

진동하는 평판에서 발생하는 비정상 후류형상연구

안준성[†] · 한철희* · 조진수**

Study on Unsteady Wake Behavior Behind Oscillating Flat Plates

Junesung Ahn, Cheolheui Han and Jinsoo Cho

Key Words : Discrete vortex method(이산와류법), Vortex core model(와핵모델), Wake roll-up(후류말림), Pitching oscillation(피칭진동), Heaving oscillation(히빙진동)

Abstract

The fluid propulsion mechanism of two oscillating flat plates is studied numerically using a discrete vortex method. Presently, the flat plates are assumed to be rigid. To analyze the closely coupled aerodynamic interference between the flat plates, a core addition scheme and a vortex core model are combined together. A calculated wake pattern for a flat plate in heaving oscillation motion is compared with the flow visualization. The effect of wake shapes on the aerodynamic characteristics of the flat plate in pitching oscillation is investigated. The velocity profiles behind the flat plates in pitching oscillations are plotted to investigate the possible thrust generation mechanism.

	기호설명	Q_i	i 번째 제어점에 대하여 단위 강도를 갖는 기동와류와 그 상에 의해 유도되는 수직속도
A_{ij}	영향계수행렬	r_c	와핵반경
c	코드길이	t	시간
C_t	추력계수	Δt	시간간격
d	두평판의 전연사이의 거리	U_∞	자유흐름속도
h	히브진동의 진폭	x, y	물체고정좌표계
k	무차원 진동수 ($\omega c / U_\infty$)	X, Y	지면고정좌표계
Δl	패널길이	α	받음각
N	평판을 구성하는 절점의 개수	Φ	속도포텐셜
n_i	i	Γ	점와류의 순환강도
NT	총 시간단계수	λ	후류의 파장
p	피칭진동의 진폭	θ	피치각

[†] 한양대학교 기계공학과 대학원
E-mail : junesung75@dreamwiz.com
TEL : (02)2290-1716 FAX : (02)2294-0547

* 한양대학교 기계공학과

** 한양대학교 기계공학과

ρ 밀도
 ω 히빙진동주파수
 ω_p 피칭진동주파수

1. 서론

최근 플라핑 운동을 하는 날개의 추진력에 관한 연구가 진행되고 있다. 새나 곤충들은 플라핑 운동을 통해 양력과 추력을 발생시켜 비행을 한다. 일반적인 고정 날개는 양력과 항력을 발생시키는 반면 플라핑 운동을 하는 날개는 피칭운동과 허빙운동을 통해 날개의 움직임만으로도 양력과 추력을 발생시킬 수 있다는 이점이 있다. 이런 이점을 이용해 새나 곤충과 같은 자연계에 존재하는 생물의 추진 방식을 연구하여 미세 운송체를 개발 하려는 노력들이 수행되고 있다.

이들 연구들 중 Lighthill⁽¹⁾은 External Bio-fluid-dynamics 와 관련하여 생물체들의 비정상운동에 대한 이론정립에 많은 기여를 하였다. 물고기와 같은 수중 생물의 헤엄치는 모습을 이용한 AUV (Autonomous Underwater Vehicle) 개발⁽²⁾, Weis -Fogh mechanism 을 이용한 고효율 추진체 개발, 박테리아 등 미생물들이 섬모를 이용하여 이동을 한다는 것을 응용한 microrobitics^(3,4), 그리고 새 및 곤충들의 비행역학 연구를 이용한 MAV (Micro Aerial Vehicle)개발의 노력⁽⁵⁾들이 있었다. Katz 와 Weihs⁽⁶⁾는 코드방향으로 변형이 있는 핀(fin)의 진동운동에 대한 연구를 수행하여 이러한 핀이 좋은 추력 성능을 가짐을 보여 주었다. Akiyama 등⁽⁷⁾은 추진 기구로 사용이 가능한 진동하는 평판 주위의 유동에 대한 연구를 수행하였다. Piezo-polymer 로 만들어진 평판을 사용하여 진동 시킴으로서 일종의 팬(fan)과 같이 유동을 가속화 시켜 추진력을 가질 수 있음을 보여 주었다.

비정상 운동을 하는 날개에서 발생하는 공력 특성 변화에 대한 연구는 날개의 후연에서 발생하는 후류의 말림현상과 관련한 비선형적인 현상을 정확히 계산할 수 있어야 한다. 이산와류를 도입 하여 에어포일의 후연에서 대류하는 후류를 모사 하려는 연구는 Rosenhead⁽⁸⁾가 처음에 시작하였다. Rosenhead 가 제시한 이산와류법은 후류에서 발생하는 점와류들이 하류방향으로 서로 가까이 접근하면서 대류할 경우 수치적 불안정이 발생한다. 이를 해결하기 위하여 대부분의 연구들이 와핵(vortex core)을 모델링한 후 와핵반경(vortex core radius)을 수치적으로 바꾸면서 매우 작은 시간간격으로 비정상 후류를 모사하는 방법들을 사용하고 있다.

본 연구에서는 한철희 등⁽⁹⁾이 개발한 이산와류법을 확장하여 고정된 전연(leading edge)을 중심으로 피칭진동을 하는 경우 두 개의 평판에서

발생하는 시간에 따른 후류의 형상변화와 속도 분포의 변화에 대하여 연구하였다.

2. 수치적 해법

2.1 이산와류법

평판을 둘러싸는 유동은 평판의 고체경계면과 후류를 제외한 전 유동장에서 2 차원 비압축성 비점성 유동이라고 가정한다. 비정상 운동을 하는 물체에 대한 공력해석연구는 지면고정좌표계와 물체고정좌표계로 나누고 물체에 고정된 좌표계를 기준으로 생각을 하면 정상상태에 대한 공력 해석연구에 대하여 경계조건만을 비정상 운동에 대하여 변환함으로써 간단하게 계산을 할 수가 있다. 기준좌표계에서 속도퍼텐셜을 정의할 수 있으며 연속방정식은 Laplace 방정식으로 표현한다.

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

날개와 후류는 와면(vortex sheet)으로 표현한다. 날개는 위치가 지정되어 있고 와면을 가로질러 압력차가 존재하는 고정와면(bound vortex sheet)으로 표현한다. 후류는 위치가 자유롭게 변하고 와면을 가로질러 압력차가 존재하지 않는 자유와면(free vortex sheet)으로 나타낸다. 고정와면과 자유와면은 이산와류들(discrete vortices)로 모델링하였다.

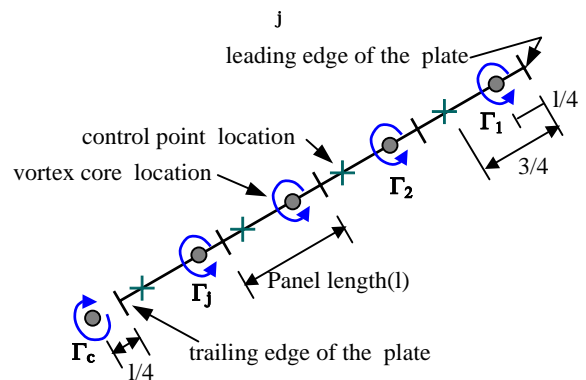


Fig. 1 Nomenclature for a discrete vortex method

평판은 동일한 길이의 패널(panel)로 모델링하며 각 패널의 앞전에서 패널길이의 1/4 만큼 떨어진 곳에 미지의 강도 Γ_j 를 갖는 한 개의 점 와류를 위치시키며 3/4 만큼 떨어진 곳에 제어점(control point)을 위치시킨다. 기동와류(starting vortex)는 평판의 뒷전에서 패널길이의 1/4 만큼 떨어져

있으며 미지의 강도 Γ_c 를 갖는 한 개의 자유 와류(free vortex)를 시간단계마다 생성하여 표현한다(Fig. 1).

2.2 경계조건

이산와류들로부터 유도되는 속도는 식(1)의 연속방정식과 다음의 경계조건을 만족해야 한다.

- i) 물체로부터 멀리 떨어진 곳에서 교란속도는 0이다.
- ii) 물체표면에 수직한 속도 성분은 0이다.
- iii) 날개와 후류를 둘러싼 순환은 보존된다.
- iv) 날개후연에서 비정상 Kutta 조건을 만족한다.
- v) 후류를 가로지르는 압력차는 없다.

연속방정식과 경계조건 i)은 퍼텐셜 이론에 의해 자동적으로 만족이 되고, 이산와류들로부터 유도되는 속도는 Biot-Savart 법칙으로부터 계산된다. 경계조건 ii)는 다음과 같은 수식으로 나타낼 수 있다.

$$(\vec{V} - \vec{V}_p) \cdot \vec{n} = 0 \tag{2}$$

여기서 \vec{V} 는 유체입자의 절대속도, \vec{V}_p 는 유체입자와 접하고 있는 고체면의 절대속도, \vec{n} 은 그 점에서 고체면에 수직한 단위벡터를 나타낸다. 경계조건 iii)은 Kelvin 이론을 나타내며 움직임 시작할 때 총순환(total circulation)은 0 이 되므로 동일한 유체입자를 포함한 경로에 대해 총순환은 지속적으로 0 이 된다.

$$\sum_{j=1}^{N-1} \Gamma_j - \Gamma_c = \sum_{j=1}^{NT-1} \Gamma_{wake} \tag{3}$$

여기서 N 은 절점(node)의 개수를, NT 는 총 시간단계 수를 나타낸다. 경계조건 iv)는 평판의 뒷전에서 각 시간단계마다 기동와류를 분리, 대류(convection) 시킴으로써 만족된다. 경계조건 v)는 자유 와류들을 국부 유체입자속도(local fluid particle velocity)로 대류 시킴으로써 만족된다.

2.3 와핵모델

Biot-Savart 법칙에 의하여 점와류가 유도하는 속도는 $1/r$ 에 근사하므로 점와류에 매우 가까울 경우 속도를 나타내는 식은 특이점(singular point)을 가진다.⁽¹⁰⁾ 후류말림(wake roll-up)부근에서 자유와류들이 일정거리 이상으로 서로 가까워

지면 다른 자유와류에 대하여 무한히 큰 속도를 유도하여 후류의 형태가 비현실적인 형태로 모사될 수 있다. 그래서 후류의 정확한 모사를 위해서 와핵모델(vortex core model)의 적용이 필요하다. 본 연구에서는 Ling 등⁽¹¹⁾이 제시한 다음과 같은 와핵모델을 사용하였다.

$$v_\theta = \frac{\Gamma}{2\pi r} \left\{ 1 - \exp \left[-1.25643 \left(\frac{r}{r_c} \right)^2 \right] \right\} \tag{4}$$

여기서 v_θ 는 와류의 원주방향 속도 성분이고, r_c 는 와핵반경(vortex core radius)이다.

2.4 와핵첨가법

뒷전에서 발생하는 와류를 매 시간단계마다 하류방향(downstream)으로 대류시킬 때, 두 와류사이의 거리가 일정거리 이상으로 떨어지면 두 와류사이에 와류의 개수를 더해줌으로써 후류를 연 속적으로 나타낼 수 있다. 이러한 방법이 와핵첨가법(vortex core addition scheme)이며 와핵첨가법을 적용하는 절차는 다음과 같다.

- i) 매 시간단계마다 후류를 나타내는 자유와류를 국부유체입자속도로 이동을 시킨다.
- ii) 이동된 자유와류 사이의 거리가 임계길이 (L_{cr})이상이 되면, 두 자유와류의 순환강도 합에 대하여 1/3 의 강도를 갖는 하나의 새로운 자유와류 생성시킨다.
- iii) 새로이 생성된 자유와류는 기존의 두 와류 사이의 중간지점에 위치시킨다. 기존의 자유와류는 각기 이전 순환강도의 2/3 순환강도 갖도록 하여 전체순환강도의 합이 이전의 순환강도의 합과 같도록 한다.

3. 결론 및 고찰

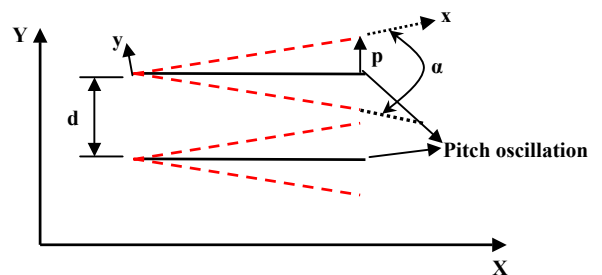


Fig. 2 Coordinate systems.

본 연구에서 계산한 모델을 Fig. 2 에 나타내었다. 두 개의 강체 평판이 코드길이의 $1/4c$ 만큼 서로 떨어져 위치하고 있고 각 평판은 고정된 전연(leading edge)을 중심으로 피칭진동 운동을 한다.

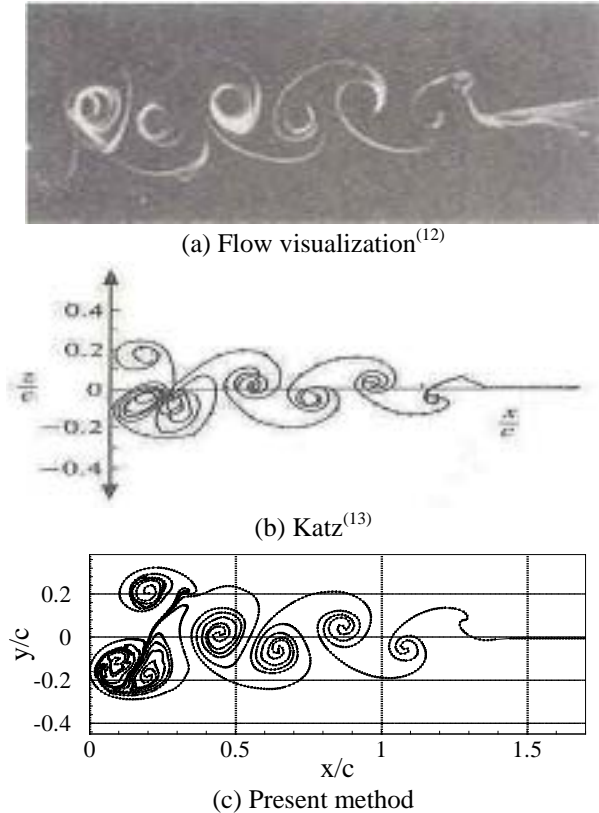


Fig. 3 Wake patterns behind a flat plate undergoing a heave oscillation

Fig. 3 은 히빙진동을 하는 평판에 대해서 Bratt⁽¹²⁾의 유동가시화 실험과 비교하여 후류의 형상을 나타내었다. 또한 와핵모델⁽¹¹⁾과 와핵첨가법⁽¹⁴⁾으로 계산된 결과를 Katz의 후류형상과 비교해 보았다. 평판의 히빙진동조건은 $\alpha = 0^\circ$, $h = 0.019$, $\omega_h c / 2U = 8.5$ 이다. 와핵의 임계길이 $L_{cr} = 3.0\Delta t$, 와핵모델의 반경 $r_c = 0.03c$ 이다. Fig. 3 에서 보듯이 수치적 결과와 유동가시화의 결과를 비교해 볼 때 현재의 방법이 후류의 형상을 잘 표현하고 있음을 알 수 있다. 또한 와핵첨가법을 이용해 후류의 형상을 정밀하게 모사 할 수 있다.

Fig. 4 는 수치적 방법을 패널법과 실험에 의해서 얻어진 결과와 비교한 것으로 히빙운동을 할 때 진폭에 따른 무차원 진동수의 변화를 나타내었다. 패널법은 Jones and Platzer⁽¹⁵⁾의 NACA0012 를 이용하여 나타낸 결과로서 평판을 이용한 현재의

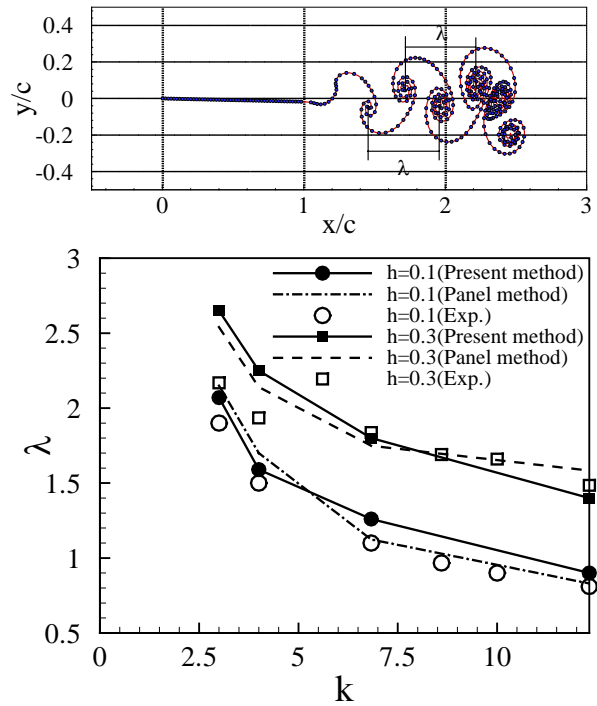


Fig. 4 Wake wavelength versus reduced frequency.

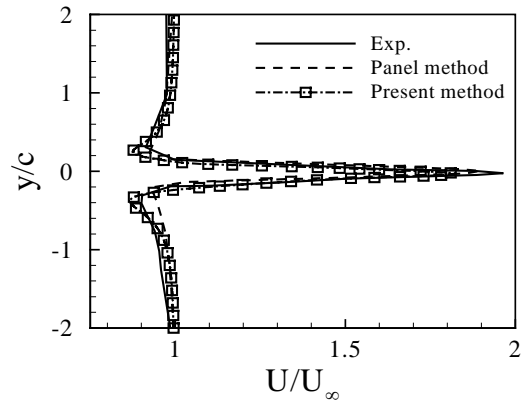


Fig. 5 Nondimensionalized velocity profiles $0.4c$ downstream of the trailing edge of an airfoil.

방법과 비교해 볼 때 잘 일치함을 볼 수 있다. 이를 통해서 히빙운동시 날개의 두께가 공력특성에 미치는 영향은 크지 않음을 알 수 있다.

Fig. 5 은 현재 사용한 방법의 결과를 패널법과 실험의 속도 분포와 비교한 것이다. $h = 0.04$, $k = 15.0$ 에서 히빙진동을 할 때 후연에서 하류방향으로 $0.4c$ 떨어진 위치에서 속도 분포를 계산했다. 속도 분포를 통해서 히빙진동운동시 추력을 발생시킬 수 있다는 것을 알 수 있다.

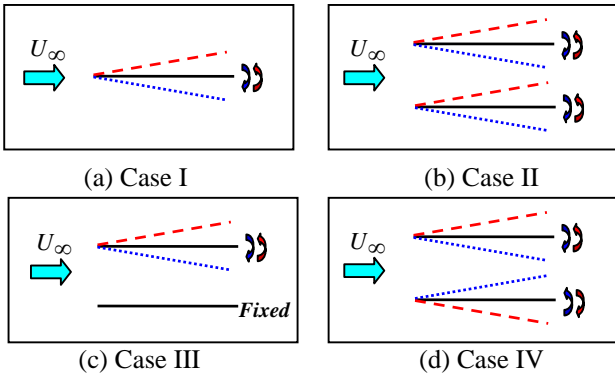


Fig. 6 Nomenclature for the study on the propulsion mechanism of the two flat plates in pitching oscillations.

Fig. 6 은 평판이 진동하는 4 가지 방식에 대하여 표현했다.

- i) Case I : 단일 평판이 피칭진동운동을 할 경우
- ii) Case II : 두 개의 평판이 같은 방향으로 진동운동을 할 경우
- iii) Case III : 하면에 위치한 평판은 고정을 시키고 상면에 있는 평판만 진동운동을 하는 경우
- iv) Case IV : 서로 반대방향으로 진동운동을 할 경우

위 4 가지 방식의 진동운동하는 날개에서 발생하는 후류의 형상과 그에 따른 속도 분포와 추력 계수를 표현해 보았다.

Fig. 7 에서는 Fig. 6 에 제시한 4 가지 경우에 대한 후류의 형상을 보여주고 있다. 날개 하나가 피칭진동을 하는 Case I 의 경우 한철희 등의 연구결과와 같이 양의 영각을 가지고 급 출발하는 날개에서 발생하는 후류와 같은 구조를 보여주고 있다. 두 개의 날개가 같은 방향으로 회전진동을 하는 Case II 와 밑의 날개는 고정되어 있고 위의 날개만 회전운동을 하는 Case III 에서와 전반적으로 같은 후류구조를 보여주고 있다. 따라서 본 연구에서 나타내지는 않았지만 플레핑 운동을 하는 날개에서 발생하는 와류구조와 같다. 따라서 Case I, II, III 모두 추력을 발생시킴을 알 수 있다. 특히 Case II 와 같이 같은 방향으로 회전하는 날개에서 발생하는 와류는 거시적으로 coherent 한 구조를 보여주고 있다. 반면에 반대방향으로 회전하는 Case IV 의 경우 incoherent 한 와류구조를 보여주고 있다.

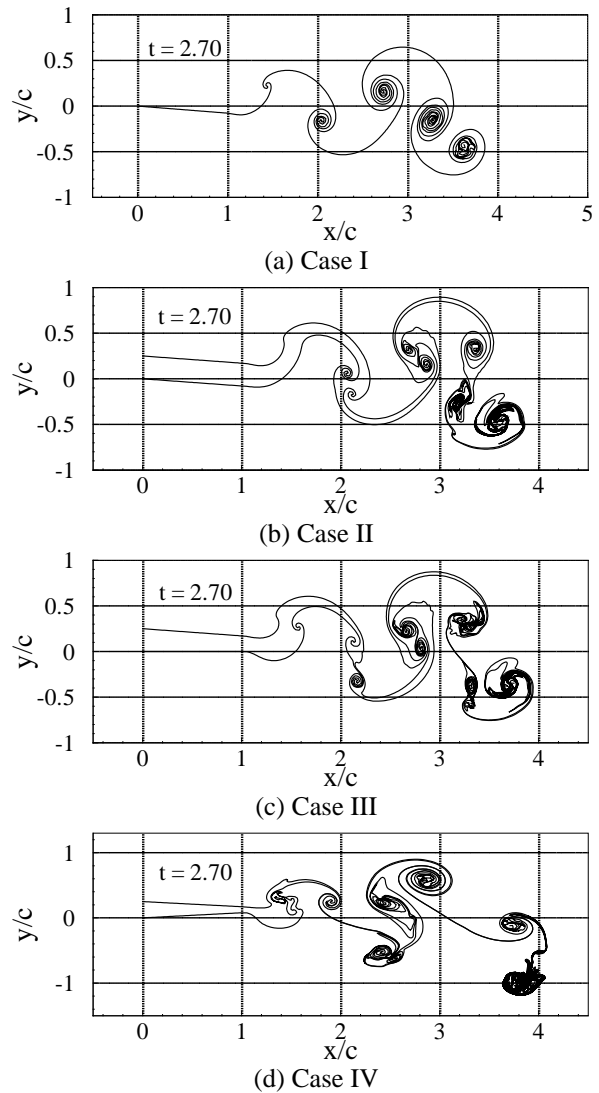


Fig. 7 Wake patterns behind the two flat plates in pitching oscillations.

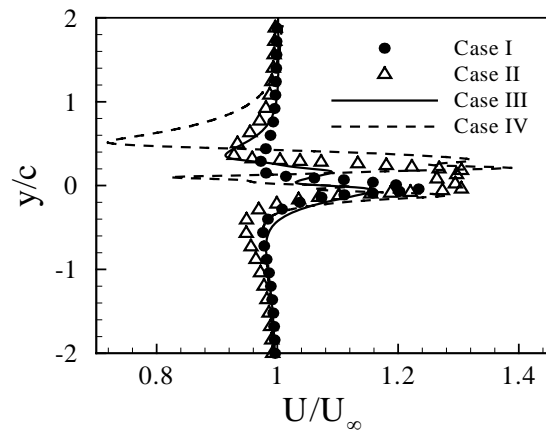


Fig. 8 Nondimensionalized velocity profiles at a chord length downstream of the trailing edge of the plates ($p = 0.1$ $k = 6.26$)

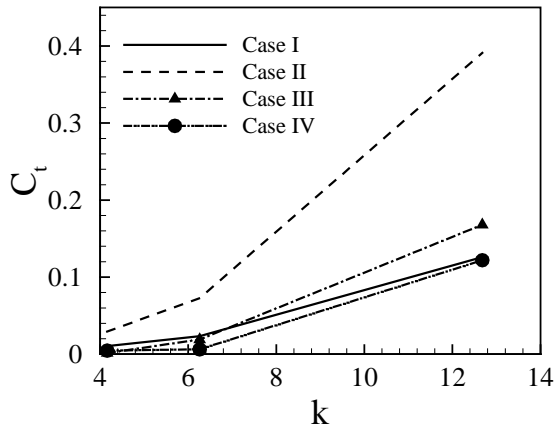


Fig. 9 Time averaged thrust coefficients versus frequency ($p = 0.088$).

Fig. 8 과 Fig. 9 는 평판의 후연에서 나오는 후류의 한 파장에 대해서 시간평균된 속도 분포와 추력계수를 나타냈다. Case II 의 경우는 Case III 와 Case IV 와 달리 속도분포의 증분된 부분을 비교해 볼 때 적분값이 더 많음을 볼 수 있다. 이는 Case II 의 경우가 다른 경우와 달리 더 많은 추력을 발생시킨다는 것을 의미한다. 이는 Fig. 9 에서 각각의 경우에 대한 추력계수를 나타낸 것과 비교해 볼 때 더 명확해 짐을 알 수 있다. 피칭진동을 하는 평판에 있어서 Case II 와 같이 두 개의 날개가 같은 방향으로 진동운동하는 경우가 다른 경우에 비해 더 많은 추력을 발생 시킴을 알 수 있다.

4. 요약

이산와류법을 사용하여 피칭진동운동을 하는 날개에서 발생하는 후류의 구조와 이에 따른 속도 분포에 대한 연구를 하였다. 연구결과 같은 방향으로 진동운동을 하는 평판에서는 coherent 한 후류구조가 발견된 반면 반대방향으로 회전진동 하는 날개에서 발생한 후류에서는 incoherent 한 후류구조를 보이고 있다. 그리고 4 가지 경우에 대해 속도분포와 추력계수를 비교하면 같은방향으로 진동운동을 하는 경우가 다른 경우들에 비해 더 많은 추력을 발생시킴을 있음을 알 수 있다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 목적기초연구(R01-1999-000-00265-0)지원에 의하여 수행되었으며 이에 관계자 여러분께 감사 드립니다.

참고문헌

- (1) Lighthill, M. J., 1997, *Collected Papers of Sir James Lighthill* (Edited by M. Yousuff Hussaini), Volume IV, Oxford University Press, New York.
- (2) Study Group of Aqua Bio-Mechanics, http://aquabio.shinshu-u.ac.jp/eng/index_e.html
- (3) Fujita, T. and Kawai, T., 2001, "Optimum Shape of a Flagellated Microorganism," *JSME*, Vol. 44, No. 4, pp. 952-957.
- (4) Kobayashi, S., Nakasone, M., Furihata, K. and Morikawa, H., "Thrust Force Characteristics of Propulsion Mechanism Modeled on Bending Mechanism of Eukaryotic Flagella in Water," *JSME*, Vol. 44, No. 4, pp. 946-951.
- (5) Mueller, T. J., 2001, *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications*, AIAA, Inc.
- (6) Katz, J. and Weihs, D., 1978, "Hydrodynamic Propulsion by Large Amplitude Oscillation of an Airfoil with Chordwise Flexibility," Printed in Great Britain, February 8.
- (7) Akiyama, M., Takato, K., Tsutsui, T., Sugiyama, H. and Ninimiya, N., 2001, "Flow Around Vibrating Elastic Plates," *The 6th Asian Symposium on Visualization*, Paper number 130.
- (8) Rosenhead, L., 1931, "The Formation of Vortices from a Surface of Discontinuity," *Proc. R. Soc. Lond.*, A 134, pp. 170.
- (9) C. Han, Y. Yoon and J. Cho, "Unsteady Aerodynamics Analysis of Tandem Flat Plates in Ground Effect", *Journal of Aircraft*, Vol.39, No.6, Nov.-Dec. 2002, pp. 1028-1034
- (10) Katz, J., *Low-Speed Aerodynamics*, McGraw-Hill, Inc., 1991.
- (11) Ling, G. C. et al., "A Further Simulation of Starting Flow around a Flat Plate by a Discrete Vortex Model," *Internal Seminar on Engineering Applications of the Surface and Cloud Vorticity Methods*. Wroclaw, Poland, Vol. 51, No. 14, 1986, pp. 118-138.
- (12) Bratt, J. B., "Flow Patterns in the Wake of an Oscillating Airfoil," Aeronautical Research Council, R&M 2773, 1953.
- (13) Katz, J. and Weihs, D., "Behaviour of Vortex Wakes From Oscillating Airfoils," *Journal of Aircraft*, Vol. 15, No. 12, Dec. 1978, pp. 861-863.
- (14) Mook, D. T., Roy, S., Choksi, G. and Dong, B., "Numerical Simulation of the Unsteady Wake Behind an Airfoil," *Journal of Aircraft*, Vol. 26, No. 6, 1989, pp. 509-514.
- (15) 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, *34th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Reno, Nevada, Jan. 1996.