



## 쿼드콥터를 위한 단순구조 퍼지논리제어시스템 설계

### Design of Simple-structured Fuzzy Logic Systems for Quad-Copter

유현호 · 최병재<sup>†</sup>  
Hyun-Ho Yoo and Byung-Jae Choi<sup>†</sup>

대구대학교 전자전기공학부  
School of Electrical and Electronics Engineering, Daegu University

#### 요 약

드론의 응용 분야가 확대되면서 쿼드콥터 시스템에 대한 연구가 널리 진행되고 있다. 쿼드콥터 시스템은 4개의 프로펠러를 가지고 수직상승, 상하, 좌우로 자유로이 이동할 수 있는 비행체로, 비선형 시스템의 대표적인 사례이다. 본 논문에서는 복잡한 비선형 시스템인 쿼드콥터의 제어를 위하여 기존의 2-입력 퍼지논리제어기를 설계하고 그 성능을 확인한다. 여기서 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 제어 규칙표의 분석을 통하여 이들 제어 규칙표가 스쿠대칭의 특징을 나타내고 있음을 확인한다. 또한 이들 제어규칙표에서 제어기의 출력은 제로 밴드에서 멀어질수록 강해진다는 특징도 확인한다. 이러한 특징으로부터 단일 입력을 가지는 단순구조 퍼지논리제어기를 설계하는 과정을 제시한다. 이들 두 경우의 제어 시스템이 나타내는 성능을 시뮬레이션을 통하여 확인한다.

**키워드** : 쿼드콥터, 위치 제어, 호버링 제어, 퍼지논리제어시스템, 단순구조 퍼지논리제어시스템

#### Abstract

Applications of the drone have been enlarged and study on the quad-copter system has been widely progressed. Quad-copter system is raised vertically with four propellers, and it is free to move side to side, and upper and lower. It is also a typical example of non-linear systems. In this paper, we design two-input fuzzy logic control systems in order to control the quad-copter that is complex nonlinear system. And then we analyze their control rule tables and derive some characteristics that they present skew symmetric property and the control actions are enhanced as the distance from the diagonal band. This property enables the design of other control systems. We here design simple-structured fuzzy logic control systems and simulate them. We confirm some effects of the proposed systems and finally discuss about them.

**Key Words** : Quad-Copter, Position Control, Hovering Control, Fuzzy Logic Control System, Simple-structured FLC

Received: Nov. 23, 2015  
Revised : Dec. 16, 2015  
Accepted: Dec. 17, 2015

<sup>†</sup>Corresponding author  
bjchoi@daegu.ac.kr

This research was supported by the Daegu University Research Scholarship Grants.

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

## 1. 서 론

쿼드콥터는 드론이라는 이름으로 널리 알려진 무인 항공기로 초기에는 군사용으로 활용되었다. 그러나 최근에는 미국의 오픈마켓 등에서 택배서비스로도 활용되었으며, 항공 촬영 등의 용도로도 널리 이용되고 있다. 이러한 사용성 증대는 쿼드콥터에 대한 연구개발 활성화로 이어지고 있다.

쿼드콥터는 기본적으로 세 개의 회전 축을 가진다. 기체의 앞(진행 방향)과 나란하며 기체의 무게중심을 지나는 기체의 회전을 롤(roll)이라 하고, 이 축과 수직인 축에 대한 기체의 회전을 피치(pitch)라고 한다. 그리고 기체를 세로로 관통하는 축에 대한 기체의 회전을 요(yaw)라고 한다. 즉, 쿼드콥터는 네 개로터의 상대적인 속도를 조절함으로써 기체의 자세와 움직임을 제어하는 롤, 피치, 요가 제어 시스템의 중심을 이루고 있다. 이러한 특징으

로부터 쿼드콥터는 전형적인 복잡한 비선형 시스템이다. 쿼드콥터 시스템이 가지는 비선형성의 특징은 연구자가 설계한 제어기의 성능을 직관적으로 검증하는 좋은 모델로도 활용되고 있다.

복잡한 비선형 시스템의 안정적인 제어를 위한 알고리즘으로 지능형 제어 알고리즘의 하나인 퍼지논리제어기 기반의 시스템을 설계할 수 있다. 본 논문에서는 쿼드콥터의 제어를 위하여 퍼지 논리 기반의 제어기 설계를 제안한다. 먼저 쿼드콥터의 비선형 모델을 해석하고, 이를 기반으로 쿼드콥터 시스템의 제어를 위한 퍼지논리제어기를 설계한다. 여기서는 먼저 가장 일반적인 형태의 2-입력 퍼지논리제어기를 설계한다. 보통은 오차와 오차의 변화를 입력변수로 취하는 구조라고도 한다. 따라서 2차원의 제어규칙표가 형성되며, 전체 제어 규칙의 수는 두 입력 변수의 퍼지 멤버십 함수의 수에 의하여 곱의 형태로 결정된다. 즉, 두 입력이 각각 5개의 멤버십 함수를 가지면 제어 규칙표에 포함되는 제어 규칙의 수는 25개가 된다. 그런데 이들 제어 규칙은 규칙표 상에서 스쿠 대칭의 특징을 나타낸다. 이러한 특징은 제어대상 시스템이 비최소위상 시스템인 경우에는 모두 유사한 형태로 나타난다.

2-입력 퍼지논리제어기가 가지는 스쿠 대칭의 제어 규칙표는 퍼지논리제어기 설계를 위한 기존의 두 개 입력변수를 하나로 단순화시킬 수 있다[1]. 참고문헌[1]에서 제안된 알고리즘을 기반으로 하나의 입력변수를 가지는 단순구조 형태의 퍼지논리제어기 설계를 제안한다. 이 경우에는 제어 규칙의 수가 입력변수가 가지는 멤버십 함수의 수와 동일하므로, 전체 제어 규칙의 수가 큰 폭으로 줄어들 수 있다. 즉, 단순구조 퍼지논리제어기의 입력변수를 위한 멤버십 함수가 5개이면 전체 제어규칙의 수도 5개뿐이다. 따라서 계산의 복잡성 감소 및 제어기 설계의 단순화 등의 장점을 가질 수 있다.

설계한 두 가지 형태의 퍼지논리제어기에 대한 성능을 비교하기 위하여 시뮬레이션을 수행하며, 이를 통하여 단순구조 퍼지논리제어기의 유용성을 확인한다.

제2장에서는 쿼드콥터의 동역학 방정식을 기술하고, 제3장에서는 퍼지논리제어기 설계를 제시한다. 여기서는 먼저 2-입력의 퍼지논리제어기를 설계하고, 그들이 가지는 특징을 활용하여 단일 입력을 가지는 단순구조 퍼지논리제어기를 설계하는 과정을 제시한다. 제4장에서는 제3장에서 제시한 두 가지 퍼지논리제어기의 성능을 확인하기 위하여 시뮬레이션을 수행하는 과정을 설명하며, 이들의 결과로부터 단순구조 퍼지논리제어기의 유용성을 제시한다. 제안한 시스템의 우수성과 추후과제 등은 제5장에서 제시한다.

## 2. 쿼드콥터의 동역학 방정식

여기서는 쿼드콥터의 동역학 방정식을 기술한다[2-7]. 쿼드콥터의 개략적인 구조에 기반한 좌표계 모델은 그림 1과 같다. 그림 1은 쿼드콥터의 개략적인 구조에 기반한 쿼드콥터의 관성좌표계와 기체좌표계의 관계를 제시하고 있다.

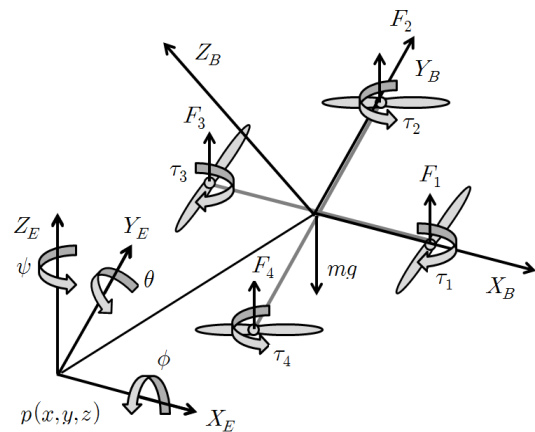


그림 1. 쿼드콥터의 좌표계 모델

Fig. 1. Coordinate system for quad-copter

쿼드콥터의 좌표계 모델을 기반으로 제어대상 시스템의 동역학 방정식을 유도한다. 먼저 관성좌표계에서 로봇의 위치  $P$ 와 오일러각  $\eta$ 는 식(1) 및 (2)와 같이 표현한다.

$$P = [x \ y \ z]^T \tag{1}$$

$$\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T \tag{2}$$

기체 좌표계에서 기체의 선속도  $v$ 와 기체의 각속도  $\omega$ 는 식(3) 및 (4)와 같다.

$$v = [v_x \ v_y \ v_z]^T \tag{3}$$

$$\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T \tag{4}$$

식(1)과 (2)는 다음의 식(5) 및 (6)과 같이 표현된다.

$$\dot{P} = Rv \tag{5}$$

$$\omega = C\dot{\eta} \tag{6}$$

여기서 회전행렬  $R$ 은 관성좌표계에 대하여 기체 좌표계를 회전 변환하는 행렬이며, 다음과 같이 정의된다.

$$R = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi) = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \tag{7}$$

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \tag{8}$$

$$R_z(\phi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

행렬  $C$ 는 관성 좌표계의 오일러 각속도 성분과 기체 좌표계의 각속도 벡터간의 관계를 표현하는 행렬로 다음의 관계식으로 정의한다.

$$R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi)\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + R_z(\psi)\begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_z(\psi)R_y(\theta)\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_x^T(\phi)\begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_x^T(\phi)R_y^T(\theta)\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (11)$$

회전행렬은 직교행렬이므로 다음의 관계식이 성립한다.

$$RR^T = I, \dot{R}R^T + R\dot{R}^T = \dot{I} = 0 \quad (12)$$

여기서  $S = \dot{R}R^T$ 라 정의하면, 다음 식이 만족된다.

$$S + S^T = 0 \quad (13)$$

따라서 회전행렬의 미분은 다음의 식(14)와 같다.

$$\dot{R} = SR \quad (14)$$

그러므로 식(5)와 식(6)은 다음과 같이 정리된다.

$$\ddot{p} = R\dot{v} + \dot{R}v \quad (15)$$

$$\dot{\omega} = C\dot{\eta} + \dot{C}\eta \quad (16)$$

식(12)로 표현된 행렬  $C$ 의 미분은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{C} &= \left[ \frac{\partial C}{\partial \phi} \right] \dot{\phi} + \left[ \frac{\partial C}{\partial \theta} \right] \dot{\theta} + \left[ \frac{\partial C}{\partial \psi} \right] \dot{\psi} \\ &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\dot{\theta}\cos\theta \\ 0 & -\dot{\phi}\sin\phi & \dot{\phi}\cos\phi\cos\theta - \dot{\theta}\sin\phi\sin\theta \\ 0 & -\dot{\phi}\cos\phi & -\dot{\phi}\cos\phi\cos\theta - \dot{\theta}\sin\phi\sin\theta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (17)$$

$m$ 을 기체의 질량,  $I$ 를 기체의 관성 모멘트라 하면, 기체에 작용하는 힘과 모멘트 보존 법칙으로부터 다음의 식(18) 및 (19)가 유도된다.

$$m\dot{v} + \omega \times (mv) = F + F_g \quad (18)$$

$$I\dot{\omega} + \omega \times I\omega = Q - Q_G \quad (19)$$

식에서  $\omega \times (mv)$ 는 구심력이고,  $M = I\dot{\omega} + \omega \times I\omega$ 은 모

멘트에 대한 오일러 방정식이다. 3차원 공간에서 한 점이 고정된 강체에 토크(회전력)가 가해졌을때의 관성 모멘트 텐서는 다음과 같다.

$$I = \begin{pmatrix} I_1 & & \\ & I_2 & \\ & & I_3 \end{pmatrix} \quad (20)$$

강체에 가해진 토크  $\tau = (\tau_1, \tau_2, \tau_3)$ 는 강체의 각속도  $\omega = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)$ 로부터 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \tau_1 &= I_1\dot{\omega}_1 + (I_3 - I_2)\omega_2\omega_3 \\ \tau_2 &= I_2\dot{\omega}_2 + (I_1 - I_3)\omega_3\omega_1 \\ \tau_3 &= I_3\dot{\omega}_3 + (I_2 - I_1)\omega_1\omega_2 \end{aligned} \quad (21)$$

기체는 선대칭적으로 설계되기 때문에 관성 모멘트는 다음의 식(22)와 같다. 여기서  $I_{xx} = I_{yy}$ 이다.

$$I = \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{pmatrix} \quad (22)$$

관성좌표계에서 표시되는 중력벡터  $g^0$ 와 기체좌표계로 회전한 관성좌표계의 중력벡터  $F_g$ 는 다음의 식(23) 및 (24)와 같다.  $F_g$ 는 기체에 작용하는 중력으로 기체좌표계에서 표시되므로, 관성좌표계에서 표시되는 중력벡터를 기체좌표계로 회전해야한다.

$$g^0 = [0 \ 0 \ -g]^T \quad (23)$$

$$F_g = mR^T g^0 \quad \because R^T = R^{-1} \quad (24)$$

$Q_G$ 는 자이로 이펙트로, 기체의 4개 로터의 각속도  $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ 로부터 식(25)와 같이 정의된다. 여기서  $I_R$ 은 로터의 관성 모멘트이다.

$$Q_G = \omega \times I_R \Omega_G, \quad \Omega_G = [0 \ 0 \ \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4]^T \quad (25)$$

기체의 제어를 위해 가해주는 힘과 모멘트인  $F$ 와  $Q$ 는 식 (26) 및 식(27)과 같다. 여기서  $F_i = k_i \Omega_G^2$ ,  $\tau = k_d \Omega_i^2$ 이고,  $k_i, k_d$ 는 각각 로터의 각속도  $\Omega_i$ 와 관계되는 추력과 토크 상관계수이다.

$$F = [0 \ 0 \ F_1 + F_2 + F_3 + F_4] \quad (26)$$

$$Q = [\ell(F_4 - F_2) \ \ell(F_3 - F_1) \ \tau_1 - \tau_2 + \tau_3 - \tau_4]^T \quad (27)$$

지금까지 유도한 식들을 재정리하여 관성 좌표계에서 기체

의 가속도에 관한 식으로 유도하면 식(28) 및 (29)를 얻을 수 있으며, 이로부터 식(30), (31), (32)로 요약할 수 있다.

$$mR^T \ddot{p} = F + mR^T g^0 \quad (28)$$

$$\ddot{p} = g^0 + \frac{1}{m} RF \quad (29)$$

$$\ddot{X} = \sum_{i=1}^4 F_i (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{1}{m} \quad (30)$$

$$\ddot{Y} = \sum_{i=1}^4 F_i (-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta + \cos \phi) \frac{1}{m} \quad (31)$$

$$\ddot{Z} = \sum_{i=1}^4 F_i (-g + (\cos \theta \cos \phi)) \frac{1}{m} \quad (32)$$

이들 식을 재정리하여 관성 좌표계에서 기체의 각가속도에 관한 식으로 정리하면, 식(33), (34), 그리고 식(35), (36), (37)을 얻을 수 있다.

$$I(C\ddot{\eta} + \dot{C}\dot{\eta}) + C\dot{\eta} \times (IC\dot{\eta}) = Q - C\dot{\eta} \times I_R \Omega_G \quad (33)$$

$$\ddot{\eta} = (IC)^{-1} (Q - \dot{C}\dot{\eta} - C\dot{\eta} \times (IC\dot{\eta} + I_R \Omega_G)) \quad (34)$$

$$\ddot{\theta} = (-F_1 - F_2 + F_3 + F_4) \frac{l}{I_{xx}} \quad (35)$$

$$\ddot{\phi} = (-F_1 + F_2 + F_3 - F_4) \frac{l}{I_{yy}} \quad (36)$$

$$\ddot{\psi} = (\tau_{m1} - \tau_{m2} + \tau_{m3} - \tau_{m4}) \frac{1}{I_{zz}} \quad (37)$$

### 3. 퍼지논리제어기의 설계

여기서는 쿼드콥터의 제어를 위한 퍼지논리제어기 설계에 관하여 기술한다. 퍼지논리제어기의 여러 가지 응용 예로부터 비선형 특성을 가지는 제어대상 시스템의 경우에 퍼지논리제어기에 의하여 우수한 제어 성능을 이끌어 낼 수 있음을 확인하였다 [8].

먼저 쿼드콥터의 위치 및 균형 제어를 위한 2-입력 퍼지논리제어기를 설계하고, 그 특성으로부터 단순 구조의 보다 간단한 퍼지논리제어기 설계를 제안한다.

#### 3.1 퍼지논리제어기의 설계

가장 일반적인 퍼지논리제어기의 구조로는 오차와 오차의 변화를 입력변수로 하고, 제어입력을 출력변수로 하는 형태이다. 이를 2-입력 퍼지논리제어기라고도 하며, 기존의 PI제어기 혹은 PD제어기의 제어 원리와 유사하다.

쿼드콥터는 위치제어와 균형제어가 요구된다. 위치제어는 목표점까지의 이동을 위한 위치 제어를 의미하고, 균형제어는 일정한 고도에서 균형을 유지할 수 있는 호버링(hovering) 제어를 의미한다. 본 논문에서는 위치제어를 위한 퍼지논리제어기를 “Position FLC” 그리고 균형제어를 위한 퍼지논리제어기를

“Hovering FLC”로 정하여 각각의 제어기를 설계한다.

일반적인 2-입력 퍼지논리제어기의 전형적인 구조를 기반으로, 쿼드콥터 제어를 위한 퍼지논리제어기를 그림 2와 같이 구성한다.

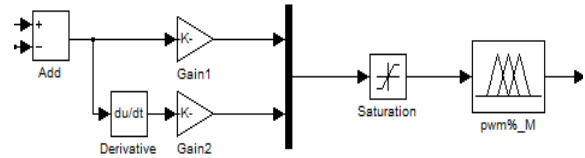


그림 2. 쿼드콥터 제어를 위한 2-입력 퍼지논리제어기의 구조  
Fig. 2. Structure of 2-input fuzzy logic control system for quad-copter

Position FLC를 위한 입력 변수는 쿼드콥터의 현재 위치와 설정위치의 오차(edist)와 그 오차에 대한 변화량(dedist)으로 설정하고, 출력변수는 쿼드콥터의 이동을 제어하기 위한 관성좌표계에서 표현되는 쿼드콥터의 가속도(du)로 설정한다. 그리고 Hovering FLC를 위한 입력변수는 쿼드콥터의 현재 각도와 설정각도의 오차(eeta)와 그 오차에 대한 변화량(deeta)으로 설정하고, 출력변수는 기체 좌표계에서의 토크(eu)로 설정한다. 퍼지 멤버십 함수는 그림 3과 같이 이동변삼각형 형태로 설정하고, 각 멤버십 함수의 의미는 표 1 및 표 2와 같다.

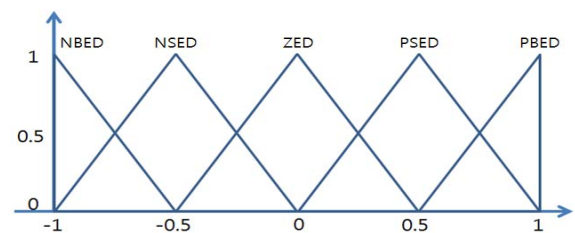


그림 3. 2-입력 퍼지논리제어기를 위한 퍼지 멤버십 함수 형태(입력변수 edist)

Fig. 3. Fuzzy membership function for 2-input fuzzy logic control system (edist)

표 1. 위치제어를 위한 퍼지 멤버십 함수의 의미

Table 1. Definition of fuzzy membership functions for position FLC

Position Error (edist)			Change of Position Error (dedist)		
Positive Big	PBED	1	Positive Big	PBD	1
Positive Small	PSED	0.5	Positive Small	PSD	0.5
Zero	ZED	0	Zero	ZD	0
Negative Small	NSED	-0.5	Negative Small	NSD	-0.5
Negative Big	NBED	-1	Negative Big	NBD	-1

표 2. 호버링 제어를 위한 퍼지 멤버십 함수의 의미  
Table 2. Definition of fuzzy membership functions for hovering FLC

Angle Error (eeta)			Change of Angle Error (deeta)		
Positive Big	PBEE	1	Positive Big	PBE	1
Positive Small	PSEE	0.5	Positive Small	PSE	0.5
Zero	ZEE	0	Zero	ZE	0
Negative Small	NSEE	-0.5	Negative Small	NSE	-0.5
Negative Big	NBEE	-1	Negative Big	NBE	-1

2-입력 퍼지논리제어기의 설계를 위한 제어 규칙표는 각각 표 3 및 표 4와 같다. 표 3은 Position FLC를 위한 제어 규칙표이고, 표 4는 Hovering FLC를 위한 제어 규칙표이다.

표 3. Position FLC를 위한 제어 규칙표

Table 3. Fuzzy control rule table for position FLC

dedist	edist				
	NBD	NSD	ZD	PSD	PBD
PBED	Z	PS	PS	PB	PB
PSED	NS	Z	PS	PS	PB
ZED	NS	NS	Z	PS	PS
NSED	NB	NS	NS	Z	PS
NBED	NB	NB	NS	NS	Z

표 4. Hovering FLC를 위한 제어 규칙표

Table 4. Fuzzy control rule table for hovering FLC

deeta	eeta				
	NBEE	NSEE	ZEE	PSEE	PBEE
PBE	Z	PS	PS	PB	PB
PSE	NS	Z	PS	PS	PB
ZE	NS	NS	Z	PS	PS
NSE	NB	NS	NS	Z	PS
NBE	NB	NB	NS	NS	Z

표 3은 각각 5개의 퍼지 멤버십 함수를 가지는 두 개의 입력 변수(edist, dedist)와 5개의 퍼지 멤버십 함수를 가지는 출력변수로 구성된 제어 규칙표를 보여주고 있다. 출력변수인 제어입력을 위한 퍼지 멤버십 함수의 의미는 다음과 같다 : NB: Negative Big, NS: Negative Small, Z: Zero, PS: Positive Small, PB: Positive Big.

마찬가지로 표 4는 각각 5개의 퍼지 멤버십 함수를 가지는 두 개의 입력변수(eeta, deeta)와 5개의 퍼지 멤버십 함수를 가지는 출력변수로 구성된 제어 규칙표를 보여주고 있다. 출력변

수인 제어입력을 위한 퍼지 멤버십 함수는 표 3과 같이 5개로 구성하였다.

추론은 Mamdani의 Min-Max 연산 추론법을 사용하고, 비퍼지화는 널리 사용되고 있는 무게 중심법을 사용한다.

### 3.2 단순구조 퍼지논리제어기의 설계

지금까지 설계한 2-입력 퍼지논리제어기에서 Position FLC와 Hovering FLC 모두 제어 규칙표에 제시된 출력변수의 제어 동작 특성이 스쿼 대칭이라는 사실을 알 수 있다. 즉, 표 3과 표 4에서 Z(zero)라는 대각 성분의 제어 동작을 중심으로 위, 아래의 삼각형 형태에서 포함된 제어 규칙이 서로 부호가 반대이고, 제어 동작의 크기는 Z라는 대각성분에서 멀어질수록 더 강해진다는 사실을 확인할 수 있다.

이러한 2-입력 퍼지논리제어기의 특징으로부터 입력변수를 하나만 가지는 단순구조의 퍼지논리제어기를 설계할 수 있다. 이제 기존의 2-입력 퍼지논리제어기가 가졌던 주요한 특성을 이용하여 기존의 2-입력 퍼지논리제어기가 가졌던 주요한 특성을 이용하여 기존의 2-입력 퍼지논리제어기 대신에 단일 입력의 단순구조 퍼지논리제어기를 설계한다.

Position FLC와 Hovering FLC를 위한 단일 입력의 단순구조 퍼지논리제어기에 사용될 입력변수를 각각 ed와 ee 라고 하면, 이들은 기존의 2-입력 퍼지논리제어기의 제어 규칙표로부터 다음의 식(38)과 (39)로 유도해 낼 수 있다.

$$ed = \frac{edist + k \times dedist}{\sqrt{1+k^2}} \tag{38}$$

$$ee = \frac{eeta + l \times deeta}{\sqrt{1+l^2}} \tag{39}$$

여기서 K와 l은 스케일링 변수이고, 두 개의 스위칭 직선은 각각 식(40) 및 (41)과 같다.

$$edist + k \times dedist = 0 \tag{40}$$

$$eeta + l \times deeta = 0 \tag{41}$$

단순구조 퍼지논리제어기의 입력변수는 각각 5개의 퍼지 멤버십 함수로 설정하고, 이들의 의미는 표 5에 제시하였다.

표 5. 단순구조 퍼지논리제어기를 위한 입력변수의 퍼지 멤버십 함수

Table 5. Definition of fuzzy membership functions for simple-structured FLC

Input Variables for FLC		Definition	Value
ed	ee		
PBD	PBE	Positive Big	1.0
PSD	PSE	Positive Small	0.5
ZD	ZE	Zero	0
NSD	NSE	Negative Small	-0.5
NBD	NBE	Negative Big	-1.0

이제 쿼드콥터 제어를 위한 단일 입력변수를 가지는 단순구조 퍼지논리제어기는 그림 4와 같은 구조를 가지게 된다.

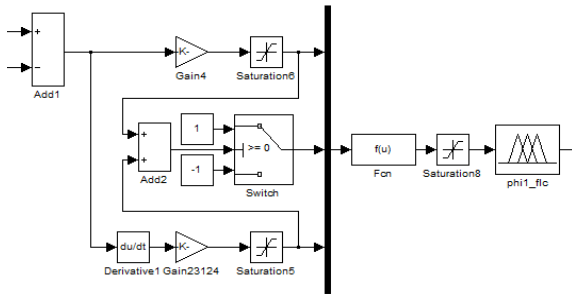


그림 4. 쿼드콥터 제어를 위한 단순구조 퍼지논리제어기의 구조  
Fig. 4. Structure of simple-structured fuzzy logic control system for quad-copter

단순구조 퍼지논리제어기를 위한 입력변수  $ed$ 와  $ee$ 의 퍼지 멤버십 함수는 2-입력 퍼지논리제어기에서 사용한 그림 3의 이등변삼각형 함수 형태를 그대로 사용한다.

단순구조 퍼지논리제어기의 설계를 위한 제어 규칙표는 각각 표 6 및 표 7과 같다. 표 6은 Position FLC를 위한 제어 규칙표이고, 표 7은 Hovering FLC를 위한 제어 규칙표이다.

추론 방법 및 비퍼지화는 2-입력 퍼지논리제어기 설계에서 사용한 Mamdani의 Min-Max연산 추론법과 무게 중심법을 사용한다.

표 6. 단순구조 퍼지논리제어기의 Position 제어를 제어 규칙표  
Table 6. Fuzzy control rule Table for position control of simple-structured FLC

$ed$	NBD	NSD	ZD	PSD	PBD
$ud$	NB	NS	Z	PS	PB

표 7. 단순구조 퍼지논리제어기의 호버링 제어를 제어 규칙표  
Table 7. Fuzzy control rule table for hovering control of simple-structured FLC

$ee$	NBE	NSE	ZE	PSE	PBE
$ud$	NB	NS	Z	PS	PB

#### 4. 시뮬레이션 결과

제3장에서 설계한 두 개의 서로 다른 퍼지논리제어기(2-입력 FLC와 단순구조 FLC)의 성능을 비교하기 위하여 시뮬레이션을 수행한다. 기준위치( $x, y, z$ )는  $[0, 0, 0]$ 이고, 최종 목적지 위치는  $[10, 15, 20]$ 으로 설정하였다. 호버링을 위한  $(\phi, \theta, \psi)$ 는  $[0, 0, 0]$ 에서  $[0, 0, 1]$ 을 유지하도록 설정하였다. 이 때, 기체의 위치 이동 및 각도에 대한 시뮬레이션 결과를 그림 5 및 그림 6에 제시하였다.

그림 5는 위치정보를 나타내는  $x, y, z$  좌표 중에서  $y$ -좌표의 제어 성능을 비교하는 시뮬레이션 결과이다. 2-입력 퍼지논리제어기와 단순구조 퍼지논리제어기를 각각 점선과 실선으로 구분하여 제시하였으며, 그림으로부터 알 수 있듯이 두 결과는 매우 유사한 제어 성능을 나타낸다.

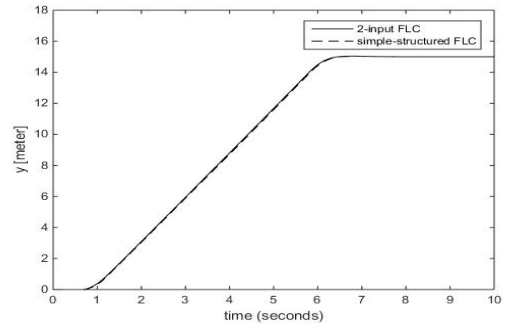


그림 5. 위치제어의 시뮬레이션 결과 ( $y$ -축)  
Fig. 5. Simulation result of position control ( $y$ -axis)

그림 6은 롤, 피치, 요의 균형 제어에 관한 결과중에서 피치 ( $\theta$ )의 제어 성능을 비교하는 시뮬레이션 결과이다. 2-입력 퍼지논리제어기와 단순구조 퍼지논리제어기를 각각 점선과 실선으로 구분하여 제시하였으며, 그림으로부터 알 수 있듯이 두 결과는 매우 유사한 제어 성능을 나타낸다.

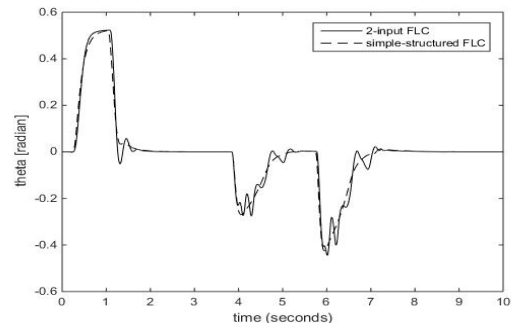


그림 6. 호버링 제어의 시뮬레이션 결과 ( $\theta$ )  
Fig. 6. Simulation result of hovering control ( $\theta$ )

#### 5. 결론 및 추후 과제

쿼드콥터의 응용분야가 급속도로 확산되면서 관련 분야의 연구, 개발 또한 폭넓게 진행되고 있다. 본 논문에서는 쿼드콥터의 핵심 제어 요소인 위치 정확성과 호버링 안정성을 위하여 비선형 시스템의 제어에 널리 활용되고 있는 퍼지논리제어기 설계를 제안하였다. 먼저 제어대상 시스템인 쿼드콥터의 동적 모델을 제시하였으며, 이를 기반으로 기존의 2-입력 퍼지논리제어기를 설계하였다. 설계한 퍼지논리제어기는 위치 제어와 호버링 제어를 위한 별도의 제어기 구조를 가지는 형태이며, 각각은 두 개의 입력변수와 하나의 출력변수를 사용하였다. 그런데 설



제한 2-입력 퍼지논리제어기에서 제어 규칙표가 스쿼 대칭의 특징을 가지는 사실을 확인하였고, 이를 분석하여 퍼지논리제어기 구조를 단순화시킬 수 있는 방안을 제시하였다. 즉, 제어 규칙표의 스쿼 대칭 특징은 퍼지논리제어기의 제어 입력을 하나로 단순화시킬수 있도록 하였다.

결론적으로 쿼드콥터를 위한 단순구조 퍼지논리제어기는 위치 제어와 호버링 제어 두 경우 모두 입력변수를 단 하나만 가지는 단순 구조로 설계하였다. 그 결과 계산의 복잡성이 크게 감소되었음은 물론 제어 규칙의 수가 크게 줄어들었다. 그럼에도 불구하고 제어 성능은 기존의 2-입력 퍼지논리제어기와 거의 유사하였다.

추후 과제로 이들을 직접 구현하여 실제 적용시 두 가지 형태의 퍼지논리제어기가 가지는 유용성을 확인할 예정이다.

### References

- [1] B.-J. Choi, S.-W. Kwak and B.-K. Kim, "Design and Stability Analysis of Single-Input Fuzzy Logic Controller", *IEEE Trans. on Systems, Man, and Cybernetic*, Vol.30, No.2, 2000
- [2] F. Fakurian, "Fuzzy Controller Design For Quadrotor Uavs Using Minimal Control Input", *Indian J. Sci. Res.*, Vol.1, No.2, 157-164, 2014
- [3] A. Bousbaine "Modelling and Simulation of A Quad-Rotor Helicopter", *Power Electronics, Machines and Drives (PEMD 2012), 6th IET International Conference*,
- [4] G.-W. Yang, "Quad-rotor drone dynamics modeling", Available: <http://blog.daum.net/pg365/64> 2011, [Accessed: February 20, 2015]
- [5] G.-W. Yang, "Quad-rotor drone Control and Simulation", Available: <http://blog.daum.net/pg365/65>, 2011, [Accessed: February 20, 2015]
- [6] G.-W. Yang, "Robot dynamics", Available: <Http://blog.daum.net/pg365/102>, 2011, [Accessed: February 20, 2015]
- [7] G.-W. Yang, "Robot dynamics: Newton-Euler Method", Available: <http://blog.daum.net/pg365/105>, 2011, [Accessed: February 20, 2015]
- [8] C.-C. Lee, "Fuzzy Logic in Control Systems: Fuzzy Logic Controller-Part I & II", *IEEE Trans. On System, Man and Cybernetics*, Vol.20, No.2, 1990
- [9] S.-F. Kwak and B.-J. Choi, "Design of Fuzzy Logic Control System for Segway Type Mobile Robots", *Int. J. of Fuzzy Logic and Intelligent Systems*, Vol.15, No.2, 2015
- [10] S.-Y. Kang, J.-W. Chae, and T.-S. Jin, "Performance Enhancement of the Attitude Estimation using Small

Quadrotor by Vision-based Marker Tracking", *Journal of Fuzzy Logic and Intelligent Systems*, Vol.25, No.5, 2015

### 저 자 소 개



#### 유현호(Hyun-Ho Yoo)

2014년 : 대구대학교 전자전기공학부 공학사  
2014년~현재 : 대구대학교 대학원  
전자제어공학과 석사과정

관심분야 : Fuzzy Control, Embedded  
Phone : +82-10-3167-8012  
E-mail : gusghyoo@naver.com



#### 최병재(Byung-Jae Choi)

1998년 : 한국과학기술원 전기및전자공학과 공학박사  
1999년~현재 : 대구대학교 전자전기공학부 교수

관심분야 : 지능제어 및 시스템  
Phone : +82-10-4805-6633  
E-mail : bjchoi@daegu.ac.kr