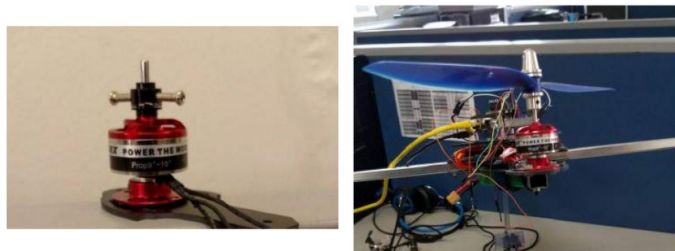


Figura 4 – Motor e hélice usados pelos autores.

As hélices utilizadas (Figura 4 - direita) são do modelo 9045, 9 polegadas de diâmetro com ângulo de ataque de 4.5 polegadas. Um par com sentido horário e o outro com o sentido anti-horário foram utilizados, no valor de R\$30,00 o conjunto.

3.2 Controlador Eletrônico de Velocidade (Electronic Speed Controller - ESC)

ESC é o circuito de controle de velocidade para os motores sem escova. Há modelos em que, para o motor operar corretamente, o controlador eletrônico, responsável pela comutação das bobinas, utiliza sensores como feedback para saber o posicionamento instantâneo do rotor. Geralmente essa informação é fornecida por um conjunto de sensores magnéticos (efeito Hall) montados na estrutura do motor. No entanto, além de contribuir com mais fios para a estrutura, é mais susceptível às interferências. Em outras ocasiões, os modelos sem sensores (sensorless) são utilizados. Neste tipo, a

informação sobre a posição instantânea é obtida através da técnica de detecção da Força Contra-Eletromotriz (Back Electromotive Force - BEMF) induzida nas bobinas do estator devido ao movimento do rotor [Fonseca et. al., 2004].



Figura 5 – ESC Turnigy Plush 25A escolhido.

O ESC escolhido foi o do fabricante Turnigy (Figura 5), modelo Plush 25 A, no valor de R\$42,00 que trabalha com uma frequência de 8kHz. A saída de cada ESC fornece três pulsos defasados entre si de 120 graus que alimentam cada uma das fases do motor.

3.3 Placa Microcontroladora

A função da placa microcontroladora é receber os comandos de um operador (empuxo, roll, pitch, yaw), através de um rádio receptor (PPM - Pulse Position Modulation Signal) conectado a ela, e processá-los gerando a saída necessária para cada motor (Pulse Width Modulation Signal - PWM) via ESC.

A integração e otimização depende também da capacidade de processar os dados de sensores e calcular os algoritmos de controle em tempo real, gastar o mínimo de energia e tentar economizar ao máximo os custos [Sá, 2012]. Visando isso, a BeagleBone Black REV C, apresentada na Figura 6, foi escolhida.

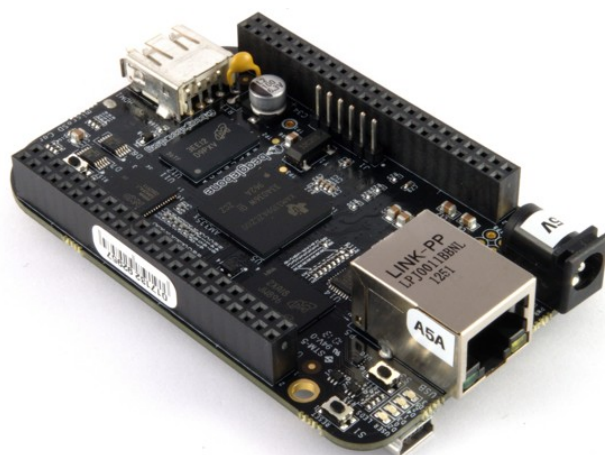


Figura 6 – Placa microcontroladora de núcleo ARM.

Esta placa produzida pela Texas Instruments em associação com a Digi-Key e Newark element14, possui um processador de baixo consumo e custo Sitara XAM3359AZCZ100 Cortex A8 ARM, com arquitetura ARMv7-A, fabricado pela Texas Instruments, capaz de realizar 2000 MIPS/MHz. Possui também 521MB de DRAM, além de 4GB de memória flash, no valor de R\$290,90. Uma outra grande vantagem é seu baixo consumo (210-460mA@5V), uma vez que todo o sistema do quadrotor é alimentado por uma única bateria de lithium-

polímero de 3s, 2200mAh; é essencial que cada dos componentes gaste o mínimo possível.

3.4 Unidade de Medição Inercial (Inertial Measurement Unit - IMU)

Segundo [Gebre-Egziabher et. al., 2000], uma solução clássica para prover uma orientação acurada consiste em usar *Attitude Heading Reference System* (AHRS), onde giroscópios fornecem a informação principal que é atualizada por acelerômetros e magnetômetros. Esta configuração também é usada por [Andrejasic, 2008] e [Puhong et. al., 2009], onde o acelerômetro é usado como vetor de gravidade assim como o magnetômetro é usado como vetor de campo magnético [Henriques, 2011].

Neste projeto, é utilizada a MPU-6050, do fabricante InvenSense, que contém um acelerômetro de 3 eixos e um giroscópio de 3 eixos e custa cerca de R\$25,00. Estes sensores fornecem as saídas dos eixos xB, yB e zB em formato digital, de 16-bits, e comunica-se com a placa microcontroladora através de protocolo I²C. Apesar de não implementar completamente o conceito de AHRS ainda, pelo fato da IMU não conter magnetômetro, através do uso de filtro complementar, foi possível compensar a informação proveniente do giroscópio com a proveniente do acelerômetro, garantindo uma orientação mais confiável.

3.5 Arquitetura do software

O software do quadrotor é feito com python 2.7, criando conceitos de software em tempo real através da extensão das ferramentas oferecidas pela linguagem de programação e do sistema operacional escolhidos. Um sistema de prioridades foi criado e o módulo de tempo real, habilitado no kernel do Sistema Operacional. No software, modelado como serviços POSIX, existem dois processos em paralelo: em um são armazenados comandos provenientes de um *smarthphone* enviados via serial; no outro os dados são lidos da IMU via protocolo I²C, depois é aplicada uma regra de controle que fornece a saída para os motores via ESC. O software para a plataforma destina-se também a cumprir as seguintes especificações:

- O uso de uma linguagem de alto nível, orientada a objeto, para abstrair aplicações e novas modelagens;
- Possibilidade de automatizar o processo de calibração dos sensores;
- Possuir um controlador de alta performance que garanta boa estabilidade.

4 SIMULAÇÃO

Simular um quadrotor não é uma tarefa fácil pela quantidade excessiva de parâmetros, entretanto, ao longo dos anos, ferramentas open source foram sendo disponibilizadas, propiciando de forma mais simples e rápida, esta tarefa.

Neste trabalho, utilizamos três ferramentas open source em conjunto para executar a simulação: Dronekit, Ardupilot e o Software In the Loop (SITL), todos da 3D Robotics. Dronekit é um framework de aplicações para robôs móveis. Ele funciona como um middleware, abstraindo o hardware para o software de forma a facilitar o desenvolvimento e de aplicações para este classe de dispositivos, em qualquer computador. O Ardupilot, por sua vez, é uma plataforma que se integra em vários hardwares, facilitando o desenvolvimento da camada

mais alta do software de controle de VANTs. Software In the Loop (SITL) é um simulador que se integra ao Ardupilot e o Dronekit, e cria uma camada de abstração de hardware propiciando compilar código do VANT no computador e, adicionando dados provenientes de um software de dinâmica de voo ao valor original dos sensores, permite testar desempenho e parâmetros de voo, conforme mostrado na Figura 7.

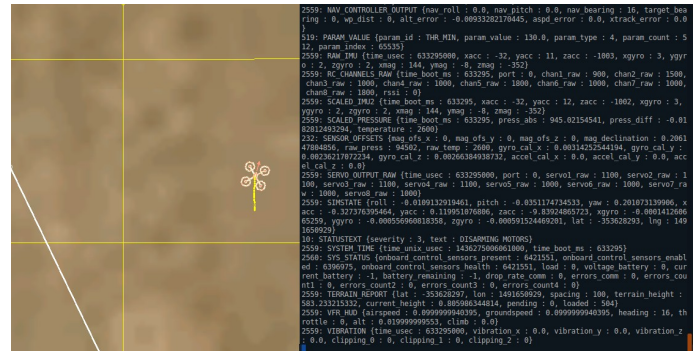


Figura 7 – Simulação Gráfica e parâmetros de telemetria.

Para executar nossa simulação, foi necessário estender o código original do Ardupilot, adicionando as equações de motores e parâmetros estruturais do nosso protótipo, criando um novo veículo baseado no ArduCopter, um quadrotor básico implementador por padrão na estrutura.

Além disto, muitos parâmetros foram previamente simulados com o MATLAB e, depois, comparados com os valores obtidos pela simulação gráfica.

5 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Como resultado do experimento do pêndulo bifilar, os momentos de inércia dos eixos xB, yB e zB podem ser calculados segundo a Tabela 2:

Tabela 2 – Medições para cálculo de I_{xx}, I_{yy} e I_{zz}.

	Eixo X	Eixo Y	Eixo Z
m (kg)		1.0528	
g (m/s ²)		9.81	
D (m)	0.464	0.455	0.580
T (s)	0.3221	0.3209	0.175
L (m)	0.160	0.175	0.410

Substituindo os valores na equação dada por [Mattey, 1974], I_{xx} = 0.0287 kgm², I_{yy} = 0.0250 kgm² e I_{zz} = 0.0560 kgm².

A Figura 8 mostra a relação entre a força e a velocidade produzidas pela unidade hélice-motor. É obtido o coeficiente de empuxo e arrasto segundo as equações dadas como sendo

$$b = 1.2823 \times 10^{-5} \text{ e } d = 7.4373 \times 10^{-4}$$

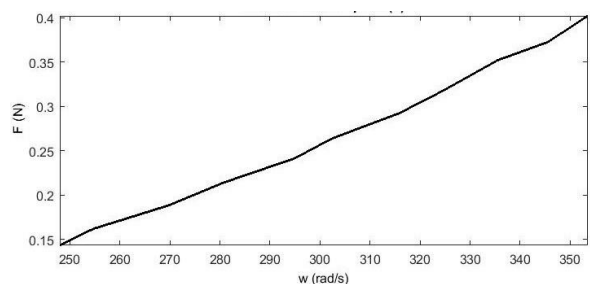


Figura 8 – Relação Força x velocidade angular do motor.

6 CONCLUSÕES

Neste trabalho foram apresentados em detalhes os dispositivos que compõem o hardware e o software de comando de um quadrotor. Além disso, foi tratado sobre o processo de calibração dos sensores que compõem o sistema de coordenadas de corpo fixo (acelerômetro e giroscópio) do quadrotor. Deve ser salientado que, por utilizar um sistema embarcado de alta performance, composto por BeagleBone e IMU, a abordagem de desse trabalho é considerada significativamente nova.

Para futuros trabalhos, será feita a implementação, por completa, do conceito proposto pelo AHRS, substituindo a IMU MPU-6050 por uma outra chamada GY-80, que possui magnetômetro e outros sensores. Além disso, apresentar a modelagem completa, em equações de estado, propondo um tipo de controlador para atuar na correção de erros na atitude e altitude do quadrotor.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Henriques, B. S. M. (2011). “Estimation and Control of a Quadrotor Attitude” - Universidade Técnica de Lisboa. Departamento de Engenharia Mecânica. Dissertação. 126f.
- Gessow, A. and Myers G. (1967). “Aerodynamics of the helicopter” - *Frederick Ungar Publishing Co*, New York, 3^a ed.
- Lim, H.; Park, J. and Kim, H. J. (2012). “Build Your Own Quadrotor: Open-Source Projects on Unmanned Aerial Vehicles”. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, Vol.19, No. 3, pp. 33–45.
- Mattey, R. A. (1974). “Bifilar pendulum technique for determining mass properties of discs packages” - Technical Memorandum, Johns Hopkins University.
- Fonseca, J. W. G.; Lucchi, J. C.; Nicolosi, D. N. C. and Andrade, A. J. P. (2004). “Acionamento de motor Brushless DC sem sensores de posição para uso em circulação artificial”. *Integração*. Ano x, No. 39, pp 343–351.
- Kollmorgen, (1990). “Brushless DC motors and servo amplifiers”. EUA, Inland Motor.
- Sá, R. C. (2012). “Construção, Modelagem Dinâmica e Controle PID Para Estabilidade de um Veículo Aéreo não Tripulado do Tipo Quadrirotor” - Universidade Federal do Ceará. Departamento de Engenharia de Teleinformática. Dissertação. 94f.
- Gebre-Egziabher, D.; Elkaim, G.; Powell, J. and Parkinson, B. (2000). “A gyro-free quaternion-based attitude determination system suitable for implementation using low cost sensors”. *IEEE 2000 Position Location and Navigation Symposium*. pp. 185–192.
- Andrejasic, M. (2008). “Mems accelerometers seminar”. http://mafija.fmf.uni-lj.si/seminar/files/2007_2008/MEMS_accelerometers-koncna.pdf
- Phuong, N. H. Q.; Kang, H.-J. ; Suh , Y.-S. and Ro, Y.-S. (2009). “A DCM based orientation estimation algorithm with an inertial measurement unit and a magnetic compass”. *Journal of Universal Computer Science*. Vol. 15, No. 4, pp. 859–876.