

잠자리 유형 날개의 무차원 진동수에 따른 가시화 연구

김송학[†] · 장조원^{*}

Visualization Study on a Reduced Frequency of a Dragonfly type wing

Song Hak Kim[†] and Jo Won Chang^{*}

Abstract. The purpose of this visualization study is to investigate the effect of reduced frequency qualitatively by examining wake patterns for dragonfly flight motion. Dragonflies have two pairs of wing (a forewing and hindwing) and flight is achieved by a pitching and plunging, so it makes a separation over the wings. The separation affects the wake pattern and changed wake pattern has an influence on lift, drag, and propulsion. This experiment was conducted by using a smoke wire technique and a camera fixed above the test section used to take a photograph of the wake. An electronic device is mounted below the test section to find the exact mean positional angle of the wing. The reduced frequency in the experiment is 0.15, 0.3 and 0.45. Results show that reduced frequency is closely related to the wake pattern that determines flight efficiency.

Key Words : Visualization(가시화), Reduced Frequency(무차원 진동수), Wake(후류), Pitching(피칭), Plunging(플러징)

1. 서론

과거부터 시작된 새나 작은 곤충의 비행에 관한 연구는 아직까지 명석하게 원인을 밝혀내지 못하고, 지금까지 연구가 계속 진행되고 있다. 실제, 새나 비행하는 곤충의 날개는 길이가 유한하기 때문에 날개 주위의 공기 흐름은 2차원 유동과는 달리 3차원 유동이다. 따라서 날개길이가 무한히 긴 2차원 유동과는 여러 가지 면에서 다른 유동형태를 보인다.

지금까지의 고정익 항공기의 공기역학적 특성은 Kutta-Joukowski의 이론으로 설명이 가능하였다. 그러나 곤충 즉 플러핑 운동을 하는 날개의 공기역학적 특성을 규명하기에는 상당히 제한적이다. 플러핑 운동을 하는 곤충들은 고정익을 가진 비행체와 달리 플러핑 운동을 하면서 후류의 형태를 변화시키게 되고, 변화시킨 후류의 형태는 공기역학적 특성과 상관관계가 있게 된다. 이러한 후류의 형태를 변화 시키는 요인

으로는 무차원 진동수(reduced frequency) K , 받음각 그리고 진폭(amplitude) 등 여러 가지 파라메타가 있다.

Ohmi et al.⁽¹⁾은 진동하는 에어포일에서 무차원 진동수를 0.1, 0.5, 1.0 등으로 바꿔가면서 연구를 수행하여 무차원 진동수가 후류형태를 변화시키는 중요한 파라메타임을 밝혔다. Chasman and Chakravarthy⁽²⁾는 실제 잠자리를 1대 7로 확대한 크기의 잠자리 모형으로 레이놀즈수 $R_N=4.0 \times 10^3$ 에서 날개짓 진동수(wing beat frequency)를 0.57, 1.00, 1.59 등 3가지의 경우에 관하여 연구를 수행하였다. 그들은 0.57, 1.0 등의 날개짓 진동수를 차원해석을 해본 결과 실제 잠자리의 진동수와 비슷한 범주에 들어간다고 설명하였다.

Saharon and Luttges⁽³⁾는 무차원 진동수가 증가할수록 와류(vortex)가 생성되고, 이러한 와류들은 와류가 날개위에 위치해 있는 동안 결합력이 강해지며, 크기가 작아진다고 하였다. 또한, Ellington et al.⁽⁴⁾은 날개에서 재부착 되는 현상은 양력을 증가시키는 요인이라고 하였다.

[†]한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
^{*}한국항공대학교 항공운항학과
E-mail : jwchang@hau.ac.kr

이와 같이 잠자리의 비행특성을 규명하기 위해서 실험적인 방법이 활발히 진행되고 있지만, 정확한 원인은 발표되고 있지 않다. 본 연구는 이러한 원인을 규명하기 위하여 기존의 연구를 바탕으로 하여 날개 짓 진동수(wing beat frequency)의 변화에 따른 후류 형태(wake pattern)를 가시화하여 잠자리 앞·뒤 날개가 상호간에 어떻게 작용하는지 조사하였다.

2. 실험 조건 및 방법

본 연구에서는 두 쌍의 날개를 가진 잠자리 유형 반쪽모델(half model)을 사용하였다. Fig. 1은 본 연구에 사용된 모델을 나타낸 그림이다. 앞날개의 경우 날개길이가 280 mm, 평균시위는 43 mm, 뒷날개의 경우 날개길이가 280 mm, 평균시위가 59.8 mm이다. 또한 앞·뒤 날개는 날개위치각도가 0°일 때 앞날개는 smoke-wire와 0°의 받음각(또는 장착각)으로 장착되어 있으며, 뒷날개는 10°의 장착각을 가지고 있다. 또한, 본 연구에서 날개위치각도(wing positional angle)는 +22.8°에서 -16.5°까지 변화하도록 하였다.

Fig. 2는 본 가시화 연구에 사용된 날개 단면을 보여주는 그림으로 실제 잠자리의 날개구조물을 최대한 모방하였다. 앞·뒤 날개 앞전(leading-edge)에 부착된 앞전 날개살은 스파(spar) 역할을 수행하며, 이러한 앞전 날개살은 직경이 1.1 mm이고, 길이는 265 mm이다. 또한 잠자리 유형 날개모델은 직경 0.55 mm인 날개살이 날개 앞전에서 뒷전 방향으로 각각 3개가 부착되고, 앞·뒤 날개 뿌리부분의 뒷전에서 앞전 방향으로 0.55 mm의 날개살이 부착되었다. 이러한 잠자리 유형 날개의 구조물은 날개 주위의 유동현상에 크게 영향을 미치므로 실제 잠자리 주위의 유동

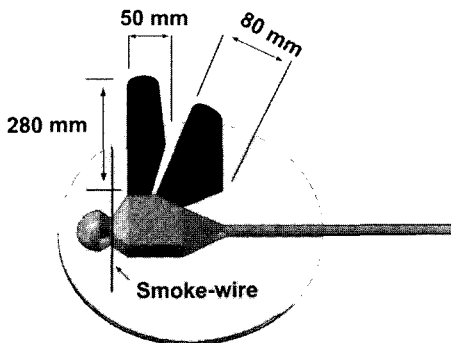


Fig. 1. Dragonfly type half model.

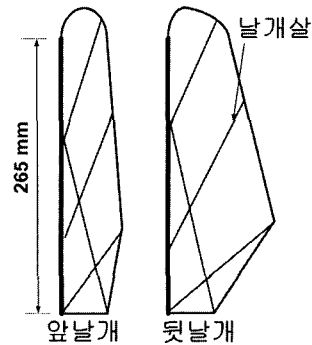


Fig. 2. Wing structures.

현상과 동일한 현상으로 보기 곤란하다.

Fig. 3은 시험부 크기가 0.5(W) × 0.5(L) × 2.5(H) m인 아음속 풍동에 장착된 시험 모델과 smoke-wire 가시화 기법의 실험장치를 나타낸 것이다. Smoke 가시화 기법은 한 단면에서의 흐름을 관찰하기 때문에 각각의 단면의 위치마다 각기 다른 현상이 나타나는 3차원 흐름현상을 관찰하는데 매우 유용하다. 본 연구는 smoke-wire 후류에 와류의 흐름이 생기지 않도록 와이어 직경의 레이놀즈수를 50 이하가 되게 하였다. Smoke-wire는 앞날개 끝에서 뿌리 방향으로 2.51C, 앞날개 앞전에서 0.59C(C: 뒷날개 평균 시위)상류 위치에 설치하였으며, smoke-wire에 윤활유가 첨가된 파라핀유를 바르고 전압을 가해 연기를 발생시켰다. 가시화 실험을 수행하는 경우 시험부의 자유흐름속도(freestream velocity) U_∞ 는 1.0 m/sec이며, 자유흐름속도에 의한 앞날개 최대시위를 기준으로 한 시위 레이놀즈수(chord Reynolds number)는 $R_N = 3.4 \times 10^3$ 이다.

Fig. 4는 동기화 조정장치와 기어의 연결 부분을 보

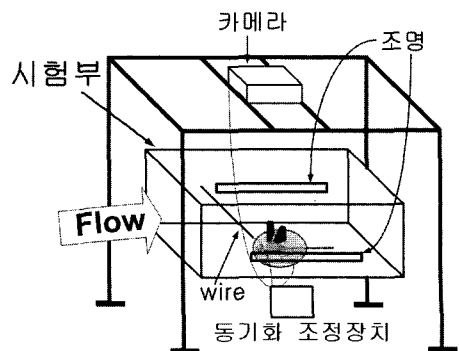


Fig. 3. Experimental set-up.

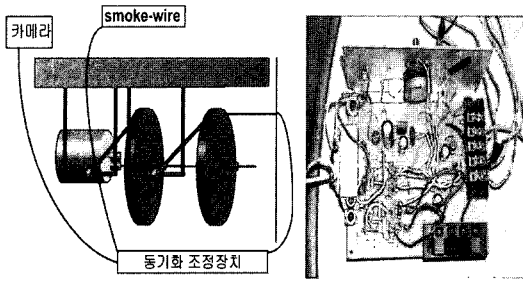


Fig. 4. Synchronization control equipment.

여주는 그림으로 정확한 날개위치각도를 찾기 위한 메커니즘과 동기화 조정장치의 사진을 보여주는 그림이다^{5,6)}. 동기화 조정장치는 장치에서 나오는 전선과 모델의 앞날개 기어의 커넥팅 로드가 접지되면, smoke-wire에 전류가 공급되어 1.57초 후에 카메라 셔터가 눌러져 초당 3장을 촬영하는 자동 장치이다. 또한 본 연구에서 날개위치각도는 약 $\pm 1.0^\circ$ 의 불확실성 (uncertainty)을 갖고 있다.

Fig. 5는 날개에 대한 smoke-wire의 상대위치변화를 나타내는 그림으로서, 날개의 위치각도가 -16.5° 에서 $+22.8^\circ$ 로 움직이는 경우 날개에 대한 smoke-wire의 상대위치는 130~140 mm 범위에서 날개끝 방향으로 움직인다.

일반적으로 잠자리는 2쌍의 날개를 가지고 있으며, 앞날개와 뒷날개는 50° 에서 100° 의 위상차를 갖는다⁷⁾. 본 가시화 연구는 실제 잠자리의 앞·뒤 날개 위상차 범위에 포함되는 위상차 90° 로 고정하고 무차원 진동수 K 값에 따른 효과를 조사하였다. 여기서 무차원 진동수 K 는 $2\pi fc/U_\infty$ (f : 날개짓 진동수, c : 앞날개 최대 시위)로 정의되는데 자유흐름속도를 고정시키고, 날개짓 진동수 변화를 통하여 무차원 진동수를 변화시켰다. 즉 무차원 진동수 $K=0.15, 0.30, 0.45$ 의

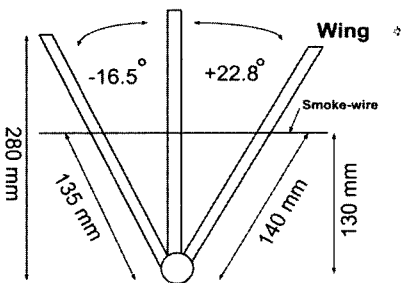


Fig. 5. Relative position of smoke-wire.

3가지 조건에서 같은 날개위치각도(wing positional angle)에 따른 후류의 변화를 가시화 연구를 통하여 분석하였다. 본 연구에서는 후류의 일정한 위치를 가시화 사진에서 확인할 수 있도록 시험부 안에 뒷날개 뒷전에서부터 4.4C(C: 뒷날개 평균시위)되는 위치에 흰 종이 한 장을 부착하여 가시화 사진에 나타나도록 하였다.

3. 결과 및 토론

본 연구는 레이놀즈수 $R_N=3.4 \times 10^3$ 에서 잠자리 유형 날개의 무차원 진동수에 따른 가시화 연구로 날개 주위의 유동과 후류형태를 조사하였다. Fig. 6은 $K=0.15$ 일 때 앞날개와 뒷날개가 90° 의 위상차를 가지면서 앞날개가 -6° , 뒷날개가 22° downstroke과정에서 시작하여 downstroke, upstroke, 다시 4° downstroke과정에서 끝나는 하나의 사이클을 나타낸 것이다. Fig. 6, Fig. 8, Fig. 10에서 숫자는 날개위치각도를 의미하며 숫자 뒤의 u, d는 각각 upstroke, downstroke를 의미한다.

Fig. 7은 $K=0.15$ 에서의 순간 날개위치각도(instantaneous wing positional angle)를 Fig. 6에서 나타낸 (a)~(i)까지의 가시화 사진의 날개위치각도를 sine그래프 상에 표시한 것이다. 여기서 X축은 시간, Y축은 날개위치각도를 나타내며, 실선은 앞날개, 점선은 뒷날개의 날개위치각도를 나타낸다.

Fig. 6(a), 6(b)는 앞날개, 뒷날개 모두 downstroke 운동중이며 뒷날개는 22° 에서 11° 로 작아지고 있다. 6(a), 6(b)에서 smoke-wire의 위치는 날개의 플레평운동으로 인하여 뒷날개 끝(tip)에서 뒷날개 뿌리(root) 쪽으로 움직이고 있는 결과를 초래한다. 즉 smoke-wire의 위치가 날개뿌리 방향으로 이동하기 때문에 투사된 날개의 캠버가 감소하게 된다. 이러한 이유로 뒷날개 뒷전이후에서의 후류 두께가 감소하고 있다. Fig. 6(c)는 앞날개는 -15° u, 뒷날개는 -2° d 과정을 나타낸다. 여기서 뒷날개는 다시 0° 에서 음(-)의 날개위치각도로 변화하면서 다시 뒷날개의 캠버효과가 증가한다. 그러나 6(c)에서의 후류두께는 6(b)의 후류두께보다 얇다. 이것은 날개위치각도에 대한 캠버효과의 두께가 6(b)인 경우 뒷날개의 날개위치각도가 11° , 6(c)인 경우 뒷날개의 날개위치각도가 -2° 로 다르기 때문이다. 즉 6(b)의 경우에서의 캠버효과는 6(c)의 캠버효과보다 더 크기 때문이다. 이와 같이 뒷날개가

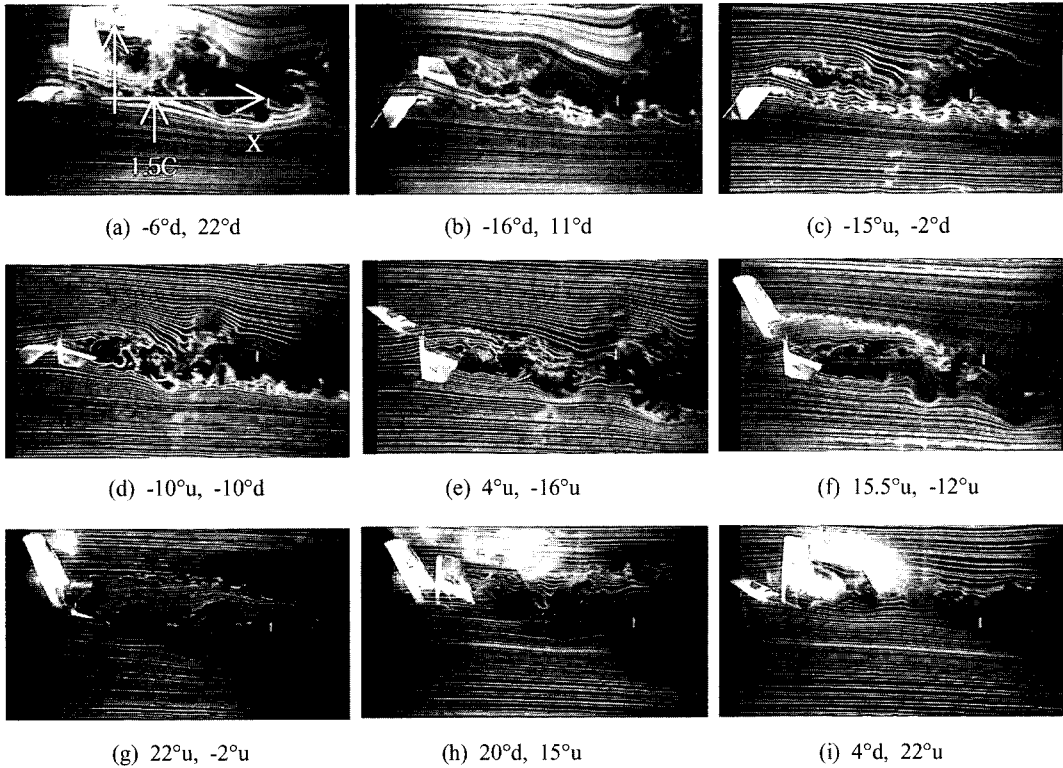


Fig. 6. Flow visualization of wake pattern at $K=0.15$.

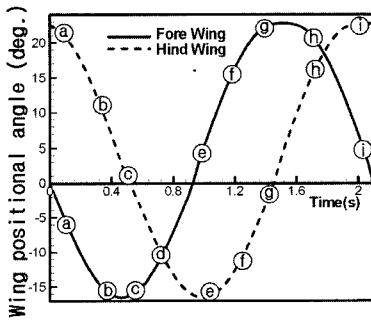


Fig. 7. Wing positional angle at $K=0.15$.

양(+)방향에서 0°방향으로 움직일수록 순간날개위치 각도의 감소로 인하여 후류두께는 얇아지는 것을 관찰할 수 있다. 또한 날개가 0°에서 양(+)방향으로 움직이는 경우와 0°에서 음(-)방향으로 움직이는 경우, 고정된 smoke-wire의 위치는 날개의 기울어짐으로 인하여 두 경우 모두 상대적으로 날개끝 방향으로 이동하는 효과가 발생한다.

Fig. 6(d)의 경우 후류두께는 하류위치 $X=0.5C$ 에서 $1.5C$ (C : 뒷날개의 평균시위)되는 곳에서 증가하고

있다. 6(d)의 경우 뒷날개가 $-10^\circ d$ 이지만, $X/C=1.5$ 에서의 후류는 위상 지연 효과를 후류의 대류속도를 대략적으로 $0.5U_\infty$ 로 가정하고 계산하면 약 0.18초 전의 후류이며, 이때 뒷날개의 위치각도는 약 $+1.0^\circ d$ 를 나타낸다. 따라서 6(d)에서의 후류두께는 앞날개와 뒷날개의 간섭에 의해 증가된 것으로 생각된다.

Chang and Eun⁽⁸⁾은 $K=0.1$ 에서 $0.5 < X/C < 1.5$ 에서 후류의 속도는 자유흐름 속도의 0.6배라고 추정하였다. 또한 Kim et al.⁽⁹⁾은 $0.5 < X/C < 1.5$ 에서의 후류속도를 $K=0.15$ 일 때 $0.5U_\infty$ 로 가정하여 연구를 진행하였다. 본 연구에서는 무차원 진동수 K 를 $2\pi fc/U_\infty$ 로 정의하였으며, 대류속도는 무차원진동수 정의를 고려하여 추정되었다. 따라서 본 연구에서는 위상지연을 추정하기 위하여 $X=0.5C$ 에서 $1.5C$ 까지의 대류속도는 $K=0.15$ 일 때 $0.5U_\infty$, $K=0.30$ 일 때 $0.6U_\infty$, $K=0.45$ 일 때는 $0.7U_\infty$ 로 가정하였다.

Fig. 6(e), 6(f), 6(g)는 앞날개와 뒷날개의 후류가 겹치지 않은 상태를 나타내고 있으며, 앞날개의 후류와 뒷날개 후류두께가 상반되게 나타나고 있다. 이것은 앞날개의 장착각은 0° 이고, 뒷날개의 장착각은 10°

이므로 뒷날개 윗면에서 흐름 분리가 발생하기 때문이다. 또한, 장착각은 0° 인 앞날개의 후류에서 Karman vortex를 관찰할 수 있다. 이것은 앞날개와 뒷날개의 날개위치각도의 차이는 각각 20° , 27.5° , 24° 로 앞날개 및 뒷날개에서 발생한 후류가 서로 겹치지 않기 때문이다. Fig. 6(f)는 앞·뒤 날개 모두 upstroke과정으로 앞날개가 15.5° , 뒷날개가 -12° 인 경우에 가시화 사진을 나타낸 것으로, 앞날개에서 발생한 후류가 뒤쪽으로 잘 뺏어나가는 것을 관찰할 수 있다. 이러한 앞날개의 후류는 잘 조직화된 vortex street을 형성하는데, 이것은 Saharon and Luttes⁽³⁾의 실제 잠자리 가시화 실험에서 나타난 현상과도 일치한다.

Fig. 6(h)는 앞날개에서 발생한 Karman vortex의 현상이 뒷날개 뒷전 부근의 후류에서 관찰할 수 없는데, 이것은 앞날개와 뒷날개의 날개위치각도 차이가 약 4° 로서 앞날개의 후류와 뒷날개의 후류가 서로 겹치기 때문이다. 가시화사진에 뒷부분에 항상 나타나는 굵은 흰색 선은 위치를 나타내는 표식으로 $X=4.4C$ 위치에 해당된다. 흰색 선 위치에서의 후류는 위상지연을 보상하는 경우 앞날개와 뒷날개의 위치각도 차이는 약 26° 로 앞날개 및 뒷날개의 후류가 서로 영향을 끼치지 않게 된다.

Fig. 6(i)는 앞날개가 4° d, 뒷날개가 22° u 과정으로 뒷날개는 upstroke운동 중이므로 smoke-wire의 날개에 대한 상대적인 위치는 날개끝부분을 향하는 위치에 있다. 그러나 smoke-wire의 날개면에 대한 상대적인 위치는 날개 윗면은 날개끝부분으로 향하고 날개 아랫면은 날개뿌리부분을 향하여 기울어진다. 본 연구에서 촬영한 Streamwise profile은 투사면을 촬영하므로 높은 날개위치각도에서 날개가 기울어진 효과로 인해 후류두께가 증가하여야 하지만, $X=0.5C$ 에서 $1.5C$ 위치에서는 후류두께가 Fig. 6(h)보다 얇게 나타나고 있다. 이것은 날개 위치가 22.8° 전후에서 날개의 각속도가 작아져 정지된 날개효과⁽⁹⁾를 갖기 때문이다.

Fig. 8은 $K=0.30$ 일 때 잠자리유형 날개 주위 유동을 가시화한 사진으로 Fig. 6의 경우보다 날개짓 진동수가 2배 빠른 경우이다. Fig. 9는 Fig. 8의 가시화 사진에 나타난 날개위치각도를 sine곡선 상에 나타낸 것이며, Fig. 6과 비교해서 X 축 변수인 시간의 한 주기가 1.04초로 감소하였다.

Fig. 8(a), 8(b)는 뒷날개 뒷전 후류에서 와류가 발생되면서 후류두께를 증가시키고 있다. 흰색 실선 이

후에서 가시화 사진은 검정색으로 후류가 나타나지 않고 있는데, 이것은 후류가 날개길이 방향으로 진행하여 조명이 비춰지는 2차원 평면상에 나타나지 않은 것으로 추정된다. 따라서 잠자리 유형 날개에서의 3차원 흐름현상을 가시화하기 위해서는 추가적인 실험이 필요하다. Fig. 8(c)는 앞날개 뒷날개가 각각 -15° u, -1.5° d로 뒷날개의 위치가 0° 에 근접해 있기 때문에 $X=0.5C$ 에서 $1.5C$ 위치에서의 후류두께가 그리 크지 않은 것을 관찰할 수 있다.

Fig. 8(d), 8(e), 8(f)의 유동현상은 $K=0.15$ 에서 0.3 으로 증가하면서 날개 주위를 흐르는 유맥선은 날개의 운동방향에 따라서 유맥선이 흐르는 방향이 바뀌고 있다. 이것은 8(e), 8(f)에서 뒷날개 뒷전부근에서의 후류두께를 증가시킨다. 8(e)의 경우는 앞날개가 upstroke과정에 있기 때문에 앞날개 아랫면에 있는 유맥선은 날개의 운동방향 즉 위쪽방향으로 유맥선이 휘어지고, 뒷날개 위로 진행한 유맥선은 현재 뒷날개가 upstroke방향이기 때문에 유맥선이 휘어지지 않는 현상을 보이고 있다. 또한 뒷날개에서 $X=2.0C$ 되는 곳의 후류는 아랫방향으로 휘어지고 있다. 이것은 뒷날개의 upstroke방향이 위상지연 효과로 인해서 실제로 downstroke방향에 있기 때문이다. 이러한 효과로 인해서 $X=2.0C$ 에서 후류 두께는 $0.5C$ 에서 $1.5C$ 까지의 후류두께보다 감소된 것을 관찰할 수 있다.

Fig. 8(b), 8(f)에서 관찰할 수 있듯이 앞날개의 운동방향의 반대편에 있는 유맥선은 이미 앞에서 언급한 바와 같이 운동방향으로 약간 휘어지며, 운동방향에 있는 유맥선은 운동방향과 상관없이 앞날개에 부착되어 흐르는 유동현상을 보인다. 이와 같이 날개의 운동방향에 따라 유맥선의 방향이 다르게 나타나는 현상은 무차원 진동수가 증가함에 따라 더 심하게 나타나는 것을 관찰할 수 있다.

Fig. 8(f)에서는 Fig. 6(f)에서 나타난 Karman vortex 현상이 관찰되지 않는다. 이것은 앞날개가 upstroke 과정이기 때문에 앞날개 아랫면에 있는 유맥선이 위쪽 방향으로 휘어지면서 관찰되지 않은 것이다. Fig. 8(g), 8(h)에서의 후류의 형태는 비슷한 구조를 보이고 있다. 또한 8(h)의 흰색 실선 부분에서는 유맥선이 나타나지 않는데, 이것은 날개길이 방향으로 이동하는 3차원 유동의 유맥선은 조명이 비춰지는 2차원 평면상에 나타나지 않기 때문이라 추정된다. 8(i)의 경우에서도 마찬가지로 유맥선이 나타나지 않는데, 이것도 3차원 유동 현상이 Fig. 6(i)에 비해 심하게 나

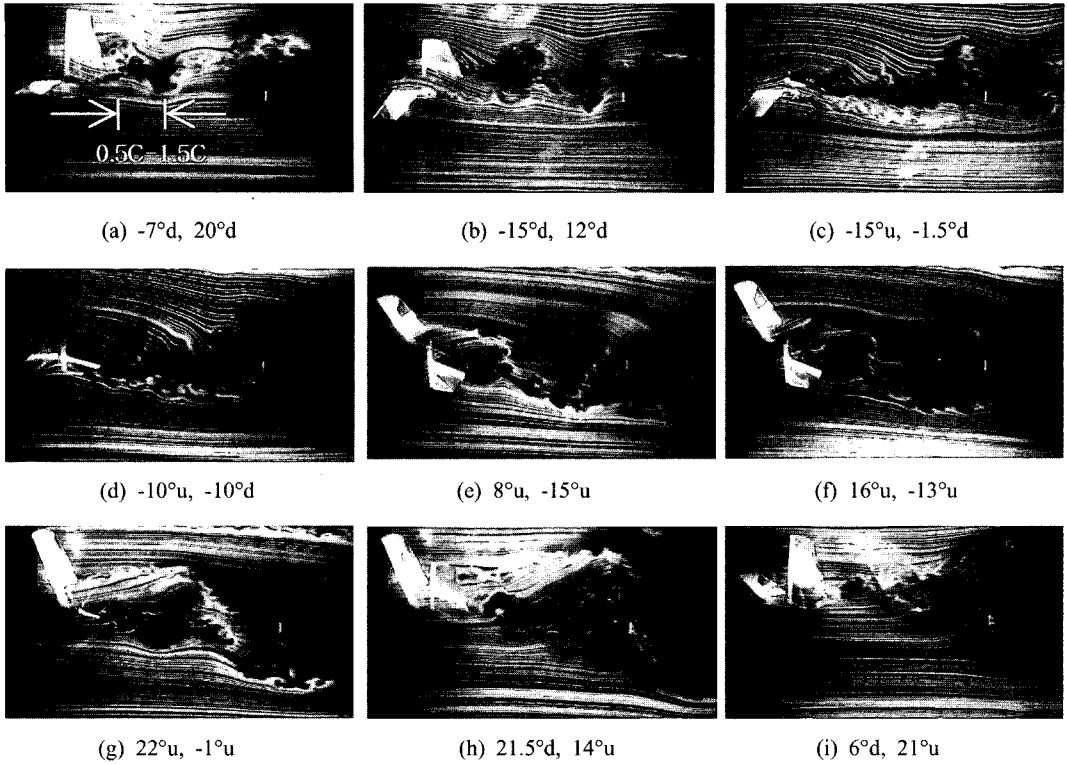


Fig. 8. Flow visualization of wake pattern at K=0.30.

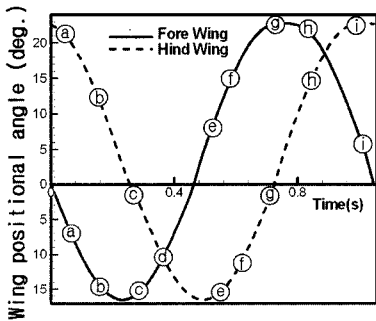


Fig. 9. Wing positional angle at K=0.30.

타나기 때문으로 추정된다.

Fig. 10은 K=0.45로서 날개짓 진동수가 1.43으로 실제 잠자리의 날개짓 진동수를 벗어나는 수치이다⁽⁴⁾. Fig. 11은 Fig. 10에서 가시화 사진의 날개위치가도를 sine곡선 상에 나타낸 것이며, 역시 Fig. 7과 비교해서 X축의 변수인 시간의 한 주기가 0.69초로 감소되었다.

Fig. 10(a), 10(b)는 Fig. 8(a), 8(b)와 비교 했을 때 뒷날개 뒷전 후류에서 나타난 와류의 형태가 뚜렷하

고⁽⁴⁾, 유맥선은 흰색 실선 부분에서의 3차원 효과로 인해 나타나지 않고 있다. Fig. 10(d), 10(e), 10(f)의 경우 날개 주위의 유맥선의 방향이 휘어지는 정도가 K=0.30일 때 보다 심한 것을 관찰할 수 있다. 10(d), 10(e)의 경우 뒷날개의 장착각으로 인한 뒷날개의 앞전에서 분리된 유맥선이 K값의 증가로 유맥선의 휘어지는 정도가 심하여 뒷날개 뒷전에서의 재부착 현상이 발생하고 있다. 이러한 현상은 Brich and Dickinson⁽¹⁰⁾이 플래핑 하는 날개에서 내리흐름(downwash)의 영향으로 앞전와류(leading edge vortex)는 날개길이 방향으로 진행되지 못하고, 날개에 재부착 된다고 밝힌 바와 같다. 또한 Ellington et al.⁽⁴⁾은 날개 윗면에서 분리되어 재부착 되는 경우 날개 윗면과 날개 아랫면과의 압력차이로 인해 양력의 증가를 유발한다고 밝혔다. 따라서 본 연구에서 재부착 되는 현상이 같은 날개위치가각도에서 무차원 진동수가 증가할수록 현상이 뚜렷하게 나타나고 있으므로 잠자리 유형 날개의 양력은 증가한다고 추정할 수 있다.

Fig. 10(f)의 경우 Fig. 6(f)에서 나타난 Karman vortex 현상이 관찰되지 않고 있다. 이것은 K값의 증

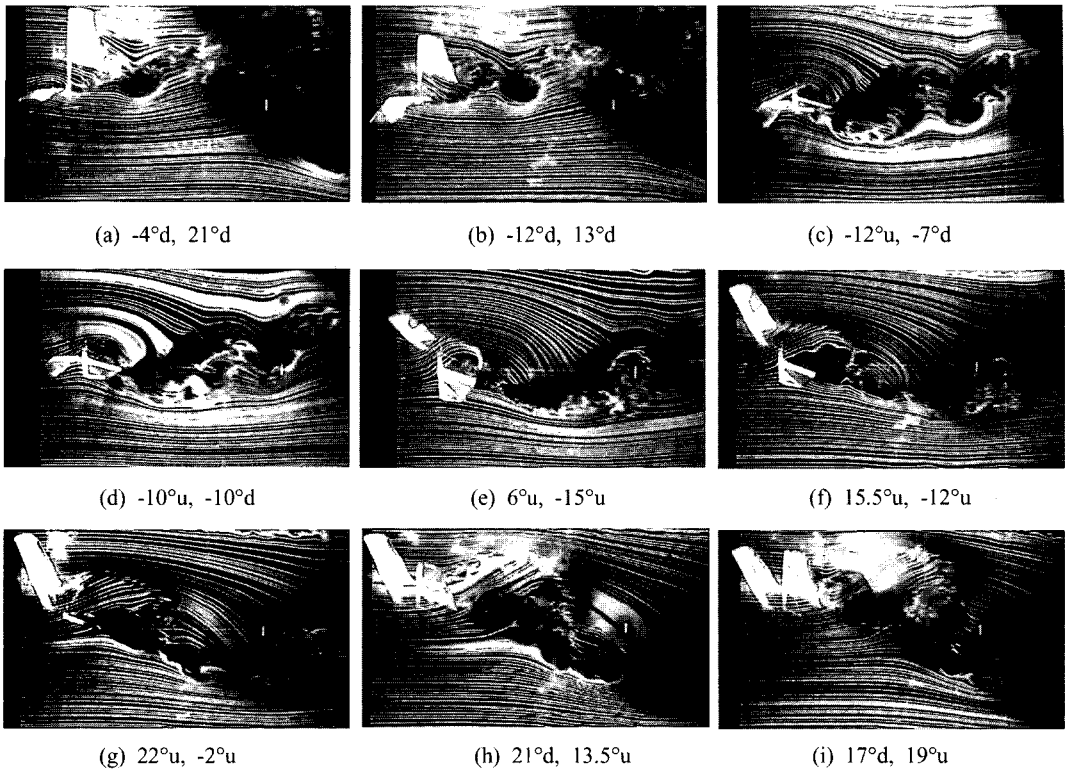


Fig. 10. Flow visualization of wake pattern at K=0.45.

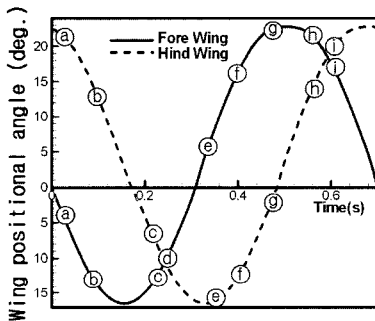


Fig. 11. Wing positional angle at K=0.45.

가로 유맥선의 휘어지는 각도가 증가하였기 때문이다. 본 연구에서는 날개의 운동방향이 양(+)방향의 경우 날개 아래면의 유맥선(streak line)은 양(+)방향으로 휘어지고, 날개의 운동방향이 음(-)방향의 경우 날개 위면의 유맥선은 (-)방향으로 휘어지며, 이러한 효과는 무차원 진동수가 증가할수록 커진다. Fig. 10(h), 10(i)의 경우 양(+)의 날개위치각도에서 앞날개는 downstroke, 뒷날개는 upstroke 운동중인 경우를 나타낸 것으로 날개의 위치각도 차이가 그리 심하지 않아

후류의 구조가 서로 유사하다는 것을 관찰할 수 있다.

4. 결 론

레이놀즈수 $R_N=3.4 \times 10^3$ 에서 잠자리 유형 날개 주위의 유맥선(streak line)은 날개의 무차원 진동수가 증가할수록 휘어지는 정도가 심하며, 앞날개 후류에서의 Karman vortex는 날개의 무차원 진동수가 증가함에 따라 관찰되지 않는다. 또한 잠자리 유형 날개의 후류는 날개의 무차원 진동수가 증가할수록 3차원 흐름현상이 심하게 나타난다. 이외에도 잠자리 유형 날개의 downstroke 운동에 따른 내리흐름(downwash) 효과는 무차원 진동수가 증가할수록 증가하고, 이로 인한 앞진와류(leading-edge vortex)는 날개에 재부착되어 흐르는 현상이 관찰되며, 이러한 현상은 잠자리 유형 날개의 양력을 증가시킬 것으로 예상된다.

참고문헌

- 1) Ohmi, K., Coutanceau, M., Loc, T. P. and Dulieu,

- A., 1990, "Vortex Formation Around an Oscillating and Translating Airfoil at Large Incidences," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 211., pp. 37-60.
- 2) Chasman, D. and Chakravarthy, S., 2001, "Computational and Experimental Studies of Asymmetric Pitch/Plunge Flapping-The Secret of Biological Flyers," AIAA-2001-0859.
 - 3) Saharon, D. and Luttgies, M. W., 1988, "Visualization of Unsteady Separated Flow Produced by Mechanically Driven Dragonfly Wing Kinematics Model", AIAA Paper 88-0569.
 - 4) Ellington, C. P., Willmott, A. P. and Thomas, A. L. R., 1996, "Leading-Edge Vortices in insect flight," *Nature*, Vol. 384, pp.626-630.
 - 5) Corke, T., Koga, D., Drubka, R. and Naghib, H., 1974, "A New Technique for Introducing Controlled Sheets of Smoke Streak lines in Wind Tunnels," *Proceedings of International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*, pp. 74-80.
 - 6) 손명환, 백동기, 임기철, 박민우, 1990, "Smoke-Wire 기법을 사용한 3차원 날개의 소용돌이 후류 흐름가시화," *한국항공우주학회지*, 제 18권, 제1호, pp. 81-91.
 - 7) Mittal, R., Utturkar, Y. and Udaykumar, H. S., 2002, "Computational Modeling and Analysis of Biomimetic Flight Mechanism," AIAA 2002-0865.
 - 8) Chang, J. W. and Eun, H. B., 2003, "Reduced Frequency Effects on the Near-Wake of an Oscillating Elliptic Airfoil," *KSME International Journal*, Vol. 17, No. 8, pp.1234-1245.
 - 9) 김현석, 김송학, 장조원, 2004, "잠자리 유형 날개의 위상차에 대한 가시화 연구," *한국추진공학회지*, 제 6권, 제4호.
 - 10) Birch, J. M. and Dickinson, M. H., 2001, "Spanwise Flow and the Attachment of the Leading-edge Vortex on Insect Wings," *Nature*, Vol. 412, pp. 729-733.