

## Controle de Atitude para Veículos Aéreos Não Tripulados do Tipo Quadricóptero: PID vs Lógica *Fuzzy*

Caciano D. Mattiello, Beatriz T. Borsoi, Kathya C. Linares, Fábio Favarim

Curso de Engenharia de Computação / Departamento Acadêmico de Informática  
Universidade Tecnológica Federal do Paraná (UTFPR) - Pato Branco - PR

cacimatti@gmail.com, {beatriz, kathya, favarim}@utfpr.edu.br

**Abstract.** *In this paper two strategies are described for attitude control for Unmanned Aerial Vehicle (UAV) of type quadrotor aircraft. One strategy is based on the classical PID control (Proportional - Integral - Derivative) and other on a fuzzy logic control. Both controls were modeled, implemented and simulated in Matlab/Simulink. The simulation results and the comparison of both controllers are presented and discussed. Also we analyzed the behavior of the both controllers in the presence of disturbances. The fuzzy controller showed better results than the PID.*

**Resumo.** *Neste trabalho são descritas duas estratégias de controle de atitude para um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) do tipo Quadricóptero. Uma estratégia baseia-se no controle PID (Proporcional - Integral - Derivativo) clássico e a outra em um controle usando lógica fuzzy. Ambos controles foram modelados, implementados e simulados em Matlab/Simulink. Os resultados das simulações e a comparação de ambos controladores são apresentados e discutidos. Também foi analisado o comportamento dos dois controladores na presença de distúrbios. O controlador fuzzy apresentou melhores resultados do que o PID.*

### 1. Introdução

Os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), do inglês *Unmanned Aerial Vehicles* (UAV) são veículos aéreos sem piloto embarcado, os quais podem ser autônomos ou controlados remotamente. Atualmente VANTs têm sido utilizados em várias áreas de conhecimento. A gama de aplicações para esses tipos de veículos é ampla, podendo ser utilizados para mapeamento de áreas (cartografia), manutenção de infraestruturas como linhas de transmissão, segurança pública (supervisão de fronteiras e de áreas urbanas), intervenção em ambientes hostis e agricultura de precisão [Castillo et al. 2005].

Existem diversas plataformas de VANTs. Os principais são os de asa fixa, os de asas articuladas e os veículos de Pouso e Decolagem Vertical (do inglês, *Vertical Take-off and Landing* (VTOL)), como os helicópteros. Neste último, há ainda um subconjunto que merece destaque, que é o objeto de estudo deste trabalho, que são os multirotores. Multirotores consistem de veículos com vários rotores (motores) acoplados a hélices, os quais ficam dispostos de forma simétrica em relação ao centro geométrico da aeronave. Neste trabalho foi utilizado um multirotor composto por quatro rotores, também conhecido como quadricóptero. Neste caso, os rotores ficam dispostos em uma estrutura na forma de "+" em que cada uma das extremidades contém um rotor.

Os multirotores possuem algumas vantagens se comparados à outros VANTs. Entre as vantagens estão a capacidade de manter-se em uma posição estática no ar, voar

em qualquer direção, decolar e aterrissar na vertical e voar a baixas velocidades. Tal comportamento assemelha-se a helicópteros convencionais, mas com maior estabilidade devido à quantidade de rotores [Vieira 2011]. Uma desvantagem é a autonomia de voo, se comparado aos VANTs com asas, devido sua baixa aerodinâmica, necessitando assim uma maior quantidade de energia para manter sua sustentação. Essa capacidade de voo em todas as direções torna o controle dessas máquinas mais complexo, por serem sistemas com muitas variáveis e com uma dinâmica complexa e fortemente acoplada. Porém, devido a crescente aplicação destes veículos tem motivado diversas pesquisas na área acadêmica. Neste trabalho, quadricópteros são utilizados devido, principalmente, ao seu baixo custo em relação aos que possuem maior quantidade de rotores, e por possuírem um número menor de variáveis a serem consideradas, já que o número de rotores é menor.

Nos quadricópteros, devido à falta de aerodinâmica, tanto a estabilidade como o seu movimento são mantidos somente por meio de modificações das forças em que cada rotor exerce baseado nos dados de sensores inerciais posicionados estrategicamente no seu centro de massa, controle esse chamado de atitude. Segundo Farrel [2008], o controle de atitude consiste em uma combinação de controles capaz de manter um estimativa dos ângulos de rolagem, arfagem e guinada do VANT enquanto o mesmo realiza manobras.

Técnicas de controle clássicas, como Proporcional (P), Proporcional Derivativo (PD), Proporcional Integral Derivativo (PID) podem ser empregadas para esse controle. Contudo, devido ao modelo de aproximação dessas técnicas, que exigem ajustes de ganhos e empregam algoritmos lineares, além dos distúrbios externos (por exemplo, o vento) que os VANTs estão sujeitos podem comprometer o seu controle efetivo. Técnicas baseados em sistemas inteligentes são alternativas para realizar esse controle. Entre essas técnicas está a lógica *fuzzy*.

Neste contexto, este trabalho visa desenvolver um controle de atitude de um quadricóptero. A fim de comparar o seu comportamento com técnicas de controle clássico, também foi desenvolvido um controle PID. Os dois controles foram implementados e simulados em Matlab/Simulink. Distúrbios foram gerados visando verificar o comportamento de ambas técnicas.

O restante deste artigo está organizado da seguinte forma: na Seção 2 são apresentadas resumidamente as duas técnicas de controle utilizadas: PID e *fuzzy*; a Seção 3 apresenta a modelagem da dinâmica do quadricóptero; o desenvolvimento dos controles PID e *fuzzy* é apresentado na Seção 4; na Seção 5 são apresentados alguns resultados alcançados com as simulações; por fim, na Seção 6 são apresentadas as conclusões e os trabalhos futuros.

## **2. Controladores PID e *Fuzzy***

### **2.1. Controlador Proporcional, Integrativo e Derivativo**

Metade dos controladores industriais empregam controles PID ou seus derivados [Ogata, Maya e Leonardi 2003]. Os ajustes do controlador são efetuados em campo, abrindo margem para aplicar diferentes métodos de otimização e derivações - como algoritmos genéticos, redes neurais e lógica *fuzzy* - a fim de melhorar sua resposta.

Não há necessidade a priori de conhecer a planta matemática para utilização deste controle, o que o torna um controlador adaptável, principalmente para processos nos quais não é possível realizar modelagem matemática. Seu controle ocorre pela equação (1) para tempo contínuo, em que:  $K_p$  é o ganho proporcional para aumentar ou diminuir a energia na saída do controlador;  $K_d$  o ganho derivativo que atua em variações bruscas; e  $K_i$  ganho integral que diminui o erro final.

$$u(t) = K_p e(t) + K_d \frac{de(t)}{dt} + K_i \int e(t) dt \quad (1)$$

Na Figura 1 é apresentado o esquema básico para controle com PID, com um sinal de entrada  $x(t)$  e saída  $y(t)$ . A diferença entre eles resulta em um valor de erro  $e(t)$ , que passa pela equação do PID aplicando um sinal de atuação na entrada da planta  $u(t)$ , como por exemplo, aumento ou redução de potência em um motor para estabilizar a velocidade. A planta é o modelo matemático do sistema físico a ser controlado.

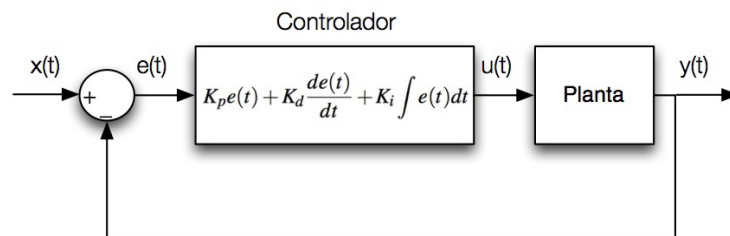


Figura 1. Controle com PID no tempo contínuo

## 2.2. Controlador *fuzzy*

O modelo desenvolvido por Mamdani e Assilian (1975), surgiu com a tentativa de controlar uma caldeira de máquina a vapor, usando uma base de regras para controle baseadas em variáveis linguísticas.

Para Gomide, Gudwin e Tanscheit (1995), um controlador *fuzzy* baseado em regras é descrito por meio das regras linguísticas interconectadas com várias ações a serem tomadas. A estrutura básica do controlador pode ser verificada na Figura 2. Na saída do processo são adquiridas as informações determinísticas com sensores, as quais passam pelo processo de "fuzzificação" que as transformam em conjunto *fuzzy*. Entre esse processo geralmente estão os conversores A/D e D/A, os fatores de escala e quantização. A alimentação para entrada do processo é feita de forma inversa, transformando o conjunto *fuzzy*, por "defuzzificação", em um valor determinístico.

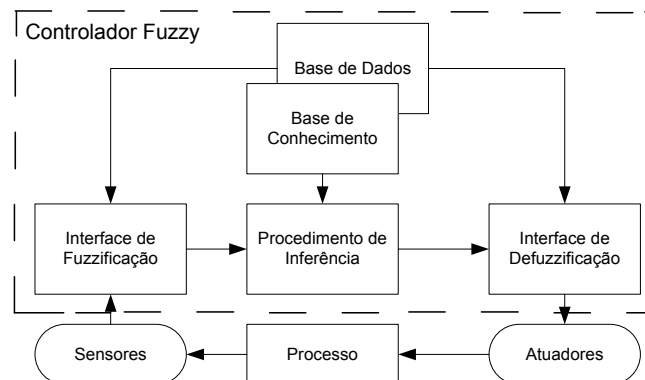


Figura 2. Controle com *fuzzy*

A essência do controlador *fuzzy* é definida por meio de base de regras (conhecimento) elaboradas por especialista da área de atuação. A teoria de conjuntos *fuzzy* faz a transformação dessas informações em dados matemáticos, nos quais são aplicadas as inferências.

### 3. Modelagem do Quadricóptero

Um quadricóptero tem seis eixos de liberdade, porém, com quatro rotores fixos é possível atuar em apenas quatro eixos, conhecidos como controles de atitude [Paula 2012], sendo eles:

- Arfagem  $\theta$  : Momento no eixo  $y$ ;
- Rolagem  $\phi$  : Momento no eixo  $x$ ;
- Guinada  $\psi$  : Momento no eixo  $z$ ;
- Altitude  $z$  : Movimento no eixo  $z$ .

Um modelo simplificado pode ser visto na Figura 3. Os movimentos podem ser realizados coordenando a velocidade de cada rotor, como mostra a Tabela 1, em um grupo de hélices para gerar um movimento da estrutura.

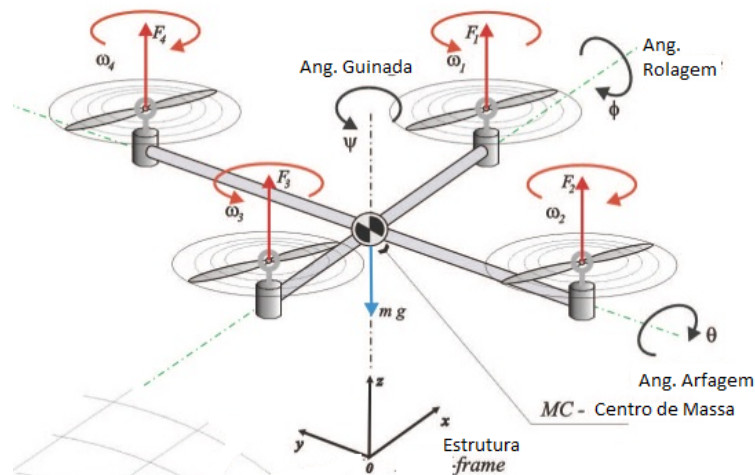


Figura 3. Estrutura básica do funcionamento de um Quadricóptero

Tabela 1. Movimentos do Quadricóptero

Movimento	Relação de velocidade angular nas hélices
Arfagem	$\omega_3 - \omega_1$
Rolagem	$\omega_4 - \omega_2$
Guinada	$\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4$
Altitude	$\omega_1 + \omega_2 + \omega_3 + \omega_4$

Para o sistema de coordenadas foi utilizado Newton-Euler, um sistema para transformação de coordenadas para obter a posição translacional e rotacional em um corpo genérico com seis graus de liberdade. É necessário realizar uma adaptação para o uso em quadricópteros, definida por Bresciani (2008).

Além dos movimentos é necessário um sistema de coordenadas, que serão duas: referencial fixo a estrutura (Q) e móvel em relação a Terra,  $x, y, z$ . As coordenadas em relação à estrutura serão definidas a partir do centro de massa como:

- Eixo  $x$ : Positivo na direção ao Motor 1(M1) e negativo na direção ao Motor 3(M3);
- Eixo  $y$ : Positivo na direção ao Motor 4(M4) e negativo na direção ao Motor 2(M2);
- Eixo  $z$ : Positivo no sentido superior às hélices e negativo no inferior.

Combinando os vetores que representam a velocidade linear ( $V^Q$ ) e angular ( $\varpi^Q$ ) do quadricóptero pode-se obter a velocidade generalizada do Quadricóptero ( $v$ ) como mostrado na Equação 2.

$$v = \begin{bmatrix} V^Q & \varpi^Q \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} u & v & w & p & q & r \end{bmatrix}^T \quad (2)$$

Na dinâmica do quadricóptero é necessário considerar a massa ( $m$ ) e a matriz de inércia  $I$ , descritas na equação 3, sendo  $I_{3 \times 3}$  matriz identidade 3 por 3,  $\tau^Q$  vetor de torque do quadricóptero,  $\dot{V}^Q$  aceleração linear,  $\dot{\varpi}^Q$  aceleração angular e  $F^Q$  o vetor de forças do quadricóptero. A fim de facilitar a modelagem, a matriz de inércia foi considerada invariante no tempo.

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}^Q \\ \dot{\varpi}^Q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varpi^Q \times (mV^Q) \\ \varpi^Q \times (I\varpi^Q) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F^Q \\ \tau^Q \end{bmatrix} \quad (3)$$

Assim é possível descrever a dinâmica do quadricóptero pela equação 3 e reorganizar em função da velocidade, equação 4.

$$M_Q \dot{v} + C_Q(v)v = G_Q(\xi) + O_Q(v)\Omega + E_Q\Omega^2 \quad (4)$$

$$\dot{v} = M_Q^{-1} \left( -C_Q(v)v + G_Q(\xi) + O_Q(v)\Omega + E_Q\Omega^2 \right) \quad (5)$$

Para facilitar, podem ser colocados na forma de sistemas de equações, como mostram as equações 6 e 7.

$$\begin{cases} U_1 = b(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ U_3 = lb(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \\ U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \ddot{X} = (\sin\psi \sin\phi + \cos\psi \sin\theta \cos\phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{Y} = (-\cos\psi \sin\phi + \sin\psi \sin\theta \cos\phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{Z} = (-g + \cos\theta \cos\phi) \frac{U_1}{m} \\ \dot{p} = \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} qr - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \dot{q} = \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} qr - \frac{J_{TP}}{I_{YY}} q\Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \\ \dot{r} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} qr - \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{cases} \quad (7)$$

Sendo:  $U_Q$  é o vetor de movimento composto por:  $U_1$  altitude,  $U_2$ , rolagem,  $U_3$  arfagem,  $U_4$  guinada;  $b$  é o coeficiente de empuxo;  $d$  é o coeficiente de arrasto;  $l$  é a distância entre hélices;  $J_{TP}$  é o momento inercial de rotação em torno do eixo da hélice;  $\Omega$  é a soma algébrica das velocidades de cada hélice  $\Omega_k$ .

#### 4. Desenvolvimento dos controladores

Toda a simulação foi realizada com o software Matlab e a sua ferramenta Simulink [MATHWORKS 2013], com elas foram desenvolvidos os métodos para obtenção do modelo matemático aproximado e todos os testes para cada controlador. As Figuras 4 e 5 apresentam os modelos de blocos utilizados nas simulações do controlador PID e *fuzzy*, respectivamente.

##### 4.1. Modelo dinâmico para a estrutura

Com os parâmetros do momento de inércia e peso da estrutura do protótipo é possível utilizar a biblioteca do Simulink *Aerospace Blockset* que possui a ferramenta 6 DOF *Equation of Motion* como mostrados nas Figuras 4 e 5. Seus parâmetros de entrada são as forças e momentos nos eixos x, y e z da estrutura. Como saída é, essencialmente, obtida a velocidade angular, ângulos de ataque e a matriz de direção.

##### 4.2. Modelo dinâmico para os motores e ESCS

O modelo matemático de cada motor foi obtido por experimentação, a partir de um quadricóptero desenvolvido no Laboratório de Hardware/Software da universidade, por meio de um código desenvolvido no microcontrolador Tiva C para amostragem de velocidade angular nos motores. Para a geração de força nos rotores foram usados motores *brushless* DC. Esses motores utilizam um *Electronic Speed Controller* (ESC) para gerar os sinais de potência. Programando o microcontrolador para ativar o motor por meio de PWM (*Pulse-Width Modulation*) com um ESC é possível obter uma relação entre entrada (PWM) e saída (velocidade angular), obtendo-se o modelo matemático do conjunto ESC, motor e hélice. O Matlab possui ferramentas para identificação de funções de transferência. A estrutura ARX foi utilizada para obtenção do modelo. O ARX é um modelo polinomial e seus parâmetros são identificados pelo método dos mínimos quadrados [Kon et al., 2013].

##### 4.3. Modelo de blocos da simulação

A simulação foi dividida em quatro partes: controle, misturador, forças atuantes e planta, como demonstrado na Figura 4 para o controlador PID e na Figura 5 para o controlador *fuzzy*.

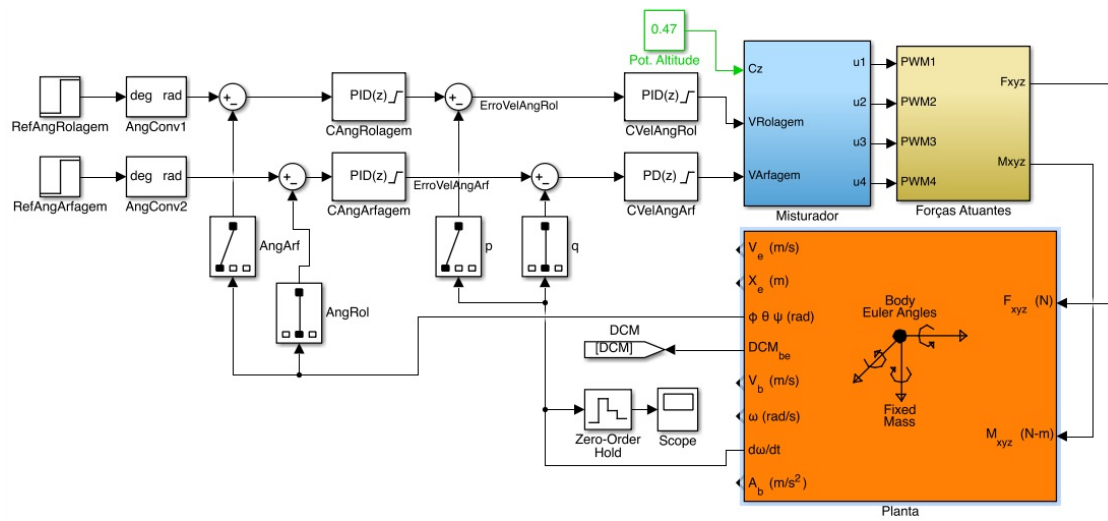


Figura 4. Blocos para simulação de controlador PID

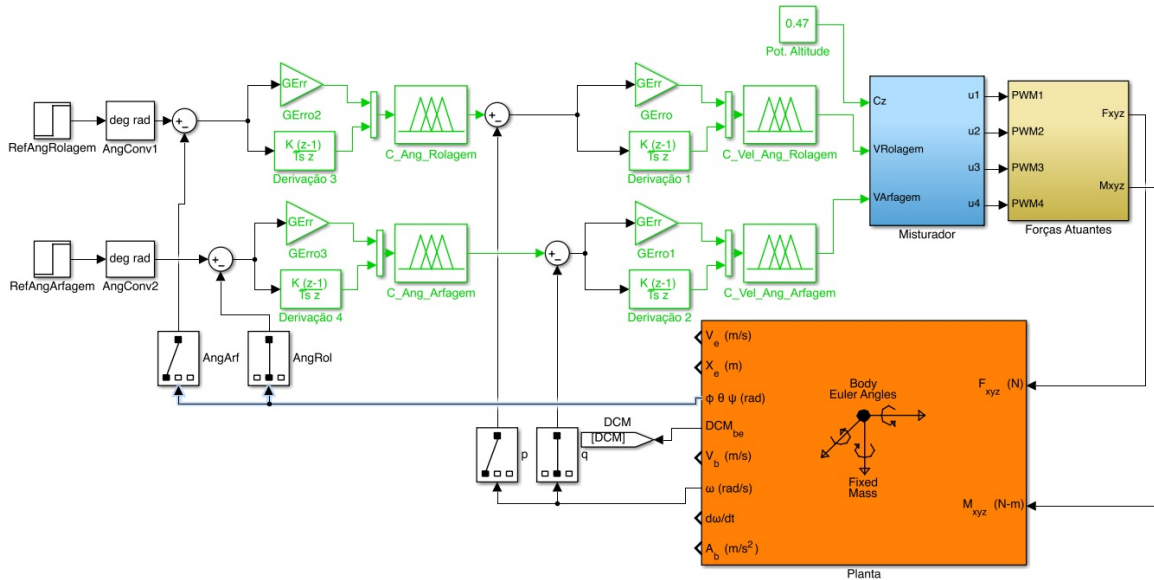


Figura 5. Blocos para simulação de controlador fuzzy

Nas Figuras 4 e 5, no bloco de controle, estão os controladores para o sistema. O controle é feito em dois estágios, primeiramente controlando a velocidade angular e em seguida é controlado o ângulo de ataque, formando assim um controle em cadeia. Separando o sistema desta maneira torna-se mais simples a elaboração dos controles do que diretamente elaborar o controle dos ângulos. Na Figura 4 é possível visualizar o controle utilizando dois PID para controle das velocidades angulares  $p$ ,  $q$  e mais dois controles para os ângulos em relação à estrutura  $\theta$ ,  $\phi$ .

No bloco mistura, são associados os sinais de controles para cada ângulo, a fim de gerar um PWM para os quatro motores que atuam para movimento no sentido correto. Este bloco é baseado com a resposta definida na Equação 7.

No bloco de forças atuantes é feita a resposta produzida pelos PWM em cada motor, gerando uma força de empuxo  $U_1$  e os momentos  $U_2$ ,  $U_3$  e  $U_4$  (Equação 6). E finalmente com o DCM é definida a atuação da força peso no sistema, baseado na direção em que se encontra.

No bloco com a resposta dos motores foi implementada a função de transferência obtida a partir da modelagem experimental. Ao utilizar o método ARX, todas as respostas lineares são necessariamente removidas antes da identificação, gerando, assim, um valor constante de entrada e saída que necessita ser acrescentada ao sistema, junto com a função de transferência (Figura 6).

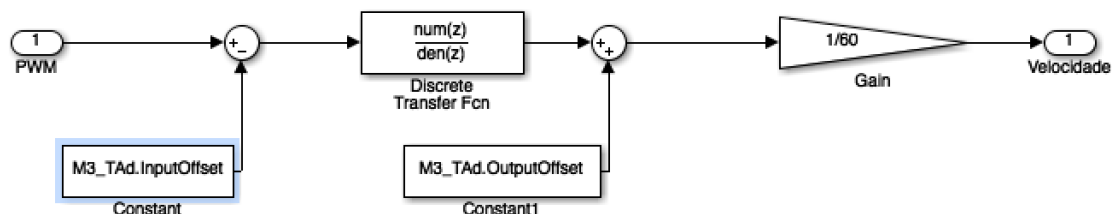


Figura 6. Bloco de resposta dos motores

## 5. Resultados

Na simulação foi inserido um distúrbio na força de momento em cada eixo. Usou-se a referência de 10 graus no ângulo de rolagem e arfagem, usou-se um gerador de ruídos Gaussiano com variância de  $7e-3$  para gerar as forças de perturbação. As respostas obtidas são representadas nos gráficos das Figuras 7 e 8.

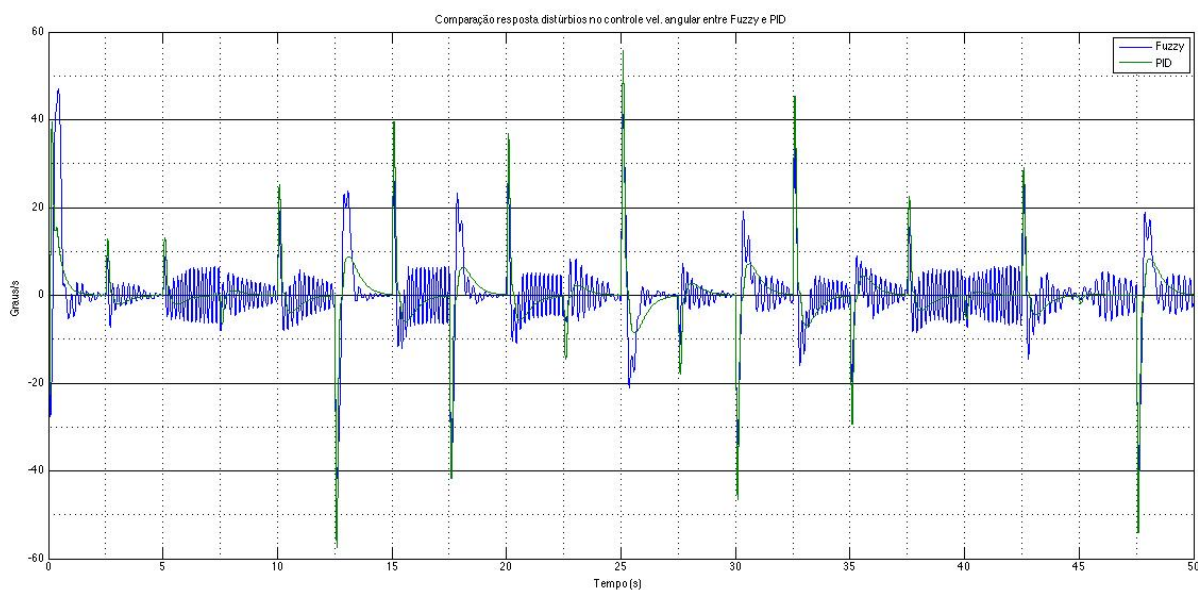
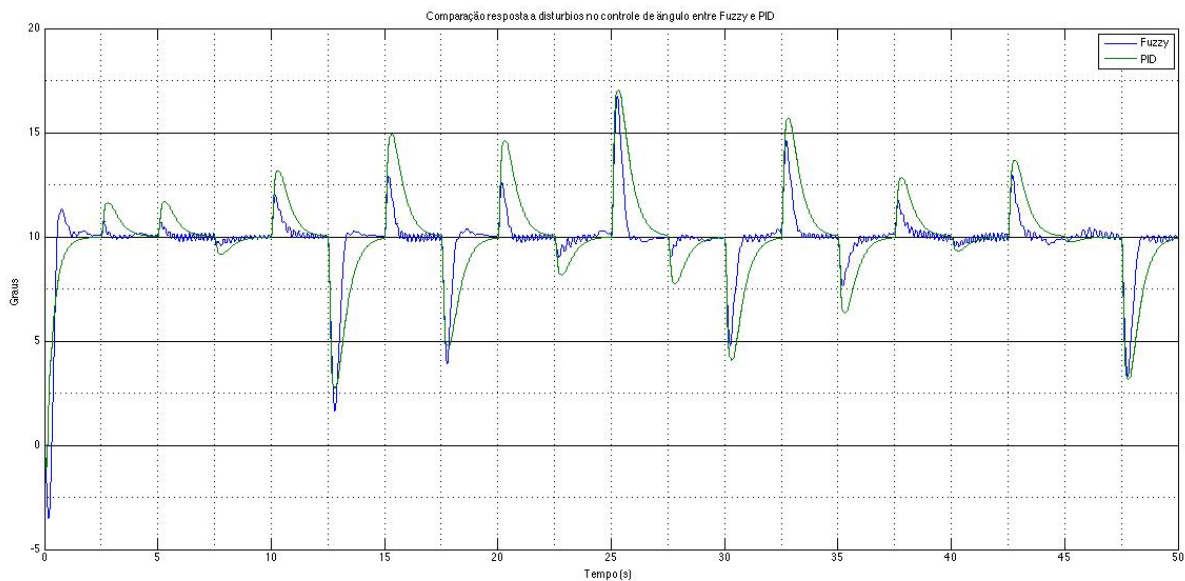


Figura 7. Comparação entre controle *fuzzy* e PID na velocidade angular com distúrbios de momento





**Figura 8. Comparação entre controle *fuzzy* e PID no ângulo com distúrbios de momento**

Pode-se observar que no controle de velocidade angular o PID tem uma resposta mais consistente, porém, no controle do ângulo o *fuzzy* reage mais rápido do que o PID, diminuindo também o nível do erro máximo atingido com os distúrbios, apesar de ter pequenas oscilações quando atinge a referência. O controlador PID estabilizou os erros em aproximadamente um segundo, enquanto o *fuzzy* atingiu em 0.6 segundos.

## 6. Conclusão

Este artigo apresentou um estudo comparativo de duas técnicas para o controle de atitude em um quadricóptero. Os controles propostos foram o controle clássico com PID e a técnica de controle através da lógica *fuzzy*. A modelagem do sistema se mostrou complexa e de uma matemática extensa, necessitando estudos multidisciplinares para obtenção de um modelo válido. No controlador PID foram necessários muitos ajustes até a obtenção de uma boa estabilidade do sistema na simulação, enquanto que com o controlador *fuzzy* os ajustes nas simulações foram menores, de forma mais amigável e intuitiva.

As principais diferenças entre as duas técnicas, foi a facilidade de implementação do controlador *fuzzy*, por este não necessitar um modelo tão exato como no PID e as características mais próximas do modo de pensar humano.

O estudo realizado através de simulações mostrou que ambas técnicas conseguem controlar a atitude do quadricóptero, sendo que a técnica usando lógica *fuzzy* apresenta melhores resultados em relação ao PID, devido a sua resposta mais rápida e estabilidade diante de interferências externas e não linearidades.

Está em fase de implementação os controles PID e *fuzzy* em um quadricóptero desenvolvido na universidade para que sejam realizados experimentos a fim de verificar se os controladores tem o mesmo comportamento em ambiente real. Ainda pretende-se realizar a implementação de um controlador PID híbrido com Redes Neurais, assim como verificar a viabilidade de aplicações de outras técnicas de Inteligência Artificial.

## Referências

- Bresciani, T. (2008) “Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter”, Lund Sweden: 2008, <http://www.control.lth.se/documents/2008/5823.pdf>, julho.
- Castillo, P., Lozano, R. and Dzul, A. (2005). Modelling and Control of Mini-Flying Machines, Springer, USA.
- Farrel, J. A. (2008). Aided Navigation GPS with High Rate Sensors. McGraw-Hill Professional.
- Gomide, F., Gudwin, R., Tanscheit, R. (1995), “Conceitos fundamentais da teoria de conjuntos fuzzy, lógica fuzzy e aplicações”, In: 6th IFSA Congress-Tutorials. p. 1-38.
- Kon, J., Yamashita, Y., Tanaka, T., Tashiro, A. and Daiguji, M. (2013). Practical application of model identification based on {ARX} models with transfer functions. In *Control Engineering Practice*, v. 21, n. 2, p. 195-203.
- Mamdani, E. H., Assilian, S. (1975) “An experiment in linguistic synthesis with a fuzzy logic controller”, In: International Journal of Man-Machine Studies, Elsevier, v. 7, n. 1, p. 1–13.
- Mathworks. (2013), <http://www.mathworks.com/products/simulink/>, agosto.
- Ogata, K., Maya, P. Á., Leonardi, F. (2003). Engenharia de controle moderno. Prentice Hall.
- Paula, J. C. de. (2012), Desenvolvimento de um vant do tipo quadrirotor para obenção de imagens aéreas em alta definição. Curitiba, PR: Disponível em: <[http://dspace.c3sl.ufpr.br/dspace/bitstream/handle/1884/29886/R - D - JULIO CESAR DE PAULA-.pdf?sequence=1](http://dspace.c3sl.ufpr.br/dspace/bitstream/handle/1884/29886/R-D-JULIO-CESAR-DE-PAULA-.pdf?sequence=1)>.
- Vieira, J. C. S. (2011). Plataforma móvel aérea quadrotor. Dissertação (Mestrado) — Universidade do Minho - Ciclo de Estudos Integrados Conducentes ao Grau de Mestre em Engenharia Eletrónica Industrial e Computadores, <http://intranet.dei.uminho.pt/gdmi/site/arquivo/detalhearquivo.php?id=269>, outubro.