

사각형 평판날개의 리드래그 운동이 조합된 날개짓에 대한 비정상 VLM 공력 해석

Aerodynamic Analysis of a Rectangular Wing in Flapping with Lead-Lag Motion using Unsteady VLM

김우진*, 김학봉(한국항공대학교)

1. 서론

자연속의 박쥐, 새, 곤충들과 같은 작은 생물들은 날개짓(flapping)을 효과적으로 사용하여 전진비행, 정지비행을 한다. 새나 곤충의 비행 원리에 대해 관심을 갖게 되는 주된 이유는 유인 비행이 부적절 할 수 있는 위험지역이나 접근이 용이하지 못한 분쟁 및 환경 오염지역의 정찰 및 관찰에 소형 항공기가 효과적으로 활용될 수 있기 때문이다. 이러한 소형 항공기는 비행체 주위의 공기 흐름이 저 레이놀즈 수 유동특성을 보이기 때문에 고정의 형태의 항공기는 효율이 떨어진다. 반면, 날개짓 형태의 소형 항공기는 저 레이놀즈수 유동에서 충분한 양력과 추력에 얻을 수 있으므로 많은 관심의 대상이 되고 있다[1].

날개짓 날개 주위의 유동은 3차원, 비정상 유동이고, 날개의 기하학적 형상이 시간에 따라 변하기 때문에 Navier-Stoke 방정식으로 해석하는 것은 복잡하며 경제적이지 못하다. 임의 형상에 대한 비정상 유동을 해석하기 위한 간단한 방법은 포텐셜 이론에 기초한 패널 방법이다[2,3]. 이 방법은 비정상 유동 해석에 대하여 양호한 결과를 보이고 있고 시간 전진 기법을 이용하게 되면, 날개짓 날개와 같이 형태가 변하는 물체주위의 유동과 날개 뒤에서 배출되어 형성되는 후 와류의 강도와 위치를 구할 수 있는 장점이 있다.

본 논문에서는 분할된 각 요소날개의 각각의 변을 따라 와선을 위치시켜 요소날개를 와환으로 묘사한 다음 와환의 중심에서 면에 수직방향 속도 성분이 0 이라는 경계조건을 적용하여 와환의 강도를 계산하는 방법인 VLM의 와환법(Vortex Ring Method)을 사용하여 날개의 가장 기본인 가로세로비가 큰 직사각형 평면 날

개를 이용하여 피칭 및 상하운동(plunging 또는 heaving)을 해석하여 프로그램의 타당성을 검증하였다.

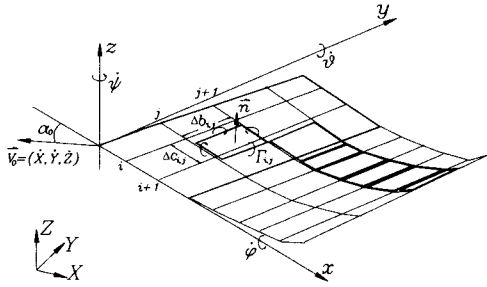
날개짓 하는 생물체 날개의 운동궤적을 묘사하기 위하여 날개짓과 리드래그 운동의 위상차를 달리하여 타원, 직선, 원과 같은 날개 끝의 운동궤적을 구하였다. 이러한 운동궤적은 날개의 운동 방향과 관계가 있어서 날개에 발생하는 양력, 항력, 추력에 영향을 주므로 위상차 변화에 따른 공기역학적 특성들을 무차원 진동수의 변화에 따라 조사 연구 하고자 한다.

주기적인 날개짓에 리드래그가 합성된 운동에 의하여 주기함수로 나타나는 양력, 항력, 및 추력을 한 주기 동안 시간 평균된 값으로 날개짓 하는 직사각형 날개의 공력 특성을 살펴보았다.

2. 수치적 방법

Fig. 1과 같이 직사각형 날개를 작은 요소날개로 나눈 후 각각의 요소날개마다 와환(vortex ring)의 앞쪽 와선은 요소날개 시위의 1/4선에, 좌우 와선은 요소날개의 좌우측 끝에 그리고 뒤쪽 와선은 바로 뒤에 위치한 요소날개 시위의

1/4선에 위치시켜 하나의 와환을 구성한다. 경계조건이 적용될 제어점은 요소날개 중심시위의 3/4 점, 즉 와환의 중심으로 잡는다. 제어점에서 면에 수직 단위벡터는 각 요소 날개의 두 대각선 벡터의 외적 벡터 방향으로 정의하였다.



<Fig. 1> Nomenclature for vortex ring model

Fig. 1에서 ϕ, θ, ψ 는 x, y, z 축 방향의 각 속도이고, 날개 시위방향으로는 i 및 날개 길이방향으로는 j 로 번호를 부여하고, Δa_{ij} 및 Δb_{ij} 는 각각 요소날개의 시위 및 날개길이이며, Γ_{ij} 는 (i, j) 번째 요소날개 와환의 순환강도이다.

물체를 둘러싸고 있는 전체 유동장은 비점성, 비회전, 비압축성으로 가정하면 속도 포텐셜 Φ 는 Laplace 방정식을 만족한다.

$$\nabla^2 \Phi = 0 \tag{1}$$

여러 개의 요소날개로 구성된 날개 및 후와류를 와환으로 표현할 경우 먼 거리 경계조건은 만족되며, 날개 표면에서는 다음의 경계조건을 만족해야 한다.

$$(\nabla \Phi + \vec{V}) \cdot \vec{n} = 0 \tag{2}$$

여기서 \vec{V} 는 표면의 운동속도이고, \vec{n} 은 표면에 수직방향 단위벡터이다.

날개 표면에서 운동속도는 날개의 운동에 의한 상대속도와 각 요소날개 및 후와류의 와환에 의한 유도속도의 중첩에 의하여 구해진다. 날개의 운동속도는 날개의 이동(비행)속도와 날개 고정좌표계에 대한 날개의 운동에 의한 속도로 구성되어 있으며, 날개표면 및 후와류 내 하나의 와환에 의한 유도속도는 다음의 Biot-Savart 법칙에 의하여 구한다.

$$\vec{V}_{in} = \frac{\Gamma}{4\pi} \oint \frac{d\vec{l} \times \vec{r}}{r^3} \tag{3}$$

여기서 적분은 폐곡선인 와환에 대한 것을 의미하며 \vec{V}_{in} 는 유도속도, Γ 는 와환의 순환

강도, $d\vec{l}$ 은 와선의 미소 길이, \vec{r} 은 와선으로부터 속도를 구하고자 하는 점까지의 거리벡터이다. 기타 자세한 수치적 방법에 대한 것은 참고문헌[4]에 설명되어 있다.

날개를 움직이는데 필요한 동력 P_{in} 다음과 같다.

$$P_{in} = \int_S \vec{V}_W \cdot d\vec{F} \tag{4}$$

\vec{V}_W 은 날개 및 리드래그에 의한 날개면의 운동속도, $d\vec{F}$ 는 날개 미소면에 작용하는 힘이다. 이를 동력 계수로 다음과 같이 정의한다.

$$C_{P_{in}} \equiv \frac{P_{in}}{1/2\rho V_0^3 S} \tag{5}$$

여기서 V_0 는 비행속도이다. 따라서 추력동력을 $P_{out} \equiv -TV_0$ 로 정의하면 평균추진효율은 다음과 같이 된다[5].

$$\eta \equiv \frac{P_{out}}{P_{in}} = \frac{-TV_0}{P_{in}} = \frac{-C_T}{C_{P_{in}}} \tag{6}$$

여기서 추력계수 C_T 는 다음과 같다.

$$C_T \equiv \frac{T}{1/2\rho V_0^2 S} = -C_D \tag{7}$$

3. 결과 및 고찰

3.1 계산 방법의 검증

Fig. 2는 캠버가 없는 사각 날개가 일정 속도 V_0 로 급격히 출발할 때 양력계수의 변화를 여러 가로세로비에 대하여 보여주고 있다. 계산에 사용된 받음각은 $\alpha = 5^\circ$ 이고, 이때 요소날개수는 시위방향으로 6개, 날개길이방향 12개로 분할하여 전체 72개이며, 시간간격 $V_0 \Delta t / c = 1/16$ 로 계산하였다. 출발 초기에는 비정상 효과가 크므로 양력계수의 변화가 심하다. 그러나 시간이 경과함에 따라 정상유동의 양력계수로 안정화됨을 볼 수 있다. 이 결과를 참고문헌 [6,7,8,9]의 결과와 비교할 경우 그 경향이나 절대값에서 차이가 거의 없음을 확인하였다.

일반적으로 주기적으로 운동하는 날개짓은 비정상 상태의 정도에 따라 공기역학적인 힘들이 다르게 나타난다. 이러한 비정상 정도는 주기운동의 각속도를 ω 라고 할 때 다음과 같이 정의되는 무차원 진동수(reduced frequency)에 의해 표현된다.

$$k = \omega c / (2V_0) \quad (8)$$

$k = 0.01 \sim 0.1$ 인 경우에는 비정상 정도가 적으므로 고정익 항공기와 비슷한 특성을 갖으며, $k = 0.1 \sim 1.0$ 의 범위인 경우에는 많은 새들과 곤충들이 여기에 속한다[10]. 따라서 본 연구에서는 $k = 0.1 \sim 1.0$ 에 대하여 계산을 수행 하였다.

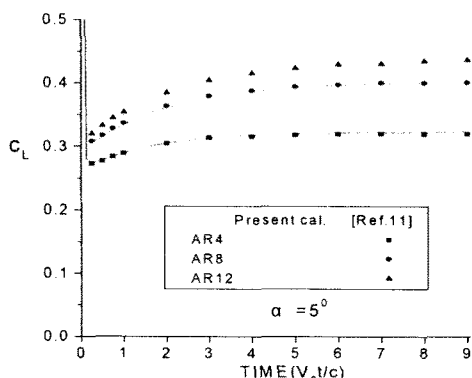


Fig. 2. Transient lift coefficient variation for rectangular wings that were suddenly set into a constant speed

3.2 날개짓과 리드래그가 조합된 운동

리드래그는 z축을 중심으로 아래와 같은 주기운동을 한다.

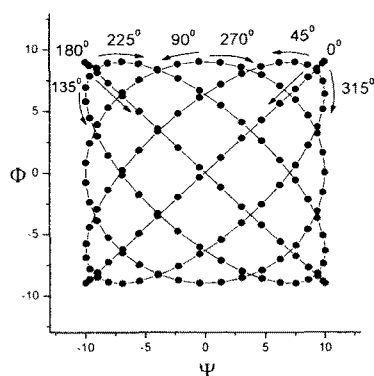
$$\Psi = \Psi_0 \cos(\omega t + \psi) \quad (9)$$

여기서 Ψ_0 은 리드래그각 변화의 진폭 또는 최대 리드래그각이고, ψ 는 날개짓 각과 리드래그 각의 위상차이다.

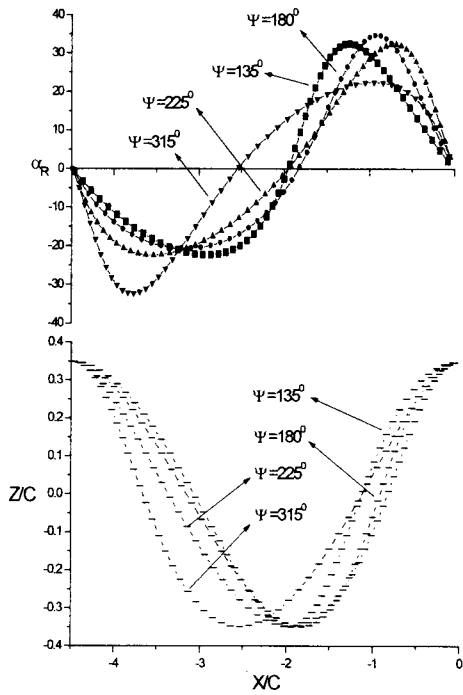
그림 3은 날개짓 운동과 리드래그 운동을 합성하여 날개끝의 운동궤적을 나타낸 것으로 날개짓 각 $\pm 10^\circ$, 리드래그 각 $\pm 9^\circ$ 이다. 날개짓 운동과 리드래그 운동의 위상차는 $0^\circ \sim 315^\circ$ 사이로 45° 씩 변화시켰다. 운동궤적은 직선, 원, 타원으로 나누어지지만 같은 도형의 궤적이라도 위상차에 따라 움직이는 방향이 서로 다르다.

위상차가 $0^\circ, 180^\circ$ 일 때 운동궤적은 오른쪽으로 기울어진 직선과 왼쪽으로 기울어진 직선을 나타내고 $45^\circ, 315^\circ$ 일 때 오른쪽으로 기울어진 타원 궤적이 되고 $90^\circ, 270^\circ$ 일 때는 원의 궤적이 되며 $135^\circ, 225^\circ$ 일 때는 왼쪽으로 기울어진 타원 궤적이 된다. 날개짓 운동과 리드래그 운동의 위상차가 $0^\circ \sim 135^\circ$ 는 반시계 방향으로 움직이고 $180^\circ \sim 315^\circ$ 는 시계방향으로 움직인다. 그림 3에서 점들은 일정시간동안 날개가 움직인 위치이다. 0° 에 가까워지면 상대 받음각은 증가하고, 180° 에 가까워지면 상대 받음각은 감소한다.

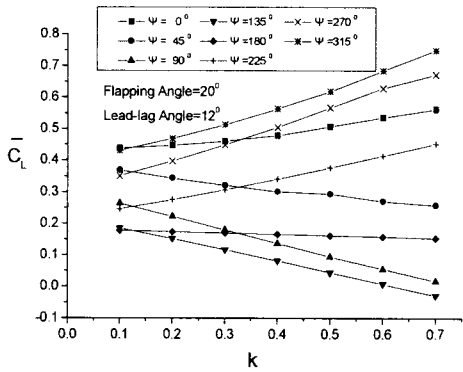
그림 4는 $k = 0.7, \phi = 20^\circ, \psi = 12^\circ$ 일 경우 한주기 동안 위상차가 $135^\circ, 180^\circ, 225^\circ, 315^\circ$ 일 때 날개가 이동한 궤적과 상대 받음각을 표시한 것이다. 위의 위상차에서 날개가 아래로 내려갈 때 상대 받음각은 양의 받음각을 나타내고 있어서 양력이 발생하고 있다. 위상차 $135^\circ, 225^\circ$ 는 같은 왼쪽으로 기울어진 타원 궤적을 가지고 있지만 135° 때에는 반시계방향으로 움직이고, 225° 에는 시계 방향으로 움직인다. 위상차 135° 의 날개는 빠르게 내려갈 때는 상대 받음각이 빠르게 증가하여 양의 받음각 영역이 적고 올라갈 때는 느리게 움직여 음의 받음각 영역이 많아져서 평균 양력계수는 적다. 그러나 위상차 225° 의 날개는 느리게 내려가서 빠르게 올라오므로 같은 궤적을 갖는 위상차 135° 의 날개보다 양력계수는 크다.



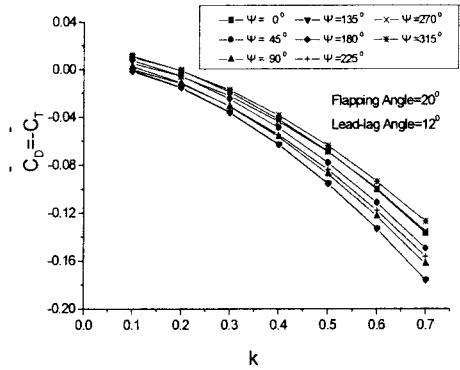
<Fig. 3> Then motion cycle profile of one flapping cycle



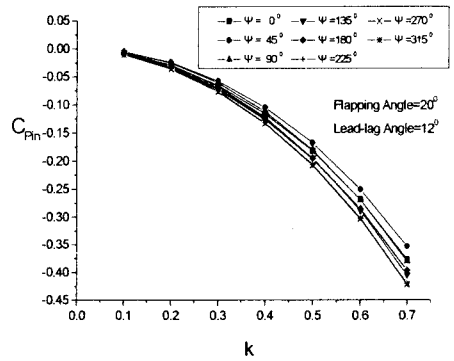
<Fig. 4> Then motion profile of wing and relative angle of attack for one flapping cycle with phase difference



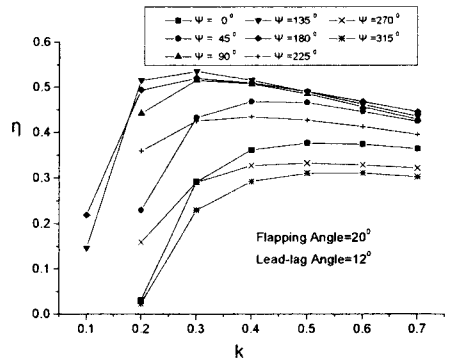
<Fig. 5> Mean lift coefficient for one flapping cycle with various phase difference



<Fig. 6> Mean drag coefficient for one flapping cycle with various phase difference



<Fig. 7> Mean power coefficient for one flapping cycle with various phase difference



<Fig. 8> Flight efficiency for one flapping cycle with various phase difference

그림 5는 날개짓 각 20° 일 때 위상차에 따라 평균 양력계수를 나타내고 있다. 위상차 $0^\circ \sim 90^\circ$, 315° 때는 날개가 내려갈 때 날개끝 운동은 전진하여 비행 방향과 같은 방향이고 올라갈 때에는 비행 방향과 반대이다. 위상차 $135^\circ \sim 270^\circ$ 때는 앞의 경우와 반대로 움직인다. 리드래그 운동이 날개짓과의 위상차가 $45^\circ \sim 135^\circ$ 일 때 무차원 진동수의 증가에 따라 평균 양력계수는 감소하고 $225^\circ \sim 360^\circ(0^\circ)$ 의 위상차가 있을 때 무차원 진동수의 증가에 따라 평균 양력계수는 증가하고 있다. 위상차가 315° 일 때 평균 양력계수는 가장 크고, 위상차가 135° 일 때 평균 양력계수가 가장 작음을 알 수 있다. 일반적으로 날개가 내려갈 때에 양력이 발생한다.

그림 4에서 보면 위상차가 315° 일 때 양력을 발생시키는 날개의 내려침이 135° 보다 느리게 내려가게 되어 많은 양력이 발생하고 날개가 올라 갈 때에는 빠르게 올라가서 양력이 발생하지 않는 부분이 적어지게 되어 평균 양력 계수는 위상차가 315° 일 때 가장 크다.

그림 6은 위상각 변화가 있을 때 평균 항력 계수를 나타내고 있다. 추력을 많이 발생하는 위상차는 135° , 180° 로서 운동궤적은 왼쪽으로 기울어진 타원과 직선이다. 운동 방향은 운동궤적이 타원일 경우는 반시계 방향이다. 그림 5를 보면 양력을 많이 발생하기 위한 위상차는 315° 로서 운동 궤적은 오른쪽으로 기울어진 타원이며 운동 방향은 시계방향이므로 날개가 내려갈 때는 전진운동을 하고 올라갈 때는 후진운동을 하게 된다. 날개 끝이 후진 운동을 하게 되면 받음각이 증가되어 날개 작용하는 힘의 분력인 추력이 증가하게 된다. 날개가 내려올 때 위상차 315° 의 날개끝은 전진 운동을 하게 되어 받음각이 감소하여 힘의 분력인 추력이 감소하게 된다. 반면에 위상차 135° , 180° 의 날개끝 운동은 내려올 때 후진 운동을 하게 되어 추력은 증가한다.

그림 5와 그림 6을 보면 양력이 많이 발생하는 날개의 운동 궤적과 방향이 추력을 많이 발생하는 날개의 운동 궤적과 방향이 틀린 것을 알 수 있다.

그림 7은 위상각 변화에 대한 동력계수를 나타내며 위상각 변화에 상관없이 (-)동력 계수가 나타나고 있다. (-)동력 계수는 날개짓 하는 생물체의 몸에서 날개에 전해주는 동력을 의미한다. 날개짓 각과 리드래그 각과의 위상차로 발

생하는 타원 궤적이나 원 궤적으로 날개가 운동을 하려면 (-)동력이 필요하다. 위상차 변화에 따라 약간의 차이는 있지만 (-)동력 계수의 값이 거의 비슷한 값들을 보여주고 있으므로 필요 동력은 날개의 궤적모양이나 방향에 따라 커다란 차이가 나지 않음을 간접적으로 보여주고 있다.

그림 8은 위상각 변화에 따라 발생하는 추진 효율을 나타내고 있다. 추력을 입력 동력으로 나는 것이 추진 효율의 정의이므로 추력이 발생하지 않는 무차원 진동수의 효율은 계산하지 않았다. 무차원 진동수 증가로 추진 효율은 급격히 증가하여 최대가 되고 무차원 진동수가 그 이상으로 증가할 때는 조금씩 감소하는 경향이 나타나고 있다. 최고의 추진 효율을 내는 위상차는 135° 이고 최저의 추진 효율을 내는 위상차는 315° 이다. 두 위상차의 날개 운동 궤적은 타원의 모양으로 같지만 장축이 기울어져 있는 방향과 날개의 운동 방향은 서로 다르다. 위상차가 135° 일 때 발생하는 추력의 양은 많고 유입되는 동력은 다른 위상차와 비슷한 값을 갖기 때문에 다른 위상차의 추진 효율보다 큰 추진 효율이 나타나는 반면에 위상차가 315° 일 때는 추력이 다른 위상차보다 적게 발생하기 때문에 적은 추진 효율이 나타나고 있다.

4. 결론

본 논문은 날개의 3차원 효과를 충분히 얻을 수 있으면서 날개의 기본형상으로서 많이 사용하는 가로세로비가 4 인 직사각형 평판 날개에 대하여 리드래그와 날개짓 운동이 조합된 날개의 공력 특성을 비정상 VLM 방법을 사용하여 계산하였다.

날개짓 각이 20° 로 운동을 할 때 리드래그 각을 12° 로 조합하고 날개짓 각도와 리드래그 각의 위상차를 $0^\circ \sim 315^\circ$ 로 주어 날개의 운동 궤적을 타원, 원, 직선이 되도록 하여 날개의 리드래그 운동이 날개의 공력 특성에 미치는 영향을 조사하였다.

평균 양력계수는 무차원 진동수 증가로 $0^\circ \sim 135^\circ$ 의 위상차에서 감소하고 $180^\circ \sim 315^\circ$ 의 위상차에서는 증가한다. 위상차가 180° 일 때 무차원 진동수가 증가하여도 평균 양력계수는 거의 일정한 값을 유지하고 있다.

추력을 많이 발생하는 위상차는 135° , 180° 로 이때 운동궤적은 왼쪽으로 기울어진 타원과 직

선이고 운동 방향은 운동궤적이 타원일 경우는 반시계 방향이다.

리드래그 운동의 위상각 변화에도 동력 계수의 값은 거의 변화가 없었다.

무차원 진동수 $k=0.3\sim 0.6$ 사이에서 위상차에 따라 추진 효율은 최대가 되고 무차원 진동수가 그 이상으로 증가할 때는 조금씩 감소한다. 최고의 추진 효율을 내는 위상차는 135° 이고 최저의 추진 효율을 내는 위상차는 315° 이다.

참고문헌

- 1) Tracy E. Fritz, and Lyle N. Long, "Object-Oriented Unsteady Vortex Lattice Method for Flapping Flight", Journal of Aircraft, Vol. 41, No. 6, 2004, pp1275-1277
- 2) 정봉구, 조태환, "Vortex 패널법을 이용한 비정상 3차원 날개의 피칭 운동에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제 31권 6호, 1993, pp.1~7.
- 3) 장훈, 류준오, 조진수, "3차원 패널방법을 이용한 양력면의 정상/비정상 공력해석", 한국항공우주학회지, 제20권 3호, 1992.9, pp. 1-12
- 4) 김우진, 김학봉, "직사각형 평판날개의 날개짓과 비틀림 운동에 대한 비정상 VLM 공력해석", 한국항공우주학회지, 제34권 3호, 2006, pp. 14~21.
- 5) Vest, M. S., and Katz, J., "Unsteady Aerodynamic Model of Flapping Wings", AIAA Paper, Vol. 37, NO. 7, 1996, pp. 1435-1440
- 6) Weis-Fogh, T., "Energetics of Hovering Flight in Hummingbirds and in Drosophila", Journal of Experimental Biology, Vol. 56, No. 1, 1972, pp.79-104.
- 7) Weis-Fogh, T., "Unusual Mechanisms for the Generation of Lift in Flying Animals", Scientific American, Vol. 233, No. 5, 1975, pp.81-87.
- 8) Walker, G. T., "The Flapping Flight of Birds", Journal of the Royal Aerodynamical Society, Vol. 29, 1925, pp.590-594.
- 9) Betteridge, D. S., and Archer, R. D., "A Study of the Mechanics of Flapping Wings", Aerodynamical Quarterly, Vol. 25, No. 2, 1974, pp.129-142.
- 10) Mueller, T. J., "Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications", Progress in Astronautics and Aeronautics, edited by P. Zarchan, Vol. 195, AIAA, Reston, VA, 2001, p. 586
- 11) Katz, J., and Plotkin, A., "Low-Speed Aerodynamics", 2nd ed., Cambridge Univ. Press, England, U.K. 2001