論文

저 레이놀즈수 유동에서 Flapping-Airfoil의 수치적 공력특성 연구

이정상*, 김종암**, 노오현**

Numerical Study on Aerodynamic Characteristics of Flapping-Airfoil in Low Reynolds Number Flows

Jung Sang Lee*, Chongam Kim** and Oh Hyun Rho**

ABSTRACT

Aerodynamic characteristics of a flapping airfoil in low Reynolds number flows are numerically studied using the unsteady, incompressible Navier-Stokes flow solver with a two-equation turbulence model. For more efficient computation of unsteady flows over flapping airfoil, the flow solver is parallel-implemented by MPI programming method. Unsteady computations are performed for low Reynolds number flows over a NACA four-digit series airfoils. Effects of pitching, plunging, and flapping motion with different reduced frequency, amplitude, thickness and camber on aerodynamic characteristics are investigated. Present computational results yield a better agreement in thrust at various reduced frequency with experimental data.

초 록

비정상, 비압축성 Navier-Stokes 코드를 이용하여, 저 레이놀즈수 유동에서 flapping 운동을 하는 익형의 공력특성을 수치해석적인 방법으로 연구하였다. 비정상 유동장의 효율적인 계산을 위하여, 개발된 코드는 MPI 프로그래밍 기법을 이용하여 병렬처리 되었으며, 난류 유동장의 계산을 위해 2방정식 난류모델의 하나인 $k-\omega$ SST 모델을 적용하였다. 익형의 3가지 운동모드 즉, pitching, plunging, flapping과 주파수 및 진폭의 변화 그리고 두께와 캠버의 변화에 의한 공력특성을 살펴보았고, 이를 위해 NACA4자 계열의 익형을 이용하였다. 해석 결과는 실험치와 비교하여 보았을 때 잘 일치하였으며, 각 운동모드에서의 공기역학적 특성을 파악할 수 있었다.

Key Words : Low Reynolds Number Flow(저 레이놀즈수 유동), Unsteady Flow(비정상유동), Parallel-Implementation(병렬처리), Two-Equation Turbulence Model(2-방정식 난류모델), Flapping, Pitching, and Plunging, Propulsion Efficiency(추진효율)

Ⅰ. 서 론

최근 국내외에서 큰 관심을 받으며 활발히 연구되고 있는 초소형비행체(Micro-Aerial Vehicle: MAV)는 작은 특성길이(미국 DARPA 규정으로 6~15cm)와 저속의 비행속도(8~18m/s)로 인해 비행체 주위 공기흐름이 저 레이놀즈수 유동특성을 보인다. 이러한 저 레이놀즈수 유동에서 고정익 형태의 MAV는 3~4정도의 양항비를 갖게되는데 이는 Boeing 747과 같은 상업용 항공기의 약20%이하의 수준이며, 추진계통으로 사용되는

† 2001년 11월 26일 접수 ~ 2002년 1월 25일 심사완료
* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원
** 정회원, 서울대학교 기계항공공학부
연락저자, E-mail : chongam@snu.ac.kr
서울시 관악구 신림동 산56-1

프로펠러의 효율마저 현저히 낮은 값을 갖게 된다. 이 때문에 최근에는 저 레이놀즈수 유동에서 충분한 양력과 동시에 추력을 얻을 수 있는 flapping-wing을 갖는 Ornithopter형태의 MAV에 많은 관심이 집중되고 있다. 더군다나 Ornithopter형태의 MAV는 근본적으로 hovering 비행까지 가능하기 때문에 탐색을 주목적으로 하는 MAV에서 최종적으로 개발되어야 할 형태로 생각된다. Ornithopter형태의 MAV를 개발하기 위해서는 무엇보다 새나 곤충의 비행원리를 물리적으로 파악하고 날개의 flapping운동으로 인한 복잡한 유동현상을 해석해서 비행상황에 맞는 유동제어 기술을 확보해야 한다.

역사적으로 flapping-wing을 장착한 Ornithopter형태의 비행체는 15세기에 레오나르도 다빈치의 스케치에서도 발견 할 수 있듯이 20세기 이전에는 인공적인 비행체의 전형으로 받아들여졌지만, 1903년 라이트 형제에 의해서 고정익 형태의 항공기가 비행에 성공함에 따라 본격적인 연구는 진행되지 못하였다.

익형의 flapping 운동에 의한 추력발생의 원리는 이미 1910년대 초반에 Knoller 와 Betz등에 의해서 각각 연구되어졌다. 그후로 1920년대에 들어서 Katzmayr, Birnbaum등에 의해서 실험적인 차원에서 추력발생이 증명되었으며, 1935년에 Von Kármán 과 Burgers에 의해서 물리적으로 추력발생의 공기역학적 메커니즘이 설명되었다. Fig. 1과 Fig. 2는 각각 추력과 항력 발생의 물리적인 메커니즘을 유동가시화 실험과 함께 도시해 놓은 것이다. 먼저, Fig. 1을 살펴보면 익형 끝단에서 Inverse Kármán vortex가 익형의 중심선을 기준으로 생성되어 후류를 마치 분사류(jet)처럼 거동하게 해 공기에 운동량을 더해주고 여기서의 반작용으로 익형은 추력을 얻게 되는 과정을 나타내고 있다. Fig. 2는 익형의 끝단에서 Kármán vortex가 생성되어 Fig. 1에서와는 반대로 추력 대신 항력이 발생하는 것을 나타낸다[1].

Flapping운동을 하는 익형에 대한 실험적인 연구나 수치해석적인 연구는 비단 Ornithopter형태의 MAV 개발에만 활용되는 것이 아니라, 최근에는 선박의 추진장치로의 활용도 꾀하고 있을 만큼 공학적으로 그 응용성이 증대되고 있다. 더군다나 물리적으로 동적실속 현상이 발생하고 비정상 유동, 유동 박리, vortex shedding 등 복잡한 유동현상을 두루 갖추고 있으므로 헬리콥터 블레이드, 프로펠러, 터빈 블레이드, 등과 같은 회전 기계에서도 flapping 익형에 대한 연구결과는 적용 될 수가 있다[2].

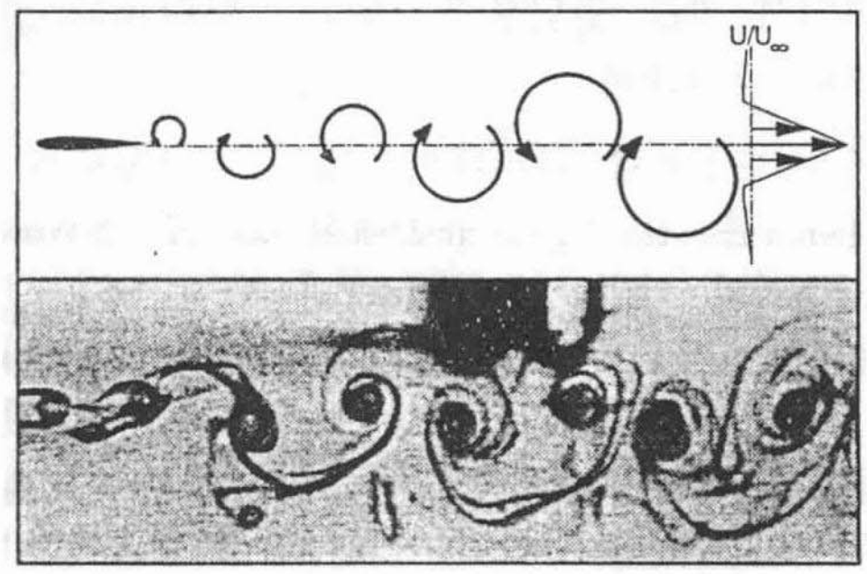

Fig. 1. Thrust-indicative vortex street [1]

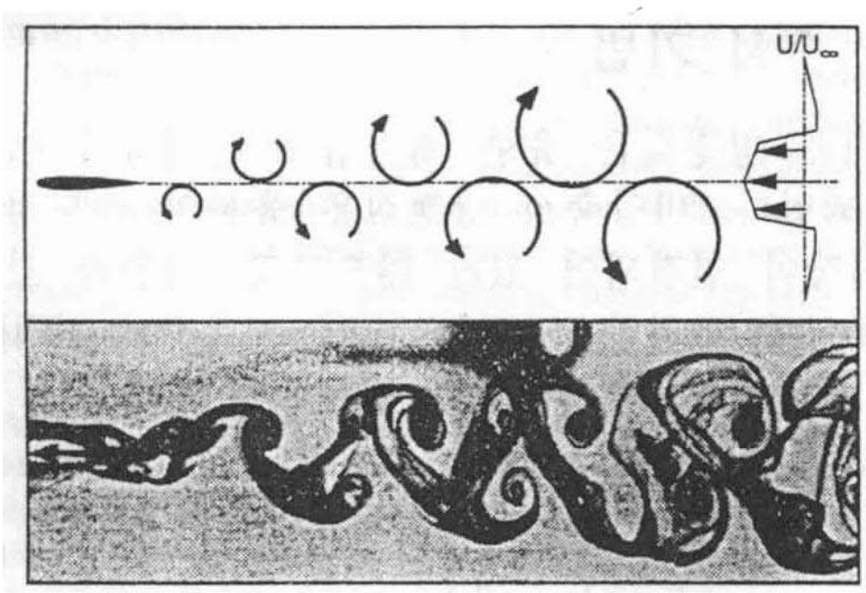

Fig. 2. Drag-indicative vortex street [1]

현재까지 대부분의 flapping 익형에 대한 수치해석적인 연구는 익형의 운동 주파수에 따른 추력과 추진효율의 변화라던가, pitching운동과 plunging 운동사이의 위상차가 공력특성에 미치는 영향들에 대한 연구가 주류를 이루고 있었다. 그러나 본 연구에서는 기존의 다른 연구자들의 연구성과를 바탕으로 켐버와 두께의 변화에 따른 공력특성을 알아보았으며, 운동 모드에 따른 모멘트 계수의 변화등을 살펴봄으로 단일 익형에 대한 flapping 운동시의 주요한 파라미터 설정과 함께 물리적인 유동특성을 연구하였다.

II. 수치 해법

2.1 지배 방정식

지배 방정식은 2차원 비정상 비압축성 Navier-Stokes 방정식으로 격자의 운동속도를 고려하여 보존형식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\nabla \cdot \vec{v}$$

$$\frac{D\vec{v}}{Dt} + \vec{v_a} \cdot \nabla \vec{v} + \nabla p = \nabla \cdot \sigma$$

$$\frac{D\vec{v}}{Dt} = \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \vec{w} \cdot \nabla \vec{v} \qquad (1)$$

여기서, σ는 전단응력 텐서를 나타내고, p는 압력을 나타내며, $\vec{v_a}$는 $\vec{v_a} = \vec{v} - \vec{w}$로 $\vec{v}$는 유체의 속도성분을 나타내며, $\vec{w}$는 격자속도를 나타낸다. 본 연구에서 유동해석 코드는 Kwak의 INS2D[3]의 기법들과 Menter의 $k-\omega$ SST 난류모델[4]을 적용한 IFANS2D[5] 코드가 사용되었다. $k-\omega$ SST 모델은 가장 많이 사용되고 있는 2-방정식 난류모델들인 $k-\varepsilon$ 모델과 $k-\omega$ 모델의 각각의 장점만을 취하여 만들어진 모델로써 비압축성 Navier-Stokes 해석 코드에서도 좋은 결과를 얻을 수 있는 것으로 검증되었다[5].

2.2 수치 기법

지배 방정식은 유한 체적법에 근거하여 이산화 되었다. 비압축성 방정식은 유동의 속도장과 압력장이 연결되어 있지 않으므로, 다음과 같은 관계식에 근거한 pseudo-compressibility 기법[3]을 적용하여, 수치적으로 방정식의 해를 구 할 수 있도록 하였다.

$$\frac{\partial p}{\partial \tau} = -\beta \nabla \cdot \vec{u} \tag{2}$$

여기서 τ는 pseudo 시간을 나타내며 β는 pseudo-compressibility 계수값 이다. 공간 차분 기법으로 Osher's Upwind Scheme을 적용하였으며, MUSCL을 이용하여 3차의 공간정확도를 나타내도록 하였다. 시간 적분에 있어서는 코드 적용이 간편하고 경제적인 Yoon과 Kwak의 LU-SGS 기법[6]이 사용되었으며, 비정상 계산을 위하여 이중시간전진법 (dual time stepping)[3]을 사용하여 2차의 시간 정확도를 갖도록 하였다.

2.3 동적 격자 기법

시간에 따른 익형의 운동을 모사하기 위하여 동적 격자 기법을 도입하였다. 격자의 운동은 시간에 따른 내부 격자점들 간의 상대적인 운동이 없는 강체 운동으로 모사 할 수 있으므로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$y(t) = h \cdot \sin(kt)$$
$$\alpha(t) = \alpha_o \cdot \sin(kt + \phi) \tag{3}$$

여기서, t는 무차원화된 물리적인 시간이며, k는 reduced frequency로 $k = 2\pi fc/U_\infty$ 이고, h는 plunging운동의 진폭, α_0는 pitching운동의 진폭이다. 그리고 f는 운동주파수이며 c는 익형의 코드길이 이다. 피칭운동은 1/4 chord인 지점이 중심이 되고, Fig. 3 에 도시해 놓았다.

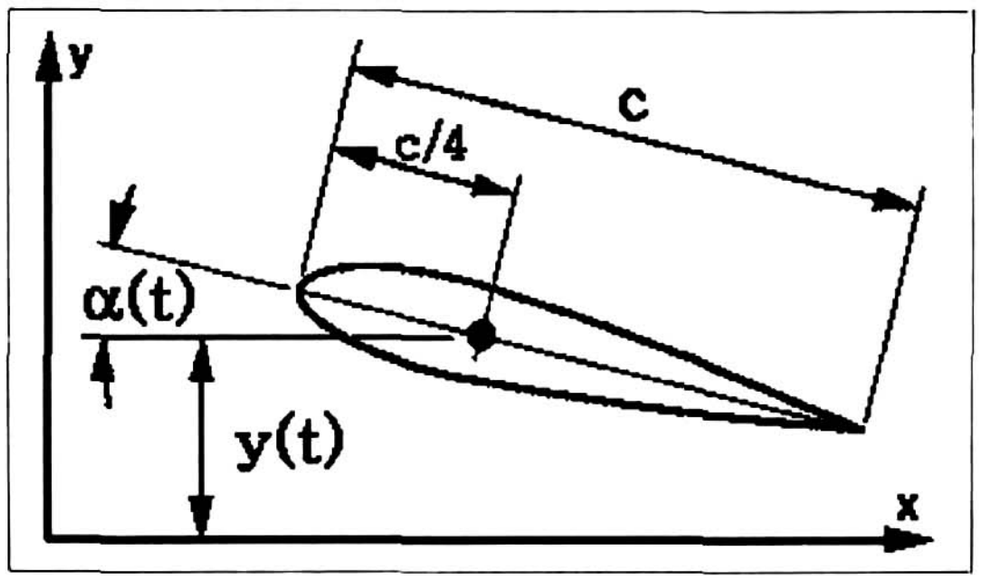

Fig. 3. Definition of geometric parameters.

III. 해석 코드 검증

개발된 코드를 검증하기 위해서 레이놀즈수 200인 2차원 실린더에서의 비정상 유동을 해석하였다. 129×91 크기의 O형 격자를 사용하였으며, 물리적 시간간격은 0.05로 하였고, β값은 200으로 하였다. 해석된 결과는 Table 1 과 같으며, 다른 연구자의 계산치 및 실험데이터와 비교적 잘 일치하는 것으로 나타났다.

Table 1. Comparison of C_l, C_d, and St.

	C_l	C_d	St
Present	0.72	1.366±0.046	0.1906
Rogers & Kwak(3rd)[3]	0.75	1.29±0.05	0.16
Rogers & Kwak(5rd)[3]	0.65	1.23±0.05	0.185
Roshko(Exp.)[3]	-	-	0.19

IV. 수치 해석 결과

4-1. 순수 Pitching 운동

순수 피칭운동에서 대한 실험적인 연구 Koochesfahani[7]가 water channel에서 레이놀즈수 12,000일 때 NACA0012 익형에 대해서 수행하였으며, 수치 해석적인 연구는 Koochesfahani가 실험한 동일한 조건하에서 Ramamurti 와 Sandberg[8]가 비정렬 삼각화 격자와 유한요소법을 이용하여 비정상 비압축성 N-S방정식을 해석하였고, Jones 과 Platzer[1]가 panel 코드를 이용하여 수행하였다. 이에 대해 본 연구에서는 기존의 실험데이터와 수치 해석적인 결과들을 바탕으로, $\alpha_o = 2$(deg.) 일 때 선행연구자들의 연구와 같은 유동조건 하에서 피칭운동의 주파수를 0~8(Hz)

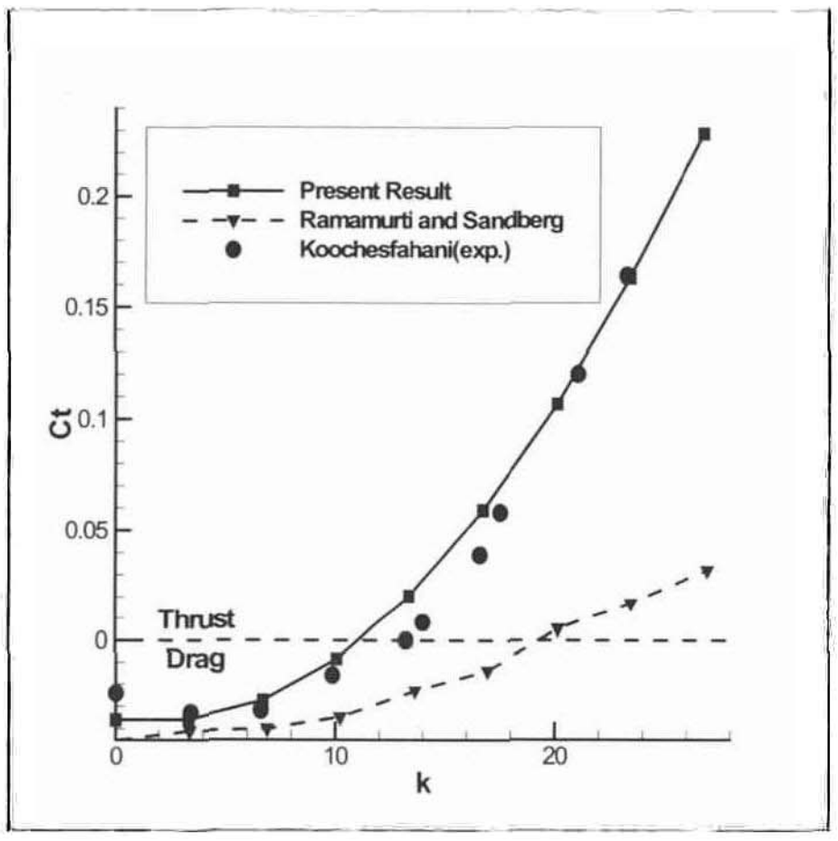

Fig. 4. Thrust as a function of reduced frequency, k.

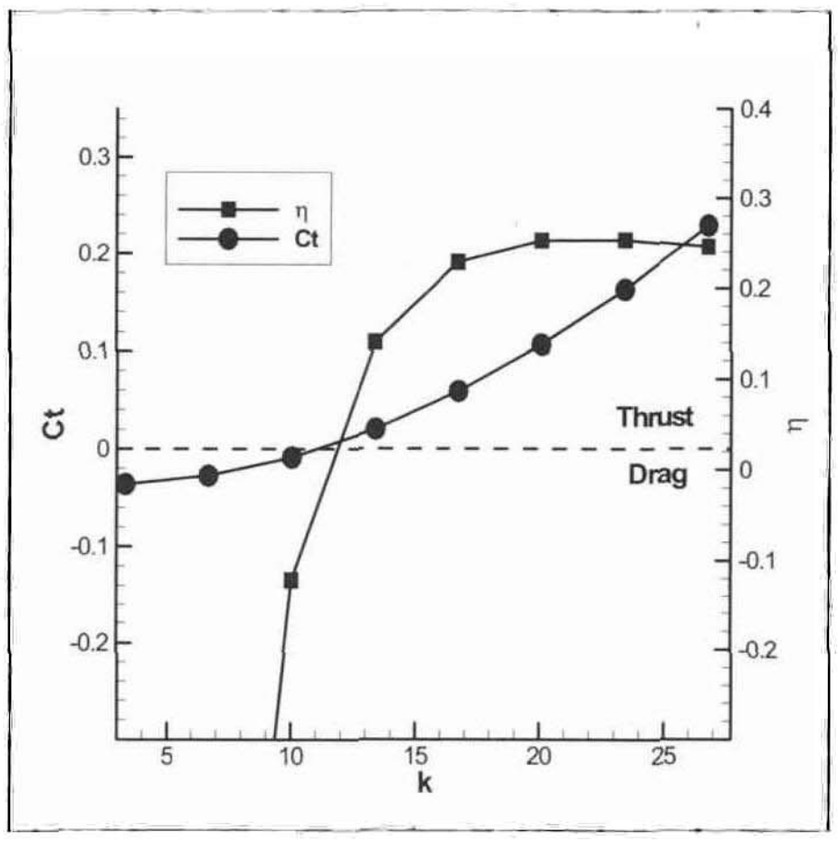

Fig. 5. Efficiency as a function of reduced frequency, k.

까지 변화시켜 가면서 해석을 수행하였다. 본 연구에서 사용된 격자는 245×125 크기의 O형 격자를 사용하였으며, 벽면에서 첫 번째 격자간격의 길이는 코드길이에 대해 1×10^{-5}배를 갖도록 하였다. 비정상 계산에서 공력 데이터들이 충분한 주기성을 보이도록 하기 위해 8주기 동안 계산하였다. Fig. 4는 reduced frequency(k)에 대한 추력계수(Ct)의 그래프이다. 여기서 추력계수는 음의 항력계수와 같고, 마지막 1주기 동안의 변화를 시간에 대해서 평균을 취한 값이다. 결과를 살펴보면 Ramamurt 와 Sandberg[8]의 해석결과보다 실험 데이터에 훨씬 더 근접한 결과를 볼 수 있었다. 주요한 특성으로 주파수의 크기가 증가할수록 추력계수의 크기는 2차 함수형태로 증가함을 알 수 있고, 약 K=13.4(f=4Hz) 부근에서 항력발생이 추력발생으로 바뀌는 것을 알 수가 있다.

이 경우에 난류모델을 사용한 경우와 난류모델을 제외하여 층류유동으로 가정한 경우 모두 동일한 결과를 보였는데, 이는 유동자체가 층류라는 결과보다 고 레이놀즈수 유동에 맞게 개발된 $k-\omega$ SST난류 모델이 난류로의 천이를 제대로 예측하지 못하는 현상이라고 해석하는 것이 옳을 것이다. 저 레이놀즈 수 유동특성에 맞는 난류모델에 대한 연구는 향후 연구에서 계속 수행될 예정이다.

Table 2. Thrust coefficients due to reduced frequency.

	1(Hz)	3(Hz)	5(Hz)	7(Hz)
Ct_p	-0.0134	0.019	0.0933	0.21
Ct_v	-0.0227	-0.0275	-0.0343	-0.0438
Ct_t	-0.0361	-0.0856	0.0589	0.163

Table 2는 전체 추력계수에 미치는 압력에 의한 성분과 점성에 의한 성분을 구분하여 표시한 것이다. 하첨자 p는 압력에 의한 추력계수 성분이고 v는 점성에 의한 성분이며, t는 전체 추력계수를 나타낸다. 표를 살펴보면, 운동 주파수가 증가할수록 압력에 의한 추력발생 비율은 계속 증가하지만, 점성에 의한 성분은 주파수가 커질수록 압력성분과는 반대로 항력만 오히려 커지는 것을 알 수가 있었다. 그러나 전체적인 분포 상태를 고려 할 때 압력성분은 2차 함수식으로 추력이 증가하나 점성에 의한 항력발생은 거의 1차 함수의 선형적인 분포를 보임으로써 전체적인 추력발생은 주파수가 증가할수록 커지게 됨을 알 수 있었다. Fig. 5는 reduced frequency k에 대한 추력계수와 함께 추진효율(η)을 나타낸 것이며, 추진효율은 다음과 같이 계산되었다.

$$\eta = \frac{C_t}{C_p} \tag{4}$$

여기서 $C_p = -(\frac{dy}{dt} C_l + \frac{d\alpha}{dt} C_m)$ 이고, 추력계수는 음의 항력계수로써 $C_t = -C_d$ 이다.

Fig. 5에서 보는 바와 같이 reduced frequency가 증가할수록 추력계수의 크기도 증가함을 보이지만, 최대 추진효율은 k=20.1(f=6Hz)일 때 최대가 됨을 보이고 있다. 이 같은 경향은 이미 Jones and Platzer[1]나 다른 연구자들의 실험 및 계산결과에서도 나타난 것으로 최대추진 효율을 갖는 주파수가 존재함을 나타낸 것이다.

MAV같은 초소형, 초경량 비행체는 탑재공간의 제약으로 많은 양의 연료를 탑재할 수 없으므로, 추진효율은 무엇보다 중요한 설계변수가 된

다. 따라서 최대한의 추진효율을 나타내는 파라미터들의 설정은 가장 중요한 문제 중 하나가 된다. Fig. 5에서 음(-)의 추진효율은 추력이 발생하는 것이 아니라, 항력이 발생하고 있음을 뜻하는 것이다. Fig. 6은 익형에서 1 chord 길이 만큼 떨어진 곳에서 나타나는 후류의 X-방향 속도성분을 시간에 대해서 평균을 취해 나타낸 것이다. 그림에서 잘 나타나 있듯이 f=4Hz(k=13.4)와 f=5Hz(k=16.75) 사이에 후류의 속도 분포는 분사류(jet)형태로 바뀜을 알 수 있고, 이로써 유동은 운동량을 얻게 되고 익형은 그 반작용으로 운동량을 얻어 추력을 얻게 되는 것이다. Fig. 4에서 보인 실험 결과와 비교할 때 항력에서 추력으로 바뀌는 k의 구간을 본 연구에서는 거의 비슷하게 예측한 것으로 나타났다.

Fig. 7은 Fig. 5에 나타난 추진효율이 가장 좋은 k=20.1(f=6Hz) 일 때 pitching 운동에 따른 기하학적 받음각의 변화와 모멘트 계수의 변화를 나타낸 것이다. 그림에서 나타난 것처럼 pitching 운동시 pitching moment 계수는 양의 받음각을 보일 때 양의 값을 갖고, 음의 받음각 상태일 때 음의 값을 갖는 것으로 나타난다.

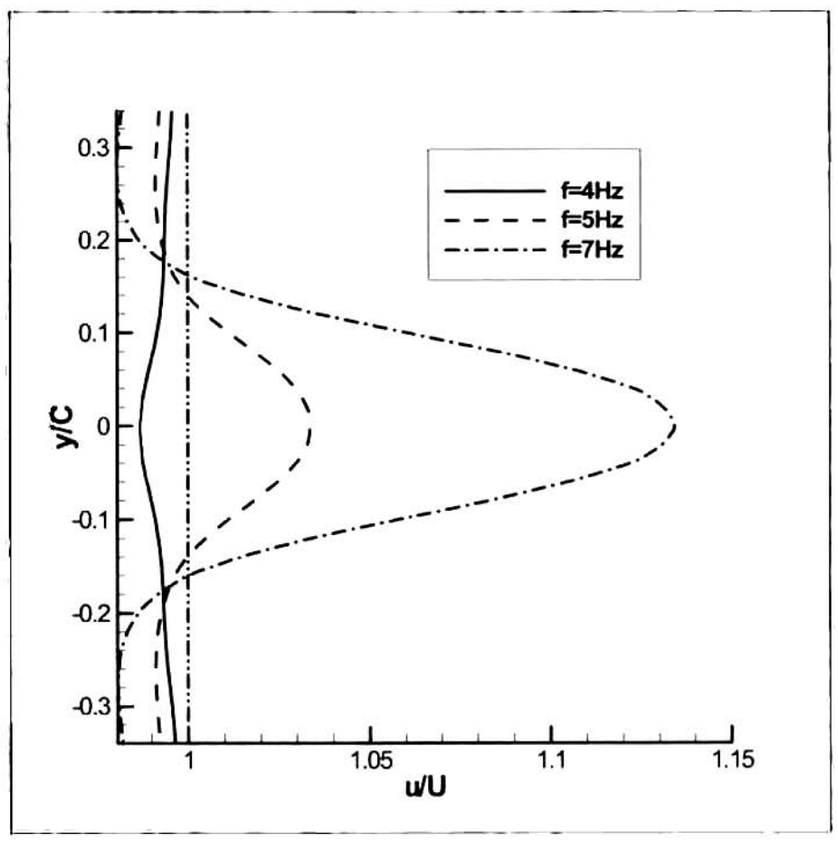

Fig. 6. Velocity profile.

이는 실제로 익형의 앞전이 올라가게 될 때, 모멘트도 같은 방향으로 작용함으로써 pitching 운동은 공기역학적인 측면만을 고려한다면 근본적으로 안정되지 못한 추력발생 방법임을 보여주었다.

4.2 순수 plunging 운동

공학적으로 익형의 순수한 plunging 운동이 공력특성에 미치는 영향은 지금까지 그 응용성의 부재로 많이 연구되지 못하였지만, 본 연구에서는 pitching 운동과 함께 flapping 운동의 두가지 운동 성분이 되는 plunging 운동만을 따로 고찰함으로써 pitching 운동에서 나타난 공력특성들과 비교하고, 아울러 flapping 운동시에 나타날 plunging 운동의 영향에 대해서 살펴보도록 하였다. 선행 연구자들로써 Tuncer 와 Platzer[2]가 plunging 운동만을 고려한 수치 해석적인 연구를 수행하였다. 사용한 격자와 초기조건은 pitching 운동시에 이용된 것과 같다. pitching 운동에서 계산된 공력계수들과의 비교를 위해서 주파수의 범위는 역시 0~8[Hz]하였다. 그리고 익형 끝단의 최대 변위 (h_{te})를 pitching 운동과 같게 하여 같은 Strouhal 수(St수, $St = kh_{te}/\pi$)에 따른 공력계수들의 변화를 살펴보고자 plunging 운동의 진폭을 $h = 0.0262$로 하였다. Strouhal수는 일반적으로 wake의 크기를 알아야만 하지만, 실험적으로나 수치적으로 wake의 크기를 정량화 하기가 힘들므로 익형 끝단의 변위의 크기로 대치되어 계산하였다.

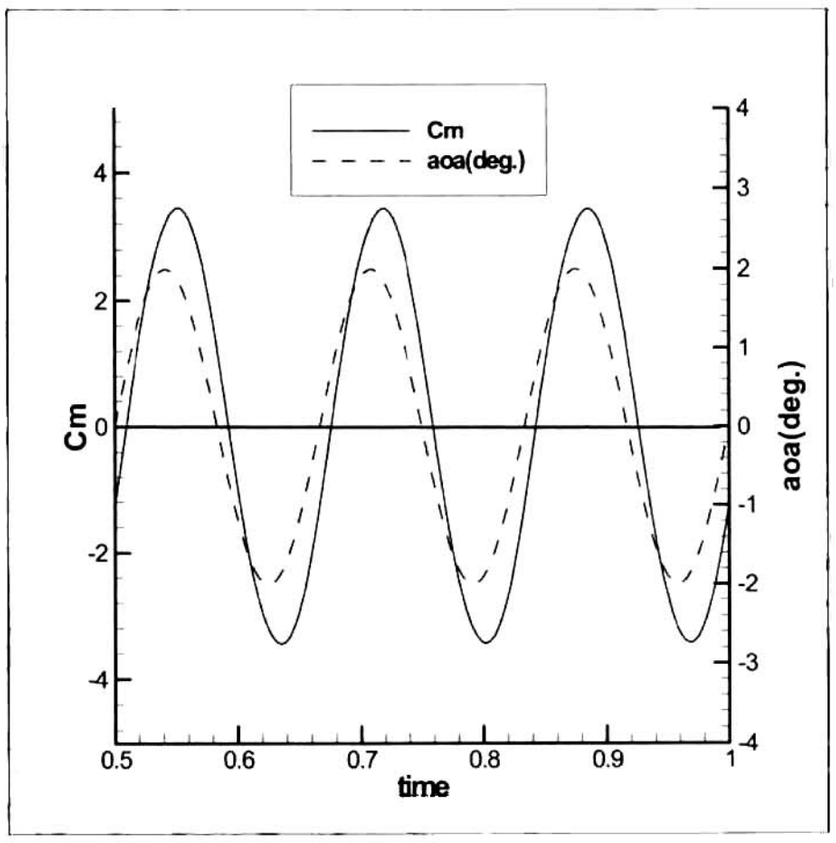

Fig. 7. Moment coefficient vs Pitching Motion.

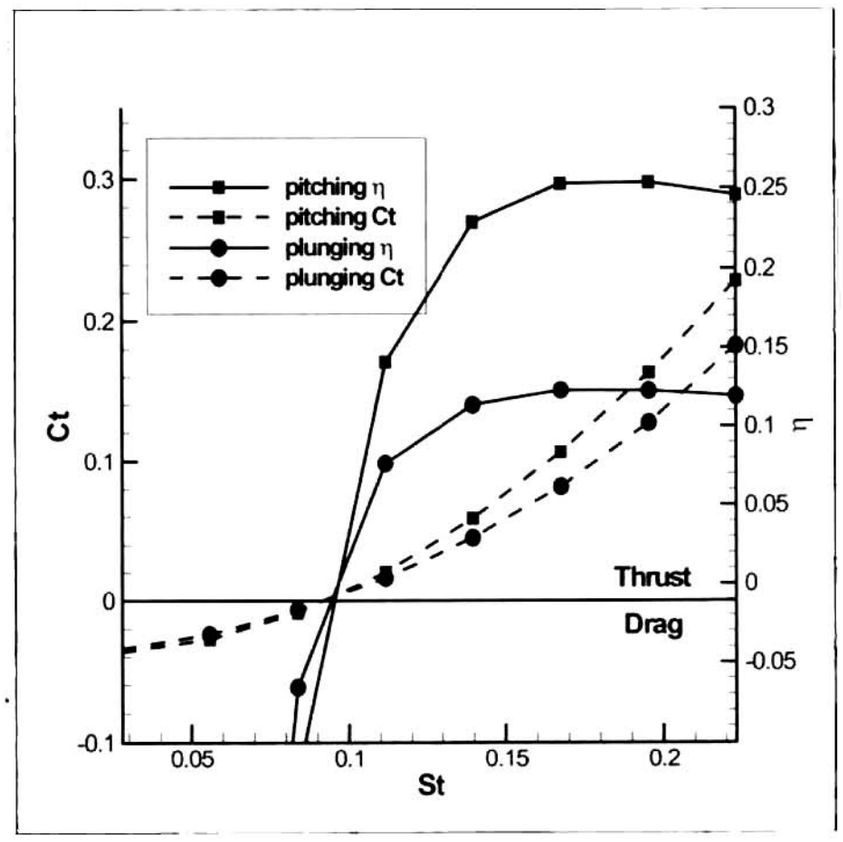

Fig. 8. Thrust efficiency as a function of St.

Fig. 8은 pitching과 plunging 운동시에 나타나는 추력계수와 추진효율에 대해서 St에 따른 함수로 표현한 것이다. 두 운동상태 모두 St=0.1 일 때 추력이 발생함을 보이고 있으며, 대략 같은 St수에 대해 비슷한 추력계수의 크기를 보임을 발견할 수 있었지만, 추진효율 면에서는 plunging운동이 pitching 운동보다 다소 불리하였다.

이는 Isogai 와 Shinmaoto[9]의 결과에서처럼 plunging 운동시, 실제로 익형의 기하학적인 받음각이 증가하는 것은 아니나, 익형의 운동속도와 자유류 속도의 상대적인 차이로 인해 발생하는 유효받음각의 증가로 앞전부근에서 동적실속(dynamic stall)현상이 발생하고 그로 인해 발생하는 와류에 의한 영향이다.

유효 받음각의 식은 다음과 같다.

$$\alpha_e = \tan^{-1}\left(-\frac{dy}{dt}\right) + \alpha \qquad (5)$$

$$\alpha_e = \tan^{-1}(-khcoskt) + \alpha_0 \sin(kt+\phi) \qquad (6)$$

즉, 익형의 앞전 부근에서 발생한 와류 내부에서 공기의 운동에너지 상승으로 상대적으로 압력은 낮아지고 이 때문에 pitching운동때 보다 같은 St수에서 훨씬 높은 양력계수와 모멘트 값을 갖는다. 따라서 추진효율은 식(4)에 의해서 낮은값을 갖게 되는 것이다. 실제적으로 이러한 추진효율의 감소 원인은 익형의 운동을 위해 공급된 에너지중 일부가 앞전에서 발생된 동적실속와류(dynamic stall vortex)내의 공기입자들에 의해 운동에너지 형식으로 흡수된 데에 따른 것으로 이해 할 수 있을 것이다. 추진효율 면에서 이러한 동적실속와류의 또 다른 영향은 익형 뒷전부근에서 형성된 분사류 형태의 유동 구조를 파괴하는데 따른 효율성의 저하 문제도 들 수 있다[2]. 따라서, plunging 운동과 pitching 운동이 함께 작용하는 flapping 운동의 경우 유효받음각의 크기 제어가 주요한 파라미터라고 볼 수 있을 것이다. 이러한 유효받음각의 변화와 동적 실속간의 상관관계는 향후 연구에서 계속 수행할 것이다. Fig. 9는 pitching 운동과 plunging 운동간의 양력계수와 모멘트 계수를 비교해 놓은 것이다. Fig. 8에서 나타난 바와 같이, 가장 큰 효율은 6Hz 일 때이며, 앞서 언급한 바와 같이 plunging 운동시의 양력계수와 모멘트계수의 값이 pitching 운동 때보다 훨씬 큰 진폭으로 주기성을 갖는다는 것을 알 수가 있다. Fig. 10은 plunging 운동시에 나타난 앞전 동적실속와류이며, 만일 이러한 와류뭉치들이 뒷전부근까지

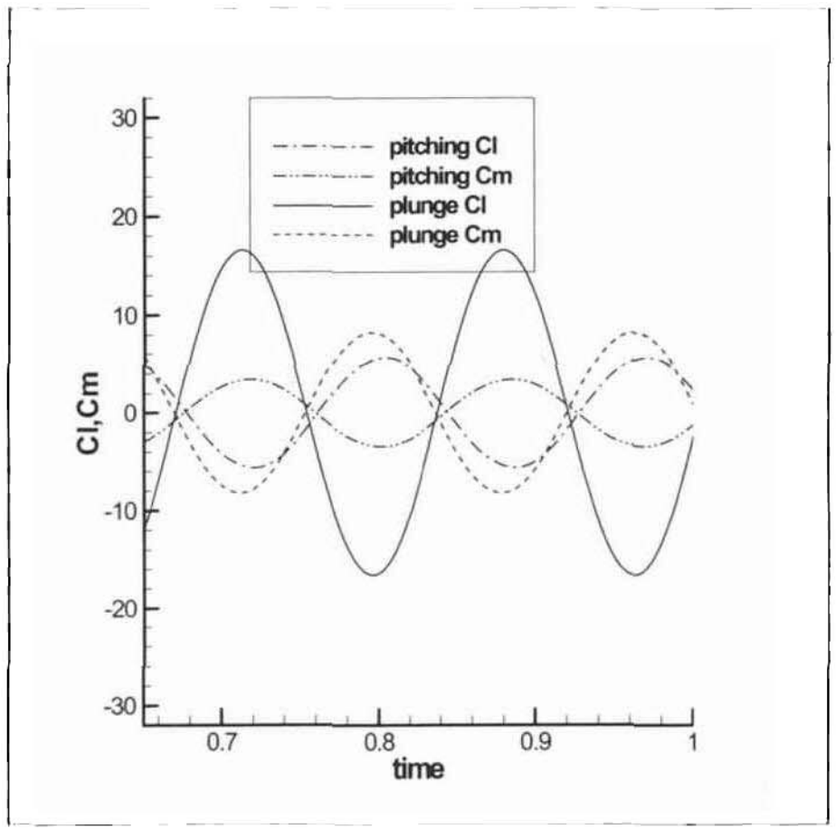

Fig. 9. C_l, C_m vs time as motion of airfoil.

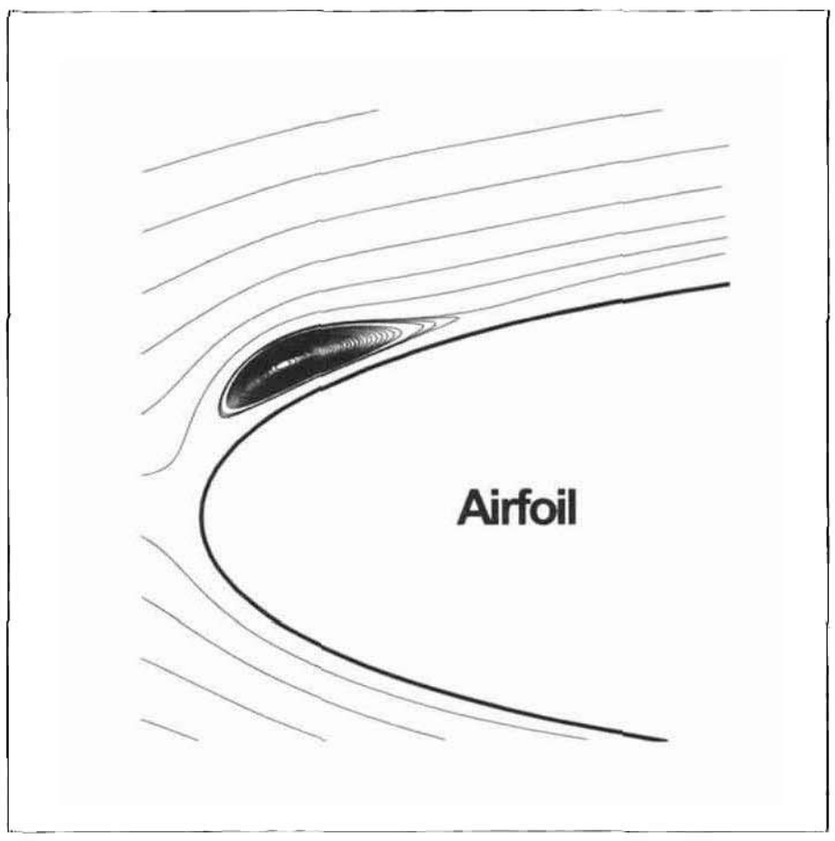

Fig. 10. Leading edge vortex.(computed result)

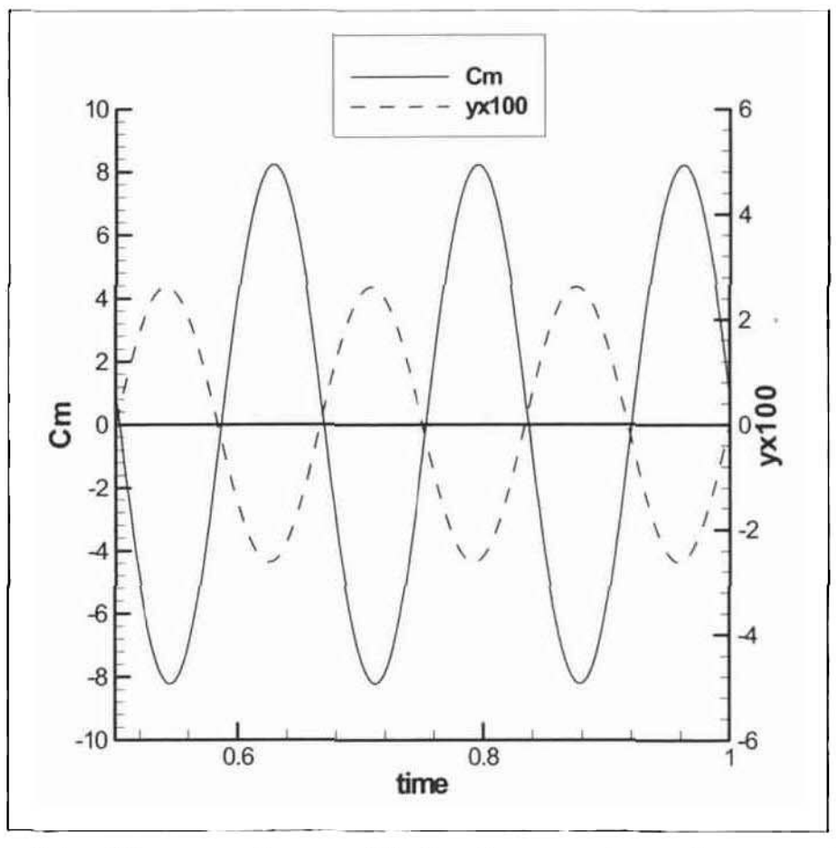

Fig. 11. Moment coefficient vs plunging motion

밀려 내려가서, 뒷전부근에서 생긴 Inverse Kármán vortex들을 교란시킨다면 앞서 말한 동

적실속와류들의 내부운동에너지에 의한 효율 감소 이외에도 추력발생을 방해해 제차로 추력효율을 낮추는 결과를 초래 하게 된다. 실제로 Fig. 8에서 보인바 대로 높은 주파수를 가지는 영역에서의 plunging 운동의 추력발생은 같은 주파수대에서 pitching 운동보다 낮게 나타났다. Fig. 11은 익형의 plunging 운동에 따른 모멘트 계수의 변화과정이다. 그림에서 보는 것 과 같이 모멘트 계수들은 plunging 운동에서 0점을 기준으로 했을 때 익형이 위로 올라가려 할 때는 음(-)의 모멘트 계수값을 보이고 반대로 내려가려고 할 때는 양(+)의 모멘트 계수값을 나타낸다.

4.3 Flapping 운동

Flapping 운동은 plunging 운동과 pitching 운동이 결합된 것을 일컫는다. 실제로 곤충들은 flapping 운동을 하여 비정상적인 공기흐름을 유도해 정상상태의 공기흐름에서 가능한 것보다 훨씬 큰 양력을 얻는다. 또한 새들은 좀더 복잡하여서 flapping 운동과 함께 날개를 스팬 방향으로 비트는 twisting운동과 전후로 흔드는 folding 운동을 동시에 취하는 비행방식을 택하고 있는데, 이는 비정상 유동흐름을 본능적으로 유리하게 조절하려는 움직임인 것이다.

본 연구에서 이용한 flapping 운동은 4-1과 4-2에서 계산된 pitching 운동과 plunging 운동에서 가장 좋은 효율성을 보인 f=6Hz에서 수행되었으며, 레이놀즈수 는 12000으로 같은 유동조건으로 쉬운 비교 대상이 될 수 있도록 하였다.
그리고, 두 운동모드간의 위상차는 90 deg로 하였다. 위상차 90 deg는 Jones 과 Platzer의 연구결과에서도 보듯이 가장 작은 유효받음각을 가질 수 있도록 하는 것이며, 그로 인해 최대의 추진효율을 보장받을 수 있는 각이다. 이러한 현상은 Fig. 12에서 (c)에 해당하는 것이다.

Fig. 13 과 Fig. 14는 pitching 과 plunging 그리고, flapping 운동시에 나타난 양력계수와 추력계수를 비교해 놓은 것이다. 사용된 격자는 4-1과 4-2에서 계산된 같은 NACA0012 격자이며, $h=0.0262$, $\alpha_o=2$(deg.)로 하였다. Fig. 13에서 보면 flapping 운동시의 양력계수의 시간에 따른 변화는 plunging 운동시와 비슷하며, pitching 운동보다는 훨씬 큰 진폭을 나타낸다. 또한 Fig. 14에서는 추력계수의 시간에 따른 변화에서 flapping 운동이 훨씬 더 유리한 것으로 나타난다. 이 같은 현상을 이유로 실제로 추력 과 양력을 동시에 발생시키기 위해서는 pitching 과 plunging운동이 동시에 작용하는 flapping 운동이 되어야 할 것이라는 알 수 있다.

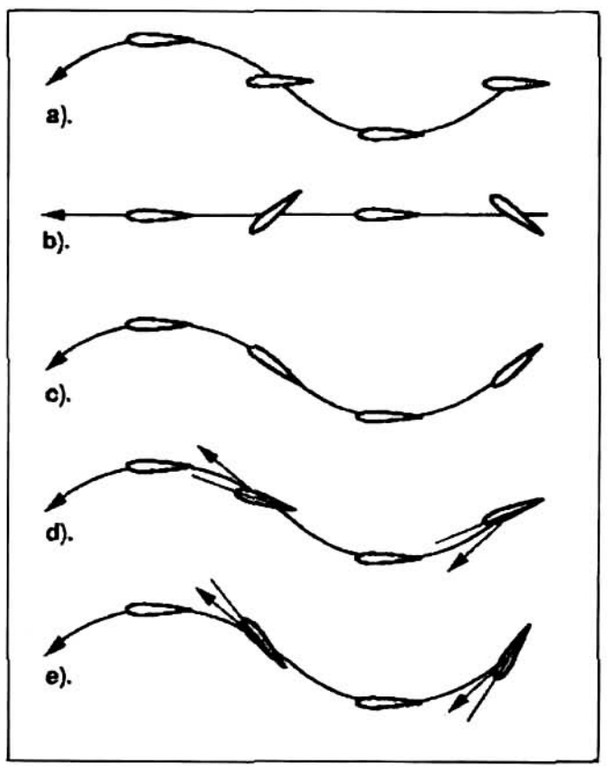

Fig. 12. Effective versus geometric angle of attack.[1]

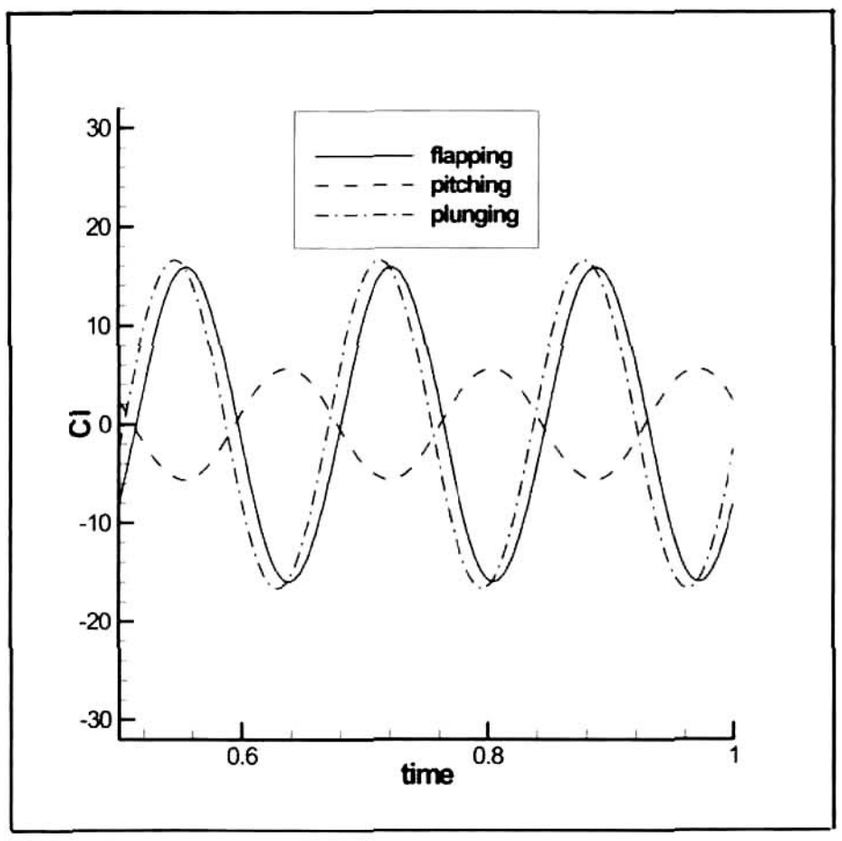

Fig. 13. C_l versus time

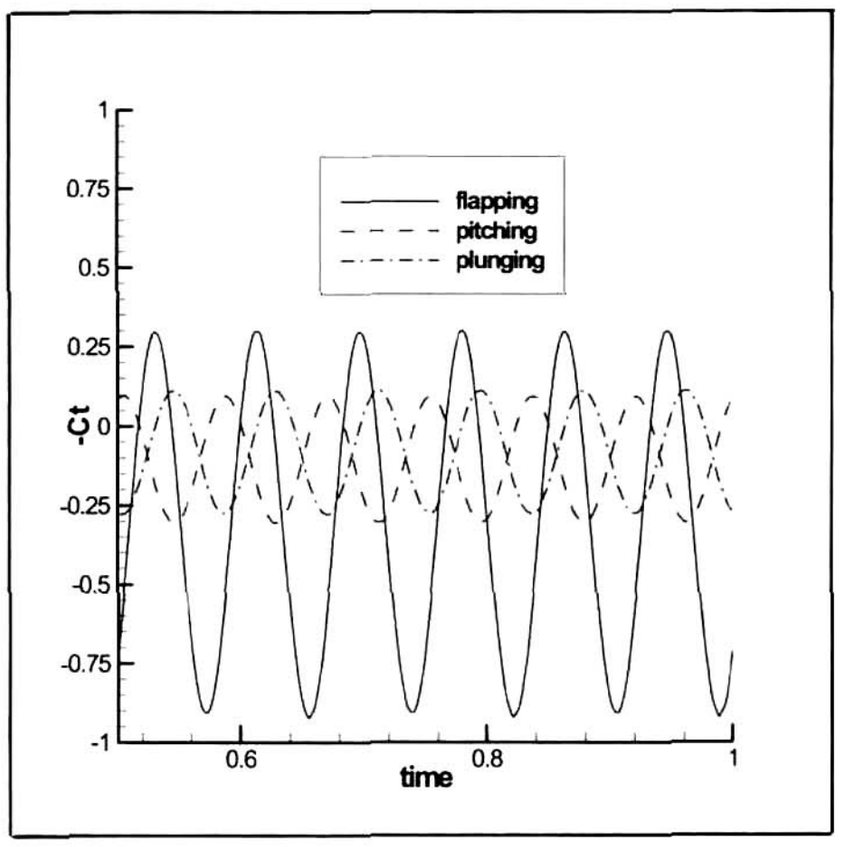

Fig. 14. Ct versus time.

Fig. 15, 16, 17은 익형의 형상에 따른 공력특

성을 비교하기 위해서 NACA 4자계열의 익형을 이용하여 해석한 것이다. 초기유동 조건은 앞서 언급한 것과 같이 레이놀즈수 12000일 때이며, f=6(HZ), $h=0.0524$, $\alpha_o=2$(deg.) 일 때의 해석 결과를 나타낸 것이다.

먼저, Fig. 15는 NACA0009, NACA0012, NACA0015를 사용하여 익형의 두께에 대한 공력특성을 비교한 것인데, 그림에서 보는 바와 같이 익형의 두께가 얇을수록 추력계수는 커짐을 알 수 있으나, 추진효율의 크기는 반대로 작아짐을 알 수 있었다. 이는 Jones and Platzer[1]의 연구 결과에서도 보여지는 것으로, 두께가 얇거나 두꺼워 짐으로써 얻을 수 있는 공력특성의 장단점을 나타낸 것이라 하겠다.

Fig. 16은 NACA0012, NACA4414, NACA4612를 이용하여 최대 켐버의 위치가 다를 때 나타나는 공력특성을 비교해 놓은 것이다. 그림에서 보듯이 최대 켐버의 위치가 익형의 뒤쪽에 위치할수록 추력계수의 크기나 추진효율이 낮아지는 것으로 나타났다. Fig. 17은 NACA0012, NACA2412, NACA4412를 사용하여 최대켐버의 크기에 따른 공력특성을 도시해 놓은 것이다. 그림에 나타난 대로 켐버의 크기가 클수록 추진효율은 낮게 나타났다.

따라서, Fig. 16과 Fig. 17을 종합해 보면 flapping 운동시의 익형의 켐버에 의한 효과는 공력특성의 개선에 별다른 이점을 갖는다고 할 수 없는 것으로 나타났다. 따라서 효율적인 추력 생성을 위해서는 캠버가 없는 익형이 유리 할 것으로 판단된다. 이후 계속될 민감도 해석 연구를 통한다면 익형의 형상에 따른 공력특성의 변화를 더욱 자세하게 알 수 있을 것이라 기대된다.

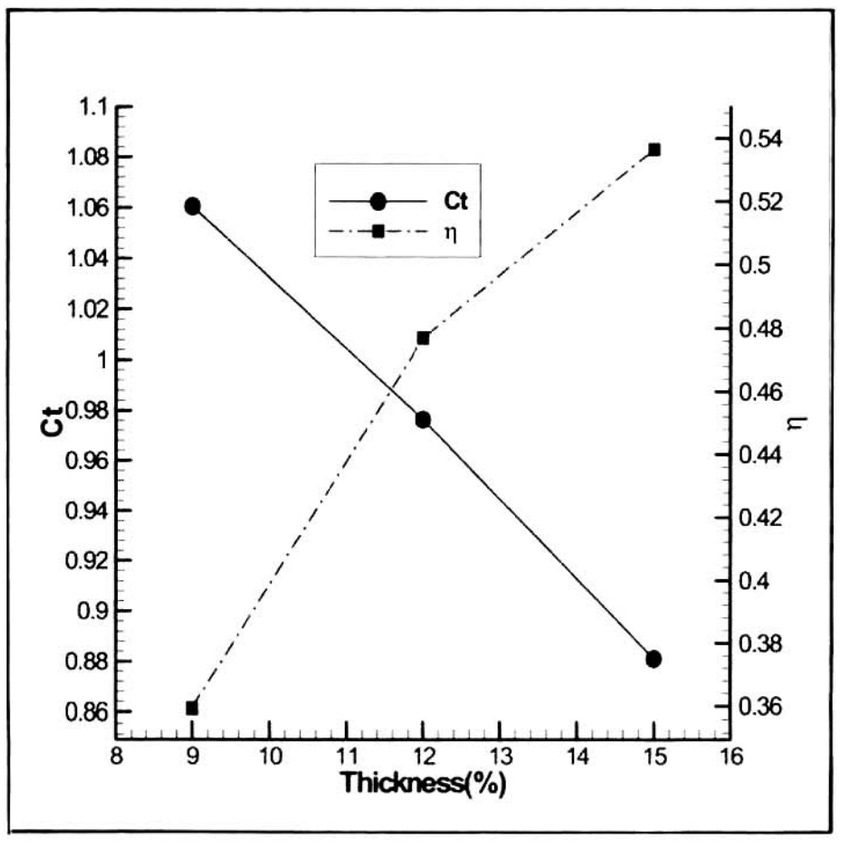

Fig. 15. Thickness effect.

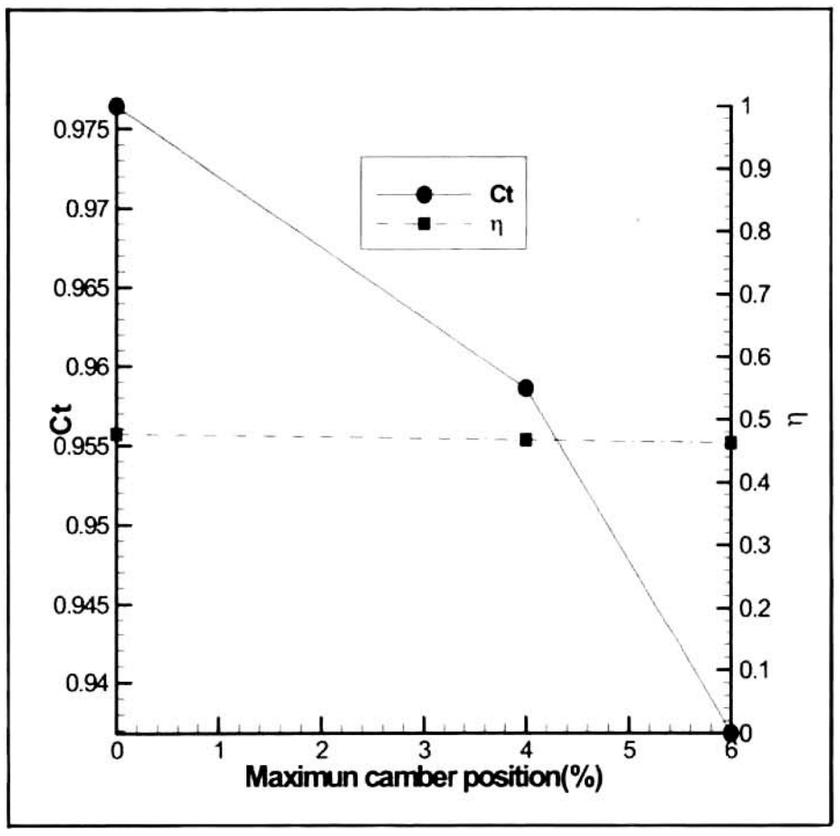

Fig. 16. Maximum camber position effect.

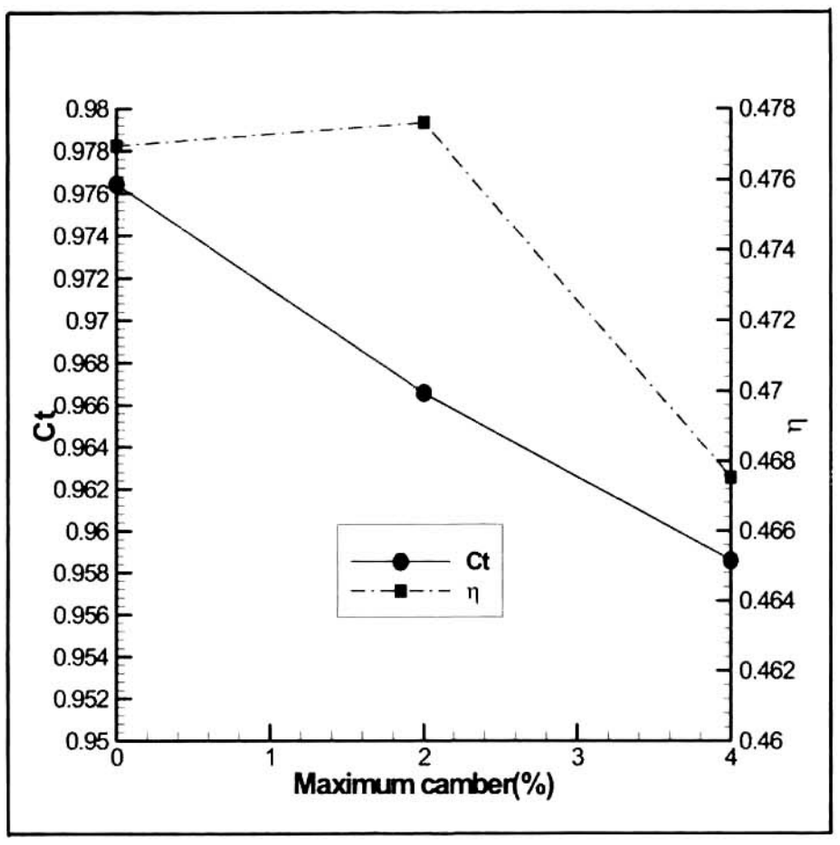

Fig. 17. Maximum camber effect.

V. 결 론

Flapping 운동을 하는 익형의 공력특성을 알아보기 위해 2차원 비압축성 Navier-Stokes 코드를 이용하여 수치 해석적인 연구를 실시하였다. Flapping 운동은 pitching 과 plunging을 합성한 것으로써 이 두 운동모드들간의 차이점을 비교하기 위해서 같은 유동조건 하에서 같은 St수에 대해서 연구하였다. 계산결과 두 운동모드는 추력 발생에서는 비슷한 공력특성을 보이지만, 양력특성은 plunging 운동이 훨씬 더 큰 진폭으로 변화되는 양상을 보였다. 이로써 추진효율에서도 차이를 보여서 같은 St수일 때 pitching 운동이 조금 더 효율적임을 나타내었다. 그러나 이 두 운동 모드들간의 합성인 flapping 운동은 plunging운동과 비교할 때 비록 비슷한 크기의