

플래핑 운동의 공기역학적 특성에 관한 연구

김윤주*[†] · 오현택* · 정진택** · 최항철*** · 김광호***

A Study on Aerodynamic Characteristics of Flapping Motion

Yoon-Joo Kim*[†], Hyun-Taek Oh*, Jin Taek Chung**,
Hang-Cheol Choi*** and Kwang-Ho Kim***

Abstract Birds and insects flap their wings to fly in the air and they can change their wing motions to do steering and maneuvering. Therefore, we created various wing motions with the parameters which affected flapping motion and evaluated the aerodynamic characteristics about those cases in this study. As the wing rotational velocity was fast and the rotational timing was advanced, the measured aerodynamic forces showed drastic increase near the end of stroke. The mean lift coefficient was increased until angle of attack of 50° and showed the maximum value of 1.0. The maximum mean lift to drag ratio took place at angle of attack of 20°. Flow fields were also visualized around the wing using particle image velocimetry (PIV). From the flow visualization, leading-edge vortex was not shed at mid-stroke until angle of attack of 50°. But it was begun to shed at angle of attack of 60°.

Key Words : Flapping motion(플래핑 운동), Leading Edge Vortex(앞전와류), Rotational Effect (회전효과), Hovering Flight(제자리비행), Aerodynamic Force(공기역학적 힘)

1. 서 론

새나 곤충은 그 크기가 상대적으로 작고 공기 중에서 날개를 펼치는 독특한 방식으로 비행을 한다. Michelson등⁽¹⁾에 따르면 이런 비행방식은 다음과 같은 장점이 있다고 알려져 있다.

첫째, 저 레이놀즈수 영역에서 고정익 방식에 비해 제자리비행(hovering)이 가능하고 우수한 급기동 성능을 보인다. 날개의 운동을 자유자재로 변형함으로써 비행자세를 쉽고 빠르게 변환할 수 있기 때문이다.

둘째, 고정익 방식에 비해 저속으로 비행이 가능하다. 저 레이놀즈수 영역에서 고정익 MAV(Micro Aerial Vehicle)의 경우 저하된 공기역학적 성능을 극복하기 위하여 비행속도를 높여야 하지만 새나 곤충의 비행 방식은 날개를 펼치면서 움직이므로 비행속도와 상

관없이 날개의 운동을 조절하기 때문에 저속비행이 가능하다.

셋째, 고정익 방식에 비해 날개 하중(wing loading)을 줄이기 위하여 큰 날개를 사용할 필요가 없기 때문에 소형화에 유리한 장점을 가지고 있다.

이런 장점 때문에 생물학자, 항공공학자 등 다양한 분야의 연구자들이 새나 곤충의 비행방식을 초소형 비행체에 적용시키기 위해 활발한 연구를 진행하고 있다.

그러나 상대적으로 작은 크기와 복잡하고 빠른 날개운동 때문에 새나 곤충의 비행방식에 대해 깊이 있게 연구하기 어려웠다. 게다가 이와 같이 펼치는 날개 주위에서 발생하는 유동은 비정상상태의 유동이기 때문에 기존의 고정익에 적용하던 공기역학적 이론을 적용할 수 없는 어려움이 있다⁽²⁾. 하지만, 최근 측정 기술과 영상기술의 발달에 힘입어 이와 같은 문제점이 해결되면서 많은 연구가 진행되고 있는 실정이다.

Ellington 등⁽³⁾은 박각시나방(Hawkmoth, *Manduca Sexta*)의 비행에 관한 연구를 수행하였다. 실제 박각시나방과 그것을 모사한 실험장치(flapper)로부터 날

*고려대학교 기계공학과 대학원

E-mail : hancon1@hanmail.net

**고려대학교 기계공학과

***한국과학기술연구원 열·유동제어센터

개 위에 앞전와류(leading edge vortex)가 존재한다는 것을 밝혀냈다. 또한 이 앞전와류는 플래핑 운동을 하면서 날개의 안쪽과 바깥쪽의 속도차로 인한 압력차 또는 원심력에 의하여 안정화 되고 이로 인해 공력성능이 향상된다고 하였다.

Dickinson 등⁽⁴⁾은 초파리(fruit fly, *Drosophila Melanogaster*)의 비행을 모사한 실험장치(robotfly)를 이용하여 시간에 따른 공기역학적인 힘을 측정하였다. 그 결과로부터 곤충 비행의 경우 지연성 실속(delayed stall), 회전에 의한 순환(rotational circulation) 그리고 후류 포획(wake capture)등과 같은 독특한 공기역학적 특성을 보인다고 하였다.

또한, Chai 등⁽⁵⁾은 4종류의 벌새에 대한 정지비행 상태의 성능을 측정하였으며, Ranelly⁽⁶⁾등은 벌새의 날개운동을 모사한 소형 왕복진동형 기구를 만드는데 성공하였다.

본 연구에서는 검은 턱 벌새(black-chinned hummingbird, *Archilous Alexandri*)의 날개형상을 모방한 반타원형 날개를 제작하고 이를 이용하여 수조 내에서 플래핑 운동을 구현하였다. 정지비행 상태에 초점을 맞춰 날개의 운동을 구현하였고, 그 때 발생하는 공력과 유동구조를 측정함으로써 그 공기역학적 특성을 살펴보았다.

2. 실험방법과 실험장치

2.1 실험에 사용한 날개

Table 1은 Chai 등⁽⁵⁾이 정지비행 상태에서 측정된 검은 턱 벌새의 운동역학적 그리고 형태적인 특징을 보여주고 있다. 본 연구에서는 이 데이터를 참고하여 실험조건을 설정하였다. 기준으로 정한 벌새 날개의

Table 1. Kinematic and morphological variables of a black chinned hummingbird in hovering flight⁽⁵⁾

Variable	Property
Mass (g)	3.0±0.2
Wing length (mm)	47±1
Wing loading (N/m ²)	23.5±0.7
Aspect ratio	7.1±0.3
Wing beat frequency (Hz)	51.2±3.8
Stroke angle (degree)	126±6
Mean wing tip velocity (m/s)	10.5±0.8
Mean Reynolds number	7400±900

Table 2. Morphological variables of model wing

Variable	Property
Wing length (mm)	235
Mean chord length (mm)	66.2
Aspect ratio	7.1
Wing surface area (cm ²)	155.55
Wing thickness (mm)	2.7
Wing material	Acryl

형상을 분석한 결과 날개의 시위 분포는 반타원형 분포를 이루고 있으므로 Fig. 1과 같은 형상으로 날개를 제작하였다. 검은 턱 벌새의 날개 형상을 5배 확대하여 날개길이를 235 mm가 되도록 하였고 가시화를 위해 2.7 mm 두께의 투명한 아크릴 판을 그 재질로 결정하였다. Table 2에 그 제원을 나타냈다.

2.2 날개의 운동

본 연구에서 날개의 운동은 왕복운동과 회전운동의 2자유도로 구성하였다. Fig. 2의 좌표로부터 날개의 왕복운동은 y축을 중심으로, 날개의 회전운동은 z축을 중심으로 회전하는 경우이다. 받음각(α)은 날개가 휩쓸고 간 면(stroke plane, xz평면)과 시위가 이루는 각으로 정의를 하였으며 z축을 중심으로 회전한 정도를 나타내기 위하여 피칭각 β 를 정의 하였다. 따라서 받음각과 피칭각은 $\alpha=90^\circ-\beta$ 의 관계가 있다. Fig. 3은 한 주기 동안 날개의 단면이 움직이는 상황을 보여 주고 있다. 날개의 왕복운동은 대칭을 이룬다. 본 연구에서는 날개의 운동 시 발생하는 순간적인 힘을 측정

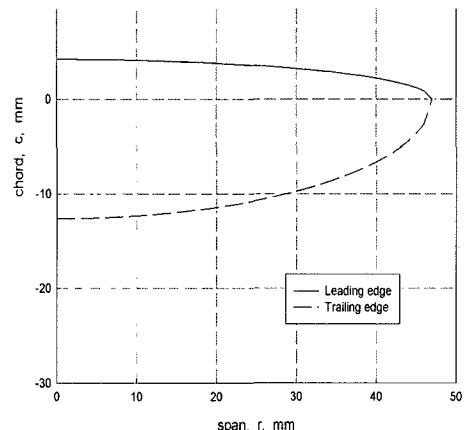


Fig. 1. Modelling of hummingbird wing.

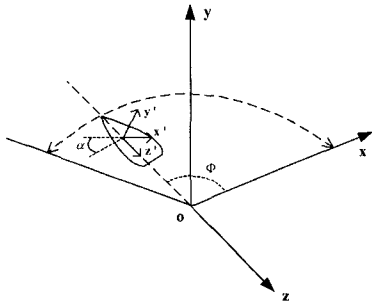


Fig. 2. Coordinate of the reference frame.

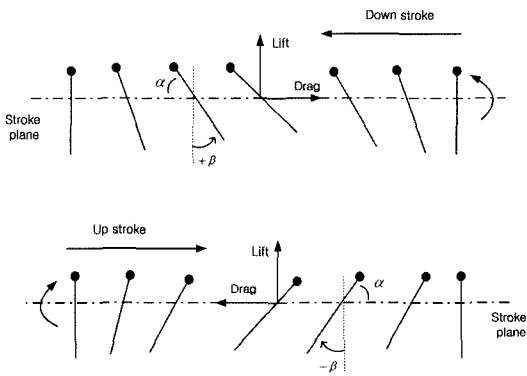


Fig. 3. Motion of the airfoil during one cycle in case of hovering flight.

하였고 그 힘은 양력(lift)과 항력(drag)으로 나눌 수 있다. 양력은 날개가 휩쓸고 간면에 수직인 힘으로, 항력은 그것에 평행한 힘으로 정의 하였다.

Fig. 4는 한 주기 동안 날개의 움직임을 실시간으로 받은 데이터이며 Fig. 5는 회전시기에 따른 날개의 움직임에 대한 데이터이다.

2.3 실험조건

플래핑 운동의 변화를 주기 위한 변수로 받음각, 날개짓 진동수(n) 그리고 회전 시기를 고려하였다. 받음각은 10° 에서 90° 까지 10° 간격으로 변화를 주었으며 날개짓 진동수는 0.093 Hz, 0.15 Hz 그리고 0.2 Hz의 세 가지 경우로 정하였다. 회전 기간은 날개짓 주기의 15%로 하였고, 날개가 앞으로 움직이는 동안 회전의 반을, 날개가 뒤로 움직이는 동안 나머지 반을 회전 하는 경우에 대해 회전시기를 대칭인 경우(symmetrical rotation)로 정의 하였다. 그리고 대칭 회전에 대해 회전 기간의 절반인 날개짓 주기의 7.5

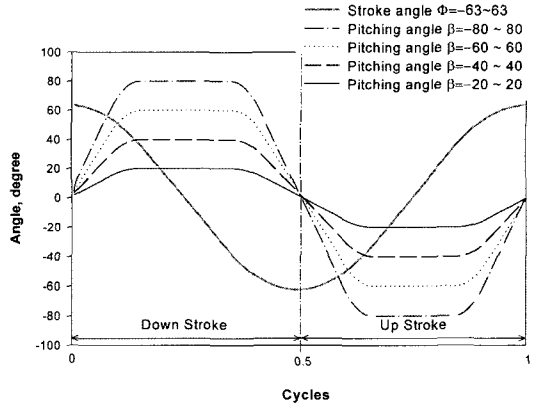


Fig. 4. Time history of wing motion with respect to change of angle of attack.

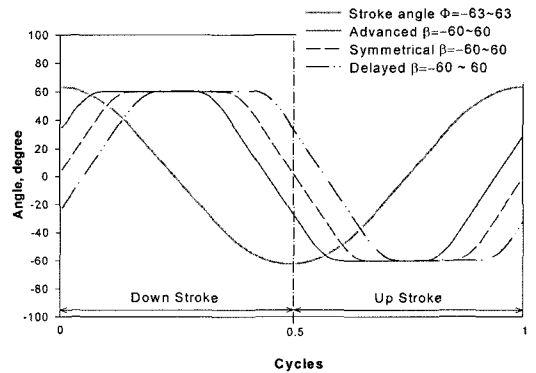


Fig. 5. Time history of wing motion with respect to change of rotational timing.

% 빨리 회전하는 경우(advanced rotation)와 7.5% 늦게 회전하는 경우(delayed rotation)등의 총 세 가지 회전 시기를 결정하였다. 날개가 휩쓸고 간 각 stroke angle(ϕ)은 126° 로 설정하였으며 실험에 사용된 물의 동점성 계수는 $8.61 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$ 이다.

Ellington⁽⁷⁾의 정의를 이용하여 평균 시위길이(\bar{c})와 날개끝 속도(\bar{U}_t)를 이용하여 평균 레이놀즈 수를 식 (1)과 같이 정의 하였다. 여기서 ν 는 가로세로 비(aspect ratio), 는 동점성 계수(kinematic viscosity)이다.

$$Re = \frac{\bar{c}\bar{U}_t}{\nu} = \frac{4\phi n R^2}{\nu A} \quad (1)$$

이와 같은 조건과 날개짓 진동수 0.093 Hz, 0.15 Hz 그리고 0.2 Hz를 식 (1)에 대입하여 구한 평균 레이

높은 수는 각각 7,400, 12,000 그리고 16,000이 된다. 따라서 총 $9 \times 3 \times 3$ 경우에 대한 실험을 실시하였다.

2.4 플래핑 운동 장치

Fig. 6은 플래핑 운동을 구현하기 위한 실험 장치의 개략도이다. 날개의 왕복운동과 회전운동을 위하여 두 개의 스텝핑 모터를 장착하였다. 각각의 회전축에는 엔코더를 장착하여 구동부의 회전 정도를 측정할 수 있도록 하였고, 실험 장치는 높이 조절이 가능한 지지대에 부착하였다. 실험장치 회전부에 의한 유동의 간섭을 막기 위하여 아크릴 판을 부착하였고, 실험은 2 m × 1 m × 1 m의 수조에서 실시하였다. 작동 유체로 물을 사용하여 공력 측정과 가시화에 유리하게 하였으며 레이놀즈 상수에 따라 날개짓 진동수를 줄일 수 있도록 하였다.

2.5 유동가시화 장치

본 연구에서 유동가시화를 위하여 입자영상유속계 기법을 사용하였다. 광원으로 5 W Ar-Ion 레이저를 선정하였고, 추적 입자로 평균 직경 25 μm인 PVC 분말을 사용하였다. 영상을 촬영하기 위하여 1K × 1K CCD 카메라를 사용하였고, 이미지 처리를 위하여 상용 소프트웨어 CACTUS를 사용하였다. 가시화는 왕복운동의 중반부(mid-stroke)와 끝부분(near stroke end)에서 실시하였고, 날개를 4부분으로 나누어 날개 길이 방향으로 25%, 50% 그리고 75%의 세부분에서 측정을 하였다. Fig. 7에 본 연구에서 사용된 가시화 장비를 Fig. 8에 그 측정위치를 나타냈다.

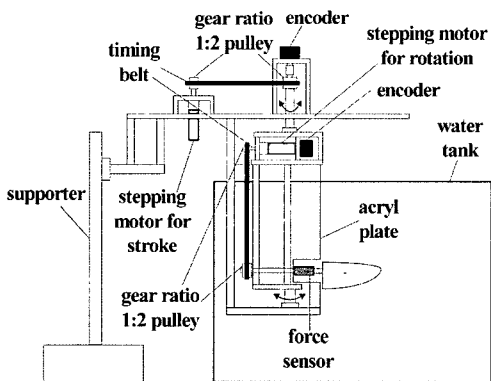


Fig. 6. Schematic diagram of flapping device.

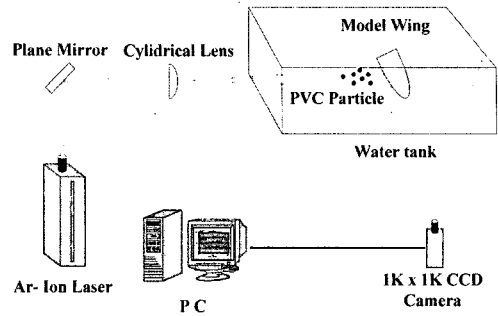


Fig. 7. Schematic diagram of PIV system.

2.6 데이터 획득 장치와 모션 제어 장치

공력 측정을 위하여 스트레인 게이지를 사용하여 외팔보 형태의 2축 힘 측정 센서를 제작하였으며 센서의 오차범위는 최대 ±4%이다. 스트레인 게이지는 저역통과여파기(low pass filter)가 부착된 앰프에 연결하여 신호 증폭과 노이즈 제거를 하였다. 앰프는 다시 DAQ 보드에 연결하여 힘 측정 신호를 획득하였다. 모션 제어를 위해 PC에 모션 제어 보드를 설치하였고 그 보드에 스텝핑 모터와 엔코더를 연결하였다.

각 실험 조건당 10주기를 반복 실험하였고, 측정 결과 3주기 이후 일정한 범위(평균값의 ±3%)내에서 수렴하여 나머지 7주기를 위상 평균하였다. 또한, 주기당 데이터 추출율(sampling rate)과 데이터 수는 데이터의 왜곡이 일어나지 않고 최소가 되도록 각각 날개짓 진동수가 0.09 Hz일 때 0.05초 215개, 0.15 Hz일 때 0.03초 225개 그리고 0.2 Hz일 때 0.025초 200개로 하였다.

날개가 움직이는 경우 발생하는 힘은 공력 이외에 중력과 관성력이 있다. 중력은 날개를 왕복운동 없이 지속적으로 회전운동만 시켜 가며 힘을 측정함으로써 주었다. 그러나 관성력의 경우 날개와 등가의 관

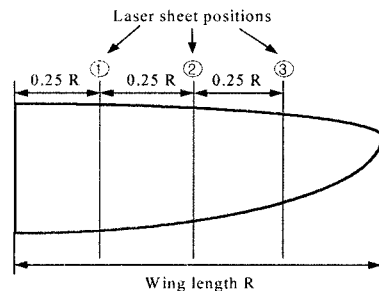


Fig. 8. Laser sheet positions.

성효과를 줄 수 없어 제거하지는 못하였다. 다만, 공기 중에서 왕복운동과 회전운동을 하면서 중력을 제거한 힘의 크기는 물 속에서 중력을 제거한 힘의 최대 12%로 나타났으므로 센서의 오차범위를 포함한 불확실성은 최대 8~16%이다.

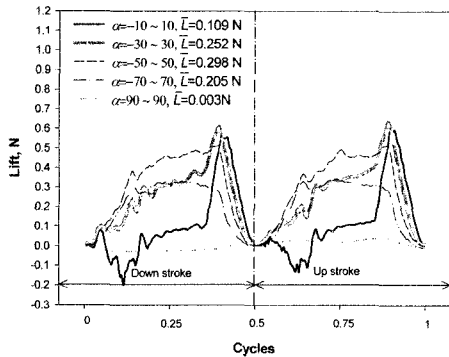
3. 실험결과 및 고찰

3.1 시간에 따른 공력특성

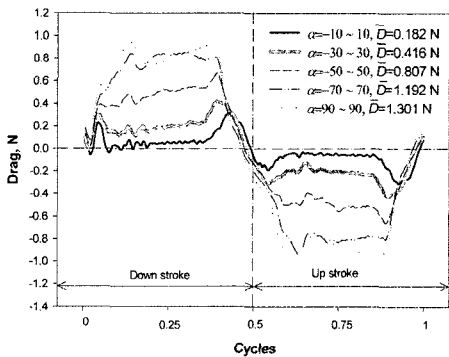
먼저, 날개짓 진동수에 따라 받음각과 회전 시기를 바꿔 가면서 플래핑 운동시 발생하는 순간적인 공력을 측정하였다. Fig. 9는 날개짓 진동수가 0.2 Hz이며 회전 시기가 대칭인 경우에 대해 받음각에 따라 순간적인 공력과 한 주기 동안 시간 평균한 양력(\bar{L})과 항력(\bar{D})을 측정된 결과이다. 날개가 왕복운동하면서 왕복운동의 끝 부분에서 측정된 힘은 급격하게 증가하게 된다. 이것은 Dickinson 등⁽⁴⁾의 선행연구에서 언급한 날개가 왕복운동의 끝부분에서 회전하면서 ‘마

그너스 효과(Magnus effect)’와 유사한 ‘회전에 의한 순환’이 발생하므로 급격하게 공력의 크기가 증가하게 된다. 또한 왕복운동의 중반부에서 받음각이 작아질수록 왕복운동의 끝부분에서 회전하는 양이 많아지므로(또는 피칭각이 커지므로) 회전 속도가 크기 때문에 왕복운동 끝부분에서 역시 공력의 크기가 증가한다. 따라서 받음각이 $\pm 10^\circ$ 로 변할 때 피칭각이 가장 크게 되므로 왕복운동의 끝에서 공력의 증가폭은 가장 크게 나타난다. 왕복운동 중반 부분에서 받음각이 $\pm 50^\circ$ 까지 받음각이 증가함에 따라 양력은 증가하다 그 이후에는 감소하여 받음각이 90° 가 되면 거의 0에 가까운 값을 갖는다. 반면 항력은 받음각이 커짐에 따라 커지는데 이것은 상대유동에 대한 날개의 단면적이 커지기 때문이다. 왕복운동의 끝부분에서 항력은 받음각이 $\pm 50^\circ$ 까지 증가하다 이후에는 회전 속도가 작아져 증가하지 않는 경향을 보인다.

Fig. 10은 날개짓 진동수가 0.2 Hz이고 받음각이

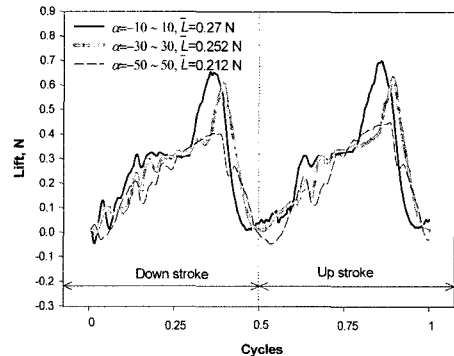


(a) Instantaneous lift

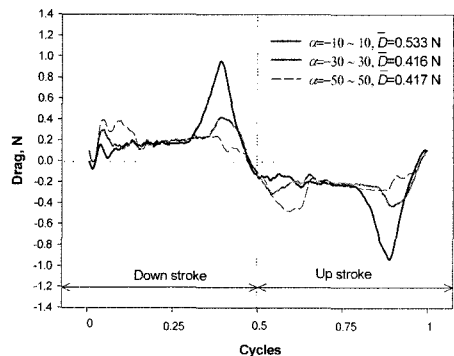


(b) Instantaneous drag

Fig. 9. Time history of lift and drag relative to change of angle in case of symmetrical rotation and $n=0.2$ Hz.



(a) Instantaneous lift



(b) Instantaneous drag

Fig. 10. Time history of lift and drag relative to rotational timing in case of angle of attack of 30° and $n=0.2$ Hz.

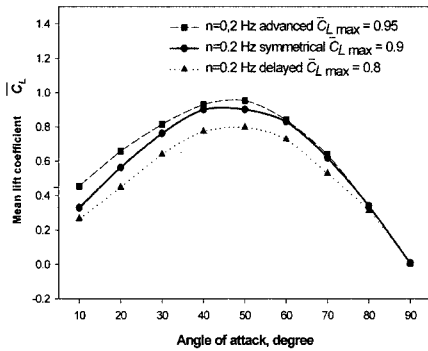
±30°일 때 세 가지 회전 시기에 따른 공력에 대한 비교이다. 왕복운동의 끝부분에서 날개가 회전하면서 그 시기가 빨라지면 날개의 윗면에 저압부가 형성되기 때문에 공력이 증가하게 된다. 반면, 왕복운동의 끝부분에서 회전 시기가 느려지면 날개의 아랫면에 저압부가 형성되기 때문에 공력이 감소하는 경향을 보이게 된다.

3.2 평균 공력특성

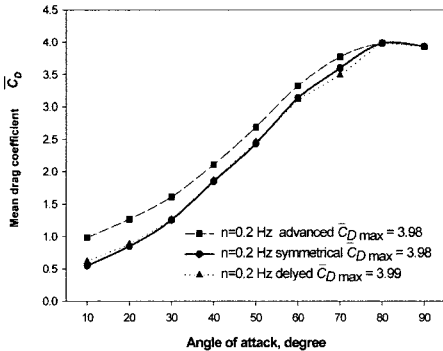
측정된 공력을 날개끝 속도와 날개의 면적(S)을 이용하여 시간 평균한 양력계수와 항력계수를 식 (2)와 (3)과 같이 정의하였다.

$$\bar{C}_L = \frac{2\bar{L}}{\rho \bar{U}_t^2 S} = \frac{\bar{L}}{2\rho\phi^2 R^2 n^2 S} \tag{2}$$

$$\bar{C}_D = \frac{2\bar{D}}{\rho \bar{U}_t^2 S} = \frac{\bar{D}}{2\rho\phi^2 R^2 n^2 S} \tag{3}$$



(a) Mean lift coefficient



(b) Mean drag coefficient

Fig. 11. Time history of mean lift and drag relative to rotational timing and AOA at $n=0.2\text{Hz}$.

Fig. 11은 날개짓 진동수가 0.2 Hz일 때 받음각 그리고 회전시기에 따른 평균 공력계수의 변화를 보이고 있다. 최대 평균 양력계수는 회전 시기에 관계없이 받음각 40°~50°에서 나타난다. 이는 고정익에 비해 상당히 큰 받음각으로 플레핑 운동을 하는 얇은 날개의 경우 앞전와류가 발생하고 이것이 안정화되기 때문이다. 받음각이 증가하면서 회전 시기가 빠른 경우와 대칭인 경우에 평균 양력계수의 차이는 줄어드는 경향을 보인다. 평균 항력계수 역시 회전 시기가 빠른 경우에 가장 크게 나타난다. 평균 항력계수의 변화는 받음각 10°~30°에서 비교적 완만한 증가를 보이다 30°~70°에서 다른 구간 보다 급격히 증가하며 이후 다시 완만하게 증가하는 경향을 보인다.

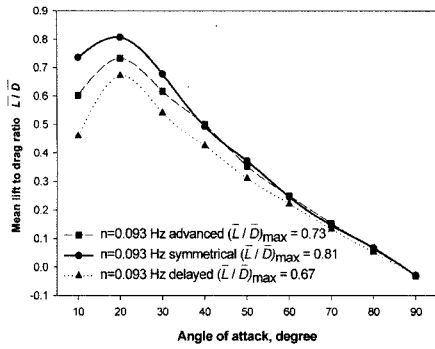
또한, 나머지 두 경우의 날개짓 진동수에서도 평균 공력계수는 유사한 경향을 보인다.

3.3 평균 양항비

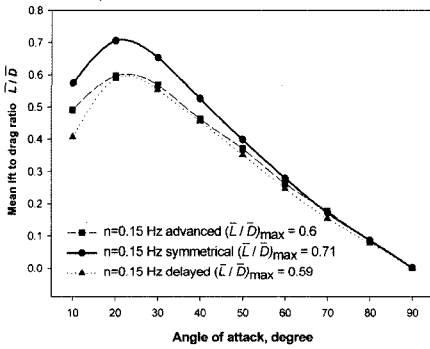
플레핑 운동의 성능을 판단하기 위한 방법으로 평균 양력을 평균 항력으로 나눈 평균 양항비를 구하였다. Fig. 12에 날개짓 진동수, 받음각 그리고 회전 시기에 따른 평균 양항비 값을 나타내었다. 결과를 살펴보면 날개짓 진동수와 회전 시기에 상관없이 받음각 20°일 때 최대 평균 양항비가 나타났다. 이는 받음각이 10°~30°에서 평균 항력계수는 완만하게 증가하는 반면 평균 양력계수의 증가는 크게 나타나기 때문이다. 또한, 회전 시기가 대칭인 경우 평균 양항비는 최대가 된다. 평균 양력은 회전 시기가 빨라지면서 커지지만, 평균 항력 역시 커지기 때문에 회전 시기가 대칭인 경우가 회전 시기가 빨라지는 경우에 비해 평균 양항비가 커지게 된다.

3.4 유동 가시화 - 왕복운동의 중반부

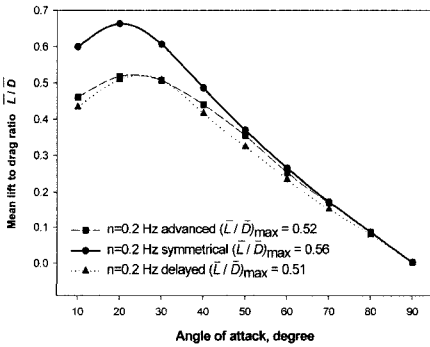
Fig. 13과 Fig. 14는 왕복운동의 중반부 (mid-stroke)에서 날개짓 진동수가 0.2 Hz이고 받음각이 각각 30°와 60°일 때 날개 길이 50%에서(mid-span)의 유동장을 보여 주고 있다. 받음각이 30°일 때는 앞전 와류가 발생하여 날개 윗면에 잘 부착되어 있음을 확인할 수 있다. 반면 받음각이 60°일 때는 앞전과 뒷전에서 와류가 떨어져 나오게 되어 칼만 와류(von Karman vortex street)가 발생하게 되어 양력은 감소하고 항력이 증가하게 된다. 따라서 평균 양력계수는 받음각이 60°부터 급격히 감소하는 경향을 보이게 된다.



(a) Mean lift to drag ratio at $n=0.093$ Hz



(b) Mean lift to drag ratio at $n=0.15$ Hz



(c) Mean lift to drag ratio at $n=0.2$ Hz

Fig. 12. Mean lift to drag ratio relative to angle of attack and rotational timing.

3.5 유동 가시화 - 왕복운동의 끝부분

Fig. 15와 Fig. 16은 왕복운동의 끝부분에서 날개짓 진동수가 0.2 Hz이고 받음각이 각각 30°와 60° 그리고 대칭회전일 때 날개 길이 50%에서의 유동장을 보여 주고 있다. Fig. 15의 (a)는 회전이 시작될 때의 유동장으로 회전이 시작되면서 받음각이 커져 앞전과 뒷전에서 와류가 떨어지기 시작한다. Fig. 15의 (b)는

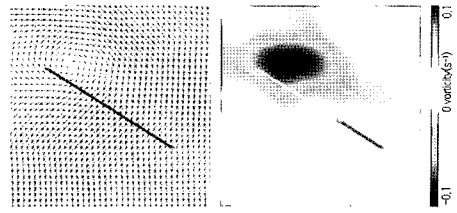


Fig. 13. Vector and vorticity plot of flow field at mid-span, $\alpha=30^\circ$ and $n=0.2$ Hz.

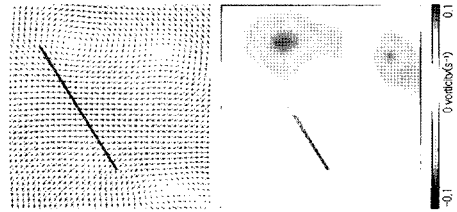
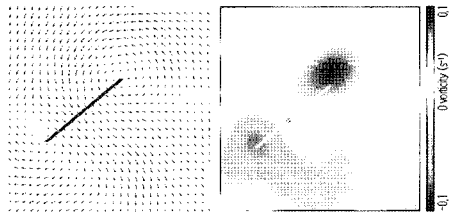
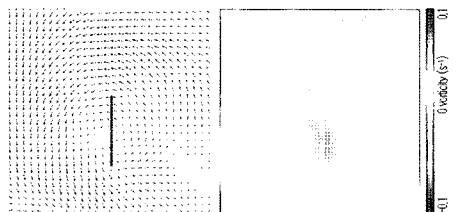


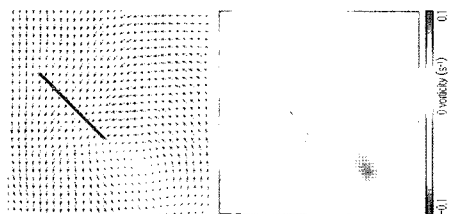
Fig. 14. Vector and vorticity plot of flow field at mid-span, $\alpha=60^\circ$ and $n=0.2$ Hz.



(a) Beginning of wing rotation



(b) Middle of wing rotation



(c) End of wing rotation

Fig. 15. Vector and vorticity plot of flow field near the end of stroke at $\alpha=30^\circ$ and $n=0.2$ Hz.

회전의 반이 진행된 상태로 날개가 회전하면서 날개 주위에 유체의 점성에 의해 순환이 발생되었음을 알

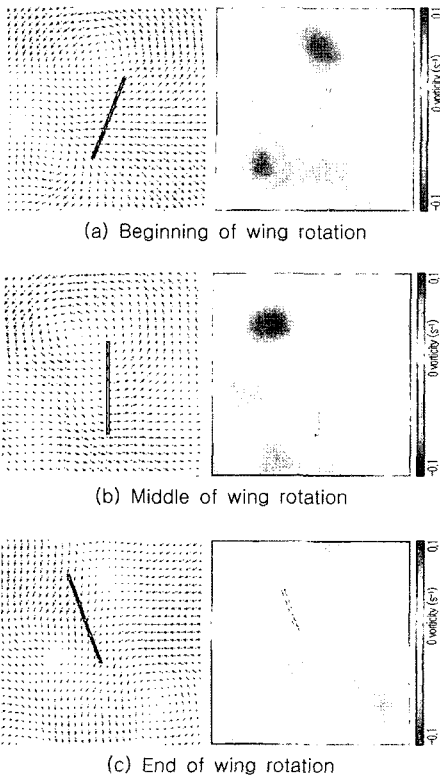


Fig. 16. Vector and vorticity plot of flow field near the end of stroke at $\alpha=60^\circ$ and $n=0.2$ Hz.

수 있으며 이 순환과 전진속도에 의해 왕복운동의 끝에서 공력이 증가하게 된다. Fig. 15의 (c)는 회전이 끝나고 다음 왕복운동(next stroke)을 시작하는 단계로 뒷전에서 와류가 떨어져 나가는 모습을 보여주고 있다. 날개가 좀 더 진행 하게 되면 뒷전와류는 사라지고 Fig. 13과 같은 앞전와류가 형성되어 안정된 유동장을 보이게 된다. Fig. 16도 Fig. 15와 비슷한 경향을 보이나 회전하는 양이 작기 때문에 즉 회전속도가 작아 Fig. 16의 (b)를 보면 순환의 크기가 받음각 30° 일 때보다 작게 나타난다. 따라서 왕복운동의 끝에서 공력 증가가 거의 나타나지 않는다.

4. 결 론

본 연구에서는 받음각, 날개짓 진동수 그리고 회전시기를 변수로 하여 플래핑 운동을 구현하고 그 때 발생하는 공력과 유동장을 측정하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 왕복운동의 끝부분에서 회전속도가 빨라지면서 양

력과 항력이 증가하게 된다. 따라서 받음각이 10° 일 때 왕복운동의 끝부분에서 가장 큰 공력 증가가 나타난다.

2) 회전시기가 빨라질수록 왕복운동의 끝부분에서 회전효과가 더 커져 공력이 증가하므로 평균 공력계수 역시 커진다.

3) 평균 양력계수는 회전시기와 날개짓 진동수에 관계없이 받음각이 50° 까지 증가하다 이후 급격히 감소하는 경향을 보인다.

4) 평균 양항비는 모든 경우에서 받음각이 20° 일 때 최대가 되며, 회전시기가 대칭인 경우에 다른 두 경우에 비해 크게 나타난다.

5) 날개의 왕복운동 중반부의 유동 가시화 결과 앞전와류는 받음각 60° 부터 박리되기 시작한다. 따라서 받음각 60° 부터 앞전와류의 박리로 인해 양력은 감소하고 항력은 증가하는 경향을 보인다.

6) 날개의 왕복운동 끝부분의 유동 가시화 결과 회전속도가 큰 경우 회전에 의한 순환이 발생함을 확인할 수 있으며 공력도 증가됨을 보인다.

참고문헌

- 1) Michelson, R. C. and Reece, S., 1998, "Ongoing Work to Develop a Flapping Wing, Crawling Entomopter", 13th Bristol International RPV Conference.
- 2) Ennos, R., 1990, "Unconventional Aerodynamics", Nature, Vol. 344, pp. 491.
- 3) Ellington, C. P., van den Berg, C., Willmott, A. P., Thomas, A. L. R., 1996, "Leading-edge Vortices in Insect Flight", Nature, Vol. 384, pp. 626-630.
- 4) Dickinson, M. H., Lehmann, F. O., and Sane, S. P., 1999, "Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight", Science, Vol. 284, pp. 1954-1960.
- 5) Chai, P. and Millard, D., 1997, "Flight and Size Constraints : Hovering Performance of Large Hummingbirds under Maximal Loading", J. Experimental Biology, Vol. 200, pp. 2757-2763.
- 6) Ranelly, D. L. and Slominski, E. C., 2003, "Mechanization and Control Concepts for Biologically Inspired Micro Aerial Vehicles", AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA 2003-5345.
- 7) Ellington, C. P., 1999, "The Novel Aerodynamics of Insect Flight : Applications to Micro-Air Vehicles", J. Experimental Biology, Vol. 202, pp. 3439-3448.