

전방향 소형비행로봇의 개발

이호길*(KITECH), 원대희(KITECH), 박윤수(KITECH), 양광웅(KITECH)

Development of A Omni-directional Flying Robot

Hogil Lee*(KITECH), Daehui Won (KITECH), Yunsoo Park (KITECH), Kwangwoong Yang (KITECH)

ABSTRACT

In this paper, dynamic behaviors of a small-sized flying robot with 4 rotors propelled by DC motor are discussed, and a control scheme based on the dynamic model to make stable flying motions, i.e., hovering, take-off, cruising behavior, etc. is proposed. The experimental results via some flying tests show good performances for practical use. The flying robot with 6DOF is controlled only 4 DOF, and the rest of two DOF are remained under the dynamic constraints. How to give the stability of all positions and orientations and to make the omni-directional motions in spite of such restrictions is analyzed. The proposed control scheme composes of two stages. First, PD control inputs for the trust-force and orientation are calculated, next the control inputs are distributed to each rotor by using a sort of Jacobian matrix. To design and control of a low cost - small sized flying robot, vibrated gyro sensor, cheap accelerometer, IR, and ultra sonic sensors are selected.

Key Words : UAV design, control of orientation, hovering, obstacle avoidance, omni-directional flying

1. 서론

최근, 무인 헬리콥터와 같은 수직이착륙(VTOL : Vertical take-off and landing), 공중 정지비행(Hovering)의 특성을 갖는 무인항공기(UAV: Unmanned Aerial Vehicle)는, 정찰, 화산감시, 통신중계, 그리고 건축물 진단과 같은 다양한 산업적 이용이 예상되어, 보다 소형/저가격화를 위한 연구개발이 이루어지고 있다.

특히, 평면적으로 고정된 4-로터방식(QRT: Quad Rotor Type)의 비행체는 기구적으로도 매우 간단하면서도 수직이착륙, 전방향 비행(Omni-directional flying), 공중정지 등 헬기보다 다양한 기능을 실현시킬 수 있기 때문에 여러 연구자에게 주목을 받고 있다. 이미 이러한 QRT 비행체는 RC 모델로서 판매되고 있으나 비행체의 조정은 대단히 어려워서 숙련에 의해서만 가능하다.

QRT 비행체의 안정제어는 작업기능의 실현에 필수적이고 보다 조작이 간편한 로봇화가 요구된다.

Masami [1]와 V. Mistler [2]는 비행체의 동력학적모델을 도출하고 각각 비간섭,선형화에 근간을 두는 제

어법을 제안하였으나 기본적으로 간섭 항을 소거하는 알고리즘이므로 제어법이 복잡하여 소형 비행체에는 탑재가 곤란하다. 또한 완전한 자세/위치정보가 센싱 가능하다는 가정하에 도출된 방법이므로 실현이 곤란하고, 사실상 시뮬레이션에 머물렀다. 한편, E.Altug 은 지상에 미리 상호간의 위치정보를 알고있는 4 개의 표식을 설치하고 비행체에 탑재된 카메라로 읽어 들여 Visual feedback 하는 방식을 현실적인 방법으로 제안하고 있으나 이 또한 시뮬레이션에 머물렀다[3]. 비행체의 설계를 위한 연구도 Stanford 대, Georgia 공대, Maryland 대 등에서 수행하였으나, 항공역학적 또는 동력학적인 연구에 머물러 완전한 설계방법은 아직 확립되어있지 않다.

본 연구에서는 인간조작자가 보다 손쉽게 조작할 수 있는 비행시스템을 실현하기 위해 로봇역학의 관점에서 동역학적인 모델을 확립하고, 제어입력을 위한 2 단 PD 제어법을 제시하여, 마치 지상의 이동로봇과 같은 감각으로 안정된 조작명령의 수행할 뿐만 아니라 장애물회피 기능도 실현한 Semi-Autonomous Flying Robot 을 제안한다. 또 저가의 소형 자이로센서, 가속도센서, 초음파센서,IR 센서를

이용하여 제작된 로봇실험을 통하여 기존 QRT 비행체보다 뛰어난 성능을 입증하도록 한다.

2. 비행로봇의 동력학

Fig.1의 위 그림은 QRT 로봇의 4개의 로터 회전축으로, 아래그림의 원통이 그 회전축의 회전 부분을 나타낸 것이다.

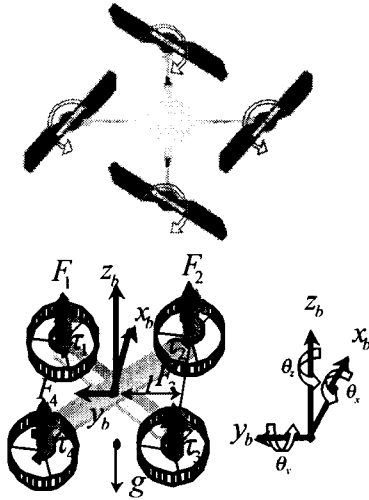


Fig.1 Quad Rotors Type Flying Robot

그림과 같이 로봇의 질량 중심을 원점으로 하고, 추력방향을, z_b 축, 전진 방향을 x_b 축으로 하는 고정 좌표계를 설정하자. 또 관성 좌표계를 질량중심을 원점으로 하고 중력방향의 반대방향을 z 축이 되도록 설정하자. 이때 고정 좌표계는 회전변환만으로 관성 좌표계에 일치시킬 수 있다. 즉, 고정 좌표계에 대한 Roll, Pitch, Yaw 의 오일러 각을 각각 $\theta_x, \theta_y, \theta_z$ 라 할 때 회전변환 행렬 $R(\theta)$ 는 식(1)과 같이 표현된다.

$$R(\theta) = Rot_{\theta_z} Rot_{\theta_y} Rot_{\theta_x}$$

$$= \begin{bmatrix} c\theta_x c\theta_z & -c\theta_x s\theta_z + s\theta_x s\theta_y c\theta_z & c\theta_x c\theta_z s\theta_y + s\theta_x s\theta_z \\ c\theta_x s\theta_z & s\theta_x s\theta_z + c\theta_x c\theta_y c\theta_z & c\theta_x s\theta_z s\theta_y - c\theta_x s\theta_z \\ -s\theta_x & s\theta_x c\theta_y & c\theta_x c\theta_y \end{bmatrix} \quad (1)$$

단, $c\theta$ 와 $s\theta$ 는 각각 $\cos\theta$ 와 $\sin\theta$ 이다. 따라서, 고정 좌표계에서 관측된 변위 $p_b \triangleq [x_b \ y_b \ z_b]^T$ 와 관성 좌표계에서 관측된 변위 $p \triangleq [x \ y \ z]^T$ 와의 관계는

$$p = R(\theta)p_b \quad (2)$$

이 된다. 또 비행체의 외력 F 의 관성 좌표계로의

변환은 $R(\theta)F$ 가 되며, 외력에 의해 작용하는 모멘트 M 은 고정 좌표계나 관성 좌표계에 대해 동일하다. 왜냐하면 좌표계의 변환은 회전변환 뿐이기 때문이다. 이러한 관계식을 이용하면 관성 좌표계에서 본 로봇의 운동방정식이 다음과 같이 얻어진다.

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 \\ 0 & 0 & m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} = R(\theta) \cdot F \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta}_x \\ \ddot{\theta}_y \\ \ddot{\theta}_z \end{bmatrix} = M$$

여기서 m, J_x, mg 는 각각 질량, 각축에 대한 질량관성 모멘트, 중력이고, 위식의 도출에는 공기의 저항을 무시하였다. 로봇에 작용하는 외력 F 와 모멘트 M 는

$$F = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \cdot F \quad (4)$$

$$M = \begin{bmatrix} 1 & -1 & -1 & 1 \\ -1 & -1 & 1 & 1 \\ -1 & 1 & -1 & 1 \end{bmatrix} \cdot F \cdot \begin{bmatrix} l \\ l \\ l \\ \lambda \end{bmatrix}$$

이 되고, $F = [F_1 \ F_2 \ F_3 \ F_4]^T$ 는 각축의 추력, l 은 비행체의 질량중심과 로터간의 거리, λ 는 로터의 추력과 토크사이의 비례 상수이다. 식(1)을 이용하여 식 (3), (4)를 다시 정리하면 각축에 대해 표현되는 다음 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \\ \ddot{\theta}_x \\ \ddot{\theta}_y \\ \ddot{\theta}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\cos\theta_x \sin\theta_y \cos\theta_z + \sin\theta_x \sin\theta_z)u_1 \\ (\cos\theta_x \sin\theta_y \sin\theta_z - \sin\theta_x \cos\theta_z)u_1 \\ (\cos\theta_x \cos\theta_y)u_1 - g \\ u_2 l \\ u_3 l \\ u_4 \end{bmatrix} \quad (5)$$

단, u_1, u_2, u_3, u_4 은 시스템의 제어입력으로서 아래와 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} u_1 &= (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) / m \\ u_2 &= (F_1 - F_2 - F_3 + F_4) / J_x \\ u_3 &= (-F_1 - F_2 + F_3 + F_4) / J_y \\ u_4 &= \lambda \cdot (-F_1 + F_2 - F_3 + F_4) / J_z \end{aligned} \quad (6)$$

이식은 입력 u 와 로터 추력 F 와의 관계를 나타내고 있다. 즉 자코비안과 같이 u 가 결정되면,

추력 F 를 분배하는 계산을 해낼 수가 있다.

이 비행로봇의 운동방정식은 각축에 대해 6개, 즉 6개의 자유도를 갖고 있다. 그러나 식(5)의 우변에서 알 수 있듯이 독립된 제어입력은 4개 뿐이므로 나머지는 2개의 자유도는 동력학적인 구속식에 따라 운동하게 된다.

3. 제어기 설계

비행로봇의 위치와 자세를 목표한대로 유지하기 위해서는 6 자유도를 각각 독립적으로 제어해야 한다. 그러나 본 논문에서 고찰하는 QRT 비행로봇은 4 자유도뿐이므로 무엇을 직접제어하고 나머지는 동적구속에 맡길 것인가는 제어특성을 좌우하는 중요한 문제이다. 여기서 설계하는 비행로봇은 감시 경비 등 공중정지 작업이 중요하다. 즉, 무엇보다 hovering 특성을 우선해야 한다. 따라서 고도유지와 자세를 직접 제어하고 전후,좌우이동을 동적구속에 맡기도록 설계하도록 한다.

비행로봇의 고도를 제어하기 위한 입력을 u_1 으로 선택하고, PD 제어기를 식(7)과 같이 설계하자.

$$u_1 = K_{p1}(z_d - z) + K_{d1}\dot{z} \quad (7)$$

이때 x 축과 y 축 방향으로의 위치는 식(5) 제 1,2 행의 동력학적인 관계에 의해 정해진다.

또 자세를 제어하기 위한 입력을 u_2, u_3, u_4 로 선택하고, 회전운동을 제어하기 위한 PD 제어기를 다음과 같이 구성한다.

$$\begin{aligned} u_2 &= K_{p2}(\theta_{rd} - \theta_x) + K_{d2}\dot{\theta}_x - \dot{u}_2 \\ u_3 &= K_{p3}(\theta_{vd} - \theta_y) + K_{d3}\dot{\theta}_y - \dot{u}_3 \\ u_4 &= K_{p4}(\theta_{zd} - \theta_z) + K_{d4}\dot{\theta}_z \end{aligned} \quad (8)$$

여기에서 θ_{id} 는 각축의 자세에 대한 기준 입력, θ_i 는 비행로봇에 탑재되어 있는 자이로 센서로부터 측정된 현재의 자세각, \dot{u}_2 와 \dot{u}_3 는 각각 비행로봇의 Pitch 축과 Roll 축상에 장애물이 감지되었을 때 이를 회피하기 위해 작용하는 반발력에 대한 PD 제어 입력이다.

$$\begin{aligned} \dot{u}_2 &= \{K_{p2}(d_{rd} - d_r) + K_{d2}\dot{d}_r\}U(d_{rd} - d_r) \\ &\quad - \{K_{p2}(d_{ld} - d_l) + K_{d2}\dot{d}_l\}U(d_{ld} - d_l) \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \dot{u}_3 &= \{K_{p3}(d_{rd} - d_r) + K_{d3}\dot{d}_r\}U(d_{rd} - d_r) \\ &\quad - \{K_{p3}(d_{ld} - d_l) + K_{d3}\dot{d}_l\}U(d_{ld} - d_l) \end{aligned} \quad (10)$$

여기에서 $d_{rd}, d_{rd}, d_{ld}, d_{ld}$ 는 각각 전후/좌우 방향에

서 감지된 물체를 회피해야 할 장애물로 판단하기 위한 기준 거리이며, d_r, d_b, d_l, d_r 는 비행로봇과 전후/좌우 방향 물체사이의 측정 거리이다. 그리고, $U(d_{id} - d_i)$ 는 다음과 같다.

$$U(d_{id} - d_i) = \begin{cases} 0 & d_{id} < d_i \\ 1 & d_{id} \geq d_i \end{cases} \quad (11)$$

식(7)-(11)의 제어입력은 기본적으로 PD 제어이고 이것을 식(6)에 의해 각 모터의 구동력 F_1, F_2, F_3, F_4 로 분배하게 된다. 식 (6)은 자코비 행렬과 같은 역할을 수행하는 것으로 이를 2 단 PD 제어법이라고 부르기로 한다.. 아래그림은 이러한 관계를 나타내는 개념도이다.

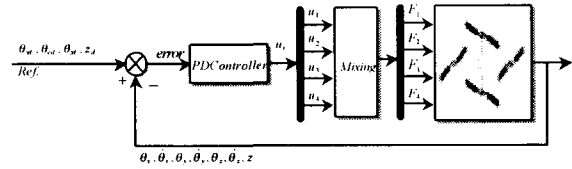


Fig. 2 Control Diagram

여기서 제안한 2 단 PD 제어법은 PD 제어기를 이용하고 있다. 따라서 본질적으로 PD 제어이기 때문에 계인을 적절히 선택한다면 전체시스템의 안정성은 보장된다.

4. 실험

본 논문에서는 앞 절에서 언급한 소형비행로봇의 2 단 PD 제어기를 구현하기 위해 주 제어기로 8bit 마이크로 컨트롤러 PIC 을 사용하였다. 그리고, 자세측정 센서로 소형 자이로센서(Microinfinty, Attitude Detection System), 고도측정 센서로 초음파 센서(Robot Electronics SRF04)와 장애물 감지를 위해 PSD 방식의 소형 적외선 거리 측정센서를 탑재하였다.

QRT 비행로봇의 개발에 있어서 고성능의 제어기 설계와 센서의 선정도 중요하지만 로봇의 무게를 최소화하는 것도 매우 중요한 설계 고려 사항이기 에, 본 실험에서는 구동부로 저가의 소형 DC 모터를 사용하였다.

또, Blade 설계 방법[4]에 의해서 Blade 의 길이는 28 cm, 피치각은 20° 인 Blade 를 사용하여 소형 비행로봇을 개발하였다. 배터리를 제외한 전체 시스템의 무게는 약 700g, 프레임의 길이는 39 cm이다. Fig.3 은 실험 장치의 구성도이다.

비행로봇의 지령은 RF 무선 조종기를 사용하여 Roll, Pitch, Yaw 와 고도 등 총 4 가지의 지령이 가능

하도록 하였으며, 제어기의 계인을 조종기에서 변화시킬 수 있도록 하였다.

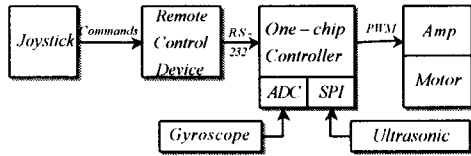


Fig. 3 Schematic Diagram of Experimental Setup

본 연구에서 개발한 비행로봇이 안정된 자세제어는 물론 호버링, 수직이착륙, 전방향 비행 등의 동작이 가능하다는 것을 실험을 통해 입증하였다. 특히, 로봇이 실내에서 비행 할 경우에는 환경의 많은 장애 요인들을 회피하며 비행해야 하는 문제를 가지고 있다. 이러한 문제는 비 숙련된 조종자들에게 있어서 비행조종을 매우 어렵게 만든다. 그러나, 본 연구에서는 전후/좌우방향의 물체를 감지할 수 있는 소형의 거리측정 센서를 탑재하여 비행에 위협 요소가 되는 장애물 감지하면 반대방향으로 반발력을 작용시킴으로써 장애물을 회피하도록 하였다. 이러한 장애물 회피 기능은 비 숙련 조종자로 하여금 비행조종을 용이하게 한다.

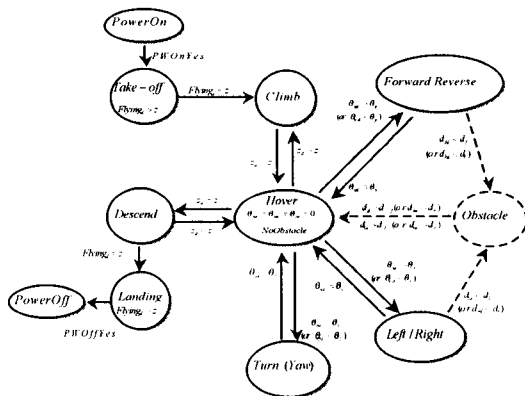


Fig. 4 Flying Algorithm of the Flying Robot

Fig.4 에서 보는 바와 같이 이륙한 상태를 제외한 모든 비행동작은 호버링 상태에서부터 시작되며 지령에 의한 비행동작이 완료되면 비행 로봇은 자동 호버링 상태로 되돌아 온다. 그러나, 장애물 감지하는 조종자의 지령 없이도 회피하도록 하였으며, 조종자의 지령 또한 작용하지 않도록 하였다.

Fig.5 은 본 논문에서 개발한 소형 비행로봇의 호버링 모습을 보여주고 있다.

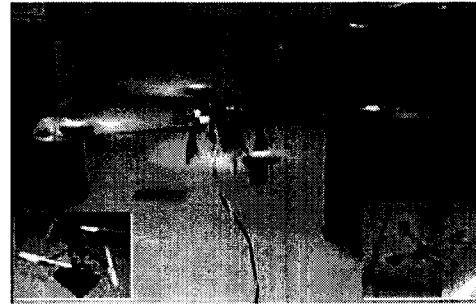


Fig. 5 Flight Test of 4-Rotor Flying Robot

5. 결론

본 연구에서는 4 개의 프로펠러를 갖는 소형비행 로봇의 동력학적 모델을 도출하여 자세와 위치령에 대한 새로운 제어법을 제안하였다. 그리고, 저가의 센서와 제어기를 이용하여 소형 비행로봇을 개발하였으며, 제안한 PD 제어법에 의해 안정된 자세제어는 물론 호버링, 이착륙, 전방향 비행 등의 실험을 수행 하여 비행로봇의 성능을 평가하였다. 또한, 기존 소형 비행체에서는 구현하지 못하였던 장애물회피 기능을 추가하여 실내비행이 가능하도록 로봇의 성능을 향상 시켰다. 이러한 실험들을 통해 개발된 소형 비행로봇이 UAV 로서 충분히 이용되어 질 수 있음을 실험을 통하여 입증하였다. 향후과제로서는 장시간의 비행을 위한 에너지 공급 방법과 사용자 조작에 의한 비행이 아닌 완전한 무인 비행로봇 개발을 위한 위치제어 알고리즘과 하드웨어에 관한 연구가 요구된다.

참고문헌

1. Masami Saeki, Jun-ichi Imura, Yasunori Wada, "Flight control design and experiment of a twin rotor helicopter model via 2 step exact linearization", *Proc. IEEE Int. Conf. on Control Application*, 1999, pp146-151
2. V. Mistler, A. Benallegue and N.K M'Sirdi, " Exact linearization and noninteracting control of a 4 rotors helicopter via dynamics feedback," *IEEE International Workshop on Robot and Human Interactive Communication*, 2001, pp586-593.
3. Erdinc Altug, James P. Ostrowski, Robert Mahony, "Control of a Quadrotor Helicopter Using Visual Feedback," *Proc. of the 2002 IEEE, International Conference on Robotics and Automation*, pp 72 ~ 77
4. 박운수,이호길외,"Blimp 형 4 Rotor Craft 의 설계 방법에 관한 연구", 한국정밀공학회,춘계학술대회, 2003.