

## CONTROLE DE ALTITUDE DE UM QUADRICÓPTERO BASEADO EM LÓGICA FUZZY

FLÁVIA E. F. DANTAS, DANIELLE S. S. CASILLO, FELLIPE F. BASTOS

Centro Integrado de Inovação Tecnológica, Universidade Federal Rural do Semi-Árido  
Av. Francisco Mota, 572, Bairro Costa e Silva, CEP: 59.625-200, Mossoró, RN  
E-mails: [flavia\\_elionara@hotmail.com](mailto:flavia_elionara@hotmail.com), [danielle@ufersa.edu.br](mailto:danielle@ufersa.edu.br),  
[catrak@artilhariadigital.com](mailto:catrak@artilhariadigital.com)

**Abstract**— Research on Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have been intensified with the aim of replace manned vehicles. Due to its use in many applications outside the military scope these aircraft are becoming popular. This work aims at the development of a fuzzy control height of the UAV quadcopter type. The results were satisfactory and the applied technique responded to the results expected, the hover flight.

**Keywords**— UAV, fuzzy Control, Quadcopter, Altitude Control, Applied fuzzy logic

**Resumo**— As pesquisas com Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) têm sido intensificadas com o objetivo de substituir os veículos tripulados. Devido ao seu emprego em diversas aplicações fora do âmbito militar, essas aeronaves estão se tornando populares, assim este trabalho objetiva o desenvolvimento de um controle fuzzy de altitude de um VANT do tipo quadricóptero. Os resultados se mostraram satisfatórios e a técnica de controle proposta atendeu ao resultado esperado, o voo pairado.

**Palavras-chave**— VANT, Controle fuzzy, Quadricóptero, Controle de altitude, Aplicação de lógica fuzzy

### 1 Introdução

As pesquisas com Veículos Aéreos Não tripulados (VANTs), do inglês *Unmanned Aerial Vehicles* (UAVs), vêm crescendo impulsionadas por avanços tecnológicos, principalmente na área de microprocessadores, sensores e telecomunicações (Bouabdallah, 2007).

Os VANTs de asas rotativas que têm se destacado nas pesquisas são os quadricópteros, devido a sua maior estabilidade, maior manobrabilidade, voo vertical e possibilidade de voos pairados, o que os diferencia de outras classes, como aviões, por exemplo. Essas aeronaves podem ser autônomas, ou seja, terem seu controle realizado por uma programação previamente carregada em seu sistema (Alves, 2012).

Métodos para controle automático são alvos das pesquisas mais recentes e já estão bem desenvolvidos como Silva (2015), que realizou o controle PID de altitude de um quadricóptero, assim como Sa (2012), que desenvolveu um controle PID para estabilizar a atitude do veículo em seus eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$  e Alves (2012), que aplicou quatro técnicas de controle: PID, controlador por realimentação de estado, LQR e *Backstepping*, em que as leis de controle obtidas para cada técnica empregada garantiram a estabilidade do sistema. As técnicas foram aplicadas para manter o quadricóptero estável durante o voo, controlando os ângulos de arfagem e rolagem. Os resultados experimentais e simulados alcançaram o objetivo e com bom desempenho.

Um controle de estabilização de um octorotor baseado em controladores *fuzzy* em que controlam os ângulos de arfagem e rolagem foi desenvolvido por Miranda et al. (2013) também apresentou resultados

satisfatórios experimentalmente e simuladamente. Sales, Frutuoso and Santos (2014) projetaram o controle *fuzzy* para estabilizar a aeronave pairando. Além disso, os experimentos foram realizados em duas resoluções diferentes de PWM, 8bits e 12bits. Foi apresentado neste trabalho um método de simplificação dos controladores, usando apenas três, com o uso de três funções de pertinência, demonstrando desempenho satisfatório.

Assim, o objetivo desse trabalho é controlar o sistema de propulsão de um quadricóptero para que o mesmo realize um voo pairado, a uma altura predefinida submetido a forças de perturbação, utilizando lógica *fuzzy*, por ser um controle inteligente capaz de lidar com muitas perturbações e entradas com ruídos, como a vibração dos motores, por exemplo. A desvantagem desse método é o peso de processamento em relação aos outros métodos citados.

### 2 Modelo Dinâmico do Quadricóptero

A ação de um controlador é um dos elementos fundamentais para guiar a aeronave em qualquer tipo de missão previamente definida. O modelo dinâmico apresentado nessa seção descreve o comportamento do veículo a ser controlado.

#### 2.1 Sistema de Coordenadas

Para desenvolver as equações de dinâmica e cinemática é preciso especificar o sistema de coordenadas que será usado na abordagem. Para análise dinâmica são considerados o referencial inercial, o referencial fixo ao corpo e o referencial do veículo (Raza and Gueiaeb, 2010).

Um referencial inercial é um sistema de coordenadas fixo à Terra, em uma estação base, com a origem definida em seu ponto de partida e seus eixos como convencional Norte, Leste e Centro da Terra – do inglês *North, East and Down* (NED). O eixo  $y$  aponta para o Norte, o eixo  $x$  aponta para o Leste e o eixo  $z$  aponta para o centro da Terra. Esse referencial pode ser observado na Figura 1.

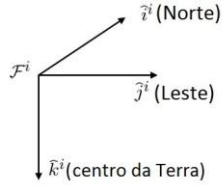


Figura 1. Referencial Inercial (Alves, 2012)

Um sistema de coordenadas fixo ao corpo tem sua origem no centro de gravidade do quadricóptero e seus eixos são alinhados de acordo com sua estrutura de forma que o eixo  $y$ ,  $\vec{y}_b$ , coincide com o braço do motor que está na região frontal. O eixo  $x$ ,  $\vec{x}_b$ , coincide com o braço esquerdo do quadricóptero e o eixo  $z$ ,  $\vec{z}_b$ , é o resultado do produto vetorial  $\vec{z}_b = \vec{x}_b \times \vec{y}_b$ .

O sistema referencial do veículo é fixo à Terra e coincide com o sistema inercial, mas tem origem no centro de gravidade do quadricóptero. Pode possuir três variações: referencial do veículo rotacionado em torno do eixo  $x$  (gerando um ângulo de arfagem  $\theta$ ), em torno do eixo  $y$  (gerando um ângulo de rolagem  $\phi$ ) e em torno do eixo  $z$  (gerando um ângulo de guinada  $\psi$ ). A Figura 2 mostra os três referenciais descritos: referencial inercial, referencial fixo ao corpo e referencial do veículo.

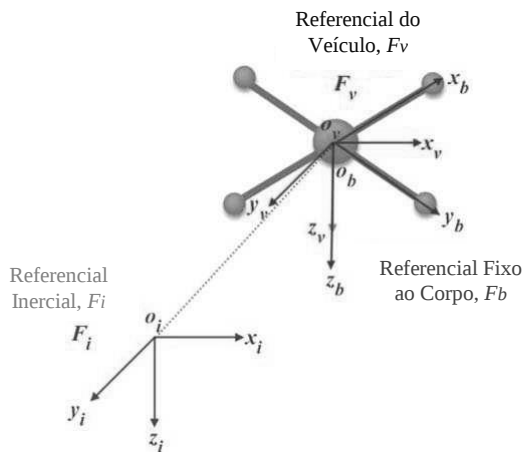


Figura 2. Quadricóptero no referencial inercial, fixo ao corpo e do veículo (Raza and Gueiaeb, 2010)

O quadricóptero possui seis graus de liberdade, ou seja, pode realizar movimento ao longo de três eixos ( $x$ ,  $y$  e  $z$ ) e rotacionar em torno de cada eixo formando um ângulo de rolagem (roll,  $\phi$ ), arfagem (pitch,  $\theta$ ) e guinada (yaw,  $\psi$ ), em que  $v$ ,  $w$  e  $u$  são as velocidades translacionais, e  $p$ ,  $q$  e  $r$  são as veloci-

des em torno dos eixos. Isso é possível ajustando-se a velocidade de cada rotor em relação aos outros três (Miranda et al., 2014). A Figura 3 apresenta as variáveis de movimento do quadricóptero.

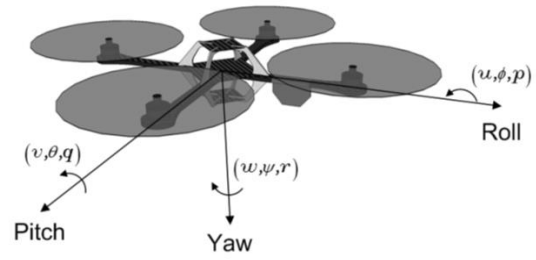


Figura 3. VANT do tipo quadricóptero (Alves, 2012)

## 2.2 Cinemática e Dinâmica do Quadricóptero

A dinâmica do quadricóptero é descrita através do formalismo de Newton-Euler. Para isso algumas considerações deverão ser feitas:

- A estrutura do quadricóptero é um corpo rígido;
- O quadricóptero é simétrico;
- O centro do quadricóptero coincide com o centro da estrutura;
- Os motores são idênticos;
- O arrasto e o empuxo aerodinâmico são proporcionais ao quadrado da velocidade de rotação dos motores.

As leis de Newton aplicam-se apenas a referenciais inerciais. Assim, a 2ª lei de Newton aplicada ao movimento translacional é:

$$m \frac{dv}{dt} = f \quad (1)$$

em que  $m$  é a massa do quadricóptero,  $f$  a força total aplicada ao quadricóptero e  $\frac{d}{dt}$  é a derivada no tempo no referencial inercial (Alves, 2012). A equação de Coriolis define

$$m \frac{dv}{dt_i} = m \left( \frac{dv}{dt_b} + \omega_{b/i} \times v \right) \quad (2)$$

onde  $\omega_{b/i}$  é a velocidade angular do referencial do corpo em relação ao inercial. Quando a força de controle é calculada e aplicada nas coordenadas do corpo e a velocidade angular medida nas mesmas coordenadas, então, a partir da equação (2) essas coordenadas podem ser expressas por (Sureshkumar and Cohen, 2013) pelas equações (3), (4) e (5), a matriz de aceleração linear:

$$\dot{u} = \frac{1}{m} f_x + (rv - qw) \quad (3)$$

$$\dot{v} = \frac{1}{m} f_y + (pw - ru) \quad (4)$$

$$\dot{w} = \frac{1}{m} f_z + (qu - pv) \quad (5)$$

O movimento de rotação foi descrito pela lei de Newton através da equação (6):

$$\frac{dh^b}{dt_i} = \tau \quad (6)$$

em que  $h^b$  é o momento angular referente ao sistema de coordenadas do corpo e  $\tau$  é o torque aplicado (Alves, 2012). Usando a equação de Coriolis tem-se:

$$\frac{dh}{dt_i} = \frac{dh}{dt_b} + \omega_{b/i} \times h = \tau \quad (7)$$

Para a equação 7, no sistema de coordenadas do corpo,  $h^b = J\omega_{b/i}$  e  $J$  é a matriz de inércia da aeronave. Devido à simetria do quadricóptero em seus três eixos, sua matriz inercial se define por:

$$J = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \quad (8)$$

Substituindo  $h^b$  e  $J$  nas equações (9), (10) e (11) obtém-se:

$$\dot{u} = \frac{J_y - J_z}{J_x} qr + \frac{1}{J_x} \tau_\phi \quad (9)$$

$$\dot{v} = \frac{J_z - J_x}{J_y} pr + \frac{1}{J_y} \tau_\theta \quad (10)$$

$$\dot{w} = \frac{J_x - J_y}{J_z} pq + \frac{1}{J_z} \tau_\psi \quad (11)$$

Assim, a matriz de aceleração angular é definida pelas equações (9), (10) e (11).

### 2.3 Dinâmica dos Motores

As forças de sustentação geradas por cada motor e a força gravitacional agem em sentido contrário a elas. Os momentos são os torques gerados em torno de cada eixo, produzindo um movimento de rotação, arfagem e guinada, como pode visto na Figura 4.

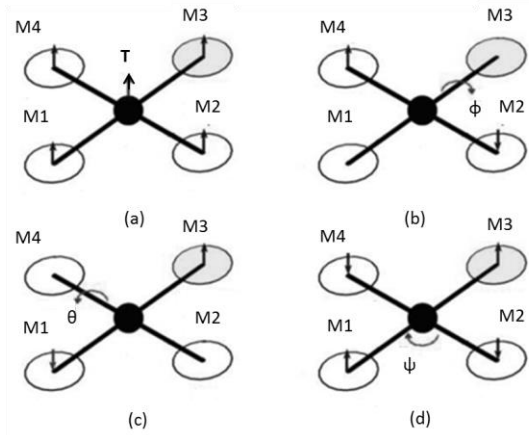


Figura 4. Forças e momentos em um quadricóptero: (a) Empuxo; (b) Torque de rolagem; (c) Torque de arfagem; e (d) Torque de guinada (Raza and Gueiaeb, 2010)

Considerando a frente da aeronave como sendo o motor M3, para o movimento relacionado à altitude os motores devem ser acelerados igualmente e gradualmente para que o quadricóptero suba Figura 4. (a) e para descer desacelera-se igualmente e gradualmente os quatro motores. Para pairar no ar as velocidades devem ser iguais e constantes.

O movimento de arfagem ocorre de duas maneiras: para frente e para trás. Para que o quadricóptero se desloque para frente, Figura 4. (b), os motores M2 e M4 devem possuir velocidades iguais e constantes, enquanto a velocidade do motor M1 deve ser maior que a do motor M3. Para que se desloque para trás, os motores M2 e M4 devem possuir velocidades iguais e constantes, enquanto a velocidade do motor M3 deve ser maior que a do motor M1.

O movimento de rolagem ocorre de duas maneiras: para direita e para esquerda. Para que o quadricóptero se desloque para direita, Figura 4. (c), os motores M1 e M3 devem possuir velocidades iguais e constantes, enquanto que a velocidade do motor M4 deve ser maior que a do motor M2. Para que se desloque para esquerda, os motores M1 e M3 devem possuir velocidades iguais e constantes, enquanto que a velocidade do motor M2 deve ser maior que a do motor M4.

Assim como o movimento de arfagem e rolagem, o movimento de guinada ocorre de duas maneiras: em sentido horário e anti-horário. Para o giro em sentido horário, Figura 4. (d), os motores M2 e M4 devem possuir velocidades iguais e constantes e um aumento da velocidade nos motores M1 e M3. Para o giro em sentido anti-horário, os motores M1 e M3 devem possuir velocidades iguais e constantes, enquanto que as velocidades nos motores M2 e M4 aumentam.

A força total que age sobre o quadricóptero provém do empuxo causado pela contribuição de todos os motores (Sureshkumar and Cohen, 2013). Assim,

$$F_{total} = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \quad (12)$$

O torque de arfagem é produzido pela diferença de empuxo entre os motores M4 e M2 (em que  $l$  é a distância entre o ponto de rotação e o ponto de aplicação da força de empuxo), portanto

$$\tau_{\theta} = l(F_4 - F_2) \quad (13)$$

O torque de rolagem é produzido pela diferença de empuxo entre os motores M1 e M3, portanto,

$$\tau_{\phi} = l(F_1 - F_3) \quad (14)$$

O torque de guinada é produzido pela diferença entre os torques em sentido horário e anti-horário, portanto,

$$\tau_{\psi} = \tau_2 + \tau_4 - \tau_1 - \tau_3 \quad (15)$$

A força de empuxo está por trás de todas as manobras do quadricóptero. O empuxo de um único rotor pode ser calculado através da relação

$$T = C_t \rho A_r r^2 \omega^2 \quad (16)$$

onde  $C_t$  é o coeficiente de empuxo (esse coeficiente é específico para cada motor),  $A_r$  é a área da seção de rotação do propulsor,  $r$  é o raio do rotor,  $\rho$  é a densidade do ar e  $\omega$  é a velocidade angular do motor.

O momento de arrasto no eixo do rotor é causado pelas forças aerodinâmicas que agem nas hélices. As forças horizontais que agem no rotor são multiplicadas pelo momento dos braços da estrutura do quadricóptero e integradas ao rotor. O momento de arrasto determina a potência necessária para que o motor gire. Para se determinar a força de torque do sistema de propulsão, o coeficiente de torque pode ser calculado através da relação (Bouabdallah, 2007)

$$\tau = C_q \omega^2 \quad (17)$$

Existem ainda outros torques que devem ser considerados no modelo que são os torques giroscópicos. O efeito de precessão giroscópica é um fenômeno que ocorre quando um corpo rotacionado muda seu eixo de rotação.

A matriz de forças externas possui apenas uma componente, obtida pela equação (12). A força gravitacional ( $g$ ), contudo, precisa ser transformada nas coordenadas do referencial fixo ao corpo. Assim,

$$F_{ext} = R_v^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{total} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{total} \end{bmatrix} \quad (18)$$

O modelo dinâmico apresentado foi implementado em Simulink/Matlab® para avaliação da técnica de controle fuzzy proposta.

### 3 Sistema de controle

Devido às características multivariáveis, à não linearidade e o fato de ser um sistema fortemente acoplado e sensível à interferência, o controle torna-se um problema com alto nível de complexidade na elaboração de um modelo matemático exato (Petrusevski et al., 2014).

Para contornar essas dificuldades, foi projetado um controlador fuzzy. A vantagem desse controlador é que se baseia em regras que são determinadas pelo conhecimento do comportamento do sistema a ser controlado, sem necessidade de um modelo matemático exato.

A estrutura de controle usada nesse trabalho é ilustrada na Figura 5.

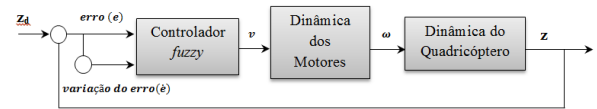


Figura 5. Malha de controle utilizada para altitude

Na figura,  $Z$  e  $Z_d$  representam a altura medida e a altura desejada, respectivamente. O controlador fuzzy calcula a tensão necessária que será fornecida aos motores. Assim, a saída do bloco de dinâmica dos motores são suas velocidades angulares ( $\omega$ ) que geram forças e momentos no sistema, causando movimento translacional do veículo no eixo  $z$ .

#### 3.1 Controlador fuzzy

A estrutura de um controlador fuzzy representa uma transformação que ocorre do domínio real para o domínio fuzzy (Zadeh, 1965). O controlador é composto pelos seguintes blocos funcionais: interface de *fuzzificação*, base de conhecimento, lógica de tomada de decisões e interface de *defuzzificação*.

**Interface de *fuzzificação*:** para que valores absolutos possam ser processados utilizando a lógica fuzzy é preciso que sejam convertidos em valores fuzzy (ou nebulosos). Esse processo de transformação, de um valor real em sua representação fuzzy é chamado de *fuzzificação* (Artero, 2009).

**Base de conhecimento:** A inferência fuzzy é realizada usando regras que descrevem o processo do sistema analisado de uma forma qualitativa. Existem ainda dois procedimentos de inferência, o modelo Mandani e o modelo Takagi-Sugeno; o modelo utilizado nesse artigo foi o primeiro.

**Interface de *defuzzificação*:** O processo de *defuzzificação* consiste na tradução dos dados do universo fuzzy para o mundo real, de forma que seja utilizável numa ação de controle concreta. O método de *defuzzificação* aplicado foi o centroide, onde é calculado o centroide da área composta que representa o termo de saída fuzzy; esse termo é composto pela união de todas as contribuições de regras e o centroide é o

ponto que divide a área da figura de saída em duas partes iguais.

### 3.1 Definição das funções de pertinência

As definições das funções de pertinência descrevem o comportamento do sistema diante das suas variáveis de controle. Foi definido um erro máximo de 10cm no conjunto zero e para a variável de entrada erro.

O erro foi classificado em cinco conjuntos *fuzzy* em um range de  $[-4 \ 4]$ , que foram definidos como Muito Alto (MA), Alto (A), Zero (Z), Baixo (B) e Muito Baixo (MB), conforme mostrado na Figura 6.

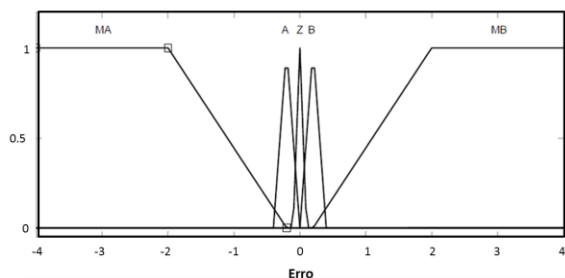


Figura 6. Funções de pertinência da variável erro

A variação do erro também foi classificada em cinco conjuntos *fuzzy*, mas com range de  $[-0.3 \ 0.3]$ , sendo definidos como Descendo Muito (DM), Descendo (D), Zero (Z), Subindo (S) e Subindo Muito (SM) e é mostrado na Figura 7.

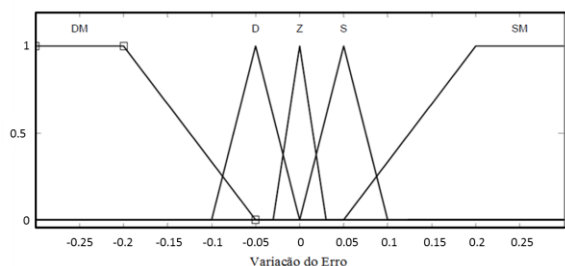


Figura 7. Funções de pertinência da variável variação do erro

A ação de controle foi definida como a tensão aplicada aos motores e foi definida entre  $[1.8 \ 4.5]$ . O valor inicial da saída nunca poderá ser menor do que 1.8V, pois abaixo seu sistema de propulsão não será suficiente para romper a inércia e começar a girar. Os conjuntos *fuzzy* foram definidos em sete conjuntos, Muito Baixo (MB), Baixo (B), valor intermediário nomeado como (SS), Zero (S), valor intermediário nomeado como (AA), alto (A) e Muito Alto (MA), conforme a Figura 8.

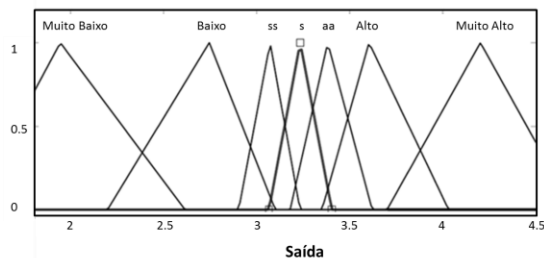


Figura 8. Funções de pertinência da saída

Cada nível de saída é ponderado por um peso obtido a partir das possíveis combinações entre o erro e a variação do erro, ou seja, para um dado tipo de saída o peso obtido depende das interseções e uniões dos conjuntos de erro e de sua variação.

As regras de inferência foram definidas de acordo com a Tabela 1.

Tabela 1. Regras para tomada de decisão

| $e$ | DM | D  | Z  | S  | SM |
|-----|----|----|----|----|----|
| MA  | S  | S  | S  | B  | B  |
| A   | AA | A  | AA | S  | S  |
| Z   | AA | A  | AA | AA | S  |
| B   | A  | AA | AA | S  | S  |
| MB  | MA | A  | A  | AA | S  |

## 5 Resultados

A Tabela 2 contém os parâmetros do modelo do quadricóptero que foram utilizados na simulação.

Tabela 2. Parâmetros do Quadricóptero.

| Símbolo        | Descrição               | Valor                                      |
|----------------|-------------------------|--------------------------------------------|
| m              | Massa total             | 1,023 kg                                   |
| G              | Gravidade               | 9,81 m/s <sup>2</sup>                      |
| Ct             | Coefficiente de empuxo  | 1,117.10 <sup>-7</sup> N.s <sup>2</sup>    |
| Cq             | Coefficiente de arrasto | 2,174.10 <sup>-11</sup> N.m.s <sup>2</sup> |
| J <sub>x</sub> | Inércia do eixo x       | 0,0095 kg.m <sup>2</sup>                   |
| J <sub>y</sub> | Inércia do eixo y       | 0,0095 kg.m <sup>2</sup>                   |
| J <sub>z</sub> | Inércia do eixo z       | 0,0186 kg.m <sup>2</sup>                   |

A resposta do sistema simulado é apresentada na Figura 9 em que foi definido o *setpoint* em 4 metros de altura. Observou-se um tempo de acomodação longo, de aproximadamente 15s e uma transição com *overshoot* duplo.

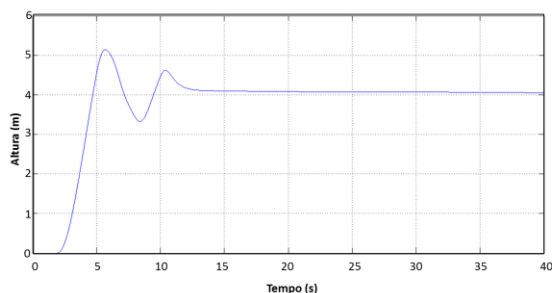


Figura 9. Resposta ao degrau

Foi acrescentado ao sistema um sinal de perturbação com variação de 20N para observar seu desempenho. O resultado é mostrado na Figura 10. A perturbação simula intempéries do ambiente, submetendo a aeronave a forças de intensidades aleatórias durante o voo. Essas forças foram representadas por uma distribuição gaussiana uniforme na matriz de forças resultantes.

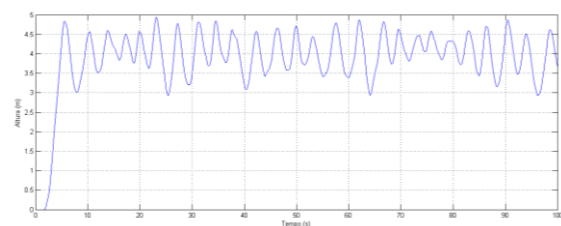


Figura 10. Resposta ao degrau com perturbação

O sinal de perturbação aplicado pode ser visualizado na Figura 11.

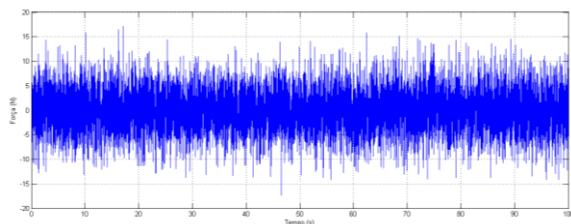


Figura 11. Sinal de Perturbação

A variação da posição ficou em torno de 2m, apesar de ser uma grande variação do valor desejado o controle manteve a aeronave no ar com segurança, mesmo sendo um sistema muito sensível a perturbações, pois 20N causaria um movimento muito brusco.

## 6 Conclusão

A técnica de controle *fuzzy*, se mostra uma aplicação interessante, por substituir o conhecimento do modelo matemático da planta pelo conhecimento que se tem sobre o seu funcionamento.

Os procedimentos descritos mostraram que o controle proposto apresentou resultado próximo do desejado, mesmo o sistema sendo muito susceptível a instabilidade, contudo verificou-se a necessidade de

tornar a resposta mais rápida para uma utilização do quadricóptero em ambientes abertos e mais turbulentos.

## Referências Bibliográficas

- Alves, A.S. (2012). *Estudo e Aplicação de Técnicas de Controle Embarcadas para Estabilização de Voo de Quadricópteros*. Tese. Universidade Federal de Juiz de Fora
- Artero, A. (2008). *Inteligência artificial teórica e prática*. São Paulo: Livraria da Física, 230 p.
- Bouabdallah, S. (2007) *Design and control of quadrotors with application to autonomous flying*. PhD thesis, EPFL.
- Miranda, B.C.O et al. (2013). Controle Baseado em Lógica Fuzzy para Veículos Aéreos Não Tripulados do Tipo Octorotor, Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente, Fortaleza
- Petrusevski et al., (2014). *Simple Fuzzy Solution for a Quadrotor Attitude Control*. IEEE 12<sup>th</sup> Symposium on Neural Network Applications in Electrical Engineering.
- Raza, S. and Gueaieb, W. (2010). Intelligent flight control of an autonomous quadrotor, Motion Control, Intech, ISBN: 978-953-7619-55-8, pp. 245-264.
- Sa, R.C. (2012). *Construção, Modelagem Dinâmica e Controle PID para Estabilidade de um Veículo Aéreo Não Tripulado do Tipo Quadrirotor*, Dissertação, Universidade Federal de Fortaleza.
- Sales, D.C, Frutuoso, A. and Santos, A.L., (2014). *Desenvolvimento de um controlador fuzzy para Quadrotores*, IV Simpósio Brasileiro de Engenharia de Sistemas de Computação.
- Silva, M.F., (2015) *Modelagem Dinâmica, Identificação de Parâmetros e Controle de um Veículo Aéreo Não Tripulado do Tipo Quadricóptero*. Dissertação. Universidade Federal Rural do Semi Árido, Mossoró.
- Sureshkumar, V. and Cohen, K., (2013) *Autonomous Control of a Quadrotor UAV using Fuzzy Logic*. Unsys Digital. Cincinnati, Ohio, United States. Vol 2. p. 144.
- Zadeh, L.A. (1965) *Fuzzy Sets*. Information and Control. Berkeley, California, United States. vol.8. p.338-353.