

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(9), 712-722(2018)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.9.712>

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

겹 날개를 사용하는 곤충 모방 비행체의 날개 형상에 대한 파라메트릭 연구

박희태*, 김동민*, 모혜민*, 김남수*, 이병주*, 김인래*, 김승균**, 이재하*, 최종수*

Parametric Study on Wing Design of Insect-mimicking Aerial Vehicle with Biplane Configuration

Heetae Park*, Dongmin Kim*, Hyemin Mo*, Lamsu Kim*,

Byoungju Lee*, Inrae Kim*, Seungkeun Kim**, Jaeha Ryi* and Jong-Soo Choi*

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University***

ABSTRACT

This paper conducts parametric studies on flapping wing design, one of the most important design parameters of insect-mimicking aerial vehicles. Experimental study on wing shape was done through comparison and analysis of thrust, pitching moment, power consumption, and thrust-to-power ratio. A two-axis balance and hall sensor measure force and moment, and flapping frequency, respectively. Wing configuration is biplane configuration which can develop clap and fling effect. A reference wing shape is a simplified dragonfly's wing and studies on aspect ratio and wing area were implemented. As a result, thrust, pitching moment, and power consumption tend to increase as aspect ratio and area increase. Also, it is found that the flapping mechanism was not normally operated when the main wing has an aspect ratio or area more than each certain value. Finally, the wing shape is determined by comparing thrust-to-power ratio of all wings satisfying the required minimum thrust. However, the stability is not secured due to moment generated by disaccord between thrust line and center of gravity. To cope with this, aerodynamic dampers are used at the top and bottom of the fuselage; then, indoor flight test was attempted for indirect performance verification of the parametric study of the main wing.

초 록

본 논문에서는 곤충 모방 날갯짓 비행체의 가장 중요한 설계 변수 중 하나인 날개에 대한 파라메트릭 연구에 대해 서술하였다. 추력, 피칭모멘트, 소비전력, 추력 대 전력비의 비교 및 분석을 통해 날개 형상에 대한 실험적 연구를 진행하였다. 힘과 모멘트는 2축 밸런스를 이용하여 측정되었으며 날갯짓 주파수는 홀센서를 이용하여 측정되었다. 날개 형태는 겹 날개 형태를 채택하였으며 이를 통해 Clap and fling 효과를 구현하였다. 기준 날개 형상으로 잠자리의 날개를 선정하였고, 이를 기준으로 가로세로비 및 면적에 대한 실험을 진행

† Received : March 10, 2018 Revised : August 2, 2018 Accepted : August 3, 2018

** Corresponding author, E-mail : skim78@cnu.ac.kr

하였다. 결과적으로, 가로세로비와 면적이 증가할수록 추력, 피칭모멘트, 소비전력이 증가하는 것을 확인하였다. 또한, 일정 수준 이상의 가로세로비 혹은 면적을 가지는 날개를 메커니즘에 적용하였을 때 메커니즘이 정상적으로 구동되지 않는 것을 확인하였다. 최종적으로 날개 형상 선정은 필요한 최소추력을 만족시키는 날개 중에서 추력 대 전력비를 비교함으로써 이루어졌다. 하지만 추력선과 무게중심의 불일치로 인한 모멘트의 발생으로 안정성을 확보할 수 없었다. 이에 안정성을 확보하기 위해 상단과 하단에 댐퍼를 부착한 실내 비행 시험을 통해 날개의 파라메트릭 연구 결과에 대한 간접적인 성능 검증을 수행하였다.

Key Words : Bio-inspired System(생체 모방 시스템), Flapping Wing(날갯짓 날개), Wing Configuration Change(날개 형상 변화), Parametric Study(파라메트릭 연구)

1. 서 론

최근 초소형 무인 비행체 시스템에 대한 연구가 급증하고 있다. 이는 초소형이라는 장점을 이용할 수 있기 때문인데, 초소형 무인 비행체 시스템에 대한 연구 중에서도 실제 존재하는 곤충을 모방한 곤충 모방 비행체에 대한 연구가 큰 비중을 차지한다. 곤충은 제자리 비행, 빠른 기동성, 수직 이착륙 등 자유로운 비행 특성을 지니며 그 크기 또한 작다. 이를 모방하고, 페이로드의 초소형화가 점차 달성된다면 향후 다양한 임무로 운용이 가능할 것이다. 특히 이러한 생체모방 비행체에서 발견된 새로운 구동방식이나 제어 방식은 기존 고정익/회전익에 적용 가능한 요소 기술을 발견할 수 있는 동기가 될 수 있다는 점에서 그 의의가 크다.

곤충 모방 비행체는 그 사이즈가 작기 때문에 다양한 임무를 수행하기 위해서는 전력 효율이 중요하다. 이를 위해 날개의 형상 파라미터에 관한 연구가 활발하며, 시뮬레이션 또는 실험적으로 진행되고 있다. 이준희 등[1]은 Camber angle 과 Non-dimensional radius of 2nd moment of wing area $\hat{r}_2(S)$ 에 따라 추력과 전력 효율에 대한 실험적인 연구를 진행했다. 실험 결과 특정한 Camber angle에서 효율적인 것을 확인하였고, 동일한 가로세로비 및 날개 면적을 가진 경우 날개 바깥쪽의 면적이 커질수록 추력과 전력 효율이 증가하는 것을 확인하였다. Nguyen 등[2]은 가로세로비, Wing offset, 날갯짓 주파수에 대한 영향을 실험적으로 연구하였고 세 파라미터 중 날갯짓 주파수의 영향이 가장 큰 것을 확인하였다. 이를 바탕으로 추력에 대한 경험식을 세웠으며 계산한 값과 측정된 값 사이의 오차는 7% 이내로 수렴하는 것을 보였다. 한종섭 등[3]은 초파

리 날개를 기준으로 가로세로비가 공력특성에 미치는 영향을 연구하였다. 가로세로비가 작은 경우에는 날개의 회전타이밍과 관계없이 유동장의 비정상도가 증가해 후류 포획 메커니즘이 나타나는 것을 파악하였고, 가로세로비가 큰 경우에는 후류와 비정상효과에서 벗어나며 준정상 해석 결과와 유사한 양상을 띄는 것을 확인하였다. Fu 등[4]은 날개의 가로세로비와 유연도의 관계에 대해 연구하였다. 실험결과 날개의 유연도는 양항비를 증가시키며, 큰 가로세로비에서 효과가 현저한 것을 확인하였다. Phillip 등[5]은 PIV (Particle image Velocity) 시스템을 이용해 가로세로비가 앞전 와류 (Leading edge vortex)에 미치는 영향에 대해 연구하였다. 결과적으로 가로세로비가 커질수록 앞전 와류를 크고 강하게 만듦으로써 양력을 증가시켰지만, 바깥쪽 앞전 와류가 날개 시위에 비해 과하게 성장하면 불안정하게 되고 떨어짐으로써 양력이 감소하는 것을 확인하였다. 이를 바탕으로 직사각형의 날개 모양에 대해서 양력은 가로세로비 6 근처에서 최대가 되었고 이를 통해 곤충의 가로세로비가 5 근처인 이유를 설명하였다.

곤충은 날개 한 쌍 또는 두 쌍으로 이루어져있고 두 쌍의 날개에 대해서는 날개 간의 상호작용이 복잡하게 이루어진다. 이러한 상호작용을 통해 비행 특성과 성능이 달라지므로 비행체 개발에 있어서 날개 배치 형태를 고려할 필요가 있다. De Croon 등[6]은 홑 날개(Monoplane), 겹 날개 (Biplane), 탠덤 날개(Tandem)에 따른 평균 비행 속도, 소비전력, Rocking amplitude의 변화를 측정하였다. 비행 속도는 큰 익면하중으로 인해 홑 날개에서 가장 컸으며, 소비전력은 겹 날개에서 가장 작았다. Rocking amplitude는 날갯짓으로 인해 비행경로에 수직한 방향으로 발생하는 규칙적인 상하운동의 진폭을 의미하며, 겹 날

개 및 탠덤 날개에서는 거의 0에 가까운 값으로 측정되었다. 따라서, 동일 스펠 대비 가장 적은 소비전력을 보이며 Rocking amplitude 또한 매우 작아 추후 카메라 플랫폼의 적용을 고려하였을 때 유리할 것이라 생각되는 겹 날개 형태를 이용한다.

본 논문에서는 겹 날개 형태를 기반으로 단순화된 날개 형상의 파라메트릭 연구에 대해 서술한다. 날개 형상 파라미터 중에서 가로세로비와 면적의 변화를 통해 추력 및 전력 효율을 비교함으로써 날개 형상에 대한 실험을 진행한다. 최종적으로 결정된 날개 형상에 대해 다른 곤충 모방 비행체의 전력 효율과 비교하고, 공력 댐퍼를 이용한 비행시험을 통해 성능을 간접적으로 검증한다.

II. 겹 날개 곤충 모방 비행체

2.1 날개 형상

Figure 1은 공력하중과 관성하중을 고려한 잠자리 날개의 단순화 과정이다. 최종적으로 Lentink 등[7]이 제시한 단순화된 Fig. 1에서 (g) 형상의 날개를 기준으로 설정하였고, 형상은 Fig. 2와 같다. 날개는 카본 로드와 마일러 필름을 이용하여 제작하였다. 자세한 제원은 Table 1에 나타내었다[8].

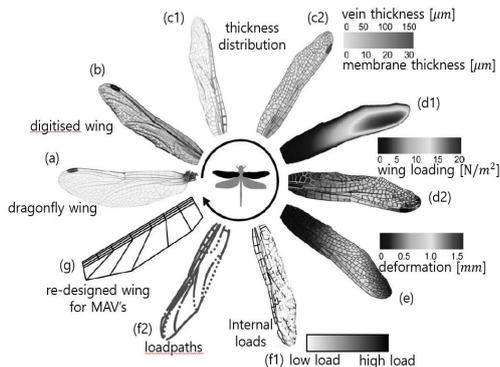


Fig. 1. Design wheel of an insect-sized flapping wing based on the forewing of a dragonfly (*Sympetrum vulgatum*) [7]

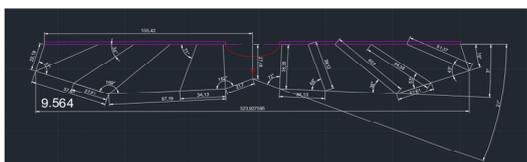


Fig. 2. Wing geometry

Table 1. Wing materials [8]

Part	Material	Specification
Leading edge	D-shaped carbon rod	1.4 mm
Stiffener	Round carbon rod	0.25 mm
Wing surface	Mylar film	5 μm

2.2 구동 시스템

곤충의 운동을 모사하기 위한 동력원으로 Brushless 모터를 이용한다. 날갯짓을 만들어내기 위해서는 모터의 회전운동을 일정한 각변위를 갖는 왕복운동으로 전환해야 하므로, 4절 링크질과 조합을 통해 날갯짓을 구현한다. 메커니즘의 목표 날갯짓 진폭은 100° , 목표 주파수는 20Hz로 설정하였다. 날갯짓 주파수는 모터의 출력과 날갯짓으로 인한 부하에 의해 결정된다. 목표 날갯짓 주파수를 위해서는 충분한 출력의 모터를 선정해야하고 적합한 기어비를 통해 감속해야 한다. 출력이 부족하거나 기어비를 잘못 선정한다면 목표 날갯짓 주파수를 이룰 수 없다. 또한, 메커니즘은 Downstroke에서 윗날개와 아랫날개가 가깝게 마주했다가 떨어지게 되면서 Clap and fling 효과를 구현한다. 설계한 메커니즘은 Fig. 3과 같으며, Delfly의 구동 시스템을 참고하였다 [8].

2.3 파트별 질량

Figure 4는 기체의 구성 요소와 이에 대한 각 파트의 질량을 나타낸다. 날갯짓을 모사하기 위한 날개와 메커니즘, 구동을 위한 모터 및 관련 부품, 전력 공급을 위한 배터리, 비행을 위한 공력 댐퍼 등으로 구성된다. 총 질량은 21.76g이며 필요한 최소 추력은 $22g_f$ 로 설정하였다.

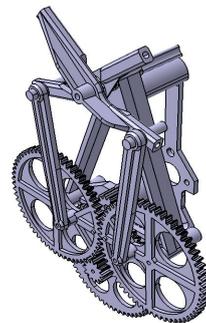


Fig. 3. Mechanism assembled

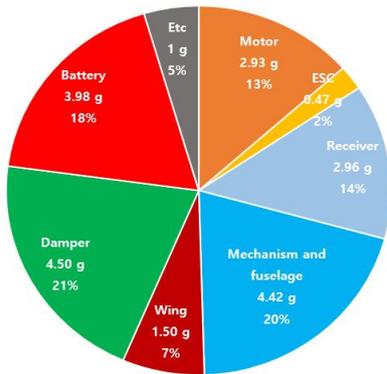


Fig. 4. Weight breakdown of flapping robot

III. 실험 환경 구성

3.1 힘과 모멘트 측정

실험에 사용된 밸런스는 Bending Beam 형태의 로드셀을 2 EA 사용하여 Fig. 5와 같이 구성을 하였다[9]. Lift의 측정은 2개의 밸런스의 출력 값의 합을 기준으로 측정을 하였으며, Moment의 경우 로드셀 2개의 출력 값의 차를 고려하여 전압 값을 출력하였다. 2축 밸런스 구성에 사용한 로드셀의 출력을 키우기 위해서 로드셀의 고정단과 하중점의 거리를 길게 하고 밸런스 구성에 사용한 로드셀 감지부의 두께를 조절하여 필요한 분해능이 확보되도록 2축 밸런스를 설계하였다.

FWMAV에서 측정되는 축 방향 하중 운용범위가 약 100g 이하의 범위이기 때문에 24 bit의 충분한 분해능이 확보된 조건의 Strain gauge 측정 전용 DAQ 시스템(NI9234)을 사용하였다. 실험에 사용되는 측정 프로그램은 LabVIEW를 이용하여 PC-based DAQ 시스템을 구성하였으며, 시험 중 데이터를 5,000 sample/sec의 속도로 측

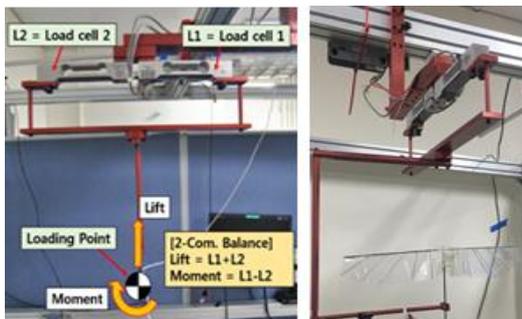


Fig. 5. Configuration of the 2-com. balance system [9]

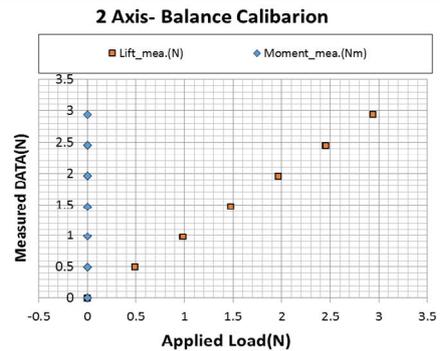


Fig. 6. Calibration result of the applied load for lift force (N) [9]

정하여, 5초 동안 취득한 결과를 평균하여 언도록 구성하였다.

2축 밸런스는 간섭도 및 측정오차 보정 Matrix를 적용하였다. Lift는 0.4904 N 간격으로 2.9421 N의 범위를 보정하였으며, 모멘트 방향의 보정은 0.00098 Nm간격으로 0.002942 Nm의 범위에 대해서 수행하였다. 이때, 측정오차는 Calibration 용량을 기준으로 0.06% 이하, 간섭오차는 0.07% 이하의 성능을 확보하였다. Fig. 6은 본 연구에서 사용한 2축 밸런스를 Lift와 Moment에 대해서 보정한 출력결과 그래프이다. Lift 방향으로 힘을 적용하는 조건에서 다른 축 방향으로 힘의 간섭이 없음을 확인할 수 있었다. 이는 FWMAV의 정확한 Lift와 Moment 측정을 위해서 센서에서 갖춰야 하는 중요한 조건이다.

밸런스의 검증을 위해서 M1급 분동 1g 단위와 5g 단위의 추를 활용하여 Fig. 7과 같이 실험을 수행하였다. Fig. 8 및 Fig. 9의 결과와 같이 3회의 반복실험을 수행하였고, 1g 및 5g 간격에서 충분한 반복성이 나오는 것을 확인하였다.



Fig. 7. Configuration of the repeatability experiment by using weights of classes M1

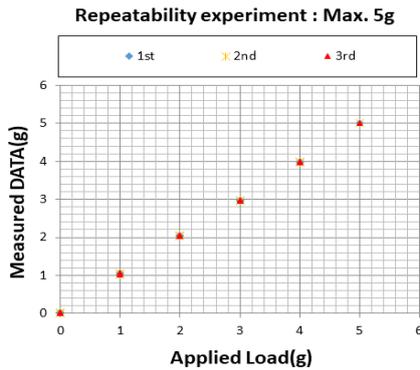


Fig. 8. Repeatability result of the applied load in increments of 1g to a maximum of 5g

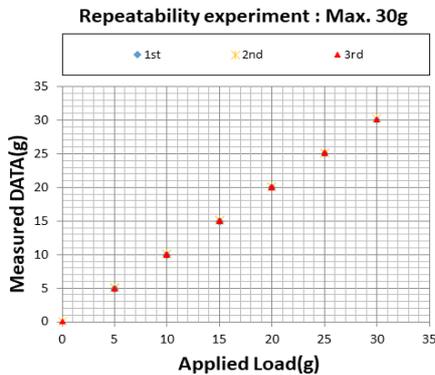


Fig. 9. Repeatability result of the applied load in increments of 5g to a maximum of 30g

3.2 날갯짓 주파수 측정

주파수를 측정하기 위한 장치는 아두이노 메인 보드, 자석, 홀센서로 구성되어 있다. 자석과 홀센서를 Fig. 10처럼 부착하여 메인기어가 회전함에 따라 자석이 같이 회전하면서 홀센서를 지날

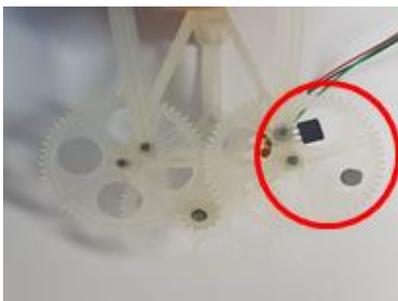


Fig. 10. Hall sensor and magnet position

Table 2. Specification of hall sensor

Parameter	Specification
Supply voltage	2.4~2.6 V
Operating Temperature	-40~125 °C
Characteristics	<ul style="list-style-type: none"> • Operation with north or south pole • Magnetic field : Output low • No magnetic field : Output high

때마다 자기 변화를 감지할 수 있도록 한다. 5초 동안 감지된 횟수를 합산하여 평균 주파수를 측정한다. 홀센서의 세부 제원은 Table 2와 같다.

3.3 소비전력 측정

소비전력은 전원공급기에서 공급되는 전압과 전류를 통해 계산한다. 전원공급기의 전압은 4 V로 고정하였고, 전류는 측정 주파수에 대해서 5초 동안 평균을 취하여 측정한다. 결과적으로 Eqn. 1을 통해 소비전력을 계산한다.

$$P = I \times V \quad (1)$$

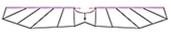
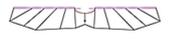
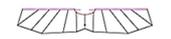
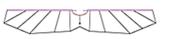
IV. 파라메트릭 연구

4.1 실험 개요

실험에서는 가로세로비 및 면적 변화에 따른 경향성 파악과 전력 효율이 높은 날개 형상을 선정하는 목표로 한다. 기존 날개 형상을 이용하여 가로세로비와 면적에 대한 파라메트릭 연구를 진행한다. 날갯짓 주파수에 따른 추력, 피칭 모멘트, 소비전력, 추력 대 전력비의 비교를 통해 날개 형상을 선정한다.

파라메트릭 연구에서는 변경하고자하는 변수 이외에는 최대한 고정해야한다. 이에 날개 가로세로비 변경 시 날개 면적과 날개 하단의 각도를 고정한다. 면적에 따른 날개 형상은 가로세로비를 고정하고 스케일을 조절함으로써 변화시킨다. Table 3은 실험하고자하는 날개 형상과 치수를 나타낸다. (A)는 가로세로비 변화에 따른 실험을 위한 날개 도면이며 (B), (C), (D)는 면적 변화에 따른 실험을 위한 날개 도면이다. 날개 이름은 가로세로비와 면적의 숫자 2자리씩을 조합하여 지었다.

Table 3. List of designed wing

Configuration	Wing name	Aspect ratio	Area (cm ²)
Case (A)	 Wing9510	9.5	109.7
	 Wing7910	7.9	109.7
	 Wing6410	6.4	109.7
	 Wing5010	5.0	109.7
Case (B)	 Wing9516	9.5	167.9
	 Wing9510	9.5	109.7
	 Wing9505	9.5	55.9
Case (C)	 Wing7916	7.9	167.9
	 Wing7910	7.9	109.7
	 Wing7905	7.9	55.9
Case (D)	 Wing6416	6.4	167.9
	 Wing6410	6.4	109.7
	 Wing6405	6.4	55.9

4.2 가로세로비 변화 실험 결과

실험은 날개의 면적을 109.7cm²으로 고정하고, 가로세로비를 9.5, 7.9, 6.4, 5.0 총 4가지 경우에 대해 진행했다. Fig. 11은 동일한 면적에 대해 가로세로비의 변화에 따른 추력, 피칭모멘트, 소비 전력, 추력 대 전력비 변화를 나타낸 것이다. 가로세로비가 커짐에 따라 추력과 소비전력, 피칭 모멘트는 증가하며, 증가율 또한 급격하게 된다. 즉, 가로세로비가 커질수록 주파수의 변화에 따라 큰 영향을 받는다. 특히, 가로세로비 6.4의 날개는 7.9의 날개와 추력이 비슷하지만, 피칭 모멘트가 확연히 작은 값을 보인다. 이는 가로세로비 6.4의 날개는 동일한 조건에서 추력 대비 낮은 피칭모멘트를 생성하는 것을 의미한다. 추력 대 전력비는 초기에 급격하게 증가하다가 증가율이 점차 감소한다. 그중에서 가로세로비 9.6, 7.9의 날개는 특정한 구간에서 최대값을 보이고 작아진다. 날개마다 높은 효율을 보이는 주파수 구간이 존재하는 것을 의미한다.

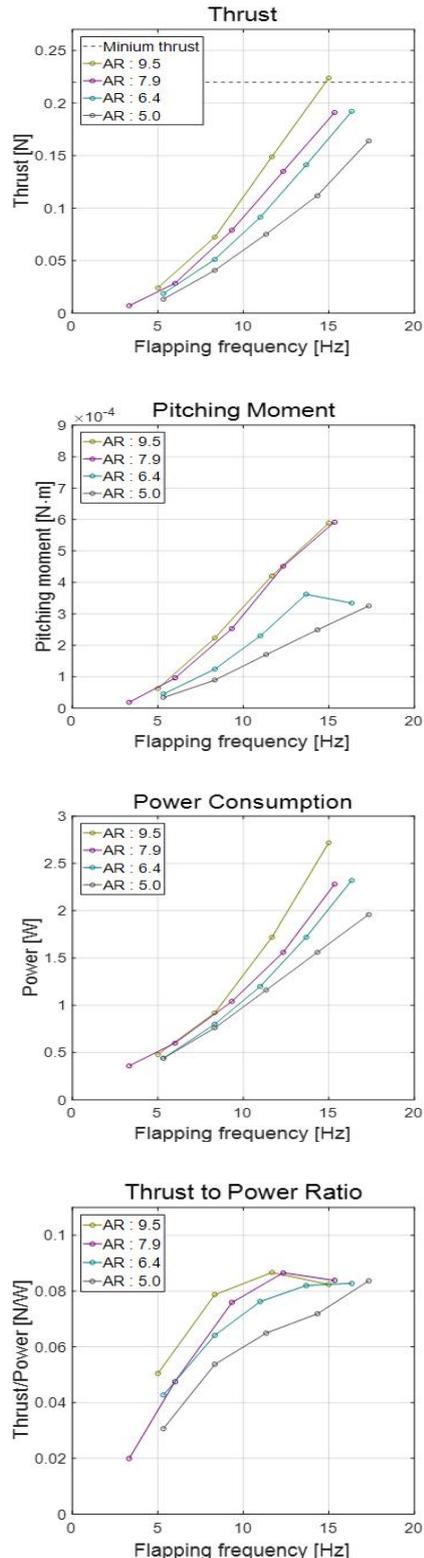


Fig. 11. Results with respect to each aspect ratio

4.3 면적 변화 실험 결과

실험은 가로세로비 9.5, 7.9, 6.4의 날개에 대해 기존 면적에 각각 0.5배, 1.5배하여 진행했다. Fig. 12는 각각의 가로세로비에 대하여 면적의 변화에 따른 추력 변화를 나타낸 것이다. 날갯짓을 통해 추력을 발생시키므로 날개의 면적에 따라 변하게 될 것이라 판단되며 실험 결과에서도 확인이 가능하다. Case (A)는 가로세로비 9.5에 대해 면적을 변화시킨 경우이다. 면적 167.9cm^2 의 날개를 메커니즘에 적용하여 실험을 진행한 경우 메커니즘의 구동 불가로 인해 측정이 불가

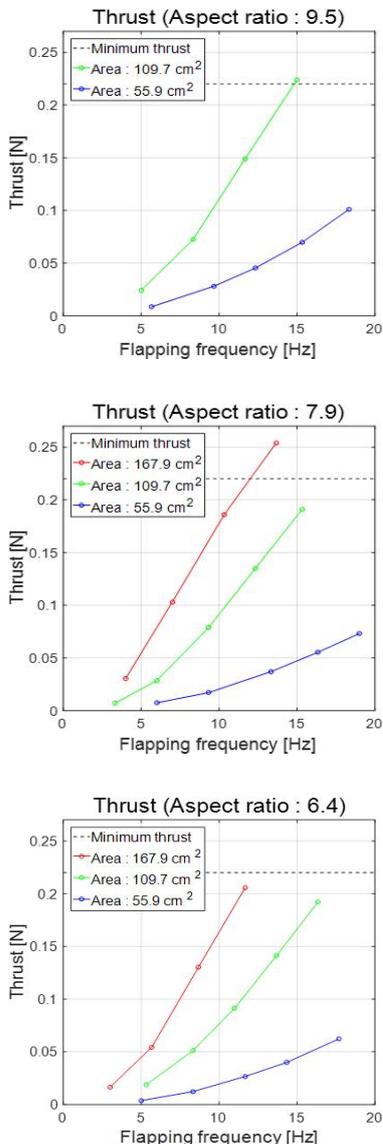


Fig. 12. Thrust with respect to each area

하였다. Case (B)는 가로세로비 7.9에 대해 면적을 변화시킨 경우이다. 가로세로비 7.9 날개의 실험 결과를 보면 면적의 변화에 따른 경향성을 확연하게 파악할 수 있다. 면적이 커짐에 따라 추력과 증가율이 급격해진다. 또한, 이전에 구동이 불가능했던 가로세로비 9.5 면적 167.9cm^2 의 날개와는 다르게 최고 추력 $25 g_f$ 를 달성하였다. Case (C)는 가로세로비 6.4에 대해 면적을 변화시킨 경우이다. 날개 면적이 109.7cm^2 에서 167.9cm^2 으로 변화할 때 증가량은 미미하였다. 이는 최대 날갯짓 주파수가 이전의 실험 경우와는 다르게 많은 폭이 떨어졌기 때문이다.

4.4 최종 날개 형상 선정

Figure 13은 실험한 모든 날개의 추력, 소비전력, 추력 대 전력비를 나타낸 것이다. 날개 형상

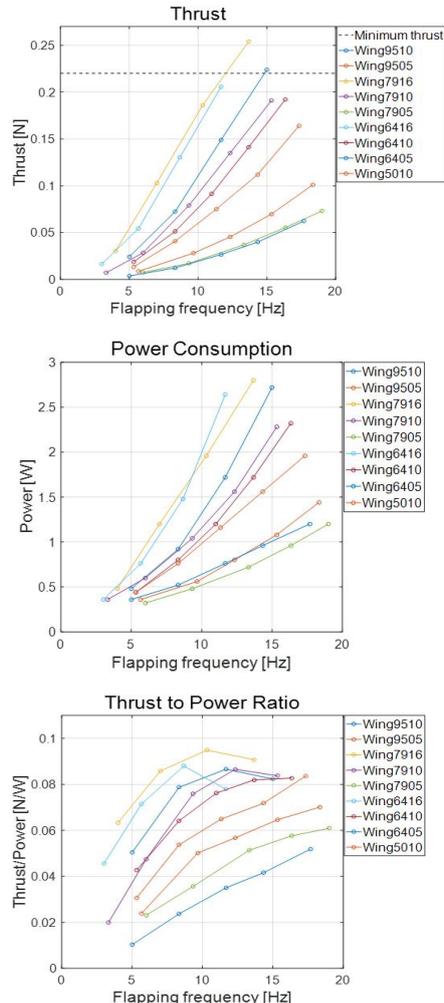


Fig. 13. All results of the experiment

Table 4. Final parameters

Parameter	Unit	Formula	Value
Mass	g	m	22
Flapping frequency	Hz	n	13-14
Amplitude	°	ϕ	100
Wing span	cm	B	36.6
Mean wing chord	cm	$c=S/B$	4.5
Wing area	cm ²	S	167.9
Aspect ratio	-	$AR=B^2/S$	7.9

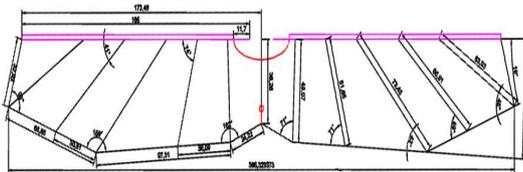


Fig. 14. Final wing configuration

선정을 위한 기본 조건은 최소 추력의 만족 여부이다. 최소 추력을 만족하는 날개는 Wing 9510 과 Wing 7916이다. 다음은 효율적인 날개 형상 선정을 위해서 두 날개의 소비전력 및 추력 대 전력비를 비교하였다. 소비전력은 동일한 주파수에서 Wing 7916이 크지만, 추력 대 전력비를 비교해보면 전 구간에 걸쳐서 Wing 9510보다 높다. 즉, Wing 7916 가로세로비 7.9, 면적 167.9 cm²인 날개가 동일한 소비전력 대비 높은 추력을 발생시키는 것을 의미한다. 따라서 가장 효율적인 것으로 사료된 가로세로비 7.9, 면적 167.9 cm²의 날개를 최종적으로 선정한다. 결정된 날개 형상은 Fig. 14와 같고 기체의 제원을 Table 4에 명시하였다.

Table 5. Comparisons of wing paramters [8, 10, 11]

Flapping robot	Mass (g)	Span (cm)	Aspect ratio	Area (cm ²)	Thrust / Power (N/W)
CNU flapping robot	21.8	36.6	7.9	167.9	0.088
DeIFly II [8]	17.0	28.0	3.5	223.90	0.085
Nano-hummingbird [10]	19.0	16.5	-	-	Approx. 0.068 or more
ASL robot [11]	17.2	18.0	9.3	35.00	0.056

Table 5는 여러 곤충 모방 비행체의 제원과 성능을 나타낸 것이다[8,10,11]. DeIFly II와 전력 효율이 비슷하며, 적절하게 날개 형상이 결정되었다는 것을 확인할 수 있다.

4.5 Clap and fling 효과

Clap and fling 효과를 확인하기 위해 홑 날개 형태일 때의 추력과 비교하였다. Clap and fling 효과는 Eqn. 2를 참고하여 계산한다[8]. Fig. 15는 선정된 날개에 대해서 겹 날개일 때 추력과 홑 날개일 때 추력의 2배한 값을 비교한 것이다. 모든 구간에 걸쳐서 추가적인 추력이 발생하며, 최대 주파수에서는 약 5.83%의 추력이 증가하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 16은 가로세로비의 변에 따른 Clap and fling 효과를 나타낸 것이다. 실험 결과 가로세로비 7.9에서 그 효과가 가장 작았으며, 5.0에서 가장 큰 것을 확인할 수 있다.

$$T_{clap\ and\ fling} = T_{double} - 2T_{single} \tag{2}$$

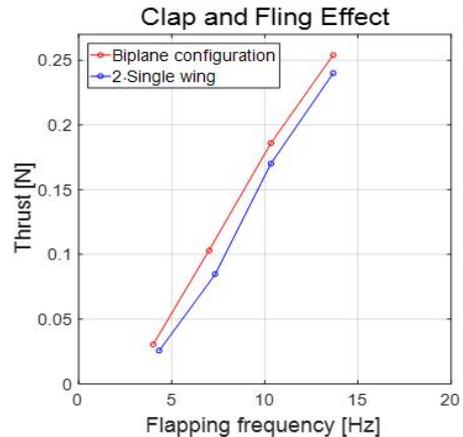


Fig. 15. Clap and fling effect of final wing

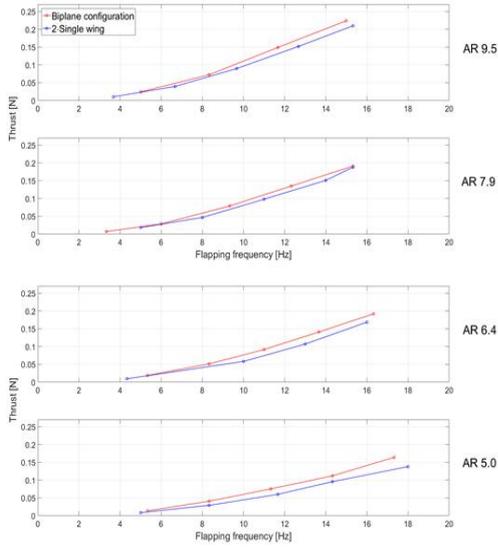


Fig. 16. Clap and fling effect with respect to aspect ratio (Area = 109.7 cm²)

V. 비행 시험

기체는 추력선과 무게중심의 불일치로 인해 피치 다운 모멘트가 발생한다. 이를 상쇄하기 위해서는 능동적인 자세제어 방식 또는 수동적인 방식을 필요로 한다. 본 연구에서는 공력 댐퍼를 부착함으로써 자세 안정화를 수행하는 것을 목표로 삼았다. Fuller 등[12]은 댐퍼를 이용한 제자리 비행 시 안정성 확보를 위한 두 가지 조건을 제시한다. 첫째로, 공력중심이 질량중심보다 위에 위치하여 자세 회복이 가능하도록 해야 한다. 둘째로, 과회전을 방지하기 위한 충분한 항력을 확보해야 한다. 이를 위해 2개의 정사각형을 십자 모양으로 겹친 댐퍼를 상단과 하단에 부착하며, 이론적 댐퍼 사이의 거리는 Eqn. 3을 통해 계산한다. 댐퍼를 부착한 기체는 Fig. 17과 같고, 댐퍼의 파라미터는 Table 6에 나타내었다.

$$d = 0.20m_t^{0.55}l^{-1.0} \quad (3)$$

이론적 댐퍼 사이 거리인 21.6cm를 기체에 적용하여 실내 비행시험을 하였으나 불안정한 기동을 확인하였다. 이에 댐퍼 사이의 거리를 33cm로 증가시켜 안정성을 확보하였다. Fig. 18에서처럼 안정적으로 제자리 비행하는 것을 확인하였다.

Table 6. Specification of damper

Parameter	Specification
m_t	17.5 g
l	10 cm
d_{ideal}	21.6 cm
d_{real}	33 cm

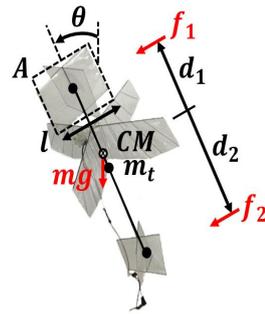


Fig. 17. Parameters for designing dampers [10]

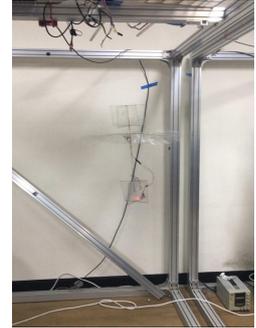


Fig. 18. Flight test

VI. 결론

본 논문에서는 곤충 모방 비행체의 다양한 날개 형태 중에서 겹 날개 기반 비행체의 날개 형상에 대한 실험적 연구를 서술하였다. 메커니즘은 Downstroke에서 날개 간 상호작용을 통해 Clap and fling 효과를 구현하도록 하였다. 힘과 모멘트, 날갯짓 주파수 및 소비전력의 측정을 위한 실험 환경을 구성하였고, 실험을 통해 가로세로비와 면적의 변화에 따른 특성을 분석하였다. 가로세로비와 면적이 커질수록 추력 및 소비전력 그리고 날갯짓 주파수 변화에 따른 증가율이 커지는 것을 확인하였다. 그러나, 공력 성능뿐만 아니라 날개의 관성 모멘트를 증가시키기 때문에 적절한 조합이 필요함을 확인하였다. 결과적으로 실험을 통해 필요한 최소추력을 만족하는 날개 중에서 추력 대 전력비의 비교를 통해 전력 효율이 높은 날개 형상을 선정하였다. 선정된 날개에 대해서 Clap and fling 효과로 인한 양력 증가는 5.83%로 확인되었다. 또한, 다른 곤충 모방 비행체와 효율을 비교하고 실내 비행시험을 통해서 간접적인 성능 검증을 하였다.

날갯짓으로부터 생성되는 앞전 와류는 양력을 증가시키는 중요한 현상이다. 이러한 앞전 와류

의 주된 특성은 레이놀즈 수와 관련이 있다[13]. 가로세로비와 면적의 변화는 레이놀즈 수 영역을 변화시키므로, 앞전 와류와 연관 지을 수 있다. 결과적으로, 앞전 와류의 특성이 변화함으로써 공력 성능이 증가한 것으로 판단된다.

메커니즘의 목표 날갯짓 주파수는 20 Hz지만 실제로는 약 14 Hz의 주파수를 보였다. 이에 대해서 사용하고 있는 모터의 출력에 대한 분석이 필요하다. 이를 통해 출력이 충분한지 파악하고 동일한 전력 조건에서 분석이 필요하다.

곤충은 Clap and fling 효과를 통해 대략 25% 이내의 양력을 증대시키는 것을 감안하면 5.83%는 비교적 작은 수치이다. 또한, 가로세로비의 변화에 따른 Clap and fling 효과의 변화 경향성이 뚜렷하게 나타나지 않았다. 이는 가로세로비 뿐만 아니라 다른 파라미터도 영향을 끼친다는 것을 의미한다. Percin 등[14]은 날개의 유연도에 따른 Clap and fling 효과를 분석하였으며, 날개의 유연도는 와류 생성 및 날개 간 상호작용 메커니즘과 관련이 있음을 확인하였다. 그러나, 본 연구에서는 가로세로비와 면적의 변화에 따라 스트리프너의 배치가 달라지며, 날개의 유연도에 영향을 준다. 따라서, 명확한 결과를 얻기 위해서는 날개의 유연도를 고려해야 할 것으로 사료된다.

본 논문의 연구 결과는 겹 날개 기반의 날갯짓 비행체에 한정될 수 있지만, 추후 다양한 임무 요구에 적합한 날갯짓 비행체 개발에 있어서 참고할 만한 자료로 활용되길 희망한다.

향후 기체의 소형화를 위해서는 구성 요소의 경량화가 필수적이다. 상하단 댐퍼는 구성 요소 중에서 21%로 가장 큰 비율을 차지한다. 이를 제거하고 일반적인 고정익 항공기와 같은 형태의 미익으로 교체하여 추후 비행시험을 진행할 예정이다.

후 기

본 연구는 국방생체모방 자율로봇 특화연구센터를 통한 방위사업청과 국방과학연구소 연구비 지원(UD130070ID)과 부분적으로 산업통상자원부의 산업핵심기술개발사업(과제번호 10062327)의 지원으로 수행되었습니다.

References

1) Lee, J. H., Adhikari, D. R., and Kim, C. A., "Experimental Study on the Mechanism of Flapping Micro Aerial Vehicle and Wing

Feature," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2018, pp. 40-41.

2) Nguyen, T. A., Phan, H. V., AU, T. K. L., and Park, H. C., "Experimental study on thrust and power of flapping-wing system based on rack-pinion mechanism," *Bioinspiration & Biomimetics*, Vol. 11, No. 4, 2016, 046001.

3) Han, J. S., Chang, J. W., and Jeon, C. S., "The Effect of Aspect Ratio on the Aerodynamics Characteristics of an Insect-based Flapping Wing," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 8, 2012, pp. 662-669.

4) Fu, J., Liu, X., Shyy, W., and Qiu, H., "Effects of flexibility and aspect ratio on the aerodynamic performance of flapping wings," *Bioinspiration & Biomimetics*, Vol. 13, No. 3, 2018, 036001.

5) Phillips, N., Knowles, K., and Bomphrey, R. J., "The effect of aspect ratio on the leading-edge vortex over an insect-like flapping wing," *Bioinspiration & Biomimetics*, Vol. 10, No. 5, 2015, 056020.

6) De Croon, G. C. H. E., De Clercq, K. M. E., Ruijsink, R., Remes, B., and De Wagter, C., "Design, aerodynamics, and vision-based control of the DelFly," *International Journal of Micro Air Vehicles*, Vol. 1, No. 2, 2009, pp. 71-97.

7) Lentink, D., Jongerius, S. R., and Bradshaw, N. L., "The scalable design of flapping micro-air vehicles inspired by insect flight," *Flying insects and robots*, Springer, Berlin, Heidelberg, 2009, pp. 185-205.

8) Bruggeman, B., "Improving flight performance of DelFly II in hover by improving wing design and driving mechanism," *M. Sc. thesis*, Delft University of Technology, Delft, 2010.

9) Lee, B. J., Kim, I. R., Ryi, J. H., Kim, S. K., and Suk, J. Y., "Experimental Study on Actuating Mechanism Design of Flapping-Wing Micro Air Vehicle for Attitude Control," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2017, pp. 558-560.

10) Keennon, M., Klingebiel, K., Won, H.,

and Andriuko, A., "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, 2012-0588

11) Nan, Y., Karásek, M., Lalami, M. E., and Preumont, A., "Experimental optimization of wing shape for a hummingbird-like flapping wing micro air vehicles," *Bioinspiration & Biomimetics*, Vol. 12, No. 2, 2017, 026010.

12) Fuller, S. B., Teoh, Z. E., Chirarattananon, P., Pérez-Arancibia, N. O., Greenberg, J., and Wood, R. J., "Stabilizing air

dampers for hovering aerial robotics: design, insect-scale flight tests, and scaling," *Autonomous Robots*, Vol. 41, No. 8, 2017, pp. 1555-1573.

13) Shyy, W., and Liu, H., "Flapping Wings and Aerodynamic Lift: The Role of Leading-Edge Vortices," *AIAA JOURNAL*, Vol. 45, No. 12, 2007, pp. 2817-2819.

14) Percin, M., Hu, Y., van Oudheusden, W., Remes, B., and Scarano, F., "Wing flexibility effects in clap-and-fling," *International Journal of Micro Air Vehicles*, Vol. 3, No. 4, 2011, pp. 217-227