

## 4 개의 회전날개를 갖는 수직이착륙 비행체의 모델링과 강인 정지비행 제어

### Dynamic Modeling and Robust Hovering Control of a Quadrotor VTOL Aircraft

김진현, 강민성, 박상덕\*  
(Jinhyun Kim, Min Sung Kang, and Sang Deok Park)

**Abstract :** This study deals with modeling and flight control of quadrotor type (QRT) unmanned aerial vehicles (UAVs). Rigorous dynamic model of a QRT UAV is obtained both in reference and body frame coordinate systems. A disturbance observer (DOB) based controller using the derived dynamic models is also proposed for robust hovering control. The control input induced by DOB is helpful to use simple equations of motion satisfying accurate derived dynamics. The experimental results show the performance of the proposed control algorithm.

**Keywords :** hovering control, QRT (Quadrotor type), UAV (Unmanned Aerial Vehicle), VTOL (Vertical Take-off and Landing)

#### I. 서론

최근 재난감시, 환경감시, 정찰 등을 위한 무인비행기(UAV, Unmanned Aerial Vehicle)에 관한 연구가 활발하게 진행되고 있으며 전자기술, 컴퓨터기술 등의 발전으로 무인비행로봇의 발전은 점점 더 가속화 되고 있다. 소형 무인비행로봇은 넓은 지역을 비교적 지상 환경의 영향을 덜 받으면서 운용될 수 있으며 지상에서 접근이 곤란하거나 위험한 지역에서의 활용성에 있어서는 그 장점이 극대화된다. 무인비행로봇은 크게 고정익형과 회전익형으로 나누어진다. 회전익형 무인비행로봇은 다시 그 형태에 따라 서로 반대방향으로 회전하는 두 개의 회전익을 아래 위로 갖는 동축반전형[1], 네 개의 회전날개를 가지는 QRT (Quad-Rotor Type)[2-9], 그리고 전통적인 싱글로터형 등으로 구분된다. 회전익형 비행로봇은 VTOL (Vertical Take-off and Landing, 수직이착륙), 전방향 이동 및 호버링(hovering, 정지비행)이 가능하다는 등의 면에서 고정익형에 비해 많은 장점을 가진다. 회전익형 무인비행로봇 가운데 QRT는 동축반전형 및 싱글로터형 등 다른 형식에 비해 구조가 가장 간단하다.

지금까지 QRT 무인비행로봇의 동역학 모델은 수학적 모순을 가지고 표현되어 왔다. 적절한 좌표변환 없이 관성 좌표계(inertial reference frame)와 기체 좌표계(body fixed frame)를 혼용하여 동역학 모델을 제시하였다 [2-9]. 이러한 모순은 주로 전통적인 항공역학 분야에서는 관성 좌표계에서 쉽게 표현이 가능한 기계식 자이로(mechanical gyro)를 사용한 것에 반해 근래의 소형 무인비행로봇에는 보다 작고 가벼우며 기체 좌표계로 표현이 더 쉬운 스트립-다운(strip-down)방식의 자이로를 사용하는 것에서 기인한 것으로 보인다. 따라서 QRT 무인비행로봇의 동역학 모델에 있어서는 관성 좌표계

와 기체 좌표계의 보다 엄밀한 구분이 요구된다.

지금까지의 QRT 무인비행로봇의 연구에서 선형 운동의 경우는 관성 좌표계에서 회전 운동의 경우는 기체 좌표계에서 모델을 제시하여 혼용하여 사용하고 있으며, 경우에 따라서는 잘못된 유도 방식을 사용하기도 하였다[2-9]. 또 제어기의 경우에도 회전 운동의 경우 기체 좌표계에서 유도된 모델을 가정에 대한 엄밀한 검증을 수행하지 않고 관성 좌표계로 변환하여 사용하는 경우가 많았다.

본 논문에서는 위에서 언급한 두 가지 문제점에 대해서 해법을 제시하고자 한다. 일반적인 라그랑지안(Lagrangian) 방법으로 동역학 모델링이 어려운 기체 좌표계에서의 동역학 관계식 대신, 유사 라그랑지(Quasi-Lagrange) 방법을 활용하여 관성 좌표계와 기체 좌표계가 혼용된 QRT 무인비행로봇의 정확한 동역학 모델을 유도하였다. 또한 기체 좌표계에서 유도된 회전 운동에 대한 모델을 엄격한 가정—롤(roll)과 피치(pitch)가 0도 근처에 머물러 있음—을 통해서 관성 좌표계로 변환하였고, 가정에 대한 신뢰성을 높이기 위해서 외란 관측기(DOB-Disturbance Observer) [10]를 활용한 공중 정지비행제어를 위한 강인 제어를 설계하였다. DOB는 실제의 복잡한 동역학 모델 대신 간단한 선형 모델처럼 동작하도록 오차를 보상해주는 내부 회로 보상기의 한 종류이다. DOB에 의해 유도된 제어 입력은 앞에서 언급했던 두 개의 좌표계 변환을 통하여 얻어진 단순화된 운동방정식에 적용하는데 유용하다.

II 절에서는 동역학 운동방정식을 유도하였고, III 절에서는 이를 바탕으로 DOB 기반의 PID 제어를 설계하였다. IV 절에서는 실험을 통해서 검증을 수행하였다.

#### II. 동역학 운동방정식

그림 1은 QRT 무인비행로봇의 좌표계를 나타낸다. QRT 무인비행로봇의 상태 벡터는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\eta = [\eta_1^T, \eta_2^T]^T; \quad \eta_1 = [x, y, z]^T; \quad \eta_2 = [\phi, \theta, \psi]^T;$$

$$\nu = [\nu_1^T, \nu_2^T]^T; \quad \nu_1 = [v_x, v_y, v_z]^T; \quad \nu_2 = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T;$$

\* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2008. 9. 30., 채택확정 : 2008. 10. 30.

김진현 : 서울산업대학교 기계공학과 (jinhyun@snut.ac.kr)

강민성, 박상덕 : 한국생산기술연구원 로봇기술본부

(wowmecha@kitech.re.kr/sdperk@kitech.re.kr)

※ 본 연구는 지식경제부 차세대 성장동력사업에 의해 연구되었음.

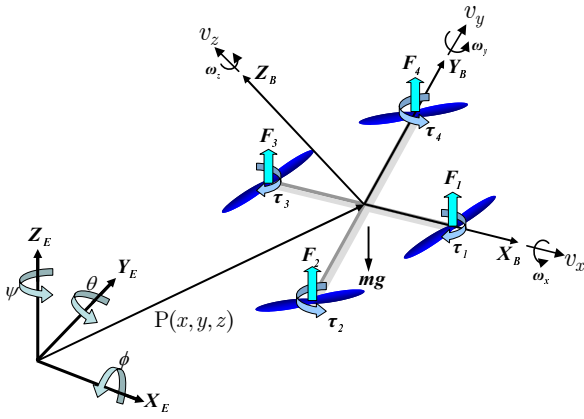


그림 1. 좌표계.  
Fig. 1. Coordinate system.

$\eta$  는 관성 좌표계에서의 QRT 무인비행로봇의 위치와 방향을 나타내고,  $v$ 는 기체 좌표계에서 표현된 비행로봇의 선형 속도와 회전속도를 의미한다.  $x, y, z$ 는 관성 좌표계에서의 선형 위치를,  $\phi, \theta, \psi$  는 각각 롤(roll), 피치(pitch), 요우(yaw)를 나타낸다.  $v_x, v_y, v_z$  는 기체 좌표계에서 표현된 비행로봇의 선형 속도를 나타내고,  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  는 회전 속도를 나타낸다.

관성 좌표계와 기체 좌표계에서 사이의 속도관계는 자코비안 행렬(Jacobian matrix)로 나타내고 식(1)과 같이 표현된다 [11].

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{J}_1(\eta_2) & 0 \\ 0 & \mathbf{J}_2(\eta_2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} \Leftrightarrow \dot{\eta} = \mathbf{J}(\eta)v, \quad (1)$$

여기서

$$\mathbf{J}_1(\eta_2) = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & -s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & s\psi s\phi + c\psi c\phi s\theta \\ s\psi c\theta & c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi & -c\psi s\phi + s\theta s\psi c\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

이고

$$\mathbf{J}_2(\eta_2) = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi / c\theta & c\phi / c\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

이다. 위 식에서  $c\theta, s\theta$  는 각각  $\cos\theta, \sin\theta$  를 의미한다. 그리고  $\mathbf{J}_2(\eta_2)$  는  $\theta = \pm 90^\circ$  에서는 정의되지 않지만, 무인비행로봇에서 이러한 경우가 발생하기 이전에 이미 시스템은 제어 불가능한 상황에 이르기 때문에 특별히 고려하지 않아도 관계 없다. 또  $\mathbf{J}_2(\eta_2)$  는 회전행렬이 아니므로  $\mathbf{J}_2^{-1}(\eta_2) \neq \mathbf{J}_2^T(\eta_2)$  이다.

일반적으로 로봇 동역학 방정식을 유도할 위해서 관절 좌표계에서 표현된 위치 및 속도로 기술된 라그랑지안(Lagrangian)을 활용하는 경우가 많다. 그러나 관성 좌표계에 고정되지 않고 공간상에서 움직이는 비행로봇의 경우 기체 좌표계를 활용한 일반적인 형태의 라그랑지안을 구성하는 것이 어렵다. 하지만 비행로봇의 경우 센서 및 동력 시스템이 모두 기체 좌표계에서 정의되기 때문에 동역학 방정식은 기체 좌

표계를 이용하여 표현하는 것이 보다 자연스럽다. 따라서 이를 극복하기 위해서 본 논문에서는 유사 라그랑지(Quasi-Lagrange)방법을 사용하고자 한다[12]. 유사 라그랑지 방법을 이용하면 기체 좌표계에서의 속도와 관성 좌표계에서의 위치 정보를 이용하여 동역학 운동방정식을 유도할 수 있다.

1. 유사 라그랑지 기반 기체 좌표계에서의 운동 방정식  
일반적인 라그랑지안 형태는 다음과 같이 정의된다.

$$L = T - V, \quad (4)$$

$$T = \frac{1}{2}v^T Mv = \frac{1}{2}mv_1^T v_1 + \frac{1}{2}v_2^T \mathbf{I}v_2, \quad (5)$$

$$V = -mgz \quad (6)$$

여기서  $m$  과  $\mathbf{I}$  는 각각 비행로봇의 질량과 관성모멘트를 나타낸다. 그리고 QRT 무인비행로봇의 경우 일반적으로 선대칭적(axisymmetric)으로 설계하기 때문에 관성모멘트는 다음과 같고, 특히  $I_{xx} = I_{yy}$  이다.

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (7)$$

식(4)에 해밀턴 원리(Hamiltonian principle)를 적용하면 다음과 같은 미분방정식을 얻을 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial v_1} \right) + v_2 \times \frac{\partial L}{\partial v_1} - \mathbf{J}_1^T \frac{\partial L}{\partial \eta_1} = \tau_1 \quad (8)$$

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial v_2} \right) + v_2 \times \frac{\partial L}{\partial v_2} + v_1 \times \frac{\partial L}{\partial v_1} - \mathbf{J}_2^T \frac{\partial L}{\partial \eta_2} = \tau_2 \quad (9)$$

그리고 식(10)과 같은 형태로 관성 좌표계에서의 운동방정식으로 정리 가능하다.

$$M\dot{v} + Cv + g(\eta) = \tau \quad (10)$$

식(10)으로부터 다음과 같은 6개의 독립적인 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$m[\dot{v}_x - v_y \omega_z + v_z \omega_y - g s\theta] = 0, \quad (11)$$

$$m[\dot{v}_y - v_z \omega_x + v_x \omega_z + g c\theta s\phi] = 0, \quad (12)$$

$$m[\dot{v}_z - v_x \omega_y + v_y \omega_x + g c\theta c\phi] = u_1, \quad (13)$$

$$I_{xx} \dot{\omega}_x + (I_{zz} - I_{yy})\omega_y \omega_z = u_2, \quad (14)$$

$$I_{yy} \dot{\omega}_y + (I_{xx} - I_{zz})\omega_z \omega_x = u_3, \quad (15)$$

$$I_{zz} \dot{\omega}_z = u_4, \quad (16)$$

여기서, 회전날개에 의한 외부입력은 식(17)과 같이 정의된다.

$$\tau = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ (-F_2 + F_4)l \\ (-F_1 + F_3)l \\ (-F_1 + F_2 - F_3 + F_4)\lambda \end{bmatrix}. \quad (17)$$

또, 식(17)은 다음의 식(18)과 같이 행렬의 형태로 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & -l & 0 & l \\ -l & 0 & l & 0 \\ -\lambda & \lambda & -\lambda & \lambda \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} = \mathbf{T} \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix}. \quad (18)$$

2. 관성 좌표계에서의 운동방정식

지금까지 유사 라그랑지 방법을 통해서 기체 좌표계를 이용한 동역학 관계식을 유도하였다. 그러나 비행로봇의 제어는 관성 좌표계로 표현된 식을 사용하는 것이 더 용이하다. 따라서 다음과 같은 관성 좌표계에서의 운동방정식을 유도하는 것이 필요하다.

$$\mathbf{M}_\eta(\eta)\ddot{\eta} + \mathbf{C}_\eta(\nu, \eta)\dot{\eta} + \mathbf{g}_\eta(\eta) = \boldsymbol{\tau}_\eta(\eta) \quad (19)$$

식(19)와 같이 정의된 관성 좌표계에서의 운동방정식을 유도하기 위해서 다음과 같은 관계식이 필요하다.

$$\begin{aligned} \dot{\eta} &= \mathbf{J}(\eta)\nu & \Leftrightarrow & \nu = \mathbf{J}^{-1}(\eta)\dot{\eta} \\ \ddot{\eta} &= \mathbf{J}(\eta)\dot{\nu} + \dot{\mathbf{J}}(\eta)\nu & \Leftrightarrow & \dot{\nu} = \mathbf{J}^{-1}(\eta)[\ddot{\eta} - \dot{\mathbf{J}}(\eta)\nu] \end{aligned} \quad (20)$$

따라서 식(19)의 구성요소들은 각각 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_\eta(\eta) &= \mathbf{J}^{-T}(\eta)\mathbf{M}\mathbf{J}^{-1}(\eta), \\ \mathbf{C}_\eta(\nu, \eta) &= \frac{1}{2}\dot{\mathbf{M}}_\eta(\eta), \\ \mathbf{g}_\eta(\eta) &= \mathbf{J}^{-T}(\eta)\mathbf{g}(\eta), \\ \boldsymbol{\tau}_\eta(\eta) &= \mathbf{J}^{-T}(\eta)\boldsymbol{\tau}. \end{aligned} \quad (21)$$

그리고, 관성 좌표계에서의 운동 방정식은 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$m\ddot{x} = (s\psi s\phi + c\psi c\phi s\theta)u_1 \quad (22)$$

$$m\ddot{y} = (-c\psi s\phi + s\theta s\psi c\phi)u_1 \quad (23)$$

$$m(\ddot{z} + g) = c\theta c\phi u_1 \quad (24)$$

$$M_{\eta_2}\ddot{\eta}_2 + \frac{1}{2}\dot{M}_{\eta_2}\dot{\eta}_2 = \begin{bmatrix} u_2 \\ u_3 c\phi - u_4 s\phi \\ -u_2 s\theta + u_3 c\theta s\phi + u_4 c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (25)$$

여기서,

$$M_{\eta_2} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xx}s\theta \\ 0 & I_{yy}c^2\phi + I_{zz}s^2\phi & (I_{yy} - I_{zz})c\phi c\theta s\phi \\ -I_{xx}s\theta & (I_{yy} - I_{zz})c\phi c\theta s\phi & I_{xx}s^2\theta + c^2\theta(I_{yy}s^2\phi + I_{zz}c^2\phi) \end{bmatrix} \quad (26)$$

3. QRT 무인비행로봇의 운동방정식

이제까지의 결과를 바탕으로 QRT 무인비행로봇의 선형 운동은 관성 좌표계에서 회전 운동은 기체 좌표계에서 표현하는 것이 간단하다는 것을 알 수 있고, 이를 바탕으로 식(27)과 같이 QRT 무인비행로봇의 동역학 방정식을 최종적으로 유도할 수 있다.

$$\begin{cases} m\ddot{x} = (s\psi s\phi + c\psi c\phi s\theta)u_1, \\ m\ddot{y} = (-c\psi s\phi + s\theta s\psi c\phi)u_1, \\ m(\ddot{z} + g) = c\theta c\phi u_1, \\ I_{xx}\dot{\omega}_x + (I_{zz} - I_{yy})\omega_y\omega_z = u_2, \\ I_{yy}\dot{\omega}_y + (I_{xx} - I_{zz})\omega_z\omega_x = u_3, \\ I_{zz}\dot{\omega}_z = u_4, \end{cases} \quad (27)$$

식(27)에서 볼 수 있듯이 선형 운동에 대해서는  $u_1$ 에 모든 변수들이 종속되어 있기 때문에 선형 운동은 한 가지 변수에 대해서만 선택적으로 제어가 가능하며, 나머지 운동은 각도 제어 및 선형 운동에 대한 선택적 제어가 이루어진 후 종속적으로 구동된다.

본 논문에서는 QRT 비행로봇의 정지비행 제어를 위해서 x 및 y 방향에 대한 운동방정식을 고려하지 않고 비행 고도 및 자세만의 4자유도 비행로봇 운동 방정식에 대해서만 고려한다. 특히 x축과 y축에 대해  $\phi \approx 0, \theta \approx 0$  인 정지비행 제어일 경우 다음과 같이  $\eta$ 로 표현된 운동 방정식으로 근사화할 수 있고, 제어를 설계하는 것이 용이하다.

$$\begin{cases} m(\ddot{z} + g) = c\theta c\phi u_1, \\ I_{xx}\ddot{\phi} = u_2 - (I_{zz} - I_{yy})\omega_y\omega_z, \\ I_{yy}\ddot{\theta} = u_3 - (I_{xx} - I_{zz})\omega_z\omega_x, \\ I_{zz}\ddot{\psi} = u_4, \end{cases} \quad (28)$$

식(28)을 만족하기 위한 조건으로  $\phi, \theta$ 에 대해서는 항상 정밀하게 제어가 수행되어야 한다. 이를 위해서 다음절에서는 외란 관측기를 이용한 강인 제어를 제안한다.

III. 외란 관측기를 이용한 제어기 설계

식(28)을 다시 아래와 같이 외란(disturbance)이 포함된 운동 방정식으로 다시 표현할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} m(\ddot{z} + g) \\ I_{xx}\ddot{\phi} \\ I_{yy}\ddot{\theta} \\ I_{zz}\ddot{\psi} \end{bmatrix} + \Delta = \begin{bmatrix} c\theta c\phi u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix}, \quad (29)$$

여기서 외란  $\Delta$ 는 다음과 같이 정의한다.

$$\Delta = \begin{bmatrix} \delta_3 \\ \delta_4 + (I_{zz} - I_{yy})\omega_y\omega_z \\ \delta_5 + (I_{xx} - I_{zz})\omega_z\omega_x \\ \delta_6 \end{bmatrix} \quad (30)$$

$\delta_i$ 는 주로 동역학 모델에 대한 오차에 기인한 것이다. 로봇의 정지비행제어 시에는 이러한 외란의 영향이 비교적 작기 때문에 외란으로 인하여 불안정성을 유발하지는 않지만 좋은 비행성능을 보장하기 어렵고, 이에 따라 정지비행 제어 시에 앞서 가정한  $\phi \approx 0, \theta \approx 0$ 를 만족하기 어렵다. 이러한 현상은 DOB (Disturbance Observer, 외란 관측기)를 이용한 내부 회로 보상 제어입력을 사용함으로써 해결할 수 있다.

1. 외란 관측기[11]

그림 2는 외란 관측기의 블록 다이어그램이다. DOB를 통

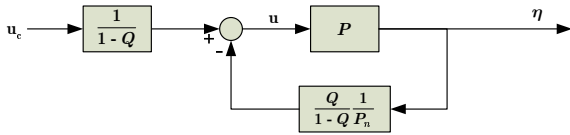


그림 2. 외란 관측기.  
Fig. 2. Disturbance observer.

한 제어기 입력은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$u(s) = \frac{1}{1-Q} u_c(s) - \frac{Q}{1-Q P_n} \eta(s) \quad (31)$$

선형 운동에 대해서는  $P_n = \frac{1}{ms^2}$ , 회전 운동에 대해서는  $P_n = \frac{1}{I_{xx,yy,zz}s^2}$  이라고 정의하고, Q-필터는 보편적으로 사용되고 있는  $Q_{31}$  필터를 사용한다.

$$Q_{31}(s) = \frac{1+3\tau s}{(1+\tau s)^3} \quad (32)$$

따라서 그림 2와 같은 DOB를 통한 내부 회로 보상을 수행하면 식(29)를 식(33)과 같이 유도할 수 있고, 이는 각 축마다 독립적인 선형 방정식으로 유도되기 때문에 다양한 선형 제어기를 설계하는 것이 수월해진다.

$$\begin{bmatrix} m(\ddot{z} + g) \\ c\theta c\phi \\ I_{xx}\ddot{\phi} \\ I_{yy}\ddot{\theta} \\ I_{zz}\ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{c1} \\ u_{c2} \\ u_{c3} \\ u_{c4} \end{bmatrix} \quad (33)$$

이를 바탕으로 QRT의 정지비행 제어를 위해서 그림 3과 같은 PID 제어기를 설계하였다.

IV. 실험 결과

그림 4은 연구 개발된 QRT 무인비행로봇의 모습이고, 그림 5는 센서 및 제어시스템의 개념도를 보여준다. 개발된 QRT 무인비행로봇은 직교하는 4곳 끝에 BLDC 모터가 장착되어 있고 4개의 프로펠러의 회전에 의해 추력을 발생시킨다. 그리고 로봇의 자세를 측정하기 위한 IMU (Inertial

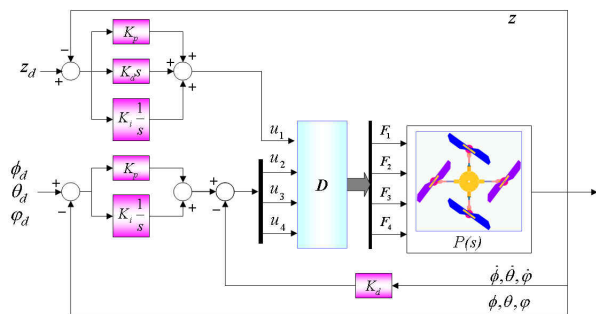


그림 3. QRT 비행로봇의 고도 및 자세 제어를 위한 PID 제어기.  
Fig. 3. PID controller for controlling the altitude and attitude of the QRT UAV.



그림 4. QRT 무인비행로봇.  
Fig. 4. The QRT Unmanned aerial vehicle.

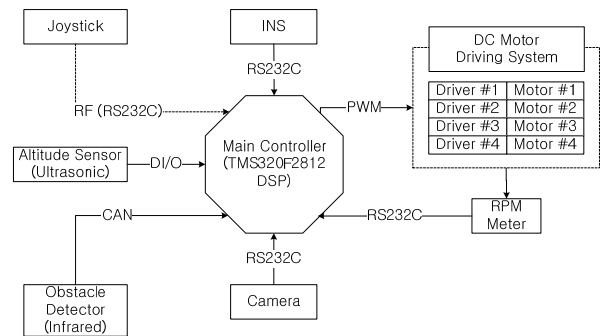


그림 5. 내부 제어기의 개념도.  
Fig. 5. Schematic view of the embedded controller.

표 1. QRT 무인비행로봇 제원.

Table 1. Specification of the QRT Unmanned aerial vehicle.

Description	Value
무게 (Weight)	2.2kg
지름 (Diameter)	573.6mm
높이 (Height)	170mm
동력반경 (Distance between the motor and the C.G l)	172.5mm
회전날개 (Propeller)	9"×7"
x축 관성모멘트 (Moment of inertia in x-axis, Ixx)	16.76337gm <sup>2</sup>
y축 관성모멘트 (Moment of inertia in y-axis, Iyy)	16.76337gm <sup>2</sup>
z축 관성모멘트 (Moment of inertia in z-axis, Izz)	23.1447gm <sup>2</sup>

Measurement Unit, 관성측정장치)가 장착되어 있고 각각의 모터에는 모터의 회전 수를 검출하기 위한 증가형 엔코더 (incremental encoder)가 부착되어 있다. 또 로봇의 아래 부분에는 초음파 센서를 장착하여 높이를 측정할 수 있도록 구성하였다. 표 1은 개발된 QRT 무인비행로봇의 제원이다. 그림 6는 정지비행 제어 실험을 하는 모습을 보여준다.

본 연구에서는 정지비행 제어를 위해 DOB와 PID로 구성된 제어기를 실행하였다. DOB를 통해 식(31)과 같은 형태를

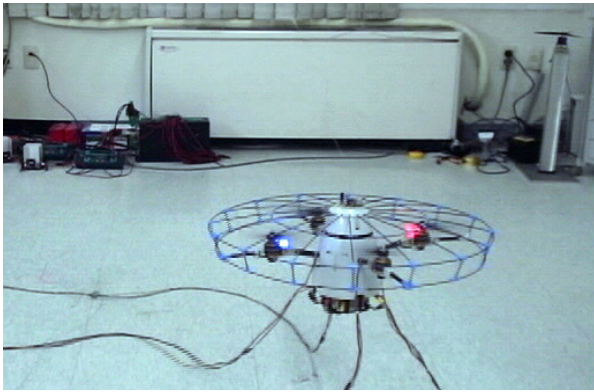
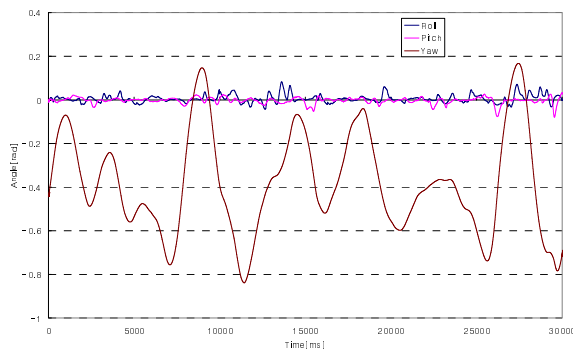
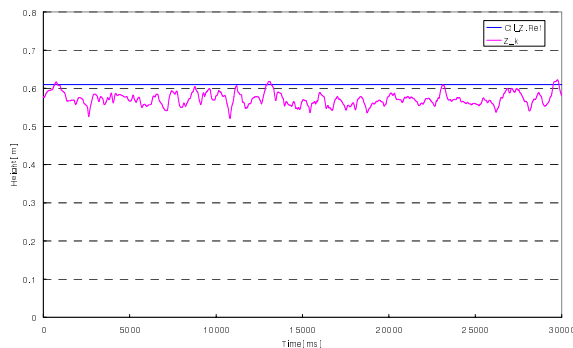


그림 6. QRT 무인비행로봇 정지비행 실험.  
Fig. 6. Experiments of the QRT Unmanned aerial vehicle.

만족하는 내부 루프 제어기를 구성하고, 식 (33)과 같은 선형 관계식을 유도하였다. 그림 3에서와 같이 롤과 피치 및 높이 제어를 위해서 PID 제어기를 구성하고, 요우 값의 제어를 위해서 I 이득을 0으로 설정하여 PD 제어기를 구성하였다. 일반적으로 자세 값을 측정하기 위해 사용되는 자이로 센서에서 요우 값의 경우 나침반을 사용하여 절대 값을 측정하여 제공하고 있다. 그러나 나침반의 경우 제작된 비행로봇과 같이 모터와 배터리 등 전기적 신호가 많이 발생하는 시스템에서는 전자기 유도에 의해서 신호에 왜곡 또는 잡음이 많이 발생한다. 따라서 적분제어기를 추가할 경우 시스템을 불안정하게 만들 가능성이 높기 때문에 본 논문에서는 제외하였



(a) 각도 오차.  
(a) Angle errors.



(b) 고도 오차.  
(b) Height error.

그림 7. 정지비행제어 실험 결과.  
Fig. 7. Results of hovering control.

다. 그림 7은 제어 실험의 결과를 보여준다.

그림 7에서 롤( $\phi$ , Roll)과 피치( $\theta$ , Pitch)는 안정된 모습을 보이지만 요우( $\psi$ , Yaw) 값은 약 30도의 오차를 가지고 주기적으로 움직이는 것을 알 수 있다. 롤과 피치의 경우 2개의 회전날개를 통해 직접적으로 제어가 가능하지만, 요우 값의 경우 센서의 부정확성에 의한 영향과 식(18)에서와 같이 롤과 피치 제어를 위한 회전날개의 반토크의 조합으로 제어를 수행하기 때문에, 모델링 오차가 비교적 크고 정확한 조합을 만들기가 어렵기 때문이라고 판단된다. 그렇지만 요우 값의 약 30도 정도의 오차는 QRT 무인비행로봇의 정지비행 제어에 있어 큰 값이 아니다. 롤 또는 피치 값은 5도 정도만 벗어나도 정지비행제어에 큰 문제를 야기하지만 요우 값에 의한 영향은 비교적 적다.

또, 높이 제어는 초음파 센서를 사용하였음에도 비교적 정밀한 실험결과를 나타낸다.

V. 결론

본 연구에서는 QRT 무인비행로봇의 동역학 모델을 유사 라그랑지(Quasi-Lagrange)를 활용하여 관성 좌표계와 기체 좌표계가 모두 포함된 형태로 구하였다. 기존 연구에서 혼동되어 사용되고 있었던 동역학 관계식에 대해 정확한 개념으로 전체 운동방정식을 유도하였다. 그리고 연구 개발된 QRT 무인비행로봇에 유도한 동역학 모델을 가지고 외란 관측기 (Disturbance Observer)를 적용하여, 롤, 피치, 요우, 높이에 대한 선형 관계식을 유도하여 이를 바탕으로 강인한 PID 제어기를 설계하였고, 실험을 통해서 이를 검증하였다. 롤과 피치의 경우 정밀하게 제어가 이루어진 반면, 요우 값은 QRT 무인비행로봇의 센서 및 구동기의 특성 때문에 정밀하게 제어하는 것이 어려웠다. 높이에 대해서도 초음파를 센서로 사용하였음에도 비교적 정확한 제어를 수행할 수 있었다.

참고문헌

- [1] 지상기, 강민성, 신진옥, 박상덕, 황세희, 조국, 김덕후, “감시용 동축로터 비행로봇의 개발,” 제어 · 자동화 · 시스템공학 논문지, vol.13, no.2, pp. 101-107, February 2007.
- [2] P. Castillo, A. Dzul, and R. Lozano, “Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft,” *IEEE Trans. on Control Systems Technology*, vol. 12, no. 4, pp. 510-516, 2004.
- [3] S. Bouabdallah and R. Siegwart, “Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor,” in *Proc. IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation*, pp. 2259-2264, 2005.
- [4] A. Tayebi and S. McGilvray, “Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot,” in *Proc. IEEE Int. Conf. on Decision and Control*, pp. 1216-1221, 2004.
- [5] S. Waslander, G. Hoffmann, J. Jang and C. Tomlin, “Multi-agent quadrotor testbed control design: Integral sliding mode vs. reinforcement learning,” in *Proc. IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent robots and Systems*, pp. 468-473, 2005.
- [6] A. Mokhtari and A. Benallegue, “Dynamic feedback controller of euler angles and wind parameters estimation for a quadrotor unmanned aerial vehicle,” in *Proc. IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation*, pp. 2359-2366, 2004.

- [7] N. Guenard, T. Hamel and V. Moreau, "Dynamic modeling and intuitive control strategy for an X4-flyer," in *Proc. International Conf. on Control and Automation*, pp. 141-146, 2005.
- [8] A. Tayebi and S. McGilvray, "Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft," *IEEE Trans. on Control System Technology*, vol. 14, no. 3, 562-571, May 2006.
- [9] K. Kondak, M. Bernard, N. Meyer and G. Hommel, "Autonomously Flying VTOL-Robots: Modeling and Control," in *Proc. IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation*, pp. 736-741, 2007.
- [10] K. Kaneko, K. Ohnishi and K. Komoriya, "A design method for manipulator control based on disturbance observer," in *Proc. IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent robots and Systems*, pp. 1405-1412, 1994.
- [11] T. I. Fossen, *Guidance and Control of Ocean Vehicles*. John Wiley & Sons Ltd., 1994.
- [12] L. Meirovitch, *Dynamics and Control of Structures*, John Wiley & Sons, 1990.



#### 김진현

1998년 포항공과대학교 기계공학과(공학사). 2000년 포항공과대학교 기계공학과(공학석사). 2005년 포항공과대학교 기계공학과(공학박사). 2005년~2007년 한국생산기술연구원 로봇기술본부 선임연구원. 2007년~현재 서울산업대학교 기계공학과 조교수. 관심분야는 매니플레이터 제어, 여유자유도 로봇, 수중 로봇 설계 및 제어, 비행 로봇 등



#### 강민성

1997년 홍익대학교 기계공학과(공학사). 2002년 홍익대학교 대학원 기계공학과(공학석사). 2003년~현재 한국생산기술연구원 로봇기술본부 지능·운동연구팀. 관심분야는 비행로봇 설계 및 제어, 임베디드 시스템 응용, 로봇 시스템 설계.



#### 박상덕

1963년 2월 7일생. 1988년 영남대학교 기계설계과 졸업. 1990년 포항공과대학교 기계공학 석사. 2000년 포항공과대학교 기계공학 박사. 1989년~2003년 (재) 포항산업과학연구원 기전연구팀 책임연구원. 2004년~현재 한국생산기술연구원 로봇기술본부 수석연구원. 관심분야는 비행로봇 설계 및 제어, 설비진단용 이동로봇 시스템 설계, 4족 보행로봇 설계 및 제어, 유연구조물 및 유연로봇 진동해석 및 제어.