

잠자리유형 모델의 추력 및 양력생성에 관한 실험적 연구

An Experimental Study on the Lift and Thrust Generation of a Dragonfly-type Model

김 송 학* 장 조 원**
Kim, Song-Hak Chang, Jo-Won

ABSTRACT

An experimental study was carried out in order to investigate the effects on the fore- and hind-wings of a dragonfly-type model. A model with two pairs of wing was developed to measure the lift and thrust of a dragonfly-type model. The fore-wing and hind-wing had incidences angle of 0° and 10° . The freestream velocity is 1.6m/sec and the corresponding chord Reynolds number was $Re=2.88 \times 10^3$. Also, these experiments were carried out with a phase difference of 90° between the fore- and hind-wing, aerodynamic forces caused by fore-wing only and two pairs of wings were investigated according to the reduced frequency. The results show that the model with fore-wings only generates a thrust component; however, the dragonfly-type model with hind-wings with an incidence angle of 10° generates a drag component. The total drag is also increased with reduced frequency due to the increased lift of hind-wings.

주요기술용어(주제어) : Dragonfly-Type Model(잠자리유형 모델), Phase Difference(위상차), Lift(양력), Thrust(추력), Reduced Frequency(무차원 진동수)

1. 서 론

새나 곤충들이 비행이 가능한 이유는 고정익 항공기와 달리 날개가 플레핑 운동을 수행하기 때문이다. 플레핑 운동이라 함은 플러징(plunging) 운동과 피칭(pitching)운동이 복합적으로 발생하는 운동이다. 유연한 날개(flexible wing)를 갖는 경우 플러징 운동만으로도 양력과 추력이 발생하지만, 좀더 효율적인 비

행을 위해 피칭 운동이 결합된 운동을 수행한다.

플레핑 날개에 대한 양력 발생의 원인은 실험연구와 전산연구를 통해 일부 밝혀진 바 있다. Dickinso^{ng} and Gotz^[1]는 플레핑 운동을 수행하는 날개에서는 앞전와류(leading-edge vortex)의 재부착(reattachment) 현상이 발생한다고 하였으며, 재부착 되는 위치에 따라서 양력의 크기가 다르다 하였다. 또한 이러한 앞전와류의 재부착 현상은 날개의 캠버를 효과적으로 증가시키는 역할을 수행함으로써 양력을 발생시킨다^[2]. 또한 양력은 날개가 downstroke 운동을 수행할 때 발생한다는 사실이 전산연구를 통해 밝혀졌다^[3]. 이처럼 플레핑 운동을 수행하는 날개의 양력은 날개가 downstroke 운동과정을 수행하면서 생긴 앞전와

† 2006년 7월 24일 접수~2006년 11월 6일 게재승인

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공운항학과

연락처자 이메일 : jwchang@hau.ac.kr

류의 재부착 현상 때문에 발생하는 것으로 알려져 있다. 그러나 추력발생의 원인에 대해서는 아직까지 명확한 원인이 밝혀지지 않고 있다.

양력 발생의 원인에 비해서 추력 혹은 항력에 관한 연구 결과는 상당히 미흡한 편이다. Fejtek and Nehera^[4]는 플러징 운동을 수행하는 NACA 8331 에어포일을 이용한 공력측정 연구를 수행하였다. 그들의 연구 결과에서는 날개가 downstroke 운동 중간지점에 있을 때 가장 큰 양력과 추력이 발생한다는 데이터를 획득하였다. 또한, Singh et al.^[5]은 플래핑 날개의 뒷전 유무에 따른 공력측정 연구를 수행하였으며, 뒷전이 없는 날개는 뒷전이 있는 날개보다 더 큰 추력이 발생한다는 결과를 얻었으며, 이러한 원인은 유연성(flexibility) 효과가 발생한 것으로 예측된다.

Saharon and Luttgies^[6]는 잠자리 모델에 대한 가시화 연구를 수행하였으며, 잠자리는 한주기 동안 피칭, 스크롤, 플러징의 복합적인 운동을 수행하며, 크게 8개의 와류(vortex) 구조를 발생시킨다고 하였다. Kim et al.^[7]도 잠자리 모델에 대한 가시화 연구를 수행하였으며, 그들은 앞·뒤날개의 위상차에 따른 가시화 연구 결과에서 붙임각이 없는 앞날개에서 Karman vortex 구조가 발생된다고 하였다. 이러한 Karman vortex의 구조는 와류형태에 따라서 추력 또는 항력의 원인이 될 수 있다. 그러나 Kim and Chang^[8]은 잠자리 모델의 무차원 진동수에 따른 가시화 연구를 수행하였으나, 무차원 진동수가 증가함에 따라서 Karman vortex의 구조가 발생하지 않는다는 것을 가시화 사진으로 설명하였다.

따라서 본 연구에서는 Kim et al.^[7], Kim and Chang^[8]의 가시화 연구 모델과 최대한 기하학적으로 유사한 모델을 제작하여 공력측정 연구를 수행하였으며, 그들의 가시화 결과와 공력측정 연구 결과를 비교하여 잠자리 유형 모델의 추력 및 양력생성 원인을 조사하였다.

2. 본 론

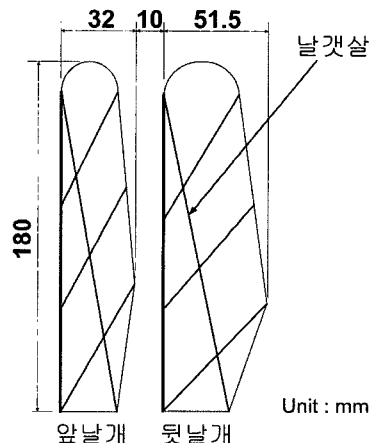
가. 실험 조건 및 방법

본 연구는 두 쌍의 날개를 갖는 잠자리유형 모델에

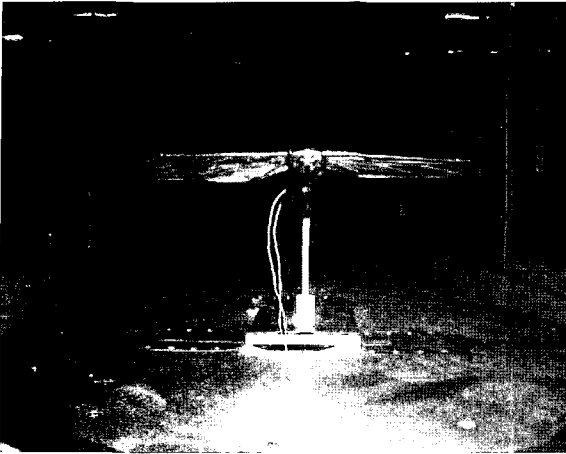
대한 추력 및 양력발생의 원인을 조사하기 위하여 레이놀즈수 $Re=2.88 \times 10^3$ 에서 한 쌍 혹은 두 쌍의 날개를 갖는 경우에 날갯짓 진동수의 변화에 따른 공기역학적 힘을 측정하였다. 실험 변수는 날갯짓 진동수이며, 본 연구에서는 날갯짓 진동수를 시위와 유속에 대한 무차원 변수로 나타낸 무차원 진동수(reduced frequency)를 사용하였다. 무차원 진동수 K 는 0.075와 0.15이며, 이에 해당하는 전진속도와 날개 끝 속도의 비율인 전진비(advance ratio) J 는 각각 2.6과 1.3이다.

그림 1은 본 연구에서 사용되어진 모델의 날개형상을 보여주는 그림으로, Kim and Chang^[8]의 연구 모델과 기하학적으로 유사하다. 날개의 앞전에는 2mm의 카본봉을 부착하였고, 앞전에서 뒷전 방향으로 1mm의 카본봉을 사용하여 뼈대를 유지하였다. 또한 날개의 재질은 유연하면서도 공기차단과 기계적 강도가 우수한 알루미늄 증착 PET 필름을 사용하였다. 이러한 날개 재질의 유연성(flexibility) 효과로 인해 추력이 증가할 수 있으나^[5] 본 연구에서는 그 유연성의 정도는 측정하지 않았으며 향후 추가 연구를 수행할 예정이다.

그림 2는 풍동내부에 장착되어진 모델을 나타내는 그림이다. 이음속 풍동의 제원은 시험부의 크기가 1.0m(W)×1.0m(H)×3.5m(L)이고, 최대풍속은 45.1m/sec이며, 본 연구는 1.6m/sec에서 실험을 수행하였다. 풍동 시험부안에 장착된 모델은 실제 잠자리 모델의 약



[그림 1] Wing structure



[그림 2] Dragonfly-type model

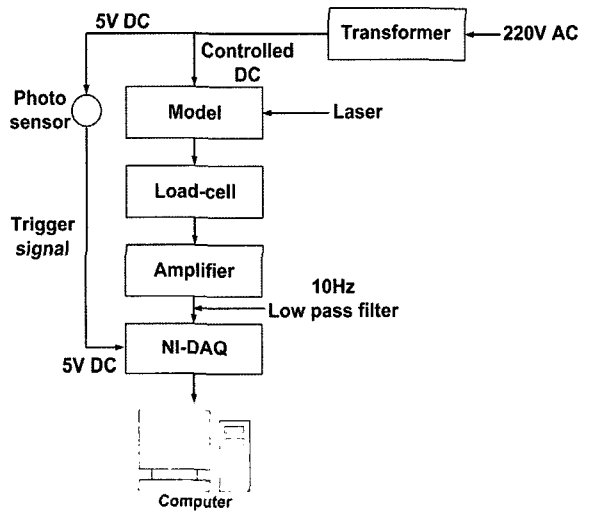
3배 확대된 모델이며 최대한 실제 잠자리의 구조를 모방 하였다. 앞날개의 평균 시위는 0.027m , 뒷날개는 0.037m 이다. 또한 앞·뒤날개 사이의 거리는 0.01m 의 간격을 유지하고 있다.

앞·뒤날개는 $+29.0^\circ \sim -19.0^\circ$ 까지 단순히 플러징(plunging) 운동만을 수행하며, 앞날개는 0° , 뒷날개는 10° 의 붙임각을 가지고 있다. 모델은 날개를 구동시키는 기어와 날개와 기어를 연결시켜주는 커넥팅로드를 사용하여 앞·뒤날개의 위상차를 변화시킬 수 있도록 제작되었다. 또한 본 연구에서는 자유흐름 방향을 음(-)의 X축으로 정하고 X축에 수직인 방향을 Y축으로 정의하였다. 앞날개에 작용하는 수직력은 로드셀에 작용하는 Y축방향의 힘으로 직접 측정할 수 있으며, Y축 방향의 힘을 양력으로 X축 방향의 힘을 추력으로 정의한다.

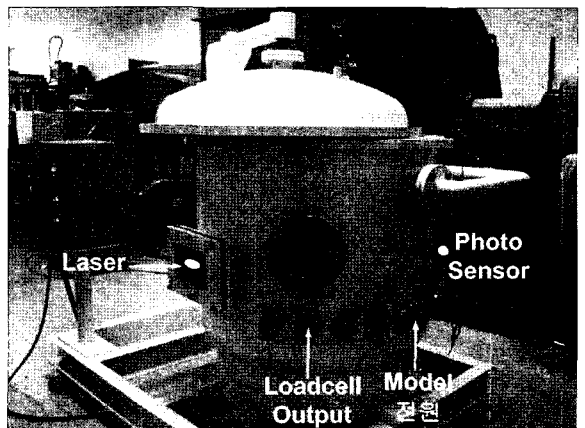
그림 3은 모델에서 발생하는 힘을 데이터로 획득하기까지의 과정을 보여주는 그림이다. 모델에 작용하는 공기역학적인 힘은 로드셀을 이용하여 조건부 추출 및 평균기법(conditional sampling and averaging technique)으로 측정하였다. 로드셀의 데이터는 10Hz의 저역필터(low pass filter)가 장착된 증폭기(amplifier)를 통과하면서 증폭되며, National Instrument社의 DAQ Board를 통하여 컴퓨터에 저장된다. 이러한 데이터의 정보획득율(sampling frequency)은 $K=0.075, 0.15$ 인 경우 각각 100Hz, 60Hz로 하였다. 또한 날갯짓 운동의 주기를 찾기 위

해 트리거(trigger) 신호를 사용하였다. 이것은 모델을 구동시키는 기어(gear)에 레이저 신호를 보내 모델의 반대편에서 수신되는 순간에 5V의 전압이 흐르도록 하여 신호를 얻는 방법이다. 또한 본 연구에서 공력 측정을 위해 사용한 2축 로드셀의 상호간섭 오차는 X축, Y축 각각 0.58%와 2.40%이다.

그림 4는 잠자리유형 모델에 작용하는 관성력을 측정하기 위한 진공챔버를 보여주는 사진이다. 본 연구에서 사용되어진 모델은 기어와 모터, 커넥팅로드가 연결되어 작동되는 모델이므로 모델이 작동하면 관성력이 발생한다. 이러한 관성력을 측정하기 위해 진공



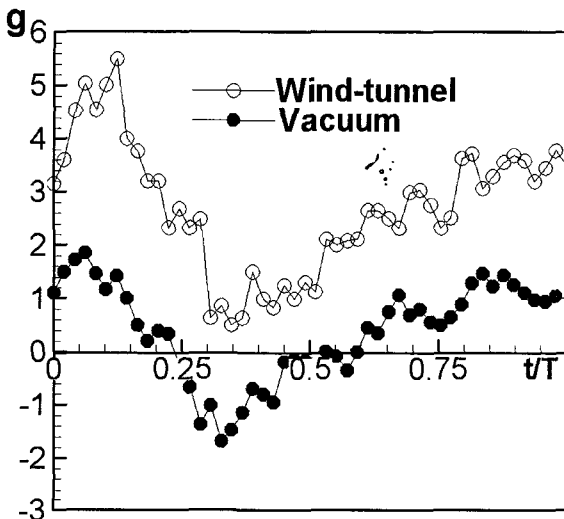
[그림 3] Data acquisition system



[그림 4] Vacuum chamber

챔버 내에서 실험을 수행하였다. 진공챔버에서도 레이저를 이용한 트리거 신호를 받을 수 있도록 챔버 좌우측에 투명한 창문을 설치하였으며, 그림 4의 아래쪽에 표시된 모델 전원과 load-cell output은 각각 진공챔버 내의 모델을 작동시키기 위해 전류를 공급할 수 있고 진공챔버 내의 로드셀에서 얻은 전기적 신호를 외부 증폭기에 보낼 수 있는 챔버 내부와 외부의 연결 장치이다.

그림 5는 순수 공기력을 얻기 위하여 측정한 결과를 나타내는 그래프로, 각각 풍동에서 얻은 데이터 및 진공챔버에서 얻은 데이터 값을 나타내고 있다. 본 연구에서 제시한 순수 공기력 데이터는 풍동에서 얻은 데이터에서 진공챔버에서 얻은 데이터 값을 빼면 구할 수 있다. Singh 등^[5]은 기계적으로 작동하는 플래핑 날개의 순수공기력을 측정하기 위해 90% 진공상태에서 관성력을 제거하였다. 본 연구에서 사용된 진공챔버는 한국항공대학교 응용공기역학 연구실에서 설계하여 외주 제작한 장비로의 99.99% 진공상태(2×10^{-2} torr)를 유지할 수 있다. 또한 본 연구에서 사용한 공력 데이터 값은 앙상블 평균(ensemble average)을 사용하였으며, 데이터 값이 90회 이상에서부터 수렴하므로 95회 평균값을 사용하였다. 이와 같은 실험장치 및 방법에 대한 자세한 정보는 참고문헌^[9]을 참조하기 바란다.



[그림 5] Typical air and vacuum data

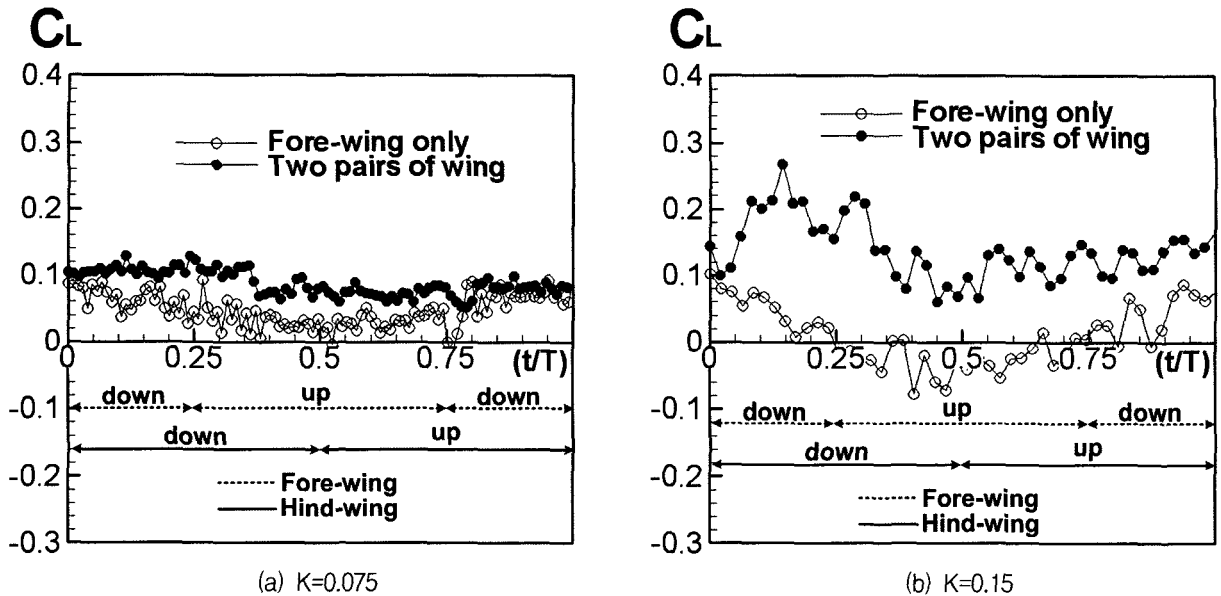
나. 결과 및 토론

본 연구는 잠자리 모델의 추력 및 양력 발생에 관한 무차원 진동수에 따른 공력측정 연구로 시위길이에 대한 레이놀즈수 $Re=2.88 \times 10^3$ 에서 수행되었다. 잠자리는 일반적으로 90°의 위상차를 가지며 비행을 하고, 제자리 비행(hovering)을 하는 경우는 180°의 위상차로 비행을 한다. 또한 급격한 방향 전환이나 강력한 추력을 필요로 하는 경우에는 앞·뒤날개가 위상차 없이 동시에 움직이는 0°의 위상차로 비행을 한다^[10]. 본 연구에서는 일반적인 비행을 하는 앞·뒤날개의 위상차가 90°인 경우에 뒷날개 없이 앞날개만 장착하여 작동하는 경우와 두 쌍의 날개가 작동하는 경우에 대한 연구를 수행하였으며, 앞·뒤날개의 위상차에 대한 공력연구는 참고문헌^[9]에 자세히 제시하였다. 특히 본 연구는 무차원 진동수가 잠자리 유형 모델의 공력특성에 미치는 영향을 조사하여 가시화 연구 결과^[8]와 비교하였다.

그림 6은 앞뒤날개의 위상차가 90°인 경우 뒷날개 없이 앞날개만 움직인 경우의 양력계수와, 앞·뒤날개 모두 움직인 경우의 양력계수를 보여주고 있다. 본 연구에서 제시한 데이터 값의 변동(fluctuation)이 심한 것을 관찰할 수 있는데, 이것은 기계적인 메커니즘으로 작동하는 모델의 진동현상과, 힘을 측정하는 2축 로드셀에 비하여 모델에서 발생하는 힘이 상대적으로 작아서 오차가 발생하는 것으로 추정된다.

그림 6의 (a)는 무차원 진동수 $K=0.075$ 인 경우이며, (b)는 무차원 진동수 $K=0.15$ 인 경우이다. 그림 6의 (a), (b) 모두 앞날개만 장착한 경우 양력계수는 시작점에서 다소 큰 양력계수가 발생하며, 서서히 감소하다가 $t/T=0.5$ 부근에서 가장 작아지고 다시 증가하는 경향을 보이고 있다. 이러한 현상은 Fejtek와 Nehera^[5]의 연구결과와 매우 흡사한 결과를 보이고 있다. Kim and Chang^[11]은 앞·뒤날개의 불임각이 없는 잠자리 날개의 비정상 양력측정에 관한 연구를 수행하였고, 그들은 양력 발생의 원인에 대하여 설명하였다. 양력발생의 원인은 날개가 downstroke 운동 과정을 수행할 때 앞전와류의 재부착 현상으로 인해 발생되며, downstroke 중간 지점에서 가장 큰 양력이 발생한다고 설명하였다.

이러한 현상이 발생하는 것을 다음과 같이 그림 6



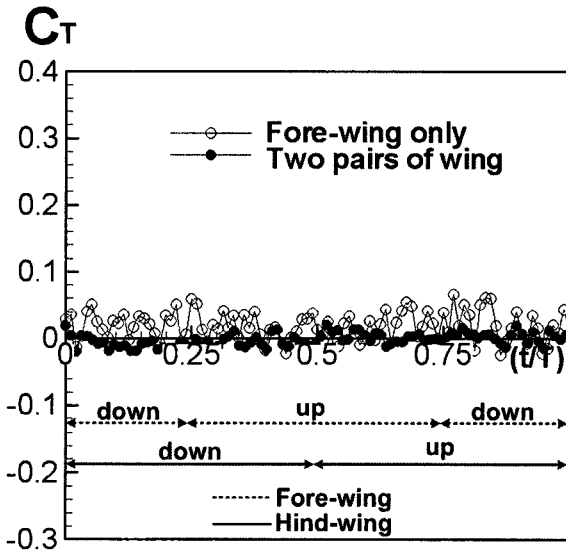
[그림 6] Lift coefficient of fore wing and two pairs of wing(phase difference 90°)

에서 확인할 수 있다. 그림 6의 (a)와 (b)의 경우 앞날개만 움직인 경우에 발생하는 한주기 동안의 양력 성분은 Kim and Chang^[10]의 연구결과인 앞·뒤날개의 위상차가 0°인 경우의 결과와 비슷한 경향을 보이고 있다. 그림 6의 (b)는 무차원 진동수 K가 0.075에서 0.15로 증가한 경우를 나타내고 있다. 이 경우 앞날개에서 발생된 양력 성분의 경향은 비슷하지만, 양력계수의 기울기가 변화한 것을 확인할 수가 있다. 이러한 원인은 가시화 결과^[8]에 제시된 바와 같이 무차원 진동수가 증가함에 따라서 앞전와류의 크기가 커지며, 재부착이 잘 되기 때문이다. 이외에도 앞날개만 있는 경우와 앞·뒤날개가 모두 존재하는 경우 양력 성분을 비교하면, 앞·뒤날개가 모두 존재하는 경우가 더 큰 양력을 발생시킨다는 것을 알 수 있다. 앞·뒤날개가 모두 존재하는 경우 본 연구에서는 위상차가 90°인 경우에 한정해서 실험을 수행하였지만 위상변화에 따라 서로 다른 공력특성이 나타나는 것으로 알려져 있다^[10]. 또한 앞·뒤날개에서 최종적으로 발생하는 양력성분은 무차원 진동수가 증가할수록 더욱 증가하는 것을 확인할 수가 있다.

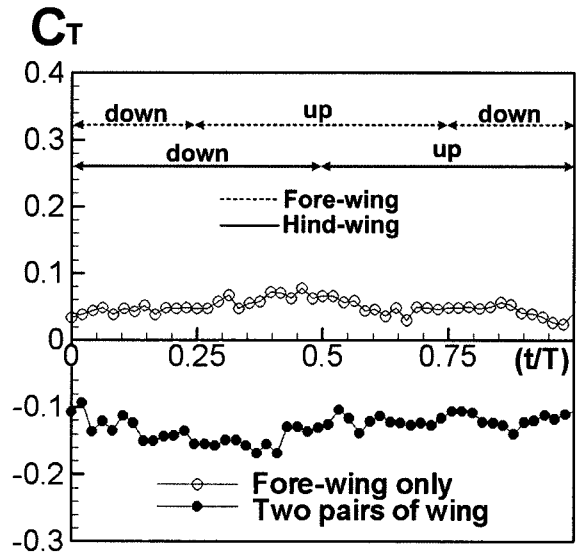
그림 7은 앞·뒤날개의 위상차가 90°인 경우 앞날개와 앞·뒤날개에서 발생하는 추력계수를 보여주는

그래프이며, 그림 7의 (a)와 (b)는 각각 무차원 진동수 K=0.075, K=0.15인 경우를 나타내고 있다. K=0.075인 경우에는 앞날개만 움직인 경우 발생된 추력이나 앞·뒤날개 모두 움직인 경우 발생된 추력은 거의 일정하지만 앞날개에서는 주로 추력성분이, 앞·뒤날개 모두 움직인 경우는 항력성분(음의 추력)이 약간 증가하는 것을 알 수가 있다. 이러한 결과를 분석하면, 앞날개에서는 추력 성분이 발생하고, 뒷날개에서는 항력 성분이 유발되는 것을 추정할 수 있다. K=0.15인 경우에는 앞날개만 움직인 경우 발생된 추력성분과 앞·뒤날개 모두 움직인 경우 발생하는 항력성분은 각각 확연하게 증가한 것을 관찰할 수 있다. 따라서 무차원 진동수가 증가할수록 앞날개에서는 추력 성분이 증가되고, 뒷날개에서는 항력 성분이 증가된다는 것을 유추할 수 있다.

Singh et al.^[12]은 플래핑 운동을 수행하는 날개에 대한 공력측정 연구를 수행하였다. 그들의 연구 모델은 Dickinson et al.^[13]의 모델과 같으며, 앞전과 뒷전의 유무, 날개 표면의 재질에 따른 날개형상을 각각 제작하여 날갯짓 진동수에 따른 추력 성분을 측정하였다. 그 결과 날갯짓 진동수가 증가함에 따라 추력이 증가하고, 날갯짓 진동수가 더 크게 증가하면 오



(a) $K=0.075$



(b) $K=0.15$

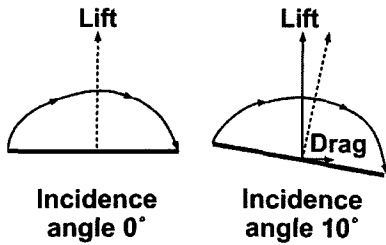
[그림 7] Thrust coefficient of fore wing and two pairs of wing(phase difference 90°)

히려 추력은 급격히 감소하는 경향을 나타내었다. 그들은 이러한 원인이 날개의 유연성(flexibility)일 가능성이 있다고 하였지만, 명확한 원인은 밝혀내지 못하였다. 본 연구에서 변수인 무차원 진동수는 날갯짓 진동수의 변화로 발생한다. 그림 7의 (a)와 (b)의 경우를 보면 무차원 진동수가 $K=0.075$ 에서 $K=0.15$ 로 증가하며, 앞날개는 플러징 운동을 수행하고, 뒷날개는 10° 의 불임각을 갖고 있으면서 플러징 운동을 수행한다. 그림 7 (b)의 앞날개만을 장착한 경우 발생하는 추력 성분은 무차원 진동수가 증가함에 따라 증가한 것을 관찰할 수 있다. 그러나 앞·뒤날개에서 발생하는 추력 성분은 오히려 감소되었다. 이러한 현상은 무차원 진동수가 증가함에 따라서 불임각이 있는 뒷날개의 항력 성분이 커진다는 것을 의미한다.

Kim et al.^[7]은 잠자리 날개에 대한 가시화 연구를 수행하였다. 그들의 연구 결과를 살펴보면, 위상차 0° 일 때에는 Karman vortex의 구조가 나타나지 않았으며, 위상차 90° , 180° , 270° 인 경우에는 불임각이 없는 앞날개에서 Karman vortex의 구조가 나타났다. 이러한 Karman vortex 구조는 그 구조 형태에 따라서 추력 혹은 항력의 원인이 된다. 그림 7의 (a)와 (b)에서 앞날개만을 장착한 모델의 경우의 공기력은

모두 추력성분으로 나타나는 것을 관찰할 수 있다. 따라서 Kim et al.^[8]의 가시화 사진에 나타난 Karman vortex의 구조는 추력을 생성시키는 구조일 것이라고 추정된다. 그림 7에서 잠자리유형 앞·뒤날개의 공력 성분을 살펴보면, 그림 7의 (a)는 추력계수가 0에 가까운 상태에서 들쭉날쭉하여 추력과 항력 성분이 모두 발생하지만, 무차원 진동수가 증가한 그림 7의 (b)의 경우에는 모두 항력 성분으로 크게 나타나고 있다. 이러한 원인은 그림 8에 제시된 바와 같이 뒷날개의 불임각 10° 에 의해 유도된 현상 때문으로 추정된다^[10].

그림 8은 앞전와류의 재부착 되는 현상을 보여주는 그림으로 앞날개의 불임각이 0° 인 경우와 뒷날개의 불임각이 10° 인 경우 앞전와류(L. E. vortex)의 재부착 현상을 나타내고 있다. 그림 8에서 실선의 화살표는 유맥선의 방향을 나타낸다. 본 연구에서 사용된 잠자리유형 모델은 앞날개는 불임각이 0° , 뒷날개는 10° 의 불임각을 가지고 있다. 그림에 나타난 바와 같이 뒷날개가 10° 의 불임각을 가지고 있기 때문에 날개면 기준 수직력의 벡터분해에 의해 항력성분이 발생한다. 따라서 무차원 진동수가 증가함에 따라서 양력을 발생시키는 앞전와류의 크기가 커지며, 벡터분



[그림 8] Schematic of lift and drag



[그림 9] Visualization of the dragonfly-type wing

해에 의해 항력성분이 증가하는 것으로 추정된다.

그림 9는 그림 8의 보충 설명을 위한 가시화 사진으로 참고문헌^[8]에서 인용한 것이다. 이때 무차원 진동수는 0.15이며 날개위치각도는 앞날개의 경우 -10° upstroke, 뒷날개는 -10° downstroke 운동과정일 때의 가시화 사진이다. 뒷날개가 downstroke 운동과정을 수행하면서 뒷날개 윗면의 유맥선이 뒷날개 뒷전에 재부착 되려고 하는 현상을 관찰할 수가 있다. 또한 유맥선은 유동방향에 대하여 수직으로 작용하지 않고 뒤로 기울어져 있는 현상을 볼 수가 있으며, 이러한 현상은 무차원 진동수가 증가할수록 더욱 뚜렷하게 발생한다. 또한 앞날개처럼 붙임각이 없는 경우 앞전외류의 재부착 현상은 유동방향에 대하여 수직으로 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 이러한 현상에 대한 자세한 정보는 Kim and Chang의 가시화 연구^[8]에 제시되어 있다.

3. 결론

본 연구는 앞·뒤날개 위상차가 90° 인 경우 $Re=$

2.88×10^3 에서 앞날개는 붙임각이 0° , 뒷날개는 붙임각이 10° 를 갖는 잠자리 유형 모델에 대하여 앞날개만 또는 앞·뒤날개 모두 장착하여 기계적으로 단순히 플러징 운동을 수행한 경우에 공기역학적 힘을 측정하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

잠자리유형 모델은 앞날개에서는 추력성분이, 뒷날개에서는 항력 성분이 발생하며, 무차원 진동수가 증가함에 따라서 앞날개에서 발생하는 추력 성분은 증가한다. 또한, 앞·뒤날개에서 최종적으로 발생하는 힘은 항력성분으로 발생하는 것을 알 수가 있었다. 이러한 원인은 뒷날개에서 발생하는 항력 성분이 수직력의 벡터분해에 의해 발생하기 때문으로 추정되며, 무차원 진동수가 증가함에 따라 뒷날개의 양력성분이 크게 나타나 결국 큰 항력성분을 유발한다. 이외에도 잠자리 유형 모델의 양력계수는 무차원 진동수가 증가함에 따라 증가하는 현상을 나타낸다.

후 기

본 논문은 2004년도 한국학술진흥재단의 선도연구자지원(KRF-2004-041-D00145)에 의하여 연구되었음.

참 고 문 헌

- [1] M. H. Dickinson, and K. D. Gotz, "Unsteady aerodynamic performance of model wings at low Reynolds number", *Journal of Experimental Biology*, Vol. 174, pp.45~64, 1993.
- [2] A. P. Willmott, C. P. Ellington and A. L. R. Thomas, "Flow visualization and unsteady aerodynamics in the flight of the hawkmoth *Manduca sexta*", *Phil. Trans. R. Soc. Land.*, Vol. 352, pp.303~316, 1997.
- [3] H. Liu, C. P. Ellington, K. Kawachi, C. Van den berg and A. P. Willmott, "A computational fluid dynamic study of hawkmoth hovering", *Journal of Experimental Biology*, Vol. 201, pp.

- 461~477, 1998.
- [4] I. Fejtek and J. Nehera, "Experimental study of flapping wing lift and propulsion", *Journal of Aeronautical*, Vol. 84, pp.28~33, 1980.
- [5] B. Singh, M. Ramasamy, I. Chopra and J. G. Leishman, "Insect-based flapping wings for micro hovering air vehicle : experimental investigations", *American helicopter society international specialists meeting*, 2004.
- [6] D. Saharon, and M. W. Luttgies, "Visualization of Unsteady Separated Flow Produced by Mechanically Driven Dragonfly Wing Kinematics Model", *AIAA Paper 88-0569*, 1988.
- [7] Kim, Hyun Seak, Kim, Song Hak, and Chang, Jo Won, "Visualization Study on the Phase Difference of a Dragonfly-type Wing", *Journal of KSPE*, Vol. 8, No. 4, pp.43~54, 2004.
- [8] Kim, Song Hak, Chang, Jo Won, "Visualization Study on a Reduced Frequency of a Dragonfly -type Wing", *Journal of the Korean Society of Visualization*, Vol. 2, No. 2, pp.58~65, 2004.
- [9] Kim, Song Hak, Chang, Jo Won, and Song, Byung Heum, "Aerodynamic Study on Phase Difference of Fore- and Hind-Wing of a Dragonfly-type Model", *Journal of KSAS*, Vol. 34, No. 11, 2006.
- [10] D. E. Alexander, "Studies on Flight Control and Aerodynamics in Dragonflies", Ph.D. Dissertation. Duke University, Durham, NC., 1982.
- [11] Kim, Song Hak, Chang, Jo Won, "Unsteady Lift Measurements of the Dragonfly-type Wing", *Journal of the Korean Society for Aeronautical Science and Flight Operation*, Vol. 14, No. 2, pp.1~8, 2006.
- [12] B. Singh, M. Ramasamy, I. Chopra and J. G. Leishman, "Experimental studies on insect-based flapping wings for micro hovering air vehicles", *AIAA paper*, 2293, 2005.
- [13] M. H. Dickinson, F. Lehmann and S. P. Sane, "Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight", *Science*, Vol. 284, pp.1954~1960, 1999.