

論文

복엽기 배치의 복식 플랩핑 에어포일들의 추력 특성

유영복*, 한철희*, 조진수*

Thrust Characteristics of Dual Flapping Airfoils in a Biplane Configuration

Young-Bok Yu*, Cheol-Heui Han* and Jin-Soo Cho*

ABSTRACT

The wake patterns and thrust characteristics of dual flapping airfoils in a biplane configuration are investigated using an unsteady panel method. To trace complicated wake shapes behind airfoils, a core addition scheme, a vortex core model, and the fourth order Runge-Kutta convection scheme are employed. Present results are verified by comparing them with flow visualization, exact solution and published computed results. The thickness and camber of thick airfoils has an effect of decreasing thrust. The airfoils produce maximum thrust when the phase angles between plunging and pitching motions are both 90 and 120 degrees. Thrust increases as the plunge velocity is increased, which is also found as the pitch amplitude is stepped up. Thrust decreases when the distance between the airfoils is less than 0.6c.

초 록

비정상 패널법을 이용하여 복엽기 형태 배치의 복식 플랩핑 에어포일들에 대한 후류의 형상 및 추력 특성을 연구하였다. 에어포일들에서 발생하는 후류 형상은 와핵 모델, 와핵 첨가법 그리고 4계 Runge-Kutta 법을 사용하여 계산하였다. 해석 결과는 유동 가시화, 엄밀해 그리고 전산 해석 결과와 비교하여 검증하였다. 복엽기 배치의 에어포일의 경우, 두께 및 캠버는 추력을 감소시키는 효과가 있었다. 플러징과 피칭 운동들 사이의 위상차가 90도 및 120도 일 때 최대 추력이 발생하였다. 플러지 속도 및 피치 크기가 클수록 추력은 증가하였다. 에어포일 사이의 거리가 감소할수록 추력은 증가하나, 0.6c 이하로 가까워질 경우 추력은 감소하였다.

Key Words : Flapping Motion(플랩핑 운동), Wake Rollup(후류 말림), Unsteady Panel Method(비정상 패널법)

서 론

새, 곤충 그리고 물고기 등의 생물들은 척박한 생존세계 속에서 살아남기 위하여 주어진 자연환경에 최적의 형태로 진화하여 왔다. 자연에 존재

하는 생물들의 운동 메카니즘을 이해하고, 이를 인간에게 유용한 운송체 설계 및 제작에 적용하려는 다양한 시도는 레오나르도 다빈치 이후 지속되어왔다. 특히, 자연에 존재하는 생물의 유전적 특징 및 운동 형태를 연구하여 새로운 아이디어와 기술을 얻으려는 분야인 생체공학(bionics)에 관한 심포지엄이 1960년대에 처음 열린 이후로, 다양한 생물학적 현상에 대한 관찰 및 수학·물리학적 모델링에 대한 연구가 활발히 이루어져 왔다[1,2,3].

† 2005년 1월 14일 접수 ~ 2005년 5월 4일 심사완료

* 정회원, 한양대학교 기계공학부

연락처, E-mail : timea@ihanyang.ac.kr

서울시 성동구 행당동 산 17번지

기 호

 h_0 : 무차원 플러징 진폭 θ_0 : 피치 진폭 y_0 : 두 에어포일 사이 거리 ω : 플랩핑 주파수 k : 환산 주파수 ϕ : 플러징 운동과 피칭 운동 사이 위상차 C_l : 추력 계수 L_c : 임계 길이 r_c : 와핵 반경 U_∞ : 자유흐름 속도

플랩핑(flapping) 운동을 하는 날개에서 발생하는 공력 및 추진 특성을 이해하려는 노력들은 1) 진동하는 에어포일에서 발생하는 후류가 Kármán 와열과 와의 회전방향이 반대 방향인 와열을 형성함으로써 추력을 발생시킨다는 Kármán-Bugers의 가정[4], 2) 박익과 후류를 연속적인 와면으로 나타냄으로써 박익의 앞전에서 흡입력(suction force) 및 추력이 생성된다는 Birnbaum-Prandtl 가정[5] 등으로 나누어 연구가 진행되어 왔다. 이들 물리적 가정에 근거한 플랩핑 날개에 대한 수학적 모델은 1) 진동하는 평판에서 발생하는 추력에 대한 이차원 선형 비점성 이론[6,7], 2) 진동하는 날개의 두께 및 후류 말림을 고려한 비선형 비점성이론[8-15], 3) 점성을 고려한 전산유체역학 [16-19], 및 4) 실험 [20] 등으로 나누어 연구가 진행되어 왔다.

플래핑 운동을 하는 날개를 이용하여 초소형 비행체(MAV, Micro Air Vehicle)[2, 21] 및 무인 잠수정(AUV, Autonomous Underwater Vehicle) [22,23]을 개발하고자 하는 노력들 중, 단일 날개가 아닌 다중 날개 배치를 함으로써, 좀 더 큰 추력 발생을 얻으려는 시도들이 있다. Jones 등 [9-12]은 병렬(tandem)이나 복엽기(biplane) 형태의 배치를 한 2 내지 4개의 플랩핑 날개들에서 발생하는 추력 특성을 연구하였다. Jones 등 [13], Platzer와 Jones[14], 안준성 등[15]은 반대의 위상차를 가지고 플래핑운동을 하는 복엽기 형태 배치의 복식 날개가 단일 날개에 비하여 큰 추력 및 추진효율을 발생시킴을 밝혔다. Tuncer 등 [16,17]은 단일 날개 및 복엽기 형태의 배치를 한 플랩핑 날개들에 대하여 전산유체해석을 사용하여 플러징(plunging) 운동과 피칭(pitching) 운동 사이의 위상차에 따른 추력 특성을 연구하였다. Tuncer와 Kaya[18]는 병렬 Navier-Stokes 계산방법 및 경사구배 최적화 (gradient-based optimization)기법을 사용하여 낮은 플래핑 주파수에서, 복엽기 형태의 플래핑 날개가 단일 날개에 비하여 큰 추력을 발생하고, 높은 플래핑 주파수에서 피치진폭이 0에 가까워 질 때 최적의 추진효율이 발생함을 밝혔다. 또한 단일날개에서는 플래핑

주파수가 증가할수록 추력이 증가하나, 복엽기 형태의 플래핑 날개의 경우 플래핑 주파수가 증가 할수록 추력이 제한을 받음을 보였다. 최근, 미국 MIT에서는 선박에 사용되는 추진장치로 프로펠러 대신 두개의 진동하는 날개를 배치한 로봇 선박을 제작 시험함으로써 더욱 큰 추력을 얻을 수 있음을 보였다[24]. 이상의 연구들은 복엽기 형태의 배치를 한 복식 날개를 사용할 경우 단일 날개와 비교하여 큰 추력을 얻을 수 있다는 사실을 밝히는데 연구의 초점이 맞추어져 있다. 그러나 실제 복엽기 배치를 한 복식 날개를 사용한 운행체(vehicle)을 만들기 위해서는 최대 추력을 얻을 수 있는 플러징 및 피칭 운동 사이의 적절한 위상차를 파악하는 연구가 필요하다. 또한, 날개의 두께 및 캠버가 추력 특성에 미치는 영향 또한 파악할 수 있어야 한다.

따라서, 본 연구에서는 비정상 패널법을 이용하여 복엽기 형태의 배치를 한 플랩핑 에어포일들에서 발생하는 추력 특성을 해석하였다. 플랩핑 운동을 하는 이중 날개들 사이의 공력 상호작용을 고려하고 후류 말림과 같은 비선형적인 현상을 정확히 모델링 하기 위하여, 와핵 모델링(vortex core modeling)[25], 와핵 첨가법(vortex core addition scheme)[26,27], 4계 Runge-Kutta 대류법을 사용하였다. 본 연구에서 사용한 비정상 패널법은 날개의 추진속도가 매우 작아 점성력의 영향이 관성력의 영향보다 지배적이거나, 날개 앞전에서 유동이 분리(separation)되어 발생하는 앞전후류 (leading edge wake vortex)가 뒷전후류와 상호작용을 하는 경우를 제외하고는 낮은 주파수로 진동하는 날개들에서 발생하는 공력 및 추력특성을 파악하는데 타당한 방법이다[9].

II. 수치적 방법

복엽기 배치를 한 평판들이 반대 위상을 가지고 운동하였을 때 최대의 추력을 생성하였다는 안준성 등[15]의 연구 결과를 바탕으로, 본 연구에서도 Fig. 1과 같이 두 개의 에어포일이 서로 180도의 위상차를 가지고 플래핑 진동운동을 한

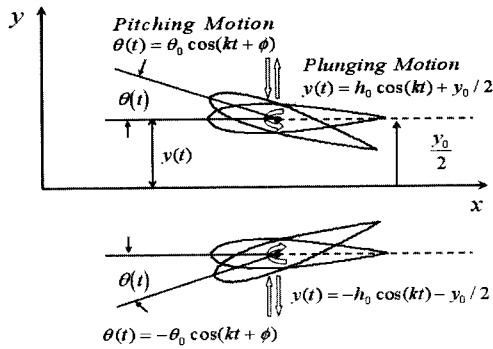


Fig. 1. Schematic of flapping airfoils

다고 가정하였다. 플러징 운동과 피칭 운동은 각각 시간에 대한 조화 함수로 다음과 같이 나타낸다.

플러징운동 : $y(t) = h_0 \cos(kt) + y_0/2$

피칭운동 : $\theta(t) = \theta_0 \cos(kt + \phi)$ (1)

여기서, h_0 는 시위(c)에 대한 무차원 플러지 진폭을, θ_0 는 피치 진폭을, ϕ 는 플러징 운동과 피칭 운동 사이의 위상차를 나타낸다. 플랩핑 운동의 무차원 환산 주파수(reduced frequency)는 $k = \omega c / U_\infty$ 로 정의된다.

2.1 비정상 패널법

에어포일을 둘러싼 유동장을 2차원 비압축성, 비점성, 비회전 유동장으로 가정하고, 지면에 고정된 관성 좌표계와 물체에 고정된 물체고정 좌표계로 나타낼 때, 연속방정식은 물체고정 좌표계에서의 속도 포텐셜(ϕ)에 대한 Laplace 방정식으로 표현된다.

$$\nabla^2 \phi = 0$$
 (2)

Fig. 2와 같이 에어포일의 표면을 N개의 패널 요소로 이산화한 후 각 패널에 임의의 강도를 가지는 용출(σ_i)과 일정 강도의 와류(γ_b)를 분포시킨다. 매 시간, 가장 최근에 에어포일에서 박리된 후류 패널의 와류(γ_w)를 같은 크기의 강도를 가진 점와류(point vortex, Γ_k)로 나타내고, 국부 유체 속도(local fluid velocity)로 하류(down stream)로 대류시킨다.

식 (2)의 지배방정식이 만족해야 할 경계조건들은 1) 유체가 물체표면을 뚫고 들어 갈 수 없다는 no penetration 조건, 2) 원방에서 물체로부터 유도된 섭동은 0이 된다는 Sommerfeld의

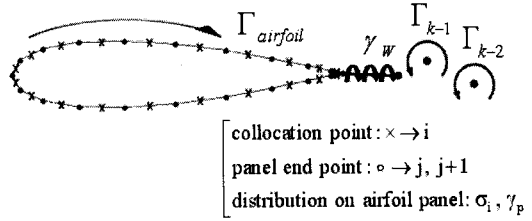


Fig. 2. Nomenclature of the present method

radiation 조건이다. 경계조건 2)는 용출과 와류가 자동적으로 만족한다. 경계조건 1)을 에어포일 패널요소의 제어점 (collocation point) 적용하면 다음과 같은 선형연립대수방정식을 얻을 수 있다.

$$\left(\sum_{j=1}^N A_{ij} \sigma_j + A_{iN+1} \gamma_b + A_{iN+2} \gamma_w \right) \cdot \vec{n}_i = - \left(\vec{V}(t) + \vec{V}_{iw} \right) \cdot \vec{n}_i$$

$i = 1, 2, \dots, N$ (3)

여기서 영향 계수 A_{ij} , A_{iN+1} 그리고 A_{iN+2} 는 에어포일 표면 패널의 i 번째 제어점에 대하여 단위 강도를 갖는 j 번째 패널의 용출, 모든 표면 패널 및 후류 패널에 분포한 와류에 의해 유도되는 속도를 나타낸다. $\vec{V}(t)$ 는 에어포일의 비행 속도(flight velocity)를 나타내고, \vec{V}_{iw} 는 이미 위치와 강도를 알고 있는 후류 와류들에 의하여 제어점에 유도되는 속도이다. Kutta 조건과 Kelvin 조건을 고려하여 해를 구한다[26-28].

2.2 후류 모델링 및 와핵첨가법

Biot-Savart 법칙[28]에 의하여 점 와류가 유도하는 속도는 거리에 반비례한다. 자유 와류들이 일정 거리 이상으로 가까워지면 다른 자유 와류에 대하여 유도되는 속도가 실제 물리적 속도보다 크기 때문에 후류의 형상이 비현실적인 형태로 모사된다. 따라서 후류의 정확한 모사를 위해서 와핵 모델의 적용이 필요하다. 본 연구에서는 와핵 모델 중 Hallock-Burnham 모델을 사용하였다[25]. 와핵 첨가법은 뒷전에서 발생하는 후류를 매 시간마다 하류 방향으로 대류시킬 때, 두 와류 사이의 거리가 일정거리(L_{cr}) 이상으로 떨어지면 두 와류 사이에 점 와류를 더해줌으로써 후류를 연속적으로 나타내는 방법이다[26,27].

2.3 추력계수 계산

추력 계수는 진동하는 주기 동안의 시간 평균

된 추력(\bar{T})에 의해 계산한다.

$$C_t = \frac{\bar{T}}{(1/2\rho U_\infty^2) \cdot c} \quad (4)$$

여기서 c 는 에어포일의 시위이고 U_∞ 는 자유흐름 속도(freestream velocity)이다. 추력은 안준성 등[15]에 나타난 바와 같이 에어포일을 둘러싼 유동장에 대한 운동량 적분식을 사용하여 계산한다.

III. 결과 및 토의

3.1 해석 프로그램 검증

Fig. 3과 Fig. 4는 플런징 운동을 하는 에어포일(NACA 0012)의 후류를 계산한 후, 유동가시화 실험 결과[9]와 비교한 것이다. 계산에 사용된 시간 간격(Δt)은 $0.05c/U_\infty$ 이고 임계길이(L_{cr})는 $3.0 \Delta t U_\infty$ 이다. 그림들에서 비정상 패널법을 사용한 계산 결과와 유동 가시화 실험 결과가 잘 일치함을 알 수 있다. Fig. 3에 나타난 후류는 역 카르만 와류(inverse Karman vortex street)의 형태로 추력을 발생 시키며, Fig. 4에 나타난 후류는 편향(deflection)된 비대칭의 역 카르만 와류의 형태를 보이며 추력과 양력을 동시에 발생시키는 것으로 알려져 있다[9].

Figs. 5와 6은 NACA 0012 에어포일이 각각 플런징 운동과 피칭 운동을 할 때 발생하는 추력 계수값을 Garrick[7]의 이론치와 비교한 그림들이다. 계산조건은 $\Delta t=0.05c/U_\infty$, $r_c=0.03c$, 그리고 $L_{cr}=3.0 \Delta t U_\infty$ 이다. 작은 환산 주파수(k)



(a) flow visualization[9]



(b) present method

Fig. 3. Comparison of wake pattern behind an plunging airfoil for $k=3$, $h_0=0.2$



(a) flow visualization[9]



(b) present method

Fig. 4. Comparison of wake pattern behind an plunging airfoil for $k=7.5$, $h_0=0.2$

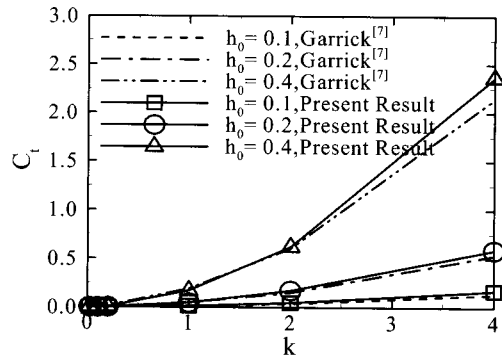


Fig. 5. Comparison of thrust coefficient for a plunging airfoil

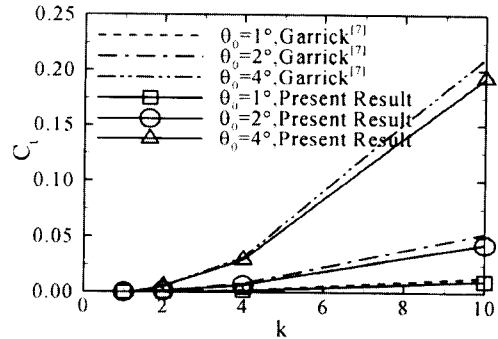


Fig. 6. Comparison of thrust coefficient for a pitching airfoil

에서는 Garrick[7]의 이론치와 잘 일치하나, 큰 환산 주파수에서는 본 연구방법을 사용한 결과가 Garrick[7]의 이론치보다 더 큰 값으로 예측이 되고 있다. 이는 Garrick[7]이 사용한 방법은 Theodorsen의 박익이론[6]에 근거한 것으로 후류 발달을 고려하지 않았기 때문이다. Jones 등 [9,10]

에 의해 소개된 바와 같이 플러지 진폭과 환산 주파수의 곱(h_0k)으로 정의되는 무차원 플러지 속도 ($V_p = h_0k$)가 같은 값일 경우 추력 계수는 같은 값을 보이고 있다.

3.2 후류 모델링 영향

Fig. 7은 후류 모델링 및 explicit time integration 기법에 따른 후류 모사의 정확도를 비교한 그림이다. NACA 0012 에어포일이 진폭 (h_0)이 0.019, 환산 주파수(k)가 17.14로 플러징 운동을 하고 있다. 계산에 사용된 시간 간격 (Δt)은 $0.009c/U_\infty$ 이다. Fig. 7(a)는 와핵 모델과 와핵 첨가법을 사용하지 않고 후류를 모사한 그림으로, 수치적 불안정을 보이고 있다. Fig.

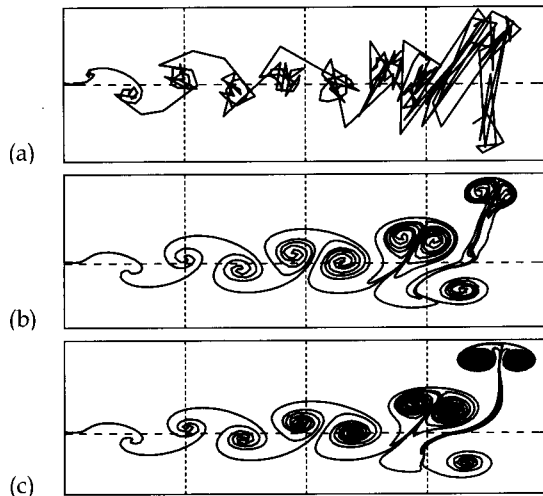


Fig. 7. Wake patterns behind a plunging airfoil

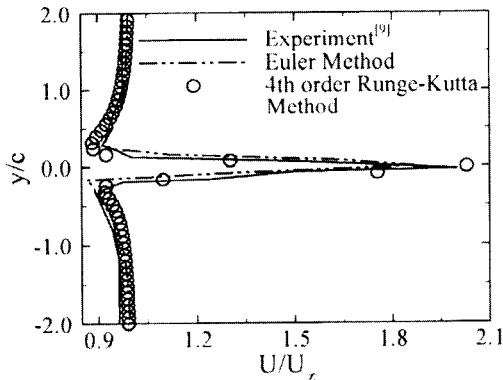


Fig. 8. Velocity profile for a plunging airfoil (NACA0012, $h_0=0.04$, $k=15$)

7(b)와 Fig. 7(c)는 두 경우 모두 와핵 모델 ($r_c=0.04c$) 및 와핵 첨가법($L_{cr} = 5.0\Delta tU_\infty$)을 사용하고, 각각 2계 Euler 법과 4계 Runge-Kutta 법을 적용한 결과이다. Runge-Kutta법을 사용한 결과가 Euler 법을 사용한 결과보다 더 정확한 후류형태를 보이고 있다.

본 연구에서는 에어포일을 둘러싼 운동량적분 방정식을 사용하여 추력을 계산한다. 따라서, 진동하는 에어포일에서 발생하는 추력을 정확히 예측하기 위해서는 에어포일 하류(downstream)에서의 속도분포를 정확히 계산할 수 있어야 한다. Fig. 8에 NACA0012 에어포일이 5 주기 동안 플러징 운동을 하였을 때, 속도 분포를 계산한 후 실험 값, Euler 법과 4계 Runge-Kutta 법을 적용하여 계산한 결과들을 비교하여 나타내었다. 4계 Runge-Kutta 법을 사용하여 계산한 경우가 Euler 법을 사용하여 계산한 경우보다 실험 값에 더 일치하므로, 식 (4)를 적용하여 좀 더 정확하게 추력을 계산할 수 있다.

3.3 에어포일 형상 효과

Fig. 9와 Fig. 10은 에어포일형상이 추력 특성에 미치는 영향을 파악하기 위해, NACA 4자 계열의 익형을 사용하여 추력 계수를 계산한 그림이다. 추력계수는 초기 출발와류(starting vortex)의 영향을 무시하기 위해 3주기가 지난 이후 4번째 한 주기 동안의 시간 평균값을 사용하였다. 플러지 진폭과 피치 진폭은 각각 0.4와 5°이고 환산 주파수는 1.0이다. 두 에어포일 사이의 거리(y_0)는 1.4이고 플랩핑 운동을 할 경우 플러징 운동과 피칭 운동 사이의 위상차는 90°로 하여 계산하였다. Fig. 9에서 플러징 운동과 피칭

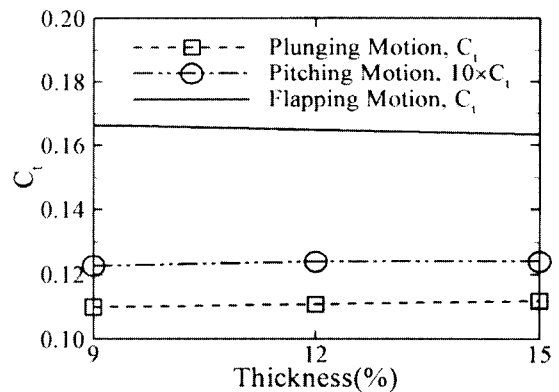


Fig. 9. Thickness effect ($\Delta t = 2\pi/(100 \times \omega)$, $L_{cr} = 2.0\Delta tU_\infty$, $r_c = 0.1c$)

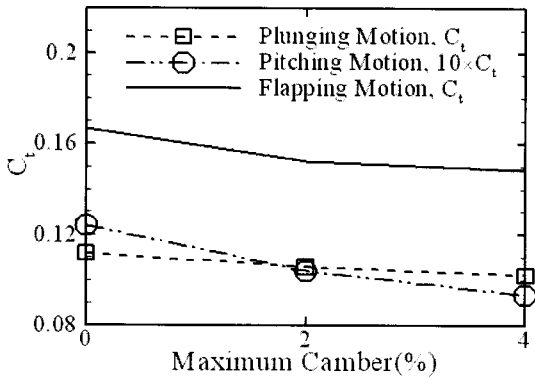
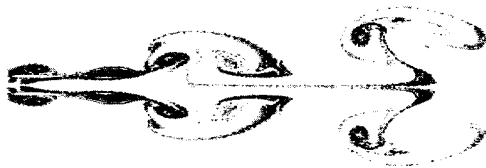
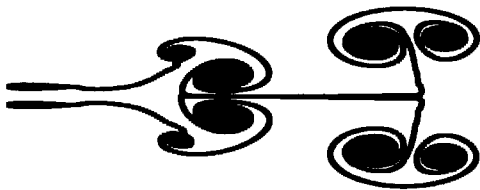


Fig. 10. Maximum camber effect
 ($\Delta t = 2\pi/(100 \times \omega)$, $L_{cr} = 2.0 \Delta t U_{\infty}$, $r_c = 0.1c$)



(a) particle traces of CFD[16]



(b) present method

Fig. 11. Comparison of wake pattern behind plunging airfoils for $k=2$, $h_0=0.4$ and $y_0=1.4$

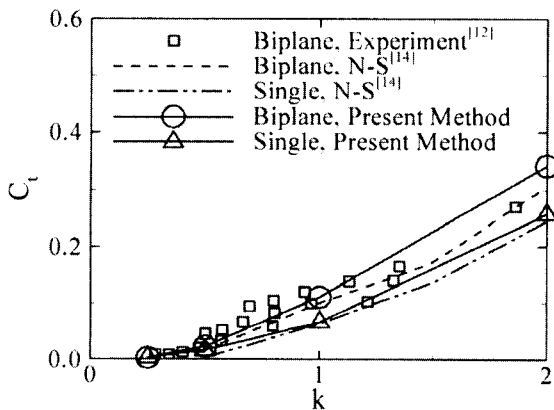


Fig. 12. Comparison of thrust coefficient for $h_0=0.4$, $y_0=1$

운동의 경우 두께가 추력에 미치는 영향이 거의 없으나, 플레핑 운동에서는 두께가 두꺼운 에어포일이 얇은 에어포일에 비하여 작은 추력을 가짐을 알 수 있다.

Fig. 10은 NACA 0012, NACA 2412, NACA 4412의 익형들을 사용하여 캠버의 크기 및 위치가 추력특성에 미치는 영향을 나타낸 그림이다. 캠버가 있는 경우 캠버가 없는 경우보다 더 작은 추력을 발생시켰다. 최대 캠버의 위치가 시위의 40%인 경우가 20%인 경우보다 피칭 운동과 플레핑 운동의 경우 추력이 크게 감소하였다. 그러나 플러징 운동의 경우 최대캠버의 위치가 추력특성에 미치는 영향이 작았다.

3.4 플러징 운동

Fig. 11은 복엽기 형태 배치의 NACA 0014 에어포일들이 플러징 운동을 할 때, 본 연구 방법 및 Navier-Stokes (N-S) 방정식을 사용하여 계산한 후류 형상을 비교하여 나타낸 그림이다. 후류는 2주기, $\Delta t = 2\pi/(100 \times \omega)$, $L_{cr} = 2.0 \Delta t U_{\infty}$, 그리고 $r_c = 0.1c$ 로 계산하였다. 본 연구방법은 앞에서 분리된 후류의 뒷전에서 하류로 대류하는 후류사이의 상호작용을 고려할 수는 없으나, Fig. 11에서 볼 수 있듯이 본 연구의 계산 결과와 전산유체역학을 사용한 계산 결과가 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 12는 NACA 0014의 익형을 에어포일들이 플러징 운동을 할 때, 환산 주파수의 변화에 따른 추력 계수 값의 변화를 실험 및 전산유체해석 결과와 비교한 것이다. 추력 계수는 $\Delta t = 2\pi/(100 \times \omega)$, $L_{cr} = 2.0 \Delta t U_{\infty}$, $r_c = 0.1c$ 의 계산조건하에 3주기가 지난 이후 한 주기 동안의 시간 평균값을 사용하였다. 큰 플러징 속도에서는 본 연구의 비점성 해석방법을 사용한 결과가 후류의 점성확산효과 및 에어포일 표면에서의 점성 마찰력을 고려하지 않아 점성 해석 결과보다 추력 계수를 더 크게 계산하나 무차원 플러징 속도가 0.6 이하에서는 일치를 보인다. 복엽기 배치의 에어포일은 단일 에어포일보다 $V_p = 0.4$ 에서 66%, $V_p = 0.6$ 에서 47%의 추력 향상을 보였다.

3.5 플레핑 운동

Fig. 13~Fig. 16은 복엽기 형태의 복식 에어포일들이 Table 1과 같은 조건으로 플레핑 운동을 할 때 발생하는 추력 계수를 나타낸 그림들이다. 추력 계수는 3주기 동안 $\Delta t = 2\pi/(100 \times \omega)$,

$L_{cr} = 2.0 \Delta t U_{\infty}$ 그리고 $r_c = 0.1c$ 로 계산하여 마지막 한 주기 동안에 시간 평균하였다.

CASE I 및 CASE II는 y_0 , k , h_0 의 값을 고정시키고 θ_0 및 ϕ 의 변화에 따른 추력 계수 값의 변화를 계산한 경우들이다. Fig. 13은 CASE I에 대한 계산결과로 플러징 운동과 피칭 운동 사이의 위상차(ϕ)가 추력 특성에 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있다. $\phi=0^\circ$ 와 $\phi=180^\circ$ 인 경우 피치각이 0도로 플러징 운동만을 했을 경우 플러징 운동과 피칭 운동이 결합된 플랩핑 운동을 했을 경우 보다 더 큰 추력을 얻을 수 있다.

CASE II를 나타내는 Fig. 14에서 위상차가 90° 와 120° 에서 최대 추력이 생성되는 것을 볼 수 있다. CASE III 및 CASE IV에서는 y_0 , ϕ 의 값을 고정시키고 k 및 h_0 의 값을 변화시키며 나타나는 추력 특성을 조사하였다. Fig. 15(CASE III)에서 무차원 속도(V_p)와 피치 진폭

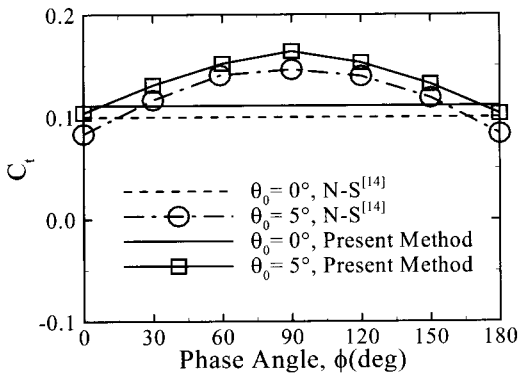


Fig. 13. Variation of thrust coefficient with phase angle (CASE I)

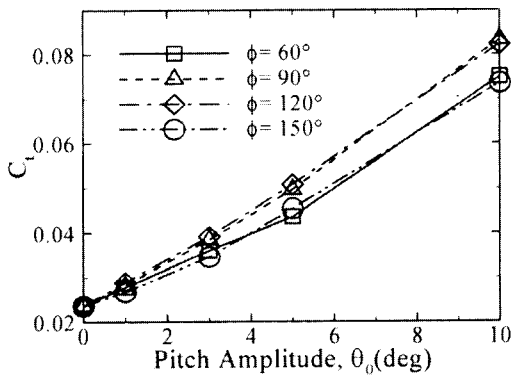


Fig. 14. Variation of thrust coefficient with phase angle (CASE II)

Table 1. Condition of parameters for two flapping airfoils

CASE	고정된 변수	변수
CASE I	$y_0 = 1.4, k = 1.0, h_0 = 0.4$	θ_0, ϕ
CASE II	$y_0 = 1.4, k = 0.5, h_0 = 0.4$	θ_0, ϕ
CASE III	$y_0 = 1.4, h_0 = 0.4, \phi = 90^\circ$	θ_0, k
CASE IV	$y_0 = 1.4, k = 0.5, \phi = 90^\circ$	θ_0, h_0

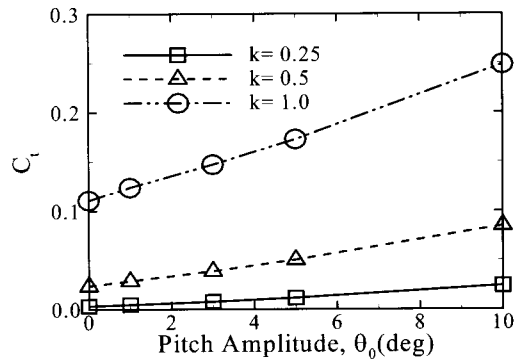


Fig. 15. Variation of thrust coefficient with reduced frequency (CASE III)

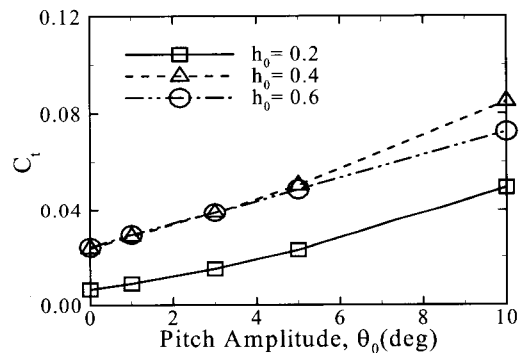


Fig. 16. Variation of thrust coefficient with plunge amplitude (CASE IV)

(θ_0)이 커짐에 따라 추력 계수가 커지는 것을 알 수 있다. Fig. 16(CASE IV)에서 플러징 진폭이 0.4보다 클 경우 추력 계수 값에 큰 변화가 없었다. 이 결과는 다음과 같이 설명할 수 있다. 먼저, 에어포일 사이의 거리가 일정하게 고정되어 있는 상태에서 에어포일들이 반대의 위상으로 플랩핑 운동을 할 경우, 플러징 운동의 진폭이 커지면 실제 에어포일 사이의 거리가 가까워진다. 이때, 에어포일 사이의 거리가 일정 거리 이하로

가까워지면, 에어포일에서 발생하는 후류 사이의 상호작용으로 오히려 추력은 더 증가하지 않고 일정한 값을 가지거나 감소한다.

IV. 결 론

본 연구에서는 복엽기 배치의 플랩핑 운동을 하는 2차원 에어포일들의 추력 특성에 관하여 연구하였다.

익형에 따른 추력 특성을 연구한 결과 캠버가 없는 대칭 익형의 얇은 두께의 날개에서 큰 추력을 얻을 수 있었다. 또한 플러징 운동하는 복엽기 배치의 두 에어포일은 하나의 에어포일이 플러징 운동을 할 때보다 더 큰 추력이 발생하였다.

복엽기 배치의 플랩핑 운동을 하는 두 에어포일의 경우는 다음과 같은 결과를 얻었다.

첫째, 추력은 플러징 운동과 피칭 운동 사이의 위상차가 90° 와 120° 일 때, 최대로 생성되었다.

둘째, 추력은 무차원 플러징 속도와 피칭 진폭이 클수록 더 크게 생성되었다.

셋째, 두 에어포일이 운동을 시작하여 가장 근접했을 때의 거리가 작을수록 추력이 증가하였고, 일정거리($0.6c$) 이하로 가까워질 경우 추력의 변화가 없거나 감소하였다.

참고문헌

1) Rozhdestvensky, K. V. and Ryzhov, V. A., "Aerohydrodynamics of Flapping-wing Propulsors", Progress in Aerospace Sciences, Vol. 39, 2003, pp. 585-633.

2) Ho, S., Nassef, H., Pornsinsirirak, N., Tai, Y-C, and Ho, C-M., "Unsteady Aerodynamics and Flow Control for Flapping Wing FLYers", Progress in Aerospace Sciences, Vol. 39, 2003, pp. 635-681.

3) Liu, H. and Kawachi, K., "A Numerical Study of Insect Flight", Journal of Computational Physics, Vol. 146, 1998, pp. 124~156.

4) von Kármán, T. and Burgers, J. M., "General Aerodynamic Theory - Perfect Fluids", Aerodynamic Theory, edited by W. F. Durand, Division E, Vol. 2, Julius-Springer, Berlin, 1943.

5) Birnbaum, W., "Der Schlagflugelpropeller und die Kleinen Schwingungen Elastisch Befestiger Tragflügel", Zeitschrift für Flugtechnik

und Motorluftschiffahrt, Vol. 15, 1924, pp. 128~134.

6) Theodorsen, T., "General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter", NACA Rept. 496, 1935.

7) Garrick, I. E., "Propulsion of a Flapping and Oscillating Airfoil", NACA Rept. 567, 1936.

8) Gorelov, DN. and Kulyaev RL., "Nonlinear Problem for Unsteady Flow of Incompressible Fluid past a Thin Airfoil", Izvstia AN SSSR Ser.: Mekhanika zhidkosti i gaza, Vol. 6, 1971, pp. 38~48.

9) Jones, K. D., Dohring, C. M. and Platzer, M. F., "Wake Structures behind Plunging Airfoils: A Comparison of Numerical and Experimental Results", AIAA Paper No. 96-0078, Jan. 1996.

10) Jones, K. D. and Platzer, M. F., "Numerical Computation of Flapping-Wing Propulsion and Power Extraction", AIAA Paper No. 97-0826, Jan. 1997.

11) Jones, K. D. and Platzer, M. F., "An Experimental and Numerical Investigation of Flapping-Wing Propulsion", AIAA Paper No. 99-0995, Jan. 1999.

12) Jones, K. D., Castro, B. M., Mahmoud, O., and Platzer, M. F., "A Numerical and Experimental Investigation of Flapping-Wing Propulsion in Ground Effect", AIAA Paper No. 2002-8666, Jan. 2002.

13) Zbikowski, R., "On Aerodynamic Modelling of an Insect-like Flapping Wing in Hover for Micro Air Vehicles", Philosophical Transactions of the Royal Society of London Series A, Vol. 360, 2002, pp. 273-290.

14) Jones, K. D., Bradshaw, C. J., Papadopoulos, J. and Platzer, M.F., "Improved Performance and Control of Flapping-Wing Propelled Micro Air Vehicles", AIAA Paper No. 2004-0399, Reno, Nevada, Jan. 2004.

15) 안준성, 한철희, 김창희, 조진수, "진동하는 평판들에서의 플랩핑 추진", 한국항공우주학회지, 제 32권 제 10호, 2004, pp. 118~126.

16) Tuncer, I. H. and Platzer, M. F., "Computational Study of Flapping Airfoil Aerodynamics", Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 3, 2000, pp. 514~520.

17) Tuncer, I. H. and Mustafa Kaya, "Thrust Generation Caused by Flapping Airfoils in a

Biplane Configuration", *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 3, 2003, pp. 509~515.

18) Young, J., Lai, J.C.S., Kaya, M. and Tuncer, I. H., "Thrust and Efficiency of Propulsion by Oscillating Foils", 3rd International Conference on Computational Fluid Dynamics, Toronto, July 12 - 16, 2004.

19) Wang, Z. J., "Vortex Shedding and Frequency Selection in Flapping Flight", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 410, 2000, pp. 323~341.

20) 장조원, 윤용현, 탄명훈, "진동하는 에어포일 근접후류에서의 캠버 효과", *한국항공우주학회지*, 제 29권 제8호, 2001, pp. 57~65.

21) McMichael, J. M. and Francis, M. S, "Micro Air Vehicles toward a New Dimension in Flight", USAF, DARPA TTO Document, July. 1996.

22) Lighthill, M. J., "Aquatic Animal Propulsion of High Hydromechanical Efficiency," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 44, 1970, pp. 265~301.

23) Triantafyllou, G. S., Triantafyllou, M. S. and Grosenbaugh, M. A., "Optimal Thrust Development in Oscillating Foils with

Application to Fish Propulsion", *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 7, 1993, pp. 205~224.

24) "A Penguin Propulsion Project: The Flipper Proves Mightier Than the Propeller", *The Mechanical Advantage*, Vol. 6, No. 2.

25) Hinton, D. A., "A Candidate Wake Vortex Strength Definition for Application to the NASA Aircraft Vortex Spacing System", NASA TM-110343, Sep. 1997.

26) 한철희, 최근형, 조진수, "이산와류법을 이용한 비정상 후류의 수치적 모사", *대한 기계학회 논문집 B권*, 제 25권 제 3호, 2001, pp.397-404.

27) 최근형, 한철희, 조진수, "이산와류법을 사용한 Tandem 날개의 동적 지면효과 연구", *한국항공우주학회지*, 제 29권 제 1호, 2001, pp. 25~32.

28) Katz, J. and Plotkin, A., "Low-Speed Aerodynamics", 2nd Ed., Cambridge University Press, 2001, pp. 369~377.

29) Hess, J. L. and Smith, A. M. O., "Calculation of Potential Flow about Arbitrary Bodies", *Progress in Aeronautical Sciences*, Vol. 8, Pergamon, Oxford, England, UK, 1966, pp. 1~138.