한국생산제조시스템학회지 Vol.20 No.5 2011. 10. pp. 605~611
Korean Society of Manufacturing Technology Engineers

마이크로 유동에서 플래핑 날개의 Tandem 모드를 이용한 추력향상에 대한 연구

장성민*, 맹주성+, 안상준++

(논문접수일 2011. 04. 18, 심사완료일 2011. 05. 19)

Thrust Enhancement through a Tandem Mode of Flapping Wing in Micro Flow

Sung-Min Jang*, Joo-Sung Maeng+, Sang-Joon An++

Abstract

In this study, based on previous studies, the thrust generated by using flapping tandem wings is examined. We studied on the relationship between the parameters for characterizing oscillatory tandem wings (namely, the Strouhal number and Reynolds number) for thrust generation in micro flow regime. At each Reynolds number, Strouhal number, heaving amplitude, distance between tandem wings, and phase difference are varied and the flapping motions of tandem mode are calculated to find the optimum conditions for generating thrust. As a result, comparing with a single flapping mode, we found that the minimum Strouhal number for generating thrust is shifted down up to approximately 25% when the tandem flapping mode is applied.

Key Words : Thrust generation(추력발생), MAV(초소형 비행체) , Micro Flow(마이크로유동), Flapping(플래핑), Tandem(탠덤), Strouhal number(스트랄 수)

1. 서 론

새나 물고기 등이 이동을 위해 사용하는 플래핑 모션은 다빈치의 인간비행에 대한 스케치로부터 시작해 많은 시도가 있었지만 실제 비행의 추력은 여러 유형의 엔진을 통해 성취되었다. 하지만 근래 미국 DARPA(Defense Advanced Research Projects Agency) 내의 TTO(Tactical Technology Office) 주관으로 개발 중인 21세기 신무기 체계 개념 중 하나로 초소형 비행체인 MAVs(Micro Air Vehicles)의 연구와 함께 플래핑에 관한 관심이 또 다시 집중되고 있다[1]. 약 15cm 크기로 정의되는 MAVs 뿐 아니라 최근에는 7.5cm 미만으로 정의되는 NAV(Nano Air Vehicle)는 수 mm 크기의 플래핑 로봇까지도 연구되고 있다. 플래핑의 미소화는 MEMS (Microelectro-mechanical System) 기술과 Smart material로 구현이 가능하지만 마이크로 유동에서의 플래핑에 대한 유동특성은 더 많은 연구가 필요하다[2~3].

마이크로 유동 영역(Reynolds number, $Re \leq 100$)에서 급격한 유동양상의 변화 및 Karman 와열(vortex street)의 발생유무와 같은 천이구간이 존재한다는 것은 잘 알려진 사실이다[4]. 매크로 유동영역에서 플래핑에 의한 추력발생은 기존 연구들

* 한양대학교 일반대학원 기계공학과
+ 한양대학교 기계공학부
++ 교신저자, 한양대학교 기계기술연구소 (sjan@hanyang.ac.kr)
주소: 133-791 서울시 성동구 행당동17

및 자연계에서 플래핑을 사용하는 생물체들의 관찰을 통해 일정한 스트랄수(Strouhal number; *St*) 영역($0.2 < St < 0.4$)이 일반적이며 높은 추력효율을 나타낸다. 하지만, 마이크로 유동에서는 점성의 효과가 급격하게 증가하여 추력을 잃게 만든다[5~7]. 따라서, 마이크로 유동 내에서 급격하게 사라지는 추력을 발생시키기 위해서는 *St*를 증가 시켜야 한다. 이전 연구를 통해 마이크로 유동 내 단일 날개 시스템에서 *Re* 감소에 따라 필요한 최소 *St*를 구하였다. 이 결과에서 *Re*=5의 경우 플래핑을 통해 추력을 발생시킬 수 있는 플래핑 진폭이 높은 *Re*에서 보다 특정 범위로 매우 제한 될 뿐 아니라 최소 *St*=1.86으로 매우 큰 동력을 요구하게 된다[8].

매크로 유동영역에서 탠덤(Tandem) 날개 시스템은 두 날개 간의 플래핑이 효과적으로 이루어 질 때 효율을 향상시킬 것으로 연구되었다[9~11]. 따라서, 본 연구에서는 이전 연구에서 수행하였던 단일 날개 시스템을 탠덤 시스템으로 확장하여 마이크로 유동에서 추력발생을 가능하게 하는 최소 St를 얼마나 낮출 수 있는지를 알아보았다. 이를 위해 탠덤 시스템에서 날개 간 거리와 날개운동 간 위상차 및 플래핑 진폭을 다양하게 적용하여 두 날개의 플래핑 운동이 가장 효과적으로 나타날 때의 조건들이 사용된다.

2. 수치해석 방법

2.1 격자볼츠만 법

플래핑하는 날개를 효과적으로 모사하기 위해 비정상상태 유동과 이동경계조건에서 장점을 갖는 격자볼츠만법(Lattice Boltzmann method; LBM)이 사용되었다. LBM은 유체입자들의 분포함수로 정의되면 볼츠만 식으로부터 선형화된 BGK LBM 식은 아래와 같다[12].

$$f_i(\vec{x}+\vec{e_i}\delta_t, t+\delta t) - f_i(\vec{x},t) = -\frac{1}{\tau}\left[f_i(\vec{x},t) - f^{eq}(\vec{x},t)\right] \quad (1)$$

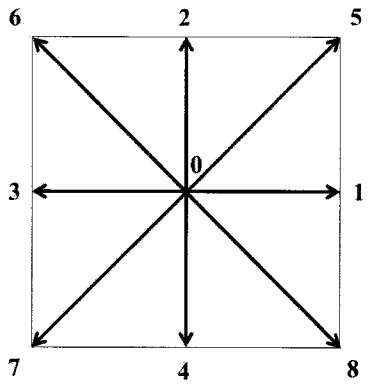

Fig. 1 Two-dimensional nine-velocity model(D2Q9 model).

이때 f는 단일 입자분포함수이며, 이산속도, $\vec{e_i}$는 D2Q9모델의 경우 Fig. 1 과 식 (2)와 같이 9 방향으로 각각 정의 된다[13].

$$\vec{e_i} = \begin{cases} c(0,0) & i=0 \\ c(\cos\theta_i, \sin\theta_i), \quad \theta_i = (i-4)\pi/2 & i=1-4 \\ \sqrt{2}\,c(\cos\theta_i, \sin\theta_i), \theta_i = (i-4)\pi/2+\pi/2 & i=5-8 \end{cases} \quad (2)$$

τ는 입자간 충돌에 대한 완화시간, f^{eq} 는 입자분포함수의 평형상태로 Maxwell에 의해 다음과 같이 표현이 가능하다.

$$f_i^{eq} = w_i\,\rho\left[1 + 3\frac{\vec{e_i}\cdot\vec{u}}{c^2} + \frac{9}{2}\frac{(\vec{e_i}\cdot\vec{u})^2}{c^4} - \frac{3}{2}\frac{\vec{u}\cdot\vec{u}}{c^2}\right] \quad (3)$$

여기서, w_i는 Weighting factor로 각 이산 방향에 대해 직선과 수직방향으로 나누어 다음과 같은 값을 갖는다[14].

$$w_i = \begin{matrix} 4/9 & i=0 \\ 1/9 & i=1\sim4 \\ 1/36 & i=5\sim8 \end{matrix} \quad (4)$$

식 (1)의 각 방향 입자분포함수의 합은 밀도(ρ)를 나타내며, 속도($\vec{v}$)는 각 방향 입자분포에 이산속도를 곱하여 얻는다.

$$\rho = \sum_{i=0}^{8} f_i \quad (5)$$

$$\vec{v} = \frac{1}{\rho}\sum_{i=0}^{8} f_i\vec{e_i} \quad (6)$$

식 (1)을 Chapman - Enskog 확장의 2차 항까지 전개하면 Navier - Stokes 방정식으로 유도되며, 이 유도과정을 통해 점성과 압력은 다음과 같이 표현된다.

$$\nu = \frac{2\tau-1}{6} \quad (7)$$

$$P = \rho\cdot c_s^2 \quad (8)$$

여기서 c_s 는 음속(sound speed)으로 격자속도(c)로 표현 된다($c_s = c/\sqrt{3}$).

무차원 수인 *Re*와 *St* 는 다음과 같이 표현된다.

$$Re = \frac{U_0 C}{\nu} \quad (9)$$

$$St = \frac{2h \cdot f}{U_0} \tag{10}$$

이때 U_0는 입구유속, C는 날개의 코드길이, ν는 동점성계수, h는 히브진폭(heave amplitude), f는 히브모션에 대한 주파수를 나타낸다.

2.2 경계조건 및 힘의 계산

날개에서의 점착 경계조건은 날개에 인접한 정렬격자에서의 유체격자와 날개사이의 거리를 고려한 mid-grid 기법과 날개의 이동속도를 유체에 부가된 힘으로 고려한 이동경계조건이 사용되었다[15]. 날개와 유체 경계면 사이에서 발생하는 유체력은 경계면에서의 운동량 교환[16]에 의해 정의되며 이때의 유동방향 힘(F_x)은 추력 계산에 사용된다.

$$C_T = \frac{F_x}{\frac{1}{2}\rho U_0^2} \tag{11}$$

이를 적용한 D2Q9 LBM에 대한 검증은 이전 연구[17]에 상세히 기술되어 있다.

3. 결 과

3.1 해석 모델 및 조건

본 연구에서 수행된 탠덤 날개 시스템은 Fig. 2 과 같이 코드길이(C)를 갖는 두 개의 날개가 유동방향 간격(gap)을 두고 배치되어 식 (12)과 같이 각각 정현파로 진폭(h) 만큼 히브진동한다. 이 때 앞 날개의 히브운동을 기준으로 뒷 날개는 위상차(Φ)를 갖고 식 (13)와 같이 운동한다. 평판날개 두께는 $0.03C$ 이며 사용 된 정렬격자는 해석 도메인에 1,500×1,000, C에 51개가 사용되었다. 두 날개에 작용하는 추력계수($\overline{C_T}$)는 F_x가 주기적 정상상태에 도달한 뒤 유동방향 힘으로 각 주기와 두 날개의 평균값을 사용하여 식 (14)과 같이 구할 수 있다. 또한, h는 단일 날개시스템의 이전연구에서 각 Re 마다 효과적으로 추력이 발생한 값들이 선택적으로 적용되었다.

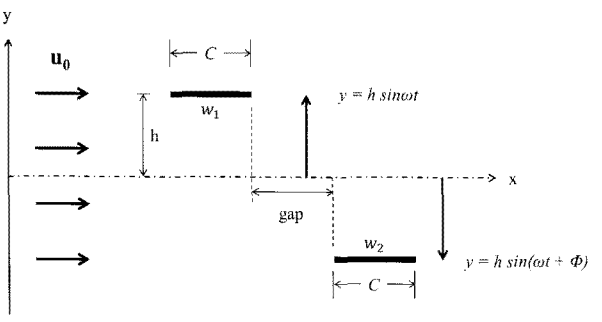

Fig. 2 Tandem flapping model description

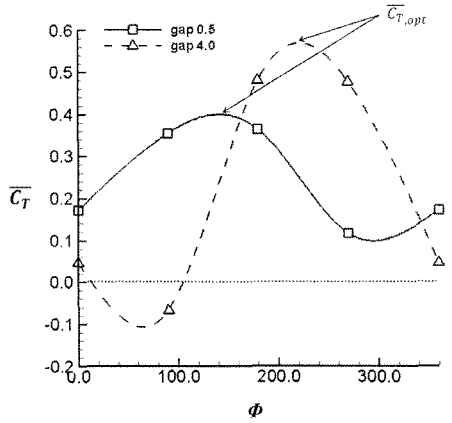

Fig. 3 Relationship between mean thrust coefficient and phase difference at *Re*=100, *h/C*=0.25, and *St*=0.5 with two different *gap*=0.5 and 4.0

$$y = h sin\omega t \tag{12}$$

$$y = h sin(\omega t + \Phi) \tag{13}$$

$$\overline{C_T} = \frac{1}{2T}\left(\sum_{t=1}^{T}\frac{F_{x,w_1}}{1/2 \cdot \rho U_0^2} + \sum_{t=1}^{T}\frac{F_{x,w_2}}{1/2 \cdot \rho U_0^2}\right) \tag{14}$$

식 (14)에서의 F_{x,w_1}과 F_{x,w_2}는 각각 앞 날개와 뒷 날개 표면에 작용하는 유동방향 힘을 나타낸다.

3.2 평균추력계수($\overline{C_T}$)와 위상차(Φ)의 관계

두 날개의 히브진동에 대한 Φ는 0°, 90°, 180°, 270°, 360°로 나누어 분석하였으며 위상변화에 따른 $\overline{C_T}$은 각 Re와 h/C에 따라 모두 다르게 나타나며 이 값들은 Fig. 3와 같이 정현파로 표현된다. 이 때 최적의 추력값은 정현파의 최대값이 되며 $\overline{C_{T,Opt}}$ 로 정의하였다.

3.3 추력과 두 날개 간 간극효과

두 날개 간 거리 변화에 따른 추력은 앞 날개가 발생시킨 와를 뒷날개가 다시 재 생성하면서 와 강도가 증가된다. 앞에서 생성된 와는 gap이 커질수록 와 강도가 감소하며 뒤 날개는 앞에서의 와가 감소될수록 재 발생시킬 수 있는 와의 강도는 작아진다. 하지만 gap이 너무 작으면서 h/C이 큰 경우에는 앞 날개에서의 와가 생성되기 전에 뒷날개가 진동하여 효과적으로 와 강도를 증폭할 수 없다.

Fig. 4는 Re=50, h/C=0.25로 고정된 경우 추력과 간극 사이의 관계를 나타낸 그래프이다. St=0.2~0.4에서는 간극에 따른 추력 발생의 변화가 거의 나타나지 않고, 추력도 발생하지 않았

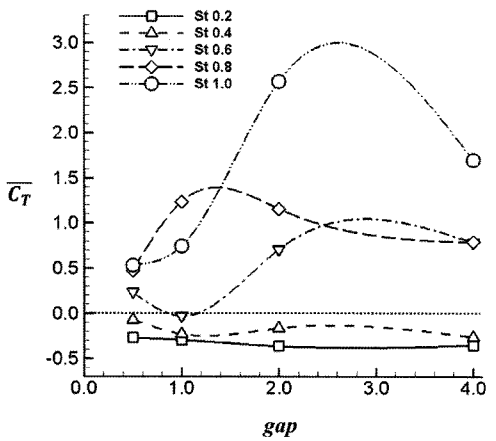

Fig. 4 Relationship between mean thrust coefficient and gap at *Re*=50 and *h/C*=0.25.

다. 반면 *St*=0.6～1.0에서는 *St*가 클수록 최적의 *gap*의 값은 더 크게 나타나는 것을 볼 수 있다.

3.4 *Re* 에 따른 추력 양상

1) *Re* = 100

Re=100의 유동에서, 단일날개 시스템에서 추력이 높게 생성되었던 *h/C*=0.25와 *h/C*=0.5이 각 *gap*과 *Φ*변화에 따라 최대추력이 발생한 경우들을 Fig. 5에 나타내었다. 추력이 발생한 구간에서 히브진폭이 0.5인 경우보다 0.25인 경우에 보다 큰 추력이 발생하였다. 이때 추력발생이 가능한 최소 $St(St_{min})$는 *h/C*=0.25일 때 약 0.225로 나타났으며 *St* 증가에 따라서 추력계수는 지수적으로 증가하였다. 또한, 날개 주변에서 발생하는 시계방향 와도(-와; 점선)와 반시계방향 와도(+와; 실선)로 나타낸 Fig. 6에서 -와가 히브중심을 기준으로 아래에 위치하게 되어 추력을 생성시키는 메카니즘인 역 Karman 와열을 보여주며 앞 날개에서 발생시킨 와핵에서의 와도 값(ζ) 보다 뒷 날개에서 다시 발생시킨 와 핵들의 와 강도가 더 큰 것을 볼 수 있다.

2) *Re* = 50

Re=50의 경우 Fig. 7에서와 같이 *St* 증가에 따라 추력이 증가되며 *h/C*=0.5에서는 *St*～0.8일 때 최대 추력을 나타내는 임계구간을 보인다. St_{min}은 약 0.4로 *Re*=100일 때에 비교하여 크게 증가 하였다. 이는 마이크로 유동 내에서 *Re* 감소에 따라 급격하게 증가된 점성 효과에 의한 것으로 추론 할 수 있다. *Re*=100의 경우와 마찬가지로, *Re*=50 의 경우에도 Fig. 8에서와 같이 앞 날개에서 발생한 +와가 뒤로 전파되면서 뒷 날개에

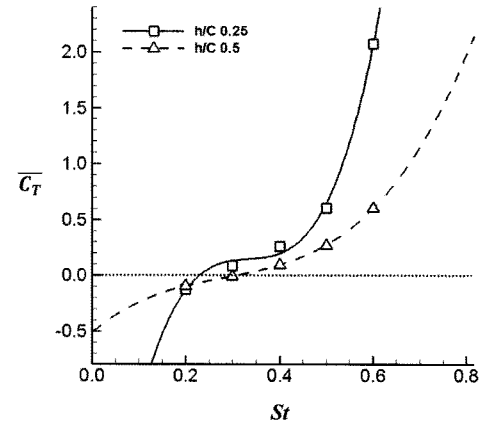

Fig. 5 Relationship between mean thrust coefficient and St at *Re*=100.

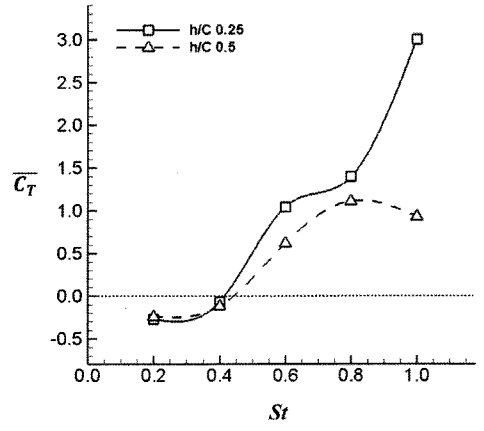

Fig. 7 Relationship between mean thrust coefficient and St at *Re*=50.

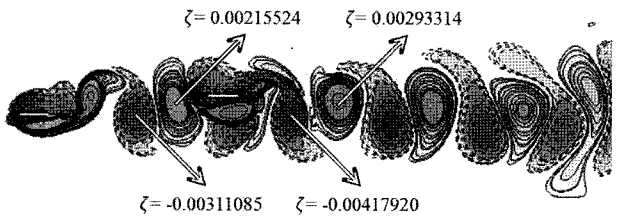

Fig. 6 Vorticity contours behind the tandem plate for producing thrust at *Re*=100, *h/C*=0.25, *St*=0.4, *gap*=2.0, *Φ*=180.

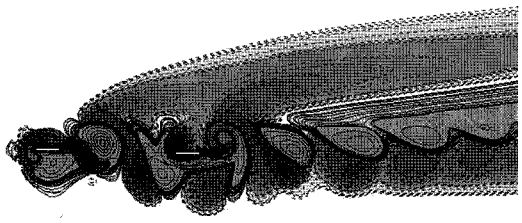

Fig. 8 Vorticity contours behind the tandem plate for producing thrust at *Re*=50, *h/C*=0.5, *St*=0.6, *gap*=2.0, *Φ*=270.

Fig. 9 Vorticity contours behind the tandem plate for producing thrust at *Re*=50, *h/C*=0.5, *St*=1.0, *gap*=0.5, Φ=90.

의해 와 강도가 커지는 것을 볼 수 있다. 와 분포 또한 역 Karman와의 형태를 이루고 있어 추력이 발생하는 것을 알 수 있다. 반면 Fig. 9에서는 작은 *gap*과 큰 *St*에서 Φ가 효과적이지 않아 와 분포가 일정하지 않고 불규칙하게 배열되어 있는 형상을 볼 수 있다.이로 인해 $\overline{C_T}$는 *St*=0.8일 때보다 감소한 것을 볼 수 있다.

3) *Re* = 10

*Re*가 10으로 감소하면서 St_{min}이 약 1.06으로 더욱 급격하게 증가한 것을 Fig. 10에서 볼 수 있다. *Re* 감소에 따라 *h/C*의 높은 히브진폭에서 미소하지만 가장 큰 추력을 나타내고 있으며 *h/C*가 1.0인 경우에는 최적의 *gap*과 Φ에서도 다른 히브진폭에 비교하여 현저하게 낮은 추력계수를 나타내며 계산 영역 내에서 추력을 생성하지 못하고 있다. 또한, Fig. 11과 같이 낮은 *Re*와 높은 *h/C*의 경우에는 앞 날개에서 발생하는 와 강도가 더욱 급격하게 감소하므로 *gap*이 작은 경우에서 보다 높은 추력을 나타내었다.

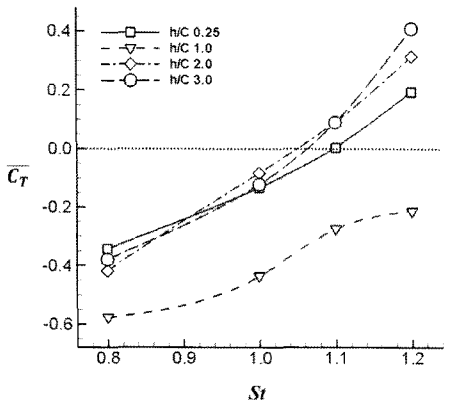

Fig. 10 Relationship between mean thrust coefficient and St at *Re*=10.

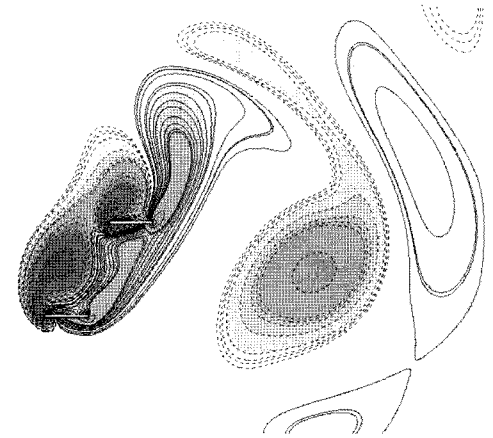

Fig. 11 Vorticity contours behind the tandem plate for producing thrust at *Re*=10, *h/C*=3.0, *St*=1.1, *gap*=0.5, Φ=90.

4) *Re* = 5

본 연구에서 적용한 최소 *Re*인 *Re*=5에서의 St_{min}은 약 1.4로 나타났다. 기존 단일 평판 시스템에서의 동일 *Re*에서 St_{min}~1.87 에 비교하여 약 0.47 만큼의 *St*를 낮추어도 추력이 발생하

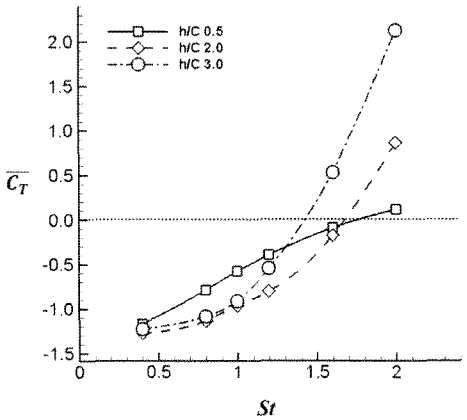

Fig. 12 Relationship between mean thrust coefficient and St at *Re*=5.

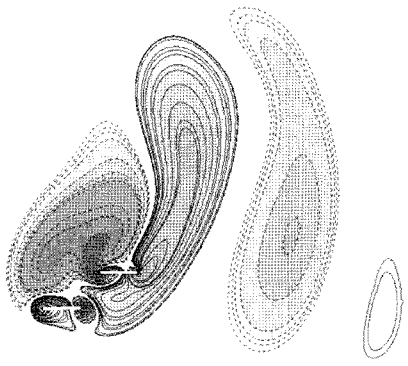

Fig. 13 Vorticity contours behind the tandem plate for producing thrust at *Re*=5, *h/C*=3.0, *St*=1.6, *gap*=0.5, Φ=90.

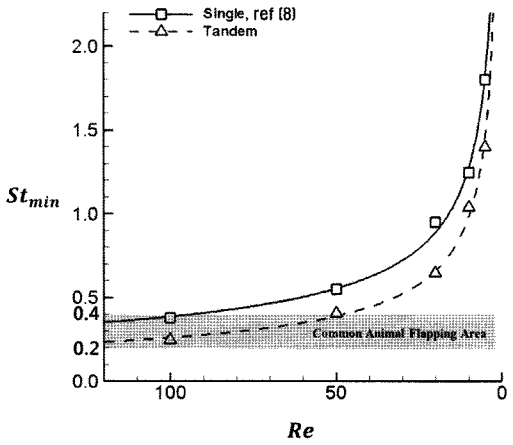

Fig. 14 Relationship between Reynolds number and Strouhal number

는 것을 보였다. 이것은 플래핑을 위한 동력을 약 25.1% 낮추어도 추력을 발생시킬 수 있다는 것을 의미한다. 자연계에서 주로 사용되는 *St*의 영역보다 훨씬 큰 플래핑 동력으로 추력발생이 가능한 마이크로 유동 내에서 *St*의 감소는 설계 관점에서 큰 의미를 갖는다. Fig. 12에서는 *h/C*이 클수록 더 큰 추력이 발생하는 것을 *Re*=10 에 비교하여 더욱 명확하게 관찰 할 수 있다. Fig. 13의 와도분포에는 두 날개에 의해 발생한 와가 후류로 진행하며 급격하게 감소하는 것을 볼 수 있다.

Fig. 14에서는 마이크로 유동 내 각 *Re*에서 St_{min}을 *Re* 감소에 따라 나타낸 것이다. 이 그림에서 *Re*감소에 따라 지수적으로 증가하는 St_{min} 을 확인할 수 있으며 단일평판 시스템의 기존 연구결과에 비교하여 얼마나 작은 *St*가 *Re* 감소에 따라 요구되는지 나타내고 있다

4. 결 론

본 연구에서는 LBM 수치해석 기법을 이용하여 마이크로 유동($Re \leq 100$) 영역에서 탠덤 모드의 플래핑 날개에 의한 추력 발생 구간을 각 Re에서 날개 간 최적의 유동조건에 대하여 나타내었다. 유동방향으로 배치한 두 날개의 플래핑 운동을 각 *Re*에서 *h/C*, *gap*, *St*에 따라 최적의 Φ에 의해 나타내었다. 이를 통해 얻어진 St_{min}은 *Re* 감소에 따라 급격하게 증가하였으며 탠덤 모드를 통해 기존 단일날개 시스템에 대한 St_{min}을 플래핑을 통한 추력 발생의 임계 *Re*로도 관찰되는 $Re=5$[18]의 경우 약 25%까지 감소시켰다.

후 기

이 논문은 2009년 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임.[NRF-2009-353-D00033]

참 고 문 헌

(1) Singh, B., Ramasamy, B., Chopra, I., and Leishman, J. G., 2005, "Experimental Studies on Insect-Based Flapping Wings for Micro Hovering Air Vehicles," *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*; pp. 1-19.

(2) Park J. Y., Kim S. R., Lee W. G., Yoo J. S., Kim Y. D., Han S. Y., and Maeng J. S., 2007, "Shape Optimization of an Active Micro-mixer for Improving Mixing Efficiency," *KSMTE*, Vol. 16, No. 6, pp. 146~152.

(3) Park J. Y., Yoo J. S., Hwang S. M., Im M. G., Oh Y. G., Kim Y. D., Han S. Y., and Maeng J. S., 2008, "Optimization of a Micro-mixer using a Sequential Kriging Method," *KSMTE*, Vol 21, Part 3, Part 10, pp. 723~726.

(4) Miller, L. A., and Peskin, C. S., 2004, "When Vortices Stick: an Aerodynamic Transition in Tiny Insect Flight," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 207, No 17, pp. 3073~3088.

(5) Wang, Z. J., 2000, "Two Dimensional Mechanism for Insect Hovering," *Physical review letters,* vol. 85, No. 10, pp. 2216~2219.

(6) Wu, J. H., and Sun, M., 2004, "Unsteady Aerodynamic Forces of a Flapping Wing," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 207, No 7, pp. 1137~1150.

(7) Shyy, W., and Liu, H., 2007, "Flapping Wings and Aerodynamic Lift: The Role of Leading-edge Vortices," *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 12, pp. 1817~1819.

(8) An, S., Jhon, M. S., Han, C., and Maeng, J., 2011, "Thrust Generation of a Heaving Foil in Micro Flow," *AIAA Journal,* Submitted.

(9) Tuncer, I. H., Lai, J. C. S., and Platzer, M. F., 1998, "A Computational Study of Flow Reattachment over a Stationary-Flapping Airfoil Combination in Tandem," *36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA*-1998-0109, pp. 90~109.

(10) Read D. A., Hover F. S., and Triantafyllou M. S., 2003, "Forces on Oscillating Foils for Propulsion and Maneuvering," *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 17, No. 1, pp. 163~183.

(11) Triantafyllou, M. S., Techet, A. H., and Hover, F. S., 2004, "Review of Experimental Work in Biomimetic Foils," *IEEE*, Vol. 29, No. 3, pp. 585~594.

(12) Bhatnagar, P. L., Gross, E. P., and Krook, M., 1954, "A Model for Collision Processes in Gases: Small Amplitude Processes in Charged and Neutral One-Component System," *Physical Review*, Vol. 94, No. 3, pp. 511~525.

(13) Chen, S., and Doolen, G., 1998, "Lattice Boltmann Method for Fluid Flows," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 30, pp. 329~364.

(14) Chapman, S., and Cowling, T. G., 1970, *The Mathematical Theory of Nonuniform Gases*, 3rd ed., Cambridge Univ. Press, New York,

(15) Lallemand, P., and Luo, L. S., 2003, "Lattice Boltzmann Method for Moving Boundaries," *journal of Computational Physics*, Vol. 184, No. 2, pp. 406~421.

(16) Mei, R., Yu, D., Shyy, W., and Luo, L. S., 2002, "Force Evaluation in the Lattice Boltzmann Method Involving Curved Geometry," *physical Review E: Statistical Physics, Plasmas, Fluids, and Related Interdisciplinary Topics*, Vol. 65, No. 041203, pp. 1~14.

(17) An, S., Han, C., Jhon, M. S., and Maeng, J., "Thrust Generation of a Heaving Foil in Micro Flow," *AIAA journal*, in press.

(18) Childress, S., and Dudley, R., 2004, "Transition from Ciliary to Flapping Mode in a Swimming Mollusc: Flapping Flight as a Bifurcation in Re_{ω}," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 498, pp. 257~288.