

잠자리 유형 날개의 위상차에 대한 가시화 연구

김현석* · 김송학** · 장조원***

Visualization Study on the Phase Difference of a Dragonfly Type Wing

Hyun Seak Kim* · Song Hak Kim** · Jo Won Chang***

ABSTRACT

A visualization study was carried out to investigate the effects of phase difference qualitatively by examining wake pattern on the phase difference of a dragonfly type wing model. The model was built with scaled-up, flapping wings composed of a paired wing with fore- and hind-wings in tandem that mimic the wing form of a dragonfly. The present study was conducted by using the smoke-wire technique and an electronic device below the tandem wings was mounted to find the exact wing position angles. Uncertainties in wing position angle are about $\pm 1.0^\circ$ and instantaneous wing positional angle varies from -16.5° to $+22.8^\circ$. The tests were made at phase differences between the fore-wing and hind-wing at 0° , 90° , 180° and 270° . The results show that Karman vortex structures were produced at phase differences of 90° , 180° and 270° , but Karman vortex structures were not observed at the phase difference of 0° .

초 록

본 가시화 연구는 잠자리 유형 모델의 위상차에 관한 후류의 변화를 관찰함으로써 위상차 효과를 정성적으로 조사하기 위해 수행되었다. 본 가시화 실험에 사용된 잠자리 유형 모델은 잠자리의 날개 형상을 모방한 앞뒤 날개를 가진 쌍으로 구성되어 있으며, 잠자리의 플래핑 날개를 확대하여 제작하였다. 본 연구는 smoke-wire 기법을 통한 가시화 실험이 수행되었고, 정확한 날개위치각도를 찾기 위하여 동기화 조정장치가 사용되었다. 이때 날개위치각도의 불확실성은 약 $\pm 1^\circ$ 정도이며, 순간 날개 위치각도는 -16.5° 에서 22.8° 까지 변한다. 본 실험은 앞·뒤 날개의 위상차가 0° , 90° , 180° , 270° 인 경우 수행되었다. 본 연구 결과 위상차 90° , 180° , 270° 에서는 Karman Vortex가 발생되지만, 위상차 0° 에서는 Karman Vortex 현상이 관찰되지 않는다.

Key Words: Visualization(가시화), Phase Difference(위상차), Flapping(플래핑), Karman Vortex(카르만 보텍스)

† 2004년 11월 3일 접수 ~ 2004년 11월 22일 심사완료

* 학생회원, 한국항공대학교 항공운항학과

** 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 정회원, 한국항공대학교 항공운항학과
연락처, E-mail: jwchang@hau.ac.kr

1. 서 론

오랫동안 새나 곤충의 비행은 많은 학자들의 흥미를 유발시켜왔고, 그들의 복잡한 비행 메커

니즘을 밝혀내기 위해 다양한 연구가 진행되었다. 이러한 연구는 날갯짓을 통하여 비행하는 새나 곤충들을 플래핑(flapping) 운동으로 모사하였고, 모사된 플래핑 운동은 크게 날개의 중심축이 상하로 움직이는 플런징(plunging) 운동과 축을 중심으로 회전하는 피칭(pitching) 운동 등의 복합운동으로 발생하게 된다. 이러한 플래핑 운동을 이용한 날갯짓 비행체는 우리가 흔히 볼 수 있는 속도가 빠른 기존의 고정익 항공기와 비교했을 때, 저속에서 비행이 가능한 큰 장점이 있다. 최근 이러한 초점은 플래핑 운동을 이용한 초소형비행체(MAV, Micro Air Vehicle)의 개발에 모아지고 있다[1].

날개의 시위길이(chord length)가 0.01 m 이하인 크기가 작은 곤충의 경우, 자유롭게 상하 및 회전 운동이 가능한 날개가 높은 주파수로 움직이면서 주변 공기와의 상대적인 압력차에 의해서 양력을 생성할 수 있기 때문에 초당 수 미터의 저속에서도 비행이 가능하다. 그러나 곤충과 같이 극히 작은 비행체에서는 레이놀즈수(Reynolds numbers) $R_A = VC/\nu$ (V 는 비행체의 속도, C 는 날개의 시위길이, ν 는 동점성계수)의 정의에서 C 가 극단적으로 작은 케이스에 해당하므로, 레이놀즈수는 매우 작은 값을 가지게 된다. 곤충은 $10^7 \sim 10^8$ 의 레이놀즈수에서 비행하는 고정익 항공기 날개보다 상대적으로 큰 점성영역인 $10^3 \sim 10^4$ 의 저 레이놀즈수 흐름에서 비행한다. 저 레이놀즈수와 비정상 흐름을 발생시키는 공력 특성(aerodynamic characteristics)을 지닌 곤충과 같은 작은 스케일의 비행 메커니즘은 기존의 고정익 항공기와는 근본적으로 개념이 다르다. 최근 플래핑 운동을 이용하여 정지비행(hovering)과 상대적인 고속비행이 가능하고, 비행 방향을 자유자재로 바꿀 수 있는 잠자리에 대한 활발한 연구가 이루어지고 있다. 일반적으로 잠자리는 독립적으로 움직이는 앞·뒤 날개를 이용하여 위상차(phase difference)를

두고서 날갯짓을 한다[2]. 그러나 직진·수평 비행의 경우 보다 확실히 더 큰 양력을 필요로 하는 이륙, 정지비행, 그리고 여분의 추력이 필요한 급격한 방향전환 시에는 위상차가 없는 날갯짓을 하게 된다[3]. Mittal et al.[4]은 일반적인 정지비행에서 한 쌍 날개(single wing)와 두 쌍 날개의 추력 생성과 효율에 대한 두 날개 사이의 위상차 영향에 대해서 조사하였다. 여기서 그들은 위상차가 없는 날개가 비교적 더 높은 추력을 낸다는 사실을 밝혀내었다.

Somps et al.[5]은 실제 잠자리를 이용한 실험을 통하여 더 큰 양력은 비정상 흐름과 날개의 상호작용에 의해서 나타난다는 것을 밝혔다. 항공역학이 발달되면서 초기에는 새나 곤충에 대한 활발한 연구가 진행되었으나, 현재는 두 쌍 날개로 효율적으로 비행하는 잠자리에 대한 연구가 진행되고 있다.

본 연구에서는 $R_A = 3.4 \times 10^3$ 인 경우 smoke-wire 가시화 기법을 이용하여 잠자리 유형 앞·뒤 날개의 위상차 변화에 따른 날개 주위 유동 및 후류형태를 조사하였다.

2. 본 론

2.1 실험 조건 및 방법

본 연구는 자유흐름속도 1.0 m/sec, 레이놀즈수 $R_A = 3.4 \times 10^3$ 로 고정시키고, 날갯짓 진동수(wingbeat frequency) 0.477, 무차원 진동수(reduced frequency) $K = 2\pi fc/U_\infty = 0.15$ 인 경우 앞·뒤 날개의 위상차를 0° , 90° , 180° , 270° 로 변화시켜 가면서 가시화 실험을 수행하였다. 모델의 날개위치각도(wing positional angle)는 -16.5° 에서 $+22.8^\circ$ 까지 움직이며, 날개가 한 사이클 동안 운동하는 경우 일정한 간격의 날개위치각도의 가시화 사진을 얻을 수 있도록 동기화 조정장치를 이용하였다.

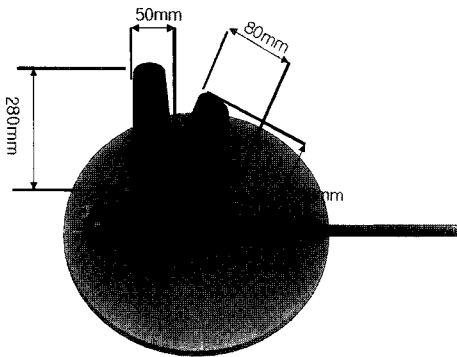


Fig. 1 Dragonfly type wing Model

Figure 1은 본 가시화 연구에 사용된 시험모델을 나타낸 것이다. 시험모델은 실제 잠자리 날개를 1:8로 확대시킨 잠자리유형 날개 모델이다. 2001년 Chasman and Chakravarthy[6]는 $R_N = 4.0 \times 10^3$ 에서 실제 잠자리의 7배 확대시킨 모델에서 날갯짓 진동수를 0.57, 1.09로 하여 연구를 진행하였다. 그들은 날갯짓 진동수 0.57과 1.09는 차원해석 결과 실제 잠자리의 날갯짓 진동수 범주에 들어간다고 밝혔다. 본 가시화 연구도 이러한 상사성을 맞추기 위해 0.477의 날갯짓 진동수를 실험 변수로 택하였다.

시험모델의 크기는 앞날개의 경우 날개길이가 280 mm, 평균시위(C)는 43 mm, 뒷날개의 경우 날개길이가 280 mm, 평균시위가 59.8 mm이다. 시험모델은 날개주위 유동장의 대칭성을 고려하여 한 쪽의 앞·뒤 날개만을 제작하였다. 본 연구의 모델은 실제 잠자리와 유사하게 앞날개의 장착각을 동체축과 0° 를 갖도록 하고, 뒷날개의 장착각은 동체축과 10° 를 갖도록 하였다. 이러한 뒷날개의 장착각은 받음각 역할을 수행한다. 날개의 재질은 유연하면서도 공기차단성과 기계적 강도가 우수한 알루미늄 증착 PET필름을 사용하였다. 또한 날개를 지지하는 앞전지지대는 앞·뒤 날개의 앞전부분에 부착하고, 날갯살은 각 날개마다 앞전에서 뒷전 방향으로 3개씩 부착하였다. 또한 날갯살에 대한 구조 및 자세한 설명은 참고문헌[7]을 참고하기

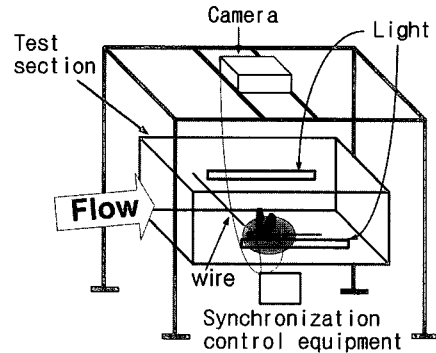


Fig. 2 Experimental set-up

바란다.

본 연구에서 사용된 한국항공대학교 아음속 풍동은 2003년도에 제작 설치한 개방형 흡입식 풍동으로 수축비는 7.2:1, 모터동력은 22 kW, 시험부 체적은 $0.5(W) \times 0.5(H) \times 2.5(L)$ m이며, 최대 유속은 50.0 m/sec 이다.

Figure 2는 아음속 풍동 시험부에 장착된 시험 모델과 smoke-wire 가시화 기법의 실험장치를 나타낸 것이다. Smoke-wire 가시화기법은 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 레이놀즈 수를 50 이하가 되게 하였다.

본 연구에서 smoke-wire는 앞날개 끝에서 날개뿌리 쪽으로 2.51C, 앞날개 앞전에서 0.59C(C : 뒷날개의 평균시위)인 앞날개 상류에 설치되었다. 본 연구에서는 시험부 천정에 설치한 카메라에서 streamwise profile을 촬영하였으며, 카메라를 시험부 천정에 고정시키기 위해 사각기둥의 지지대를 제작하였다. 본 연구에서 사용한 좌표계는 주흐름 방향이 X축이고 수직으로 윗방향이 Y축, 날개뿌리 방향은 Z축이다. 여기서 원점은 날개의 위치각도가 0° 인 경우 smoke-wire가 설치된 날개단면의 뒷전(T. E.) 위치이다.

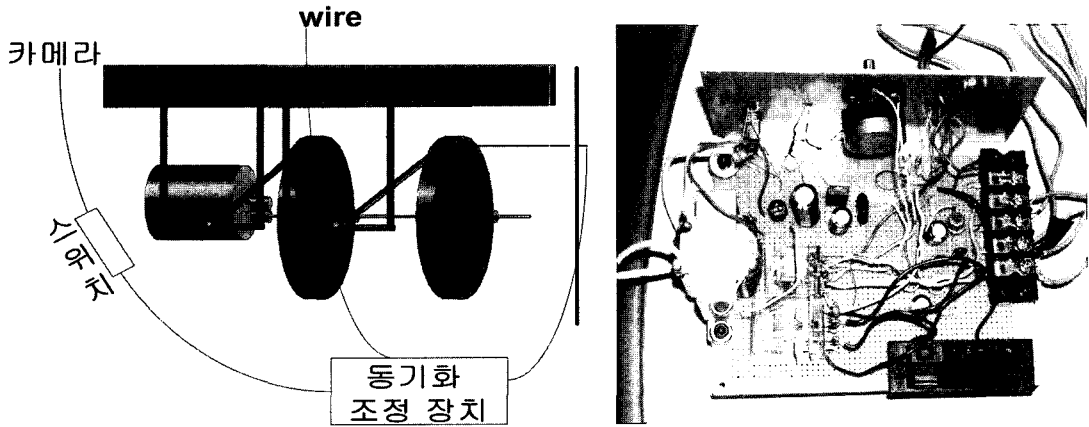


Fig. 3 Synchronization control equipment

Figure 3은 날개의 구동메커니즘과 동기화조정장치(Synchronization control equipment)[8,9]의 사진을 보여주는 그림이다. 이것은 정확한 순간 날개위치각도(instantaneous wing positional angle)를 얻기 위해 제작한 것으로 동기화 조정장치에서 나오는 전선과 날개의 기어가 접촉되는 순간 smoke-wire에 전류가 공급되고, 약 156 초 후에 자동으로 카메라 셔터가 작동되어 초당 3장의 사진을 찍는다. 이때 날개의 위치각도는 $\pm 1^\circ$ 의 불확실성(uncertainty)을 갖는다.

2.2 토론 및 결과

본 연구는 레이놀즈수 $R_N = 3.4 \times 10^3$ 에서 잠자리 유형 앞·뒤 날개의 위상차에 따른 가시화 연구로 날개 주위의 유동과 후류형태를 조사하였다. 본 연구에서 u는 upstroke, d는 downstroke를 의미하며, 괄호 안의 숫자는 순간 날개위치각도를 의미한다. 본 연구의 가시화 사진에는 시험 부내에 모델로부터 후류의 위치를 파악하기 위한 표시로 뒷날개 뒷전에서부터 $X=4.4C$ 떨어진 지점에 굵은 흰색 실선이 표시되어 있다.

Figure 4는 위상차가 0° 인 경우의 잠자리유형 날개 후류를 가시화한 것이다. Fig. 5는 Fig. 4에 나타난 가시화 사진의 날개위치각도를 sine 곡선 상에 나타낸 그래프로서 X축은 시간, Y축은 날개위치각도를 나타낸다. Fig. 4의 (a)~(c)

는 순간 날개위치각도가 0° 에 가까워지면서 날개의 단면위치의 변화로 인하여 3차원 효과가 줄어들고 있다. 이것은 양(+)의 날개위치각도에서 0° 방향으로 날개가 downstroke 운동을 하면서 고정된 smoke-wire의 위치가 날개에 대해 상대적으로 날개뿌리 쪽을 향하기 때문이다.

Figure 4(a)의 경우 사진 중앙 위쪽에 생긴 검은색 부분은 현재 날개가 20° d 과정이지만 위상 지연(phase lag) 효과를 고려하면, upstroke 과정에서 발생한 것이다. 이것은 upstroke 과정에서 발생한 올려흐름(upwash)으로 인해 날개 위쪽의 유맥선과 서로 간섭효과를 일으켜 발생한 흐름현상이다. Fig. 4(b)의 경우 사진 오른쪽 윗부분의 검은색 부분은 Fig. 4(a)의 중앙부분에서 발생한 3차원 효과가 자유흐름 방향으로 진행된 것임을 알 수 있다. Fig. 4(c)의 경우는 4(a), 4(b)에 나타난 3차원 효과가 나타나지 않고 뒷날개 뒷전 후류의 두께가 얇고 길게 뻗은 현상이 보이며, 또한 날개 윗면과 아랫면에서 발생한 흐름이 서로 간섭을 일으키지 않는다는 것을 알 수 있다. Fig. 4(d)에서 4(e)로 변화하는 동안에는 날개에 대한 smoke-wire의 상대 위치는 다시 날개끝 방향을 향하고, 날개가 아래쪽으로 이동하면서 후류도 아래방향으로 이동하고 있음을 관찰할 수 있다.

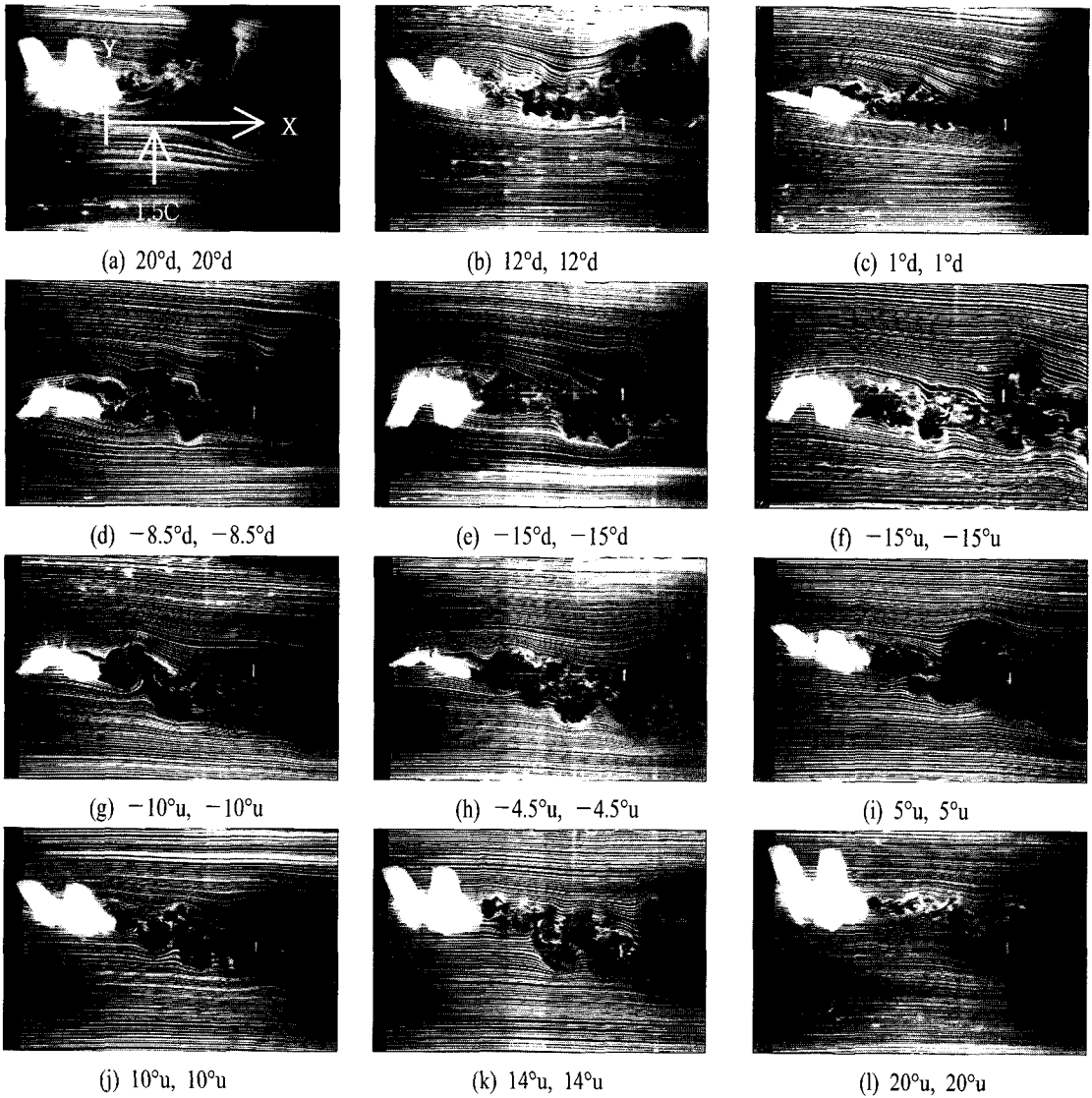


Fig. 4 Flow visualization of wake patterns (phase difference 0°)

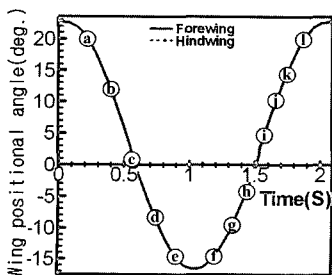


Fig. 5 Positional angle (phase difference 0°)

Figure 4(f)에서 4(l)까지는 앞·뒤 날개 모두 upstroke 과정을 나타내는 사진이다. 이때 날개 아랫면의 흐름을 살펴보면, Fig. 4(g), 4(j) 등은 뒷날개 뒷전에서 약간 떨어진 위치에서의 유맥선(streak line)의 방향이 날개의 운동 방향에 따라 위로 감겨 올라가는 현상이 나타나고 있다. 이와 같이 뒷날개 후류에서 유맥선이 감겨 올라가는 현상은 날개의 운동방향 및 날개위치 각도에 따른 영향, 날개의 운동에 따른 smoke-

wire 위치의 상대위치 변화, 날개의 날갯살에 의한 유맥선의 변화 등이 복합적으로 발생하여 나타나는 현상으로 추정된다.

Figure 4(l)의 뒷날개 뒷전근처에서 후류두께는 Fig. 4의 전체 사진에서 Fig. 4(a)와 함께 가장 얇게 나타나고 있다. 본 연구에서 사용된 모델은 +22.8°와 -16.5°부근에서 날갯짓 속도가 가장 느리게 작동하며, +22.8°, -16.5°에서는 순간적으로 정지하게 된다. 따라서 Fig. 4(l)과 4(a)는 +22.8° 전후에서 관측된 후류로써 날개의 움직임이 느려 날개는 순간 정지된 날개와 유사한 역할을 수행하게 된다. 따라서 뒷날개 뒷전에서의 후류두께는 플래핑 운동을 하는 날개에서 발생하는 3차원 흐름현상이 줄어들어 얇아지는 경향을 보이고 있다.

이상과 같이 Fig. 4에서는 Karman Vortex 현상을 관찰할 수 없는데, 이것은 앞·뒤 날개의 위상차가 없어 한 개의 날개처럼 동시에 움직이며, 뒷날개의 장착각이 크기 때문이다. 또한 날개 주위를 흐르는 유맥선은 upstroke 운동과정인 경우와 downstroke 운동과정인 경우 다른 흐름현상을 보인다[10]. 이러한 흐름은 Fig. 4(c)의 경우처럼 날개가 downstroke 운동 과정일 경우 날개 윗면의 흐름은 앞날개부터 분리되는 특성을 관찰할 수 있고, Fig. 4(g)의 경우처럼 날개가 upstroke 운동과정일 경우 날개 윗면의 흐름은 날개에 어느 정도 부착되는 특성을 관찰할 수 있다.

Figure 6은 위상차가 90°인 경우 잠자리유형 날개 주위 유동과 후류를 가시화한 사진이다. Fig. 7은 Fig. 6의 가시화 사진의 날개위치각도를 sine 곡선 상에 나타낸 그래프이며, 내용은 Fig. 5와 같다. Fig. 6은 Fig. 4와 비교해서 앞날개는 같은 날개위치각도를 갖고 있으나 앞날개와 뒷날개가 90°의 위상차를 갖고 있기 때문에 뒷날개의 날개위치각도가 다르며, 이에 따른 후류 형상도 변하는 것을 알 수 있다.

Figure 6(a), 6(b)는 Fig. 4(a), 4(b)와 비교하여 앞날개 위치각도는 동일하지만, 뒷날개는 각각 17° upstroke, 22° upstroke 과정에 있다. Fig. 6(a), 6(b) 모두 앞날개에서 Karman Vortex 현

상이 관찰되고 있다. Fig. 6(a)는 앞날개가 뒷날개보다 더 큰 날개위치각도에 있으며, 뒷날개의 장착각으로 인해 후류의 두께가 증가하여 서로 간섭효과가 발생되어 Karman Vortex 현상이 나타나지 않을 것으로 추정된다. 그러나 본 가시화 사진에서는 Karman Vortex 현상을 관찰할 수 있는데, 이것은 위상지연 효과로 인하여 날개의 순간 날개위치각도 이전에 발생된 것이다. 즉, 앞날개는 더 높은 날개위치각도에서부터 downstroke 과정이고, 뒷날개는 더 낮은 각도에서부터 upstroke 과정이기 때문에 앞·뒤 날개의 날개위치각도 차이가 발생하여 서로 간섭효과가 발생하지 않은 결과이다.

Figure 6(c)는 앞날개가 1°d이고, 뒷날개는 22.5°d에서의 가시화 사진이다. 뒷날개의 날개위치각도 22.5°는 이미 앞에서 언급한 순간적으로 정지된 효과로 인해 뒷날개 뒷전에서의 후류두께가 얇아야 하나, Fig. 6(b) 보다 뒷날개 뒷전에서의 후류두께가 두꺼운 것을 관찰할 수 있다. 이러한 이유는 앞날개가 1°d로 downstroke 운동과정중이고 뒷날개는 순간적으로 정지된 날개 역할을 하고 있는 상황에서 뒷날개에 유입되는 유동은 이미 앞날개에 의해서 교란을 받았기 때문으로 추정된다. Fig. 6(d)의 후류는 뒷날개의 downstroke 운동이 날개 윗면에서의 흐름분리도를 도와주므로[10] 두께가 두꺼운 것을 알 수 있다. Fig. 6(e)에서 공기의 흐름은 앞날개를 지나면서 와류를 생성하는데, 이것은 뒷날개가 downstroke 운동을 하는 동안 뒷날개 아랫면의 유동에 영향을 미친다. 이와 같이 앞날개에서 발생한 와류는 뒷날개의 날개 밑을 통과함으로써 뒷날개의 추력 발생을 방해하는 역할을 하리라 추정된다. 또한 뒷날개 이후에서의 후류는 10°의 장착각과 위상지연으로 인해 후류 두께가 두꺼운 것을 관찰할 수 있다. Fig. 6(f)는 앞날개에서 생성된 와류가 뒷날개의 후류와 겹치는 과정으로 뒷날개의 아랫방향에 앞날개의 후류가 나타나고 있다. Fig. 6(g)와 6(h)는 90°의 위상차를 갖고 날갯짓이 서로 교차하는 시점에서 장착각이 0°인 앞날개에 의해 Karman Vortex가 현저히 발생하리라 추정

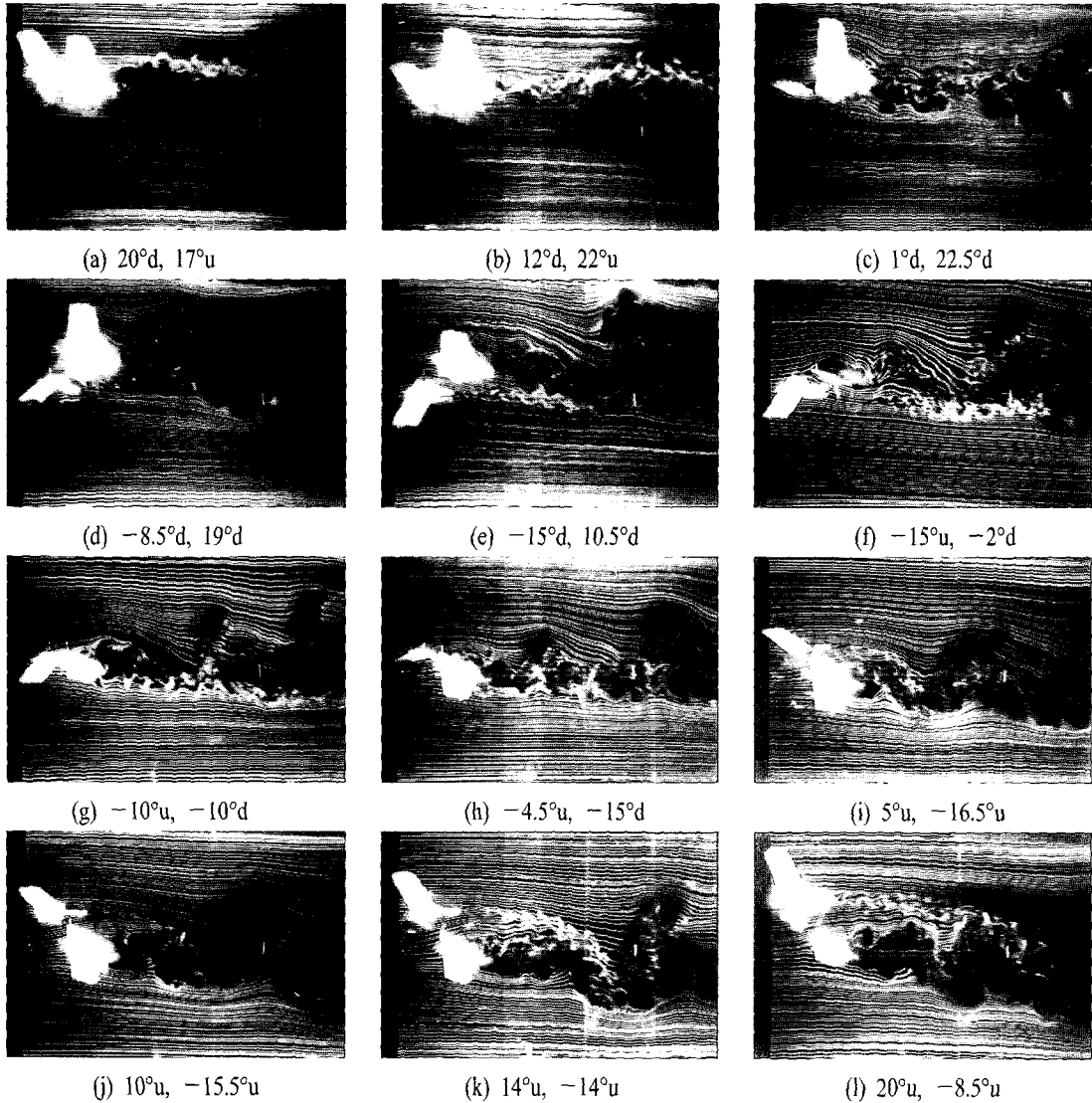


Fig. 6 Flow visualization of wake patterns (phase difference 90°)

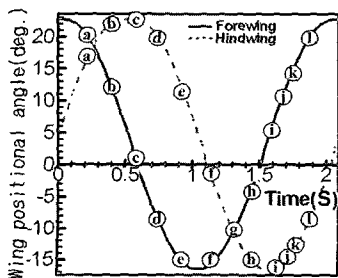


Fig. 7 Positional angle (phase difference 90°)

되지만, 뒷날개의 후류에 파문처럼 관찰되지 않는다.

Figure 6(i) ~ 6(l)은 앞날개는 양(+)의 날개 위치각도에서 모두 upstroke 운동, 뒷날개는 음(-)의 날개 위치각도에서 모두 upstroke 운동과정으로 앞날개 아랫면의 흐름이 뒷날개의 윗면으로 흐르면서 분리되는 것을 볼 수 있다. 6(j)에서 앞날개와 뒷날개의 위상차는 두 날개사이를 자유흐름이 통과함으로써 뒷날개의 후류 두

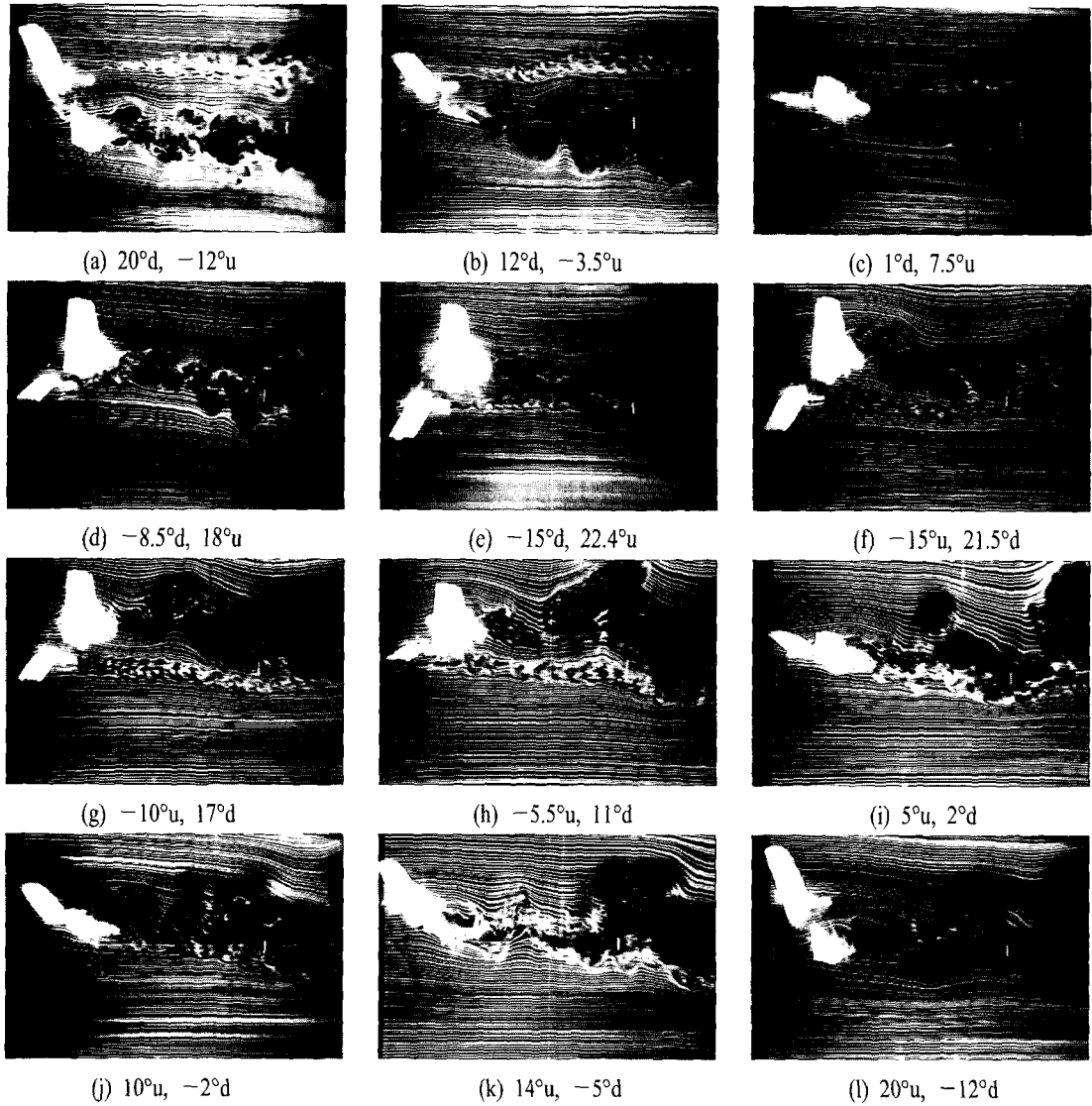


Fig. 8 Flow visualization of wake patterns (phase difference 180°)

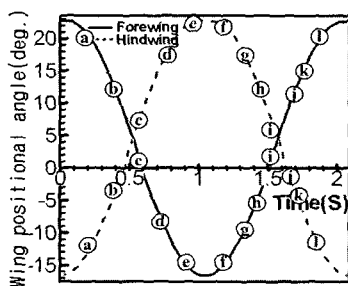


Fig. 9 Positional angle (phase difference 180°)

계를 줄여 주는 역할을 한다. Fig. 6(k)는 앞날개와 뒷날개의 후류가 겹치지 않은 상태를 나타내고 있으며, 앞날개의 후류가 뒷날개가 있는 아래방향으로 휘어지는 것을 관찰할 수 있다. 또한, 앞날개의 후류와 뒷날개 후류두께가 서로 상반되게 나타나고 있다. 이것은 앞날개의 장착각은 0°이고 뒷날개의 장착각은 10°이므로 뒷날개에서 흐름 분리(flow separation)가 발생하기 때문이다. Fig. 6(l)은 두 날개 사이의 간섭이 비

교적 약하게 나타나면서, 앞날개의 흐름이 양쪽면에 완전히 부착되어 흐르고 있다. 이러한 사진은 Fig. 7에 제시되어 있듯이 하나의 사이클이 완료되었을 때의 유동사진이며, 뒷날개에서 분리 현상이 발생하고 있는 것을 관찰할 수 있다. 이러한 현상도 뒷날개의 높은 장착각으로 인해 분리현상이 발생한 것으로 추정된다.

Figure 8은 앞·뒤 날개 위상차가 180° 인 경우 한 사이클 동안의 가시화 사진을 나타낸다. Fig. 9는 Fig. 8의 가시화 사진의 날개위치각도를 sine 곡선 상에 나타낸 그래프이다. Fig. 8(a)는 앞날개가 20° d, 뒷날개가 -12° u인 경우 가시화 사진이며, 8(b)는 앞날개가 12° d, 뒷날개가 -3.5° u인 경우 가시화 사진을 나타낸 것이다. 8(a)와 8(b)는 앞날개에서 Karman Vortex 현상이 관찰되고 있다. 이러한 현상은 뒷날개에서 발생된 후류와 앞날개에서 발생된 후류가 서로 겹치지 않고 격리되어 간섭효과를 일으키지 않기 때문이다.

Figure 8(e)~8(h)에서는 앞날개가 뒷날개 아래에 위치해 있을 때 앞날개에서 발생된 후류는 뒷날개에서 발생된 후류와 겹치지 않아 앞날개에서 발생된 Karman Vortex 현상을 관찰할 수 있다. 이러한 이유는 앞날개는 0° , 뒷날개가 10° 의 장착각을 가지고 있기 때문에 앞날개에서는 Karman Vortex 현상이 나타나고 뒷날개는 윗면에서 흐름이 분리된다. 이러한 뒷날개 윗면에서의 분리 현상은 후류의 두께를 증가시키는 원인이 되고 있다.

Figure 8(i)~8(k)에서와 같이 앞날개가 뒷날개 윗부분에 위치해 있는 경우 앞날개에서 발생한 Karman Vortex는 뒷날개의 장착각으로 인해 뒷날개 윗면에서 발생한 분리와 겹치게 되어 관찰할 수 없다. Fig. 8(k)의 경우 앞날개와 뒷날개의 날개위치각도 차이는 19° 이며, Fig. 8(h)의 경우 앞날개와 뒷날개의 날개위치각도 차이는 16.5° 이다. Fig. 8(k)의 날개위치각도 차이가 Fig. 8(h)보다 더 크지만 Fig. 8(h)의 앞날개에서 Karman Vortex 현상이 관찰되고, Fig. 8(k)의 앞날개에서는 Karman Vortex 현상이 관찰

되지 않는다. 이것은 이미 앞에서 언급한 바와 같이 뒷날개의 장착각으로 인해 뒷날개에서 발생한 후류는 날개 윗면으로 후류의 크기를 증가시키기 때문이다. 그러나 앞날개가 뒷날개 윗부분에 위치해 있더라도 Fig. 8(a), 8(b)에서와 같이 뒷날개가 앞날개에서 발생한 후류와 간섭효과를 일으키지 않는 날개위치각도 범위에 있는 경우에는 Karman Vortex 현상을 관찰할 수 있다. 즉 다시 말하면 앞날개가 뒷날개 윗부분에 위치해 있는 경우는 앞날개와 뒷날개의 날개위치각도 차이가 아주 커서 뒷날개에서 발생한 후류와 겹치지 않을 때 Karman Vortex 현상을 관찰할 수 있다. 이와 같이 Karman Vortex 현상은 앞날개와 뒷날개의 위치, 날개위치각도 차이에 따라 관찰될 수 있다.

Figure 8(l)과 8(a)는 앞·뒤 날개의 날개위치각도는 각각 같고, 운동방향이 반대이다. Fig. 8(l)은 앞날개는 20° u, 뒷날개는 -12° d를 나타내고 뒷날개가 downstroke 운동을 하지만, 장착각으로 인해 뒷날개 윗면에서 흐름이 분리된 것을 관찰할 수 있다. Fig. 8(a)의 경우 앞날개와 뒷날개의 흐름은 서로 간섭 없이 격리된 후류를 나타내며, 앞날개 후류에서는 Karman Vortex 현상이 관찰되고 뒷날개 후류에서는 앞전에서부터 분리된 상태를 나타낸다. 이와 같이 날개 후류 형상은 순간 날개위치각도가 동일하다 할지라도 운동방향에 따라 그 특성이 다르다.

Figure 10은 앞·뒤 날개 위상차 270° 인 경우 한 사이클 동안의 가시화 사진을 나타낸 것이다. Fig. 11은 Fig. 10의 가시화 사진의 날개위치각도를 sine 곡선 상에 나타낸 그래프이다. Fig. 10(a)는 앞날개 20° d, 뒷날개 -8° d를 나타내고, 앞날개에서 Karman Vortex 현상이 관찰되며, 앞날개의 후류와 뒷날개의 후류가 서로 독립적으로 발생하고 있다. 이러한 현상은 Fig. 8에서 밝힌 앞날개의 날개위치각도와 뒷날개의 날개위치각도의 차이가 뒷날개에서 발생한 후류와 간섭을 일으키는 날개위치각도 범위 밖에 있기 때문이다. Fig. 10(a), 10(b), 10(c)는 모두 이러한 범위에 있는 날개위치각도이다.

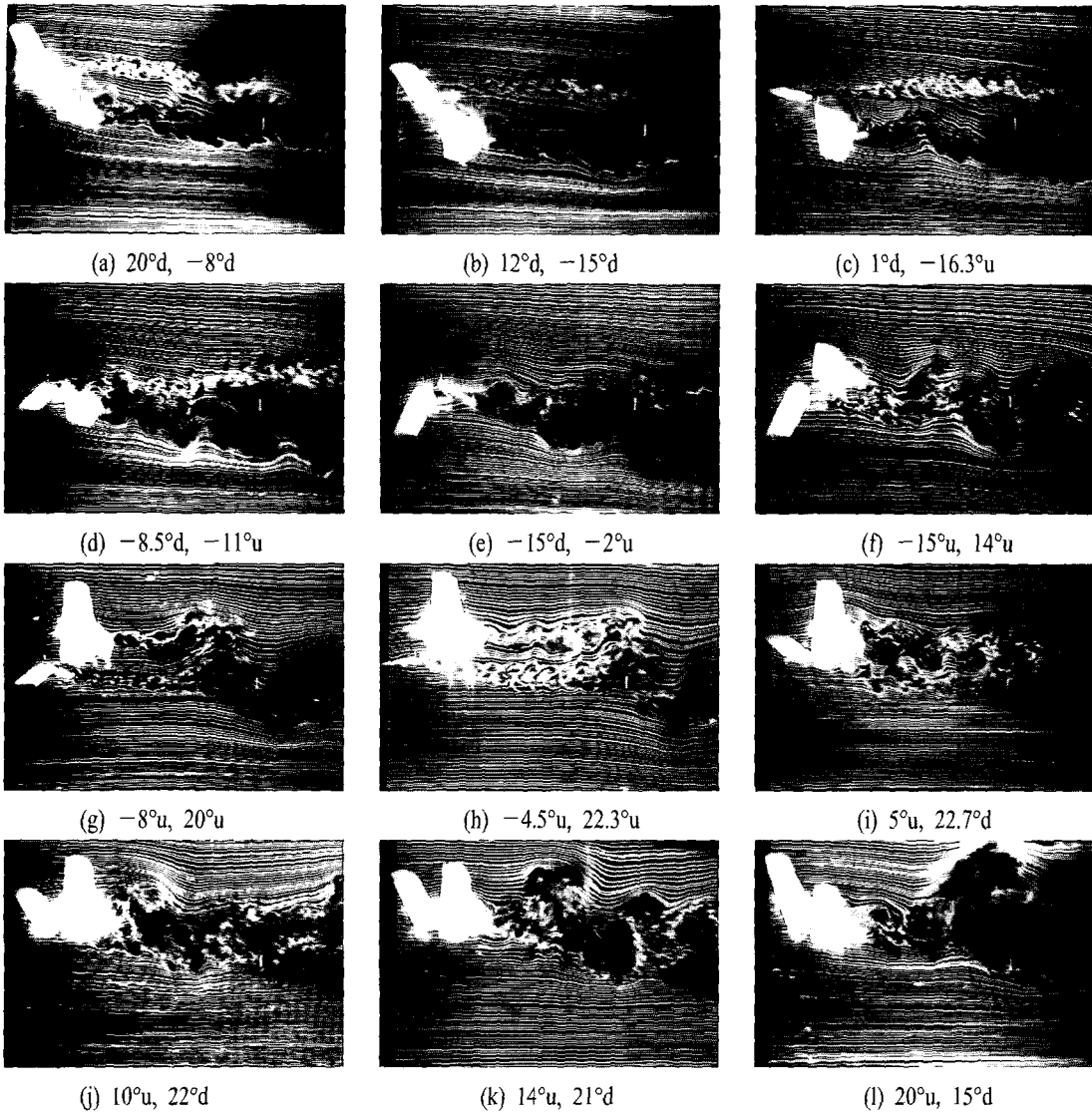


Fig. 10 Flow visualization of wake patterns (phase difference 270°)

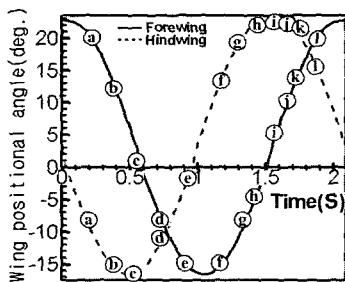


Fig. 11 Positional angle(phase difference 270°)

Figure 10(d)는 앞날개는 -8.5° d, 뒷날개는 -11° u로 앞날개가 downstroke 운동과정을, 뒷날개는 upstroke 운동과정을 나타낸다. 앞날개와 뒷날개의 날개위치각도 차이는 2.5° 로 앞날개에서 발생한 후류와 뒷날개에서 발생한 후류가 상호 간섭을 일으키지만, 뒷날개 뒷전 이후에서 앞날개에서 발생한 Karman Vortex 형태의 후류가 약간 남아 있다. 이와 같이 뒷날개 뒷전 0.9C 이후에서 나타난 Karman Vortex 형태의

후류는 위상지연(phase lag)으로 인해 나타난 것이다. 이와 같은 위상지연을 대략적으로 보상하기 위하여 무차원 진동수 0.15일 때 후류구간 $0.5 < X/C < 1.5$ 범위에서 후류의 속도를 $0.5U_\infty$ 로 가정하였다[11]. 또한 Fig. 10(k), 10(l)의 가시화 사진에서 나타난 오른쪽 검은 부분의 후류사이 거리를 측정하여 대략적인 후류 속도를 계산한 결과 자유흐름 속도의 0.53배였다. 따라서 뒷전부터 0.9C 위치에서의 후류에서 위상지연을 대략적으로 보정한 실제 날개 위치각도는 앞날개인 경우 3°d 뒷날개인 경우 -16°d이며, 이러한 날개 위치각도에서는 Karman Vortex 현상을 관찰할 수 있었다.

Figure 10(e)는 앞날개는 -15°d, 뒷날개는 -2°u인 경우 가시화 사진을 나타낸 것이다. 여기서 날개 윗면에서의 유동은 뒷날개의 장착각으로 인한 분리현상을 관찰할 수 있다. Fig. 10(g), 10(h)에서는 앞날개가 뒷날개 보다 아래에 위치해 있으면서 앞날개에 발생한 후류와 뒷날개에서 장착각으로 인해 발생한 후류가 서로 영향을 주지 않는다. 10(h)는 뒷날개 후류두께가 아주 얇은 것을 관찰할 수 있는데, 이것은 이미 앞에서 언급한 바와 같이 순간적으로 정지된 효과를 갖는 날개이기 때문이다. Fig. 10(f), 10(i), 10(j), 10(k)에서는 Karman Vortex 현상이 관찰되지 않는데, 이러한 이유는 앞날개와 뒷날개의 날개 위치각도 차이가 좁아져 앞날개에서 발생한 후류와 뒷날개에서 발생한 후류가 서로 간섭을 일으키기 때문이다. Fig. 10(l)에서 날개 위치각도는 앞날개인 경우 20°u, 뒷날개인 경우 15°d로 앞날개가 뒷날개 보다 위쪽에 위치해 있다. 이 경우 날개 위치각도 차이는 5°로 서로 간섭효과가 크게 발생하여 후류두께가 두꺼운 것을 관찰할 수 있다. Fig. 10(l)에서 나타난 오른쪽 윗부분의 후류는 Fig. 10(k)의 하류 1.0C 근처 위치에서의 후류가 이동한 것으로 추정된다. 이때 Fig. 10(k)의 1.0C 위치의 후류는 위상지연을 보상한 실제 날개 위치각도를 추정해보면, 앞날개인 경우 약 10°u, 뒷날개인 경우 약 22°u이다. 따라서 Fig. 10(k)의 하류 1.0C 근처

위치에서의 후류는 뒷날개의 upstroke 운동과정에서 생긴 올려흐름으로 인해 발생한 후류로 추정된다.

이상에서 살펴본 바와 같이 Fig. 4, 6, 8, 10은 각각 앞·뒤 날개의 위상차가 0°, 90°, 180°, 270°에서의 가시화 사진을 나타낸 것이다. Fig. 4는 위상차가 0°이므로, 앞·뒤 날개에서 발생한 후류의 간섭 효과가 없고, 단지 뒷날개 윗면에서 분리된 흐름현상을 관찰할 수 있으며, 90°, 180°, 270°의 경우에 앞날개와 뒷날개의 간섭 효과는 날개 위치각도에 따른 앞·뒤 날개의 위치와, 날개 위치각도 차이에 따라 다르게 나타난다. 따라서 본 가시화 결과는 위상차 0°에서 가장 좋은 추력이 발생될 것으로 추정된다.

3. 결 론

본 연구는 두 쌍의 날개를 갖고 플래핑 운동을 하는 잠자리 유형 날개인 경우 레이놀즈수 $R_N = 3.4 \times 10^3$ 에서 앞·뒤 날개의 위상차에 따른 흐름현상을 smoke-wire 기법을 통하여 가시화 작업을 수행한 것이다.

앞·뒤 날개의 위상차가 0°인 경우, 앞날개에서 발생한 Karman Vortex 현상은 관찰되지 않으며, 뒷날개 윗면에서의 흐름은 높은 장착각으로 인하여 분리된다. 위상차가 0°인 경우의 후류두께는 대체적으로 앞·뒤 날개의 간섭 효과가 발생하는 90° 180° 270°인 경우 보다 얇으며, 이때 가장 좋은 추력이 발생할 것으로 추정된다.

앞·뒤 날개의 위상차가 90°, 180°, 270°인 경우, 앞날개에서 발생한 Karman Vortex 현상은 앞날개와 뒷날개의 날개 위치각도에 따라 관찰될 수 있다. 위상차가 90°, 180°, 270°인 경우, 앞날개가 뒷날개 아래에 위치해 있을 때 앞날개에서 발생한 후류는 뒷날개에서 발생한 후류와 겹치지 않는다. 또한 앞날개가 뒷날개 윗부분에 위치해 있는 경우 앞날개에서 발생한 Karman Vortex는 뒷날개의 장착각으로 인해 뒷날개 윗면에서 발생한 분리와 겹치게 되어 나타나지 않

는다. 그러나 앞날개에서 발생한 Karman Vortex 현상은 앞날개와 뒷날개의 날개위치각도 차이가 아주 커서 앞날개의 후류가 뒷날개에서 발생한 후류와 겹치지 않을 때에는 관찰된다.

후 기

이 논문은 2004년도 한국항공대학교 교비지원 연구비에 의하여 지원된 연구의 결과임.

참 고 문 헌

1. Ellington, C. P., "The Novel Aerodynamics of Insect Flight: Applications to Micro-Air Vehicles," *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 202, 1999, pp.3439-3448
2. Alexander, D. E., "Studies on Flight Control and Aerodynamics in Dragonflies," Ph. D. Dissertation, Duke University, Durham, NC., 1982
3. Alexander, D. E., "Unusual Phase Relationships between the Forewings and Hindwings in Flying Dragonflies," *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 109, 1984, pp.379-383
4. Mittal, R., Utturkar, Y. and Udaykumar, H. S., "Computational Modeling and Analysis of Biomimetic Flight Mechanisms," 2002, AIAA Paper 2002-0865
5. Soms, C. and Luttgies, M., "Dragon Flight: Novel Uses of Unsteady Separated Flows," *Science*, Vol. 228, 1985, pp. 1326-1328
6. Chasman, D. and Chakravarthy, S., "Computational and Experimental Studies of Asymmetric Pitch/Plunge Flapping The Secret of Biological Flyers," 2001 AIAA paper 2001-0859
7. 김승학, 장조원, "잠자리 유형 날개의 무차원 진동수에 따른 가시화 연구," *한국가시화정보학회지*, 제2권, 제2호, 2004년 12월, pp 58-65
8. Corke, T., Koga, D., Deubka, R., and Nagbib, H., "A New Technique for Introducing Controlled Sheets of Smoke Streaklined in Wind Tunnels," *Proceedings of International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*, 1985, pp.74-80
9. 손명환, 백동기, 임기철, 박민우, "Smoke-Wire 기법을 사용한 3차원 날개의 소용돌이 후류 흐름가시화," *한국항공우주학회지*, 제18권, 제1호, 1990년 3월, pp.81-91
10. Chang, J. W., and Park, S. O., "Measurements in the Tip Vortex Roll-up Region of an Oscillating Wing," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 6, 2000, pp. 1092-1095
11. Chang, J. W., and Eun, H. B., "Reduced Frequency Effects on the Near-Wake of an Oscillating Elliptic Airfoil," *KSME International Journal*, Vol. 17, No. 8, 2003, pp.1234-1245