

무게중심 변화를 이용한 구형무인비행체 경로 추종 제어기 성능에 관한 연구

A Study on Performance of Path Tracking Controller
Using Changes in Center of Gravity of Spherical UAV

최윤호¹, 양성욱¹, 양준모^{1*}, 김봉균¹, 이상철¹
한국항공대학교¹

초 록

구형무인비행체는 다중 모터를 이용한 무인항공기에 비행 소형화, 경량화, 경제화 등의 장점을 가지고 있다. 본 논문에서는 구형무인비행체의 경로 추종을 위한 제어기 설계 및 성능에 대한 내용을 다루고 있다. 먼저 구형무인비행체의 운동방정식이 제어기 설계를 위해 유도되었고, 유도된 운동방정식을 이용해 경로 추종 제어기를 설계하였다. 구형무인비행체의 자세제어는 무게중심을 변화하는 방법을 사용하였다. 요구 경로를 설정하여 설계된 제어기의 경로 추종 성능을 MATLAB 시뮬레이션을 통해 확인하였다. 시뮬레이션 결과, 제시된 제어기가 설정된 경로를 추종하고 있음을 확인하였다.

1. 서 론

무인항공기의 적용 분야가 다양해지면서, 다양한 형상을 갖는 무인항공기에 대한 연구가 수행되고 있다. [1~3] 이 중 구형 프레임으로 제작된 구형무인비행체의 경우 여러 개의 모터를 사용하지 않므로 소형화, 경량화, 경제화 등의 장점이 있다. [4] 관련 연구로서 이영배 외 2인은 4개의 조종면과 단일 로터를 사용한 구형무인비행체를 개발하였고, [4] 일본방위성에서는 8개의 조종면을 갖는 구형무인비행체를 개발 완료하였다. 이와 같은 선행 연구들의 경우, 구형무인비행체를 제어하기 위한 조종면이 장착되어 있으나 조종면의 크기에 의한 소형화의 한계를 지니고 있다.

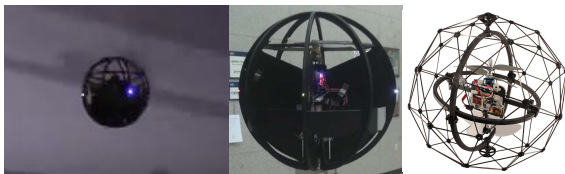


Fig 1. Spherical Flying Machine
(Left:Japan MOD, Center:KAU,
Right:Gimball)

본 논문에서는 조종면을 장착하지 않은 구형무인비행체의 경로 추종 제어기에 대해 다루었다. 우선 경로 추종 제어기를 설계하기 위해 운동방정식이 유도되었다. 구형무인비행체의 경로 추종 제어기는 무게 중심을 변화시키는 방법을 적용하였다. 제시된 경로 추종 제어기의 성능은 시뮬레이션을 통해 확인하였다.

2. 구형무인비행체 제어기 설계

2.1 구형무인비행체의 운동방정식

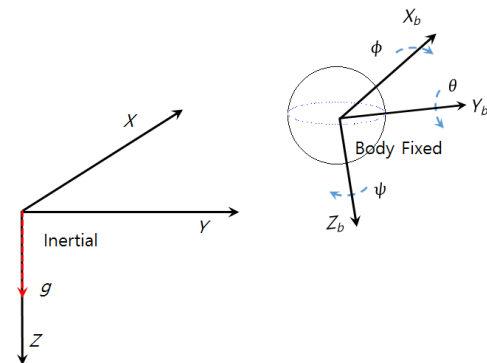


Fig 2. Coordinate System
(Inertial Frame and Body Fixed Frame)

Figure 2는 쿼드콥터의 운동방정식을 유도하기 위해 사용되는 좌표계를 나타낸 것이다.

여기서, X, Y, Z 는 관성좌표계, X_b, Y_b, Z_b 는 기체고정좌표계, g 는 중력을 나타낸다.

구형무인비행체를 강체로 가정했을 때, 구형무인비행체의 수학적 모델은 Eqs. (1), (2)와 같이 기체의 자세와 위치에 대한 6자유도 운동방정식으로 나타낼 수 있다. [5]

$$T = M_b \dot{V}_b + \omega_b \times (M_b \cdot V_b) \quad (1)$$

$$\text{where, } M_b = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 \\ 0 & 0 & m \end{bmatrix}$$

$$\tau = I_b \dot{\omega}_b + \omega_b \times (I_b \cdot \omega_b) \quad (2)$$

$$\text{where, } I_b = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}$$

여기서, m 은 쿼드콥터의 질량, I_x, I_y, I_z 는 구형무인비행체의 관성모멘트, V_b 는 구형무인비행체의 속도, ω_b 는 구형무인비행체의 각속도, T 는 구형무인비행체의 추력, τ 는 구형무인비행체의 토크이고, 하첨자 b 는 기체고정좌표계에서의 물리량을 나타낸 것이다.

2.2 경로 추종 제어기 설계

구형무인비행체의 경로 추종 제어기를 설계하는데 있어 다음의 가정을 적용하였다. [5~7]

- ① 구형무인비행체의 기동이 크지 않다.
- ② Equation (1)에서 $T \gg \omega_b \times (M_b \cdot V_b)$ 이다.
- ③ Equation (2)에서 $\tau \gg \omega_b \times (I_b \cdot \omega_b)$ 이다.
- ④ 관성곱은 무시한다.

상기된 가정을 통해 구형무인비행체의 운동방정식인 Eqs. (1)~(2)는 Eqs. (3)~(4)과 같이 간략하게 표현할 수 있다.

$$\dot{V}_b = \frac{T}{M_b} \quad (3)$$

$$\dot{\omega}_b = \ddot{\zeta} = \tau \quad \text{where } \zeta = [\phi \theta \psi]^T \quad (4)$$

Equations (3)과 (4)는 오일러 3-2-1 변환을 이용하여 Eqs. (5)~(10)과 같이 표현된다.

$$\ddot{x} = (\sin\psi \sin\phi + \cos\psi \sin\theta \cos\phi) u_1 \quad (5)$$

$$\ddot{y} = (-\cos\psi \sin\phi + \sin\psi \sin\theta \cos\phi) u_1 \quad (6)$$

$$\ddot{z} = g - (\cos\theta \cos\phi) u_1 \quad (7)$$

$$\ddot{\phi} = u_2 \quad (8)$$

$$\ddot{\theta} = u_2 \quad (9)$$

$$\ddot{\psi} = u_3 \quad (10)$$

여기서, x, y, z 는 구형무인비행체의 관성좌표계에서의 위치, ϕ, θ, ψ 는 오일러각, u_i ($i = 1, \dots, 4$)는 각각의 제어입력이다.

제어입력 u 는 추력과 무게중심을 이용해 Eq. (11)로 표현할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T \\ \frac{T}{m} \\ r_c \times T \end{bmatrix} \quad (11)$$

여기서, T 는 추력, r_c 는 무게 중심까지의 거리를 나타낸다.

구형무인비행체의 ϕ 각을 제어하기 위해 Eq. (6)에 $\theta = \psi = 0, u_1 = 1$ 을 대입하면 Eq. (12)를 유도할 수 있다.

$$\ddot{y} = -\sin\phi = -(K_p y + K_d \dot{y}) \quad (12)$$

Equation (12)를 이용하면 ϕ 각에 대한 요구 명령 ϕ_d 가 Eq. (13)과 같이 유도된다.

$$\phi_d = \sin^{-1}\{- (K_p y + K_d \dot{y})\} \quad (13)$$

따라서, ϕ 축에 대한 제어입력인 u_2 는 Eq. (14)와 같이 구해진다.

$$u_2 = K_{p2}(\phi_d - \phi) + K_{d2}(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \quad (14)$$

여기서,

$$\dot{\phi}_d = - \frac{(K_p \dot{y} + K_d \ddot{y})}{\sqrt{1 - K_p^2 y^2 - 2K_p K_d y \dot{y} - K_d^2 \dot{y}^2}}$$

구형무인비행체의 θ 각을 제어하기 위해 Eq. (5)에 $\phi = \psi = 0$, $u_1 = 1$ 을 대입하면 Eq. (15)를 유도할 수 있다.

$$\ddot{x} = \sin\theta = K_p x + K_d \dot{x} \quad (15)$$

Equation (15)를 이용하면 θ 각에 대한 요구 명령 θ_d 가 Eq. (16)과 같이 유도된다.

$$\theta_d = \sin^{-1}\{K_p x + K_d \dot{x}\} \quad (16)$$

따라서, ϕ 축에 대한 제어입력인 u_3 는 Eq. (17)과 같이 구해진다.

$$u_3 = K_{p3}(\theta_d - \theta) + K_{d3}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) \quad (17)$$

여기서,

$$\dot{\theta}_d = - \frac{(K_p \dot{x} + K_d \ddot{x})}{\sqrt{1 - K_p^2 x^2 - 2K_p K_d x \dot{x} - K_d^2 \dot{x}^2}}$$

고도와 ψ 각을 제어하기 위한 제어입력 u_1 과 u_4 는 Eqs. (18)~(19)와 같이 나타낼 수 있다.

$$u_1 = \frac{g + K_{p1}(z_d - z) + K_{d1}(\dot{z}_d - \dot{z})}{\cos\theta \cos\phi} \quad (18)$$

where $\cos\theta \cos\phi \neq 0$

$$u_4 = K_{p4}(\psi_d - \psi) + K_{d4}(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) \quad (19)$$

2.3 경로 추종 제어 시스템

구형무인비행체가 경로를 추종하기 위해서는 추력과 함께 ϕ , θ , ψ 각이 제어되어야 한다. 본 논문에서는 추력, ϕ 각, θ 각, ψ 각을 제어하기 위해 요구되어지는 입력 u_i ($i=1, \dots, 4$)이 구해진 후 이에 맞게 무게 중심을 변화시키게 된다.

3. 시뮬레이션

설정된 경로는 Table 1과 같이 상승, 수평이동, 하강, 착륙의 네 단계로 구성되었고, [6,7] Table 2는 시뮬레이션에 사용된 조건을 나타낸 것이다.

Table 5 Simulation Condition

Simulation Time (sec)	40
Time Interval (sec)	0.1
Mass (kg)	4
Control Mass (kg)	0.1
Radius (m)	0.4
Inertia (kg·m ²)	$\begin{bmatrix} 0.1067 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1067 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1067 \end{bmatrix}$

Figures 3~4는 병진운동에 대한 결과를 나타낸 것이고, Figs. 5~6은 회전운동에 대한 결과를 나타낸 것이다. Figure 3은 구형무인비행체의 위치를 나타낸 것이고, Fig. 4는 요구 추력을 나타낸 것이다. Figure 5는 오일러각을 나타낸 것이고, Fig. 6는 요구 토크를 나타낸 것이다.

Table 4 Desired Trajectory

Phase		Position (x, y, z) (m)	Time (sec)	Altitude (m)	Climb Rate (m/s)
1	Ascent	(0,0,0)	≤ 15	$0.0899t^2$	$0.1778t$
2	Horizontal Movement	(-10,10,20)	≤ 25	20	0
3	Descent	(-10,10,0.3)	≤ 40	$0.0879((t-40)^2-0.3)$	$0.1751(t-40)$
4	Landing	(-10,10,0)	40		

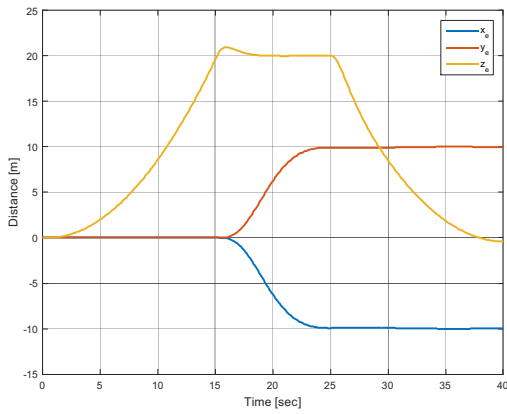


Fig 3. Position of Spherical UAV

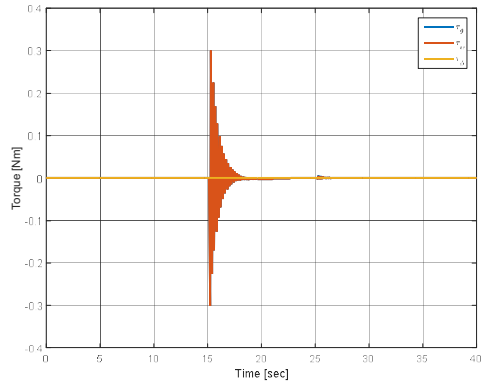


Fig 6. Required Torque of Spherical UAV

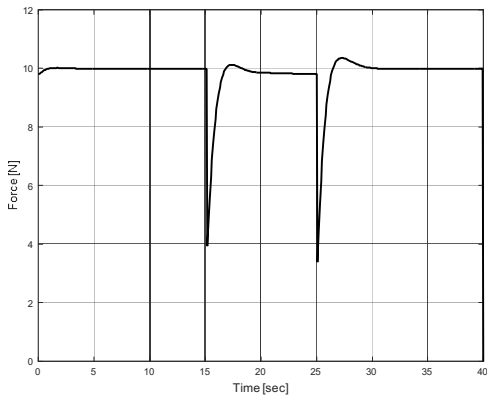


Fig 4. Required Thrust of Spherical UAV

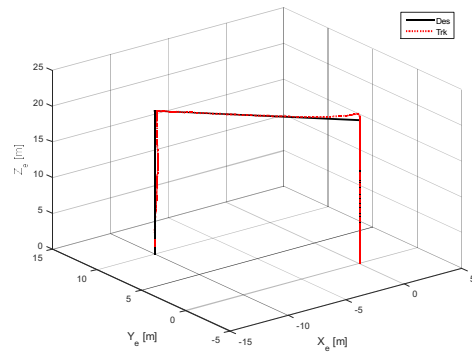


Fig 7. 3D Trajectory

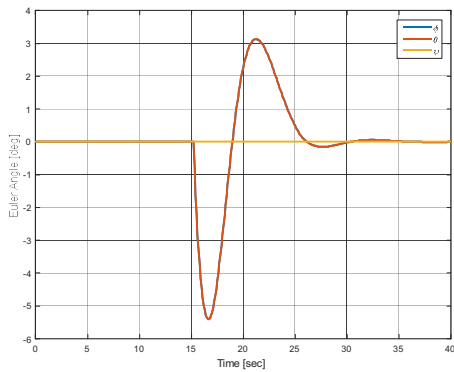


Fig 5. Euler Angle

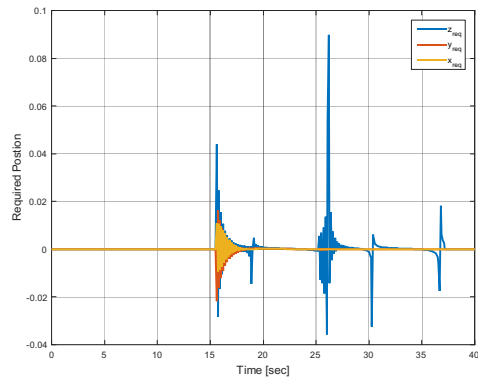


Fig 8. Command CG Position

Figure 7은 비행경로와 설정된 경로를 3차원 그래프로 나타낸 것이고, Fig. 9는 요구되는 추력과 토크를 생성하기 위한 무게중심점의 위치를 나타낸 것이다.

4. 결 론

본 논문에서는 무게중심 이동을 이용한 구형무인비행체의 경로 추종을 위한 제어기를 설계하였고, 시뮬레이션을 통해 구형무인비행체의 거동을 확인하였다. 시뮬레이션 결과, 구형무인비행체의 무게 중심을 이동시키는 제어 방식이 설정된 경로를 추종하는 것을 확인하였다.

PWM-based Thrust Controller, Journal of KSAA, Vol. 22, No. 4, pp. 75~80.

참고문헌

- [1] Yang, S., Kim, K., Kim, H., Park, J., Yoon, J., Jo, E., Choo, U., Lee, S., 2015, Dynamic Modeling and Design of a Attitude Controller for Quadrotor, Proceedings of KSAA Spring Conference, pp. 37~40.
- [2] Hwang, J., Hwang, S., Hong, S., Yoo, M., 2012, Attitude Stabilization Performance Improvement of the Quadrotor Flying Robot, Journal of Institute of Control, Robotics, and Systems, Vol. 18, No. 6, pp. 608~611.
- [3] Kim, J., Ryu, D., Cho, D., Moon, S., 2012, Spherical Flying Machine Development, Aerospace Engineering and Technology, Vol. 11, No. 2, pp. 158~163.
- [4] Lee, Y., Noh, J., Song, Y., 2013, A Study on Spherical Flight Vehicle with a Single Rotor Using 4 Control Surfaces, Proceedings of KSAS Spring Conference, pp. 463~469.
- [5] Altug, E., Ostrowski, J. P., Taylor, C. J., 2005, Control of a Quadrotor Helicopter Using Dual Camera Visual Feedback, The International Journal of Robotics Research, Vol. 24, No. 5, pp. 329~341.
- [6] Kim, K., Lee, J., Lee, S., Ko, S., Ryu, D., Ju, K., 2011, Design of Path Tracking Controller Based on Thrusters for the Lunar Lander Demonstrator", Journal of KSAA, Vol. 19, No. 4, pp. 37~43.
- [7] Yang, S., Son, J., Lee, S., 2014, A Study on the Path Tracking Performance of Lunar Lander Demonstrator using a