



저 레이놀즈 수에서 이동하는 생체모사익의 추력 생성 및 추진효율

최 종 혁,¹ 맹 주 성,¹ 한 철 희^{*2}

THRUST GENERATION AND PROPULSIVE EFFICIENCY OF A BIOMIMETIC FOIL MOVING IN A LOW REYNOLDS NUMBER FLOW

Jonghyeok Choi,¹ Joosung Maeng¹ and Cheolheui Han^{*2}

In this paper, the fluid dynamic forces and performances of a moving airfoil in the low Reynolds number flow is addressed. In order to calculate the necessary propulsive force for the moving airfoil in a low Reynolds number flow, a lattice-Boltzmann method is used. The critical Reynolds and Strouhal numbers for the thrust generation are investigated for the four propulsion types. It was found that the Normal P&D type produces the largest thrust with highest efficiency among the investigated types. The leading edge of the airfoil has an effect of deciding the force production types, whereas the trailing edge of the airfoil plays an important role in augmenting or reducing the instability produced by the leading edge oscillation. It is believed that present results can be used to decide the optimal propulsion devices for the given Reynolds number flow.

Key Words : Low Reynolds Number Flow, Heaving Airfoil, Lattice Boltzmann Method, Biomimetic Propulsion

1. 서 론

최근 의공학 분야에서 인체 혈관내 약물이송이나 비절개수술 (Minimally Invasive Surgeries, MIS) 관련 나노로봇용 추진기 개발 연구가 진행되고 있다[1-3]. 혈관의 지름 보다 더욱 작은 크기의 로봇을 개발할 때, 로봇을 직접 이송시키거나 아니면 로봇의 방향을 원활히 바꿀 수 있는 효율적인 장치가 필요하다.

낮은 레이놀즈수 조건에서 비행하는 곤충의 경우 보통 20Hz 이상의 매우 높은 주파수로 플랩핑 날개짓을 한다 반면 곤충보다 더욱 낮은 레이놀즈수에서 이동을 하는 생물체들은 섬모나 편모 등을 사용하여 이동한다. 따라서, 매우 낮은 레이놀즈수(Stokesian Realm)에서는 플랩핑 날개짓이 더 이상 효율적인 이동방식이 아님을 의미한다.

본 연구에서는 저 레이놀즈수 유동조건에서 강체날개(rigid foil)가 히빙 운동을 하는 경우와 날개가 능동형 재료를 사용하여 날개의 일부분이 변형을 하는 날개(deformable foil)들 사이의

추력생성특성 및 효율비교 연구를 수행하고 이를 바탕으로 주어진 레이놀즈수에서 어떠한 날개짓 주파수나 진폭에서 더 효율적으로 필요한 추력을 생성시킬 수 있는가를 제시하고자 한다.

안상준 등[4,5]은 단일완화시간(이하 SRT)모델을 사용하여 히브 진동하는 타원형 실린더에서 실린더의 두께변화가 추력 특성에 미치는 영향을 연구했다 또한 한철희 등[6]은 굽힘(undulation)운동을 하는 2차원 날개에서 발생하는 후류와 추력사이의 관계를 SRT 모델을 사용하여 연구했다.

최근 단일완화시간(SRT)모델 격자볼츠만법보다 높은 해석 결과의 신뢰도를 제공할 수 있는 다중완화시간(MRT)모델 격자 볼츠만법[7-9]이 제시되어 활발한 연구가 이루어지고 있다 따라서, 본 연구에서는 MRT모델을 사용하여 생체모사익에 대한 공력해석을 하였다. 모델은 Plunge&Deflection mode를 4 가지 case로 변형하였으며 각각의 mode에 대한 추력발생 및 효율을 구함과 동시에 유동 형태를 살펴봄으로써 어떠한 상황에서 더 큰 추력이 발생하는지 분석해 보았다.

2. 격자볼츠만법

1 한양대학교 기계공학과 대학원

2 한양대학교 기계공학과

* Corresponding author, E-mail: chhan@cjnu.ac.kr

SRT모델은 충돌완화시간 τ_g 가 0.5에 가까워지면 안정성이



나빠진다는 단점이 있다. 이를 극복하기 위해 d'Humieres는 다중의 충돌완화시간을 고려한 격자 볼츠만법을 제시하였다 [9]. 새로운 변수 $\underline{R} = (\rho, e, \epsilon, j_x, q_x, j_y, q_y, p_{xx}, p_{xy})^T$ 은 밀도 분포 함수분포로 구성된 $\underline{F} = (f_0, f_1, f_2, f_3, f_4, f_5, f_6, f_7, f_8)^T$ 와 다음과 같은 관계를 갖고 있다

$$\underline{R} = \begin{pmatrix} \rho \\ e \\ \epsilon \\ j_x \\ q_x \\ j_y \\ q_y \\ p_{xx} \\ p_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ -4 & -1 & 2 & -1 & 2 & -1 & 2 & -1 & 2 \\ 4 & -2 & 1 & -2 & 1 & -2 & 1 & -2 & 1 \\ 0 & 1 & 1 & 0 & -1 & -1 & -1 & 0 & 1 \\ 0 & -2 & 1 & 0 & -1 & 2 & -1 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & -1 & -1 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & -2 & 1 & 0 & -1 & 2 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 1 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & -1 & 0 & 1 & 0 & -1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_0 \\ f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \\ f_5 \\ f_6 \\ f_7 \\ f_8 \end{pmatrix}$$

$$= \underline{M}\underline{F} \quad (1)$$

여기서 \underline{M} 은 9×9 변환행렬이다. 행렬 \underline{R} 의 ρ 는 유체 밀도를, e 는 에너지, ϵ 는 에너지의 자승, j_x 와 j_y 는 운동량 밀도 (또는 질량유속), q_x 와 q_y 는 에너지 유속, 그리고 p_{xx} 와 p_{xy} 는 각각 전단응력텐서의 대각 그리고 비대각 항들을 나타낸다.

SRT의 단점인 불안정성은 각각의 노드마다 같은 완화시간을 적용시켜주는 것에 원인이 있다[7]. 때문에 MRT의 경우에는 다음과 같이 노드마다 다른 완화시간을 사용하게 된다

$$\begin{aligned} \tilde{e} &= e - s_1(e - e^{eq}) \\ \tilde{\epsilon} &= \epsilon - s_2(\epsilon - \epsilon^{eq}) \\ \tilde{q}_x &= q_x - s_4(q_x - q_x^{eq}) \\ \tilde{q}_y &= q_y - s_6(q_y - q_y^{eq}) \\ \tilde{p}_{xx} &= p_{xx} - s_7(p_{xx} - p_{xx}^{eq}) \\ \tilde{p}_{xy} &= p_{xy} - s_8(p_{xy} - p_{xy}^{eq}) \end{aligned} \quad (2)$$

위 식에서 \sim 는 충돌이 일어난 후의 상태임을 의미하며, s_i 는 이완계수의 역수를 나타낸다. 각 식의 평형상태의 값은 서로 값을 가지게 되며 다음과 같이 표현된다

$$\begin{aligned} e^{eq} &= -2\rho + 3(u^2 + v^2) \\ \epsilon^{eq} &= \rho - 3(u^2 + v^2) \\ q_x^{eq} &= -u \\ q_y^{eq} &= -v \\ p_{xx}^{eq} &= u^2 - v^2 \\ p_{xy}^{eq} &= uv \end{aligned} \quad (3)$$

충돌과정이 완료된 후 전과가 일어나기 전에 $\tilde{\underline{R}}$ 을 다시 $\tilde{\underline{f}}$ 로 변환시켜주게 되는데 이러한 과정은 아래와 같다

$$\tilde{\underline{f}} = \underline{F} - \underline{M}^{-1}\underline{S}(\underline{R} - \tilde{\underline{R}}) \quad (4)$$

여기서 \underline{S} 는 대각행렬 형태로 다음과 같이 표현된다

$$\underline{S} = \text{diag}(0, s_1, s_2, 0, s_4, 0, s_6, s_7, s_8) \quad (5)$$

2.1 효율 계산

T 를 진동 주기라고 하면 주기 평균 소비력(\bar{P})과 추력(\bar{F}_x)은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \bar{P} &= \frac{1}{T} \int_0^T F_n(t) \frac{dS_n}{dt} dt \\ \bar{F}_x &= \frac{1}{T} \int_0^T F_x(t) dt \end{aligned} \quad (6)$$

여기서 \bar{F}_n 과 \bar{F}_x 는 각각 면의 수직방향과 유동방향의 순간힘이며 dS_n/dt 는 면의 수직방향 속도이다

따라서 주기 평균 소비력 계수(δ)는 다음과 같다.

$$\delta = \frac{\bar{P}}{(\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 c)} U_\infty \quad (7)$$

그리고 주기 평균 추력 계수(ξ)는 다음과 같다.

$$\xi = \frac{\bar{F}_x U_\infty}{(\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 c) U_\infty} = \frac{1}{T} \int_0^T (-C_d) dt \quad (8)$$

여기서 ρ 는 유체 밀도를, c 는 특성길이를, C_d 는 항력계수를 나타낸다. 그러므로 추력 효율(η)은 식 (16)과 같다.

$$\eta = \frac{\xi}{\delta} \quad (9)$$

3. 결 과

본 연구에서는 Fig. 1에 제시된 바와 같이 4가지 유형의 히브진동을 하는 에어포일들에서 발생하는 추력특성 및 추진 효율을 비교하였다. DO(Deflection Only)는 히브진동을 하지

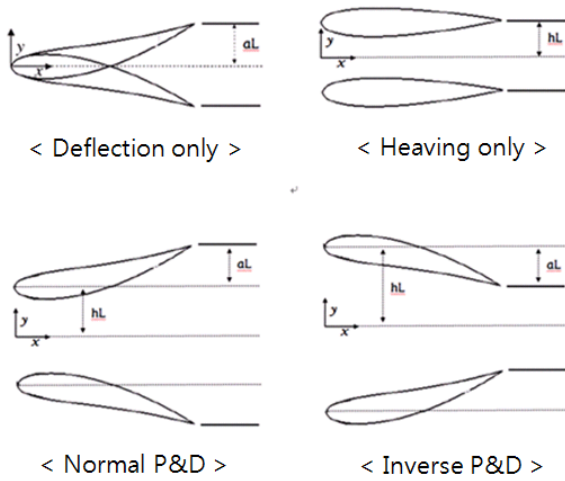


Fig. 1 Nomenclature of propulsion device types

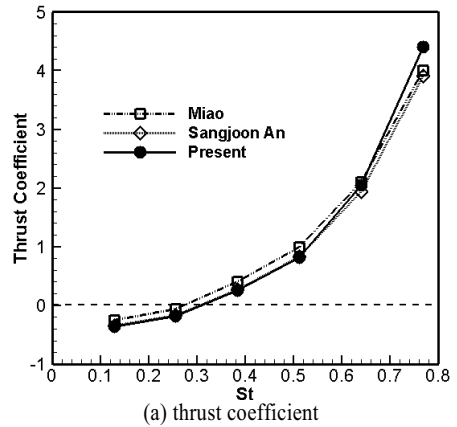
않고 날개의 끝부분만 변형을 하는 경우이며 HO(Heaving Only)는 강체날개가 히브진동을 하는 경우이며 Normal P&D(Normal Plunge and Deflection)는 날개 전연의 히브진폭은 HO(Heaving Only) 및 DO와 같으나 날개 후반부분이 aL만큼 더 크게 변형을 하는 경우이다 또한 Inverse P&D(Inverse Plunge and Deflection)는 오히려 날개의 후연이 전연보다 aL만큼 더 적게 진동을 하는 경우를 나타낸다

본 연구에서 사용한 MRT-LBM 기법의 검증을 위해 기존의 계산결과들과 비교하여 Fig. 2에 나타내었다. Fig. 2(a)에는 Miao의 결과와 SRT-LBM을 사용하여 계산한 추력계수값을 비교하여 나타내었다. 안상준 등이 사용한 SRT-LBM은 Miao의 계산결과[10]와 계산된 Strouhal 수 (이하 St) 범위 내에서 다소 과소 예측하는 경향을 보여주었다 본 연구의 MRT-LBM은 $St < 0.55$ 인 경우 SRT-LBM의 계산결과와 거의 일치했으며, $St > 0.65$ 인 경우 SRT-LBM이나 Miao의 계산결과 보다 큰 값을 나타내었다. Fig. 2(b)에는 추진효율을 비교하여 나타내었다.

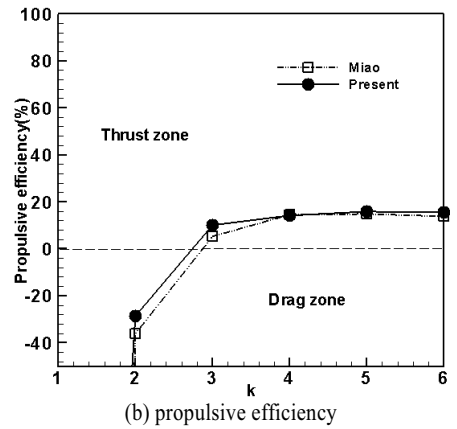
3.1 HO 와 DO 유형 사이의 비교

Fig. 3은 Reynolds 수가 50에서 200까지 변하고, St가 0.25에서 0.77까지 변화할 때 에어포일들이 가지는 추력계수 값을 나타낸 그림이다. Fig. 3(a)는 DO와 HO 두 가지 유형사이의 추력계수값의 변화를 그리고 Fig. 3(b)는 Normal P&D와 Inverse P&D 유형들 사이의 비교를 나타낸 그림들이다

Fig. 3(a)의 DO와 HO의 경우 전연의 진폭이 다르고 후연의 진폭이 동일 한 경우 이다. 에어포일의 후연만 진동하고 전연부분의 진동이 없는 DO의 경우 추력이 발생하지 않으며 오히려 St 증가에 따라 항력이 더 증가할 수 있다 반면에 전



(a) thrust coefficient

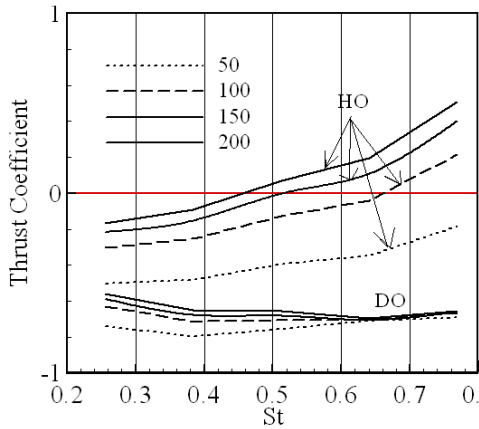


(b) propulsive efficiency

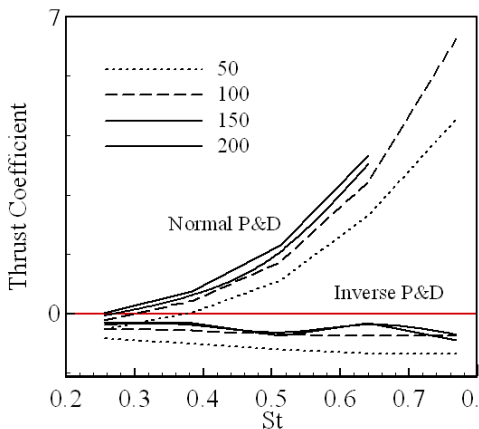
Fig. 2 Validation of the present method

연과 후연이 동시에 진동을 하는 HO의 경우 Reynolds 수가 커짐에 따라 추력발생을 시작하는 임계 Strouhal 수(St_c)가 점차 작아지는 것을 알 수 있다. Fig. 3(b)의 Normal P&D와 Inverse P&D는 전연의 진폭은 동일하고 후연의 진폭은 큰 차이가 있는 유형들 사이의 비교이다. 그림에서 Normal P&D는 Reynolds 수가 증가함에 따라 추력계수 값이 증가하고 Inverse P&D는 항력계수 값이 감소한다 전연부의 진폭이 동일함에도 불구하고 Normal P&D가 $Re=200$ 에서 $St=0.25$ 인 반면 Inverse P&D 유형의 에어포일은 계산된 범위 내에서 추력을 발생시키지 못하고 있다.

이상의 Fig. 3의 결과들로부터, 전연부가 모두 진동하는 HO, Normal P&D, Inverse P&D 3가지 유형은 Strouhal 수 증가에 따라 St_c 가 작아지는 경향을 보인 반면 전연부의 진동이 없는 DO 유형은 Strouhal 수가 증가함에 따라 오히려 항력이 증가를 하는 경향을 보였다 따라서, Reynolds 수 및 Strouhal 수 증가에 따른 추력증가에 에어포일의 앞전이 미치는 영향이 매우 큰 것을 알 수 있다 아울러 동일한 앞전의 진폭을 가지는 HO, Normal P&D, Inverse P&D 3가지 유형의 경우 뒤전 부분의 진폭이 가장 적은 Inverse P&D 또한 계산



(a) HO와 DO 유형사이의 비교

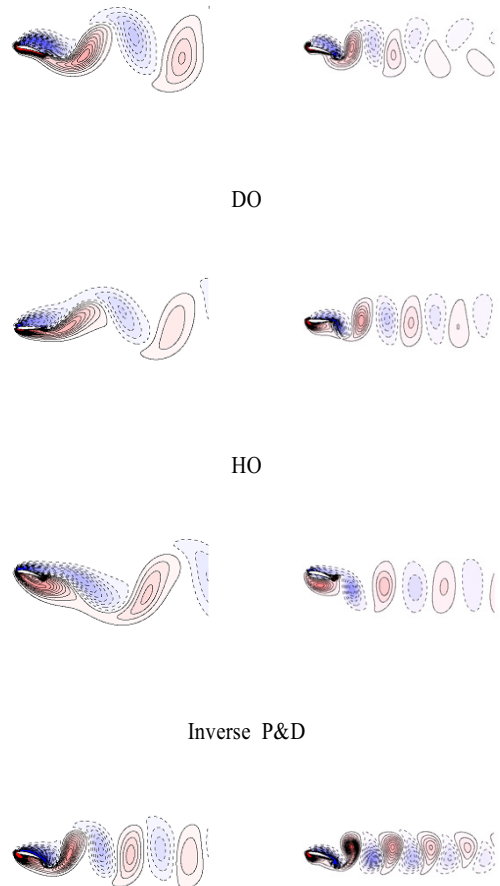


(b) Normal P&D와 Inverse P&D 사이의 비교

Fig. 3 Comparison of thrust coefficient values among the several propulsion types

된 Reynolds 수와 Strouhal 수 범위 내에서 추력을 발생시키지 따라서, 앞진부분의 진동으로 인하여 야기되는 경계층의 불안정성을 뒤진부분이 더욱 증폭시켜 추력의 크기와 추진효율 값이 다르게 나타나는 것으로 파악된다

Fig. 4에서는 $Re=50$ 일때 에어포일들 주변의 와도분포를 나타낸다. $k=4(St=0.512)$ 인 경우 HO 및 Normal P&D 유형의 에어포일들은 역 Karman 와열의 후류형태를 보여주고 있으며 Fig. 3(b)에서 볼수 있듯이 추력들을 발생시킨다. 반면 DO나 Inverse P&D 유형의 에어포일들은 와열이 동일 선상에 있거나(Inverse P&D의 경우), DO와 같이 역 Karman 와열의 형태 이긴 하나 와열의 버섯구름 머리모양에서 머리가 향하는 방향의 경사가 크지 않아서 추력발생과 와열형태사이의 위상차



Normal P&D
 $k=2(St=0.256)$ 인 경우 $k=4(St=0.512)$ 인 경우

Fig. 4 Time evolution of the vorticity behind the moving foil($Re=50$). (left-hand side: $k=2$, right-hand side: $k=4$)

가 발생하는 경우이다[4,5].

Fig. 5에 Reynolds 수가 100과 200일 경우 에어포일들이 가지는 추진효율을 나타내었다. 그림에서 볼 수 있듯이 Normal P&D와 HO 두 가지 유형만이 추진효율을 나타내며 다른 두 유형은 항력이 발생하여 효율이 음의 값을 가짐을 알 수 있다 또한 추진효율은 Stc 이상의 값에서 St 가 증가함에 따라 전반적으로 증가를 하다 최대값을 가지며 그 이후 효율이 감소하는 경향을 보이고 있다. Normal P&D 유형의 경우 Reynolds 수가 100인 경우 16.9%, 200인 경우 21.4%의 최대 효율을 얻을 수 있다

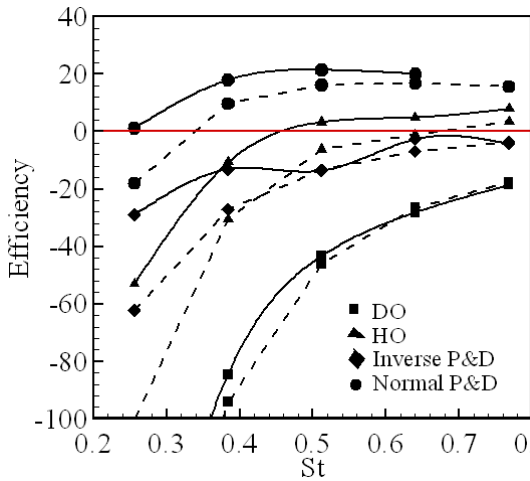


Fig. 5 Comparison of propulsive efficiencies among the several propulsion types(dashed line: Re=100, solid line: Re=200)

4. 결 론

격자 불추만법을 사용하여 에어포일의 전연과 후연사이의 진동차이에 따른 추력발생 및 추진효율사이의 관계를 연구하여 Normal P&D, HO, DO, Inverse P&D 순서로 추력발생이 큰 것을 확인했다.

HO, Normal P&D, Inverse P&D 3가지 유형은 Strouhal 수 증가에 따라 St가 작아지는 경향을 보인 반면 전연부의 진동이 없는 DO 유형은 Strouhal 수가 증하함에 따라 오히려 항력이 증가를 하는 경향을 보였다 따라서, Reynolds 수 및 Strouhal 수 증가에 따른 추력증가에 에어포일의 앞전이 미치는 영향이 매우 큰 것을 알 수 있다

동일한 앞전의 진폭을 가지는 HO, Normal P&D, Inverse P&D 3가지 유형의 경우 뒤진 부분의 진폭이 가장 적은 Inverse P&D 또한 계산된 Reynolds 수와 Strouhal 수 범위 내에서 추력을 발생시키지 못했다 따라서, 앞전부분의 진동으로 인하여 야기되는 경계층의 불안정성을 뒤진 부분이 더욱 증폭시켜 추력의 크기와 추진효율 값이 다르게 나타나는 것으로 파악된다.

본 연구는 물고기를 모사한 장치와 플랩핑 날개짓 장치가 저 레이놀즈 수 유동조건에서 얼마나 효율적인 방법들인가를 판별하는데 유용할 것으로 생각된다

참고문헌

[1] 1994, Fukuda, T., Kawamoto, A., Arai, F. and Matsuura,

H., "Mechanism and Swimming Experiment of Micro Mobile Robot in Water," *Proc. Of IEEE Int. Workshop on Micro Electro Mechanical Systems(MEMS'94)*, pp.273-278.

[2] 2003, Jung, J., Kim, B., Tak, Y. and Park, J., "Undulatory Tadpole Robot(TadRob) Using Ionic Polymer Metal Composite (IMPC) Actuator," *Proc. of the 2003 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp.2133-2138.

[3] 1999, Honda, T., Arai, K. and Ishiyama, K., "Effect of Micro Machine Shape on Swimming Properties of the Spiral-Type Magnetic Micro-Machine," *IEEE Transaction on Magnetics*, Vol.35, pp.3688-3690.

[4] 2006, 안상준, 김용대, 맹주성, 이종신, 한철희, "격자불츠만 법을 사용한 히빙진동 운동하는 평판에서의 추력발생 연구," *한국항공우주학회지* 제35권 제5호, pp.397-403.

[5] An, S., Maeng, J. and Han, C., "Thrust Generation of a Circular Wing Using a Lattice-Boltzmann Method," *AIAA Journal of Aircraft*, Vol.46, No.1, pp.216-222.

[6] 2008, Han, C., An, S. and Maeng, J., "Unsteady Propulsive Characteristics of Biofoils Moving in a Very Low-Reynolds Number Flow," *The ICAS 2008 Congress*, Anchorage, Alaska, USA 14-19 September.

[7] 2003, Yu, D., Mei, R., Luo, L.-S. and Shyy, W., "Viscous Flow Computations with the Method of Lattice Boltzmann Equation," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.39, pp.329-367.

[8] 2006, Du, D., Shi, B. and Chen, X., "Multi-relaxation-time Lattice Boltzmann Model for Incompressible Flow," *Physics Letters, A*, Vol.359, pp.564-572.

[9] 2002, d'Humières, D., Bouzidi, M. and Lallemand, P., *Phys. Rev. E*, Vol. 63.

[7] 1935, Theodorsen, T., "General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter," *NACA TR 496*.

[8] 1936, Garrick, I.E., "Propulsion of a Flapping and Oscillating Airfoil," *NACA Rept. 567*.

[9] 2003, Rozhdestvensky, K.V. and Ryzhov, V.A., "Aerohydrodynamics of Flapping-Wing Propulsors," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.39, pp.585-633.

[10] 2006, Moao, J.M. and Ho, M.H., "Effect of flexure on aerodynamic propulsive efficiency of flapping flexible airfoil," *Journal of Fluids and Structures*, Vol.22, pp.401-419.