

# 무인 쿼드콥터 로봇 횡 방향 제어를 위한 Fuzzy-PI 제어기 설계

## Design of Lateral Fuzzy-PI Controller for Unmanned Quadrotor Robot

백 승 준, 이 덕 진, 박 종 호, 정 길 도\*

(Seung-jun Baek<sup>1</sup>, Deok-jin Lee<sup>2</sup>, Jong-ho Park<sup>3</sup>, and Kil-To Chong<sup>1</sup>)

<sup>1</sup>Advanced Electronics and Information Research Center, Chonbuk National University

<sup>2</sup>Kunsan National University

<sup>3</sup>Seonam University

**Abstract:** Quadrotor UAV (Unmanned Aerial Vehicle) is a flying robotic platform which has drawn lots of attention in the recent years. The attraction comes from the fact that it is able to perform agile VTOL (Vertical Take-Off Landing) and hovering functions. In addition, the efficient modular structure composed of four electric rotors makes its design easier compared to other single-rotor type helicopters. In many cases, a quadrotor often utilizes vision systems in order to obtain altitude control and navigation solution in hostile environments where GPS receivers are not working or deniable. For carrying out their successful missions, it is essential for flight control systems to have fast and stable control responses of heading angle outputs. This paper presents a Fuzzy Logic based lateral PI controller to stabilize and control the quadrotor vehicle equipped with vision systems. The advantage of using the fuzzy based PI controller lies in the fact that it could acquire a desired output response of a heading angle even in presence of disturbances and uncertainties. The performance comparison of the newly proposed Fuzzy-PI controller and the conventional PI controller was carried out with various simulation results.

**Keywords:** quadrotor, UAV, fuzzy logic, stabilization, hovering, yaw control

### 1. 서론

최근 공학 분야의 전반적인 무인화 추세와 더불어 비행체 (항공기, 헬기, 쿼드콥터 등) 로봇과 관련하여 많은 연구가 진행되고 있다[1,2]. 그 중에서도 무인비행체(UAV)는 군사 분야부터 재난 감시 분야, 환경 분야, 농업 분야, 그리고 영상 촬영 분야 등과 같은 다양한 민간 분야에 이르기까지 광범위하게 활용되어지고 있다[3]. 더불어 국내에서도 무인 비행체에 관한 지속적인 연구가 수행되고 있으며, 특히 농업, 재난관리 및 영상 촬영과 같은 민간 분야에서는 리모트 컨트롤과 응급 시 귀환모드가 가능한 무인 비행로봇 상용화 제품 등도 활용되고 있다. 물론 무인 비행 로봇의 위치와 자세 정보 그리고 센서 정보 등을 활용하여 무인 비행체의 무인 자율 비행을 최종 목표로 하고 있지만 현실적으로는 외부 무선 조종기에 의한 원격 제어 시스템으로 운영되고 있다.

본 논문에서는 다양한 무인비행체 중에서 무인 쿼드콥터

비행로봇을 활용하여 무인 자율 비행이 가능한 무인 쿼드콥터 제어 알고리즘을 설계하고자 한다. 쿼드콥터 비행로봇은 헬리콥터와 유사한 수직 이착륙 및 정지비행 또는 호버링이 가능하다는 것과 더불어 시스템 구조를 단순하게 함으로써 유지 보수 및 제작비를 줄일 수 있다는 많은 장점을 보유하고 있다. 또한, 쿼드콥터에서는 시스템에 사용하는 에너지를 4개의 로터에 분산시킴으로서 로터 하나에 이상이 생기거나 혹은 긴급 상황이 발생할 경우에도 나머지 로터를 활용하여 충분히 대체 가능하며, 혹시 발생할지 모르는 충돌에서도 피해를 최소화 할 수 있다. 하지만 쿼드콥터의 경우 시스템의 전체 중량이 상대적으로 적어 외부 바람이나 외란 등에 영향을 많이 받는다고 할 수 있으며, 호버링 운행에 있어서도 로터 4개를 함께 제어해야 하기에 에너지 소모가 많이 발생할 수도 있다.

무인 쿼드콥터 시스템을 영상 촬영을 하거나 산불, 사고 등에 관련한 재난 감시 혹은 교통 및 정보 전송 등에 활용하고자 하는 경우, 외부 바람과 기류 또는 산불 등이 발생할 경우에 나타나는 먼지와 같은 외란 속에서도 목표하는 바를 신속하고 정확하게 이루고자 할 경우에 쿼드콥터의 제자리 비행 및 정확한 방향 전환 등을 위해 쿼드콥터 자체의 헤딩 각(Yaw angle) 제어가 점점 중요한 이슈가 되고 있다[4].

현재 무인 쿼드콥터 시스템에 실제적으로 활용되고 있는 제어 알고리즘은 간편한 구조와 실 구현의 용이성이 좋은 PI 제어 방법이 널리 사용되어지고 있다[5,6,7]. 하지만 쿼드콥터 시스템의 경우 동작 상태와 운동 궤적이 커플링 되어 있는 비선형 시스템이기에 PI 제어기만으로는 외부 변화와

\* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2012. 11. 24., 수정: 2012. 12. 7., 채택확정: 2012. 12. 26.

백승준, 정길도: 전북대학교 전자공학부

(hitpack@naver.com/kitchong@jbnu.ac.kr)

이덕진: 군산대학교 기계자동차공학부(deokjlee@kunsan.ac.kr)

박종호: 서남대학교 전기전자공학과(74small@hanmail.net)

※ 본 논문은 2011년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단과 산학협력 선도대학(LINC) 육성사업의 지원을 받아 수행한 연구임(No. 2012-0038978), (No. 2012-006626) & (2012C0043010115).

※ 본 논문은 2012년도 ICROS 전북제주지부 학술대회에서 초안이 발표되었음.

돌발 상황에서 쿼드콥터의 빠르고 안정적인 heading 각(Yaw angle)의 제어가 힘들다. 따라서 이러한 문제점을 해결하면서 비선형 시스템을 충분히 고려한 무인 쿼드콥터 제어기를 설계하고자 한다. 다시 말해 쿼드콥터의 비선형 특성 및 모델 정확성 그리고 외란에 민감한 쿼드콥터 특성과 더불어 실제 시스템에 쉽게 적용, 구현가능한지도 고려하였다.

따라서 본 논문에서는 위의 조건들에 부합하는 제어 알고리즘으로 Fuzzy 알고리즘을 선정하여 기존의 PI 제어기를 수정, 보완하여 쿼드콥터 비행 로봇의 횡방향 Fuzzy-PI 제어기를 제안하고자 한다. 또한 쿼드콥터의 모델링[8,9,10] 및 제어 동작을 분석하였으며, 기존 PI 제어기 방식과 Fuzzy-PI 제어기의 응답 성능을 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 비교 분석 하였다.

본 논문은 다음과 같이 구성되어 진다. II 장에서는 먼저 쿼드콥터의 좌표변환을 정의한 후에 시스템의 운동학과 동역학에 관한 수식을 유도하였다. 다음으로 기존 쿼드콥터의 제어 동작을 위한 토크 변환과 힘 변환의 수식적 과정을 설명하였으며, 마지막으로 제안하는 쿼드콥터의 횡 방향 Fuzzy-PI 제어기를 기술하였다. III 장에서는 시뮬레이션 과정에서 기준 heading 각 입력에 따른 Fuzzy-PI 제어기의 성능과 PI 제어기의 성능 비교 결과를 제시하였다. 마지막 장에서는 수행한 연구의 결론과 향후 연구 내용을 정리하였다.

**II. 본론**

**1. 쿼드콥터의 동역학 모델**

**1.1 쿼드콥터의 좌표변환의 정의**

쿼드콥터 비행 로봇을 모델링하기 위해서는 로봇의 기본 구조 설계와 물리적 특성을 위한 공통 공식 및 좌표계가 요구되며, 전체적인 프로세스를 정립할 필요가 있다. 기구학적 모델링, 에너지 소모, 토크와 센서에 관련된 모션방정식으로부터 유도되는 동적 모델링, 로터 다이내믹, 그리고 공중 다이내믹을 위한 힘과 모멘트를 분석하고 정의할 수 있다. 그리고 쿼드콥터 모델링 좌표 시스템의 경우 그림 1 과 같이 지상의 기준점으로 부터 표현되는 관성좌표계와 쿼드콥터의 기체에 고정되어져 표현하는 몸체좌표계간에는 차이가 있으며, 이를 Rotation matrix로 관계를 정의하며, 식 (1)은 다음과 같다.

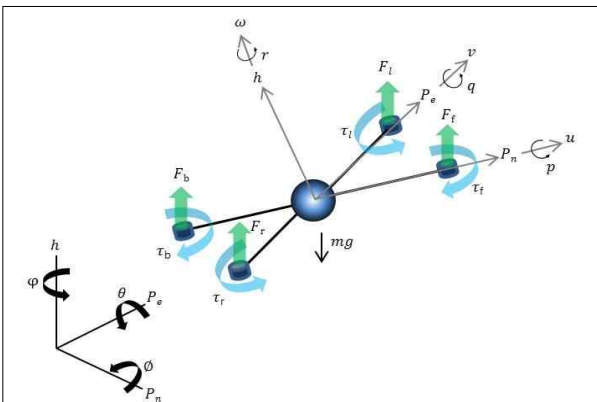


그림 1. 쿼드콥터 모델링 좌표 시스템.  
Fig. 1. The coordinate system of modelling of Quad-rotor.

$$R_v^b(\phi, \theta, \psi) = R_{v_2}^b(\phi) R_{v_1}^{v_2}(\theta) R_{v_1}^{v_2}(\psi) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

이때,  $s\phi = \sin\phi, s\theta = \sin\theta$  and  $s\psi = \sin\psi$ 이다.

**1.2 쿼드콥터의 운동학**

쿼드콥터는 직선운동과 회전운동을 하는 기체이며, 직선운동을 정의하기 위하여 관성좌표계에서의 위치 성분과  $[p_n, p_e, -h]^T$  와 기체의 속도 성분  $[u, v, w]^T$ 의 관계를 구하면 아래의 식 (2)와 같다.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} p_n \\ p_e \\ -h \end{bmatrix} = R_v^v \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = (R_v^b)^T \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2)$$

쿼드콥터의 회전운동은 기체의 각속도와 Euler 각을 미분하여 속도 성분으로 변환하여 관계를 정의하면 과정 식 (3)과 같으며, 결과는 식 (4)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = R_{v_2}^b(\phi) \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_{v_2}^b(\phi) R_{v_1}^{v_2}(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_{v_2}^b(\phi) R_{v_1}^{v_2}(\theta) R_{v_1}^{v_2}(\psi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$= \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\therefore \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

이때,  $[\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$ 는 Euler 각의 미분 성분이고,  $[p, q, r]^T$ 은 기체의 각속도 성분이다. 우리는 식 (4)를 쿼드콥터의 운동학모델로 정의한다.

**1.3 쿼드콥터의 동역학**

쿼드콥터의 힘은 직선운동을 일으키는 힘 F와 회전운동을 일으키는 M으로 나누어 표현하는데 본 논문에서는 각의 힘을 생성하는 관련한 힘의 요소인 M 모멘트에 관해서만 정의하겠으며, 회전운동의 뉴턴의 제 2법칙은 식은 (5)와 같다.

$$\frac{dh^b}{dt_i} = m \quad (5)$$

이때  $h$ 는 Angular momentum이고,  $m$ 은 가해진 torque이다. 식 (5)를 기체좌표계에서 다시 표현하였을 때, 식 (6)과 같다.

$$\frac{dh}{dt_b} + w_{i/b} \times h = m \quad (6)$$

이때,  $h^b = Jw^{b/b}$ 이며 J는 관성모멘트 행렬이며, 쿼드콥터의 기체는 선 대칭적으로 설계되어 식 (7)로 정의한다.

$$J = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

관성모멘트 행렬  $J$ 의 요소는  $J_x, J_y = \frac{2MR^2}{5} + 2l^2m$ ,  $J_z = \frac{2MR^2}{5} + 4l^2m$  과 같이 정리된다. 또한, 식 (6)에서  $M$  은 쿼드로터의 무게,  $R$ 은 쿼드로터의 중심의 반지름,  $l$ 은 로터와 기체의 중심사이의 거리,  $m$ 은 로터 하나에 대한 무게이다.

쿼드로터의 회전 힘 생성을 위한 뉴턴의 제 2법칙 식 (6), (7)을 다시 적용하여 보면 식 (8)와 같으며, 이를 쿼드로터의 역학 모델로 정의할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \ddot{p} \\ \ddot{q} \\ \ddot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_z} \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} \right\} \quad (8)$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x} qr \\ \frac{J_z - J_x}{J_y} pr \\ \frac{J_x - J_y}{J_z} pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{bmatrix}$$

본 논문에서는 쿼드로터의 운동학 모델과 동역학 모델을 동시에 적용하여 보다 현실적인 쿼드로터 횡방향 제어기로 설계하고자 한다. 따라서, 주어진 식 (4)와 식 (8)을 이용하여 쿼드로터의 안정적인 주행을 위한 제어기 설계를 진행하고자 한다.

2. 기존 무인 쿼드로터 PI 제어기

2.1 쿼드로터의 제어 동작 분석

쿼드로터는 로터가 네 개로 이루어진 무인비행체로써, 위치 값  $[x, y, z]^T$ 과 각 값  $[\phi, \theta, \psi]^T$ 의 정보를 받아 이동을 한다. 하지만, 실제로 주행을 위해서는 로터에 전압 값을 받아 이동을 하는데 이는 위치 값과 각 값에 따라서 로터의 전압 값이 설정되어 이 로터들은 힘을 만들게 되는데, 이 동작을 위한 블록선도는 그림 2와 같다. 쿼드로터는 위치와 각의 제어를 위한 제어 블록을 가지지만, 본 논문에서는 각 제어를 위한 블록선도만을 표현한다.

토크변환과정을 설명하기 위해서 식 (4)를 미분하면 식 (9)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \dot{C} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + C \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (9)$$

이때, 행렬  $C = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix}$  로 정의한다.

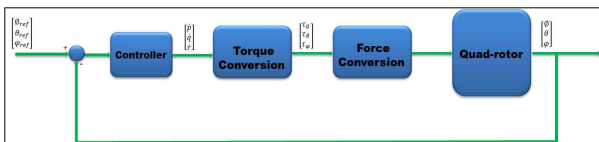


그림 2. 쿼드로터의 제어 블록 선도.  
Fig. 2. A block diagram of the Quadrotor Robot.

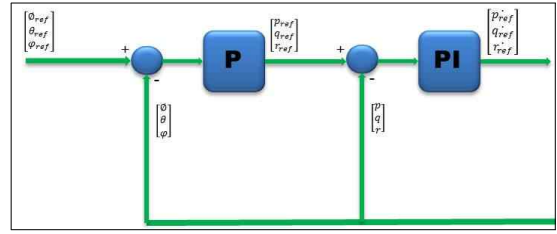


그림 3. 쿼드로터의 기존 PI 제어기의 블록선도.  
Fig. 3. A block diagram of the controller for the Quad-rotor.

기체의 각가속도 성분을 토크성분으로 정의하기 위하여 식 (9)의 좌변을 뉴턴의 제 2법칙을 적용하여 다시 표현하고, 이를 간략화하면, 식 (10)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \quad (10)$$

힘 변환은 4개의 로터의 회전운동으로 발생하는 힘이 쿼드로터의 고도와  $x, y, z$ 의 위치를 변화시키는 로터들의 입력을 위한 힘 값으로 변환되어진다.

2.2 쿼드로터의 PI 제어기 설계 결과

쿼드로터의 횡 방향 제어를 위한 기존 PI 제어기는 각 속도 단에 P 제어기를 거친 출력 값을 입력을 받아 제어기의 출력으로 각 가속도 값을 생성한다. 이를 그림으로 다시 표현하면, 그림 3과 같다.

첫 번째로, 각 속도 단에 위치한 P 제어를 정의하면, 각 속도의 오차 값을 보상하는 값  $k_{p_v}$  이용하여 오차를 줄여가는 방향으로 제어 하게 되며 식 (11)와 같이 정리된다.

$$\begin{bmatrix} p_{ref} \\ q_{ref} \\ r_{ref} \end{bmatrix} = k_{p_v} \begin{bmatrix} \phi_{ref} - \phi \\ \theta_{ref} - \theta \\ \psi_{ref} - \psi \end{bmatrix} \quad (11)$$

다음으로 각 가속도 단에 위치한 PI 제어기 또한 위와 동일한 개념으로 제어기를 설계하며 식 (12)과 같이 정리한다.

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_{ref} \\ \dot{q}_{ref} \\ \dot{r}_{ref} \end{bmatrix} = \left( k_{p_a} + \frac{k_{i_a}}{s} \right) \begin{bmatrix} p_{ref} - p \\ q_{ref} - q \\ r_{ref} - r \end{bmatrix} \quad (12)$$

여기서  $k_{p_v}, k_{p_a}$ 는 비례이득,  $k_{i_a}$ 는 적분이득으로, 속도 단의  $k_{p_v} = 5$  그리고 각 가속도 단에는  $k_{p_a} = 7, k_{i_a} = 60$ 를 사용하였는데 이는 Off-line Control로 한 이득 설정 결과이며 시뮬레이션 결과는 III 장 시뮬레이션에서 보이겠다.

3. 제안한 쿼드로터 Fuzzy-PI제어기

3.1 Fuzzy-PI제어기의 입출력

본 논문에서의 Fuzzy-PI 제어기는 횡방향의 퍼지 제어를 제안하므로 횡방향의 angle factor인 yaw angle의 각 속도 오차  $e_{v_\psi}$ 와 각 가속도 오차  $e_{a_\psi}$ 를 퍼지 제어 입력을 위해서 정의하고 관련 식은 다음과 같다.

$$e_{v_\psi} = v_{\psi_{ref}} - v_\psi \quad (13)$$

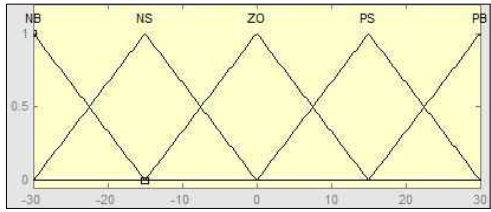


그림 4. Fuzzy-PI 제어기의 입력 멤버십 함수 (:각 가속도오차).  
Fig. 4. Input membership functions of a Fuzzy-PI controller (:error of angular acceleration).

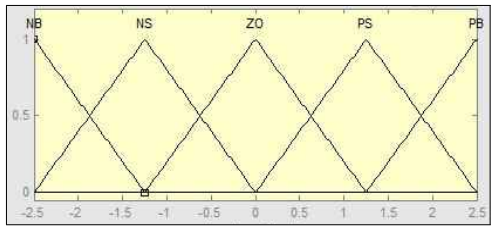


그림 5. Fuzzy-PI 제어기의 입력 멤버십 함수 (:각 속도오차).  
Fig. 5. Input membership functions of a Fuzzy-PI controller (:error of angular velocity).

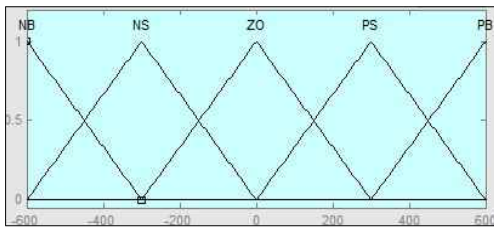


그림 6. Fuzzy-PI 제어기의 출력 멤버십 함수.  
Fig. 6. Output membership functions of a Fuzzy-PI controller.

표 1. Fuzzy-PI 제어기의 제어 규칙.

Table 1. A rule of the Fuzzy-PI controller.

$v_\psi$ \ $a_\psi$	NB	NS	ZO	PS	PB
NB	NS	NS	ZO	PS	PB
NS	ZO	ZO	PS	PS	ZO
ZO	ZO	ZO	ZO	ZO	ZO
PS	ZO	NS	NS	ZO	ZO
PB	NB	NS	ZO	PS	PS

$$e_{a_\psi} = a_{\psi_{ref}} - a_\psi \quad (14)$$

여기서  $v_{\psi_{ref}}$  는 yaw angle의 속도 입력이고,  $v_\psi$ 는 쿼드콥터의 각 속도이다.  $a_{\psi_{ref}}$  는 yaw angle의 각 가속도 입력이고,  $a_\psi$ 는 쿼드콥터의 각 가속도 값이다. 제어 입력을 위한 범위는 외란과 변화에 따라 허용될 수 있는 범위를 설정하여 정의하였고, Fuzzy membership 함수는 5개 (NB, NS, ZO, PS, PB)로 구성하였다. 제어 출력 함수의 범위는 안정적인 제어를 위한 출력을 생성하여 빠른 응답을 가질 수 있도록 설정하며, Fuzzy membership 함수는 5개 (NB, NS, ZO, PS, PB)로 구성하였다.

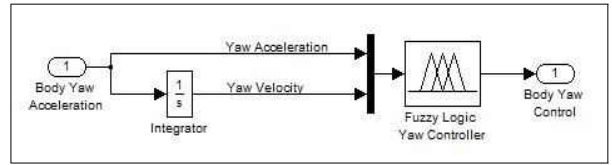


그림 7. 설계된 쿼드콥터의 횡 방향 Fuzzy-PI 제어기.  
Fig. 7. A lateral Fuzzy-PI controller of Quad-rotor.

Fuzzy membership 함수의 모양은 외란이 포함된 값의 데이터 처리에 빠른 계산 시간을 가지기 위해 선형적 함수인 삼각함수를 사용하였으며, 함수의 범위는 삼각함수의 중심을 기준으로 균등한 범위를 가지도록 설정하였고, 최종적으로 만들어진 Fuzzy-PI 제어기의 입력력 함수의 최종 그림 4, 그림 5, 그림 6과 같다.

퍼지 제어 규칙은 시뮬레이션과 실험 결과 및 데이터와 전문가의 지식을 활용하여 yaw angle의 각 속도 오차와 각 가속도 오차에 대해 복수 개의 퍼지 제어 규칙을 병렬적으로 작동시켜 퍼지 추론에 적용시킨다. 본 논문에서는 퍼지 추론으로 Mandani 추론 과정을 택했으며, 표 1로 정리하였다. 더불어 전체 규칙에 의한 추론 결과는 무게 중심법(center of gravity method)을 사용하여 비퍼지화를 진행하였다.

### 3.2 설계된 쿼드콥터의 Fuzzy-PI 제어기 결과

그림 7은 본 논문에서 제안하는 무인 쿼드콥터 비행 로봇의 Fuzzy-PI 제어기의 최종 형태이며, 제어기는 각의 가속도와 속도의 입력 그리고 쿼드콥터의 실제 출력된 각의 가속도와 속도의 차이 값을 받아 설계된 제어 규칙에 따라서 출력 값을 결정하여 쿼드콥터 모델의 각의 입력을 보내 주게 되어 쿼드콥터의 안정적인 주행을 가능하게 한다.

## III. 시뮬레이션 결과

그림 8부터 그림 10은 쿼드콥터가 기준 heading 입력 값이  $0.525 \text{ rad}$  ( $30^\circ$ ) 일 때, 회전운동인 토크 량과 이를 통해 발생하는 힘의 양의 값을 보여준다. 그림 8은 Fuzzy-PI의 출력이자 쿼드콥터의 회전운동을 발생시키는 토크 변환 전의 각 입력 값을 표현하며, 그림에 볼 수 있듯이, Fuzzy-PI의 제어에 따라 쿼드콥터의 각 가속도 오차와 각 속도의 오차가 점점 줄어들어 '0'으로 수렴하는 것을 알 수 있다. 그림 9는 기준 heading 각  $0.525 \text{ rad}$  ( $30^\circ$ )에 대한 회전운동을 일으키는 토크 량의 값을 보여주는데 회전운동 값 또한 그림 8의 각 입력 응답이 '0'으로 수렴함에 따라 피드백 오차가

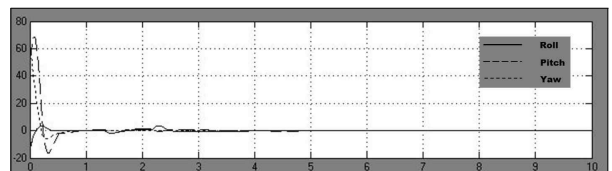


그림 8. Fuzzy-PI 제어의 각 입력 응답: 기준 heading 각  $0.525 \text{ rad}$  ( $30^\circ$ ).

Fig. 8. Angle references of Fuzzy-PI control: ref ang.  $0.525 \text{ rad}$  ( $30^\circ$ ).

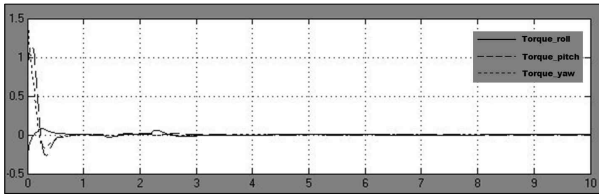


그림 9. Fuzzy-PI 제어의 토크 변환: 기준 heading 각 0.525 rad (30°).

Fig. 9. Torque conversion of Fuzzy-PI control: ref ang. 0.525 rad (30°).

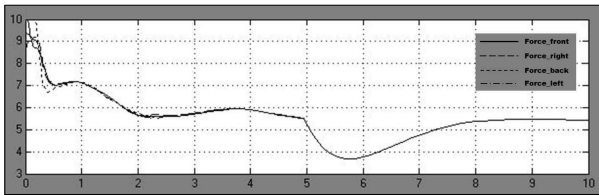


그림 10. Fuzzy-PI 제어의 토크 변환: 기준 heading 각 0.525 rad (30°).

Fig. 10. Torque conversion of Fuzzy-PI control: ref ang. 0.525 rad (30°).

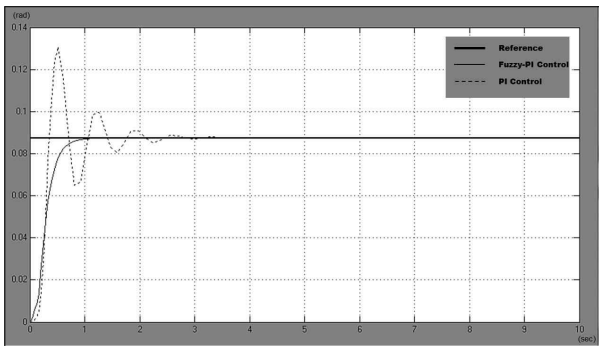


그림 11. Fuzzy-PI 제어기와 PI 제어기의 출력 응답: 기준 heading 각 0.0875 rad (5°).

Fig. 11. Output responses of Fuzzy-PI and PI controller: ref ang. 0.0875 rad (5°).

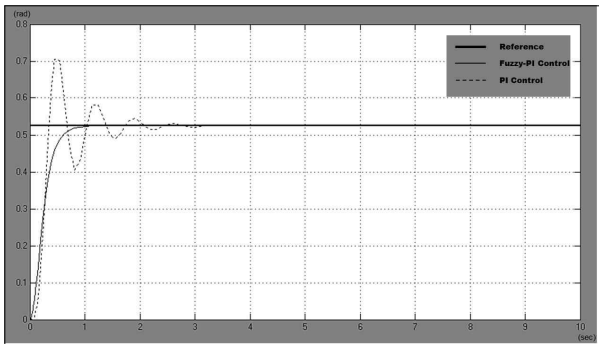


그림 12. Fuzzy-PI 제어기와 PI 제어기의 출력 응답: 기준 heading 각 0.525 rad (30°).

Fig. 12. Output responses of Fuzzy-PI and PI controller: ref ang. 0.525 rad (30°).

줄어들어 4 초 이후에는 heading 각의 변화를 위한 회전운동이 필요하지 않아 토크를 발생시키지 않음을 확인 할 수 있다.

그림 10은 회전운동에 발생된 토크와 쿼드로터의 주행을 위한 위치 값  $[x, y, z]^T$ 이 적용되어 발생하는 전체의 힘으로써, 로터 네 개에 들어가는 힘의 양을 표현한다. 시뮬레이션은 일정한 위치를 가지고 가는 상태에서 heading 각의 변화를 주는 방법으로 진행하였기 때문에, 전체적인 힘의 조합은 쿼드로터를 전진 주행과 중에 방향 변환을 한다는 것을 보여준다.

그림 11부터 그림 13의 실험 결과는 쿼드로터가 일정한 경로를 가지고 운항 하는 도중에 경로를 변경 시에 heading 각의 변화를 주었을 때의 기존 PI 제어기의 응답 성능과 본 논문에서 제안하는 Fuzzy-PI 제어기의 응답 성능 결과이다. 차례로, 그림 11에서는 일반적인 주행에서 경로를 변경 시에 heading 각의 입력으로 실제 쿼드로터 자율 주행 운항 시 많이 주는  $0.0875 \text{ rad}$  ( $5^\circ$ )에 대한 응답성능이다. PI 제어기는 0.0656의 오버슈트를 가지며 진동 현상을 보이고 있는 반면에 Fuzzy-PI 제어기는 진동 현상을 보이지 않는다. 또한, PI 제어기는 입력 heading 각에 대해 정정시간(settling time)이 2.2초이고, Fuzzy-PI 제어기는 0.6초의 시간을 가져 안정적인 응답 속도를 보인다.

두 번째, 그림 12에서 입력 heading 각  $0.525 \text{ rad}$  ( $30^\circ$ )에 대해서는 쿼드로터가 운항 시에 기준 입력 값으로 줄 수 있는 최대 각에 대한 시뮬레이션 결과이다. 그림에서 알 수 있듯이, Fuzzy-PI의 정정시간(settling time)이 0.54초이고, PI 제어기는 2.4초의 시간을 가져 제어 성능의 안정성을 보인다.

마지막으로 실행한 시뮬레이션 그림 13결과는 쿼드로터

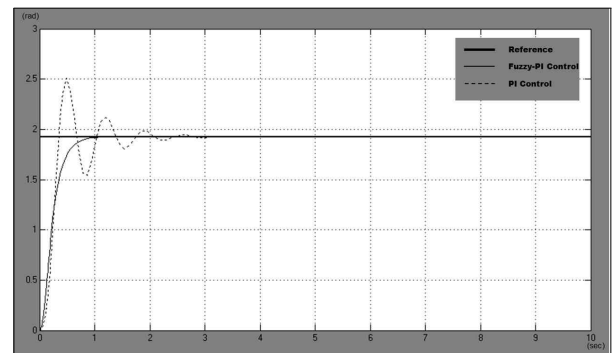


그림 13. Fuzzy-PI 제어기와 PI 제어기의 출력 응답: 기준 heading 각 1.925 rad (110°).

Fig. 13. Output responses of Fuzzy-PI and PI controller: ref ang. 1.925 rad (110°).

표 2. Fuzzy-PI 제어기와 PI 제어기의 제어 응답 성능 비교.

Table 2. Responses comparison Fuzzy-PI with PI controller.

	$t_s$ (ref = 5°)	$t_s$ (ref = 30°)	$t_s$ (ref = 110°)
Fuzzy-PI	0.6 sec	0.54 sec	0.6 sec
PI	2.2 sec	2.4 sec	2.4 sec

가 주행 시에 갑작스런 바람이나 외란 때문에, 입력으로 주어진 각 보다 더 크게 입력이 되었을 때, 응답성능을 확인하는 것이다. 이때, 기준 입력 헤딩 각은  $1.925\text{rad}$  ( $110^\circ$ )이며 Fuzzy-PI의 정정시간(settling time)이 0.6초이고, PI 제어기는 2.45초의 시간을 가져 Fuzzy-PI 우수성을 보인다. 이를 표와 그림으로 정리하면 다음과 같으며, 표 2와 그림의 결과는 Fuzzy PI 제어기의 높은 성능을 보여준다.

#### IV. 결론

본 논문에서는 무인 쿼드콥터의 제자리 비행 및 정확한 방향 전환 등과 더불어 외부 변화와 돌발 상황 등에서 무인 쿼드콥터의 빠르고 안정적인 헤딩 각(Yaw angle)의 제어를 위하여 Fuzzy-PI 제어기를 활용하였으며, 무인 쿼드콥터의 입력 헤딩 각인 yaw angle의 각 가속도와 각 속도의 피드백 오차를 기준으로 안정적인 헤딩 각의 출력을 위한 제어기를 설계를 하였다. 무인 쿼드콥터의 횡 방향 안정적인 제어는 무인 쿼드콥터의 영상 촬영이나 GPS 또는 자이로와 가속도 센서를 이용한 고도 제어 및 경로 주행을 위해서 쿼드콥터에 장착 되어 있는 카메라의 선명하고 영상 확보와 경로 주행 시 오차를 줄이는 데 필요하다.

본 논문에서는 무인 쿼드콥터의 횡방향 제어 성능 평가를 위하여 몇 가지 경우를 가정하여 기준 헤딩 각 입력에 따른 Fuzzy-PI와 PI제어기의 응답 성능을 시뮬레이션 결과를 통하여 비교 분석하였다. 특히, 무인 쿼드콥터 시스템의 제어기 설계 시 횡방향 제어를 위한 응답의 오버슈트의 개선과 안정적인 헤딩 각 출력을 고려하였으며, 제안한 Fuzzy-PI 제어기의 시뮬레이션 결과를 보면 헤딩각 제어 응답에서 오버슈트가 없고 기준 응답으로의 빠른 수렴을 보였기에 외란에 강인한 횡방향의 제어기로서의 가능성을 보였고, 기존의 PI제어기 보다 무인 쿼드콥터 제어에 더 적합함을 보여주고 있다. 따라서 Fuzzy-PI 제어기의 경우 무인 쿼드콥터가 영상 촬영 및 자율 경로 주행 시에 안정적인 헤딩 각 제어가 가능할 것이다.

향후 이러한 연구 결과를 가지고 실제 무인 쿼드콥터에 설계한 Fuzzy-PI 제어기를 탑재할 예정이며, 추가적으로 GPS와 자이로 및 가속도 센서 등을 이용하여 고도 제어를 수행하여 무인 쿼드콥터의 자율 운항을 위한 강인 Fuzzy-PI 제어기를 설계 하고자 한다.

#### 참고문헌

- [1] J. H. Ryu, J. H. Park, Y. W. Jang, and D. J. Lee, "The simulation for quadrotor attitude control using sliding mode control," *Proc. of 2012 ICROS Jeonbuk-Jeju Regional Conference (in Korean)*, pp. 108-109, Dec. 2012.
- [2] J. H. Hwang, S. Hwang, S. K. Hong, and M. G. Yoo, "Attitude stabilization performance improvement of the quadrotor flying robot," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 18, no. 6, pp. 608-611, Jun. 2012.
- [3] Z. Zamudio, R. Lozano, J. Torres, and J. L. Rullan-Lara,

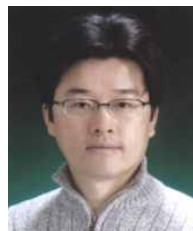
"Vision based stabilization of a quadrotor using nested saturation control approach," *Proc. of 15th International Conference on System Theory, Control, and Computing (ICSTCC)*, pp. 1-6, Oct. 2011.

- [4] S. J. Baek, D. J. Lee, and K. T. Chong, "Design of lateral controller for quad-rotor UAV using fuzzy control logic," *Proc. of 2012 ICROS Jeonbuk-Jeju Regional Conference (in Korean)*, pp. 77-78, Dec. 2012.
- [5] A. M. Singh, D. J. Lee, and K. T. Chong, "Attitude and altitude controllers for quadrotor," *Proc. of IEEK Summer Conference*, pp. 2557-2558, June 2012.
- [6] K. U. Lee, J. B. Park, and Y. H. Choi, "Design of dynamic surface controller for altitude control of quadrotor UAV," *Proc. of Conference on Information and Control Systems (in Korean)*, pp. 203-204, Oct. 2011.
- [7] Y. W. Jang, S. T. Lim, T. H. Kim, K. H. Lee, S. J. Baek, and K. T. Chong, "Design and simulation quadrotor controller for stable positioning control," *Proc. of Conference on Information and Control Systems (in Korean)*, pp. 205-206, Oct. 2011.
- [8] J. H. Kim, M. S. Kang, and S. D. Park, "Dynamic modeling and robust hovering control of a quadrotor VTOL aircraft," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 14, no. 12, pp. 1260-1265, Dec. 2008.
- [9] S.-Y. Lee, J.-S. Wang, S.-W. Lee, and S.-J. Joo, "Modeling of the Quad-rotor dynamics and controller design," *IEEK'2012*, pp. 1357-1358, July 2012.
- [10] R. W. Beard, "Quadrotor dynamics and control," Brigham Young University, Oct. 2008.



백 승 준

2012년 전북대 전기·전자공학부 졸업. 2012년~현재 동 대학원 석사과정. 관심분야는 쿼드콥터, UAV, 인공지능, 퍼지제어.



이 덕 진

1996년 전북대학교 항공우주공학과 졸업. 1999년 Texas A&M 대학원 항공우주공학과 석사. 2005년 동 대학원 박사. 2006년~2007년 국방과학연구소 선임연구원. 2007년~2009년 Naval Postgraduate School 연구교수. 2010년~2011년 대한항공기술연구원 차장. 2012년~현재 군산대학교 기계자동차공학부 교수. 관심분야는 자율시스템제어, 센서융합 및 센서네트워크, 적응제어, 다중로봇 분산제어.



### 박 종 호

1999년 2월 전북대학교 전기공학과(공학석사). 2001년 8월 전북대학교 전자공학과(공학박사 수료). 2009년 3월~2010년 12월 전북대학교 공과대학 시간강사. 2011년 2월~현재 서남대학교 전기전자공학과 교수. 관심분야는 로

봇 제어, 임베디드 시스템, 비선형 제어 이론 등.



### 정 길 도

1984년 Oregon State University 기계공학(공학사). 1986년 Georgia Institute of Technology 기계공학(공학석사). 1992년 Texas A&M University 기계공학(공학박사). 1995년 3월~현재 전북대학교 전자공학부 교수 및 학부장, 전북대 전

자정보신기술연구소 소장. 관심분야는 Time-Delay, Robotics, 인공지능, 센서네트워크.