

論文

플래핑 날개의 공력특성에 관한 실험적 연구

송우길*, 장조원**, 전창수*

An Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of a Flapping Wing

Woo-Gil Song*, Jo-Won Chang**, and Chang-Su Jeon*

ABSTRACT

An experimental study was carried out to investigate aerodynamic characteristics on reduced frequency of flapping wings. The half span of the wing is 28cm, and the mean chord length of wing is 10cm. In flight, the Reynolds Number range of birds is about 10^4 , and the reduced frequency during a level flight is 0.25. The experimental variables of present study were set to have similar conditions with the bird flight's one. The freestream velocities in a wind tunnel were 2.50, 3.75 and 5.00 m/s, and the corresponding Reynolds numbers were 1.7×10^4 , 2.5×10^4 and 3.3×10^4 , respectively. The wing beat frequencies of an experimental model were 2, 3 and 4Hz, and the corresponding reduced frequency was decided between 0.1 and 0.5. Aerodynamic forces of an experimental flapping model were measured by using 2 axis load-cell. Inertial forces measured in a vacuum chamber were removed from measuring forces in the wind tunnel in order to acquire pure aerodynamic forces. Hall sensors and laser trigger were used to make sure the exact position of wings during the flapping motion. Results show that the ratio of downstroke in a wing beat cycle is increased as a wing beat frequency increases. The instantaneous lift coefficient is the maximum value at the end of downstroke of flapping wing model. It is found that a critical reduced frequency with large lift coefficient is existed near $k=0.25$.

Key Words : flapping wing, reduced frequency, lift coefficient, aerodynamic characteristics

1. 서 론

새들은 공중을 비행하기 위하여 날갯짓을 한다. 새들은 이러한 날개를 수평하게 쪽 편 채로 활공(gliding)을 할 수도 있고, 빠르게 위아래로 날갯짓을 하여 수평비행(level flight)을 하기도 한다. 날개를 위아래로 움직여 비행에 필요한 추력과 양력을

얻는 행위를 날갯짓, 보통 플래핑(flapping)이라고 한다. 플래핑 운동(flapping motion)은 날개를 아래로 치는 Downstroke와 다시 내리치기 위한 과정으로 날개를 위로 쳐드는 Upstroke로 구성되어 있다. 이 두 가지 움직임의 결과로 양력과 항력이 발생된다. 일반적으로 새들은 Downstroke에서 양력과 추력을 동시에 얻고 있으며, Upstroke에서는 Downstroke와 비교하였을 때 얻을 수 있는 양력과 추력의 양이 극히 작은 것으로 알려져 있다. 그러나 박쥐종류는 Upstroke에서도 양력을 얻는 것으로 보고되고 있다.

Fig. 1은 새의 날갯짓에 따른 후류 형상을 보여준다. 새들이 비행하는 방식(gait)은 날개 뒤에 생성되는 후류의 구조를 기준으로 Vortex ring gait와

2009년 11월 16일 접수 ~2009년 12월 26일 심사완료

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공운항학과

연락처, E-mail : jwchang@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 항공대길 100

Continuous vortex gait 등 두 가지로 구분된다. 추력은 Upstroke하는 동안에 Continuous vortex gait에서 발생되지만 Vortex ring gait에서는 추력이 발생하지 않는 것으로 알려져 있다[1]. 새들은 이러한 두 가지 날갯짓을 이용하여 비행속도를 조절한다[1]. Fig. 1의 (a)는 새가 저속으로 비행할 때 사용하며, (b)는 새가 고속으로 비행할 때 사용한다.

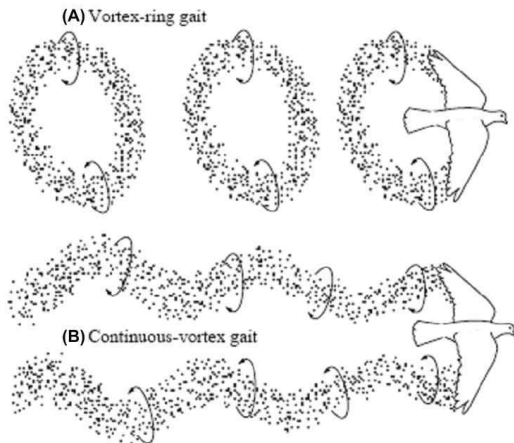


Fig. 1 두 가지 날갯짓 방식[3]

Rayner et al.[2]는 박쥐가 Upstroke motion에 관한 날개 주위 공기흐름 및 후류의 유동 가시화결과를 토대로 Upstroke motion에 의해 후류형태가 바뀌는 현상을 조사하였다. 그들은 날갯짓 방식이 바뀌는 것에 대해 특정한 조류 종의 특징이 아닌 “비행속도에 따른 날개의 자연적인 선택”이라 하였다. 한편 새들이 날갯짓 운동을 할 때 날개 뼈의 스핀(span)축을 중심으로 행해지는 회전운동(rotational phase)이 수반되는데, 이를 페더링(feathering)이라 하였다. 회전운동은 받음각을 감소시키는 내전(pronation)과 받음각을 증가시키는 외전(supination) 운동으로 구분된다. 이러한 내전 및 외전 운동을 통해 새는 날갯짓 도중 비행속도와 비행자세에 맞추어 적절한 받음각을 유지하며, 비행유지에 적절한 공기력을 획득한다[1].

최근 초소형 플래핑 방식의 무인기 개발을 위하여 새나 곤충의 비행 메커니즘에 대한 연구는 더욱 활발해지고 있다. 플래핑 날개(flapping wing)와 고정익 항공기 사이의 극명한 차이는 바로 비정상성(unsteadiness)에 있다. 현재까지 밝혀진 대표적인 고양력 메커니즘은 Weis-Fogh 메커니즘, 실속 지연(delayed stall)으로 인한 앞전와류(leading edge vortex), 각 stroke 끝단에서 날개를 회전시키는 회전날개(rotation wing) 메커니즘 및 이로 인해 유발

되는 후류포획(wake capture) 메커니즘 등이 있다. 이들 대부분이 날개가 병진운동을 할 때 유발되는 비정상 효과(unsteady effect)에 의해 발생한다. 비정상성을 나타내기 위한 척도로 본 연구에서는 자유흐름과 날갯짓 속도의 시간 스케일(time scale)인 무차원 진동수(reduced frequency: k)를 사용하였다.

본 연구는 새들의 비행메커니즘을 규명하기 위하여 저 레이놀즈수 영역에서 플래핑 날개가 발생시키는 한 주기 동안의 양력변화를 조사하였다. 본 연구에서는 우선 레이놀즈수를 고정하고 날갯짓 주파수(wing beat frequency)변화에 따른 무차원 진동수의 효과를 조사하였다. 또한, 본 연구에서는 플래핑 운동(flapping motion)이 가능한 날개 모델을 제작하였으며, 조류와의 유사성을 유지하기 위해 비둘기 날개형상을 실험모델에 적용하였다.

II. 실험 모델

Fig. 2는 실제 제작된 플래핑 날개 모델을 촬영한 사진이다. 플래핑 날개 모델의 날개를 움직이는 구동 메커니즘은 4절 링크가 채택되었으며, 모터와 날개 링크간의 기어 비는 1:2이다.

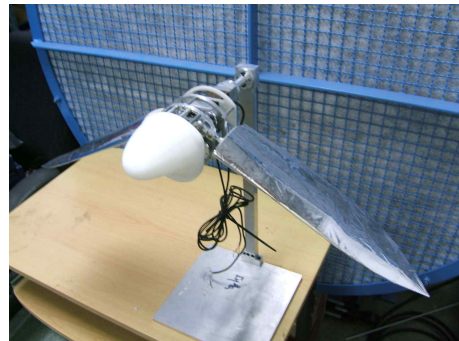


Fig. 2 플래핑 날개 실험 모델

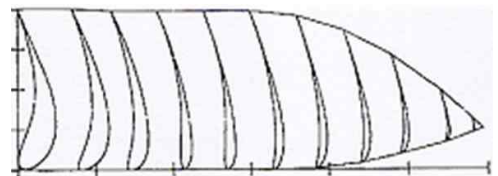


Fig. 3 비둘기 날개의 형상[5]

Fig. 3은 본 연구의 날갯짓 모델에 사용된 날개의 형상을 나타낸 것이다. 이 형상은 Vest & Katz[5]가 비둘기의 날개 형상을 전산연구에 맞게 모델링한 것이다. 그림에서와 같이 본 연구의 플래핑 날개

는 길이방향으로 진행함에 따라 에어포일 형상이 바뀌는 3차원 구조를 가지고 있으며, CAD 프로그램을 통하여 각 단면에서의 에어포일을 모사하였다. 이렇게 제작된 플래핑 날개는 내부 프레임으로 골격을 이루고 외부는 알루미늄 증착필름으로 감싸져 있다. 플래핑 날개의 길이는 약 280mm이며 에어포일의 평균 시위길이(mean chord length)는 약 100mm 이다. 이렇게 제작된 날개 한 쌍의 중량은 약 110g이며, 날개를 포함한 동체의 총중량은 약 670g 이다.

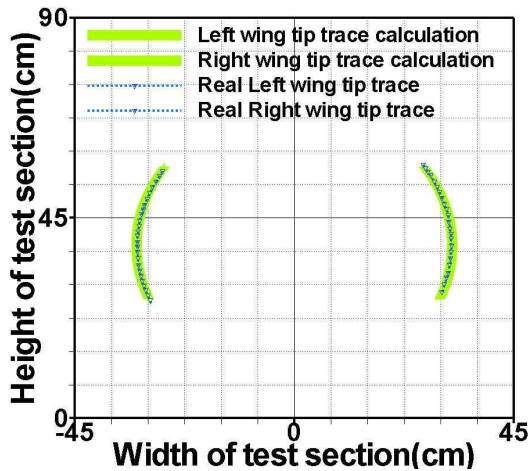


Fig. 4 날갯짓 궤적 비교

Fig. 4는 아음속 풍동의 시험부 평면을 기준으로 계산된 날개 끝 움직임 궤적과 플래핑 날개가 움직일 때 측정된 날개 끝 궤적을 동시에 나타낸 것이다. 날갯짓 각도는 상반각이 37° 하반각이 23°로 총 60°이다. 예비실험을 통하여 날갯짓 움직임을 추적하여 궤적을 확인한 결과 왼쪽은 3° 아랫방향으로 기울었고, 오른쪽은 약 1° 정도 윗방향으로 기울어진 것으로 나타났다. 이로 인하여 날개에서 발생하는 각도의 오차는 최대 약 1.2°로 약 5%내의 오차를 보인다.

III. 실험 장치 및 실험 방법

본 연구에서 사용된 풍동은 시험부 단면이 0.9m×0.9m이고, 길이가 2.3m인 한국항공대학교 공기역학 연구실의 Blow-type 아음속 풍동이다. 날갯짓 실험모델에 작용하는 공기력을 측정하기 위해 사용된 2축 로드 셀(load cell)은 CAS KOREA사에서 제작한 제품으로 최대 5kg까지 측정할 수 있다. 로드 셀의 각 축 간의 간섭오차는 x축의 경우

약 0.25%이며 y축은 약 1.75%이다.

Fig. 5는 로드 셀의 보정곡선을 나타낸 것이다. 로드 셀은 각 축에 수직된 방향으로 힘이 작용하도록 50g에서 550g사이의 분동을 놓아 출력되는 전압을 측정하는 방식으로 보정되었다. 데이터는 100Hz의 정보 획득률로 획득하였으며, 약 300개의 데이터로 시간평균(time average)을 취하는 방법으로 보정하였다. 보정곡선 식은 x축이 약 0.55%, y축이 약 0.72% 정도의 오차를 포함하고 있는 것으로 나타났으며, 95%신뢰범위 안에서 데이터와 곡선의 적합도(R2)는 0.9945 및 0.9999로 분석되었다. 다음 식 (1), (2)는 보정을 통해 구한 보정식이다.

$$F_y (N) = 2.884 \times Voltage_y - 0.0163 \quad (1)$$

$$F_x (N) = 29.36 \times Voltage_x + 0.0793 \quad (2)$$

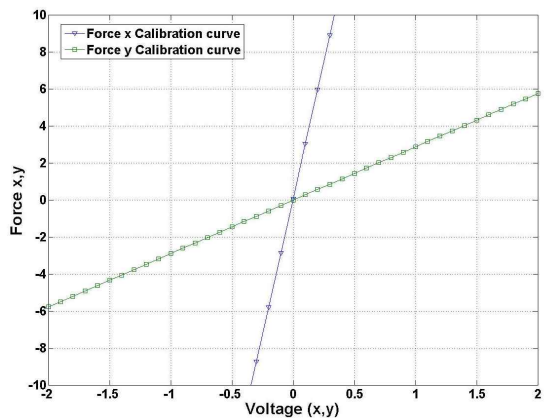


Fig. 5 로드 셀의 보정곡선 (x, y)

실험모델을 통해 측정된 데이터는 공기력과 무관한 관성력을 포함하고 있다. 이러한 관성력을 제거하고 순수한 공기력을 구하기 위해 진공 챔버(vacuum chamber)가 이용되었다. 진공 챔버는 내부 직경이 약 0.7m이고 높이가 0.7m인 원통형이다. 또한 진공챔버는 실험 진행을 관찰할 수 있는 창 3개와 진공상태에서 전압 입출력이 가능한 전원 입력 포트가 장착되어 있다. 이러한 진공챔버는 99.98% 진공상태 (2×10^{-2} torr)를 지속적으로 유지할 수 있는 성능을 보유하고 있다.

Fig. 6은 플래핑 날개 모델 앞 동체 프레임에 부착된 홀 센서(hall sensor)의 위치 및 날개 시작부에 부착된 자석의 위치를 나타내고 있다. 날갯짓 위치를 파악하기 위해 모델에 네오디뮴(N35)자석을 부착하였으며, 그 크기는 직경5mm 길이 15mm 이다. 자석은 실험 모델의 오른쪽 날개 시작부위에 예폭

시 본드를 이용하여 접착하였다.

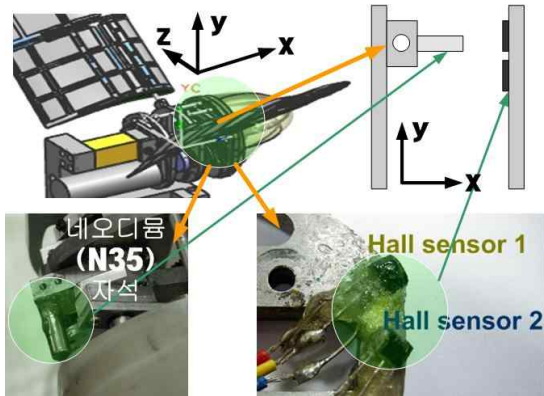


Fig. 6 Hall sensor와 자석의 부착위치

실험 모델이 날갯짓을 하는 동안 날개시작 부위에 부착된 자석은 모델의 동체 앞 프레임에 부착된 홀센서 위를 지나게 된다. 이때 홀 센서에서 나온 전압은 RC저역필터와 SCB68을 거쳐 이산화 데이터로 획득된다. 자석에서 발생하는 자기장의 자속밀도는 3차원 벡터성분으로 나뉘며, 3축의 자속밀도를 모두 측정할 경우, 한주기 동안 움직이는 날개의 전체적인 위치파악이 가능하다. 그러나 본 연구에서는 실험환경의 제약으로 인하여 y-z평면만을 향하도록 자석을 부착하였다. 홀 센서는 Honeywell社의 ss495A (standard)형으로 홀 센서의 입력전압은 5V이며, 자기력(G, 가우스)이 0일 때 2.5V의 출력전압을 나타낸다. 또한 출력전압은 G의 크기 및 방향에 따라 선형적으로 변화하며, $\pm 640G$ 일 때 $\pm 4.5V$ 이다. 이에 따르는 선형성은 약 -0.1%의 오차를 보이며, 온도에 따른 오차는 $\pm 0.06\%$ 이고 민감도(sensitivity) 오차는 $\pm 4\%$ 이다. 이외에도 홀 센서는 실험중일 때 모델을 움직이는 모터에서 발생하는 자기장 및 홀 센서 주변에 부착된 전선에서 나오는 자기장에 영향을 받는다. 이러한 자기장으로 인하여 발생하는 노이즈(noise)는 10Hz 저역필터(RC low pass filter)로 제거되었다.

본 연구는 자유흐름 속도 2.50, 3.75, 5.00m/s에서 날갯짓 주기 2, 3, 4Hz인 경우에 아음속 풍동과 진공챔버에서 각각 실험이 진행되었다. 날갯짓 한주기 동안 100개의 데이터가 획득되도록 하였으며, 각각의 주기에 따른 정보획득률(sampling frequency)은 날갯짓 주기가 2Hz 일 때 200Hz, 3Hz 일 때 300Hz, 그리고 4Hz일 때 400Hz이다. 또한 각 실험마다 같은 날개의 위치에서 약 300~400회의 위상평균(ensemble average)을 수행하였다. 순수한 공기력은 아음속 풍동에서 획득된 데이터에서 진공상태에서 획득한 관성력을 제거함으로써 획득되었다. 획득된

순수한 공기력은 식(3)을 이용하여 양력계수로 환산되었으며, 한 주기 당 평균양력계수는 식(4)를 적용하여 계산되었다.

$$C_L = \frac{F_Y}{\frac{1}{2} \times \rho \times U_\infty^2 \times S} \quad (3)$$

$$\overline{C_L} = \frac{1}{T} \int_0^T C_L(t) dt \quad (4)$$

본 연구에서의 무차원 진동수는 $k = \pi f \bar{c} / U_\infty$ 로 정의되었다. 여기서 U_∞ 는 풍동내의 자유흐름 속도, \bar{c} 는 날개의 평균 시위길이이며, f 는 날갯짓 주기이다. 두 변수의 특성길이는 평균 시위길이를 기준으로 설정하였다. 본 연구에서 이용된 측정된 데이터의 불확실성(uncertainty)은 Kline과 McClintock[4]의 방법으로 산출되었다. 본 연구는 장비로 유발되는 바이어스오차(bias error)와 반복된 측정에 따라 나타나는 정밀오차(Precision error)를 추정하여 식(5)를 이용하여 불확실성(uncertainty)을 추정하였다. 그 결과 y축 데이터인 양력계수(C_L)의 불확실성은 4.95%이다.

$$U = \sqrt{(B)^2 + (t_{\nu,95} P)^2} \quad (5)$$

IV. 실험 결과 및 고찰

본 연구에서는 새들의 비행 메커니즘을 규명하기 위하여 저 레이놀즈수 영역에서 무차원 진동수(reduced frequency)변화에 따른 한 주기 동안의 날갯짓 실험모델의 양력변화를 조사하였다. 본 연구에서는 풍동실험을 통해 획득된 힘 데이터(force data)에서 관성력을 제거하기 위하여 진공 챔버 내에서 주기에 따른 실험모델의 순수한 관성력을 획득하였다. 풍동에서 획득한 데이터와 진공챔버에서 획득한 데이터는 공기의 유무에 따른 위상 차이가 존재한다. 따라서 관성력 데이터는 홀 센서와 레이저 트리거(laser trigger) 신호를 이용하여 얻은 날개의 위치 정보 및 보간법(interpolation)으로 위상 차이를 각각의 레이놀즈수와 무차원 진동수에 맞도록 조정하였다.

Fig. 7은 무차원 진동수 $k=0.25$ 인 경우 레이놀즈수에 맞추어 각각 날갯짓 주기 2, 3, 4Hz에서 한주기 동안의 진공챔버에서 측정한 관성력 데이터의 위상 평균값을 나타낸 것이다. Fig. 8은 이러한 관성력을 기준으로 적분을 수행하여 2, 3, 4Hz의 한주기 동안 날개의 속도 데이터의 위상평균값을 나타내었

다. 적분 수행은 식(6), (7)의 과정으로 진행하였다.

$$F = m \frac{dV}{dt} \quad (6), \quad V = \frac{1}{m} \int_0^T F dt \quad (7)$$

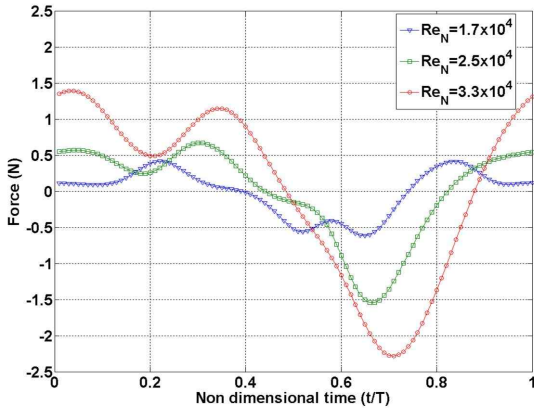


Fig. 7 레이놀즈수에 따른 관성력(k=0.25)

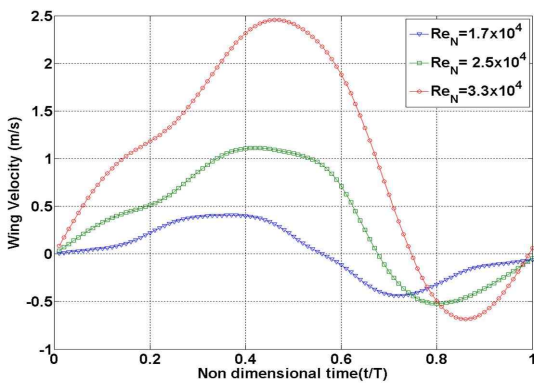


Fig. 8 진공상태의 날갯짓 속도(k=0.25)

Fig. 7과 8에서 날갯짓 주기의 구분은 레이놀즈수 $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 에서는 2Hz, $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 에서는 3Hz 그리고 $Re_c = 3.3 \times 10^4$ 에서는 4Hz이다. 각각의 날갯짓 주기에 따른 관성력은 Downstroke 이후에도 지속적으로 감소하는데, 이것은 날개의 중량에 의해 관성력이 Downstroke 끝부분 까지 지속되는 것을 의미한다. Upstroke가 시작된 이후에도 관성력은 날개의 움직임 방향이 바뀌었기 때문에 이에 대한 반작용이 작용하여 Upstroke 동안 지속적으로 음(-)의 값으로 내려간다. 특히 한주기 내에 이러한 경향은 날갯짓 주기가 커질수록 증가하여 4Hz에서는 날개가 중반 위치에 도달할 때까지 관성력은 지속적으로 아래방향으로 작용하게 된다. 날개의 상대 받음

각 효과는 Downstroke중일 때 양력이 증가하는 방향으로 작용하고, Upstroke중일 때에는 양력이 감소하게 되는 방향으로 작용한다. Fig. 8에서의 날개의 속도 또한 2Hz를 제외하고는 Downstroke 끝단 부근까지 지속적인 증가를 보인다. 이후 날개속도는 Upstroke 중반 이후까지 계속 감소한다. 양력은 Downstroke동안 점차 증가하는데 이것은 Downstroke 끝단 부근까지 지속적으로 날개 속도가 상승하여 상대 받음각을 증가시키기 때문이다. 또한 날개 속도는 Downstroke 끝단 부근에서 나타난 순간 최대양력계수에 영향을 미쳤을 것으로 예측된다. 이외에도 Upstroke 중반까지의 날개 속도는 감소하는데 음(-)의 받음각 효과를 상대적으로 작게 받게 되는 원인이 된다. 이것은 본 연구의 모든 레이놀즈수에서 4Hz를 제외한 2, 3Hz에서 Upstroke 중반이후 끝단 부근에서 서서히 양력이 상승하게 되는 데 영향을 준 것으로 판단된다.

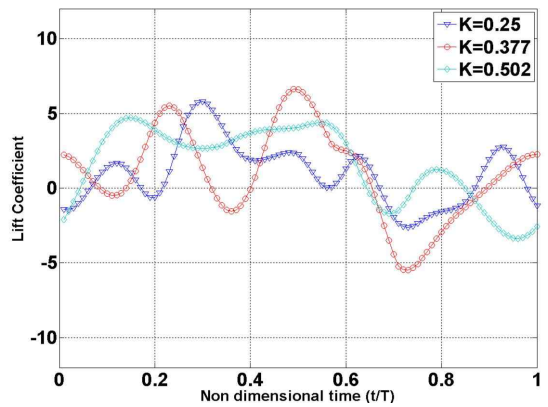


Fig. 9 무차원 진동수에 따른 양력계수 ($Re_c = 1.7 \times 10^4$)

Table 1 $\overline{C_L}$ 및 날개위치($Re_c = 1.7 \times 10^4$)

Hz	Re_c		1.7×10^4		
	k	$\overline{C_L}$	Horizontal plane 1 (t/T)	End of Downstroke (t/T)	Horizontal plane 2 (t/T)
2Hz	0.250	0.962	0.35	0.52	0.68
3Hz	0.377	0.940	0.38	0.57	0.71
4Hz	0.502	1.622	0.36	0.56	0.70

Fig. 9는 $Re_c = 1.7 \times 10^4$ ($U=2.5\text{m/s}$)일 때 날갯짓 한주기 동안 무차원 진동수의 변화에 따른 양력계수를 나타낸 것이다. 또한, Table 1은 무차원 진동수에 따른 평균 양력계수, 날개가 Downstroke 및

Upstroke중일 때 지면과 평행을 이루는 날개의 위치(Horizontal plane 1, 2), 그리고 Downstroke 끝단에서의 날개의 위치(End of Downstroke)를 나타낸 것이다.

날갯짓 한주기 내에 Downstroke의 비율은 Table 1에서 날갯짓 주기(2, 3, 4Hz)가 증가하면서 증가한 무차원 진동수($k=0.25, 0.377, 0.502$)에 따라 점차 증가하는 경향을 보인다. 그러나 $k=0.377$ 과 $k=0.502$ 에서의 비율은 각각 0.57과 0.56으로 실험 전체의 오차를 고려하면 차이가 없다. 또한 이러한 경향은 $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 와 $Re_c = 3.3 \times 10^4$ 인 경우에서도 나타난다. 기존의 전산연구[5]에서는 한주기 동안 Downstroke 와 Upstroke 의 비율이 1:1로 같다고 가정하였으나, 실제 실험에서는 그렇지 않으며, 이는 Vest & Katz[6]의 실험연구에서도 잘 나타나있다.

무차원 진동수 $k=0.25$ 에서 한주기 동안의 최대양력계수는 Downstroke 중반에 피크(peak)형태로 나타나며, 무차원 진동수 $k=0.377$ 과 $k=0.502$ 인 경우 Downstroke 중반에 피크가 존재하나, 날갯짓 한 주기내의 최대양력계수는 Downstroke 중반과 초반에 각각 나타난다. $k=0.25$ 에서 Downstroke 중반이후 양력의 감소는 Fig. 8에서와 같이 날갯짓 속도가 감소하면서 발생하는 현상으로 보이며, $k=0.377$ 에서의 양력계수는 Downstroke 중반에서 급격히 감소한 이후 다시 증가한다. 이러한 양력의 요동은 $k=0.502$ 에서는 크게 감소하여 양력은 Downstroke 동안 안정적으로 형성된다.

본 연구에서 평균 양력계수는 무차원 진동수가 증가함에 따라 증가할 것으로 예측되었으나 실험결과와는 $k=0.377$ 에서의 평균양력계수가 $k=0.25$ 인 경우보다 더 작다. 한편 $k=0.502$ 에서의 평균양력계수는 아주 큰 1.622값을 나타낸다. 이와 같이 $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 에서 $k=0.502$ 의 평균양력계수가 가장 큰 원인은 Downstroke 동안 불안정한 요동으로 인한 양력손실이 다른 두 무차원 진동수에 비해 작기 때문이다.

Fig. 10은 $Re_c = 2.5 \times 10^4$ ($U=3.75\text{m/s}$)일 때 날갯짓 한주기 동안 무차원 진동수의 변화에 따른 순간적인 양력계수를 나타낸 것이다. 또한 Table 2는 Table 1에서와 마찬가지로 무차원 진동수에 따른 평균 양력계수, 날개가 지면과 평행을 이루는 날개의 위치, 그리고 Downstroke 끝단에서의 날개의 위치를 나타낸 것이다.

레이놀즈수가 증가함에 따라 양력계수 곡선은 Downstroke 동안 불안정한 요동현상이 현저하게 감소하는 것을 보여준다. 또한 각 주기 내에 나타나

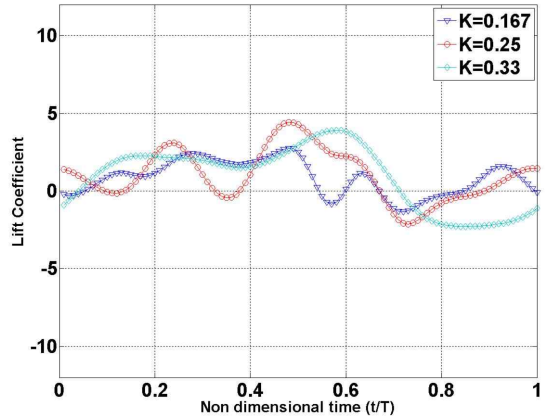


Fig. 10 무차원 진동수에 따른 양력계수 ($Re_c = 2.5 \times 10^4$)

Table 2 $\overline{C_L}$ 및 날개위치 ($Re_c = 2.5 \times 10^4$)

Hz	Re_c		2.5×10^4		
	k	$\overline{C_L}$	Horizontal plane 1 (t/T)	End of Downstroke (t/T)	Horizontal plane 2 (t/T)
2Hz	0.167	0.848	0.35	0.52	0.67
3Hz	0.25	1.002	0.39	0.57	0.72
4Hz	0.33	0.927	0.38	0.57	0.72

는 순간최대양력계수도 $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 인 경우보다 작으며, 더불어 Upstroke 중 양력감소 또한 줄어든다. $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 인 경우 순간최대양력계수의 값이 5 이상이지만, $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 에서는 5 미만으로 감소한다. $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 영역에서 평균양력계수는 무차원 진동수가 증가함에 따라 증가하는 경향을 보이나, $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 에서와 마찬가지로 $k=0.25$ 에서의 평균양력계수는 $k=0.33$ 일 경우보다 더 크다. $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 인 경우 $k=0.25$ 에서의 순간최대양력계수는 Downstroke 중반에 나타나지만, $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 인 경우 순간최대양력계수는 Downstroke 끝단부근에 나타난다. $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 인 경우 $k=0.167$ 과 $k=0.33$ 에서 순간최대양력계수는 마찬가지로 Downstroke 끝단에서 나타난다. 이것은 레이놀즈수의 증가, 즉 자유흐름속도(freestream)가 점차 증가함에 따라 Downstroke중일 때 날개가 받는 힘이 점차 증가하기 때문이다. 즉 날개가 받는 힘의 증가는 날개에 대한 저항으로 작용하여 날개속도가 최대로 되는 지점을 Downstroke 끝으로 지연시키게 되는 것이다. 무차원 진동수가 증가한다는 것은 날개의 수직

방향 속도의 상승으로 인한 날개의 상대반응각 증가를 의미한다. 이것은 날개 축을 중심으로 하는 비틀림(feathering)이 없을 경우 Downstroke에서만 적용되며, Upstroke중일 때에는 이러한 경향과는 반대로 나타나게 된다. Downstroke 비율의 증가는 한 주기 동안 Downstroke에서 생성되는 양력을 증가시키게 되며, Upstroke 중일 때 손실되는 양력이 상대적으로 줄어들게 되어 전반적으로 평균양력이 상승하게 되는 효과를 얻게 된다.

Fig. 11은 $Re_c = 3.3 \times 10^4$ ($U=5m/s$)일 때 날갯짓 한 주기 동안 무차원 진동수에 따른 순간적인 양력계수를 나타낸 것이다. 또한 Table 3은 Table 1과 2에서와 마찬가지로 무차원 진동수에 따른 평균 양력계수, 날개가 지면과 평행을 이루는 날개의 위치, 그리고 Downstroke의 끝단에 서의 날개의 위치를 나타낸 것이다.

레이놀즈수 $Re_c = 3.3 \times 10^4$ 인 경우 양력계수는 Downstroke와 Upstroke중일 때 나타난 불안정한 요동현상이 $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 와 $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 경우보다 더 감소한다. 또한, $Re_c = 3.3 \times 10^4$ 인 경우의 무차원 진동수에 따른 평균양력계수는 이전 레이놀즈수의 평균양력계수보다 전반적으로 증가한 값을 보여준다. 다만 $Re_c = 3.3 \times 10^4$ 에서 $k=0.25$ 인 경우의 평균양력계수는 $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 에서 $k=0.25$ 인 경우보다 작다. 이것은 $Re_c = 3.3 \times 10^4$ 에서 $k=0.25$ 의 날갯짓 주기가 $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 의 $k=0.33$ 인 경우와 같은 날갯짓 주기(4Hz)로 움직였음에도 불구하고 Downstroke 초반에 생성되는 양력의 크기가 $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 의 $k=0.33$ 보다 확연하게 작기 때문이다.

$Re_c = 3.3 \times 10^4$ 에서도 평균양력계수는 무차원 진동수가 증가함에 따라 증가하며, 날갯짓 한 주기 내의 순간최대양력계수는 $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 일 때와 마찬가지로 $k=0.25$ 에서 나타난다. $Re_c = 3.3 \times 10^4$ 에서 $k=0.25$ 인 경우를 제외한 다른 무차원 진동수에서는 Upstroke 끝단에서 양력이 생성되고 있다. 이러한 경향은 $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 에서도 $k=0.33$ 인 경우를 제외한 다른 무차원 진동수에서도 나타난다. $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 에서 $k=0.502$ 인 경우를 제외한 가장 큰 최대평균양력계수는 $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 에서 $k=0.25$ 인 경우 나타나며, 이러한 경향은 $Re_c = 3.3 \times 10^4$ 에서도 나타난다.

한편 $Re_c = 3.3 \times 10^4$ 에서 $k=0.25$ 보다 큰 무차원

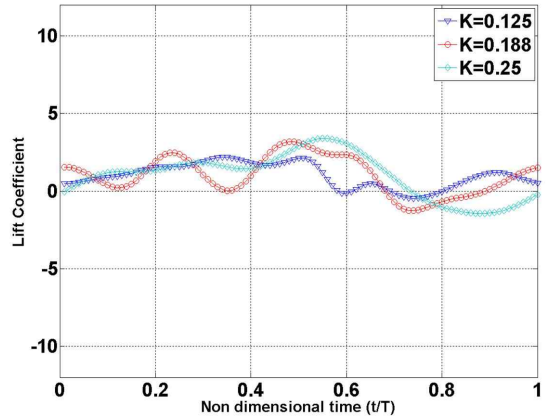


Fig. 11 무차원 진동수에 따른 양력계수 ($Re_c = 3.3 \times 10^4$)

Table 3 $\overline{C_L}$ 및 날개위치($Re_c = 3.3 \times 10^4$)

Hz	Re_c		3.3×10^4		
	k	$\overline{C_L}$	Horizontal plane 1 (t/T)	End of Downstroke (t/T)	Horizontal plane 2(t/T)
2Hz	0.125	0.978	0.35	0.53	0.67
3Hz	0.188	0.986	0.40	0.57	0.72
4Hz	0.25	0.989	0.38	0.57	0.72

진동수로 실험하기 위해서는 날갯짓 주기의 크기가 5Hz 이상이여야 한다. 그러나 본 연구에서 제작한 실험모델은 5Hz이상의 날갯짓이 불가능하여 $Re_c = 3.3 \times 10^4$ 에서 $k=0.25$ 이상의 연구결과를 제시할 수 없다. 다만 $Re_c = 3.3 \times 10^4$ 에서도 $k=0.5$ 보다 작은 경우 $k=0.25$ 의 평균양력계수가 가장 클 것으로 예측되며, $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 와 같이 $k=0.5$ 이후 평균양력계수가 급격하게 증가할 것으로 추정된다.

양력발생에서 비정상 효과(unsteady effect)는 $k=0.5$ 이전의 영역에서는 상대적으로 작다. 곤충류의 경우는 $k=0.5$ 이후의 영역에서 비행을 하는 것이 대부분이며[8], $k=0.5$ 보다 작은 영역에서의 비행은 충분한 양력을 얻기에는 불리한 영역으로 보인다. 그러나 새들이 전진 비행할 때 무차원 진동수는 $k=0.25$ [6]이며, 실험 결과 역시 $k=0.25$ 영역에서 평균양력계수가 가장 큰 값을 나타낸다. 이것으로 보아 $k=0.5$ 이전 영역에서 낮은 비정상성(low unsteadiness)속에서도 무차원 진동수 효과가 극대화 되는 진동수가 있을 것이라 추정된다. 다시 말하면 양력이 크게 증가하는 임계 무차원 진동수

(critical reduced frequency)영역이 존재할 것으로 보이며, 그 값은 $k=0.25$ 부근일 것으로 추정된다.

Fig. 12는 $k=0.25$ 일 때 레이놀즈수에 따른 한주기 동안 순간양력계수를 나타낸 것이다. 최대순간양력계수는 $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 에서 나타나며, 최대 평균양력계수는 $Re_c = 2.5 \times 10^4$ 에서 나타난다. $k=0.25$ 에서의 평균양력계수 값들은 Table 1, 2, 3에서 확인 할 수 있듯이 0.9 이상의 값을 나타내고 있다. 그러나 레이놀즈수가 증가할 때 동일한 무차원 진동수에서의 평균양력계수의 증가는 나타나지 않는다. $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 일 때를 제외하고 같은 레이놀즈수에서 최대평균양력계수는 $k=0.25$ 인 경우에서 나타난다. $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 인 경우 최대순간양력계수가 나타난 구간은 Downstroke의 중반부를 지나 나타나지만, 다른 레이놀즈수 영역은 Downstroke의 중반부가 아닌 중반부에서 최대순간양력계수가 나타난다. 이것은 날개의 움직임에 기인한 결과로 판단되는데, 날갯짓 한 주기 동안 속도가 가장 빠른 부분이 Downstroke의 중반일 경우, Nehera & Fetjeck[9]의 실험과 유사한 결론에 도달 할 수 있다. 그러나 본 연구에서 $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 인 경우를 제외한 다른 레이놀즈수에서의 날갯짓은 그들의 연구와는 다른 양상을 보인다. 진공실험 결과를 기준으로 한 날갯짓의 속도는 Downstroke 끝단으로 진행함에 따라 점차 증가하며, 끝단부근에서 가장 빠른 속도에 도달한다. 이것은 날개의 중량에 따른 관성력이 Downstroke 후반까지 지속되기 때문이다.

한 주기 동안 변화하는 날갯짓의 속도는 순간 받음각을 연속적으로 변화시키지만 이러한 변화의 정도를 현재 실험결과로는 명확하게 알 수 없다. 다만 본 연구 데이터로 받음각의 변화여부를 판단할 경우 양력은 Downstroke 끝단으로 갈수록 상대 받음각이 증가함과 동시에 증가한다. 그리고 양력은 Upstroke 시작과 동시에 음(-)의 받음각 상태로 받음각이 증가하게 되면서 감소하게 된다. 이후 양력계수는 Upstroke 중반에서 중력에 의해 Upstroke 속도가 감소함에 따라 음(-)의 받음각 증가량이 점차 감소하게 되면서 서서히 회복되는 것을 알 수 있다.

본 연구에서 날개를 수평상태로 하였을 때 일정량의 양력이 형성되는 것을 예비실험을 통하여 알 수 있었다. 이것은 실험모델에서 사용된 날개 형상이 2차원 단면이 비둘기의 날개와 비슷한 에어포일 형상을 하고 있기 때문이다. 또한 동체에 부착된 날개의 장착각은 날개 뿌리를 기준으로 6° 이며, 이것은 Downstroke 시 양력형성에는 유리하나 상대적

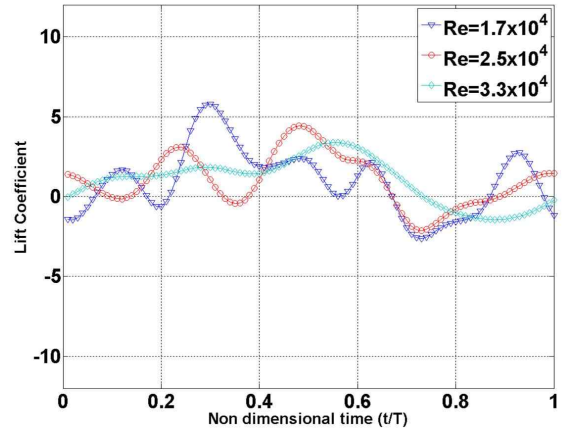


Fig. 12 레이놀즈수에 따른 양력계수($k=0.25$)

으로 Upstroke에는 불리하게 작용하게 된다. 이외에도 Downstroke 속도의 증가는 날개길이방향 흐름(spanwise flow)을 발달시킨다. 이러한 날개길이방향 흐름은 앞전와류(leading edge vortex)를 유지시키는 작용을 하는 것으로 알려져 있으며[10], 앞전와류의 발생 및 유지, 재부착(reattachment)은 양력을 증가시키는 대표적인 메커니즘으로 보고되고 있다[11]. 따라서 같은 레이놀즈수 범위에서 날갯짓 속도의 증가에 따른 무차원 진동수의 증가는 Downstroke중일 때 양력형성에 유리한 상대받음각 효과를 유발시킨다. 또한 본 연구의 결과는 Upstroke 중반이후에도 이러한 상대 받음각 효과를 발생시키는 것으로 판단된다. 이외에도 무차원 진동수의 증가는 앞전와류를 유지시키는데 필수적인 길이방향유동의 발달을 돕게 되므로, Downstroke중일 때 양력을 형성하는데 기여하게 된다.

V. 결 론

본 연구는 새들의 비행 메커니즘을 규명하기 위하여 새들의 비행영역인 레이놀즈수 10^4 영역에서 플래핑 날개(flapping wing)가 발생시키는 한 주기 동안의 양력변화를 2축 로드 셀을 이용하여 조사하였다.

동일한 레이놀즈수 영역에서 한주기 동안 Downstroke 비율은 무차원 진동수가 증가할수록 증가한다. 이러한 Downstroke 비율의 증가는 Upstroke 동안 손실되는 양력을 보완하여 평균양력계수를 증가시킨다. 또한 한주기 동안 최대평균양력계수는 $Re_c = 1.7 \times 10^4$ 을 제외한 다른 레이놀즈수 영역에서 $k=0.25$ 일 때 나타난다. 따라서 새들이 날아가는 무차원 진동수 영역을 미루어 볼 때 $k=0.5$ 보

다 작은 구간에서 양력이 증가하게 되는 임계 무차원 진동수(critical reduced frequency)가 있을 것으로 판단되며, 그 값은 $k=0.25$ 부근 일 것으로 추정된다.

후 기

이 논문은 2006년도 한국학술진흥재단의 지원에 의하여 연구된 결과(KRF-2006-D00353)이며 이에 관계자 여러분께 깊은 감사를 포함합니다.

참고문헌

- [1] Steven Vogel, Nature's Flyers, The Johns Hopkins University Press.
- [2] Rayner, J. M. V., Jones, G. and Thomas, A., "Vortex flow visualization reveal change in upstroke function with flight speed in bats," Nature, Vol.321, May 1986.
- [3] Wei Shyy, Hao Liu, "Flapping Wings and Aerodynamic Lift: The Role of Leading-Edge Vortices," AIAA Journal, Vol. 45, No. 12, December 2007.
- [4] Kline, S. J., and McClintock, F. A., "Describing Uncertainties in Single-Sample Experiments," Mech. Eng., p. 3, January 1953.
- [5] "Unsteady Aerodynamic Model of Flapping Wings," AIAA. Journal, Vol. 34, No. 7, July 1996.
- [6] Vest, Michael S. and Katz, Joseph, "Aerodynamic Study of a Flapping-Wing and Micro-UAV," AIAA 99-16810, Jan. 1999, Reno, NV.
- [7] 최우진, "직사각형 날개의 날갯짓에 대한 VLM 공력해석," 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 공학박사 논문, 2007.
- [8] Mueller, T. J., "Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications," Progress in Astronautics and Aeronautics, edited by P. Zarchan, Vol. 195, AIAA, Reston, VA, 2001, P. 586.
- [9] Fejtek, I. & Nehara, J., Experimental Study of Flapping Wing Lift and Propulsion, Journal of Aeronautical, Vol. 84, 1980.
- [10] Wei Shyy, Hao Liu, "Flapping Wings and Aerodynamic Lift: The Role of Leading-Edge Vortices," AIAA J. Vol. 45, No. 12, December 2007.
- [11] M. Dickinson, "Solving the Mystery of Insect Flight," Nature, Vol. 384, 1996, pp. 626-630.