

저 레이놀즈 수에서 이동하는 생체모사익의 추력 생성 및 추진효율

안 상 준,¹ 최 종 혁,² 맹 주 성,³ 한 철 희^{*4}THRUST GENERATION AND PROPULSIVE EFFICIENCY OF A BIOMIMETIC FOIL MOVING
IN A LOW REYNOLDS NUMBER FLOWSangjoon An,¹ Jonghyeok Choi,² Joosung Maeng³ and Cheolheui Han^{*4}

In this paper, the fluid dynamic forces and performances of a moving airfoil in the low Reynolds number flow is addressed. In order to simulate 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 the 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 types for the given Reynolds number flow.

Key Words : 마이크로 로봇(Micro Robot), 격자볼츠만법 (Lattice Boltzmann Method), 생체모사 추진 (Biomimetic Propulsion), 비절개수술(Minimally Invasive Surgery), 굽힘운동(Undulatory Locomotion)

1. 서 론

최근 의공학 분야에서 인체 혈관내 약물이송이나 비절개수술 (Minimally Invasive Surgeries, MIS) 등과 관련하여 크기 수 mm 또는 수 μm 이하의 매우 작은 크기의 마이크로 또는 나노 로봇 개발연구가 활발히 진행되고 있다[1,2]. 마이크로 또는 나노로봇의 개발과 관련하여 효율적으로 로봇을 이동시킬 필요가 있으며, 이 문제는 자연생물체들의 이동 방식에서 영감을 얻어 해결 가능할 수 있다. 미세혈관 내에서 이동하는 나노로봇과 같이 매우 작은 크기의 생물체들은 stokes regime 에 속한 생물체들로 섬모나 편모 등을 사용하여 이동한다.

반면 모세혈관을 빠져 나온 뒤 대동맥 또는 대정맥은 최대 직경 3 mm 로서 상대적으로 매우 큰 채널이 된다. 혈관 직경 기준의 레이놀즈수는 1,000-3,000로 혈관 내를 이동하는 로봇 기준으로(대표길이, 100-300) 레이놀즈수 범위가 10에서 100인 intermediate regime에 해당하며, 곤충이나 치어 또는 원생동물들이 이 영역에서 이동하는 생물체들이다[3].

곤충의 경우 히브 및 피치진동을 결합한 플랩핑 날개짓을 사용하여 비행을 하며, 물고기 치어의 경우 지느러미의 굽힘운동(undulation)이나 페더링 운동을 통해 수영한다. 이들 생물체들의 움직임은 매우 복잡하여, 직접적인 비교는 쉽지 않으며, 추력발생에 가장 중요한 변수인 진폭, 주파수, 날개의 변형을 중심으로 간단화된 모델을 개발하여 이들 변수들의 변화에 따른 성능의 차이점을 살펴보는 방법이 타당하다. 따라서, 본 연구에서는 $50 \leq \text{Re} \leq 200$ 에서 강체날개(rigid foil)가 히빙운동을 하는 경우와 날개가 능동형 재료를 사용하여 날개의 일부분이 변형을 하는 날개 (deformable foil)들 사이의 추력생성특성 및 효율을 비교하여 어떠한 날개짓 주파수나 진폭에서 더 효율적으로 필요한 추력을 생성시킬 수 있는가를 비교평가 하고자 하였다.

접수일: 2009년12월 15일, 수정일: 2010년 4월 8일,
게재확정일: 2010년 4월 16일.

1 한양대학교 기계기술연구소

2 정회원, 한양대학교 기계공학과 대학원

3 종신회원, 한양대학교 기계공학부

4 정회원, 충주대학교 항공·기계설계학과

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

본 연구에서는 이전연구[4,5]에서 히브 진동하는 타원형 실린더 추력특성연구를 위해 적용한 단일완화시간(Single Relaxation Time, SRT) 격자볼츠만모델을 다중완화시간(Multi Relaxation Time, MRT)모델 LBM[6-8]으로 확장하여 적용하였다.

2. 격자볼츠만법

2.1 MRT LBM모델

기존 SRT LBM모델은 충돌완화시간 τ 가 0.5에 가까워지면 안정성이 나빠진다는 단점이 있다. 이를 극복하기 위해 d'Humieres는 다중의 충돌완화시간을 고려한 LBM을 제시하였다[8]. 변수 \underline{R} 은 2DQ9 LBM 모델의 9방향에 대한 입자의 밀도분포 함수로 구성된 \underline{F} 와 다음과 같은 관계를 갖고 있다.

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

$$= \underline{M}\underline{F}$$

여기서 \underline{M} 은 9x9 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, 비대각 항들을 나타낸다.

SRT LBM의 단점인 충돌완화시간 조건에 따른 불안정성은 각각의 노드마다 같은 완화시간을 적용시켜주는 것에 원인이 있다[6]. 때문에 MRT LBM의 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. 식 (2)의 평형상태 값은 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 전파가 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.

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

2.2 효율 계산

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

$$\bar{P} = \frac{1}{T} \int_0^T F_n(t) \frac{dS_n}{dt} dt \quad (6)$$

$$\bar{F}_x = \frac{1}{T} \int_0^T F_x(t) dt \quad (7)$$

여기서 F_n 과 F_x 는 각각 면의 수직방향과 유동방향의 순간힘이며 dS_n/dt 는 에어포일면의 수직방향 속도이다. 따라서 주기 평균 소비력 계수(δ)와 주기 평균 추력 계수(ξ)는 다음과 같다.

$$\delta = \frac{\bar{P}}{(\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 c)} U_\infty \quad (8)$$

$$\xi = \frac{\bar{F}_x U_\infty}{(\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 c) U_\infty} = \frac{1}{T} \int_0^T (-C_d) dt \quad (9)$$

여기서 ρ 는 유체 밀도를, c 는 특성길이를, C_D 는 항력계수를

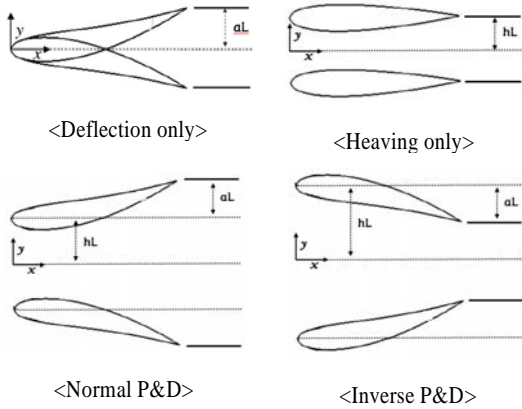


Fig. 1 Nomenclature of propulsion device types

나타낸다. 그러므로 추력 효율(η)은 식 (10)과 같다.

$$\eta = \frac{\xi}{\delta} \tag{10}$$

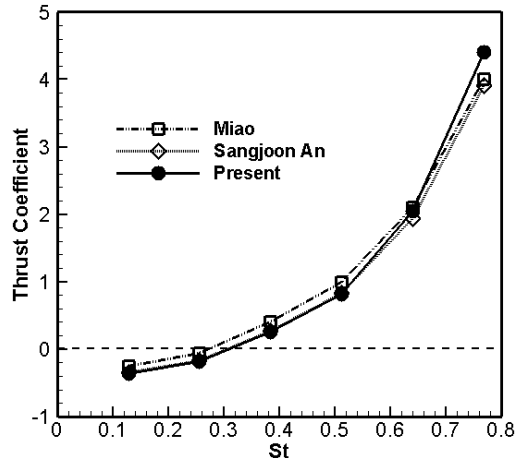
3. 결 과

본 연구에서는 Fig. 1에 제시된 바와 같이 4가지 유형의 히브진동을 하는 에어포일들에서 발생하는 추력특성 및 추진 효율을 비교하였다. 이때 사용된 에어포일 형상은 NACA 0012이며 캠버선(y_c)는 식 (11)과 같이 히브진폭 hL 와 함께 진동(식 (12))하며 뒷전은 deflection 진폭 aL 만큼 히브운동과 위상차(ϕ)를 갖고 주기변화에 따른 시간(t)의 함수로 정의된다.

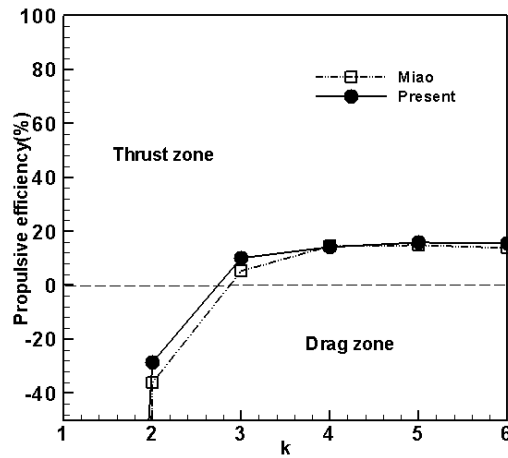
$$y_c = \frac{a}{L} x^2 \cos(\omega t + \phi) \tag{11}$$

$$y = \frac{h}{L} \cos(\omega t) \tag{12}$$

DO(deflection only)는 히브진동을 하지 않고 날개의 끝부분만 변형을 하는 경우, 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 aL 만큼 더 크게 변형을 하는 경우이다. 또한 Inverse P&D(inverse plunge and deflection)는 날개의 후연이 전연보다 aL 만큼 적게 진동을 하는 경우를 나타낸다. 이것은 플래핑(HO)을 기준으로 하여 후연이 휘는 정도



(a) thrust coefficient



(b) propulsive efficiency

Fig. 2 Validation of the present method

계산에 사용된 Reynolds수(Re), Strouhal수(St) 및 Reduced frequency(k)는 아래와 같이 표현된다.

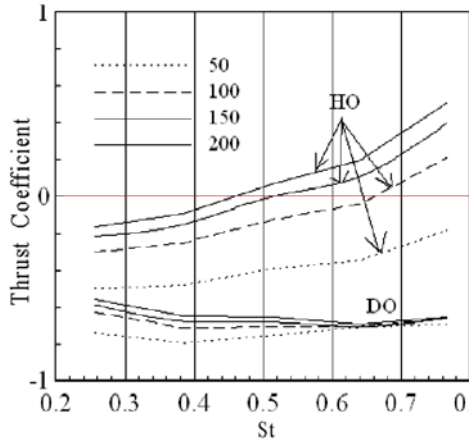
$$Re = \frac{UL}{\nu} \tag{13}$$

$$St = \frac{2hL}{U} \tag{14}$$

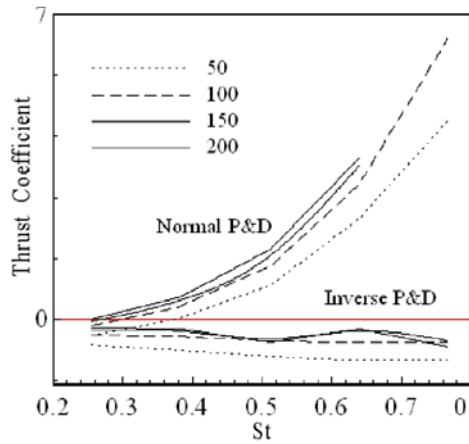
$$k = \frac{2\pi fL}{U} \tag{15}$$

이때 L 은 에어포일의 코드길이, U 는 유속을 나타낸다.

본 연구에서 사용한 MRT-LBM 기법의 검증에 위해 기준



(a) Comparison of HO and DO



(b) Comparison of Normal P&D and Inverse P&D

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

의 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[9]와 계산된 Strouhal 수 (St) 범위 내에서 일치하는 결과를 보였으며 Fig. 2(b)에서의 추진효율 역시 일치하였다.

3.1 HO 와 DO 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 추력계수값 변화를, 그리고 Fig. 3(b)는 Normal P&D와 Inverse P&D 유형들 사이의 비교를 나타낸 그림들이다. Fig.

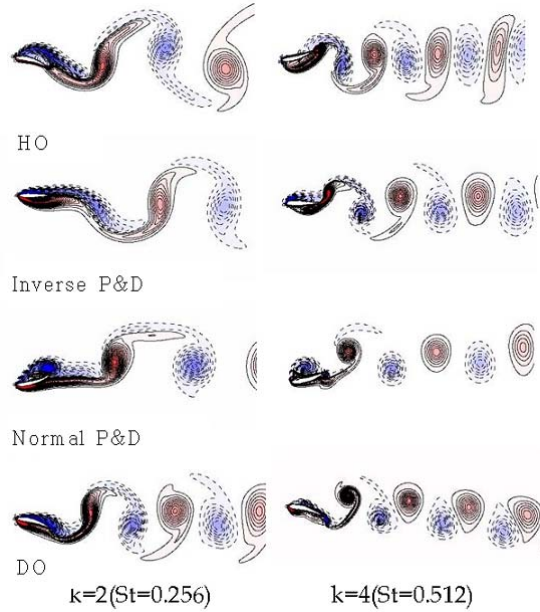


Fig. 4 Vorticity distributions of each moving modes at Re=200

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 증가 할 수 있다. 반면에 전연과 후연이 동시에 진동을 하는 HO의 경우 Reynolds 수가 커짐에 따라 추력발생을 시작하는 임계 Strouhal 수(Stc)가 점차 작아지는 것을 알 수 있다.

3.2 Normal P&D와 Inverse P&D 비교

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=200에서 Stc=0.25인 반면 Inverse P&D 유형의 에어포일은 계산된 범위 내에서 추력을 발생시키지 못하고 있다.

Table 1 The values of each mode with heaving and deformation of trailing edge

Modes	h/L	a/L
DO	0.0	0.3
HO	0.3	0.0
Inverse P&D	0.3	0.6
Normal P&D	0.6	0.3

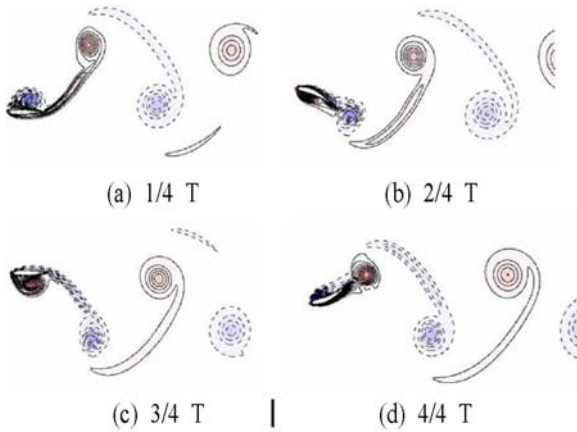


Fig. 5 Time evolution of the vorticity behind the moving foil by Normal P&D mode ($Re=200, k=4, a/L=0.5, h/L=1.0$)

이상 Fig. 3의 결과들로부터, 전연부가 모두 진동하는 HO와 Normal P&D 유형들은 Reynolds 수 증가에 따라 St_c 가 작아지는 경향을 보인 반면, 전연부의 진동이 없는 DO 유형은 Strouhal 수가 증가함에 따라 항력이 증가하는 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, 뒷전 부분의 진폭이 가장 작은 Inverse P&D 또한 계산된 Reynolds 수와 Strouhal 수 범위 내에서 추력을 발생시키지 않았다.

따라서, 앞전부분의 진동으로 인하여 야기되는 경계층의 불안정성을 뒷전부분이 더욱 증폭시켜 추력의 크기와 추진효율값이 다르게 나타나는 것으로 유추된다.

Fig. 4에서는 $Re=200$ 일 때 각 모드에 따라 진동하는 에어포일들 주변의 와도분포를 나타내었다. 와도의 점선과 파란색은 음의 와를, 실선과 빨간색은 양의 와값을 각각 의미한다. 먼저 $k=2$ ($St=0.256$)인 경우 DO 모드에서는 Karman와와 형태를 나타내며 나머지 모드들에서는 양과 음의 와가 유동방향을 따라 나란히 위치하는 중립상태를 보인다. 반면 k 의 값이 4($St=0.512$)인 경우에는 DO모드에서만 중립 와열을 보이며 나머지 모드들에서는 음의 와가 에어포일의 진동기준위치를 기준으로 아래로 위치하는 Inverse Karman와열을 보인다. Fig. 5에서는 4가지 모드 중 추력 값을 가장 크게 나타내는 Normal P&D 모드의 운동을 시간에 따라 보여주고 있다.

상하 히브운동을 하며 방향에 따라 에어포일 표면을 따라 발생한 각 음과 양의 와가 뒷전에서 Deflection과 함께 Inverse Karman 와를 생성하는데 필요한 와를 생성시키는 것을 관찰할 수 있다.

Fig. 6에서는 Reynolds 수가 100과 200일 경우 에어포일들

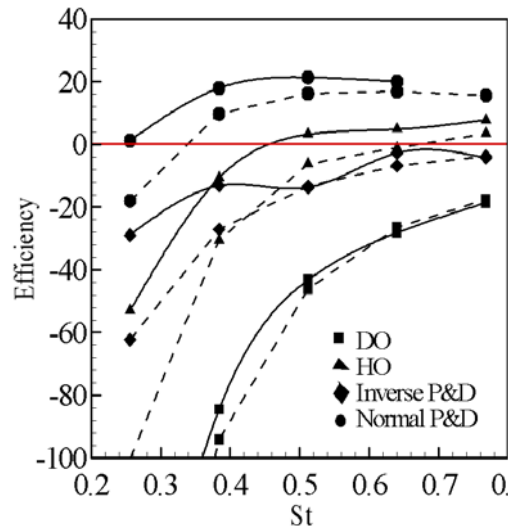


Fig. 6 Comparison of propulsive efficiencies among the several propulsion types(dashed line: $Re=100$, solid line: $Re=200$)

의 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 St 이상의 값에서 St 가 증가함에 따라 전반적으로 증가를 하다가 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.

4. 결 론

격자볼츠만법을 사용하여 에어포일의 전연과 후연사이의 진동차이에 따른 추력발생 및 추진효율사이의 관계를 연구하여 Normal P&D, HO, DO, Inverse P&D 순서로 더 큰 추력발생을 나타냄을 확인하였다.

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 증가하는 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 뒷전 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 뒷전 부분이 더욱

증폭시켜 추력의 크기와 추진효율 값이 다르게 나타나는 것으로 파악된다.

본 연구는 작은 곤충 및 물고기를 모사한 나노로봇과 같은 장치 설계 시 모션이나 작동범위(aL,hL,St) 등 효율적인 설계 변수들을 선정하는 데 유용할 것으로 생각된다.

후 기

이 논문은 2008년 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국 학술진흥재단의 지원을 받아 수행된 연구임 [KRF-2008-357-D00029]. 이 논문은 또한 2007년도 충주대학교 대학구조 개혁지원사업비(교육인적자원부 지원)의 지원을 받아 수행한 연구이며 관계자 여러분께 감사드립니다.

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] 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.
- [3] 2006, Azuma, A., *The Biokinetics of Flying and Swimming. 2nd Edition*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, VA.
- [4] 2006, 안상준, 김용대, 맹주성, 이종신, 한철희, "격자볼츠만 법을 사용한 히빙진동 운동하는 평판에서의 추력발생 연구," *한국항공우주학회지*, 제35권 5호, pp.397-403.
- [5] 2009, 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] 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.
- [7] 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.
- [8] 2001, d'Humières, D., Bouzidi, M. and Lallemand, P., "Thirteen-velocity Three-dimensional Lattice Boltzmann Model," *Phys. Rev. E*, Vol.63, 066702.
- [9] 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.