

## 곤충모방 날갯짓 비행체의 LQ 제어기 설계

# Linear Quadratic Controller Design of Insect-Mimicking Flapping Micro Aerial Vehicle

김성근<sup>1</sup> · 김인래<sup>2</sup> · 김승균<sup>2\*</sup> · 석진영<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한화시스템 전자광학 · PGM연구소

<sup>2</sup>충남대학교 항공우주공학과

Sungkeun Kim<sup>1</sup> · Inrae Kim<sup>2</sup> · Seungkeun Kim<sup>2\*</sup> · Jinyoung Suk<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Department of Electro-Optronics-PGM R&D Center, Hanwha Systems, Gyeonggi-do, 13524, Korea

<sup>2</sup>Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Daejeon, 34134, Korea

### [요 약]

본 연구에서는 곤충모방 날갯짓 비행체의 모델링과 제자리비행을 위한 자세제어 및 고도제어기를 설계하여 동역학 모델을 이용한 시뮬레이션을 수행하고 그 결과를 분석하였다. 곤충모방 날갯짓 비행체의 간략화한 날갯짓 운동, 날갯짓의 병진운동 및 회전 운동에 대한 공력, 동체 동역학에 대해 수치모델링을 수행하였다. 제자리비행 자세제어를 위해 날갯짓 비행체가 가지는 시변 비선형 시스템을 선형화하여 설계한 LQR(Linear Quadratic Regulator) 제어기법을 통하여 자세안정화를 적용하였으며 PID 제어기법을 통해 고도제어를 수행하였다. 수치 시뮬레이션을 통해 설계된 모델과 제어기의 성능을 확인하였으며 제자리비행을 위한 자세안정화 및 고도 제어가 안정적으로 수행되는 것을 확인하였다. 또한 날갯짓에 의해 발생하는 주기적인 피칭 모멘트를 주기적인 제어입력을 통해 임계 안정하도록 자세 안정화를 수행하는 것을 확인 하였다.

### [Abstract]

This paper presents dynamic modelling and simulation study on attitude/altitude control of an insect-mimicking flapping micro aerial vehicle during hovering. Mathematical modelling consists of three parts: simplified flapping kinematics, flapping-wing aerodynamics, and six degree of freedom dynamics. Attitude stabilization is accomplished through linear quadratic regulator based on the linearized model of the time-varying nonlinear system, and altitude control is designed in the outer loop using PID control. The performance of the proposed controller is verified through numerical simulation where attitude stabilization and altitude control is done for hovering. In addition, it is confirmed that the attitude channel by periodic control is marginally stable against periodic pitching moment caused by flapping.

**Key word** : Flapping Wing, Insect-mimicking, Modeling, Flapping micro aerial vehicle, Linear quadratic regulator control.

<https://doi.org/10.12673/jant.2017.21.5.450>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 11 September 2017; Revised 17 September 2017

Accepted (Publication) 22 September 2017 (30 October 2017)

\*Corresponding Author ; Seungkeun Kim

Tel: +82-42-821-6689

E-mail: skim78@cnu.ac.kr

## 1. 서론

전 세계적으로 무인기가 발전하는 시대에서 초소형 무인기 역시 빠르게 성장하는 흐름 속에 초소형 무인기의 개발에 있어서 생체를 모방한 매커니즘을 통해 접근을 시도 하고 있다. 이는 기존 항공기에서는 볼 수 없는 급격한 기동 및 안정적인 제자리비행을 이루어내기 때문이다. 또한 곤충은 어떠한 항공기에서도 찾아볼 수 없는 탁월한 공력 특성을 보인다. 급격한 기동 및 안정적인 제자리비행의 특징은 건물내부의 감시, 정찰, 침투나 붕괴된 건물의 내부 탐색 등 일반적인 항공기가 수행할 수 없는 임무를 효과적으로 수행할 수 있으며 향후 군집 비행에 있어서도 유리할 것으로 판단된다. 이에 따라 다양한 연구기관 및 대학에서 곤충모방 날갯짓 비행체가 많이 연구되고 있다[1]-[3].

이러한 곤충모방 날갯짓 비행체는 기본적으로 가지는 불안정성 때문에 자세제어가 수행되어야 하며 보다 정확한 모델을 구현한 시뮬레이션을 활용하여 설계한 제어시스템의 검증을 필요로 한다. 이를 위해 많은 방법으로 모델링이 시도 되고 있으며 주로 실험적인 연구를 통해 그 현상을 해석하고 모델링하고 있다. 곤충모방 날갯짓 비행체는 날갯짓을 통하여 공력을 얻어내며 이 때문에 주기적으로 시간에 변하는 비선형 시스템의 특성을 가진다. 또한 곤충의 날갯짓의 형태와 이에 따라 발생하는 현상에 대해 모두 명확하게 확인되지 않았으며 비행체의 날개는 유연한 박막 날개이기 때문에 복잡한 유체해석을 필요로 한다. 이러한 문제들로 인해 완벽하게 모델링하기에는 매우 어려움이 따른다. 또한 실제 비행체 제작에 있어 이러한 모든 현상을 구현 및 해석하기에도 힘들어 단순화를 통해 곤충모방 날갯짓 비행의 이점을 활용하는 것이 중요하다. 실제 비행체를 제작을 수행하고 있는 연구기관 및 대학들의 비행체 날갯짓은 많은 부분 단순화된 운동을 가지는 것을 볼 수 있다. 날갯짓 모션의 받음각을 수동적으로 제어하거나[4] 날갯짓의 평면인 스트로크면의 롤 운동인 편차운동(deviation motion)을 제외[5]하는 등 간략화된 날갯짓을 이용한다.

곤충모방 날갯짓 비행체가 가지는 불안정성과 무인기로서의 임무수행을 위해 자세 제어는 필수적이다. 강건 제어 및 적응 제어 기법을 이용한 접근을 통해 모델오차를 보완하기도 한다[6]. 또한 비행체 제어를 위해 가장 많이 제안되고 쉽게 적용할 수 있는 것이 비선형시스템을 선형화하여 설계한 선형제어기이다[7].

본 연구는 곤충모방 날갯짓 비행체의 제어기 설계와 자세 제어 가능여부에 대한 분석을 하였다. 본 논문은 첫 번째로 곤충모방 날갯짓 비행체의 날갯짓 운동모델, 날갯짓 공력모델, 동체 동역학 모델을 통합하여 시뮬레이션 모델을 구축하였다(날갯짓이 어떤 운동이 수행되어 양력과 항력을 만들어 내는지에 관한 날갯짓 기본 운동 모델, Dickinson M. H. et. al.[8] & Cheng B. et. al.[9]에서 제시한 방법인 날갯짓에 작

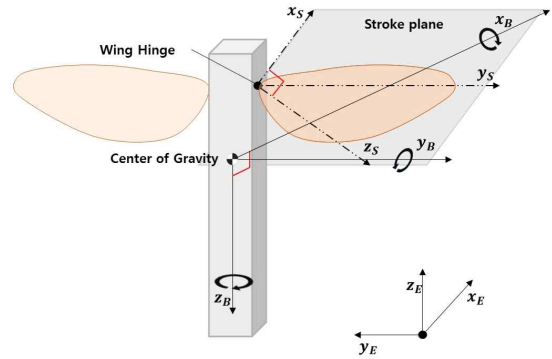


그림 1. 날갯짓 비행체 기준좌표계

Fig. 1. Reference Coordinate frame.

용하는 공력을 수치적으로 계산은 날개 공력모델, Sun M. et. al.[10] 날개에 의해 발생하는 힘과 모멘트가 동체에 전달되어 비행체의 자세를 계산하는 동체 동역학의 수치 모델). 두 번째로 제자리비행 상태를 위한 자세제어는 각도 및 각속도 안정화를 위하여 시스템 선형화를 통해 설계된 Linear Quadratic Regulator Control(LQR제어)을 적용하였으며 고도제어를 위해 PID제어를 수행하였다. 마지막으로 설계한 제어기는 시뮬레이션을 통하여 검증되었으며 초기 각도를 가진 상태에서의 자세제어를 수행하였으며 또한 자세안정화를 수행한 후 고도명령을 추종하도록 시뮬레이션을 수행하고 그 결과를 분석하였다.

## II. 본론

### 2-1 모델링

#### 1) 날갯짓 비행체 기준좌표계

곤충모방 날갯짓 비행체의 동체 좌표계(B)는 원점이 비행체의 무게중심에 고정된다. 이 때 비행체 양쪽 날개 연결부를 원점으로 하고 날갯짓을 하는 평면(Stroke plane)을 xy축을 가진 스트로크면 좌표계( $S_r, S_l$ )가 있다. 또한 날개에 고정되어 날개에 따라 이동되는 날개 좌표계( $W_r, W_l$ )가 있다. 이때 아래첨자 r, l은 오른쪽/왼쪽 날개를 뜻한다.

#### 2) 날갯짓 운동학

곤충모방 날갯짓 비행체는 날갯짓에서 발생하는 힘에 의하여 비행을 하게 된다. 실제 곤충의 날갯짓은 그림 2와 비슷한 날갯짓을 하며, 또한 곤충의 종류와 크기에 따라 서로 다른 복잡한 날갯짓 경로를 가진다[11]. 곤충의 날개는 몸통과의 연결부를 중심으로 세 개의 독립적인 회전 운동이 이루어진다. 날갯짓을 하는 평면에 수직인 축을 중심으로 회전하는 운동(flapping motion), 날개의 길이 방향의 축을 중심으로 회전하는 운동(feathering motion), 날갯짓을 하는 평면 기준으로 위아래로 움직이는 회전 운동(deviation motion)으로 구분된다.

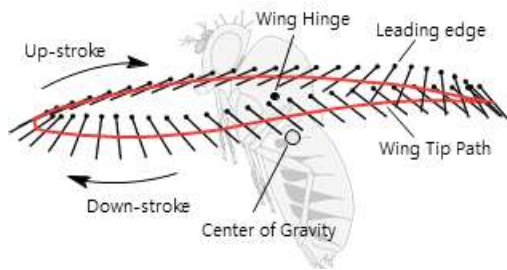


그림 2. 실제 곤충의 날갯짓 경로  
**Fig. 2.** Real insect motion of flapping.

실제로 이를 곤충모방 날갯짓 비행체에 적용하기에는 어려움이 따른다. 따라서 날갯짓 운동은 날갯짓을 하는 평면에서 수직인 축을 중심으로 회전하는 운동의 각도인 날갯짓 크기 (amplitude of the stroke)와 날개의 길이 방향을 중심으로 회전하는 운동의 각도인 날갯짓 회전각(feathering angle)과 날개 받음각(angle of attack of the wing)으로 이루어진 단순화된 운동을 고려한다. 날갯짓을 하는 평면 기준으로 위아래로 움직이는 회전 운동은 고려하지 않는다. 날갯짓 크기는 식 (1), 날갯짓 회전각은 식(2), 날개 받음각은 식 (3)과 같다.

$$\Phi = (\Phi_0 \pm \Delta\Phi + \Delta\Phi_{alt})\cos(2\pi ft) + \zeta \quad (1)$$

$$\Psi = \Psi_0 \sin\left(2\pi ft + \frac{\pi}{4}\right) \quad (2)$$

$$\alpha = \frac{\pi}{2} - \Psi \quad (3)$$

여기서  $f$ 는 날갯짓 주파수,  $\Psi_0$ 는 최대 날갯짓 회전각 크기,  $\alpha_0$ 는 최대 날개 받음각,  $\Phi_0$ 는 최대 날갯짓 크기,  $\Delta\Phi$ 는 롤 모멘트를 만들기 위한 컨트롤 입력이며 오른쪽/왼쪽 날개에서 부호가 반대이다.  $\zeta$ 는 피칭 모멘트를 만들기 위한 컨트롤 입력,  $\Delta\Phi_{alt}$ 는 고도 제어를 위한 컨트롤 입력이다.

### 3) 날갯짓 비행체 공력 모델

날갯짓에 의해 발생하는 공기역학적 힘은 복잡하고 저 레이놀즈수 유동에서 움직임이 빠르게 변화한다. 이러한 날갯짓은 대개 병진운동(translational force), 회전운동(rotational force), 후류 영향(wake capture), fling-clapping 운동(clap and fling)의 4가지 현상에 의해서 공기역학적 힘이 발생하게 된다.

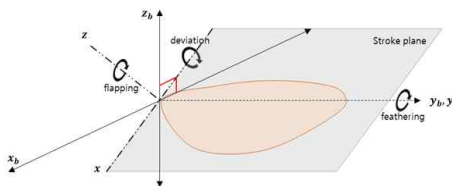


그림 3. 날갯짓 운동  
**Fig. 3.** Wing motion With 3 DOF.

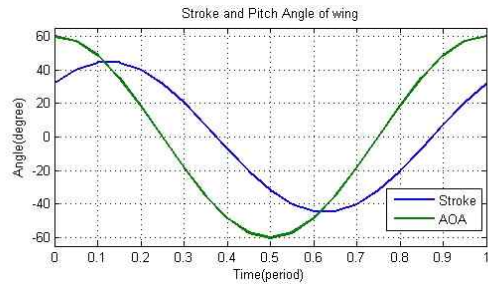


그림 4. 날개의 날갯짓 크기와 받음각 진폭  
**Fig. 4.** Amplitude of the stroke and angle of attack of the wing.

빠른 날갯짓에 의해 앞서 지나간 날개의 후류의 영향을 받는 Wake capture와 날개가 서로 맞닿고 떨어지는 과정에서 발생하는 fling-clapping의 공기역학 모델은 매우 복잡하고 어려워 본 논문에서는 이 중 상대적으로 영향이 큰 병진, 회전운동만을 고려하였다 [12],[13]. 병진운동은 날개의 받음각, 동압, 날개의 면적에 영향을 받게 된다. 병진운동의 힘의 일반적인 공식은 식 (4), (5)과 같다.

$$F_{tr,T} = \frac{1}{2} \rho A_w C_T U_{cp}^2 \quad (4)$$

$$F_{tr,N} = \frac{1}{2} \rho A_w C_N U_{cp}^2 \quad (5)$$

여기서  $\rho$ 는 공기 밀도,  $A_w$ 는 날개의 면적,  $C_T$ ,  $C_N$ 는 수평, 수직 힘 계수,  $U_{cp}$ 는 날개의 압력중심의 속도이다. 여기서  $C_T$ ,  $C_N$ 은 날개모델을 통해서 측정되고 피팅된 결과를 이용한다 [14].

$$C_N = 3.4 \sin \alpha$$

$$C_T = \begin{cases} 0.4 \cos^2(2\alpha) & 0^\circ < \alpha < 45^\circ \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (6)$$

본 논문에서 사용되는 날개 치수들은 Xinyan Deng et. al. [3]에서 제시한 치수를 이용하였다.

전진비가 작을 때의 날개 속도  $U_{cp}$ 는 식 (7)과 같다.

$$U_{cp} = \hat{r}_2 \dot{\Phi} \quad (7)$$

여기서  $L$ 은 날개의 길이,  $\dot{\Phi}$ 는 날갯짓 속도,  $\hat{r}_2$ 는 압력중심으로부터 날개 연결부 사이의 정규화된 거리이다. 이 거리는 식 (8)과 같이 나타나며  $c$ 는 날개의 코드 길이이다.

$$\hat{r}_2^2 = \frac{\int_0^L c(r)r^2 dr}{L^2 A_w} \quad (8)$$

회전운동의 힘은 식 (9)을 통해 계산할 수 있다[14].

$$F_{rot,N} = \frac{1}{2} \rho A_w C_{rot} \hat{c} c_m \dot{\alpha} U_{cp} \quad (9)$$

여기서  $C_{rot}$ 는 이론적인 회전 계수,  $\hat{c}$ 는 무차원화 된 코드 길이,  $c_m$ 은 최대 코드 길이이다. 이때  $C_{rot}$ 와  $\hat{c}$ 는 식 (10),(11)과 같이 계산된다 [9].

$$C_{rot} = 2\pi(0.75 - \hat{x}_0) \quad (10)$$

$$\hat{c} = \frac{\int_0^L c^2(r) r dr}{\hat{r}_2 L A_w c_m} \quad (11)$$

여기서  $\hat{x}_0$ 는 non dimensional axis of rotation 이다. 이렇게 구해진 식(12)과 normal 방향 힘과 tangential 방향 힘을 통해서 식(13)과 같이 최종적인 양력과 항력을 계산 할 수 있다.

$$\begin{aligned} F_N &= F_{tr,N} + F_{rot,N} \\ F_T &= F_{tr,T} \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} F_L &= F_N \cos(\alpha) - F_T \sin(\alpha) \\ F_D &= -F_N \sin(\alpha) - F_T \cos(\alpha) \end{aligned} \quad (13)$$

#### 4) 동역학 모델링

곤충모방 날갯짓 비행체의 동역학은 날갯짓으로 발생하는 힘에 대해서 동체좌표계를 기준으로 시변 비선형 운동방정식으로 나타내어질 수 있으며[10], 날개의 관성력, 공기력, 동체의 댐핑력, 중력에 대해서 영향을 받게 된다. 이때 날개의 질량은 동체에 비해 매우 작고 양 날개의 기본적인 날갯짓이 동일하기 때문에 날개의 관성력은 무시할 수 있다. 강체의 운동방정식은 식 (14)와 같이 동체 좌표계에서 무게 중심에 작용하는 힘과 모멘트로 나타낼 수 있다 [3],[15].

$$\begin{bmatrix} mI & 0 \\ 0 & I_b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v}_b \\ \dot{w}_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_b \times m v_b \\ w_b \times I_b w_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum F \\ \sum M \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \sum F &= F_a + F_g + F_d \\ \sum M &= M_a + M_g + M_d \end{aligned} \quad (15)$$

여기서  $m$ 은 비행체의 질량,  $I_b$ 는 비행체의 관성모멘트,  $v_b$ 는 속도,  $w_b$  각속도이다. 아래첨자  $a, g, d$ 는 FMAV에 작용하

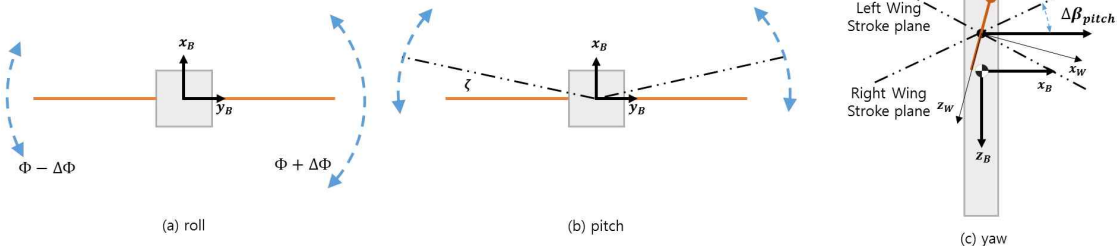


그림 5. 날개 비대칭을 통한 제어 변수  
Fig. 5. Control variables from wing asymmetries.

는 힘과 모멘트에서 각각 공기, 중력, 동체의 댐핑에 대한 영향이다.  $F_a$ 와  $M_a$ 은 양쪽 각 날개에 대한 날갯짓 운동학과 공력 모델을 통해 계산되며, 이때 날갯짓의 힘은 스트로크면 좌표계를 기준으로 계산되기 때문에 동체좌표계로의 좌표변환이 필요하다.

$$\begin{bmatrix} F_a \\ M_a \end{bmatrix} = R_{sb} \begin{bmatrix} F_{a,S} \\ M_{a,S} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$F_{a,S} = \begin{bmatrix} -F_{D,l} \cos \Phi_l - F_{D,r} \cos \Phi_r \\ -F_{D,l} \sin \Phi_l + F_{D,r} \sin \Phi_r \\ -F_{L,l} - F_{L,r} \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$M_{a,S} = \hat{r}_2 L \begin{bmatrix} F_{L,l} \cos \Phi_l - F_{L,r} \cos \Phi_r \\ F_{L,l} \sin \Phi_l + F_{L,r} \sin \Phi_r \\ -F_{D,l} + F_{D,r} \end{bmatrix} \quad (18)$$

여기서  $R_{sb}$ 는 스트로크평면 좌표계에서 동체 좌표계로의 좌표변환행렬이다. 이러한 힘과 모멘트는 날갯짓 운동에 대한 시변 비선형 방정식이다 [3].

$$F = f(\Phi(t), \alpha(t)) \quad (19)$$

$$M = g(\Phi(t), \alpha(t)) \quad (20)$$

식 (16)을 통해서도 좌우 날갯짓이 동일 할 때 발생하는 모멘트가 동일하여 피칭모멘트를 제외하고 다른 요소는 상쇄되는 것을 알 수 있다. 본 논문에서는 제자리 비행을 고려하므로 각 방향의 속도에 대한 영향은 고려되지 않았다.

## 2-2 자세제어

### 1) 자세제어 입력 변수

자세제어를 수행하기 위해 각 축에 대해서 토크를 발생시켜야 한다. 이미 국외의 여러 대학은 날갯짓의 크기 차이, 날갯짓 중심이동, 날갯짓 속도의 변화나 날개 비틀림 모듈레이션을 통해서 서로 다른 방식으로 모멘트를 발생시키며 각 연구에 적합한 형태를 선정하고 있다[16],[17]. 본 연구에서 선정한 모멘트 발생 방식은 그림 5에 나타내었다. 양쪽의 날개의 날갯짓 크기의 차이( $\Delta\Phi$ )를 주어 롤링모멘트를 발생, y 축과 날갯짓의 중심선이 이루는 각( $\Delta\zeta$ )을 변화시켜 피칭모

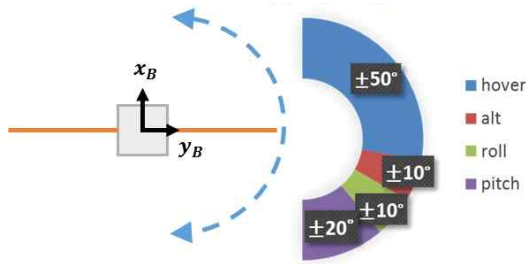


그림 6. 날갯짓 제어 변수의 범위  
**Fig. 6. Limitations of flapping amplitude.**

멘트를 발생시키며 양쪽 날개의 날갯짓 평면(stroke plane)의 피치각( $\Delta\beta_{pitch}$ )을 서로 반대로 만들어 요잉 모멘트를 발생시킨다. 날갯짓의 속도를 변화시키기 어려운 점이 있는 모터를 활용한 구동기를 초점으로 하였으며 이는 향후 비행체 제작에 적합한 방향으로 선정하였다 [16].

제어입력 변수의 날갯짓 크기는 고도 제어, 롤각 제어, 피치각 제어로 모두 사용된다. 따라서 이 합이 최대  $\pm 90$ 도를 넘지 않도록 제한해야 한다. 이를 고려하여 고도 제어를 위해  $\pm 10$ 도, 롤각 제어를 위해  $\pm 10$ 도, 피치각 제어를 위해  $\pm 20$ 도로 제한하였다.

**2) 제어기 설계를 위한 모델 선형화**

비선형 모델을 선형화한 후 이를 이용해 제어기를 설계하였다. 날갯짓 한 주기 동안의 특성에 평균을 취하여 시변 비선형 운동방정식을 선형화 할 수 있다. 시변 특성을 제거하여 얻게 되는 운동 방정식은 식 (21),(22)와 같다. 이를 제자리 비행상태에서의 미소교란 이론을 적용하여 선형화 할 수 있다[9],[18],[19].

$$\dot{v}_b = \frac{1}{m} (\overline{W}_b + F) + \overline{w}_b \times v_b \tag{21}$$

$$\dot{\overline{w}}_b = I_b^{-1} (\overline{w}_b \times I_b \overline{w}_b + \overline{M}) \tag{22}$$

$$C_1 = \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \quad C_2 = \frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \tag{23}$$

$$C_3 = \frac{1}{I_{yy}} \quad C_4 = \frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}$$

여기서  $C_1, C_2, C_3$  &  $C_4$ 는 관성모멘트와 관련된 계수이다. 일반적으로 자세 동역학은 동체 속도에도 영향을 받게 된다. 그러나 본 연구에서는 제자리비행 상태에 대한 자세제어를 수행하기 때문에 3자유도 회전운동으로 제한하였다. 식 (22)는 자세 동역학에 관한 식으로 축소할 수 있으며, 결국 곤충 모방 날갯짓 비행체가 제자리 비행상태 일 때 식 (24)와 같은 상태 공간 방정식 형태로 선형화 시킬 수 있다. 이때 상태벡터는  $x = [p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi]^T$ 와 같으며 입력벡터는 앞서 정의한  $u = [\Delta\phi \ \Delta\zeta \ \Delta\beta_{pitch}]^T$ 이다. 최종적으로 선형화를 거친 시스템 행렬(A)와 입력 행렬(B)는 다음 식과 같다.

$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{24}$$

$$A = \begin{bmatrix} \frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} L_p & 0 & \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} N_r & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} M_q & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} L_p & 0 & \frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} N_r & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{25}$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} + I_{xz}^2} L_{\Delta\phi} & 0 & \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} N_{\Delta\beta_{pitch}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} M_{\Delta\zeta} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} L_{\Delta\phi} & 0 & \frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} N_{\Delta\beta_{pitch}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{26}$$

식 (25),(26)에서 사용된 안정 미계수와 조종 미계수는 Cheng B. et. al. [20]에서 추정된 식을 이용하여 계산하였다.

**3) 자세 안정화를 위한 LQR 및 고도제어**

곤충모방 날갯짓 비행체의 제자리비행에 필요한 자세 안정화를 위해 간단하고 효과적인 (LQR)Linear Quadratic Regulator을 이용하였다. 앞서 선형화한 상태방정식  $\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t)$  일 때 성능지수를 최소화 하도록 제곱 형태로 나타내면 식 (27)과 같다.

$$J = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} \{ (x_a^T(t) Q(t) x_a(t) + u^T(t) R(t) u(t)) \} dt \tag{27}$$

이 때  $Q(t)$ 는 상태 가중치 대각행렬,  $R(t)$ 은 조종입력 가중치 대각행렬을 나타내며 성능지수를 만족하는 해를 Arithmetic Riccati Equation을 이용하여 얻어내면 식 (28)과 같다.

$$0 = -K(t)A - A^T K(t) - Q(t) + K(t)BR^{-1}(t)B^T K(t) \tag{28}$$

결과적으로 계산한 최적 제어 입력은 다음 식 (29)와 같다.

$$u(t) = -R^{-1}(t)B^T(t)K(t)x(t) \tag{29}$$

제자리비행에 필요한 x, y, z 위치 중에 가장 영향이 큰 고도제어를 PID 제어를 통해 수행하였으며 제어이득은 수동적으로 튜닝하였다. P 이득은 상승시간과 정정시간에 영향을 미치며 작은 정상상태오차를 줄이기 위해 I 이득을 사용하였



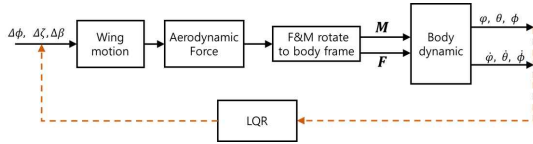


그림 7. 시뮬레이션 블록 다이어그램  
Fig. 7. Simulation block diagram.

며 오버슈트와 정정시간을 줄이기 위해 D 이득을 사용하였으나 날갯짓의 진동에도 영향도 받아 보다 작은 값을 사용하였다. 제어입력은 다음 식 (30)과 같다.

$$u_3 = k_p(h_{ref} - h) + k_d(\dot{h}_{ref} - \dot{h}) + k_i \int (h_{ref} - h) \quad (30)$$

이때  $u_3$ 는 추가적인 양 날개의 스트로크각인  $\Delta\Phi_{alt}$ 이다.

### 2-3 시뮬레이션

#### 1) 시뮬레이션 환경

수치 시뮬레이션은 앞서 세 부분으로 나누어 설명한 비선형 모델링을 통합하여 구성하였으며 그 구성도는 그림 7에 도시하였다. 시뮬레이션 초기값들은 곤충모방 날갯짓 비행체와 유사한 벌새(Hummingbird)로 정하였으며, 표 1에 정리 하였다 [21]. 날갯짓 비행체의 날개의 길이는 48mm 정도이며 약 4.3g의 무게를 가진다. 설계된 제어기의 성능을 검증하기 위하여 초기 자세각을 가진 상태에서 시뮬레이션을 수행하였다.

#### 2) 시뮬레이션 결과

제어를 수행하지 않았을 때에 그림 8과 같이 스트로크각은

표 1. 시뮬레이션 초기값

Table 1. Main parameter for simulation.

| parameter          | value      | unit              | parameter        | value      | unit             |
|--------------------|------------|-------------------|------------------|------------|------------------|
| $\rho$             | 1.225      | kg/m <sup>3</sup> | $g$              | 9.81       | m/s <sup>2</sup> |
| $m$                | 4.32e-3    | kg                | $L$              | 4.8e-2     | m                |
| $\hat{r}_2$        | 0.6        | -                 | $\hat{x}_0$      | 0.25       | -                |
| $c_m$              | 1.9e-2     | m                 | $\hat{c}$        | 0.6        | -                |
| $A_w$              | 6.11e-4    | m <sup>2</sup>    | $I_{xx}$         | 4.29e-7    | -                |
| $I_{yy}$           | 5.57e-7    | -                 | $I_{zz}$         | 4.11e-7    | -                |
| $I_{xz}$           | 2.2e-7     | -                 | $L_p$            | -6.1545e-6 | -                |
| $M_q$              | -2.1761e-6 | -                 | $N_r$            | -1.5749e-5 | -                |
| $L_{\Delta\phi}$   | 1.8e-3     | -                 | $M_{\dot{\phi}}$ | 2.8e-3     | -                |
| $N_{\Delta\theta}$ | 2.8e-3     | -                 | $\phi_0$         | 60         | deg              |
| $\alpha_0$         | 50         | deg               | $\zeta_0$        | 0          | deg              |
| $f$                | 48         | Hz                |                  |            |                  |

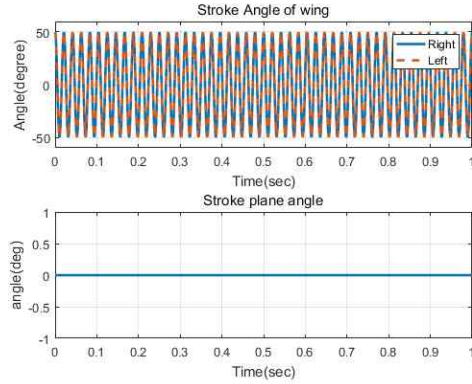


그림 8. 개방루프에서의 날개 동역학 상태  
Fig. 8. Wing kinematics state in open loop.

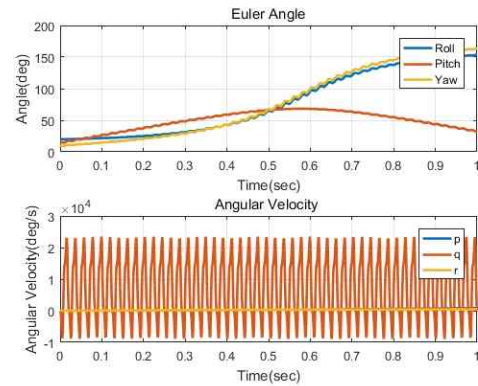


그림 9. 개방루프에서의 자세 상태  
Fig. 9. Attitude state in open loop.

기존의 날갯짓 크기인 50deg와 스트로크면의 피치각은 0deg를 유지하는 것을 볼 수 있으며, 자세각이 발산하는 것을 그림 9에서 확인할 수 있다. 또한 비행체의 각속도는 큰 값으로 진동하는 현상을 확인할 수 있다.

선형화를 통해 설계한 LQR 제어를 통하여 곤충모방 날갯짓 비행체의 자세 안정화를 수행하였을 때의 스트로크각과 스트로크면의 피치각을 그림 10에서 볼 수 있다. 초기자세에 대하여 자세안정화를 수행하기 위해 스트로크면의 피치각이 변하는 것을 확인할 수 있다. 그림 11은 비행체의 자세각과 각속도를 나타낸 그래프이며 약 0.3초 이내에 자세 안정화가 이루어지는 것을 볼 수 있다. 또한 날갯짓에 의해 발생하는 주기적인 피칭모멘트도 각속도 그래프에서 확인할 수 있다. 이에 대한 자세한 제어입력은 그림 12에 나타내었으며 날갯짓에 의해 발생하는 피칭모멘트를 제어하기 위해 피치 제어 입력이 주기적으로 발생하는 것을 확인하였다.

그림 13에서 그림 16은 제자리 비행을 위한 고도유지를 수행한 시뮬레이션 결과이다. 고도유지 반응을 보기위해 1초에 고도 1m를 상승하도록 명령을 주었으며 그에 대한 고도 그래프는 그림 16에 나타내었다. 명령을 추종하는데 약 3초 정도 걸리는 것을 확인할 수 있다. 그림 13에서 고도명령에

의해 고도상승 및 유지를 위한 스트로크각의 변화를 1~2초 구간에서 보여주며 그림 15에서 고도제어를 위한 추가적인 스트로크 명령( $\Delta\phi_{alt}$ )을 나타내었다. 그림 14에서 고도제어를 수행하는 동안의 자세각과 각속도를 나타내었으며 초기 자세에서 자세안정화를 통해 수렴한 것을 확인할 수 있다.

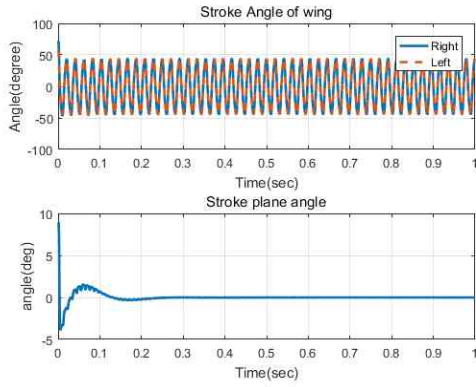


그림 10. 폐쇄루프에서의 날개 동역학 상태  
Fig. 10. Wing kinematics state in close loop.

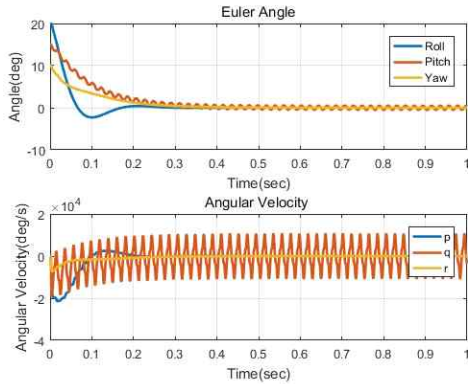


그림 11. 폐쇄루프에서의 자세 상태  
Fig. 11. Attitude state in close loop.

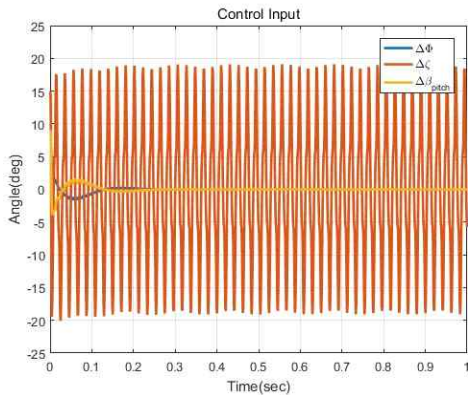


그림 12. 폐쇄루프에서의 제어입력  
Fig. 12. Control input in close loop.

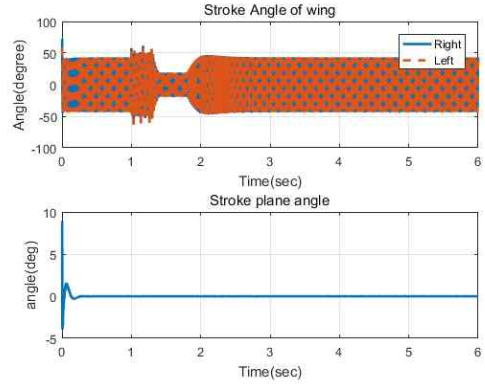


그림 13. 고도유지에서의 날개 동역학 상태  
Fig. 13. Wing kinematics state in altitude hold.

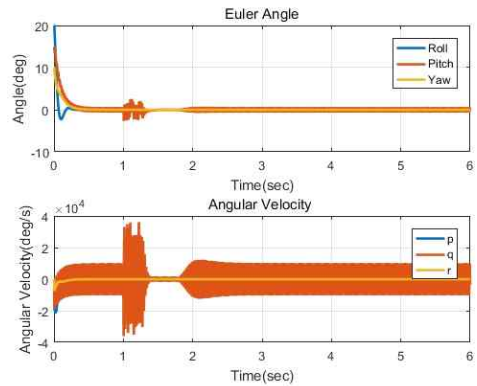


그림 14. 고도유지에서의 자세 상태  
Fig. 14. Attitude state in altitude hold.

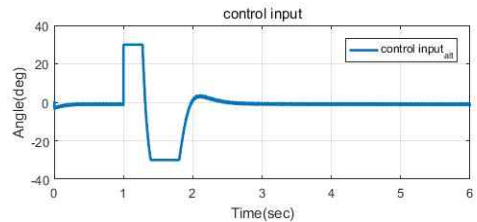


그림 15. 고도유지에서의 제어 입력  
Fig. 15. Control input for altitude hold.

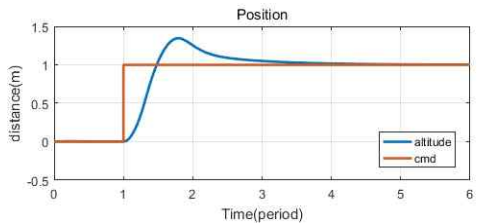


그림 16. 고도유지에서의 고도  
Fig. 16. Altitude in altitude hold.

### III. 결 론

본 논문에서는 곤충모방 날갯짓 비행체의 날갯짓 운동, 공력 및 비행 동역학에 대해 모델링을 수행하고 제자리 비행을 위한 자세 제어기 및 고도 제어기를 설계하였으며, 비선형 시뮬레이션을 수행하여 그 성능을 확인하였다. 복잡한 날갯짓 운동을 단순하게 정의하였으며 병진운동과 회전운동에 대한 날개의 공력모델을 수치적으로 구현하고 동체의 동역학 모델을 구현해 이를 통합하여 시뮬레이션을 수행하였다. 또한 LQR제어를 통해 제자리 비행을 위한 자세 안정화를 수행하였으며 이를 위해 시변 비선형시스템을 선형화하여 제어기를 설계하였으며, 고도제어를 위해서 PID 제어기를 사용하였다. 이러한 제자리 비행을 위한 자세안정화 및 고도제어에 대해 성능을 검증하기 위해 비선형 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 결과 초기 자세각을 가지는 상태에서 제자리 비행을 위한 자세안정화가 수행되는 것을 확인하였으며 고도 역시 명령을 잘 추종하는 것을 확인 하였다. 곤충모방 날갯짓 비행체는 날갯짓에 의하여 주기적으로 발생하는 피칭모멘트를 주기적인 제어입력을 통하여 marginally stable 하도록 만들어 주는 것을 확인하였다. 향후 비행체에 적용하기 위해서는 모델 오차에 대해 강건성을 분석하고, 제어기의 성능을 검증할 계획이다.

### Acknowledgments

본 연구는 국방생체모방 자율로봇 특화연구센터를 통한 방위사업청과 국방과학연구소 연구비 지원으로 수행되었습니다. (UD130070ID)

### References

[1] J.M. Lee, J.W. Chang, and Y.S. Jung, "Development of a Micro Ornithopter with a Weight of 20 gram," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences* Vol. 33 no. 10 2005, pp. 82~92.

[2] Y.M. Kevin, P. Chirarattananon, S.B. Fuller, and R.J. Wood, "Controlled flight of a biologically inspired, insect-scale robot," *Science*, Vol. 340 Issue. 6132 2013, pp.603~607.

[3] X. Deng, L. Schenato, W.C. Wu, and S.S. Sastry, "Flapping flight for biomimetic robotic insects: Part I-system modeling," *IEEE Transactions on Robotics*, Vol. 22 no. 4, 2006, pp.776-788.

[4] J.P. Whitney and R.J. Wood, "Aeromechanics of passive rotation in flapping flight," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 660, pp. 197~220.

[5] C.T. Orłowski, "Modeling and Simulation of Nonlinear Dynamics of Flapping Wing Micro Air Vehicles," *AIAA Journal*, Vol. 49, no.8, May. 2011 pp.969~981.

[6] B. Cheng and X. Deng, "A Neural Adaptive Controller in Flapping Flight," *Journal of Robotics and Mechatronics*, Vol. 24, No.4, 2012, pp. 602~611

[7] H.E. Taha, M.R. Hajj, and A.H. Nayfeh, "Flight dynamics and control of flapping-wing MAVs: a review.," *Nonlinear Dynamics*, Vol. 70, Issue. 2, Oct 2012, pp. 907-939.

[8] M.H. Dickinson, F.-O. Lehmann, S.P. Sane, "Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight", *Science*, Vol. 284, 1999, pp. 1954~1960.

[9] B. Cheng, S.N. Fry, Q. Huang, W.B. Dickson, and X. Deng, "Turning dynamics and passive damping in flapping flight", *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, May 2009, pp. 1889~1896.

[10] M. Sun, J. Wang, and Y. Xiong, "Dynamic flight stability of hovering insects", *Acta Mechanica Sinica*, Vol. 23, no.3, 2007 pp.231~246.

[11] F.-O. Lehmann and S. Pick, "The aerodynamic benefit of wing-wing interaction depends on stroke trajectory in flapping insect wings," *Journal of experimental biology*, Vol. 210, no.8, 2007 pp.1362~1377.

[12] M.H. Dickinson, F.-O. Lehmann, and S.P. Sane, "Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight," *Science*, Vol. 284, Issue5422, 1999, pp 1954-1960.

[13] S.P. Sane and M.H. Dickinson, "The aerodynamic effects of wing rotation and a revised quasi-steady model of flapping flight," *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 205, 2002, pp 1087-1096.

[14] A. Roshanbin, C. Collette, and A. Preumont, "Mathematical Modelling of Insect-Like Flapping Wing for application to MAVs," in *International Symposium on Light Weight Unmanned Aerial Vehicle Systems and Subsystems*, 2009

[15] B. Cheng, S. N. Fry, Q. Huang, and X. Deng, "Aerodynamic damping during rapid flight maneuvers in the fruit fly *Drosophila*," *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 213, 2012, pp 602-612.

[16] B.M. Fionio and R.J. Wood, "Open-loop roll, pitch and yaw torques for a robotic bee," 2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2012.

[17] M. Keennon, K. Klingebiel, H. Won, and A. Andriukov, "Development of the Nano Hummingbird: A Tailless Flapping Wing Micro Air Vehicle," *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2012.



[18] T.L. Hedrick, B. Cheng, and X. Deng, "Wingbeat time and the scaling of passive rotational damping in flapping flight," *Science*, Vol. 324, Issue. 5924, pp. 252-255.

[19] B. Cheng and X. Deng, "Translational and Rotational Damping of Flapping Flight and Its Dynamics and Stability at Hovering," *IEEE Transactions on Robotics*, Vol. 27, No. 5, 2011, pp 849-864.

[20] B. Cheng, and X. Deng. "Near-hover dynamics and attitude stabilization of an insect model," in *American Control Conference (ACC)*, USA, pp 39-44, 29 July 2010

[21] M. Karásek, and A. Preumont. "Simulation of flight control of a hummingbird like robot near hover," *Engineering Mechanics*, pp 607-619, 2012.



**김 성 근** (Sungkeun Kim)

2017.02 ~ 현재, 한화시스템 전자광학-PGM 연구소, 연구원  
2015.03 ~ 2017.02, 충남대학교 항공우주공학, 석사  
2009.03 ~ 2015.02, 충남대학교 항공우주공학, 학사  
※ 관심분야 : 무인기 유도제어, 초소형 위성 탑재 컴퓨터, 영상추적



**김 인 래** (Inrae Kim)

2017.02 ~ 현재, 충남대학교 항공우주공학, 석사과정  
2011.03 ~ 2017.02, 충남대학교 항공우주공학, 학사  
※ 관심분야 : 무인기 유도제어, 초소형 날갯짓 비행체 제어



**김 승 균** (Seungkeun Kim)

2012.03 ~ 현재, 충남대학교 항공우주공학과, 부교수  
2008 ~ 2012, 영국 Cranfield Univ, 연구원/조교수  
2008, 서울대학교 기계공학부 대학원, 박사  
2002, 서울대학교 기계항공공학부, 졸업  
※ 관심분야 : 소형비행체, 비선형/지능제어, 추정/센서융합, 의사결정



**석 진 영** (Jinyoung Suk)

2001 ~ 현재, 충남대학교 항공우주공학과 교수  
1998, 서울대학교 항공우주공학과 대학원 박사  
1994, 서울대학교 항공우주공학과 대학원 석사  
1992, 서울대학교 항공우주공학과 졸업  
※ 관심분야 : 무인항공기 비행제어 및 응용