

정지비행하는 작은 벌의 3차원 공력특성

노기덕†

Three Dimensional Aerodynamic Characteristics of a Small Bee in Hovering Flight

Ki-Deok Ro

Abstract

The three-dimensional flows in the Weis-Fogh mechanism are studied by flow visualization and numerical simulation by the discrete vortex method. In this mechanism, two wings open, touching their trailing edges (fling), and rotate in opposite directions in the horizontal plane. The structure of the vortex systems shed from the wings is very complicated and their effects on the forces on the wings have not yet been clarified. The discrete vortex method, especially the vortex stick method, is employed to investigate the vortex structure in the wake of the two wings. The wings are represented by lattice vortices, and the shed vortices are expressed by discrete three-dimensional vortex sticks. The vortex distributions and the velocity field are calculated. The pressure is estimated by the Bernoulli equation, and the lift on the wing are also obtained.

Key Words : Fluid Dynamics(유체역학), Numerical Analysis(수치해석), Unsteady Flow(비정상류), Vortex Method(와법), Random Walk Method(랜덤워크법)

1. 서론

Weis-Fogh메카니즘¹⁾은 *Encarsia formosa*라고 불리는 작은 곤충의 정지비행으로부터 발견한 독특하고 효율좋은 양력발생기구이다. 이 메카니즘에서 날개의 동작은 Fig.1에 나타낸 바와같이 5단계로 구성된다.

Fig.1에서 (a)는 Clap단계로 두날개가 앞전을 중심으로 닫힌다. (b)는 Fling단계로 두날개가 뒷전을 중심으로 열린다. (c)는 Rotating단계로 두날개가 어느 열림각을 유지한 채 몸통을 중심으로 해서 수평면으로 회전한다. (d)는 Flap단계로 날개의 열림각을 반전시키고 다시 (e)의 Returning단계를 거쳐 두날개는 (a)의 Clap단계로 되돌아온다.

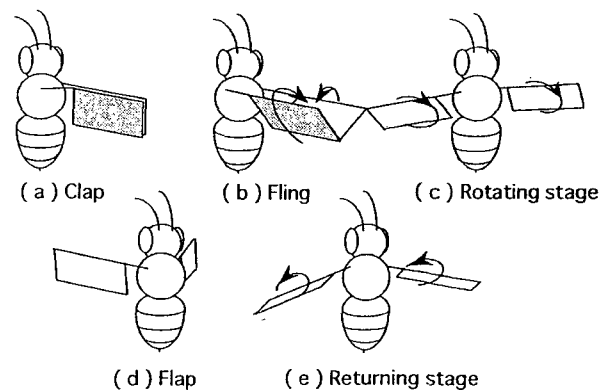


Fig. 1 Motion of the wing in the Weis-Fogh mechanism

이 곤충은 이 5단계의 날개동작을 반복하여 정지비행을 행한다. Lighthill²⁾은 이 메카니즘의 2차원 흐름을 포텐셜 이론을 이용하여 해석하였다. Maxworthy³⁾는 이 메카니즘의 2차원 모델실험을 통하여 Fling단계에서 날개 주위에 발생하는 순환을 가시화 하였고, 3차원 흐름에 대해서도 날개주위의 볼텍스를 스케치했다. 그러나 Weis-

† 경상대학교 기계항공공학부 · 해양산업연구소
E-mail : rokid@gaechuk.gsnu.ac.kr

Fogh메카니즘의 3차원 흐름에 관한 이론적 연구는 없으며, 가시화실험도 Fling단계에 그치고 있다. 그래서 본 연구에서는 Fling 및 잇달아 일어나는 Rotating단계에서 날개주위의 3차원 흐름을 가시화실험과 이산와법(Discrete vortex method)을 이용한 수치계산으로 명확히 파악하고자 한다. Fig.1에서 예견할 수 있듯이 날개주위의 흐름은 완전히 3차원적이고 비정상 박리흐름이다. 날개움직임 또한 복잡함으로 매 순간마다 mesh를 구축해야 하는 유한요소법이나 차분법은 이런 종류의 시뮬레이션에는 적합하지 않다. 그래서 본 수치계산에는 mesh가 필요 없고 박리흐름에 유용한 이산와법^{4)~5)}을 도입하기로 했다. 또한 본 계산에서 유체의 점성확산은 Random walk method⁶⁾으로 나타냈다.

2. 유동장의 가시화실험

2.1 실험방법

날개주위의 흐름패턴을 Ticl4를 사용해 Hcl증기를 발생시켜 가시화 했으며 실험장치의 개략을 Fig.2에 나타낸다.

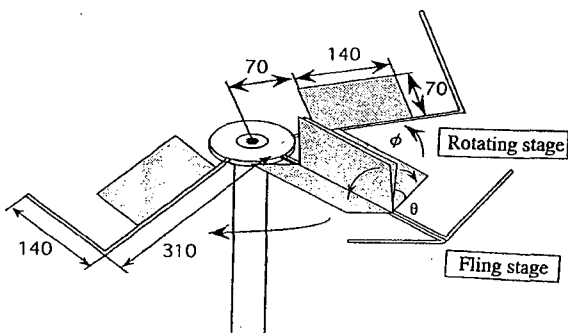


Fig. 2 Schematic diagram of experimental apparatus (unit :mm)

각 날개는 2mm의 장방형 아크릴판으로 만들어졌다. 두 날개는 서로 대칭이며 손으로 봉을 조작하여 움직이도록 만들었다. Fig.2에 나타낸 바와 같이 그 봉은 각 날개의 뒷전에 부착되어 있어 앞전에 부착되어 있는 Maxworthy³⁾의 실험장치와 다르다. 그러므로 각 날개는 Fling단계에서 뒷전을 중심으로 열리며, 잇달은 Rotating단계에서도 뒷전을 따라 인도된다. 가시화실험은 날개

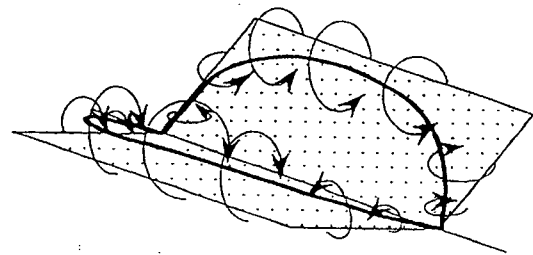
를 열기직전에 날개의 각연 및 팁 부근에 Ticl4 용액을 칠한 후 행하였으며, 가시화된 흐름패턴을 비디오카메라로 촬영했다.

2.2 실험결과 및 고찰

Fig.3에 Fling단계에서의 흐름패턴을 나타낸다.



(a) Photograph



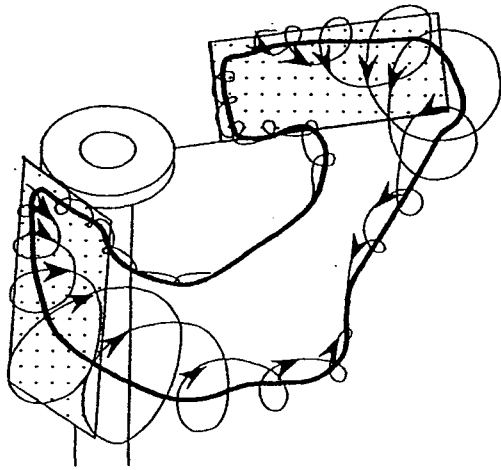
(b) Sketch of vortex structure

Fig. 3 Visualization of flowfield around the wings in the fling stage ($Re=400, \theta = \pi/3$)

레이놀즈수는 $Re = \Omega c^2/\nu$ 로 정의 했으며 여기서 Ω 는 날개의 회전각속도, c 는 날개현장, ν 는 동점도이다. 앞전의 박리전단층에 의해 형성된 와류는 앞전부근에 위치해 있고, 이 와류가 이 메커니즘에 있어 양력증가의 원인이 되는 것으로 알려져 있다. 또한 앞전부근의 이 와류는 날개의 양팁에서 발생한 다른 와류의 영향으로 중앙부근이 불룩한 형태를 취하고 있다. Rotating단계에서의 흐름패턴은 Fig.4에 나타낸 바와 같이 앞전 및 팁에서 발생한 와류의 영향으로 매우 복잡하다. 가장 강한 와류는 앞전 선단부근에 위치하고 있으며 반대편 날개의 그것과 연결되어 있다.



(a) Photograph



(b) Sketch of vortex structure

Fig. 4 Visualization of flowfield around the wings in the rotating stage ($Re=400$, $\Theta=\pi/3$, $\Phi=\pi/3$)

3. 유동장의 수치계산

3.1 계산방법

본 계산에서는 이산와법 특히 Stick법[7]을 확장적용 했는데, 이 방법은 Fig. 5에 나타난 바와 같이 와사(Vortex filament)를 단편적인 원통형의 와요소(이하 Vortex stick라 한다)로 근사시켜 해석하는 방법이다.

그림에서 i 번째의 Vortex stick는 중심위치 $r_i(x, y, z)$, 와도벡터 $\omega_i(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$, 와핵반경 σ_i , 길이 δl_i 의 8개 양으로 정의되며, 각 성분의 시간변화는 다음의 수순으로 구한다.

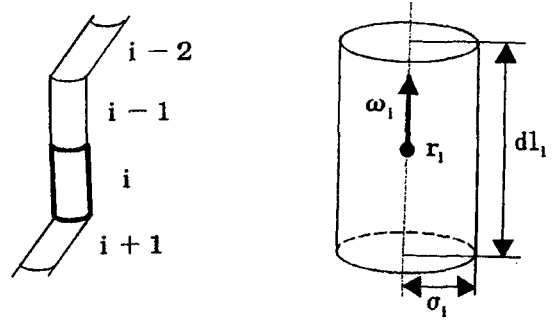


Fig. 5 Vortex filament approximated by vortex stick

먼저 i 번째 Vortex stick의 중심위치에서의 유도속도 u_{ij} 는 Biot -Savart법칙

$$u_{ij} = \frac{1}{4\pi} \int \frac{\omega_i \times (r_i - r_j)}{|r_i - r_j|^3} dr \quad (1)$$

로부터 구하며, 유도속도를 이용하여 차시간의 중심위치 $r_i^{t+\Delta t}$ 는 다음과 같이 계산한다.

$$r_i^{t+\Delta t} = r_i^t + u_i^t \Delta t = r_i^t + \sum_{j=1}^n u_{ij}^t \Delta t \quad (2)$$

또한 와도벡터 ω_i 의 시간변화는 점성항을 생략한 와도방정식으로부터 다음과 같이 계산한다.

$$\frac{D\omega_i^{t+\Delta t}}{Dt} = \omega_i^t \cdot \nabla u_i^t = \omega_i^t \cdot \nabla \left(\sum_{j=1}^n u_{ij}^t \right) \quad (3)$$

한편 와핵반경 σ_i 및 길이 δl_i 의 시간변화는 각각 Kelvin의 정리 및 연속의 식으로부터 다음과 같이 구한다.

$$|\omega_i^{t+\Delta t}| \pi (\sigma_i^{t+\Delta t})^2 = |\omega_i^t| \pi (\sigma_i^t)^2 \quad (4)$$

$$\pi (\sigma_i^{t+\Delta t})^2 \delta l_i^{t+\Delta t} = \pi (\sigma_i^t)^2 \delta l_i^t \quad (5)$$

이상의 식 (2), (3), (4), (5)로부터 Vortex stick의 8개량의 시간변화를 구할 수 있으며, 점성 확산항은 Random walk법으로 근사하였다. 즉 각각 독립한 평균치0, 분산 $2\nu\Delta t$ (ν ; 동점도)

의 정규난수로부터 변위벡터 Δr 를 구하여 식 (2)의 우변에 더하였다. 한편 Fig. 6에서 두 개의 날개 움직임은 좌우 대칭이므로, 한 개의 날개만 고려했고 전체 유동장은 그림에서와 같이 경상의 원리를 도입해서 계산했다.

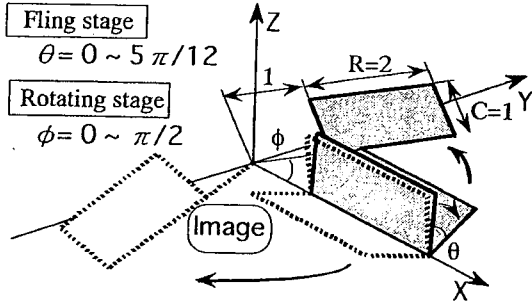


Fig. 6 Three-dimensional analytical model

각 날개는 10×20개의 사각형 판넬로 분할했다. 각 판넬은 Fig. 7에서 나타낸 바와 같이 링형 라인볼텍스로 표현 했고 다시 Vortex stick로 대체했다.

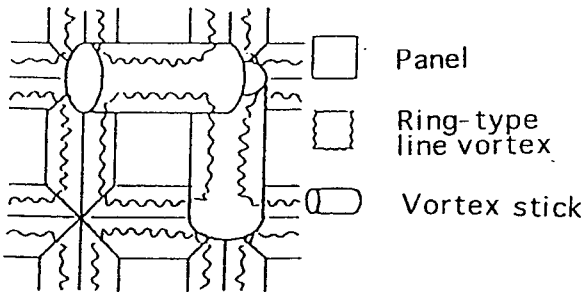


Fig. 7 An enlarged diagram of panel

각 Vortex stick의 순환은 그것이 포함하는 두 개의 링형 볼텍스 순환의 차로써 계산했다. 그리고 링형 볼텍스의 순환은, 판넬중앙에서 스팬방향으로 1/4되는 지점을 검사점으로 잡아, 검사점에서의 유속의 법선성분이, 검사점에서 날개이동속도의 법선성분과 일치한다는 경계조건으로 결정했다. 방출와는 날개의 각 모서리 및 각 팁의 Vortex stick가 그 순환을 유지한 채 타임스텝마다 유동장속으로 방출하는 것으로 하고, 이 방출와의 구조는 Fig. 8에서 보는 바와 같이 링형이다. 압력 분포는 다음의 비정상 흐름에 관한 베르누이 압력방정식을 이용하여 계산했다.

$$\frac{\partial \phi}{\partial t} + \frac{u^2}{2} + \frac{p}{\rho} = \text{constant} \quad (6)$$

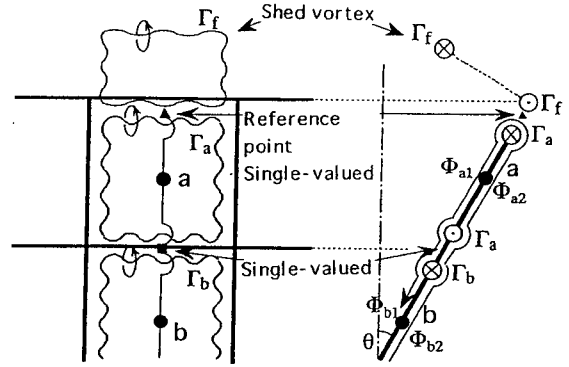


Fig. 8 The calculating method for force on the wing

여기서 ϕ 는 속도포텐셜, u 및 p 는 국소속도 및 압력, ρ 는 유체의 밀도이다. 날개에 작용하는 힘은 날개표면을 따라 전주 적분하여 계산할 수 있는데, 날개는 두께가 없는 평판으로 간주했기 때문에, 식(6)의 좌측 2항, 3항은 날개의 양측에서 동일값을 가지므로 제외되고, 다가함수인 1항만이 계산대상이 된다. 예를 들면 Fig.8의 a점 양측에서의 속도포텐셜 차 ($\Phi_{a1} - \Phi_{a2}$)는 링형 라인볼텍스의 순환 Γ_a 와 같고, 따라서 그 점에서 식(6)의 1항은 순환의 시간차분으로 다음과 같이 계산된다.

$$\frac{\Phi_{a1}}{\partial t} - \frac{\Phi_{a2}}{\partial t} = \frac{\Gamma_a^t - \Gamma_a^{t-\Delta t}}{\Delta t} = \dot{\Gamma}_a \quad (7)$$

그러므로 양력 즉 Fig.6에서 z방향의 힘의 성분은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$L = -\rho \left(\sum_{j=1}^n \dot{\Gamma}_j \Delta s_j \right) \sin \theta \quad (8)$$

여기서 Δs_j 는 j번째 판넬의 미소면적이며, θ 는 Fig. 6에서의 열림각이다.

3.2 계산결과 및 고찰

계산조건은 가시화 실험결과와의 비교를 쉽게 하기 위해 실험조건과 같은 조건을 취했다. 날개 현장 $c=1.0$, 스팬 $R=2.0$, 타임스텝 $\Delta t=0.05$, Softening parameter $\varepsilon=0.01$, 각속도 $\Omega=1.00$ 이다. 그리고 결과는 레이놀즈수 Re , 열림각 θ , 회전각 ϕ 의 함수로서 나타냈다.

Fig.9에 Fling단계에서 레이놀즈수 Re 의 변화에 따른 흐름패턴을 나타낸다.

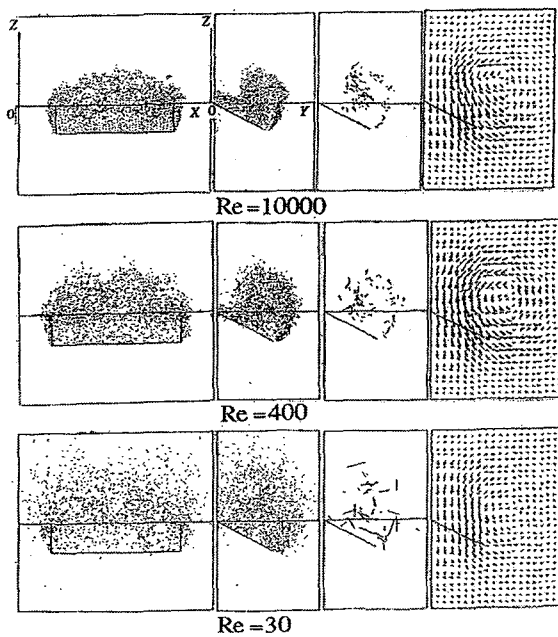


Fig. 9 Flowfield around the wing in the fling stage ($\theta = 2\pi/3$)

그림에서 첫번째와 두 번째 칼럼은 Vortex stick의 분포, 세번째 및 네 번째 칼럼은 각각 날개스판의 중앙 횡단면에서 1스텝에서의 Vortex stick의 트래서 및 속도장이다. 볼텍스의 분포는 레이놀즈수가 작을수록 많이 흩어져 있어 점성확산의 효과를 잘 나타내고 있다. Z-X평면에서 Vortex stick의 분포는 전체적으로 볼록한 형상이며 가시화 실험결과와 잘 일치하고 있다. 속도장을 보면 날개의 앞전부근에 반시계방향의 커다란 순환이 형성되어 있다.

Fig.10에 Fling단계에 있어 열림각 θ 의 변화에 따른 흐름패턴을 나타낸다. 앞전으로부터 방출된 볼텍스는 시간의 경과와 함께 날개 뒷면쪽으로 재 부착하고 있는데 이 역시 Fig.3과 잘 일치하고 있다.

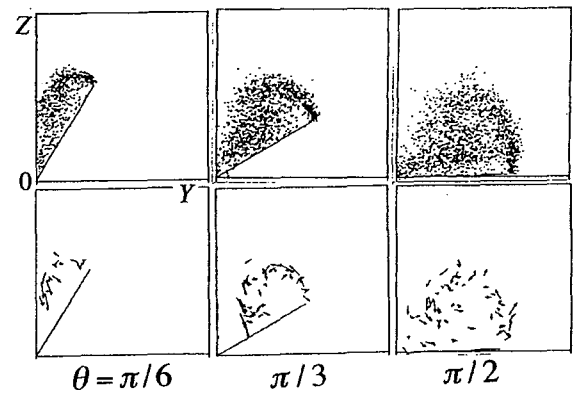


Fig. 10 Vortex sticks and stick traces around the wing in the fling stage ($Re = 400$)

Fig.11에 Fling단계에서 열림각 θ 의 변화에 따른 양력계수 $C_L = L/(1/2\rho\Omega^2 c^2 S)$ 변화를 나타낸다.

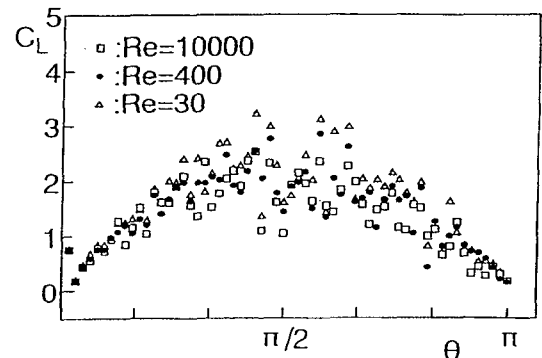


Fig. 11 Lift coefficient in the fling stage

레이놀즈수와 관계없이 양력은 $\theta = \pi/2$ 일 때 최대이고, $\theta = 0$ 및 $\theta = \pi$ 일 때 최소이다. 이러한 특성은 Spedding과 Maxworthy⁸⁾의 실험결과와 잘 일치한다.

Fig.12에 회전각 ϕ 의 변화에 따른 흐름패턴을 나타낸다. 이 계산에서 날개는 $\theta = \pi/3$ 까지 열려서 회전한다. 그림에서 P축은 날개의 스팬방향에 수평직각방향의 좌표축으로 날개축에 고정되어 있어 날개의 이동에 따라 이동한다. Rotating 단계이므로 날개의 앞, 뒷전에서 박리가 일어나며 날개의 회전에 따라 Vortex stick의 분포가 길어지고 있다.

Fig.13에 Fig.12과 같은 조건에서의 Z-Q면의 흐름패턴을 나타낸다.

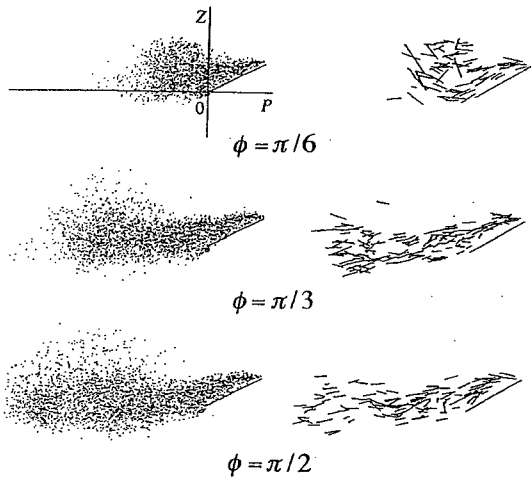


Fig. 12 Vortex sticks and stick traces around the wing in the rotating stage. ($Re = 400, \theta = \pi/3$)

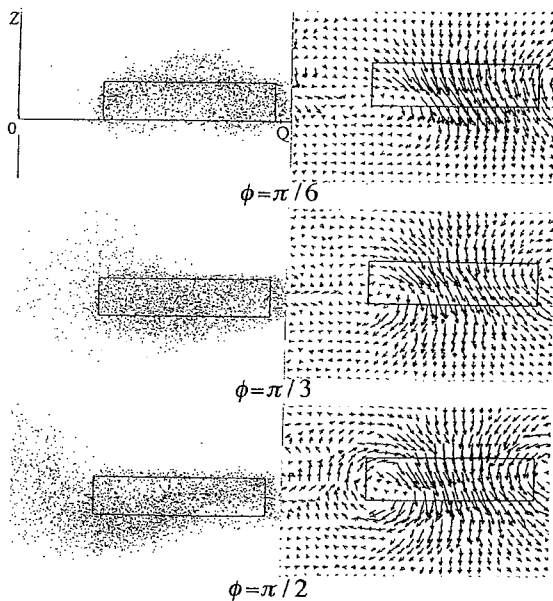


Fig. 13 Vortex sticks and velocity vectors around the wing in the rotating stage ($Re = 400, \theta = \pi/3$)

그림에서 Q는 날개의 스팬방향을 나타내며, 이 또한 날개 축에 고정되어 있어 날개의 회전에 따라 회전한다. 먼저 속도장을 보면 날개 윗면 중앙부근의 흐름이 서로 반대방향의 틱볼텍스에 의해 가속되고 있으며, 이 Downwash는 바깥쪽의 틱볼텍스가 안쪽의 그것보다 강하기 때문에 바깥쪽 방향으로 경사지고 있다.

볼텍스 분포를 보면 회전각 $\phi = \pi/6$ 에서 앞전 부근 볼록한 형태의 볼텍스가 날개가 회전함에 따라 뒷전쪽으로 흐르고 있는데 이것은 위에서 언급한 Downwash의 영향으로 간주된다. Fig.12 및 13의 볼텍스 분포에서 Vortex stick는 날개의 이동방향과 반대방향으로 분포되어 있는데 이것은 각 날개로부터의 볼텍스가 서로 연결되어 있는 것을 의미하며 Fig.4에서 보여준 가시화 실험 결과와 잘 일치하고 있다.

Fig.14에 Fling 및 Rotating단계에서 레이놀즈 수 변화에 따른 양력계수 C_L 의 변화를 나타낸다.

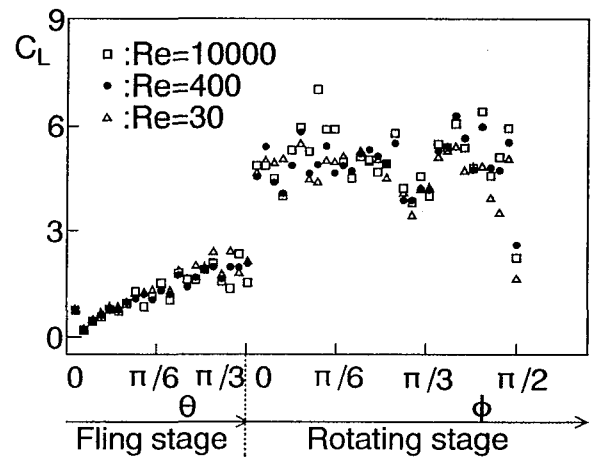


Fig. 14 Lift coefficient in the fling and rotating stages ($\theta = \pi/3$)

Rotating단계에서도 Fling단계에서와 마찬가지로 양력계수는 레이놀즈수와 거의 독립적이며, 그 절대치는 약 5.0이다. Rotating단계에서의 각 속도 Ω 는 Fling단계에서와 마찬가지로 1이므로, Rotating단계에서 날개스판 중앙에서의 이동속도로 무차원화하면 양력계수의 절대값은 현재값의 1/4이 된다.

4. 결론

본 연구는 Weis-Fogh메카니즘의 3차원 흐름을 가시화실험과 이산와법에 의한 수치계산을 통하여 해석한 것이다. 수치 시뮬레이션에서의 흐름패턴은 가시화실험에서의 그것과 잘 일치했다. 날개주위의 흐름은 2차원흐름과 달리 틱볼텍스의 영향을 강하게 받았다. 본 연구에서 얻은 연구결과를 요약하면 다음과 같다.

(1) Fling단계에서 날개 앞전부근의 볼텍스 분포는 팁볼텍스의 영향을 받아 불룩한 형태를 취한다.

(2) Rotating단계에서 Downwash는 바깥쪽 팁볼텍스가 안쪽의 그것보다 강하기 때문 바깥쪽으로 경사되어 있다.

(3) 본 메커니즘에서의 양력계수는 레이놀즈수에 거의 독립적이다.

(4) 이산와법은 이런 종류의 비정상흐름의 수치 계산에 매우 유용하다.

후 기

이 논문은 2006년도 지방대학혁신역량강화사업에 의하여 지원되었음.

참 고 문 헌

1) Weis-Fogh,T.,1973, "Quick Estimates of Flight Fitness in Hovering Animals, Including Novel Mechanism for Lift Production," Journal of Experimental Biology, Vol.59, pp.169-231.

2) Lighthill,M.J.,1973, "On the Weis-Fogh Mechanism of Lift Generation," Journal of Fluid Mechanics, Vol.60, pp.1-17.

3) Maxworthy,T.,1979, "Experiments on the Weis-Fogh Mechanism of Life Generation by Insects in Hovering Flight," Journal of Fluid Mechanics, Vol.93,pp.47-63

4) Leonard,A.,1980, "Vortex method for Flow Simulation," Journal of Computational Physics. Vol.37, pp289-335.

5) Sarpkaya,T.,1989, "Computational Methods with Vortices," ASME Journal of fluids Engineering,Vol.111, March, pp5-52.

6) Chorin,A.J.,1973, "Numerical Study of Slightly Viscous Flow," Journal of Fluid Mechanics,Vol.57,pp.785-796.

7) Shirayama, S.,et al.,1985, "A Three dimensional Vortex Method," AIAA Paper,85-1488,pp.14-24.

8) Spedding,G.R. and Maxworthy,T.,1986, "The Generation of Circulation and Lift in a Rigid Two-Dimensional Fling," Journal of Fluid Mechanics, Vol.165,pp.247-272.