

## 論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.10.905>

## 히브진동하는 3차원 날개 공력특성

신철수\*, 김태완\*\*, 이형욱\*\*\*, 한철희\*

## Aerodynamic Characteristics of a Three-Dimensional Wing in Heave Oscillation

Chul-Soo Chin\*, Tae-Wan Kim\*\*, Hyoung-Wook Lee\*\*\* and Cheol-Heui Han\*

## ABSTRACT

With the progress of micro actuator technology, studies on the development of micro air flapping wing vehicles are actively undergoing. In the present study, the changes of both lift and thrust characteristics of the wings are investigated using a boundary element method. Lift of the heaving wing is not generated when the wing is beating with smaller frequencies than 1 Hz. Thrust increases with amplitude and frequency. As the wing's taper and aspect ratios increase, both lift and thrust also increase. Results on the pitching oscillation and flapping motion will be included in the future work.

## 초 록

초소형 작동기 기술의 발전과 함께, 초소형 플랩핑 날개짓 비행체 개발 연구가 활발히 진행 중이다. 본 연구에서는 경계요소법을 사용하여 히브진동운동하는 3차원 날개의 운동학적 매개변수인 진동 주파수 및 진폭과 기하학적 변수인 테이퍼 및 종횡비의 변화에 따른 양력 및 추력 특성을 연구했다. 날개짓 주파수가 1Hz 보다 작은 경우 진폭과 무관하게 양력이 발생하지 않았다. 추력계수 값은 날개짓 주파수와 히브진폭이 클수록 값의 크기가 증가했다. 테이퍼 비와 종횡비가 큰 날개일수록 양력 및 추력 값이 크게 나타났다. 향후 피칭 및 플랩핑 운동 날개의 공력특성변화에 대한 연구를 수행할 예정이다.

**Key Words** : Biomimetics(생체모사공학), Micro Air Vehicle(초소형 비행체), Boundary Element Method(경계요소법), Unsteady Aerodynamics(비정상 공기역학)

## 1. 서 론

최근 플랩핑 날개짓 초소형 비행체개발과 관련하여 공기역학적 연구가 활발히 진행 중이다[1,2].

가장 먼저, 플랩핑 날개짓 운동으로 추력이 발생 가능한지의 여부에 관한 초기연구는 Knoller[3] and Betz[4]등이 각각 플레핑(flapping) 날개

유효 받음각을 만들어 양력과 추력 성분을 가진 수직력 벡터가 생긴다고 밝히면서 시작 되었다. Katzmaryr[5]는 진동하는 자유흐름에 정지된 에어포일이 위치시킨 후 에어포일에서 발생하는 평균 추력을 계산함으로써 처음으로 Knoller-Betz 효과를 실험적으로 입증하였다. 이후, 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[6], 2) 박익과 후류를 연속적인 와면으로 나타냄으로써 박익의 앞전에서 흡입력(suction

† 2011년 2월 14일 접수 ~ 2011년 9월 22일 심사완료

\* 정희원, 국립충주대학교 항공기계설계학과

교신저자, E-mail : chhan@cjnu.ac.kr

충북 충주시 대학로 50

\*\* 정희원, 국립충주대학교 산업대학원

\*\*\*정희원, 국립충주대학교 에너지시스템공학과

force) 및 추력이 생성된다는 Birnbaum-Prandtl 가정[7]등으로 나누어 연구가 진행되어 왔다.

전산유체역학 해석기법의 향상으로 진동하는 2차원 에어포일과 관련한 유동특성 및 유체력 특성을 파악하고자 하는 연구들이 활발히 진행되었다. Jones[8]등은 plunging angfoil에 관하여 무차원 속도에 따른 추력을 수치적 해법과 실험적 방법을 통해 비교하였다. Jones 등[9]은 병렬(tandem)이나 복엽기(biplane) 형태의 배치를 한 2 내지 4개의 플랩핑 날개들에서 발생하는 추력 특성을 연구하였다. Jones 등[9]은 반대의 위상차를 가지고 플랩핑 운동을 하는 복엽기 형태 배치의 복식 날개가 단일 날개에 비하여 큰 추력 및 추진효율을 발생시킬 것을 밝혔다.

전산유체역학 연구는 비록 컴퓨터 성능과 이동격자 해석기술의 발전으로 자연 생물체들의 비행과 관련한 원리를 밝히는데 성공적이었지만, 아직까지 날개의 종횡비등 설계변수의 변화에 따른 공력 및 비행성능 변화를 비행체 설계에 직접 적용하기에는 아직 많은 비용과 시간이 요구된다. 이에 대한 해결방법으로 김대관 등[10]은 DeLaurier 등이 사용한 modified strip theory(MST)[11]에 높은 받음각에서의 동적실속 모델을 고려한 해석기법 개발 연구를 수행하였다. 또한, Trong[12]은 blade element method에 3차원 운동학을 고려한 부가질량(added mass)항을 첨가한 해석기법을 개발하였다. 그러나, 이들 방법은 아직 후류의 형상변화에 따른 공력특성 변화를 적절하게 고려하기는 어렵다.

항공기 공력해석 및 설계와 관련하여 개발된 패널법 또는 경계요소법은 빠른 시간에 공력해석이 가능하다는 장점이 있다. Michael 등[13]은 비정상 패널법을 사용하여 나방의 날개짓에 관한 공력해석 연구를 수행하였으며, Person등[14]은 패널법을 사용한 계산결과와 Navier-Stokes 해석 방법을 사용한 결과에 큰 차이가 없음을 밝혔다.

본 연구에서는, 경계요소법(boundary element method)[15]을 사용하여 플랩핑운동의 기본이 되는 히브진동운동을 하는 날개의 종횡비로 대표되는 기하학적 형상의 변화와 플랩핑 주파수, 진폭 등의 운동학적 매개변수 변화에 따른 날개의 공력특성 파악연구를 수행했다.

## II. 본 론

비점성, 비회전, 비압축성 유동장에서 질량보존을 나타내는 연속방정식은 다음과 같이 속도퍼텐

셜에 대한 Laplace 방정식으로 나타난다.

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

Green의 정리를 적용하면 유동장의 임의의 점 p에서의 퍼텐셜은 물체의 표면에 분포된 용출 및 중첩 강도 사이의 관계식으로 유도된다.

$$\Phi(p) = -\frac{1}{4\pi} \int_{body} \left[ \sigma \frac{1}{r} - \mu \frac{\partial}{\partial n} \left( \frac{1}{r} \right) \right] dS + \frac{1}{4\pi} \int_{wake} \left[ \mu \frac{\partial}{\partial n} \left( \frac{1}{r} \right) \right] dS + \Phi_{\infty}(p) \tag{2}$$

여기서 r은 날개에서 임의의 점 P까지의 거리이다. 경계조건은 Dirichlet 경계조건을 사용한다. Dirichlet 경계조건에서 내부퍼텐셜을  $\Phi_{\infty}$ 로 고정시킴으로써 용출 패널의 강도가 다음과 같이 결정된다.

$$\sigma = -\vec{n} \cdot \vec{V} \tag{3}$$

한편, 중첩강도는 식 (3)과 같이 고정된 용출강도를 적용하면 다음과 같이 구할 수 있다.

Fig. 1은 NACA 0012의 에어포일을 가진 사각날개 (rectangular wing)에 표면을 이산화 시킨 형상을 나타낸 그림이다.

Fig. 1에 나타난 날개의 표면을 N 개의 사각형 패널요소로 이산화 시키고, 식 (2) 및 (3)을 사용하여 경계조건 만족시키면, 다음과 같은 영향계수행렬(Aerodynamic Influence Coefficient Matrix)로 구성된 방정식이 된다.

$$[A_{NN}] \begin{bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \vdots \\ \mu_N \end{bmatrix} = [B_{NN}] \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \vdots \\ \sigma_N \end{bmatrix} + [C_{NM}] \begin{bmatrix} \mu_{W1} \\ \mu_{W2} \\ \vdots \\ \mu_{WM} \end{bmatrix} \tag{4}$$

여기서 N은 날개표면 위에 분포된 총 패널수이며, M은 후류를 나타내는 패널의 총 개수이다.

날개 표면에서의 중첩의 강도를 식 (4)를 사용하여 계산하며, 이때 후류는 3차원 날개의 후연에서 Morino의 Kutta 조건을 만족시키도록 정하

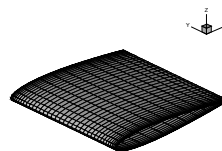


Fig. 1. Wing model and its panelling

였다.

식 (4)와 Kutta조건을 사용하여 날개 표면에서의 중첩강도를 계산하면 날개 표면에서 각 패널 요소 도심점에서의 유속은 다음과 같은 2차 보간식을 사용하여 계산 할 수 있다.

$$v_l = \frac{\partial \mu}{\partial l}, v_m = \frac{\partial \mu}{\partial m}, v_n = -\sigma \quad (5)$$

여기서  $l, m, n$ 은 패널고정 좌표계의 각 방향을 나타낸다. 날개 표면에서의 압력계수 값을 사용하여 양력 및 추력계수 값을 계산할 수 있다.

$$C_p = 1 - \left(\frac{v}{V_\infty}\right)^2 \quad (6)$$

$$C_L = \frac{1}{S} \iint_{S_b} C_p \vec{n} \cdot \vec{k} dS \quad (7)$$

$$C_T(-C_D) = \frac{1}{S} \iint_{S_b} C_p \vec{n} \cdot \vec{i} dS \quad (8)$$

여기서  $S$ 는 날개면적을 나타내며,  $V_\infty$ 는 자유흐름 속도(Free stream velocity)이다.

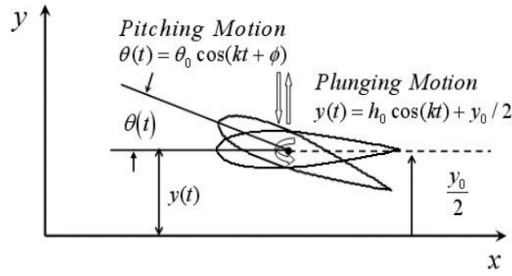
시간평균 양력 또는 추력 계수 값은 진동하는 한 주기 동안의 시간 평균된 양력 또는 추력계수 값으로 시간평균 양력계수값만 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\overline{C_L} = \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} C_L dt \quad (9)$$

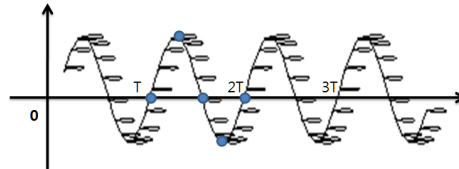
일반적으로 새나 곤충의 날개짓은 Fig. 2(a)에 나타낸 바와 같이 히브진동운동과 피치진동운동으로 합쳐진 패더링(feathering)운동이 복잡하게 결합되어 있다. 본 연구에서는 Fig. 2(b)에 나타낸 바와 같이 날개의 히브진동운동에 대한 연구만을 수행하였다. 본 연구에서의 날개는 처음에 중립의 위치에서 상향으로 히브진동운동을 시작하여  $1/4 T$ 에서부터  $3/4 T$ 까지 하향 히브진동운동을 하며 다시  $3/4 T$ 에서  $T$ 까지 남은 기간 동안 상향 히브진동운동을 수행한다. 히브진동에 관한 날개의 위치변화를 수식으로 나타내면 다음과 같다.

$$y(t) = h_0 \cos(kt) + y_0/2 \quad (10)$$

여기서,  $h_0$ 는 시위길이( $c$ )로 무차원 시킨 히브진폭을,  $k = \omega c / U_\infty$ 로 정의되는 환산 주파수(reduced frequency)를 나타낸다.



(a) Nomenclature of the present method



(b) Wing and wake shapes in heaving oscillation

Fig. 2. Nomenclature of the wing motion

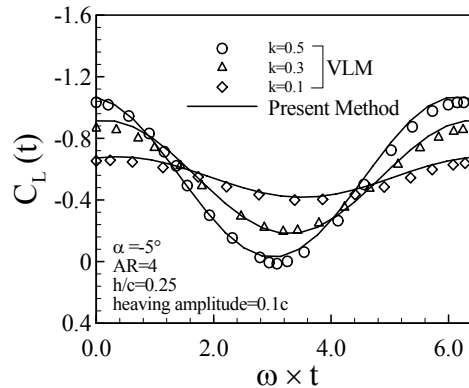


Fig. 3. Time history of lift coefficient

### III. 결과 및 해석

#### 3.1 검증

본 연구에서 사용한 비정상 패널법을 검증하기 위하여 먼저 히브진동하는 날개에 대한 기존 해석결과[16]와 비교하여 Fig. 3에 나타내었다. 날개는 중횡비가 4이며 히브진동 진폭은 코드길이의 10%이다. 그림에서 볼 수 있듯이, 3차원 패널법을 적용한 해석결과와 와류격자법을 적용한 해석결과가 잘 일치함을 알 수 있다.

#### 3.2 시간에 따른 공력특성 변화

Fig. 4에 한 주기 동안 중횡비 4인 날개에서

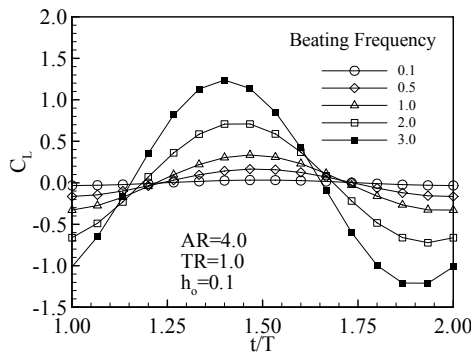
발생하는 양력 및 추력계수 값의 변화를 나타내었다. 먼저 날개의 운동을 기술하면 다음과 같다. 처음 1/4주기 동안 날개는 최고점을 향하여 상향 날개짓하며, 다음 1/2 주기 동안은 최고지점에서 최저지점으로 하향 날개짓 한다. 그리고 마지막 1/4 주기 동안은 최저점에서 다시 상향 날개짓 한다.

Fig. 4(a)의 양력계수 값 변화를 살펴보면, 처음 1/4 주기 동안에 양력계수 값은 음의 값에서 양의 값으로 변화하며, 날개가 최고점에서 하향 날개짓 하는 1/2주기 중간지점 바로 직전시점에서 최대 양력계수 값을 가진다. 날개가 기준위치로부터 최저점으로 이동하는 중간시점부터 양력계수는 음의 값을 가지며, 날개가 최저점에서 기준위치로 복귀하는 순간까지 지속적으로 음의 양력계수 값을 가진다. Fig. 4(b)의 추력계수 값 변화를 살펴보면, 처음 기준위치에서 최고점으로 상향 날개짓 동안 추력 값은 감소하며, 최고점에서 기준위치로 하향 날개짓 하는 동안 추력이 증가하여, 기준위치에서 최저점으로 하향 날개짓

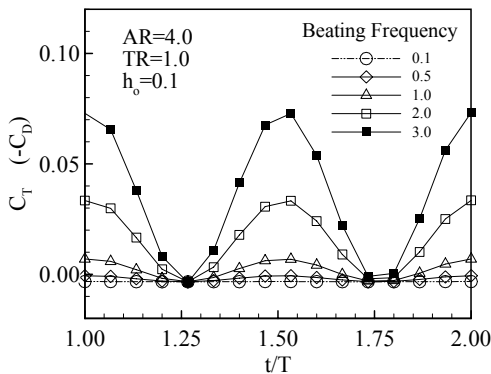
하는 동안 다시 감소한다. 이후 날개가 최저점에서 기준위치로 복귀하는 동안 추력이 다시 증가하여 최대가 된다. 따라서, 추력은 날개가 상향 또는 하향 날개짓 하는 동안 기준위치를 지나갈 때 최대가 되며, 날개가 최고점이나 최저점에 위치 할 때 최소의 값을 가진다.

### 3.3 진폭 및 주파수, 테이퍼비 영향

Fig. 5는 날개의 히브진동 주파수( $f$ )와 진폭( $H$ )의 변화에 따른 시간평균 양력계수 값들의 변화를 나타낸 그림이다. Fig. 5(a)는 히브진폭이 코드길이보다 작은 경우를, Fig. 5(b)는 히브진폭이 코드길이와 같거나 큰 경우에 대한 결과 그림이다. 먼저 Fig. 5(a)에서 코드길이보다 히브진폭이 작은 경우, 히브진동 주파수가 일정 값 이상이 되면 오히려 시간평균 양력 값이 감소하였다. 반면에 Fig. 5(b)와 히브진폭이 코드길이보다 큰 경우, 히브진동 주파수 값 증가에 따라 시간평균 양력계수 값도 증가하였다. Fig. 5(a)와 Fig. 5(b)를 비교해보면, 동일한 히브진폭과 주파수에서 테이퍼비가 감소할수록 오히려 시간평균 양력 값은 더욱 크게 나타났다.

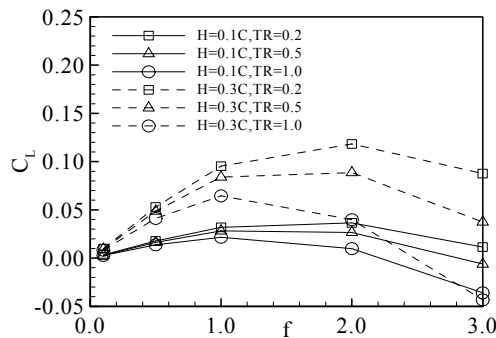


(a) lift coefficient

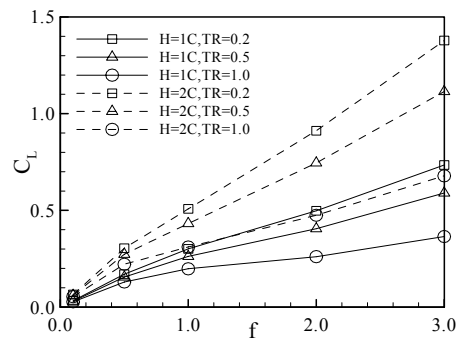


(b) thrust coefficient

Fig. 4. Time history of the aerodynamic coefficients



(a) lift coefficients at small heaving amplitudes



(b) lift coefficients at large heaving amplitudes

Fig. 5. Effect of frequency on the time-averaged lift coefficients

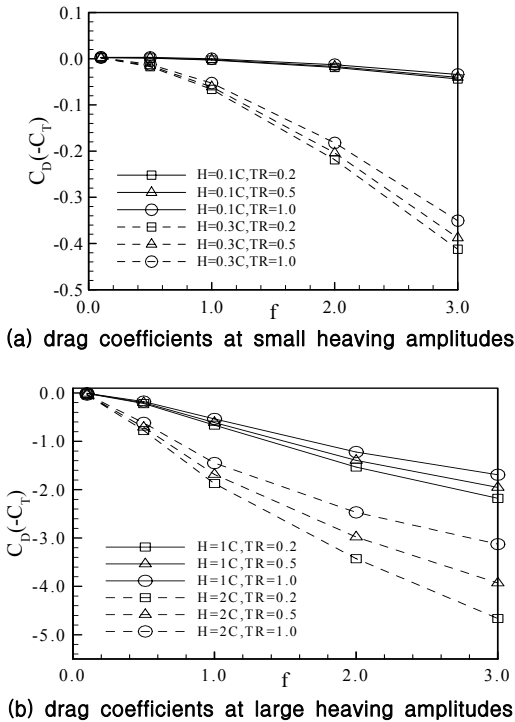


Fig. 6. Effect of frequency on the time-averaged drag coefficients

Fig. 6은 또한 Fig. 5와 같이 날개의 히브진동 주파수( $f$ )와 진폭( $H$ )의 변화에 따른 시간평균 추력계수 값들의 변화를 나타낸 그림이다. Fig. 6(a)는 히브진폭이 코드길이보다 작은 경우를, Fig. 6(b)는 히브진폭이 코드길이와 같거나 큰 경우에 대한 결과 그림이다. Fig. 5의 양력계수의 경우와 달리, Fig. 6(a) 및 Fig. 6(b) 모두 히브진동 주파수가 증가할 수록 추력계수 값의 크기는 더욱 증가했다. 테이퍼 비의 영향은 Fig. 5의 시간평균 양력계수 값의 경향과 동일하게 같은 히브진폭과 주파수에서 테이퍼비가 감소할수록 크게 나타났다.

Fig. 5와 Fig. 6의 결과를 종합하면, 먼저 히브진폭이 코드길이 보다 작은 경우 히브진동 주파수가 증가하면 양력값은 일정값 이상으로 증가하다 다시 감소하고 추력은 지속적으로 증가를 한다. 따라서, 히브진폭은 작으나( $H=0.3C$ 정도) 주파수를 크게(3Hz이상) 날개짓 할 경우 새는 동압이 크기 때문에 새가 빠른 속도로 이동 가능하다. 반면, 히브진폭이 코드길이 보다 큰 경우에는 양력계수 및 추력계수 모두 주파수 증가에 따라 크게 증가하므로 낮은 속도에서도 상승비행이 가능할 것이다. 따라서, 새는 낮은 진폭과 잦은 날

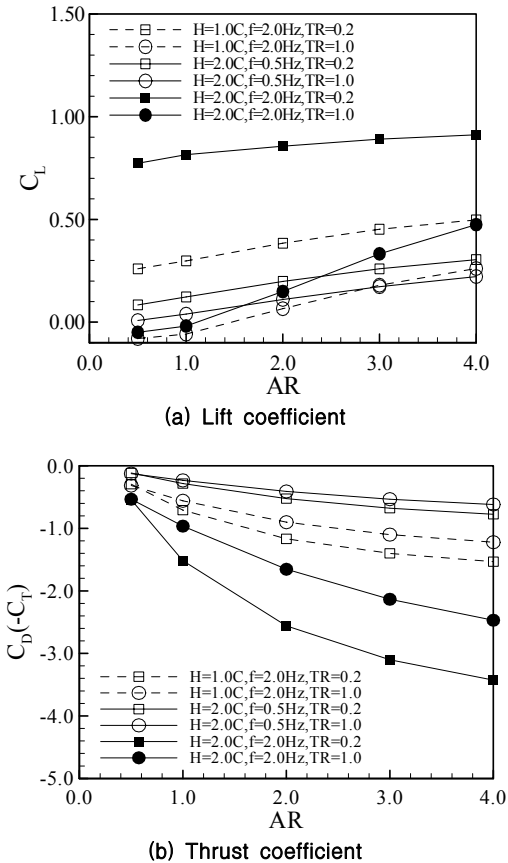


Fig. 7. Effect of aspect ratio on the aerodynamic characteristics of heaving wings

개짓으로 빠른 등속 비행이 가능하며, 높은 진폭의 날개일 경우 날개짓 수를 조절하여 등속수평 또는 상승비행 모두를 구현 가능할 것으로 판단된다. 또한, 날개의 테이퍼 비는 양력 및 추력 모두를 증가시키는 영향이 있는 것으로 나타났으며, 향후 좀더 정확한 계산이 필요하나 새의 날개 끝이 뾰족하게 진화한 이유가 될 가능성이 있다.

### 3.4 종횡비 영향

Fig. 7은 종횡비가 2와 4인 날개들이 날개짓 주파수와 히브진폭의 변화에 따라 가지는 시간평균 양력 및 추력 계수 값의 변화를 나타낸 그림이다. Fig. 7(a)에 잘 나타나 있듯이 날개의 종횡비가 클 경우 양력계수 값이 증가하였다. 테이퍼비가 1.0이고 종횡비가 1.0 이하인 날개의 경우 진폭이나 진동주파수와 무관하게 매우 낮은 값의 양력계수 값 또는 음의 양력계수 값을 가짐을 알 수 있다. 반면 테이퍼비가 0.2인 날개들은 종횡비와

무관하게 전체적으로 양의 양력계수 값을 가진다.

Fig. 7(b)에 나타난 평균 추력계수 값은 종횡비의 크기가 클수록 추력계수 값의 크기가 증가하였다. 테이퍼비가 작을수록 추력계수 값은 더욱 크게 나타났다. 히빙진폭이 1.0C이고 히브진동주파수가 2.0Hz 인 경우와 히빙진폭이 2.0C이고 히빙진동 주파수가 0.5Hz인 경우를 비교하면, 히빙진동 주파수가 큰 날개가 양력 및 추력계수 값 모두 더 큰 값을 가졌다. 따라서 진폭 보다 진동 주파수가 양력 및 추력계수 값의 변화에 더 큰 영향을 미친다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 플랩핑 날개짓 비행체의 비정상 공력특성 파악을 위해, 먼저 히빙진동운동하는 3차원 날개의 종횡비, 날개짓 주파수 및 진폭의 변화에 따른 양력 및 추력특성을 연구했다.

날개가 최고점에서 무게중심으로 하향날개짓 하는 중간지점에서 최대 양력값이 발생했다. 추력은 날개가 무게 중심지점을 지나갈 때 최대값이 발생했으며, 최고점 및 최저점에서는 최소값을 가졌다. 진폭 및 주파수 영향은 날개짓 주파수가 진폭보다 양력 및 추력계수 값 변화에 더 큰 영향을 미친다.

날개의 테이퍼비가 작을 수록 양력 및 추력계수 값이 더 크게 증가하였다. 날개의 종횡비가 클 경우 일정 진폭이상으로 히빙운동을 하는 날개들은 날개짓 주파수가 증가할수록 양력계수 값이 증가하였으나 종횡비가 작은 날개는 1Hz 이하의 주파수에서만 양의 양력계수 값을 가지며, 1 Hz 이상에서는 음의 양력계수 값을 가진다. 추력계수 값은 종횡비의 크기가 클수록 값의 크기가 크고, 날개짓 주파수와 히빙진폭이 클수록 값의 크기가 증가했다. 이상으로부터 펭귄과 같이 종횡비가 작은 날개를 가진 생물체들은 아무리 크고 빠르게 날개짓을 해도 날수 없으나, 종횡비가 큰 새들은 높은 상승률로 상승비행 하며 이동 가능하다.

향후 본 연구결과와 피칭운동을 결합한 플랩핑 날개짓 3차원 날개의 공력특성 연구를 수행할 예정이다.

#### 후 기

이 논문은 2008년도 충주대학교 교내학술연구

비의 지원을 받아 수행한 연구이며, 또한 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국학술진흥재단(또는 한국과학재단)의 지원을 받아 수행된 연구(No. KRF-2009-0076384)로, 관계자 여러분께 감사드립니다.

#### 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) Knoller, R., "Die Gesetze des Lufwiderstandes," Flug-und Motortechnik(Wien), Vol. 3, No. 21, 1909, pp. 1~7.
- 4) Betz, A., "Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges," Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Vol. 3, Jan. 1912, pp. 269~272.
- 5) Katzmayr, R., "Effect of Periodic Changes of Angle of Attack on Behavior of Airfoils," NACA Report No. 147, Oct., 1922.
- 6) Von Karman, T. and Burgers, J. M., "General Aerodynamic Theory - Perfect Fluids," Division E, Vol. II, Aerodynamic Theory, Ed. Durand, W. F., 1943, pp. 308.
- 7) Birnbaum, W., "Der Schlagflugelpropeller und die Kleinen Schwingungen Elastisch Befestiger Tragflügel," Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Vol. 15, 1924, pp. 128~134.
- 8) Jones, K. D., and Platzer, M. F., "An Experimental and Numerical Investigation of Flapping-Wing Propulsion," AIAA Paper No. 99-0995, Reno, Nevada, Jan. 1999.
- 9) 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.
- 10) Kim, D.-K., Lee, J.-S., Han, J.-H., Improved Aerodynamic Model for Efficient Analysis of Flapping-Wing Flight, AIAA Journal, Vol. 49, No. 4, pp. 868-872, April, 2011

- 11) DeLaurier, J.D., "An Aerodynamic Model for Flapping-Wing Flight," *The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society*, pp. 125-130, April 1993.
- 12) Truong, Q-T., Nguyen, Q. V., Truong, V. T., Park, H. C., Byun, D. Y., Goo, N. S., "A Modified Blade Element Theory for Estimation of Forces Generated by a Beetle-mimicking Flapping Wing System," *Bioinspiration & Biomimetics*, Vol. 6, 2011.
- 13) Michael J.C. Smith, Peter J. W., Marc H. Williams, "The Advantages of an Unsteady Panel Method in Modelling the Aerodynamic Forces on Rigid Flapping Wings," *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 199, 1996, pp. 1073-1083.
- 14) Persson, P.-O., Willis, D. J., Peraire, J., "Numerical Simulation of Flapping Wings using a Panel Method and a High-Order Navier-Stokes Solver," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 1, pp.1-20., 2011.
- 15) Han, C., "Investigation of Unsteady Aerodynamic Characteristics of a Seagull Wing in Level Flight," *Journal of Bionic Engineering*, Vol.6, No.4, December 30, 2009.
- 16) Katz, J. and Plotkin, A. *Low Speed Aerodynamics*, Cambridge University Press, 2001.