

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(3), 173-179(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.3.173

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 모션캡처 실험을 통한 조류모방 날갯짓 비행체 구동 특성 분석

김학성, 김승균, 석진영\*

### Ornithopter actuator characteristics analysis by motion capture experiment

Hakseong Gim, Seungkeun Kim and Jinyoung Suk\*

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University

#### ABSTRACT

This paper analyzes actuator characteristics for main wing and tail surfaces of an ornithopter by using a motion capture test. Experiments with the ornithopter are conducted indoor, and its fuselage is held on a jig to reduce interaction with vibration generated by flapping motion. The motion capture system detects the movement of markers attached on the main wing and tail wing tip. Experimental results show that the main wings tend to change its amplitude according to the flapping frequency, and the lift and thrust generation simulation is implemented by applying the experimental results and the ornithopter specification to Modified Strip Theory. Step input excitation is applied for experimental analysis of the tail wing in horizontal and vertical directions. As a result, horizontal and vertical tail wings have different characteristics in terms of overshoot, final value, damping ratio and natural frequency because they have different wing structures and linkages.

#### 초 록

본 논문에서는 모션캡처 카메라를 사용한 실험을 통해 날갯짓 비행체의 주 날개, 꼬리 날개 구동기 특성 분석에 대하여 기술하였다. 실험은 빛이 차단된 실내에서 진행되었고 지그에 기체를 고정하여 날갯짓으로 인한 영향을 줄였다. 주 날개와 꼬리날개 끝단에 마커를 부착하였고 모션캡처 카메라는 입력 신호에 대한 각각의 반응을 측정한다. 실험 결과 주 날개는 날갯짓의 주파수에 따라 진폭이 변하는 경향을 보였고, Modified Strip Theory에 실험 결과와 비행체 제원을 적용하여 양력 및 추력 발생 시뮬레이션을 구현 하였다. 꼬리날개는 종·횡축별로 스텝 신호를 인가하여 이에 따른 결과를 2차 전달함수 형태로 정의하였고, 각 축별로 구동기의 구조 차이로 인하여 최종 응답시간, 오버슈트, 최대값 등에서 차이를 나타내는 것을 확인하였다.

**Key Words** : Ornithopter(날갯짓 비행체), Motion capture camera(모션캡처 카메라)  
Actuator(구동기), Modified Strip Theory

† Received : August 12, 2016      Revised : January 25, 2017      Accepted : January 26, 2017

\* Corresponding author, E-mail : jsuk@cnu.ac.kr

## I. 서론

초기 군사용 목적으로 개발되었던 무인항공기는 수색, 정찰, 폭격 등의 임무를 수행하였으며, 활용 영역 또한 민간으로 확대되어 항공사진 촬영 및 정보 수집 등에 활용되고 있다. 무인항공기는 크게 비행에 필요한 양력과 추력을 발생시키는 방법에 따라 고정익, 회전익, 날갯짓 비행체로 분류할 수 있다. 고정익과 회전익 비행체는 각각 일반적인 항공기와 헬리콥터를 예로 들 수 있다[1]. 날갯짓 비행체는 자연계에서 볼 수 있는 조류나 곤충의 비행 메커니즘을 모방한 비행체로 조류 모방의 경우 대부분 꼬리날개가 있는 형태이고 곤충 모방은 꼬리날개가 없고 크기 또한 조류에 비해 매우 작다. 항공역사 초기에 이러한 날갯짓을 이용한 비행을 시도하였고 16세기에는 레오나르도 다빈치가 날갯짓 비행체를 설계한 기록이 있으나 기술적 한계로 실제 비행에는 성공하지 못하였다[2][3]. 하지만 기술의 발전과 함께 중·소형 무인항공기에 사용되는 모터, 배터리 등의 성능향상과 경량화로 인하여 현재는 다양한 크기의 날갯짓 비행체를 제작하여 비행에 성공한 사례가 다수 존재한다[4].

해외 사례로 델프트 공대에서는 실내비행 목적으로 30cm 크기의 비행체를 제작하였고 직진 비행이 가능할 정도의 비행 안정성을 확보하였다.[5] MIT에서도 실외비행 목적으로 1.17m 크기의 비행체를 제작하였으며 두 사례 모두 꼬리날개가 있는 형태이다[6]. 하버드 대학에서는 20mm 크기의 초소형 날갯짓 비행체를 제작하여 실내 제자리 비행에 성공하였다[7].

초소형 날갯짓 비행체의 경우 정지비행이 가능하여 고정익 항공기보다 다양한 임무를 수행할 수 있고 회전익 비행체 보다 우수한 비행 효율을 보이고 있다[8]. 이로 인해 날갯짓 비행체의 제작을 위한 기술적 난이도는 높지만 효율성으로 인하여 미국을 포함한 선진국에서 개발소요가 증대하고 있다[9]. 이러한 날갯짓 비행체에 대한 활용도와 개발소요가 증가함에 따라 비행체의 비행안정성과 자동조종을 위한 알고리즘 및 기술들이 요구되며 이를 위해서는 비행체의 특성 분석에 대한 연구가 선행되어야 한다. 국내·외적으로 비행시험을 통한 시스템 인식 기법을 적용하여 비행체의 특성분석을 연구한 사례들이 있다 [10][11]. 또한 조류의 비행 원리를 기반으로 날갯짓 비행체의 양력과 추력 발생에 관한 수치 시뮬레이션 연구 사례들도 있으나[12][13] 고정익 항공기에 비해 아직까지 비행역학, 공기역학 분

야의 연구 성숙도가 낮아 비선형, 선형 모델정도에 대한 연구들이 진행 중이다. 결국 안정적인 자동비행 및 제어를 위해선 날갯짓 비행체와 구동기들의 특성 분석 및 이를 기반으로 한 비선형, 선형 모델을 정의하는 것이 중요하다.

본 연구에서는 모션캡처 카메라를 사용하여 주 날개와 꼬리날개의 구동기 특성을 분석하였다. 주 날개에는 가변 신호를 인가하였고 그 결과를 날갯짓 주파수와 진폭 관계식으로 정의하였고 이를 Modified Strip Theory에 적용하여 양력과 추력 발생 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 꼬리날개에는 중·횡축별로 스텝 신호를 입력하였고 입력전압과 꼬리날개 출력 각도를 2차 전달함수로 정의하였다. 본 연구의 결과는 향후 조류형 무인항공기의 유도제어기 설계를 위한 구동기 모델링 정보로 활용될 것으로 사료된다.

## II. 본론

### 2.1 모션캡처 실험

#### 2.1.1 실험환경

본 연구의 대상 기체는 MAGIC BIRD社에서 제작된 날개길이 1m 급의 상용화 제품이다. 기체는 주 날개, 꼬리날개, 동체로 구성되어 있으며 동체 내부의 DC 모터의 회전운동이 기계적 링크와 기어를 통해 위·아래 날갯짓 운동으로 변환된다. 이 때 날갯짓 운동을 통하여 수직·수평방향 힘이 발생하며 이는 각각 양력과 추력을 발생시킨다. 꼬리날개는 일반 고정익 항공기의 러더와 엘리베이터 역할을 하며 각각 중·횡축별 자세를 제어한다. 몸체 내부는 7.8V 리튬폴리머 배터리를 통하여 전원을 공급하며 주 날개의 운동을 발생시키는 기어박스가 탑재되어 있다. 기체의 제원은 Table 1과 같다.

모션캡처 카메라는 특수 마커를 적외선으로 인식하며 마커의 움직임을 캡처하여 마커의 움직임에 대한 정보를 저장한다. 본 연구에서는 Optitrack社의 Flex 13 모델을 사용하였으며 제원은 Table 2와 같다.

실험 환경은 Fig. 1과 같이 기체를 지그에 고

Table 1. Ornithopter Specification

날개길이	1000mm	비행시간	10분
동체길이	580mm	Flapping Frequency	1-10Hz
단일중량	290g	Elevator	±30°
탑재중량	50g	Rudder Angle	

Table 2. Camera Specification

	
<b>Camera Body</b>	
Width	2.12 in(3.8 mm)
Height	3.19 in(81 mm)
Depth	1.67 in(42.4mm)
<b>Image Sensor</b>	
Pixel Size	4.8 μm × 4.8 μm
Image Size	6.144 mm × 4.9152 mm
Frame Rate	30~120 FPS

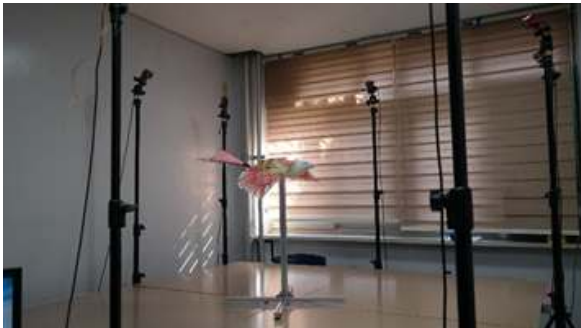


Fig. 1. Experiment environment

정시켜 날갯짓으로 인한 진동영향을 최소화 하였으며, 모션캡처 카메라는 초당 120프레임을 측정한다. 가변된 입력 신호를 인가한 후 주 날개의 날갯짓의 움직임을 측정하였고, 꼬리 날개에는 구동 범위를 고려한 스텝입력을 인가하여 그에 따른 반응을 측정하였다. 본 연구에서는 주 날개와 꼬리날개 끝단에 마커를 부착하였으며 각각의 입력신호에 따라 날개가 움직이게 되면 모션캡처 카메라는 부착된 마커의 움직임에 대한 위치 데이터를 저장한다[4].

2.1.2 실험결과

실험을 통하여 가변된 신호 입력에 따른 주 날개의 진폭 및 주파수 변화를 측정하였고 스텝 입력에 대한 꼬리날개의 종축·횡축별 반응을 각각 측정 하였다. 실험 결과는 Fig. 2~4와 같으며 Fig. 2는 가변된 입력 전압을 인가하였을 때 날갯짓 비행체의 주익움직임을 나타낸다[4][14].

Table 3에 실험 결과를 정리하였으며 날갯짓 주파수가 높아질수록 날갯짓 진폭이 짧아지는 것을 볼 수 있다. 이는 날개 끝의 진폭이 높은 주

Table 3. Test Result

입력전압	날갯짓 주파수	날갯짓 진폭
2V	3.2Hz	27°
3.5V	5.6Hz	24°
5V	7.3Hz	21°

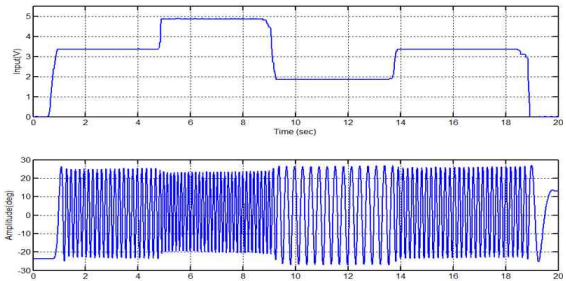


Fig. 2. Main wing test result

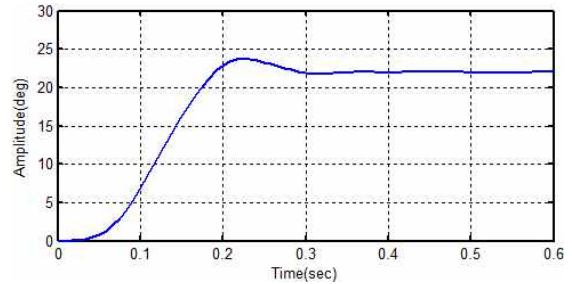


Fig. 3. Tail wing test result (vertical)

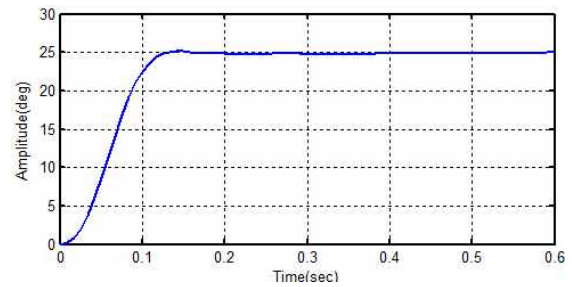


Fig. 4. Tail wing test result (horizontal)

파수를 따라가지 못해 발생한 지연현상으로 볼 수 있으며 양력 과 추력 발생 시뮬레이션에 적용해야 할 특성이다. 본 연구에서는 날갯짓의 주파수와 진폭 간 관계를 식(1)으로 정의하였다[4].

$$\beta = F(f) \cos(2\pi ft) \tag{1}$$

$$F(f) = -1.37f + 31.5 \tag{2}$$

$\beta$ 와  $f$ 는 각각 날갯짓 진폭과 주파수를 나타내며,  $F(f)$ 는 주파수에 따른 최대 날갯짓 각도에 관한 함수이다. Fig. 3~4는 각각 꼬리날개의 스텝입력에 대한 종축·횡축별 움직임을 나타낸다. 실험

결과 구조적 차이로 인하여 반응 속도, 정착 시간, 오버슈트 등에서 차이가 발생하는 것을 확인하였다.

### 2.2 주 날개 구동력 분석

날갯짓 비행체는 고정익 항공기와는 달리 위·아래로 날개가 움직이는 운동을 통해 양력과 추력을 동시에 발생시킨다. 이를 계산하기 위해 Modified strip theory를 적용 하였으며 날개를 Fig. 5와 같이 나누어 각 부분별 작용하는 공기력을 계산한다.

$c$ ,  $dr$ ,  $r(i)$ 는 각각 부분 시위 길이, 날개 너비, 날개까지의 거리를 나타내며 비행체의 날개는 가로세로비: 6.8 날개면적:  $0.1445m^2$ , 날개길이:  $1m$ 의 제원을 갖는다. 양력과 추력을 계산하기 앞서 날갯짓 각도( $\beta$ )와 날개의 피치각( $\theta$ )를 정의하며 Fig. 6~7은 날갯짓 비행체의 전면과 측면을 그림으로 나타낸다.

기존 연구사례에는 날갯짓 주파수에 따른 진폭의 변화를 고려하지 않고 고정된 값으로 초기

값을 설정 하였으나[12][13] 본 연구에서는 실험 결과로 도출한 식(1)을 사용하여 주파수 변화에 따른 진폭 변화를 고려하였다. 식(3)에  $\theta_0$ 는 날개의 최대 피치 각도를 나타내며 본 논문에서는 비행체 날개의 유연성을 고려하여  $5^\circ$ 로 가정한다.

$$\theta(t) = \frac{r(i)}{B} \theta_0 \cos(2\pi ft) \tag{3}$$

위 식에서  $B$ 는 동체 중심에서 날개 끝단까지의 거리를 나타낸다. 수직, 수평 방향으로 작용하는 상대 바람 속도성분은 다음과 같다[13].

$$V_x = U \cos \delta + (0.75 * c * \dot{\theta} * \sin \theta) \tag{4}$$

$$V_z = U \sin \delta + (-r * \dot{\beta} * \cos \beta) + (0.75 * c * \dot{\theta} * \sin \theta) \tag{5}$$

상대 속도는 다음과 같으며

$$V_{rel} = \sqrt{V_x^2 + V_z^2} \tag{6}$$

$$\psi = \tan^{-1} \frac{V_z}{V_x} \tag{7}$$

$\psi$ 는 수직, 수평 방향의 상대 바람속도간의 각도를 나타내며, 상대 속도 계산 결과를 기반으로 상대적 받음각을 계산한다.

$$\alpha = \psi + \theta \tag{8}$$

Figure 8은 식(6),(7)의 수직, 수평 방향에 대한 각각의 속도성분과 상대속도 관계를 나타낸다.

양력 계산식과 계수는 식 (9),(10)과 같다.

$$dL_c = \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 C_{l-c} * c * dr \tag{9}$$

$$C_{l-c} = 2\pi C(k) \sin \alpha \tag{10}$$

질량효과에 의한 수직력은 다음과 같다[15].

$$dN_{nc} = -\frac{\rho \pi c^2}{4} (\dot{\theta} U + r \dot{\beta} \cos \theta - 0.5 \ddot{\theta}) dr \tag{11}$$

여기서  $\rho$ 는 표준공기 밀도 이다.

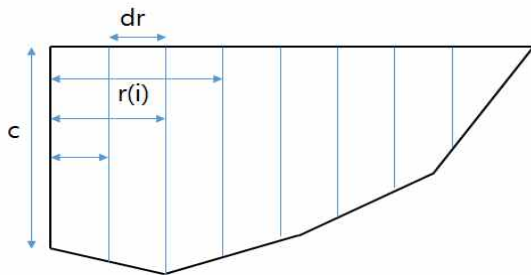


Fig. 5. The part of the wing

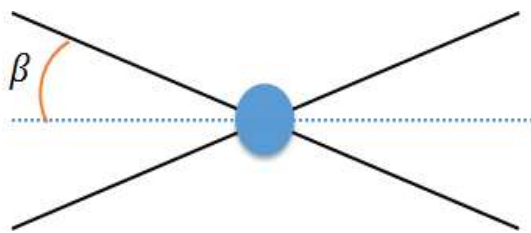


Fig. 6. Front view of the ornithopter

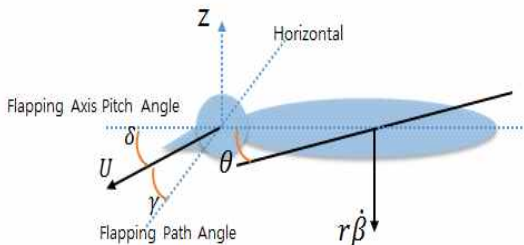


Fig. 7. Side view of the ornithopter

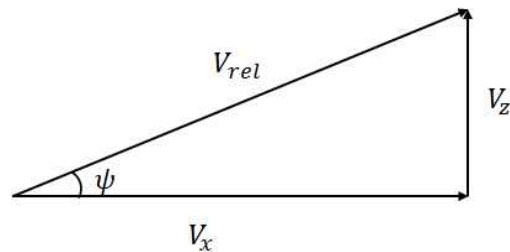


Fig. 8. Relative speed components

유도 항력과 유해 항력은 식(12),(13)과 같다.

$$D_i = \frac{1}{2} V_{rel}^2 C_{dp} * c^* dr \quad (12)$$

$$D_p = \frac{1}{2} V_{rel}^2 C_{di} * c^* dr \quad (13)$$

항력을 구하기 위한 계수들은 다음과 같다.

$$C_f = 0.455(\log_{10} Re)^{-2.58} \quad (14)$$

$$K = C_{Dp} / C_f \quad (15)$$

$$C_{di} = \frac{C_{l-c}^2}{e\pi AR} \quad (16)$$

Re와 e는 레이놀즈 수와 능률계수이며 논문[13]을 참고하여 값을 정하였다. 앞서 구한 식을 기반으로 수평, 수직 방향별 힘을 계산한다.

$$dF_{ver-c} = dL_c \cos \phi \cos(\delta + \gamma) \quad (17)$$

$$dF_{hor-c} = dL_c \sin \phi \cos(\delta + \gamma) \quad (18)$$

$$dF_{ver-nc} = dN_{nc} \cos(-\theta) \cos(\delta + \gamma) \cos \beta \quad (19)$$

$$dF_{hor-nc} = dN_{nc} \sin(-\theta) \cos(\delta + \gamma) \quad (20)$$

식(17)~(20)에서 구한 각 성분들을 수직, 수평 방향으로 합하며 수직 성분은 양력을 수평 성분은 추력을 나타낸다.

$$dF_{ver} = \left[ \sum_{n=1}^i dF_{ver-c} + dF_{ver-nc} \right] + \bar{D} \sin \bar{\phi} \cos(\delta + \gamma) \quad (21)$$

$$dF_{hor} = \left[ \sum_{n=1}^i dF_{hor-c} + dF_{hor-nc} \right] + \bar{D} \sin \bar{\phi} \cos(\delta + \gamma) \quad (22)$$

시물레이션은 날갯짓의 진폭 변화를 고려한 경우와 고려하지 않은 경우로 나누어서 진행하였다. 주파수는 5.6Hz, 진폭은 각각 24°, 27°로 설정하여 1초에 약 5번의 날갯짓을 한다. Fig. 9, 10은 각각의 시물레이션 결과를 나타내며 날개가 중립위치에 있을 때 최대 양력이 발생하고, 아래로 날갯짓을 할 때 최대 추력이 발생하는 것을 볼 수 있다. 진폭 변화를 고려한 결과 2.63N, 3.67N의 평균 양력, 추력이 발생하였고, 진폭 변화를 고려하지 않은 경우 2.65N, 4.22N의 평균 양력, 추력이 발생하였다. 이를 통해 날갯짓 주파수에 따른 진폭 변화 고려유무에 따라 결과가 다르게 나타나는 것을 확인 할 수 있었다.

### 2.3 꼬리 날개 특성 분석

꼬리날개는 입력전압  $V_a$ 와 출력 각도  $\theta$ 를 갖

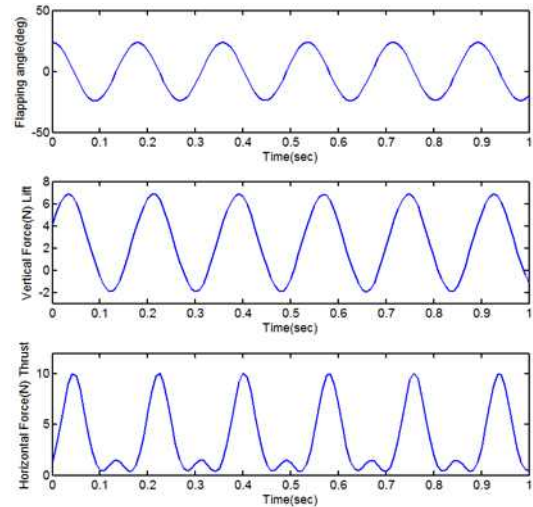


Fig. 9. Simulation result (5.6Hz , 24°)

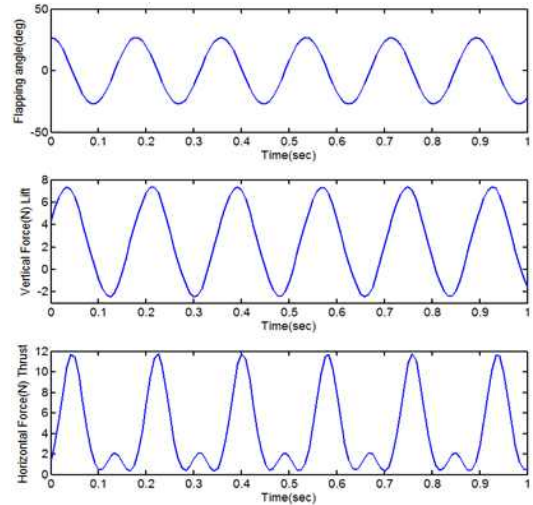


Fig. 10. Simulation result (5.6Hz , 27°)

는 2차 전달함수 구조를 고려하였다[16].

$$\frac{\theta(s)}{V_a(s)} = \frac{w_n^2}{s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2} \quad (23)$$

1차 전달함수와는 다르게 2차 전달함수의 응답 특성을 나타내는 수치는  $w_n$ 와  $\zeta$ 이며, 이는 각각 시스템의 고유주파수와 감쇠비를 나타낸다. 아래는 고유주파수와 감쇠비를 구하는 식이다.

$$\%OS = \frac{c_{max} - c_{final}}{c_{final}} \times 100 \quad (24)$$

$$\zeta = \frac{-\ln(\%OS/100)}{\sqrt{\pi^2 + \ln^2(\%OS/100)}} \quad (25)$$

$\%OS$ 는 퍼센트 오버슈트로 파형의 정상상태 값

에 대한 최대값을 퍼센트로 나타내며, 최대값과 최종값으로 계산한다. 해당 최대값  $c_{max}$  와 최종값  $c_{final}$  은 앞서 실험한 결과를 기반으로 한다.

$$T_p = \frac{\pi}{\omega_n \sqrt{1-\zeta^2}} \quad (26)$$

$\zeta$ 는 위의 식과 같이 앞서 구한 고유주파수  $\omega_n$  와 최고값 시간  $T_p$  으로 구한다. 꼬리날개의 수직, 수평 방향에 대한 계산결과와 고유주파수, 감쇠비는 아래 Table 4에 정리 하였으며, 2차 전달함수는 다음과 같다. 식(27)-(28)은 각각 수직·수평 방향에 대한 전달함수이다.

$$\frac{\delta_e(s)}{V_a(s)} = \frac{323}{s^2 + 22.64s + 323} \quad (27)$$

$$\frac{\delta_r(s)}{V_a(s)} = \frac{1464}{s^2 + 61.98s + 1464} \quad (28)$$

Fig. 11-12.는 위 계산식을 통해 구한 전달함수에 모션캡처 실험에 사용된 스텝입력과 같은 입력을 인가하였을 때의 반응을 실제 실험 데이터와 비교한 것을 나타내며 전달함수가 실제 구동기 반

Table 4. 2nd order TF Result

	$c_{max}$	$c_{final}$	%OS	$\zeta$	$\omega_n$
수직	23.7	22	7.72	0.63	17.97
수평	25.16	24.9	1.2	0.81	38.26

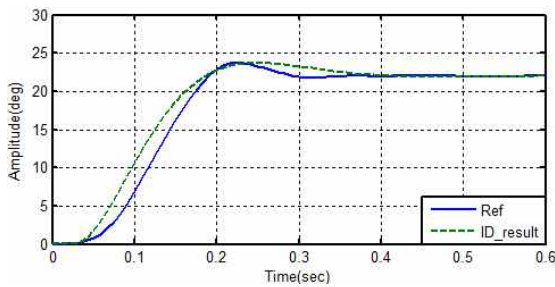


Fig. 11. Identification Result (vertical)

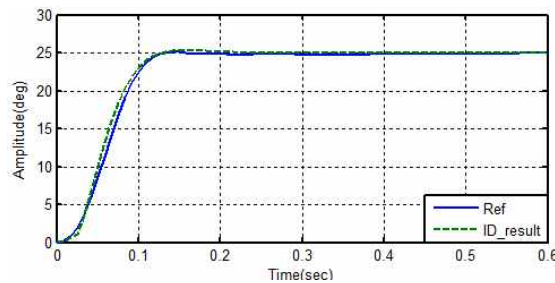


Fig. 12. Identification Result (horizontal)

응 특성을 반영하는 것을 볼 수 있다. 특히 제어기 설계 시 0.1~0.2초 정도의 구동기 지연을 고려해야 함을 알 수 있다.

### III. 결 론

본 논문에서는 모션캡처 카메라를 사용하여 입력 신호에 따른 날갯짓 비행체의 구동기 반응 측정실험을 제안하였고 실험결과를 기반으로 주 날개와 꼬리 날개의 특성을 분석 하였다. 주 날개의 경우 Modified strip theory를 적용하여 양력과 추력 발생에 관한 시뮬레이션을 구현하였고, 기존의 연구 사례와는 다르게 날갯짓 주파수에 따른 진폭 변화를 고려하였다. 그 결과 진폭 변화 고려 유무에 따라 시뮬레이션 결과가 다르게 나왔다. 추후 날개에 다수의 마커를 부착하여 전체 움직임을 측정한다면 날개의 유연성을 더 고려한 시뮬레이션을 구축할 수 있을 것으로 본다. 꼬리 날개의 경우 스텝입력을 인가하여 반응결과를 2차 전달함수 형태로 계산하였으며 그 결과 구동 특성을 반영하는 것을 확인 하였다. 이를 적용할 경우 비행체의 전체적인 특성을 반영시킬 수 있어 더 정확한 제어 알고리즘을 구축할 수 있을 것으로 본다.

### 후 기

본 논문은 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 기초연구 사업 (과제번호 NRF-2015R1C1A1A02036862)과 산업통상자원부의 산업핵심기술개발사업 (과제번호 10062327)의 지원을 받았으며, 이에 감사 드립니다.

### References

- 1) Jung, H.K., Lee, H.G., and Park, G.J., "Fabrication of Flapping Wing Air Vehicles for Hovering Flight," *KSME Spring Conference* 2015, pp.1935~1939.
- 2) L. White, Eilmer of malmesbury, an eleventh century aviator: A case study of technological innovation, its context and tradition, *Technology and Culture* 2 1961, pp.91~111.
- 3) D. Arasse, L. da Vinci, Leonardo Da Vinci., *Konecky&Konecky*, 1998
- 4) Gim, H.S., Kim, S.K., Cho. S.B.,

"Ornithopter actuator analysis using motion capture camera and simulation," *31st ICROS Annual Conference* 2016, pp 183~184.

5) Percin, M., H. E. Eisma, J. H. S. de Baar, B.W. van Oudheusden, B. Remes, R. Ruijsink, and C. de Wagter. "Wake reconstruction of flapping-wing MAV DelFly II in forward flight." *In International Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition*. 2012.

6) Jackowski, Zachary John. "Design and construction of an autonomous ornithopter." PhD diss., *Massachusetts Institute of Technology*, 2009

7) Teoh, Zhi Ern, Sawyer B. Fuller, Pakpong Chirarattananon, N. O. Prez-Arancibia, Jack D. Greenberg, and Robert J. Wood. "A hovering flapping-wing microrobot with altitude control and passive upright stability." *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2012, pp. 3209-3216.

8) M. Ramasamy, J. G. Leishman, T. E. Lee, "Flow field of a rotation-wing micro air vehcile," *Journal of aircraft*, vol. 44, 2007, pp.1236~1244.

9) Kim, D.G., Han, J.H., "An Aerodynamic Model of Flapping-wing Aircraft Using Modified Strip Theory," *KSAS Spring Conference*, 2007, pp.25~28.

10) Armanini, S.F., de Visser, C.C. and De Croon, G.C.H.E., "Black-box LTI modelling of flapping-wing micro aerial vehicle dynamics." *AIAA conference*, 2015.

11) Gim, H.S., Kim, S.K., Cho. S.B., "Longitudinal System Identification of Ornithopter by Automated Flight Test" *KSAS Fall Conference*, 2015

12) Djodihardjo, Harijono, and Alif Syamim Syazwan Ramli. "FLIGHT DYNAMIC MODELLING AND NUMERICAL SIMULATION OF A FLAPPING WING ORNITHOPTER WITH PITCHING AND FLAPPING PHASE LAG."

13) Malik, M. Afzaal, and Farooq Ahmad. "Effect of different design parameters on lift, thrust, and drag of an ornithopter." *Proceedings of the World Congress on Engineering*, vol. 2. 2010.

14) Gim, H.S., Kim, S.K., Yu, Y.A. "Analysis on actuator characteristics for an ornithopter," *KSME Spring Conference* 2016, pp 42~45.

15) Harmon, R. L. "Aerodynamic modeling of a flapping membrane wing using motion tracking experiments." ProQuest, 2008.

16) Norman, S. N., "Control Systems Engineering Fifth Edition", *WILEY*, 2010, pp. 156~180.