

감시용 동축로터 비행로봇의 개발

Development of a Coaxial Rotor Flying Robot for Observation

지 상 기*, 강 민 성, 신 진 옥, 박 상 덕, 황 세 희, 조 국, 김 덕 후
(Sang-Ki Ji, Min-Sung Kang, Jin-Ok Shin, Sangdeok Park, Se-Hee Whang, Kuk Cho, and Duk-Hoo Kim)

Abstract : A coaxial rotor flying robot is developed for surveying and reconnoitering various circumstances under calamity environment. The robot has two contrarotating rotors on a common axis, an embedded microcontroller, an IMU(Inertial Measurement Unit), an IR sensor for height control, a micro camera for surveillance, ultrasonic position sensors and wireless communication devices. A bell-bar mounted on the top of the upper rotor hub increases stability and improves flight performance. In this paper, we present a dynamic model of a coaxial rotor flying robot and design an embedded controller for the robot, and implement them to control the developed flying robot. Experimental results show that the proposed controller is valid for autonomous hovering and position control.

Keywords : coaxial, helicopter, hovering, VTOL(Vertical Take-Off and Landing), indoor flight, UAV(Unmanned Aerial Vehicle)

I. 서론

감시용 비행로봇은 실내의 공간을 자율 비행하면서 화재 및 재난 등의 동-정적인 위험요소를 감시, 추적하여 그 정보를 제공하는 소형 무인 비행로봇이다. 이와 같은 무인 비행로봇은 무인 항공기(UAV)와 더불어 연구가 활발하게 진행되고 있으며 소형 비행체 설계 및 제어기법과 각종 첨단 전자 기술, 센서 기술, 컴퓨터 기술이 접목되면서 그 이용 가치와 운용 범위가 점점 확대되고 있다. 소형 무인 비행로봇은 유인 항공기에 비해 가격이 저렴할 뿐만 아니라, 위험도가 높은 작업과 좁은 공간에서의 작업이 용이하며 조작이 간단하고 안전하다는 측면에서 많은 장점이 있다[1]. 활용 면에서도 산불, 건물 화재, 오염지역 탐색 등의 각종 재난 감시는 물론 기상 관측, 순찰, 농약 살포, 교통 상황 감시 등의 민간 목적과 경찰, 감시 등의 군사적 목적으로도 이용이 가능하다. 따라서 소형 무인 비행로봇의 필요성은 그 어느 때 보다도 관심이 고조되고 있다.

소형 무인 비행로봇은 크게 고정익형과 회전익형으로 나누어진다. 회전익형 비행로봇은 VTOL(Vertical Take-Off and Landing, 수직이착륙), 전방향 이동 및 호버링(Hovering, 정지 비행)이 가능하다는 등의 면에서 고정익 형태에 비해 장점을 가진다[2]. 회전익형 무인비행로봇은 그 형태에 따라 네 개의 회전익을 가지는 QRT(Quad-Rotor Type), 같은 축에 서로 반대 방향으로 회전하는 두 개의 회전익을 갖는 동축로터(coaxial rotor) 헬리콥터, 그리고 전통적인 단일로터(single rotor) 헬리콥터로 구분된다.

지금까지의 회전익 소형 무인 비행로봇은 각종 센서와 감시 장비의 탑재를 위한 유효하중(payload)의 확보를 위해 크기가 크고 실외 환경에 주로 적용되었으며 단일로터(single rotor) 헬리콥터를 기반 플랫폼으로 두고 있다. 그러나 이러한

단일로터 헬리콥터는 기체의 반토크 억제를 위한 테일로터(tail rotor)가 존재함으로써 기체의 크기가 커지게 되는 단점을 가지게 된다[3]. 그리고 QRT 비행로봇은 자체의 불안정 요소가 많기 때문에 실용화하는데 많은 문제점을 갖고 있다. 그에 비해 동축로터 헬리콥터형은 같은 축에 두 개의 로터가 서로 반대방향으로 회전함으로써 반토크 상쇄를 위한 테일 로터가 존재하지 않으므로 크기가 작고 전진 비행에서 양력의 좌우 비대칭이 발생되지 않으며 유효하중도 증가하는 장점이 있다. 그러나 지금까지 동축로터 헬리콥터는 다른 형태의 회전익 비행체에 비해 구조가 복잡하고 두 로터 사이의 공기 역학적인 문제로 인해 연구가 활발히 진행되지 못하였다.

본 연구에서는 각종 재난상황의 감시와 정찰을 위해 개인이 운반 가능한 소형 동축로터 비행로봇의 플랫폼을 개발하여 그에 따른 동역학적 모델을 구하고, 공중 정지비행제어를 위한 제어기를 제시하고자 한다.

II. 시스템의 동역학적 모델

그림 1은 동축로터 비행로봇 시스템의 좌표계를 나타낸다. 상위로터와 하위로터는 서로 반대방향으로 회전하여 기체에 작용하는 반토크를 상쇄시키고 로터의 회전각(tilt angle β)에 의해서 추력벡터를 생성한다. 다음 (1)은 동축로터 비행로봇의 상위로터와 하위로터 각각의 추력벡터이다.

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_U &= \mathbf{T}_U^x \mathbf{X}_b + \mathbf{T}_U^y \mathbf{Y}_b - \mathbf{T}_U^z \mathbf{Z}_b \\ \mathbf{T}_L &= \mathbf{T}_L^x \mathbf{X}_b + \mathbf{T}_L^y \mathbf{Y}_b - \mathbf{T}_L^z \mathbf{Z}_b \end{aligned} \quad (1)$$

\mathbf{T}_U 와 \mathbf{T}_L 은 로터 TPP(Tip-Path-Plan)의 길이방향 경사각(longitudinal tilting) a , 가로방향 경사각(lateral tilting) b 의 성분으로 다시 표현할 수 있다[4].

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_U &= G(a, b) \cdot |\mathbf{T}_U| \\ \mathbf{T}_L &= G(a, b) \cdot |\mathbf{T}_L| \end{aligned} \quad (2)$$

여기서

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2006. 12. 1., 채택확정 : 2006. 12. 22.

지상기, 강민성, 박상덕, 황세희, 조국, 김덕후 : 한국생산기술연구원 (gautsang@kitech.re.kr/wowmecha@kitech.re.kr/sdpark@kitech.re.kr/just4you@kitech.re.kr/googi33@kitech.re.kr/dhblack@kitech.re.kr)

신진옥 : 고려대학교 기계공학과(bartshin@empal.com)

※ 본 연구는 산자부 차세대 성장동력사업에 의하여 연구되었음.

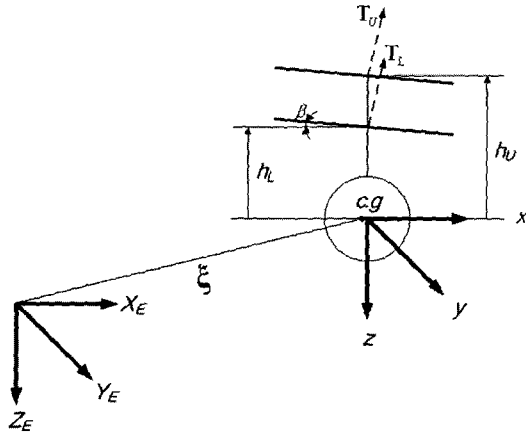


그림 1. 동축로터 비행로봇의 좌표계.
Fig. 1. The coordinate system of a coaxial rotor flying robot.

$$G(a,b) = \frac{1}{\sqrt{1 - \sin^2 a \cdot \sin^2 b}} \begin{pmatrix} -\sin a \cdot \cos b \\ \sin b \cdot \cos a \\ -\cos a \cdot \cos b \end{pmatrix}$$

이다.
기체 좌표계에서 관성좌표계로의 변환 행렬 $R(\xi)$ 은 다음과 같다.

$$R(\xi) = \begin{pmatrix} C\psi C\theta & C\psi S\theta S\phi - S\psi C\phi & C\psi S\theta C\phi + S\psi C\phi \\ S\psi C\theta & S\psi S\theta S\phi + C\psi C\phi & S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi \\ -S\theta & C\theta S\phi & C\theta C\phi \end{pmatrix} \quad (3)$$

(3)에서 ϕ, θ, ψ 는 각각 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw)를 의미하고 $C\phi = \cos\phi, S\phi = \sin\phi$ 이다.

따라서 동축로터 비행로봇에 작용하는 병진운동 힘(f)은 관성 좌표계로 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$f = RG(a,b)(|T_U| + |T_L|) + mgZ_E \quad (4)$$

회전운동을 발생시키는 토크(τ)는 시스템 무게중심과 각 로터 허브 사이의 거리(h_U, h_L)에 작용하는 추력벡터 T_U 와 T_L 에 의해 발생한다. 단, 로터 허브와 무게중심은 같은 z축 선상에 놓여있다고 가정한다. 그리고 요잉은 하위로터와 상위로터의 회전속도 차에 의해 발생한다.

$$\tau = \begin{pmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (h_U |T_U| + h_L |T_L|) \cdot \frac{\sin b \cdot \cos a}{\sqrt{1 - \sin^2 a \sin^2 b}} \\ (h_U |T_U| + h_L |T_L|) \cdot \frac{-\sin a \cdot \cos b}{\sqrt{1 - \sin^2 a \sin^2 b}} \\ I_R^L \dot{\Omega}_R^L - I_R^U \dot{\Omega}_R^U \end{pmatrix} \quad (5)$$

여기서 I_R^U 와 I_R^L 는 상위로터와 하위로터의 z축에 대한 질량관성모멘트이고 Ω_R^U 와 Ω_R^L 는 상하 각 로터의 회전속도이다. (4)와 (5)로부터 다음과 같은 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{pmatrix} m\ddot{x} \\ m\ddot{y} \\ m\ddot{z} \\ I_x \ddot{\phi} + b\dot{\phi} \\ I_y \ddot{\theta} + b\dot{\theta} \\ I_z \ddot{\psi} \end{pmatrix} = R \begin{pmatrix} G^x(a,b)(|T_U| + |T_L|) \\ G^y(a,b)(|T_U| + |T_L|) \\ G^z(a,b)(|T_U| + |T_L|) + mgZ_b \\ (h_U |T_U| + h_L |T_L|) \cdot G^y(a,b) \\ (h_U |T_U| + h_L |T_L|) \cdot G^x(a,b) \\ I_R^L \dot{\Omega}_R^L - I_R^U \dot{\Omega}_R^U \end{pmatrix} \quad (6)$$

여기서 $b\dot{\phi}$ 과 $b\dot{\theta}$ 의 b 는 블레이드 및 벨바(bell-bar)의 기계적인 자이로 역할에 의한 감쇠계수(damping ratio)이다.

(6)으로부터 다음과 같은 전달함수를 구할 수 있다.

$$G_{\phi,\theta}(s) = \frac{K_{\phi,\theta}}{(T_{\phi,\theta}s + 1)s}$$

$$G_\psi(s) = \frac{K_\psi}{s}$$

$$G_z(s) = \frac{K_z}{s^2}$$

여기서 $T_{\phi,\theta}$ 는 각각 T_ϕ (롤 시상수), T_θ (피치 시상수)를 의미한다. 각각의 롤과 피치는 서보모터에 의해 스와시 플레이트(swash plate)의 주기적 피치각(cyclic pitch angle)을 조정함으로써 구현되고 요와 z방향에 대한 움직임은 BLDC모터에 의해 발생되므로 각각의 액츄에이터를 포함한 전달함수는 다음 식과 같다. 여기서 각각의 액츄에이터는 2차 시스템으로 정의하였다.

$$G_{\phi,\theta}(s) = \frac{\omega_{ns}^2 K_{\phi,\theta}}{(s^2 + 2\zeta_s \omega_{ns} + \omega_{ns}^2)(T_{\phi,\theta}s + 1)s}$$

$$G_\psi(s) = \frac{\omega_{nb}^2 K_\psi}{(s^2 + 2\zeta_b \omega_{nb} + \omega_{nb}^2)s}$$

$$G_z(s) = \frac{\omega_{nb}^2 K_z}{(s^2 + 2\zeta_b \omega_{nb} + \omega_{nb}^2)s^2}$$

III. 제어기 설계

비행로봇의 호버링 제어를 하기 위해서는 스와시 플레이트의 주기적 피치각과 상하 로터의 회전수를 변화시켜 비행체의 롤, 피치, 요를 원하는 값으로 제어할 수 있어야 한다. 자세를 제어하기 위한 입력을 u_1, u_2, u_3 로 선택하고, 롤과 피치는 PID, 요는 PD 제어를 다음과 같이 구성하였다. 요 제어에 있어서는 시스템의 진동으로 인하여 잡음(noise)이 롤이나 피치에 비하여 크기 때문에 피드백 신호에 필터를 설계하여 진상제어(lead control)를 하는 효과를 얻을 수 있도록 하였다.

$$u_1 = Kp_\phi(\phi_{ref} - \phi) + Ki_\phi \int (\phi_{ref} - \phi) dt + Kd_\phi \frac{(\phi_{ref} - \phi)}{dt}$$

$$u_2 = Kp_\theta(\theta_{ref} - \theta) + Ki_\theta \int (\theta_{ref} - \theta) dt + Kd_\theta \frac{(\theta_{ref} - \theta)}{dt} \quad (9)$$

$$u_3 = Kp_\psi(\psi_{ref} - \tilde{\psi}_k) + Kd_\psi \frac{(\psi_{ref} - \tilde{\psi}_k)}{dt}$$

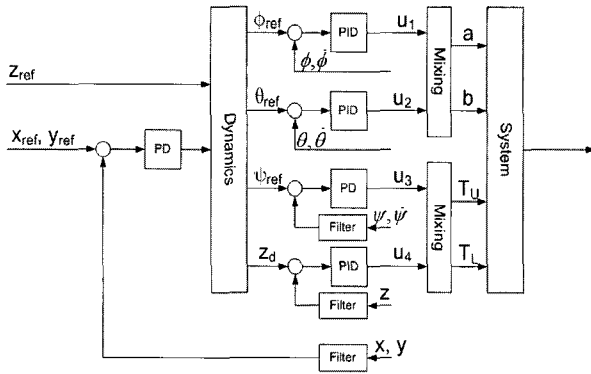


그림 2. 동축로터 비행로봇 시스템의 제어블록도.
Fig. 2. The block diagram of the system.

$\tilde{\psi}_k$ 는 필터를 거친 새로운 요 값이다. 여기서 사용된 필터는 butterworth 필터를 사용하였고 그 식은 다음과 같다.

$$\tilde{\psi}_k = B_1\psi_k + B_2\psi_{k-1} + B_3\psi_{k-2} - A_2\tilde{\psi}_{k-1} - A_3\tilde{\psi}_{k-2} \quad (10)$$

비행로봇의 고도를 제어하기 위한 입력은 u_4 로 선택하고 PID 제어기를 (11)과 같이 설계하였다.

$$u_4 = Kp_z(z_d - \tilde{z}_k) + Ki_z \int (z_d - \tilde{z}_k)dt + Kd_z \frac{(z_d - \tilde{z}_k)}{dt} \quad (11)$$

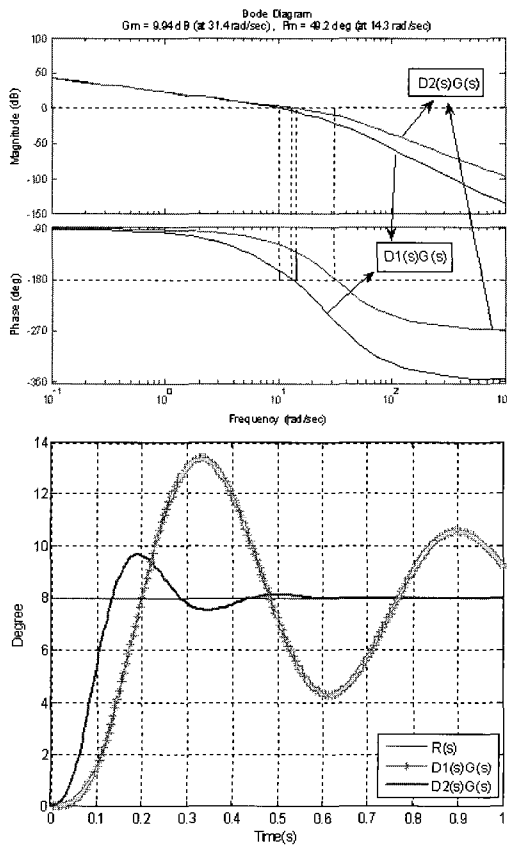


그림 3. 롤 제어-bode 선도/스텝 응답곡선.
Fig. 3. Roll control-bode diagram/step response.

여기에서도 \tilde{z}_k 는 butterworth 필터를 통한 새로운 높이 값이다.

(9)와 (11)의 제어입력은 (6)에 의해 스와시 플레이트의 주기적 피치각과 상하 로터의 추력값으로 분배하게 된다. 그림 2는 이러한 관계를 나타낸 제어 블록도이다.

본 연구에서 사용된 동축로터 비행로봇은 상위 로터에 벨 바(bell-bar)를 설치하였다. 벨바는 자이로 효과(Gyroscopic effect)에 의해서 비행체의 동적 응답은 느리게 하지만 안정성은 증가시킨다. 그렇기 때문에 PID와 PD 제어기와 같은 비교적 간단한 제어기만으로도 안정된 호버링을 보장할 수 있다.

일반적으로 시스템의 안정도(stability)를 판단할 때 이득여유(gain margin)와 위상여유(phase margin)가 모두 0보다 커야 하며, 그 값이 크면 클수록 상대 안정도(relative stability)가 높다고 할 수 있다. 이득여유나 위상여유 가운데 어느 하나라도 0보다 작으면 이 시스템은 불안정하다. 그러나 안정도 여유(stability margin)가 클수록 상대 안정도는 높아지지만 반면에 시간응답특성이 느려지기 때문에 안정도와 성능을 함께 고려한 바람직한 안정도 여유는 위상여유가 20-60도이고, 이득여유가 6dB 이상이 되어야 한다[7]. 그림 3~6은 비행로봇 각각의 자세에 따른 bode 선도와 스텝 응답곡선을 보여준다. 여기서 D1(s)은 단순히 비례제어상수만을 사용하였을 때이고 D2(s)는 PD제어에서 위상여유가 20-60도 내이고 이득여유가 6dB 이상으로 제어기를 설계했을 때를 의미한다. 그림에서 보는 바와 같이 위상여유와 이득여유를 고려한 제어기 설계

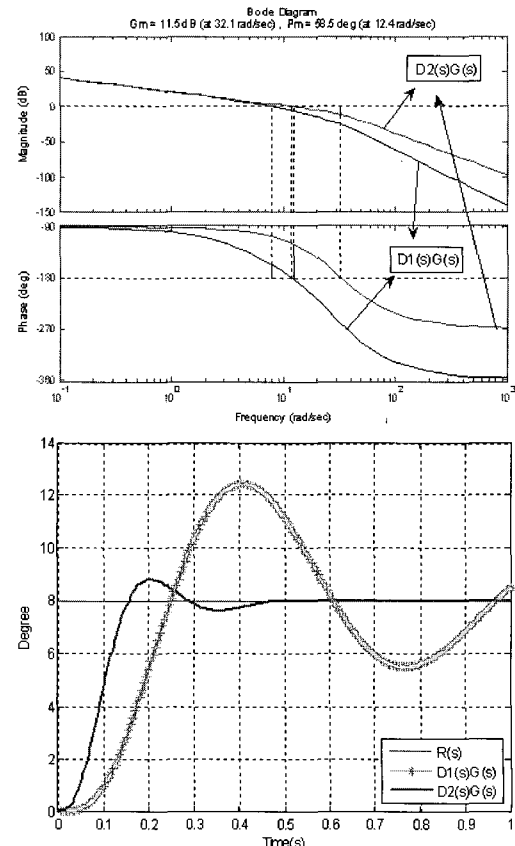


그림 4. 피치 제어-bode 선도/스텝 응답곡선.
Fig. 4. Pitch control-bode diagram/step response.

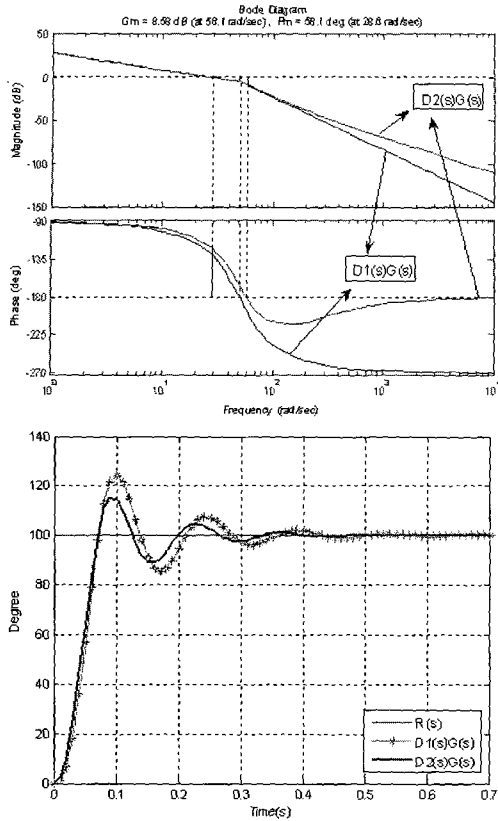


그림 5. 요 제어-bode 선도/스텝 응답곡선.
Fig. 5. Yaw control-bode diagram/step response.

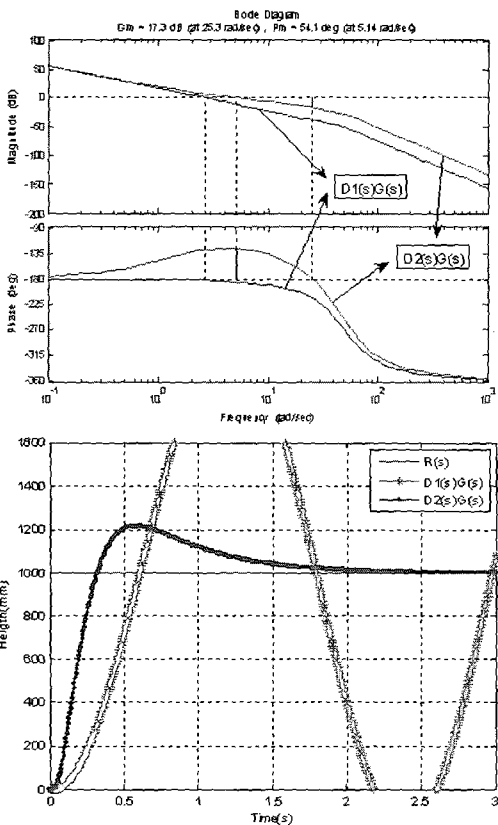


그림 6. 고도 제어-Bode 선도/스텝 응답곡선.
Fig. 6. Heave control-bode diagram/step response.

가 시스템을 안정화시키고 응답성능 또한 향상되고 있음을 알 수 있다.

IV. 실험 및 고찰

본 연구에서는 앞 절에서 제시한 모델을 바탕으로 호버링을 위한 제어를 설계하고 이를 구현하기 위해 그림 7과 같은 플랫폼을 제작하였다. 이 비행로봇은 주 제어기로 16bit 마이크로컨트롤러 dsPIC33FJ128MC-706을 사용하였다. 그리고 자세측정 센서로 소형 관성측정장치(Microinfinity IMU), 고도측정 센서로 적외선 센서(SHARP 2Y0A02) 그리고 위치 인식을 위해 초음파 발신기 및 통신모듈 등을 탑재하였다. 로터는 직경 53cm 를 상하 각각을 반대로 회전할 수 있도록 하였고 로터를 회전시키기 위한 모터는 경량화를 위해 BLDC모터를 사용하였다. 그리고 배터리는 910mAh 11.1V 리튬-폴리머 배터리 2개를 탑재하였다. 동축로터 비행로봇의 제원은 표 1과 같다. 그림 8은 동축로터 비행로봇 시스템의 구성도를 나타낸다.

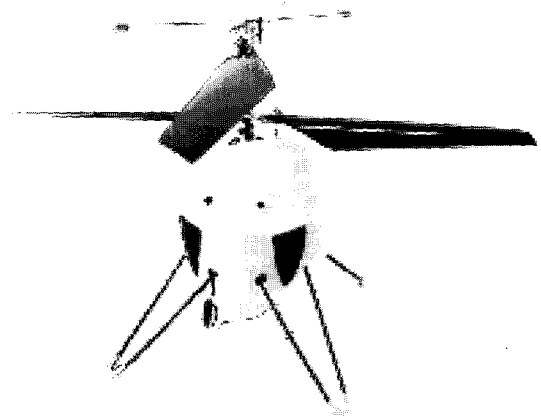


그림 7. 동축로터 비행로봇.
Fig. 7. A coaxial rotor flying robot.

표 1. 동축로터 비행로봇 제원.

Table 1. Specification of the coaxial rotor flying robot.

직경	535mm	최고추력	1,920g
높이	340mm	이동속도	1.5m/s
무게	870g	비행시간	10min

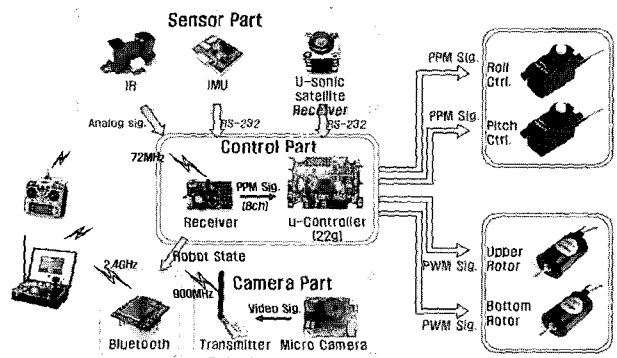


그림 8. 시스템 구성.
Fig. 8. Schematics of the coaxial rotor flying robot system.

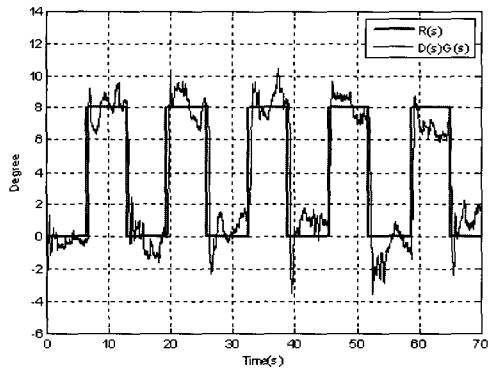


그림 9. 롤 제어 실험.
Fig. 9. Experimental result of roll control.

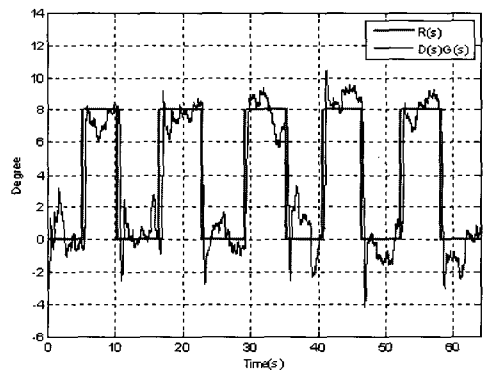


그림 10. 피치 제어 실험.
Fig. 10. Experimental result of pitch control.

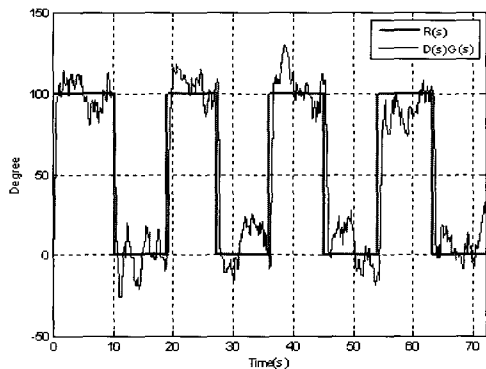


그림 11. 요 제어 실험.
Fig. 11. Experimental result of yaw control.

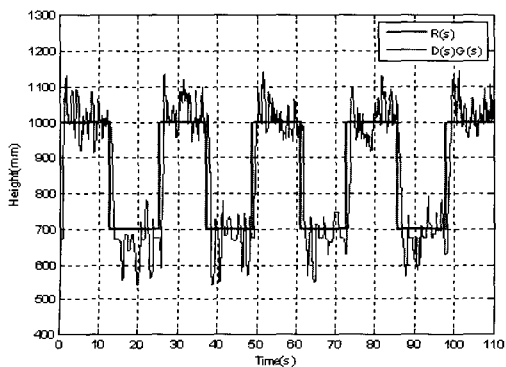


그림 12. 높이 제어 실험.
Fig. 12. Experimental result of heave control.

앞 절에서 제시한 제어기의 타당성을 검증하기 위해서 롤과 피치 제어실험은 짐발(Gimbal)위에서 진행하였다. 실험에 사용한 짐발은 2축의 자유도를 가지고 있으며 제어입력 및 측정을 위한 컴퓨터는 펜티엄4 듀얼 3.0GHz 데스크탑이다. 회전 각도 추출은 300[펄스/회전]의 로터리 엔코더가 사용되었다. 요와 높이 제어실험은 실제 시스템을 수동조작으로 비행 시키며 IMU값과 IR센서의 신호를 피드백하여 진행하였다. 그림 9-12는 각각의 실험결과를 보여주고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 자세제어는 약 2도의 오차를 가지며 높이 제어에 있어서는 약 10cm의 오차가 발생하였다.

이를 바탕으로 동축로터 비행로봇의 위치제어를 실시해 보았다. 실험환경은 4.5m×4.0m×2.5m의 공간에 그림 13과 같이 위치 검출을 위하여 초음파 수신기를 설치하였다. 그림 14는 PD 위치 제어기를 탑재하여 호버링 제어 실험결과를 나타내는 그래프이다. 기준 위치값은 (2020mm, 2240mm)이고, 높이는 1m이다. 그림에서 호버링 상태에서 위치 오차는 약 1m이다. 이는 초음파 센서를 이용한 위치 검출 센서의 응답 속도가 제어 루프에 비해 현저하게 떨어지는 것이 가장 큰 요인이라고 볼 수 있다. 제어 루프는 5msec로 작동하지만 초

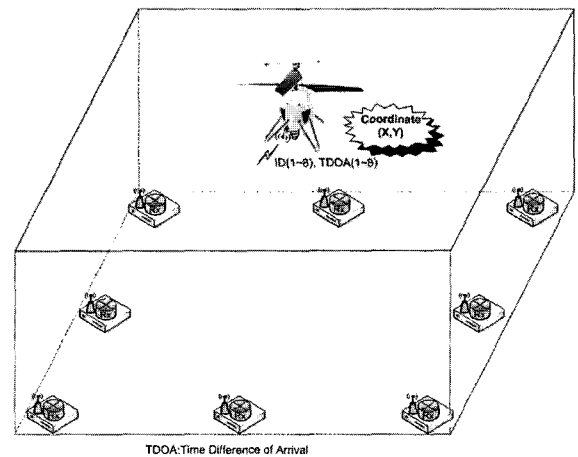


그림 13. 초음파 위치 검출센서 구성도.
Fig. 13. The scheme of the ultrasonic position sensor.

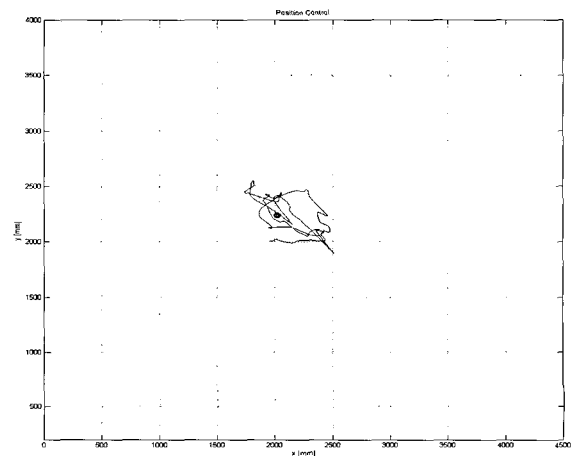


그림 14. 호버링 제어 실험 위치 검출.
Fig. 14. Results of autonomous hovering.

음과 위치 검출 센서의 응답시간은 약 10Hz이다. 그리고 초음파 위치 검출 센서의 제원상 정확도는 약 10cm이다. 그러나 이는 정적인 상태에서의 정확도에 불과하다. 3차원상에서 1.5m/s의 속도로 움직이는 물체의 경우는 제원상에 제시된 정확도를 보장받을 수 없을 뿐만 아니라 로터 회전에 의한 초음파의 난반사도 정확도를 떨어뜨리는 역할을 하고 있다. 이러한 이유로 위치 제어에 있어서는 PID제어기를 사용하기에 적절하지 못하다. 10Hz의 응답시간 사이에 오차는 계속해서 누적되기 때문에 시스템의 발산을 초래한다. 그러나 위치 오차에 대한 적분이 포함되지 않는 PD제어기는 그림에서와 같이 기준입력에 대한 정상상태 오차를 극복하지 못한다. 그렇기 때문에 더 나은 제어 성능을 보장하기 위해서는 위치에 대한 추정 알고리즘과 필터링 기법의 보완은 불가피 하다고 할 수 있다. 더불어 강인한 제어기 설계가 뒷받침 된다면 위치 오차는 현저하게 줄일 수 있을 것이다.

V. 결론

본 연구에서는 동축로터 비행로봇을 개발하여 동역학 모델 및 호버링 제어를 위한 간단한 제어기를 제시하였다. 개발된 호버링 로봇은 로터 상단에 벨바를 장착하여 비교적 간단한 제어기로도 자세 안정화를 꾀하도록 하였으며 초음파 위치 검출 센서를 장착한 비행로봇의 호버링 제어 실험을 통하여 제시한 모델 및 제어기를 검증하였다. 하지만 초음파 위치 검출 센서의 느린 응답 성능과 정확도의 저하로 인하여 위치 제어오차는 비교적 크게 발생하였다. 이 문제는 앞으로 위치 추정 알고리즘의 개발과 견실한 제어기 탑재로 해결해 나갈 수 있을 것이다.

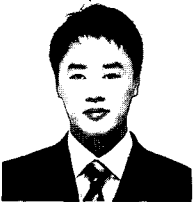
실내용 비행로봇은 크기, 중량, 공간 등 많은 부분에 있어

서 제한적이다. 그렇기 때문에 제어 성능과 신뢰성이 우수한 액츄에이터는 무거운 중량으로 인하여 사용하기에 부적합하다. 게다가 위치 검출에 있어서도 비전이나 레이저 스캐너와 같은 센서는 중량이 클 뿐만 아니라 높은 프로세싱 성능이 요구되기 때문에 실내용 비행로봇에 장착하기에는 어려움이 많다. 따라서 액츄에이터 및 센서의 경량화는 실내용 비행로봇 개발에 있어서 반드시 이루어져야 할 숙제라고 할 수 있다.

참고문헌

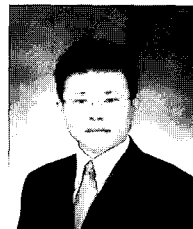
- [1] S. Park, D. H. Won, M. S. Kang, T. J. Kim, H. G. Lee, and S. J. Kwon, "RIC based flight control of a quad-rotor type UAV," *Proceedings of the 2005 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots & Systems*, pp. 3542-3547, 2-6 Aug. 2005.
- [2] 이경태, 이기학, "UAV 총론 및 국내 UAV 연구개발방향," 한국항공우주학회지 제 28 권 제 6 호, pp. 142-163, 2000. 9.
- [3] P. M'Kerrow, "Modeling the Draganflyer four-rotor helicopter," *Proceeding of the 2004 IEEE International Conference on Robotics & Automation*, pp. 3596-3601, April 2004.
- [4] P. Castillo, R. Lozano, and A. E. Dzul, *Modelling and Control of Mini-Flying Machines*, Springer-Verlag, London, 2005.
- [5] J. Shin, *Autonomous Control and Compact Sensor Development of Small-Scale Helicopter*, Graduate School of Science and Technology CHIBA University, January 2005.
- [6] J. D. Cerro, J. Valero, and A. Barrientos, "Identification of a small unmanned helicopter model using genetic algorithms," *Proceedings of the 2005 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots & Systems*, pp. 622-627, 2-6 Aug. 2005.
- [7] 김수중, 김홍수, 양해원, 천희영, 자동제어, 청문각, 1996.

지 상 기



2005년 홍익대학교 기계시스템공학과 (공학사). 2005년~현재 홍익대학교 대학원 기계공학과 석사과정. 한국생산기술연구원 로봇기술본부 지능·운동연구팀. 관심분야는 RTOS, 비행제어, 시스템 설계.

강 민 성



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.

신 진 욱



1997년 국민대학교 기계설계학과 학사. 2002년 Chiba University 전자기계시스템 과학 석사. 2005년 Chiba University 인공시스템과학 박사. 2005년~2006년 Futaba Co. 연구원. 2006년~현재 고려대학교 기계공학과 연구교수. 관심분야는 동역학,

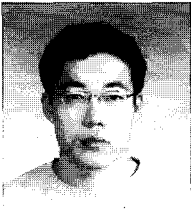
박 상 덕



1963년 2월 7일생. 1988년 영남대학교 기계설계과 졸업. 1990년 포항공과대학교 기계공학 석사. 2000년 포항공과대학교 기계공학 박사. 1989년~2003년 (제) 포항산업과학연구원 기전연구팀 책임연구원. 2004년~현재 한국생산기술연구원

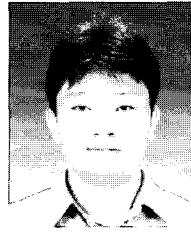
자동제어.

로봇기술본부 수석연구원. 관심분야는 비행로봇 설계 및 제어, 설비진단용 이동로봇 시스템 설계, 4족 보행로봇 설계 및 제어, 유연구조물 및 유연로봇 진동해석 및 제어.



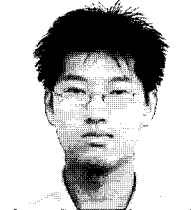
황 세 희

2004년 중앙대학교 전자전기공학부(공학사). 2006년 중앙대학교 전자전기공학부(공학석사). 2006년~현재 한국생산기술연구원 로봇기술본부 지능·운동연구팀. 관심분야는 임베디드 시스템 응용, 센서 네트워크.



조 국

2006년 조선대학교 정보통신공학부 제어계측전공(공학사). 2006년~현재 과학기술연합대학원(석사과정). 한국생산기술연구원 로봇기술본부 지능·운동연구팀. 관심분야는 위치인식, 칩 설계(FPGA), 임베디드 시스템.



김 덕 후

2006년 한국기술교육대학교 메카트로닉스공학부 생산시스템전공(공학사). 2006년~현재 한양대학교 전자전기제어계측공학과(석사과정). 한국생산기술연구원 로봇기술본부 지능·운동연구팀. 관심분야는 시스템 설계, 기구해석.