

플래핑 날개의 음향 특성에 대한 수치 연구

배영민† · 문영준*

Numerical Investigation on the Flapping Wing Sound

Youngmin Bae and Young J. Moon

Key Words : Flapping wing (플래핑 날개), Splitting method (분리기법), Bumblebee (뽕벌), Low Mach number aeroacoustics (저마하수 공력소음)

Abstract

This study numerically investigates the unsteady flow and acoustic characteristics of a flapping wing using a hydrodynamic/acoustic splitting method. The Reynolds number based on the maximum translation velocity of the wing is $Re=8800$ and Mach number is $M=0.0485$. The flow around the flapping wing is predicted by solving the two-dimensional incompressible Navier-Stokes equations (INS) and the acoustic field is calculated by the linearized perturbed compressible equations (LPCE), both solved in moving coordinates. Numerical results show that the hovering sound is largely generated by wing translation (transverse and tangential), which have different dipole sources with different mechanisms. As a distinctive feature of the flapping sound, it is also shown that the dominant frequency varies around the wing.

기호설명

α : 스트로크 각도
 β : 비틀림 각도
 c : chord 길이
 c_0 : 음속
 C_D : 항력계수
 C_L : 양력계수
 f : 플래핑 주파수
 v : 동점성계수
 ρ_0 : 밀도
 T : 플래핑 주기
 U_∞ : 자유유동속도

1. 서론

곤충의 날개 짓에 대한 연구는 크게 공기역학적 관점에서 곤충의 양력발생 메커니즘을 이해하

고 이를 초소형 정찰로봇 등에 응용하기 위한 연구와, 날개 짓의 다양한 생물학적 기능들을 규명하고자 하는 연구로 나눌 수 있다. 전자의 경우, 기존의 다양한 실험적[1~3], 수치적[4~6] 연구들에 의해 곤충은 플래핑(flapping)하는 날개가 야기하는 Delayed Stall, Rotational Lift, Wake Capture 등의 공기역학적 특징들을 이용하여 충분한 양력을 얻는 것으로 알려지고 있다. 반면 생물학적 관점에서 매우 중요한 역할을 할 것으로 기대되는 플래핑 날개의 음향 특성에 대한 연구는 그 실험적, 수치적 어려움으로 인해 상대적으로 부족한 실정이다.

본 연구에서는 뽕벌(Bumblebee)의 날개 짓에 의한 유동 및 음향장을 예측하여 소음 생성 메커니즘을 규명하고, 소리의 방향성 및 주파수 성분을 분석함으로써 플래핑 날개 음향의 특징을 밝히고자 하였다. 나아가 정지비행(hovering)의 경우와 전진비행(forward flight)의 경우에 대한 음향장을 비교, 분석하여 비행조건에 따른 소리의 특성과 방향성을 확인하였다.

† 회원, 고려대학교 기계공학과 대학원

E-mail : oi0000@korea.ac.kr
TEL : (02)926-3818 FAX : (02)926-9290

* 고려대학교 기계공학과

2. 수치해석 기법

일반적으로 곤충 날개 주위의 유동은 매우 낮은 마하수(Mach number) 영역이므로 유동과 음향의 길이 스케일의 차이가 너무 커서 음향장 직접 수치모사(direct numerical simulation) 방법을 사용하기에는 방대한 양의 계산을 필요로 하는 어려움이 있다. 따라서 본 연구에서는 이동격자계 하에서 비압축성 지배방정식(incompressible Navier-Stokes equation)을 해석하여 유동장을 얻고, 선형화 된 압축성 요동 방정식(linearized perturbed compressible equation)을 이용하여 음향장을 예측하는 유동-음향 분리기법[7,8]을 적용하였다.

2.1 비정상 점성 유동 해석

플래핑 날개 주위의 비정상 점성 유동 해석을 위한 지배방정식으로는 다음과 같은 2 차원 비압축성 나비에-스토크스(Navier-Stokes) 식을 적용하였다.

$$\frac{\partial U_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\rho_0 \frac{\partial U_i}{\partial t} + \rho_0 \frac{\partial}{\partial x_j} (U_i U_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \mu_0 \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (2)$$

비정상 전산해석은 iterative fractional step method를 이용하여 계산하였으며, 시간적분에는 외재적 4 단계 Runge-Kutta 방법을 사용하였다. 대류항 계산에는 6 차 컴팩트 유한 차분법(compact finite difference method)[9]을 적용하였고, 집중격자계(collocated grid)에서 발생할 여지가 있는 압력장 떨림 현상을 제거하기 위하여 운동량 선형 보간법(momentum linear interpolation)을 사용하였다.

2.2 음향장 해석

저 마하수 영역에서 음향장을 예측하기 위한 유동-음향 분리 기법은 압축성 변수들(ρ, u_i, p)을 다음과 같이 비압축성 요동 변수(ρ_0, U_i, P)와 압축성 요동 변수(ρ', u_i', p')로 분리한다.

$$\rho(\vec{x}, t) = \rho_0 + \rho'(\vec{x}, t) \quad (3)$$

$$u_i(\vec{x}, t) = U_i(\vec{x}, t) + u_i'(\vec{x}, t) \quad (4)$$

$$p(\vec{x}, t) = P(\vec{x}, t) + p'(\vec{x}, t) \quad (5)$$

변수 분리식 (3)~(5)를 압축성 나비에-스토크스 식에 대입하여 비압축성 나비에-스토크스 식을 각각 빼면 선형화 된 압축성 요동 방정식 (6)~(8)을 얻을 수 있다.

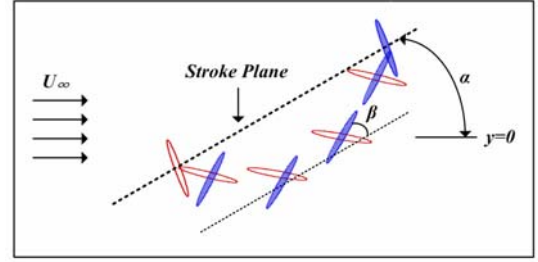


Fig. 1 Unsteady wing motion in one period (red line: downstroke, blue line: upstroke)

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} + (\vec{U} \cdot \nabla) \rho' + \rho_0 (\nabla \cdot \vec{u}') = 0 \quad (6)$$

$$\frac{\partial \vec{u}'}{\partial t} + \nabla (\vec{u}' \cdot \vec{U}) + \frac{1}{\rho_0} \nabla p' = 0 \quad (7)$$

$$\frac{\partial p'}{\partial t} + (\vec{U} \cdot \nabla) p' + \gamma P (\nabla \cdot \vec{u}') + (\vec{u}' \cdot \nabla) P = -\frac{DP}{Dt} \quad (8)$$

여기서 $DP/Dt = \partial P/\partial t + U \cdot \partial P/\partial x + V \cdot \partial P/\partial y$ 이고 γ 는 비열비이다.

음향장 계산을 위한 수치해석 기법으로는 비압축성 유동해석과 동일하게 6 차의 정확도를 갖는 컴팩트 유한 차분법을 사용하였으며, 시간 적분에는 4 단계 Runge-Kutta 방법을 사용하였다. 또한 컴팩트 유한 차분법을 비직교 격자계에 적용했을 때에 발생할 수 있는 오차를 제거하기 위하여 Gaitonde 등이 제안한 10 차의 공간 필터링을 적용하였고[10], 전산해석영역의 경계에서 음향파가 반사되지 않도록 Edgar 와 Visbal 의 ETA(energy transfer and annihilation) 경계조건을 사용하였다 [11].

3. 결과 및 고찰

3.1 플래핑 날개 모델링

본 연구에서 사용한 비정상 상태의 날개는 타원(chord 길이 c , 두께 $d=0.1c$)으로 모사하였으며 비행조건에 따른 실제 날개의 플래핑을 모사하기 위해 Fig. 1 에 나타낸 바와 같이 α 만큼 기울어진 스트로크 면(stroke plane)을 기준으로 움직이게 된다. 이 때 날개의 중심은 다음 식에 의해 결정된다.

$$x(t)/c = 0.4 + 2 \cos(2\pi ft)$$

$$y(t)/c = 0.5 + 0.5 \cos(4\pi ft) - 0.2 \exp\left(-200 \left(\frac{t}{T} - \frac{2}{3}\right)^2\right)$$

여기서 f 는 날개의 플래핑 주파수를 나타내며 $T(=1/f)$ 는 주기를 나타낸다. 또한 시간에 따른 날개의 비틀림 각도 β 는 아래 식에서 계산된다.

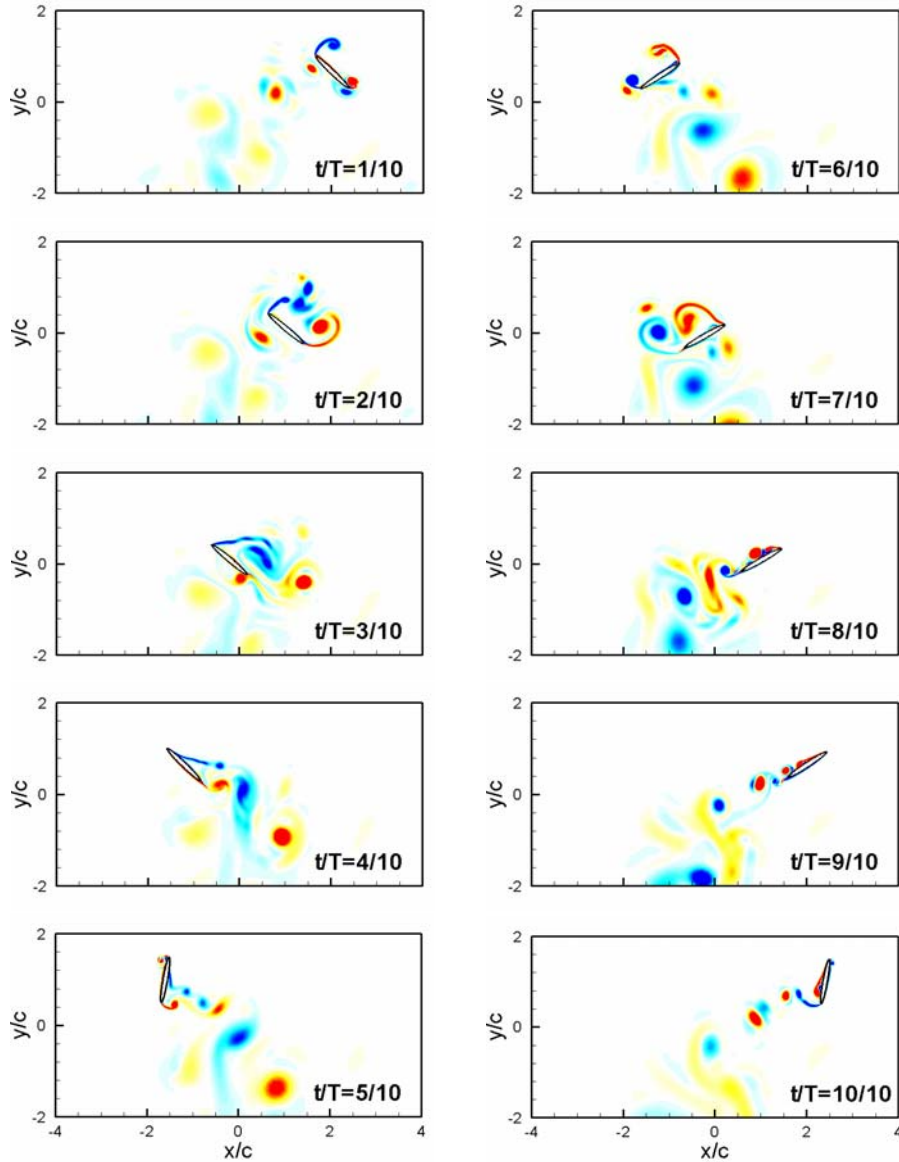


Fig. 2 Time evolution of vorticity field around the wing during one cycle of flapping motion; $\alpha=0^\circ$ (contours between -10 and 10)

$$\beta(t) = \begin{cases} 80 + 60 \tanh\left(1.6/\left|\frac{4t}{T}-1\right| - 1.6\left|\frac{4t}{T}-1\right|\right), & 0 \leq t < \frac{T}{2} \\ 80 - 50 \tanh\left(1.6/\left|\frac{4t}{T}-3\right| - 1.6\left|\frac{4t}{T}-3\right|\right), & \frac{T}{2} \leq t < T \end{cases}$$

날개의 모양 및 주기적인 움직임은 실제 췁벌 (*Bombus terrestris*)의 데이터[12]를 기본으로 하였으며 ($c=0.8\text{cm}$, $f=170\text{Hz}$, 스트로크 길이= $4c$), 유동장 및 음향장을 나타내는 변수들은 모두 음속 c_0 , chord 길이 c , 공기의 밀도 ρ_0 로 무차원화 되었다. 유동조건으로 날개 끝단의 최대속도(17m/s)를 기준으로 한 레이놀즈 수와 마하수는 각각 $Re_c=8800$, $M=0.0485$ 이고 날개의 무차원 주파수는

$St=0.004$ 로 두었다.

유동장 계산 영역은 날개의 중심을 기준으로 반지름이 chord 길이의 500 배인 원으로 두었으며, 401×181 개의 정렬격자를 사용하여 계산을 수행하였다. 음향장 계산 영역은 유동장의 계산 영역과 동일하게 부여하고 비반사 경계영역(buffer zone)을 두어 음향파의 반사를 방지하였다. 또한 음향장의 최소격자 크기를 유동장의 최소격자보다 약 5 배 크게 하여 유동장 및 음향장 해석시 동일한 시간간격을 가질 수 있게 하였다. 음향장의 예측에는 모두 251×91 개의 격자가 사용되었다.

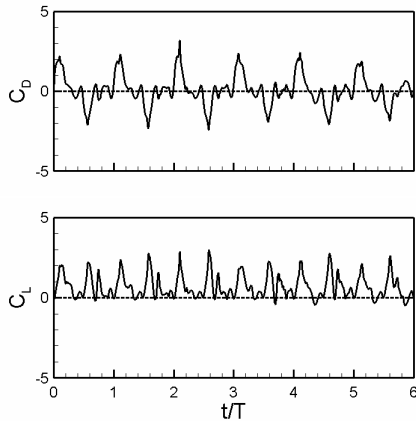


Fig. 3 Time history of drag and lift coefficients during hovering

3.2 정지비행

일반적으로, 한 주기 내에서 수행되는 플라핑 날개의 움직임은 크게 몸체를 기준으로 한 하향스트로크(downstroke)와 상향스트로크(upstroke)로 구성된다. 각각의 스트로크는 스트로크면에서 수직방향으로의 종단운동(transverse motion), 수평방향으로의 접선운동(tangential motion) 및 회전운동(rotational motion)의 3 단계로 이루어지며, 여기서는 정지비행하는 뱀벌의 날개 움직임을 모사하기 위해 먼저 $\alpha=0^\circ$ 이고 $U_\infty=0$ 경우에 대한 전산해석을 수행하여 정지비행시 날개 주위에서 생성되는 유동장 및 음향장을 고찰하였다.

Figure 2 는 정지비행시 플라핑하는 날개 주위의 유동을 한 주기 동안 나타낸 것으로, 날개의 종단운동($t/T=1/10\sim 2/10$)에 의해 한 쌍의 앞전와류(leading edge vortex)와 후방와류(trailing edge vortex)가 동시에 형성되는 것을 확인할 수 있다. 이 와류들은 날개가 접선운동을 함에 따라 ($t/T=3/10\sim 4/10$), 시계방향으로 회전하는 앞전와류는 계속 커지게 되며 반시계방향으로 회전하던 후방와류는 날개 끝단에서 박리된다. 마지막으로 하향스트로크의 끝부분에서 이루어지는 날개의 회전운동은($t/T=5/10$) 앞전와류를 박리시키게 되며 여기서 박리된 앞전와류와 후방와류는 이후 상호작용에 의해 형성된 하향기류에 의해 아래쪽으로 이동하게 되어 충분한 양력을 발생시키는 것으로 보인다[5].

날개의 상향스트로크에서도 이와 유사한 과정이 반복되어 종단운동과 접선운동($t/T=6/10\sim 9/10$)에 의해 형성된 와류구조들이 회전운동($t/T=10/10$)에 의해 박리되어 아래쪽으로 이동하게 되며 여기서 형성된 이극성 와류는 날개의 스트로크면에서 벗어나게 되어 이후 새로운 와류구

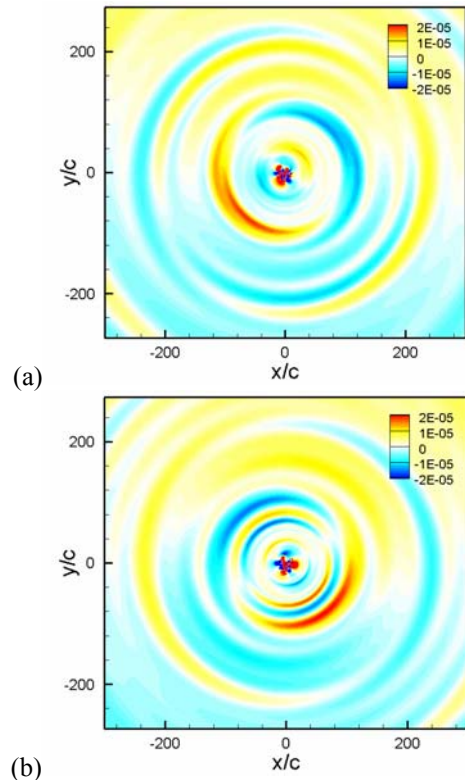


Fig. 4 Instantaneous pressure fluctuation contours around the wing at (a) $t/T=0.5$ and (b) $t/T=1$

조의 형성에 큰 영향을 미치지 않게 된다.

Figure 3 은 시간에 따른 날개의 공력특성을 나타낸 것으로 양력의 경우, 한 주기 내에서 이루어지는 하향/상향스트로크에 의해 지속적인 양의 값이 형성되는 것을 확인할 수 있다. 반면, 항력의 경우, 하향스트로크에서는 양의 값을 가지게 되고, 상향스트로크에서는 음의 값을 가지게 되며 본 연구에서 예측된 양력계수와 항력계수의 평균값은 각각 0 과 0.66 으로 확인되었다.

실제 2 차원 날개 모형에 작용하는 양력을 계산하기 위해, 다음과 같은 양력계수 정의를 이용하면,

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho_0 U_{\max}^2 S}$$

본 연구에서 예측된 양력은 약 $3.17 \times 10^{-2} \text{N}$ 으로 일반적인 뱀벌의 무게[12] $8.63 \times 10^{-3} \text{N}$ 에 비해 충분한 양력을 얻는 것을 알 수 있다. 이는 실제 플라핑 날개의 3 차원 유동에서도 주된 양력발생 메커니즘은 2 차원적인 운동에 있음을 나타내며 이는 기존의 연구결과와도 일치한다[5].

한편, 플라핑 날개에 의한 음향 생성 메커니즘을 이해하기 위해 각각 $t/T=0.5$ 와 $t/T=1.0$ 에서의 음향장을 Fig. 4 에 나타내었다. 각 스트로크의 초기에 형성되는 날개의 종단운동은 강한 이극극

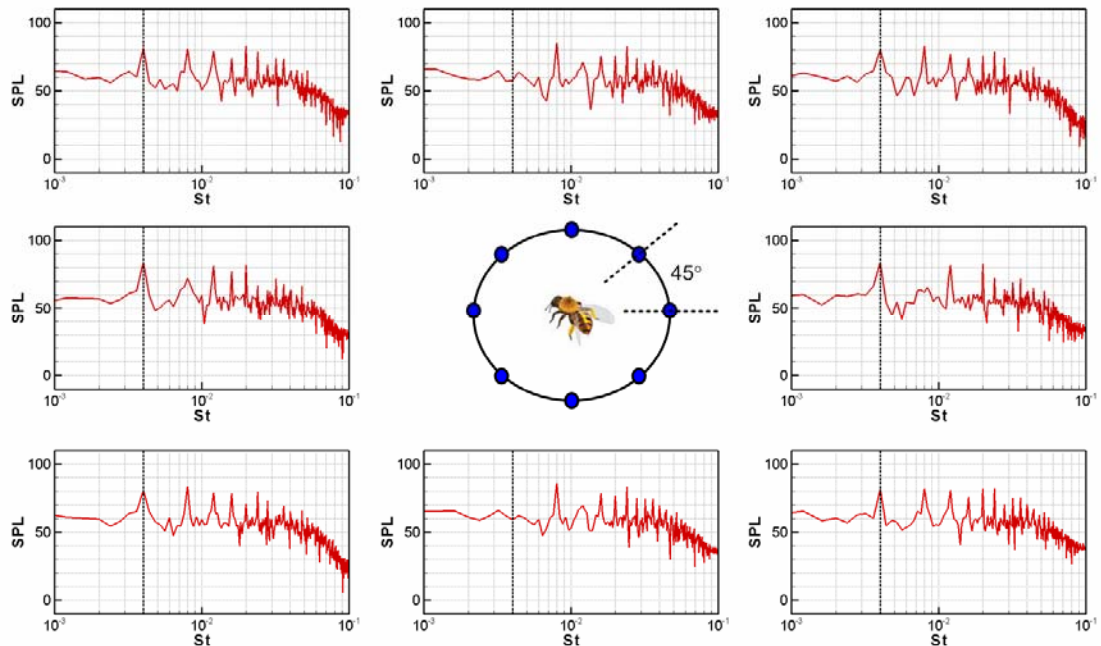


Fig. 5 Sound spectra around a hovering insect at $r=100c$ and every 45° : black dotted line indicates the beating frequency

(dipole) 성분의 음향장을 형성하게 되며 이후의 접선운동은 고주파의 끝단소음(trailing-edge noise)을 생성하게 된다. 여기서 플래핑하는 날개는 하향스트로크와 상향스트로크를 위해 한 주기 내에서 연속적인 각도 변화를 수반하므로, 종단운동에 의해 형성되는 음향장의 방향이 하향스트로크와 상향스트로크에서 각각 다르게 형성됨을 알 수 있다. 즉, 플래핑 날개 주위의 주된 음향장은 항력성 이중극(drag dipole) 성분과 양력성 이중극(lift dipole) 성분으로 구성되며 각각의 지배적인 주파수 성분은 플래핑 주파수와 그 2 배로 이루어지게 된다.

이러한 맥락에서 정지비행시 플래핑하는 날개 주위에서 형성되는 음향특성을 파악하기 위해 날개 주위에서 45° 각도를 따라 측정된 스펙트럼을 Fig. 5 에 나타내었다. 날개의 앞쪽(180°)과 뒤쪽(0°)에서 측정된 음향장은 주로 항력성 이중극 성분(f)으로 구성되며 양력성 이중극 성분($2f$)의 영향은 미미한 것으로 나타났다. 반면, 날개의 위쪽(90°)과 아래쪽(270°)에서는 항력성 이중극 성분(f)에 비해 양력성 이중극 성분($2f$)이 지배적인 것으로 확인되었다. 여기에 날개의 접선운동에 의해 형성되는 고주파 성분($5f$, $6f$)의 영향과 조화 주파수의 영향이 더해지게 되어 정지비행시 플래핑 날개 주위의 주된 음향장을 형성하게 되는 것으로 보인다.

요컨대 플래핑 날개 주위에서 형성되는 음향장

은 주로 날개의 종단운동 및 접선운동에 의한 이중극 성분에 의한 것으로 방향에 따라 서로 다른 주파수 성분으로 구성되어 있으며 일정한 방향성을 가지게 된다[13].

3.3 전진비행

전진비행시 플래핑 날개 주위에서 생성되는 음향장을 고찰하기 위해서는 스트로크면의 각도(α)에 따른 공력특성과 자유유동속도(U_∞)를 적절히 선정하여야 한다. 본 연구에서는 먼저 다양한 스트로크 각도와 자유유동속도를 테스트함으로써 Fig. 6 에 나타낸 바와 같이 $\alpha=40^\circ$ 인 경우 보편적인 전진비행 속도($U_\infty=0.25U_{max}$)를 얻을 수 있는 추진력이 형성됨을 확인하였으며 이는 전형적인 뱀벌의 자유비행시 각도와도 일치한다[14,15].

전진비행시($\alpha=40^\circ$, $U_\infty=0.25U_{max}$) 플래핑 날개 주위에서 형성되는 음향장은 방향에 관계없이 모두 유사한 주파수 성분으로 구성되어 있는 것으로 확인되었으며, 따라서 뚜렷한 방향성을 보이지 않는다. 즉, Fig 5 의 45° 와 125° 에서 나타나는 스펙트럼과 동일한 스펙트럼이 전방위에서 나타나게 되며, 이는 정지비행시 전방과 후방, 위쪽과 아래쪽에서 서로 다른 주파수 성분이 형성되는 것과 비교했을 때, 소리의 생물학적 기능과 관련이 있을 것으로 기대된다.

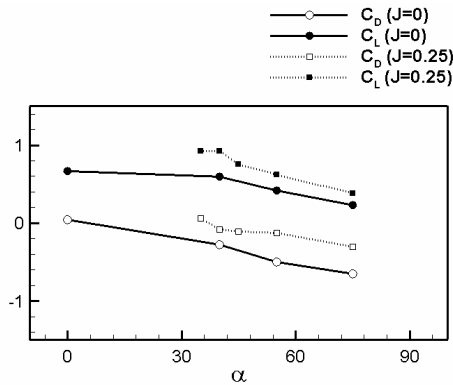


Fig. 6 Drag and lift coefficients versus stroke angle (α) for two advance ratios J

4. 결론

본 연구에서는 유동-음향 분리기법을 이용해 정지비행시 뱀벌의 날개 짓에 의한 유동 특성을 분석하고 음향장을 예측하여 소음 생성 메커니즘을 규명하였다. 또한 비행조건에 따른 소리의 방향성 및 주파수 성분을 분석함으로써 플래핑 날개 음향의 특징을 밝혔다. 나아가 정지비행의 경우와 진진비행의 음향장을 비교, 분석하여 소리의 특성과 방향성을 확인하였다.

참고문헌

(1) Ellington, C. P., Berg, C. van den, Willmott, A. P., and Thomas, A. L. R., 1996, "Leading-edge vortices in insect flight," *Nature*, Vol. 384, pp. 626-630.

(2) Birch, J. M., and Dickinson, M. H., 2001, "Spanwise flow and the attachment of the leading-edge vortex on insect wings," *Nature*, Vol. 412, pp. 729-733.

(3) 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.

(4) Wang, Z. J., 2000, "Two dimensional mechanism for insect hovering," *Physical Review Letters*, Vol. 85, No. 10, pp. 2216-2219.

(5) Sun, M., and Tang, J., 2002, "Unsteady aerodynamic force generation by a model fruit fly wing in flapping motion," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 205, pp. 55-70.

(6) Sun, M., and Tang, J., 2002, "Lift and power requirements of hovering flight in *Drosophila*," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 205, pp. 2413-2427.

(7) Seo, J. H., and Moon, Y. J., 2005, "Perturbed compressible equations for aeroacoustic noise prediction at low Mach numbers," *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 8, pp. 1716-1724.

(8) Seo, J. H., and Moon, Y. J., 2005, "Linearized perturbed compressible equations for low Mach number aeroacoustics," *Journal of Computational Physics*, in press.

(9) Lele, S. K., 1992, "Compact finite difference schemes with spectral-like resolution," *Journal of Computational Physics*, Vol. 103, pp. 16-42.

(10) Gaitonde, D., Shang, J. S., and Young, J. L., 1999, "Practical aspects of higher-order numerical schemes for wave propagation phenomena," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 45, No. 12, pp. 1849-1869.

(11) Edgar, N. B., and Visbal, M. R., 2003, "A general buffer zone type non reflecting boundary condition for computational aeroacoustics," *AIAA Paper 2003-3300*.

(12) Weig-Fogh, T., 1973, "Quick estimates of flight fitness in hovering animals, including novel mechanism for lift production," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 59, pp. 169-230.

(13) Suer, J., Tuck, E. J., and Robert, D., 2005, "Sound radiation around a flying fly," *Journal of Acoustical Society of America*, Vol. 118, No. 1, pp. 530-538.

(14) Dudley, R., and Ellington, C. P., 1990, "Mechanics of forward flight in bumblebees. I. Kinematics and morphology," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 148, pp. 19-52.

(15) Willmott, A. P., and Ellington, C. P., 1997, "The mechanics of flight in the hawkmoth *Manduca sexta*. I. Kinematics of hovering and forward flight," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 200, pp. 2705.