

무인 비행기의 자세제어 구현

김종훈, 양승현, 이석원, 정차근
호서대학교 전기공학부

The Implementation of Attitude Control for A Radiocontrolled Airplane

Jong-Hun Kim*, Seung-Hyun Yang, Seok-Won Lee, Cha-Keun Jung
Div. of Electrical Eng. Hoseo University

Abstract - This paper describes an implementation of a radiocontrolled airplane attitude control. To obtain the model of motion, stabilizing and control coefficients, we derive the related paramaters from aerodynamics, propulsion, gravity, wind correction and atmosphere. In this model, after separating longitudinal axis and lateral axis, we can get longitudinal axis model and lateral axis model by using actuator and dynamic characteristics of engine. From these two models, we experiment two divided parts - linear part, and nonlinear part.

1. 서 론

비행체는 주어진 시간에 먼 거리와 넓은 지역을 관찰할 수 있는 장점으로 인해 환경 감시 및 관찰 등 여러 분야에 널리 활용되고 있다. 그러나 사람이 탑승하여 직접 확인하거나 촬영을 하는 유인 비행체의 경우에는 많은 인원과 장비 등이 필요하게 되며, 인명 사고의 위험성도 내포하고 있다. 따라서 최근에 무인 비행체 활용에 관한 관심이 높아지고 있다. 이 무인 비행기 개발 과정에서 원격무선 자동 조종장치의 개발은 건요하고, 이를 위한 자세제어에 대한 선행연구가 수행되어야 한다.

본 논문에서는 무인 비행 시스템의 개발과 자세제어를 위해 비행에 관한 기존의 역학적 모델을 이용하여 종축(longitudinal axis)과 횡축(lateral axis)에 대한 실험을 하고, 비선형과 선형 모델 사이의 출력과 이에 따른 비행체의 비행 특성에 대하여 간략히 기술한다.

2. 전체 시스템 구성과 비행기의 모델링

무인 비행체를 효율적으로 제어해서 원하는 목적을 달성하기 위해 비행기의 일반적인 형태의 동역학 방정식을 힘과 모멘트의 식으로 나타내면 식(1)과 같다 [1].

$$F = m(\frac{\partial V}{\partial t} + \Omega \times V) \tag{1}$$

$$M = \frac{\partial(I \cdot \Omega)}{\partial t} + \Omega \times (I \cdot \Omega)$$

F는 힘(force), m은 질량, V는 무게 중심에서의 X, Y, Z축에 대한 속도이며, Ω는 무게 중심에서의 X, Y, Z축에 대한 각속도이며, I는 강체(rigid body)에서의 관성이다. 이상의 비행 방정식은 기본적인 것으로 6 자유도(6 degree of freedom)운동으로 각 방향에 작용하는 힘을 성분별로 정리함으로써 얻어지는 것이다[5].

외부에서 작용하는 힘과 모멘트는 공기역학이나 엔진, 중력과 불안정한 대기 상태 등으로 인해 주어진다. 공기역학의 힘과 모멘트는 상태변수 x에 의해 정의된 비행조건과 외부제어 입력에 의해 주어지고, 이는 승강타(elevator), 방향타(rudder), 보조날개(aileron)와 보조익(flap) 등의 영향으로 발생하는 것들로서 식(2)와 같다[1].

$$F_{aero} = d \cdot p_1(x, \dot{x}, u_{aero}) \tag{2}$$

$$d = q_{dyn} S [1 \ 1 \ 1 \ \frac{b}{2} \ c \ \frac{b}{2}]^T$$

F_{aero}는 공기역학의 힘이며, u_{aero}는 외부에서 주어지는 입력이며, d는 non-dimensional 계수를 dimensional 힘과 모멘트로 변환하는 벡터이며,

$$q_{dyn} = \frac{1}{2} \rho V^2 (\rho = \text{공기밀도}) \text{으로서 동적압력이다.}$$

p₁은 다음의 body-fixed reference frame에서 공기역학적 힘과 모멘트 계수를 나타내는 것으로서 안정 계수와 제어계수를 구할 수가 있고, 다음 식(3)과 (4)와 같이 주어진다[2, 3].

$$C_{x_1} = C_{x_1} + C_{x_1} \alpha + C_{x_1} \alpha^2 + C_{x_1} \alpha^3 + C_{x_1} \frac{qC}{V} + C_{x_1} \delta_r + C_{x_1} \delta_f + C_{x_1} \alpha \delta_f$$

$$C_{y_1} = C_{y_1} + C_{y_1} \beta + C_{y_1} \frac{\beta b}{2V} + C_{y_1} \frac{rb}{2V} + C_{y_1} \delta_a + C_{y_1} \delta_r + C_{y_1} \delta_e \alpha + C_{y_1} \frac{\beta b}{2V} \tag{3}$$

$$C_{z_1} = C_{z_1} + C_{z_1} \alpha + C_{z_1} \alpha^3 + C_{z_1} \frac{qC}{V} + C_{z_1} \delta_e + C_{z_1} \delta_e \beta^2 + C_{z_1} \delta_f + C_{z_1} \alpha \delta_f$$

$$\begin{aligned}
C_{l_i} &= C_{l_i} + C_{l_i} \beta + C_{l_i} \frac{pb}{2V} + C_{l_i} \frac{rb}{2V} + C_{l_i} \delta_a + C_{l_i} \delta_r \\
&\quad + C_{l_i} \delta_a \alpha \\
C_{m_x} &= C_{m_x} + C_{m_x} \alpha + C_{m_x} \alpha^2 + C_{m_x} \frac{qc}{V} + C_{m_x} + C_{m_x} \beta^2 \quad (4) \\
&\quad + C_{m_x} \frac{rb}{2V} + C_{m_x} \delta_f \\
C_{n_x} &= C_{n_x} + C_{n_x} \beta + C_{n_x} \frac{pb}{2V} + C_{n_x} \frac{rb}{2V} + C_{n_x} \delta_a + C_{n_x} \delta_r \\
&\quad + C_{n_x} \frac{qc}{V} + C_{n_x} \beta^3
\end{aligned}$$

엔진에서 주어지는 힘 (F_{prop})과 모멘트는 엔진 속도와 엔진 힘으로부터 출력되는 여러 압력에 의해 나타난다. dpt 는 프로펠러의 후류에 의해 발생하는 압력이다.

$$F_{prop} = d \cdot p_2(x, dpt) \quad (5)$$

d 는 식(2)와 같고, p_2 는 body-fixed reference frame에서 추진력 힘과 모멘트 계수를 나타내는 것으로서 안정 계수와 제어계수를 구할 수가 있고, 식(6),(7)와 같다[2, 3].

$$\begin{aligned}
C_{X_p} &= C_{X_{dpt}} dpt + C_{X_{\alpha dpt}} \alpha dpt^2 \\
C_{Y_p} &= 0 \\
C_{Z_p} &= C_{Z_{dpt}} dpt \quad (6)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
C_{l_p} &= C_{l_{p,dpt}} \alpha^2 dpt \\
C_{m_p} &= C_{m_{dpt}} dpt \\
C_{n_p} &= C_{n_{dpt}} dpt^3 \quad (7)
\end{aligned}$$

중력에 의해 발생하는 힘 (F_{grav})은 비행기 중량(W)과 피치(θ)와 롤(ϕ)의 Euler 각에 의해 다음의 식으로 나타난다.

$$F_{grav} = \begin{bmatrix} X_{gr} \\ Y_{gr} \\ Z_{gr} \end{bmatrix} = W \cdot \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \sin \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (8)$$

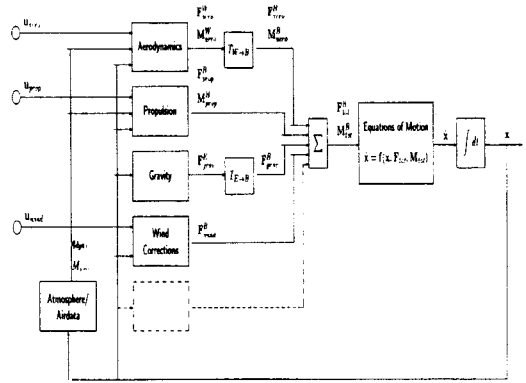
비행기가 불안정 대기를 비행하는 경우 비행기의 동체축을 따라 외부의 힘 (F_{wind})은 다음과 같이 발생한다.

$$F_{wind} = \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \end{bmatrix} = -m \cdot \begin{bmatrix} u_w + q w_w - r v_w \\ v_w - p w_w + r u_w \\ w_w + p v_w - q u_w \end{bmatrix} \quad (9)$$

공기역학이나 엔진, 중력과 불안정한 대기 상태 등의 외부에서 작용하는 힘과 모멘트와 비행기의 동역학 방정식을 이용하여 비행기의 모델을 얻을 수 있고, 이에 대한 블록도는 그림 1에 나타나있다.

비행기의 모델은 외부에서 주어지는 입력과 상태변수로 비행기의 비선형 운동 방정식의 형태를 취하고 있다.

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t), v(t), t) \quad (10)$$



[그림 1] 일반적인 비행기의 운동방정식 블록도

식(10)은 섭동법 (perturbation method)을 이용하여 식(11)과 같이 선형화 시킬 수 있다[1, 4].

$$\dot{x}(t) \equiv f(x_0 + \Delta x_i, u_0) \quad (11)$$

이 때 상태 변수 x 는 다음 식으로 정의된다.

$$x = [u, v, w, \alpha, \beta, p, q, r, \psi, \theta, \phi, x_e, y_e, H]^T \quad (12)$$

여기서 u, v, w 는 각각 기체 축 방향 속도, 날개방향 속도, 기체 수직 방향 속도를 의미하고, p, q, r 는 각각 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw)의 각속도이며, ψ, θ, ϕ 는 롤, 피치, 요의 Euler 각도를 의미한다.

x_e, y_e 는 비행기의 좌표를 나타내며, H 는 고도이다.

모델링된 행렬을 종축과 횡축으로 분리한 후 구동기와 엔진의 동특성을 첨가하여 종축과 횡축모델을 얻을 수 있다.

3. 모의 실험

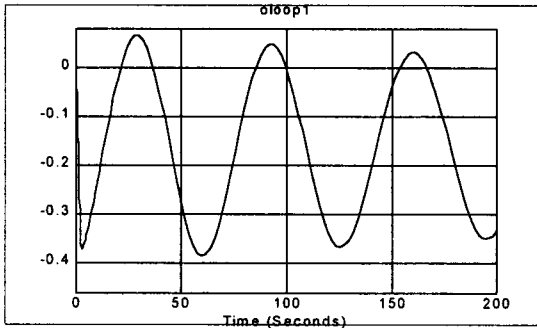
본 연구에서 실험에 사용한 비행기는 원격조종 비행기로서 비행기는 고익을 가지고 있으며, 엔진은 동체 외부에 장착되는 형태이다.

비행기 구조의 제원은 날개길이는 2.04 m, 시위는 0.39 m, 날개면적은 0.7956 m², 동체길이는 1.639 m이다. 사용되는 엔진의 제원은 2행정이며, 회전수는 2,000~17,000rpm, 출력은 1.90 BHP/(16,000rpm)이다. 비행기 총 중량은 4.3 kg이다.

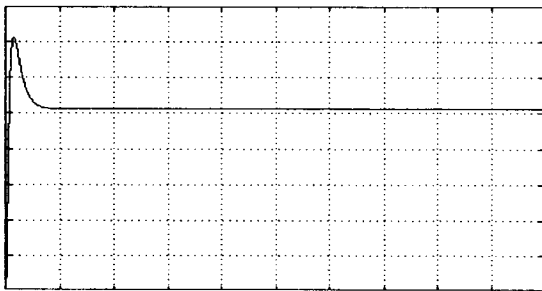
비행기의 고도, 공기속도, 외부에 작용하는 여러 압력, 기수의 방향과 플랩의 움직임 등과 비행기의 제원을 입력시켜 비행 시 원하는 피치와 롤의 동작을 결정할 수 있다.

다음의 출력은 고도 100m, 공기속도 45m/s, 기수 방향은 북쪽, 플랩 각도 10° 등의 주변 상황을 설정·입력하고, 비행기의 제원을 이용하여 구한 안정계

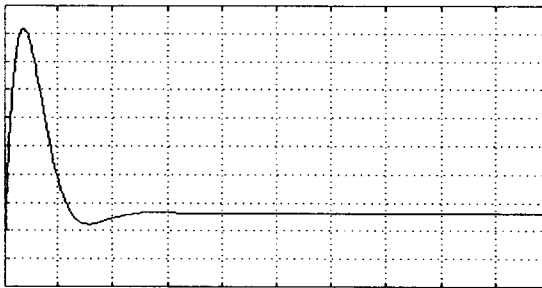
수와 제어계수를 입력한 비행기의 모델에 원하는 비행기의 상태가 되도록 툄각(φ)과 피치각(θ)을 입력하여 나오는 출력이다. 그림(2,3,4)는 비선형과 선형모델에 각도를 3° 입력했을 때의 출력이고, 그림(5, 6)은 선형모델에 각도를 $\theta = 15^\circ$, $\varphi = 30^\circ$ 입력한 출력이다.



(그림 2) 비선형모델 피치각 출력($\theta = 3^\circ$)



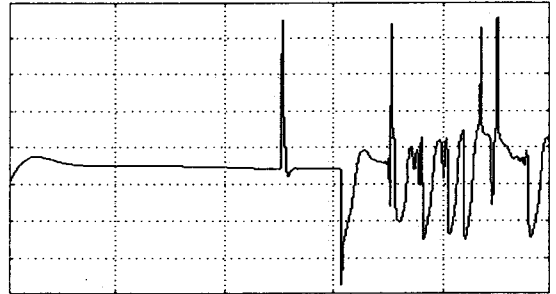
(그림3) 선형모델 피치각 출력($\theta = 3^\circ$)



(그림4) 선형모델 툄각 출력($\varphi = 3^\circ$)



(그림5) 선형모델 피치각 출력($\theta = 15^\circ$)



(그림6) 선형 모델 툄각 출력($\varphi = 30^\circ$)

4. 결 론

본 논문에서는 비행기의 직선 비행시 자세제어를 위한 롤(roll)과 피치(pitch)의 움직임에 대하여 각 운동방정식과 외부에 존재하는 요소들을 포함하여 시뮬레이션을 하였다.(그림2,3,4,5,6) 비선형 모델을 가지고 피치각을 실험하였을 때는 불안정한 것을 알 수가 있다.(그림2) 선형 모델로 실험을 하였을 때는 일정한 각도까지는 안정도가 확보가 되었다. 그러나, 롤과 피치에 대해 각을 10° 이상으로 입력을 하였을 때는 시간이 지나면 불안정한 것을 알 수가 있다.(그림5,6) 이것은 비행기의 특성임을 알 수 있다. 일반 비행기의 급선회는 육상 차량과 달리 어느 시간이상으로 지속이 되면 비행기는 실속을 하여 추락하게 된다. 외부의 힘과 모멘트에 대한 값을 구하고, 비행기 데이터를 가지고 안정계수와 제어계수를 구하는데 시행착오가 있었다. 본 연구의 다음 단계는 이번 실험을 바탕으로 외란에 강인하고, 입력된 항로를 스스로 비행하는 무인 비행 시스템을 설계·구현하는 것이다.

[참 고 문 헌]

- [1] John H.Blakelock, "Automatic Control of Aircraft and Missiles", Wiley-Interscience, 1991.
- [2] Brain L. Stevens, Frank L. Lewis, "Aircraft Control and Simulation", Interscience, 1992.
- [3] Tjee, R.T.H., Mulder, J.A, "Stability and Control Derivatives of the De Havilland DHC-2 'Beaver' Aircraft", Delf University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, Delft, The Netherlands, 1988.
- [4] 김대우, 손원기, 권오규, "원격조종 비행체의 이상허용 제어", Journal of Control, Automation and System Engineering, Vol.5, No. 6, P683~p690, 1999.
- [5] 이명옥, 고강웅, 민덕기, 박기현, "H₂/H_∞ 혼합제어 기법을 이용한 헬리콥터의 정지 비행 자세 제어에 관한 연구", 대한 전기학회 하계학술대회 논문집, p2599~p2601, 2000.