

# 날개짓에 의한 공중정지비행의 이차원 메카니즘

김도균<sup>†</sup> · 최해천<sup>\*</sup>

## Two-Dimensional Mechanism of Hovering Flight by Flapping Wings

Dokyun Kim and Haecheon Choi

**Key Words :** Hovering (공중정지비행), Flapping (날개짓), Phase lag (위상차), Wake capturing (후류 포획)

### Abstract

Numerical simulations are conducted to investigate the mechanism of hovering flight by single flapping wing, and to examine the effect of the phase difference between the fore- and hindwings in hovering flight by two flapping wings. The numerical method used is based on an immersed boundary method in Cartesian coordinates. The Reynolds number considered is  $Re=150$  based on the maximum translational velocity and chord length of the wing. For single flapping wing, the stroke plane angles are  $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$ ,  $75^\circ$  and  $90^\circ$  and the downstroke angles of attack are varied for each stroke angle. Results show that for each stroke plane angle, there is an optimal angle of attack to maximize the vertical force. Below the stroke angle of  $60^\circ$ , wake capturing reduces the negative vertical force during the upstroke. For two flapping wings, The phase lags of the hindwing are  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $180^\circ$  and  $270^\circ$ . The amplitudes of the stroke are 2.5 and 4.0 times the chord length at each phase lag. The results show that maximum vertical force is generated when the phase lag is zero, and the amplitude of the vertical force is minimum at the phase lag of  $180^\circ$ .

### 1. 서 론

초소형 비행체에 대한 관심이 커짐에 따라, 곤충비행에 관한 연구가 최근 활발히 행해지고 있다. Weis-Fogh 와 Jenson<sup>(1)</sup>은 준정상해석방법(Quasi-steady analysis)을 도입하여 곤충비행의 메커니즘을 해석하고자 하였으나 몇몇 곤충들의 공중정지비행 시 발생하는 높은 양력에 대한 설명을 할 수 없었다<sup>(2)</sup>. 더군다나 잠자리와 같이 경사진 방향으로 날개짓을 하는 곤충의 경우, 날개가 위로 움직일 때에 반대방향으로 큰 힘이 발생하기 때문에, 기존

의 이론으로는 뜨는 것 자체가 불가능한 일이었다. 따라서 많은 연구자들에 의해 높은 양력을 발생시키는 몇 가지 비정상 유동에 의한 메카니즘이 제안되었다.

대표적인 비정상 유동에 의한 메카니즘 중의 하나가 지연된 stall (delayed stall)이다. 최근, Ellington 등<sup>(3)</sup>은 박각시나방의 로봇틱 모델을 사용하여 날개의 전단 부분에서 커다란 보텍스 구조를 관찰하였다. 한편, Wang<sup>(4)</sup>은 잠자리의 공중정지비행을 바탕으로 수치해석을 한 결과, 2 차원 계산으로도 잠자리 무게를 지탱할 만한 충분한 힘이 나올 수 있음을 보였다.

또 다른 중요한 메커니즘은 후류 포획 (wake capturing)이다. 이는 날개가 적절한 방향으로 움직인다면 그 전의 스트로크에서 형성된 후류와 날개의 상호작용으로 양력을 증가시킬 수 있다는 이론이다. 하지만 이에 대한 정확한 메커니즘은 아직

<sup>†</sup> 서울대학교 대학원

<sup>\*</sup> 서울대학교 기계항공공학부

E-mail : choi@socrates.snu.ac.kr

TEL : (02)880-8361 FAX : (02)878-3662

밝혀지지 않았다<sup>(5)</sup>.

곤충들 중에서도 두 쌍의 날개를 가지고 있는 잠자리는 우수한 비행 능력을 자랑한다. 잠자리는 전진 후퇴가 자유로울 뿐만 아니라 공중에 정지한 상태에서 갑자기 빠르게 움직일 수도 있다. 하지만 날개가 두 개일 때의 비행 역학은 날개가 하나일 때에 비해서 훨씬 더 복잡하다. 왜냐하면 앞날개와 뒷날개간의 상호작용이 일어나기 때문이다. 상호작용에 큰 영향을 미치는 중요한 변수는 앞날개와 뒷날개의 위상차이다. 실제 잠자리의 경우에도 비행 상황에 따라 위상차를 바꾼다는 것이 알려져 있다. 보통의 경우에 잠자리는 위상차  $180^\circ$ 에서 날지만 이륙이나 위험으로부터 긴급히 탈출할 필요가 있을 시에는 두 날개의 위상차가  $0^\circ$ 가 된다<sup>(6)</sup>. 또 잠자리는 위상차  $180^\circ$ 로 비행함으로써 몸체의 진동을 억제해, 좀더 나은 비행조종성을 얻을 수 있다고 알려져 있다<sup>(7)</sup>.

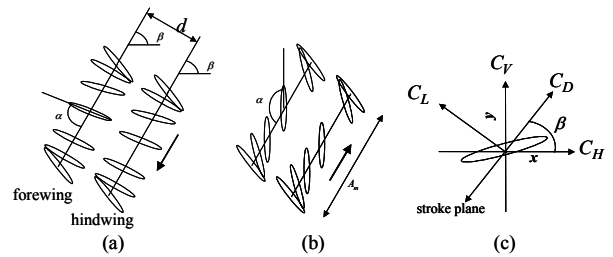
따라서 본 연구에서는 우선 날개 하나로 날개짓을 하는 경우를 수치해석을 통해 분석하여, 수직방향으로 큰 힘이 발생하는 메커니즘에 대해 살펴보고자 한다. 그 다음으로 날개 두 개로 날개짓을 하는 경우, 앞날개와 뒷날개의 위상차에 따라 날개에 작용하는 힘과 날개 주위의 보텍스 구조 등이 어떻게 변화하는지 살펴보겠다. 모든 계산들은  $Re=150$ 에서 잠자리의 공중정지비행을 바탕으로 수행되었다.

## 2. 수치 해석 방법

움직이는 이차원 날개 주위의 유동을 모사하기 위하여 Kim 등<sup>(8)</sup>이 개발한 가상경계방법(immersed boundary method)을 사용하였다. 이 가상경계방법은 격자계와 무관하게 물체 내부에 운동량과 질량의 원천항을 부가함으로써 물체 표면에서 점착조건을 만족시킨다. 따라서 움직이는 물체의 경우에도 직각좌표계에서 쉽게 표현할 수 있다. 날개의 단면은 타원으로, 장축과 단축의 비는 0.125이다. 레이놀즈 수는 한 주기동안의 날개의 최대 선형속도와 날개의 익현으로 정의된다.

본 연구에서 사용된 지배방정식은 비정상 비압축성 Navier-Stokes 방정식에 운동량 원천항과 질량 원천항을 추가한 것으로 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial u_i u_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{1}{Re} \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} + f_i \quad (1)$$



**Fig. 1** (a) Positions of the fore- and hindwings during the downstroke; (b) positions of the fore- and hindwings during the upstroke; (c) definition of the forces.

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} - q = 0, \quad (2)$$

여기서  $x_i$ 는 직교좌표계의 각 좌표  $x, y, z$ 를,  $u_i$ 는 각 방향 속도  $u, v, w$ 를 나타내고  $p$ 는 압력을 나타낸다. 그리고  $f_i$ 는 각 방향에 대한 운동량 원천항을,  $q$ 는 질량 원천항을 각각 나타낸다. 운동량과 질량 원천항은 물체 내부에만 존재하고 그 외의 모든 점에서는 0이 된다. 모든 변수들은 한 주기 동안의 날개의 최대선형속도 ( $u_{max}$ )와 날개의 익현 (c)으로 무차원화 하였다.  $Re$ 는 레이놀즈 수를 의미하며  $u_{max}/c\nu$ 로 정의된다. 본 연구에서는 엇갈림 격자계를 사용하였으며, 시간 적분은 대류항에 삼차 정확도의 Runge-Kutta 방법을, 점성항에 Crank-Nicolson 방법을 적용한 준 내재적 분할 단계 방법(semi-implicit fractional step method)을 사용하였다.

계산 영역의 크기는  $-20c < x < 20c$ ,  $-20c < y < 20c$ 이고,  $x$ 는 수평방향을  $y$ 는 수직방향을 각각 나타낸다. 계산에 사용된 격자의 수는  $x, y$  방향으로 각각  $400 \times 480$ 이다. 경계조건으로 물체의 표면에서는 점착조건을, 모든 원거리 경계에서는 대류 경계조건을 사용하였다.

Fig. 1은 경사진 방향으로 날개짓을 하는 날개의 움직임과 날개에 작용하는 힘성분을 나타낸 것이다.  $C_H, C_V$ 는 각각 수평, 수직방향의 힘의 계수를 나타내고,  $C_D, C_L$ 은 날개짓 방향으로의 항력과 양력 계수이다. 날개 중심의 위치는 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} x_{fc} &= 0.5A_m \cos(2\pi ft) \cos \beta \\ y_{fc} &= 0.5A_m \cos(2\pi ft) \sin \beta \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} x_{hc} &= 0.5A_m \cos(2\pi ft - \phi) \cos \beta - d \sin \beta \\ y_{hc} &= 0.5A_m \cos(2\pi ft - \phi) \sin \beta - d \cos \beta \end{aligned}$$

여기서  $(x_{fc}, y_{fc})$ 는 앞날개 중심의 좌표를<sup>(4)</sup>,  $(x_{hc}, y_{hc})$ 는 뒷날개 중심의 좌표를 가리킨다.  $A_m$ 은 스트로

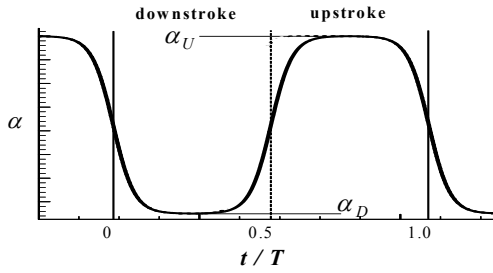


Fig. 2 Time history of  $\alpha$ .

크의 진폭을,  $\beta$ 는 스트로크 평면과  $x$  축 사이의 각도를,  $f$ 는 날개짓의 주파수를,  $\phi$ 는 앞날개와 뒷날개의 위상차를 각각 나타낸다.  $d$ 는 앞날개의 스트로크 평면과 뒷날개의 스트로크 평면 사이의 거리를 나타내고,  $\alpha$ 는 익현축과 스트로크 평면사이의 각도를 나타낸다. 하나의 날개의 경우  $A_m=2.5c$  로 두었고, 두 개의 날개의 경우엔  $A_m=2.5, 4.0c$  에 대해 계산하였고,  $d=1.5c$  로 두었다.

시간에 따른  $\alpha$ 값의 변화를 Fig. 2 에 나타내었다. 스트로크의 양 끝 지점에서 날개는 빠르게 회전하여 진행방향을 바꾸게 된다. 실제 곤충의 경우 회전이 일어나는 기간은 전체 주기에 비해서 짧다<sup>9)</sup>. 본 연구에서는 시간에 따른  $\alpha$ 값의 변화를 나타내기 위해 hyperbolic-tangent 함수를 이용하였다.

$$\alpha = b \tanh(-at) + c \quad \left(-\frac{1}{4}T \leq t < \frac{1}{4}T\right)$$

$$\alpha = b \tanh\left(a\left(t - \frac{T}{2} - t_s\right)\right) + c \quad \left(\frac{1}{4}T \leq t < \frac{3}{4}T\right) \quad (4)$$

$$b = \frac{\alpha_U - \alpha_D}{2}, \quad c = \frac{\alpha_U + \alpha_D}{2},$$

여기서  $\alpha_D$  와  $\alpha_U$  의 정의는 Fig. 2 에 나타내었고,  $a$  는 회전이 일어나는 기간을 결정하는 매개변수이고 모든 계산에서 1.8 이다.

### 3. 수치 결과 및 분석

#### 3.1 하나의 날개

경사진 방향으로 날개짓을 하는 날개가 받는 힘은 항력과 양력 성분으로 구성된다 (Fig. 1). 날개가 아래로 움직일 때에는 항력과 양력 모두 위쪽 방향으로 힘을 발생시키지만, 날개가 위로 움직일 때에는 양력은 위로 작용하는 반면 항력은 아래쪽 방향으로 작용하게 된다. 양력과 항력의 값은 날개의 받음각에 따라 달라지게 되는데, 본 연구에서는  $\alpha_D$ 가 수직방향의 힘에 미치는 영향을 살펴보기 위하여,  $\alpha_D$ 의 값을  $30^\circ$  에서  $90^\circ$  까지  $15^\circ$  간격으로 변화시켜가면서 수직방향 성분의 힘을 계산하여 보았다.  $\beta$ 가  $30^\circ, 60^\circ, 75^\circ$  일 때에는  $\alpha_U$  는  $150^\circ$  로 고정시켰고,  $\beta=90^\circ$  인 경우엔  $\alpha_U$

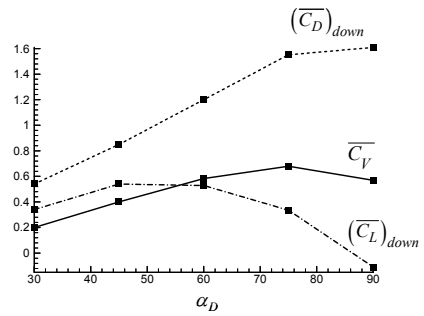


Fig. 3 Variations of the time-averaged force coefficients during the downstroke motion with respect to  $\alpha_D$  for  $\beta = 60^\circ$ .

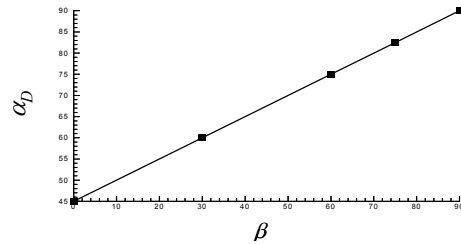


Fig. 4 Variation of the optimal  $\alpha_D$  with respect to  $\beta$ .

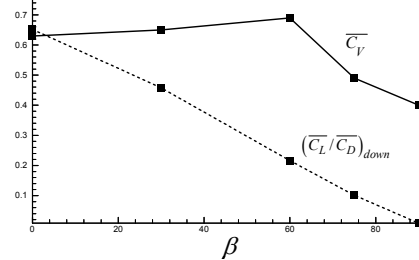
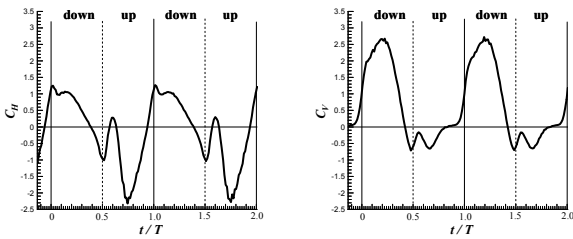
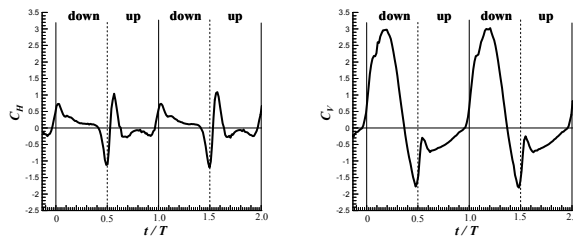


Fig. 5 Variations of the time-averaged  $C_V$  and  $C_L/C_D$  during the downstroke motion with respect to  $\beta$ .

$=180^\circ, \beta=0^\circ$  인 경우엔  $\alpha_U=180^\circ - \alpha_D$ 로 놓았다.  $\beta=60^\circ$  인 경우에  $\alpha_D$ 에 따른 downstroke 동안의 항력과 양력 계수의 시간평균값을 Fig. 3 에 나타내었다. 항력계수의 값은  $\alpha_D=90^\circ$  일 때 최대값을 가지나, 양력계수의 값은 거의 영이다. 반면  $\alpha_D=75^\circ$  일 때에는 비록 항력계수의 값은  $90^\circ$  일 때보다 작지만 큰 양력이 발생해 전체적으로 더 큰 수직방향의 힘이 발생하게 된다. 수직방향의 힘은  $C_V = C_D \sin \beta + C_L \cos \beta$  이므로 각각의  $\beta$ 에 대해서  $C_V$ 가 최대가 되는 최적의  $\alpha_D$  값이 존재하게 된다. Fig. 4 는  $\beta$ 에 따른 최적의  $\alpha_D$  값의 변화를 보여준다. 이 결과를 살펴보면,  $\beta$ 가 증가함에 따라  $\alpha_D$  값도 증가함을 알 수 있다. 이런 흥미 있는 결과를 분석하기 위해 항력에 대한 양력의 비를 각각의  $\beta$ 에 대해 계산하여 보았다. 날개가 아래로 움직이는 동안의  $\overline{C_L/C_D}$ 와 한 주기동안  $C_V$ 의 평균값을  $\beta$ 에 대해 Fig. 5 에 나타내었다.  $\beta$ 가 증가함에 따라  $\overline{C_L/C_D}$ 는 감소하는데, 이는 스트로크의 경사가 급해질수록 수직방향의 힘에서 항



**Fig. 6** Time histories of the horizontal and vertical force coefficients at  $\beta = 60^\circ$ ,  $\alpha_D = 75^\circ$  and  $\alpha_U = 150^\circ$ .

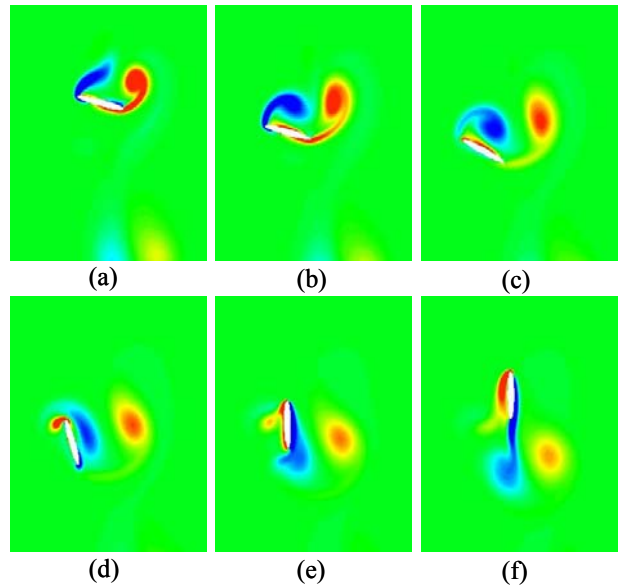


**Fig. 7** Time histories of the horizontal and vertical force coefficients at  $\beta = 90^\circ$ ,  $\alpha_D = 90^\circ$  and  $\alpha_U = 180^\circ$ .

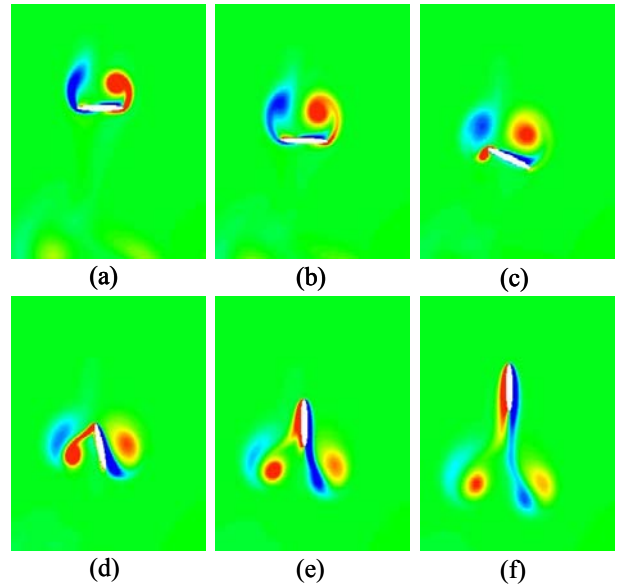
력 성분이 차지하는 비중이 커진다는 것을 의미한다. 반면, 양력 성분은  $\beta$ 가 작아질수록 차지하는 비중이 커지게 되어,  $\beta=0^\circ$ 에서는 오로지 양력만이 수직방향의 힘에 기여를 하게 된다.

수직방향의 힘을 증가시키는 또 다른 중요한 비정상 유동 관련 메커니즘은 와류들과 날개와의 상호작용과 관련이 있다. 스트로크 평면이 경사졌을 때의 가장 큰 약점은 날개가 위로 움직일 때, 아래 방향으로 힘이 작용하게 된다는 점이다. 하지만 날개에서 떨어져 나간 와류들과 날개와의 상호작용에 의해 아래방향으로 작용하는 힘을 줄일 수 있다. Fig. 6 과 Fig. 7 은 각각  $\beta$ 가  $60^\circ$ ,  $90^\circ$  에서 수평 수직방향의 힘 계수들을 보여준다.  $\beta=60^\circ$  와 비교해보면,  $\beta=90^\circ$  일 때는  $t/T=0.5$  근방에서 아래쪽으로 매우 큰 힘이 작용하는 것을 볼 수 있다.

와류와 날개와의 상호작용을 살펴보기 위해, Fig. 8 과 Fig. 9 에 시간에 따른 날개 주위의 와류를 각각 그려보았다. 날개가 아래로 움직일 때에 날개의 앞쪽과 뒤쪽에서는 각각 와류가 형성되어 떨어져 나가게 된다 (Figs. 8(a), 8(b), 9(a), 9(b)). 날개가 방향을 바꾸어 다시 위로 올라갈 때, 날개는 떨어져 나간 와류들과 서로 만나게 된다. 이 때 떨어져 나간 두 와류사이에는 아래쪽으로 강한 흐름이 발생하게 되는데,  $\beta=60^\circ$  의 경우에는 그 흐름과 만나지 않는다 (Figs. 8(c), 8(d)). 또한 날개가 위로 올라가기 시작하면서 날개의 앞쪽에서 떨어진 와류가 날개와 다시 붙게 된다 (Fig. 8(e)). 따라서 와류로 인한 압력이 낮은 지역이 날개의 윗표면에



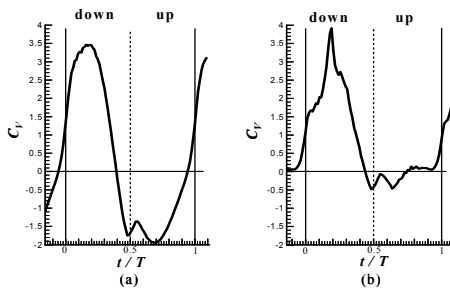
**Fig. 8** Time sequence of the spanwise vorticity during hovering at  $\beta = 60^\circ$ ,  $\alpha_D = 75^\circ$  and  $\alpha_U = 150^\circ$ : (a)  $t/T=0.25$ ; (b) 0.35; (c) 0.45; (d) 0.55; (e) 0.65; (f) 0.75.



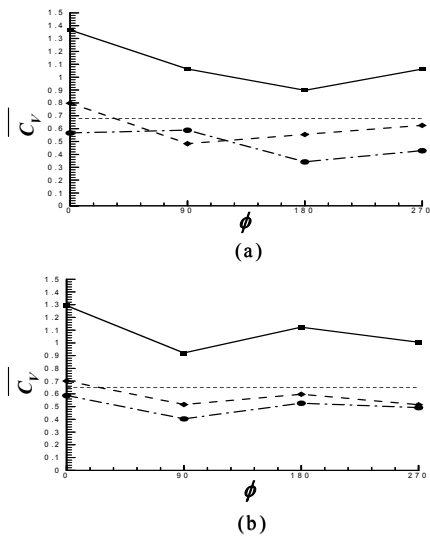
**Fig. 9** Time sequence of the spanwise vorticity during hovering at  $\beta = 90^\circ$ ,  $\alpha_D = 90^\circ$  and  $\alpha_U = 180^\circ$ : (a)  $t/T=0.27$ ; (b) 0.37; (c) 0.47; (d) 0.57; (e) 0.67; (f) 0.77.

형성되어 압력 차에 의한 항력이 감소하게 된다. 이 현상을 후류 포획 (wake capturing)이라 한다.

반면에  $\beta=90^\circ$  인 경우에는 날개가 두 와류 사이의 강한 유동과 직접적으로 부딪히게 되어서  $t/T=0.5$  근방에서 아래쪽으로 강한 힘이 작용하게 된다 (Figs. 9(c), 9(d)). 더군다나 날개의 앞쪽에서 떨어진 와류는 다시 날개와 만나지 않는다 (Fig. 9(e)). 따라서  $\beta=60^\circ$  의 경우처럼 와류와 날개와의 상호작용이 일어나지 않게 되어 날개가 위로



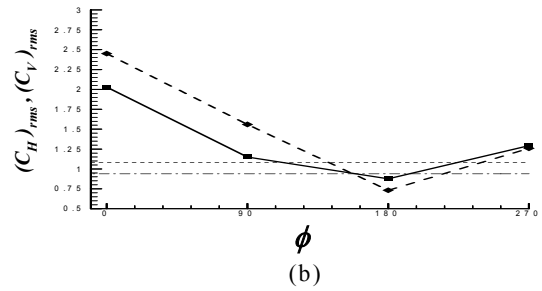
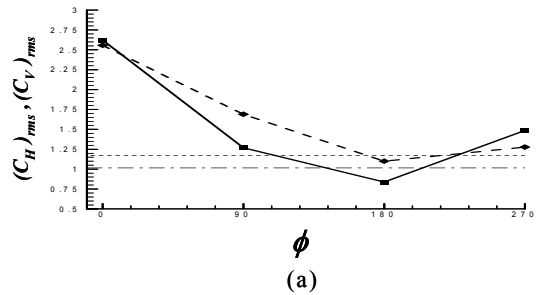
**Fig. 10** Time histories of the vertical force coefficient at  $\beta=60^\circ$ ,  $\alpha_D=75^\circ$  and  $\alpha_U=150^\circ$  : (a)  $Re=15$ ; (b)  $Re=1000$ .



**Fig. 11** Variations of the time-averaged  $C_V$  of the fore- and hindwings with respect to  $\phi$  : (a)  $A_m=2.5c$ ; (b)  $A_m=4.0c$ . —, sum of two wings; --,  $\overline{C_V}$  of the forewing; -.-,  $\overline{C_V}$  of the hindwing; .....,  $\overline{C_V}$  of single wing.

움직이는 동안 아래쪽으로 보다 큰 힘이 작용하게 된다.

레이놀즈 수에 따른 영향을 살펴보기 위하여  $\alpha_D=75^\circ$ ,  $\beta=60^\circ$  인 경우에 대해,  $Re=15$  와  $1000$  일 때 시간에 따른 수직 방향의 힘의 계수를 계산하여 Fig. 10 에 그려보았다. 보통 잠자리의 경우 레이놀즈 수는 대략  $1000$  근방이고  $\beta$  는  $60^\circ$  이거나 그보다 작다<sup>(10)</sup>. Fig. 10 을 살펴 보면  $Re=1000$  인 경우  $C_V < 0$  인 부분이 굉장히 작음을 볼 수 있다.  $Re=15$  일 경우에는 레이놀즈 수가 낮아서 날개로부터 와류가 형성되지 않아 후류 포획이 발생하지 않게 되고, 이 이유로  $C_V < 0$  인 부분이 크게 형성된다. 또한  $Re=1000$  일 때 수직방향의 평균적인 힘은  $Re=150$  인 경우보다도 더 크다. 따라서 레이놀즈 수가 증가함에 따라 후류와 날개와의 상호작용이 보다 커지게 됨을 알 수 있다.



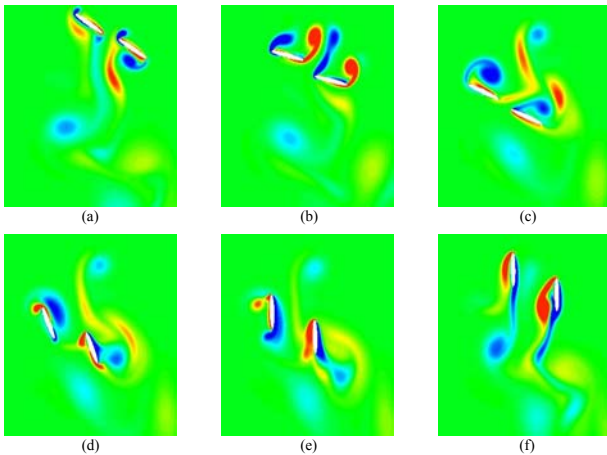
**Fig. 12** Variations of rms of  $C_H$  and  $C_V$  of the wings with respect to  $\phi$  : (a)  $A_m=2.5c$ ; (b)  $A_m=4.0c$ . —,  $(C_H)_{rms}$  of two wings; --,  $(C_V)_{rms}$  of two wings; -.-,  $(C_H)_{rms}$  of single wing; .....,  $(C_V)_{rms}$  of single wing.

### 3.2 두 개의 날개

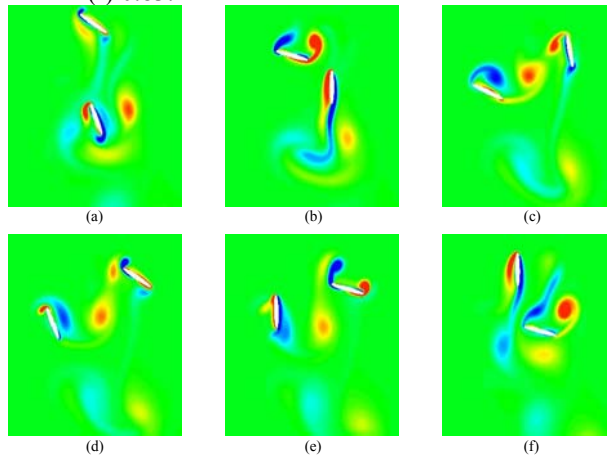
날개 두개가 움직이는 경우, 앞날개와 뒷날개의 위상차가 중요한 매개변수가 된다. 본 연구에서는 하나의 날개에서의 결과를 바탕으로 두개의 날개의 경우 위상차에 따라 유동 및 힘의 특성이 어떻게 변하는지에 대해 알아보았다. 뒷날개의 경우 앞날개와 동일한 진폭 및 진동수로 날개짓하며, 두 날개의 중심사이의 거리는  $1.5c$  로 고정하였다. 날개 하나일 경우 수직 방향의 힘이 최대가 되는 값인  $\beta=60^\circ$ ,  $\alpha_D=75^\circ$ ,  $\alpha_U=150^\circ$  인 경우에 대해 계산을 수행하였다.

위상차에 대한  $\overline{C_V}$  의 변화를 Fig. 11 에 나타내었다. 위상차가  $0^\circ$  일 때,  $A_m=2.5, 4.0c$  의 두 경우 모두 최대의 수직 방향 힘을 발생시킨다. 실제 잠자리의 경우에도 큰 힘을 필요로 할 때 두 날개의 위상차가 영이 된다는 사실이 알려져 있다. 두 날개의 위상차가  $180^\circ$  일 경우에는,  $\overline{C_V}$  는  $A_m=2.5c$  에서 최소가 되지만,  $A_m=4.0c$  일 때에는  $\phi=0^\circ$  인 경우를 제외하면 값이 크다.

Fig. 12 는 각 힘 성분들의 rms 값을 위상차에 대해서 나타내고 있다. 위상차가  $180^\circ$  일 경우, rms 값이 최소가 되며 날개가 하나일 경우일 때의 값보다도 작다. 특히  $A_m=4.0c$  인 경우  $(C_V)_{rms}$  는 더욱 작아지게 된다. 위상차가  $0^\circ$  일 때는 최대의 힘을 발휘할 수 있지만 rms 값은 최대가 된다. Fig. 13 과 Fig. 14 는 두 조건하에서의 와류와 날개간의 상호



**Fig. 13** Time sequence of the spanwise vorticity during hovering with two wings at  $\phi=0^\circ$  and  $A_m=2.5c$ : (a)  $t/T=0.04$ ; (b) 0.24; (c) 0.44; (d) 0.54; (e) 0.64; (f) 0.83.



**Fig. 14** Time sequence of the spanwise vorticity during hovering with two wings at  $\phi=180^\circ$  and  $A_m=2.5c$ : (a)  $t/T=0.04$ ; (b) 0.24; (c) 0.44; (d) 0.54; (e) 0.64; (f) 0.83.

작용을 보여준다. 실제 곤충의 경우, 사냥을 하거나 위협으로부터 회피를 해야 할 때 비행 조정 능력은 매우 중요하게 된다. 이럴 경우 몸체의 진동이 심하면 정확한 위치로 이동하는데 방해가 된다. 따라서 날개가 두 쌍이 있는 잠자리의 경우, 다른 곤충들에 비해서 뛰어난 비행능력을 가지고 있음을 알 수 있다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 날개 하나와 두개일 때, 각각의 공중정지비행에 대해 가상경계방법을 사용하여 공기 역학적인 특성을 알아보았다.  $Re=150$  일 때, 스트로크의 각도와 진폭, 앞날개와 뒷날개의 위상차 등을 변화시켜가면서 수치해석을 수행하였다.

날개 하나의 경우에는 경사진 방향으로 날개짓

을 할 때 큰 수직방향 힘이 발생하는 메커니즘에 대해 살펴보았다. 경사진 스트로크의 경우에 적절한 받음각이 주어진다면 날개에 가해지는 양력과 항력을 모두 이용하여 큰 수직방향의 힘을 얻을 수 있었다. 또한 후류 포획 메커니즘은 날개가 위로 올라갈 때 발생하는 반대방향의 힘을 줄여서, 전체적으로 수직방향의 힘을 증가시키게 된다.

날개 두 개의 경우에는 위상차를 바꿔감에 따라 발생하는 힘과 힘 섭동량의 rms 값에 대해 계산하여 보았다. 수직방향의 힘은 위상차가  $0^\circ$  일 때 최대가 되는데, 이는 날개 전단에서의 와류 강도가 증가하기 때문이다. 한편, 위상차가  $180^\circ$  일 경우에는 힘 섭동량 성분의 rms 값들이 최소가 되어 비행의 조종성을 향상시키게 된다.

#### 후 기

본 연구는 과학기술부의 창의적연구진흥사업과 교육인적자원부의 BK21의 지원 하에 이루어졌으며, 이에 감사를 드립니다.

#### 참고문헌

- (1) Weis-Fogh, T. and Jenson, M. 1956 *Proc. R. Soc. London B*. Vol. 239.
- (2) Ellington, C. P. 1984 The aerodynamics of hovering insect flight. I. The quasi-steady analysis. *Phil. Trans. R. Soc. Lond. B*. Vol. 305, pp. 1-15.
- (3) Ellington, C. P., van den Berg, C., Willmott, A. P. and Thomas, A. R. L. 1996 Leading-edge vortices in insect flight. *Nature*. Vol. 384, pp. 626-630.
- (4) Wang, Z. J. 2000 Two dimensional mechanism for insect hovering. *Phys. Rev. Lett.* Vol. 85, pp. 2216-2219.
- (5) Dickinson, M. H., Lehmann, F. O. and Sane, S. P. 1999 Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight. *Science*. Vol. 284, pp. 1954-1961.
- (6) Alexander, D. E. 1984 Unusual phase relationships between the forewing and hindwings in flying dragonflies *J. Exp. Biol.* Vol. 109, pp. 379-383.
- (7) Grodnitsky, D. L. *Form and function of insect wings*. 1999 Baltimore and London: Johns Hopkins University.
- (8) Kim, J., Kim, D. and Choi, H. 2001 An immersed-boundary finite-volume method for simulations of flow in complex geometries. *J. Comput. Phys.* Vol. 171, pp. 131-150.
- (9) Ellington, C. P. 1984 The aerodynamics of hovering insect flight. III. Kinematics. *Phil. Trans. R. Soc. Lond. B*, Vol. 305, pp. 41-78.
- (10) Norberg, R. A. 1975 Hovering flight of the dragonfly *Aeschnia juncea* L., kinematics and aerodynamics. In *Swimming and Flying in Nature*. New York: Preum Press. Vol. 2, pp. 763-781.