

정지 비행에서의 곤충 날개 궤적에 따른 공기역학적 특성

조 헌 기* · 주 원 구*

(2008년 12월 29일 접수, 2009년 6월 6일 수정, 2009년 6월 8일 심사완료)

The Aerodynamic Characteristics by the Insect Wing Tip Trajectory in Hovering Flight

Hunkee Cho and Won-gu Joo

Key Words: Insect Flight(곤충 비행), Wing Kinematics(날개 운동학), Deviation Angle(이탈각), Angle Of Attack(받음각), Delayed Stall Effect(지연 실속 효과), Wake Capture(후류 포획)

Abstract

Insect flight is adapted to cope with each circumstance by controlling a variety of the parameters of wing motion in nature. Many researchers have struggled to solve the fundamental concept of insect flight, but it has not been solved yet clearly. In this study, to find the most effective flapping wing dynamics, we conducted to analyze CFD data on fixing some of the optimal parameters of wing motion such as stoke amplitude, flip duration and wing rotation type and then controlled the deviation angle by fabricating wing tip motion. Although all patterns have the similar value of lift coefficient and drag coefficient, pattern A(pear-shape type) indicates the highest lift coefficient and pattern H(pear-shape type) has the lowest lift coefficient among four wing tip motions and three deviation angles. This result suggest that the lift and drag coefficient depends on the angle of attack and the deviation angle combined, and it could be explained by delayed stall and wake capture effect.

기호설명

C_D : 항력 계수

C_L : 양력 계수

L_c : 평균 날개 폭(m)

P : 압력(kg/m·s²)

R : 오일러 회전 매트릭스

\hat{R} : 날개 길이(m)

t : 시간(sec)

u : 속도(m/s)

x,y,z : 절대 좌표계

ψ, θ, ϕ : 날개 회전 좌표계

Φ : 날개 짓 진폭(degree)

ρ : 밀도(kg/m³)

ω : 진동수(sec⁻¹)

μ : 절대 점도(kg/m·s)

ν : 동점도(m²/s)

Re : 레이놀즈수

AOA : angle of attack(받음각)(degree)

[이 논문은 대한기계학회 2008년도 추계학술대회 (2008. 11. 5.-7. 용평리조트) 발표논문임]

† 책임저자, 회원, 연세대학교 기계공학부 학부생

E-mail : jplinfinit@gmail.com

* 회원, 연세대학교 기계공학부

E-mail : joo_wg@yonsei.ac.kr

TEL : (02)2123-2815, FAX : (02)312-2159

1. 서 론

오랜 진화 과정 동안 곤충은 현재 인간이 만들어 낼 수 있는 비행기보다 훨씬 좋은 비행 기술을 가지게 되었다. 많은 학자들이 곤충의 비행 기술 및 그 원리를 분석하기 위해 다방면에서 노

력을 해왔으며 특히 공학 분야에서는 곤충 비행 분석 및 초소형비행체 (MAV : Micro Aerial Vehicle) 제작 응용을 위해 많은 노력을 하고 있다. 허나 곤충의 날개 짓은 매우 움직임이 빠르며, 날개 짓 하는 방법도 각 곤충마다 여러 가지 형태를 가지고 있는 것을 밝혀졌다. 크기도 작아 직접적인 관찰을 통한 분석 방법은 상당히 어렵다. 그래서 유체역학적 상사법칙을 통해 실험 대상의 크기를 늘려 실험을 하거나 컴퓨터를 이용한 시뮬레이션 방법이 연구 방법으로 사용되고 있다. 실험 장치를 통한 연구는 laser를 이용한 PIV(Particle Image Velocimetry)장비를 이용하여 유동장 및 여러 data를 분석하고 있으며 시뮬레이션을 이용한 방법은 여러 가지의 CFD(Computational Fluid Dynamics)방법 및 상용 프로그램을 이용하여 분석을 하고 있다. 최근 연구 결과로는 Dickinson⁽¹⁾ 과 Ellington⁽⁵⁾ 에 의해 기본적인 비행 원리로 delayed stall, rotational lift, wake capture 제안했다. 또한 Lehmann⁽²⁾의 연구를 통해 clap-and-fling의 구체적인 양력 상승 원리를 제시하였다. 하지만 현재 까지 곤충들의 다양한 움직임에 대한 양력 효과 및 비행 원리에 관한 논문은 적었으며 여러 가지 날개 패턴으로 인해 발생하는 이탈각에 대한 상세한 연구 내용도 부족 했다. 본 연구는 상용 프로그램인 FLUENT 6.3을 이용하여 정지비행에서의 곤충 여러 날개 궤적과 이탈각 변화에 따른 공기역학적 특성을 수치 계산하였다. 곤충 모델은 초파리를 선택했으며 wing rotation type 방식은 advanced rotation에 대해서 수치 계산을 하였다. Lehmann의 다수⁽²⁾의 논문에서 Full-sine (oval pattern), Half-sine (figure-of-eight pattern)이 잘 섞여 있는 4개의 움직임을 선택했으며 여기에 이탈각을 3가지(10°, 20°, 30°)로 변화시켜 그 결과를 비교하였다. 이를 통해 곤충 비행에서의 이탈각과 날개 움직임이 양력 상승에 주는 효과를 관찰하고자 한다.

2. 본 론

2.1 유동 해석

본 연구에서는 해석한 유체의 특성은 3차원 비정상유동으로 비압축성 점성유동이다. FLUENT 6.3에서 해석을 하기 위해 사용되는 지배 방정식은 연속 방정식과 Navier-stokes 방정식이다.

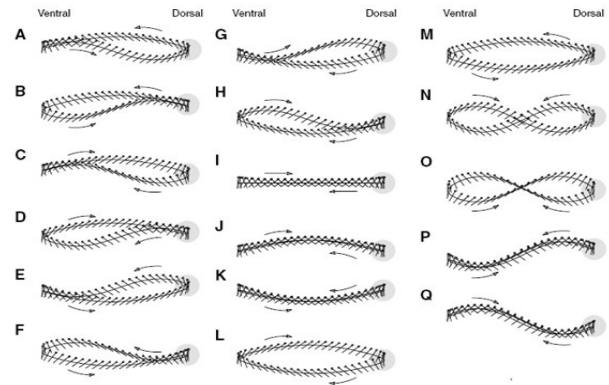


Fig. 1 Schematic of wing tip trajectory(refer from Lehmann et al.⁽²⁾)

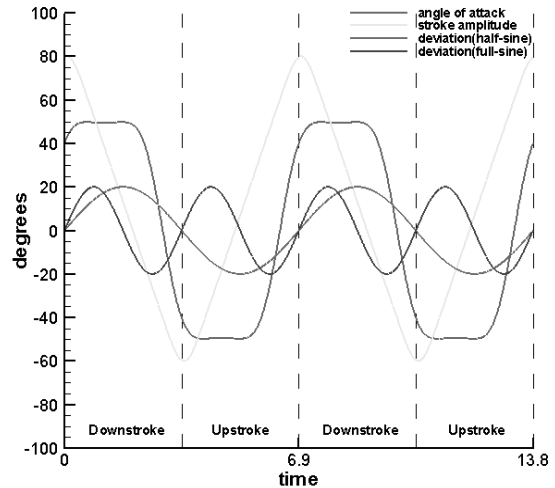


Fig. 2 Plot of kinematic parameters

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0, \rho \left(\frac{\partial u_i}{\partial t} + U \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) = - \frac{\partial P_i}{\partial x_i} + \rho g_i + \mu \left(\frac{\partial^2 u_i}{\partial x_i^2} \right) \quad (1)$$

유체 해석을 위해 날개 형상 모델링의 기본으로 설정한 곤충은 초파리(Drosophila melanogaster)이며 비행 영역의 Reynolds 수는 약 136으로 알려져 있으며 본 연구에서도 Reynolds 수를 약 136으로 설정하였다.

$$Re = \frac{2\Phi \hat{R} L_c \omega}{\nu} \quad (2)$$

위 수식에서 Φ 는 날개 짓 진폭(160°), \hat{R} 는 날개 span 길이(0.50m), L_c 는 평균 코드 길이(0.077m), ω 는 진동수(0.145Hz), ν 는 동점도(115cSt) 이다.

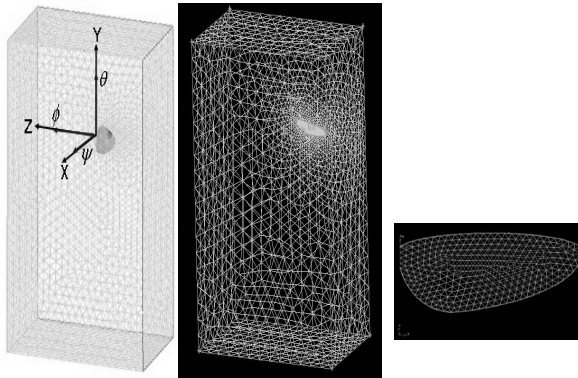


Fig. 3 Schematic of total coordinate system and wing

2.2 격자 형성

사용된 격자는 tetra/hybrid mesh를 이용 하였으며 형성 된 격자수는 약 15만개 이다. 기본적인 격자 형상은 Dickinson 외 다수⁽¹⁾의 실험에서 사용된 mineral oil tank형상을 기반으로 만들었으며 계산 속도를 빨리 하기 위해 한쪽 날개만 형성한 후 대칭 조건을 부여 하여 계산을 하였다. 또한 날개 주변 격자는 세밀하게 형성하고 외부로 나갈수록 크게 형성하여 정확도 및 계산 속도를 높였다. 격자는 static이 아닌 Dynamic Mesh와 Auto remeshing을 사용하여 날개의 움직임에 따라 격자 모양도 자동으로 따라 움직이도록 하였다.

2.3 날개 궤적 움직임 제어

날개 궤적은 Lehmann의 다수⁽²⁾의 논문을 참고하여 Full-sine($\sin(2\pi t)$ -oval pattern), Half-sine($\sin(4\pi t)$ -figure-of-eight pattern)를 조합하여 전반 반주기가 Full-sine이며 후반 반주기가 Half-sine으로 구성되어 있는 A, B pattern과 전반 반주기가 Half-sine이며 후반 반주기가 Full-sine 으로 이루어진 F, H pattern을 이용하여 총 4개 형태를 만들었다.(Fig. 1 참조) 여기에 다시 stroke amplitude 평면과 Y축 방향으로 날개와 이루는 각도인 이탈각을 10° , 20° , 30° 로 주어서 수치 계산을 하였다. 날개 움직임에 대한 제어는 Dickinson 외 다수⁽⁴⁾ 논문에서 사용된 식을 이용하였다.(Fig. 2 참조) ZXY Euler angles 을 이용하여 rotation matrix를 만들었으며 여기서 사용된 좌표계는 절대좌표계(X,Y,Z)와 날개 회전 좌표계(ψ, θ, ϕ) 이다. 3차원 좌표계에서 시간 변화에 따른 날개 위치를 바꿔 주어야 하기 때문에 Euler angle의 정의에 따라 rotation하는 변환 matrix를 사용하였다.(Fig. 3 참조)

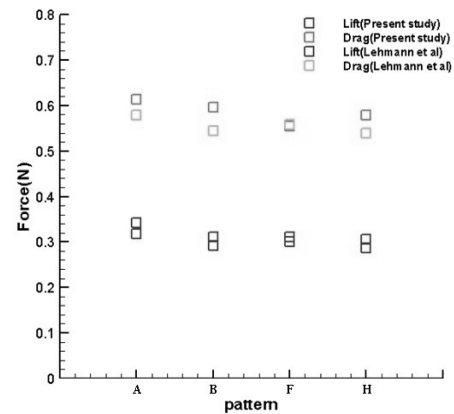


Fig. 4 Force comparison between present study and Lehmann et al.⁽²⁾

$$R = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \cos \psi \sin \theta \\ 0 & 1 & -\sin \psi \\ -\sin \theta & 0 & \cos \psi \cos \theta \end{pmatrix} \quad (3)$$

stroke 반전의 rotation type은 크게 advanced rotation, symmetrical rotation, delayed rotation 방식이 있다. 이중 Dickinson 외 다수⁽¹⁾ 논문 및 여러 논문^(3,4)에서 advanced rotation이 가장 큰 양력을 발생하는 것을 알려져 있어 본 연구에서는 advanced rotation에 대해서만 계산을 하였으며, 이는 전체 1주기(6.9sec)의 8%에 해당되는 시간만큼 반전 지점에서 날개 회전을 먼저 하는 방식이다.

3. 결과 및 고찰

3.1 수치 계산 검증 및 양력 및 항력 계수 크기

날개 궤적 움직임 4개의 pattern과 3개의 이탈각에 대해서 실험이나 수치계산을 한 논문은 드물다. 다행히 Lehmann의 다수⁽²⁾논문에서 이탈각이 19° 인 경우에 실험을 하였기 때문에 이탈각이 20° 인 경우에 대해서 수치계산의 타당성을 검증하기 위해 비교해 보았다. 비교 항목은 양력과 항력의 크기이다. Lehmann의 다수⁽²⁾ 논문을 기준으로 오차율을 구해보면 양력은 6.24%, 항력은 12.11% 정도로 본 연구의 값이 좀 더 큰 것으로 확인되었다. Lehmann의 다수⁽²⁾논문의Rotation type은 symmetrical rotation이며 본 연구는 advanced rotation이다. Dickinson 외 다수⁽⁴⁾ 및 Young-ho Kim⁽³⁾의 논문에 의하면 평균적으로

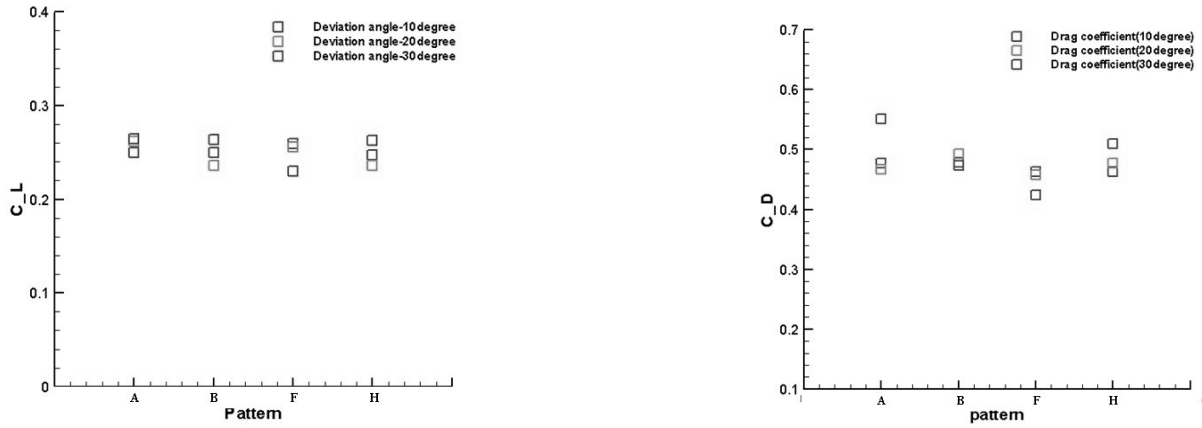


Fig. 5 Lift coefficient and Drag coefficient

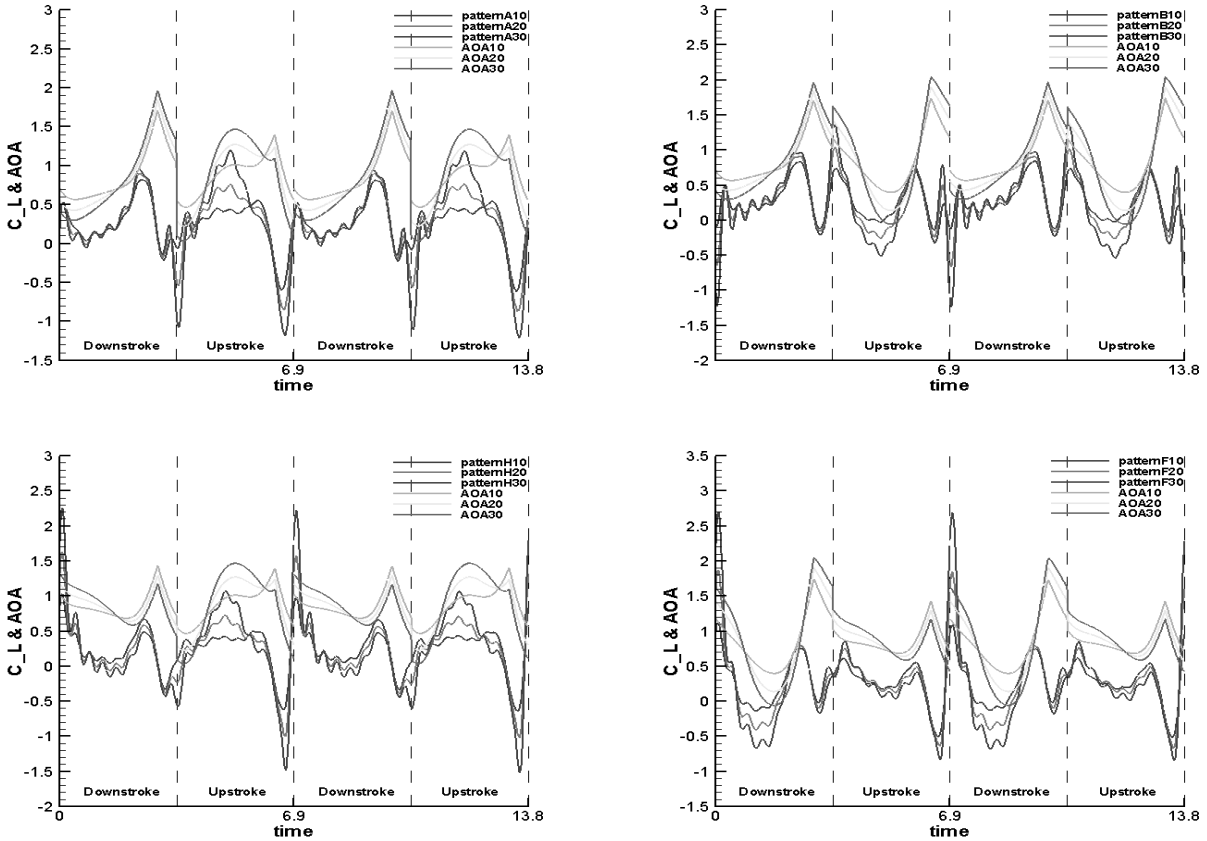


Fig. 6 Plot of the summation of angle of attack and deviation angle and Lift coefficient independent 4 patterns(A,B,F,H - counterclockwise)

advanced rotation이 symmetrical rotation 보다 양력은 약 8%, 항력은 약 10% 증가하는 것으로 보고되었다. 이를 통해 현재 사용된 상용프로그램의 신뢰도가 높다는 결론을 내리게 되었다.(Fig. 4 참조) 또한 pattern 별 양력 및 항력 계수 크기를 관찰해보았다. pattern별로 평균 양력 계수는

pattern A가 제일 크며, pattern H가 제일 작았다. 항력 계수는 pattern A가 제일 크며, pattern F가 제일 작았다.(Fig. 5 참조) 이탈각에 관한 양력 및 항력 효과는 선형성이 없으며 단순히 이탈각의 증가 혹은 감소로 인해 양력이나 항력에 큰 영향을 주지 않는 것으로 확인 할 수 있다.

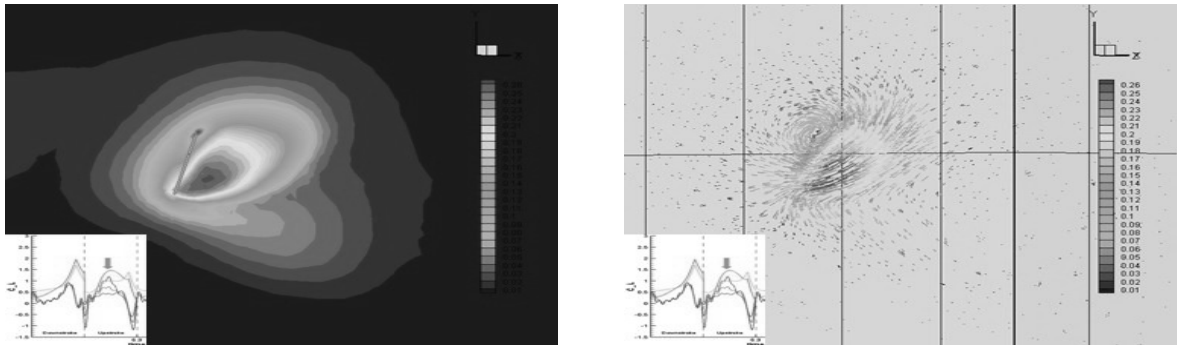


Fig. 7 Velocity Contour and Velocity Vector Contour(Pattern A)

3.2 pattern에 따른 양력계수 선도

수치 계산에 사용된 A, B, F, H pattern들은 모두 Full-sine과 Half-sine을 이용해서 만든 날개 궤적이다. 하지만 날개 반전 전후 부분의 날개 방향에 따라 양력이 증가하기도 하였으며 감소하기도 하였다. pattern A의 경우 날개 반전 후 양력 계수가 감소하였으며, pattern B의 경우 반주기(3.45sec)에서는 양력 계수가 증가하였지만 1주기(6.9sec)에서 감소하는 모습을 보인다. F pattern의 경우 pattern B와 같이 반주기(3.45sec)에서는 양력 계수가 증가하였지만 1주기(6.9sec)는 감소한다. pattern H는 Pattern A와 같이 모든 날개 반전 부위에서 양력 계수가 증가한다.(Fig. 6 참조)이는 날개의 움직임이 glider처럼 공기를 날개 밑에 두고 내려가는 방향으로 이동할 시 양력 계수 값이 증가하며 그 반대로 역행했을 경우 공기의 저항으로 인해 양력 계수 값이 감소했음을 보여 주고 있다.

3.3 이탈각 변화에 따른 양력계수 선도

반전을 위해 날개 회전하는 부분에서 이탈각이 커질수록 증가하는 모습을 볼 수 있다. 이는 회전 양력 효과가 있음을 의미한다. Half-sine 인 경우 양의 방향으로 이탈각이 가장 커지는 부근(pattern A, H의 upstroke 부분)에서 이탈각의 증가에 따라 양력 계수가 같이 증가하였으며 음의 방향으로 이탈각이 커지는 부근(pattern B의 downstroke, pattern H의 upstroke 부분)에서는 이탈각의 증가에 따라 양력 계수가 감소하였다.(Fig. 6 참조) Full-sine 인 경우 (pattern A, B의 upstroke와 pattern F의 downstroke, pattern H의 upstroke) 양의 방향 및 음의 방향 모두 이탈각에 대한 양력 계수 선도의 변화는 적었다. 이러한 효과는 형상에 의한 받음각에 이탈각의 변화

가 받음각에 영향을 주어 양력 변화에 중요한 역할을 한다는 점을 알 수 있다.

3.4 받음각과 이탈각의 관계

이탈각의 크기에 따라 날개와 유체사이와의 각이 변하게 되며 이에 따라 실질적인 받음각의 크기도 변하게 된다. 아랫방향으로 날개가 움직일 경우 실질적인 받음각은 증가하게 되며 윗 방향으로 날개가 움직일 경우 실질적인 받음각은 감소하게 된다. 이 각도는 공기역학적 받음각(aerodynamic angle of attack)이라 하며 Sane S.P.⁽⁸⁾의 논문에서 잘 정의되어 있다. Half-sine인 경우 공기역학적 받음각은 이탈각의 크기 변화에 따라 변화는 정도가 컸으며 Full-sine인 경우 공기역학적 받음각은 이탈각의 크기 변화에 따라 변하는 정도가 작았다. 바로 이러한 특성으로 인해 앞에서 언급한 이탈각의 변화에 따른 양력 계수 선도의 변화 양상이 나오게 되는 것이다. 결과적으로 날개 하단에 존재하는 유체의 양에 따라 발생할 수 있는 양력 계수 값이 결정이 되며 이는 이탈각을 받음각에 더한 값으로 잘 보여주고 있다. Fig. 6에서 받음각과 이탈각의 합을 라디안 값으로 양력계수와 같이 나타내었으며 양력 계수 선도와 전체적으로 상호 관계가 있음을 알 수 있다. 또한 정상상태 비행의 받음각보다 훨씬 큰 각도에서 실속 현상이 일어나 양력 계수 값이 떨어지는 모습이 나타난다. 또한 높은 받음각인데도 불구하고 지연 실속 및 후류 포획 현상으로 인해 양력 계수 값이 떨어지지 않는 형상도 볼 수 있다.(Fig. 7 참조) 높은 받음각인 상태인데도 불구하고 날개 하단의 강한 vortex가 존재하여 후류 포획 현상이 발생하고 있으며(Fig. 7내 좌측 그림) 날개 앞면에 axial vortex가 발생하여 날개 상단이 하단 보다 상대적으로

로 낮아져서 추가적인 양력이 발생하는 지연 실속 현상이 생기는 것을 확인 할 수 있다.(Fig. 7내 우측 그림) 각 그림 속 작은 그림은 Pattern A의 양력 계수 분포 중 받음각이 큰 경우를 화살표로 표시한 것이다.

4. 결 론

(1) 날개 움직임 패턴 별로 다른 특징을 보여 주었으며 이를 이용하여 상황에 맞는 다양한 비행을 구사 할 수 있는 MAV를 제작 할 수 있을 것이다.

(2) 발생하는 힘의 비교에서는 pattern별로 평균 양력 계수는 pattern A가 제일 크며, pattern H가 제일 작았다. 또한 항력 계수는 pattern A가 제일 크며, pattern F가 제일 작았다.

(3) Full-sine과 Half-sine의 궤적을 어떻게 조합을 해주냐에 따라 반전 부분의 양력 계수 값이 상승 또는 감소하였다.

(4) 양력 계수 변화는 이탈각과 받음각의 합에 상호 연관성을 가지고 있으며 이탈각과 받음각의 증감에 따라 양력 계수도 유사한 증감을 보였다. 이는 지연 실속 효과와 후류 포획 효과에 의해서 생기는 것을 잘 보여준다.

참고문헌

(1) Dickinson, M.H. and Lehmann, F.-O. and Sane, S.P.,

1999, "Wing Rotation and the Aerodynamics Basis of Insect Flight," *Science* Vol. 284, pp. 87~89.

(2) Lehmann, F.-O. and Simon Pick, 2007, "The Aerodynamic Benefit of Wing-Wing Interaction Depends on Stroke Trajectory in Flapping Insect Wings," *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 210, pp. 1362~1377.

(3) Yong-Ho Kim, 2004, "Numerical Study of Unsteady Aerodynamic Force Generated by Flapping of Drosophila," *Dissertation in the graduate school of Yonsei University*.

(4) Sane, S.P. and Dickinson, M.H., 2001, "The Control of Flight Force by a Flapping Wing : Lift and Drag Production," *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 204, pp. 2607~2626.

(5) Ellington, C.P., van den Berg, C. and Willmott, A. P., 1996, "Leading Edge Vortices in Insect Flight," *Nature*, Vol. 384, pp. 626~630.

(6) Mao Sun and Jian Tang, 2002, "Unsteady Aerodynamic Force Generation by a Model Fruit Fly Wing in Flapping Motion," *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 205, pp. 55~70.

(7) Wang, Z.J., 2005, "Dissecting Insect Flight," *Annu. Rev. Fluid Mech.* Vol. 37, pp. 183~210.

(8) Sane, S.P., 2003, "The Serodynamic of Insect Flight," *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 206, pp. 4191~4208.