

최신 와법에 의한 Weis-Fogh형 선박추진기구의 비정상 점성 흐름의 수치해석

노기덕[†]

Numerical Analysis of Unsteady Viscous Flow through Ship's Propulsion Mechanism of Weis-Fogh Type by Advanced Vortex Method

Ki-Deok Ro

Key Words: Computational Fluids Dynamics(계산 유체 공학), Vortex method(와법), Propulsion mechanism(추진기구), Unsteady flow(비정상흐름)

Abstract

The velocity and pressure fields of a ship's propulsion mechanism of Weis-Fogh type are studied by advanced vortex method. The wing of NACA0010 type and the channel are approximated by a finite of source and vortex panels, and the free vortices are introduced from the surface of their bodies. The viscous diffusion of fluid is represented by the core-spreading method. The velocity field is calculated on the basis of Biot-Savart law and the pressure field is calculated from the integration equation formulated by Uhlman. The flow fields of this propulsion mechanism are unsteady and complex, but the flow fields are clarified by numerical simulation.

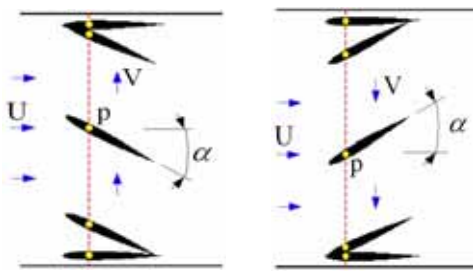
1. 서 론

본 연구는 와법(vortex method)의 문제점을 보완하고, 보완된 최신 와법으로 Weis-Fogh형 선박 추진기구의 속도장 및 압력장을 명확히 파악하여 본 추진기구의 실용화에 기여하는 데에 그 목적이 있다.

소위 Weis-Fogh메커니즘⁽¹⁾⁽²⁾은 영국의 생물학자 Weis-Fogh가 *Encarsia formosa*로 불리는 작

은 벌의 정지비행을 관찰함에 의해 발견한 독특하고, 효율이 좋은 양력발생기구이다. 몇몇 연구자들⁽³⁾은 Weis-Fogh 메커니즘의 2차원 모델을 수로 내에 설치한 추진모델을 제안, 역학적 특성 실험과 모형선 주행시험을 행하여 이 추진기구가 새로운 선박 추진기로서 매우 유효하게 동작함을 나타냈다. 최근 일부의 과학자는 종래의 이산와법을 이용, 본 추진기구가 동작할 때 날개주위에 생성되는 비정상 유동장을 시뮬레이션 했고⁽⁴⁾, 날개에 작용하는 추력 및 항력의 시간변화도 계산했다⁽⁵⁾. 그러나 계산은 점성이 없는 포텐셜 흐름으로 간주했기 때문에 레이놀즈 수 영향은 파악하지 못했고, 날개 역시 두께가 없는 평판으로 간주하였기 때문에 실험결과와 비교하는 데는 한계가 있다.

[†] 경상대학교 기계항공공학부 · 해양산업연구소
E-mail : rokid@gachuk.gsnu.ac.kr
TEL : (055)640-3123 FAX : (055)640-3128



(a) Up stroke (b) Down stroke

Fig. 1 A model of propulsion mechanism

한편 경계적분법의 일종인 와법⁽⁶⁾⁽⁷⁾은 유체 중에 존재하는 와도 분포를 이산와로서 표현하고 그것을 Lagrange적으로 추적하여 유동장을 해석하는 수법이다. 이 계산법은 다른 수치계산법에 비해 흐름의 모델화가 간단하고, 그 위에 물리적 의미가 쉽게 이해되며, 격자형성이 필요 없고, 복잡한 흐름이라도 소규모의 계산에 의해 시뮬레이터가 가능하여, 최근 여러 가지 형태의 흐름해석에 널리 응용되고 있다. 특히 Biot-Savart law의 이용으로 와법⁽⁸⁾은 흐름에 기초한 명쾌간결한 알고리즘이 확립되었고, 유동장내에 격자형성없이 이동 경계문제를 다룰 수 있다는 점 및 난류모델의 도입 없이도 저 레이놀즈 수로부터 고 레이놀즈 수 박리흐름까지 계산할 수 있다는 점에서 최근의 와법은 Lagrange좌표계에 있어 Large Eddy Simulation법의 기초로 간주되고 있다. 그러나 아직 와법을 유체기계 등 실제 유동장에 적용시킨 예는 국제적으로도 극소수에 불과하며, 국내에서는 보이지 않고 있다. 특히 물체의 표현 및 방출와의 도입문제는 아직 연구 중에 있으며, 압력장의 계산수법도 아직 명확하게 확립되지 않고 있다.

2. 계산방법

2.1 추진기구의 모델

먼저 본 연구에 사용될 추진기구의 모델을 Fig. 1에 나타낸다. 그림은 모델을 수직상부에서 본 그림으로 한개의 날개가 수로 내에서 정해진 동작을 함으로서 그림의 왼쪽방향 즉 배의 진행 방향으로 추력이 발생한다. 날개는 날개축에 상

당하는 p점이 일정류 U와 수직방향으로, 속도 V로 왕복운동함에 따라, 먼저 아래벽으로 부터 열리고, 열림각 α 를 유지하면서 병진운동하여 위벽에서 회전해서 닫힌다. 그리고 다시 위벽에서 회전해서 열리고 병진운동하여, 아래벽에서 회전해서 닫히는 동작을 반복한다.

2.2 경계조건 및 방출와의 도입

Weis-Fogh형 선박추진기구의 해석모델은 Fig. 1의 추진기구의 모델을 그대로 이용한다. 이전의 실험결과⁽⁴⁾⁽⁵⁾와 비교를 쉽게 하기 위해 해석모델은 실험모델과 유체역학적으로 상사되게 하며, 날개의 형상도 실험에서와 같이 NACA0010을 갖도록 한다. 연구는 매 타임스텝마다 Fig. 1의 추진모델에서와 같이 날개를 이동시켜가며 본 추진기구의 유동장 즉 속도장과 압력장을 계산하여 그 결과를 고찰한다. 구체적으로 유동장내에 2개의 수로 및 날개 즉 3개의 물체가 존재하는 것으로 하고, 각 물체의 표면을 2중 판넬로 즉 일정수의 Source 및 Vortex 판넬로 나타낸다. 이때 각 타임스텝마다 결정해야 할 미지수는 M개 판넬에서의 Source강도 및 3개 물체주위의 순환이다. 이들 미지수는 M개 ($i = 1, 2, 3 \dots M$) Source 판넬 중심에서의 Neumann의 조건

$$\left\{ \sum_{j=1}^M (\mathbf{u}^{sp} + \mathbf{u}^{vp})_{ij} + \sum_{k=1}^N \mathbf{u}^{vo}_{ik} + U \right\} \cdot \mathbf{n}_i = \mathbf{u}_i \cdot \mathbf{n}_i \quad (1)$$

및 3개 물체둘레에서의 Kelvin의 정리

$$\mathbf{x}_{bs} \cdot \mathbf{S}_b + \sum_{k=1}^{N_b} \Gamma_b^{vo}_k = 0 \quad (2)$$

로 구한다. 여기서 \mathbf{u}^{sp} , \mathbf{u}^{vp} , \mathbf{u}^{vo} 는 각각 Source 판넬, Vortex 판넬 및 방출된 와요소로부터 구한 유도속도이고, U 및 \mathbf{u}_i 는 일정류 및 i 점에서의 물체속도를 나타내며, \mathbf{n}_i 는 i 점에 있어 법선방향의 단위벡터이다. 또한 \mathbf{x}_{bs} 및 \mathbf{S}_b 는 각 물체 둘레의 단위 길이당 순환 및 둘레길이를 나타내며, Γ_b^{vo} 는 각 물체로부터 방출된 와요소의 순환을 의미한다. 기존의 와법에

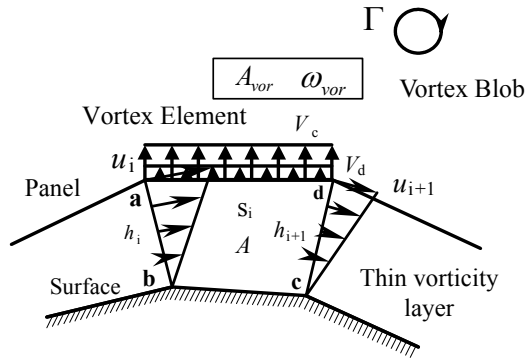


Fig. 2 Thin vorticity layer and nascent vortex element

서는 물체표면을 Source 혹은 Vortex 판넬만으로 나타내어 Neumann의 조건 및 Kelvin의 정리를 적용했기 때문에 미지수에 비해 조건 수가 하나 더 많게 되어 수식적으로 불완전했다. 그러나 본 계산에서는 Source 및 Vortex 판넬의 2중으로 나타내어 이러한 불완전성을 제거하였다.

Fig. 2에 와도경계층 및 초기와 도입방법에 대한 개략도를 나타낸다. 본 계산에서 방출와의 도입 방법은 수로 및 날개에서 동일하므로 여기서는 그 일반적인 수법만을 간략하게 설명한다. 고체 표면 근처의 와도장은 표면에서 논슬립 조건(non-slip condition)을 만족하도록 와도층 및 이산와요소의 적당한 분포로 나타내어져야한다. 두께 h_i 인 얇은 와도층은 물체 표면에 따라 존재하는 것으로 간주하여 와도층의 외부 경계표면은 그림에서처럼 다수의 볼텍스 판넬로 이산화한다. 편의상 만약 유동이 2차원이고 얇은 와도층에서 선형의 속도분포를 가정하면 와도층 한 개 요소[abcd] 판넬상에서의 법선 이류속도 V_c 는 유량의 연속정리와 논슬립 조건(non-slip condition)으로 다음과 같이 구한다.

$$V_c = \frac{1}{s_i} \left\{ \frac{h_i u_i}{2} - \frac{h_{i+1} u_{i+1}}{2} \right\} \quad (3)$$

여기서 s_i , h_i 및 u_i 는 각각 판넬 길이, 와도층의 두께 및 판넬 모서리에서의 접선속도를 나타낸다. 또한 이 판넬에서의 확산속도 V_d 는 Rayleigh문제의 배제 두께를 고려하여 다음과 같이 계산한다.

$$V_d = \frac{1.136^2 v}{h_i + h_{i+1}} \quad (4)$$

여기서 v 는 유체의 동점도이다. 만약 $(V_c + V_d)$ 의 값이 양(+)이면 와요소를 도입하며, 이때 도입한 거형 와요소의 두께 h_{vor} 및 와도 ω_{vor} 는 다음 식으로 구한다.

$$h_{vor} = (V_c + V_d) dt \quad (5)$$

$$\omega_{vor} = \omega \frac{A}{A + A_{vor}} \quad (6)$$

여기서 ω 는 [abcd]의 면적 A 의 와도를 나타내며 판넬상의 접선유속 u_i 및 u_{i+1} 로부터 구하고, 초기와의 와도 ω_{vor} 은 (6)식에서처럼 면적의 역배분 형태로 계산한다. 매 타임스텝마다 발생한 거형 와요소는 어느 일정 높이에서 원형 Blob로 치환한다. 한편 얇은 와도층에서 속도는 선형분포를 가진다고 가정하고 있으므로 벽면에서의 전단 응력은 근사적으로 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\tau_w = \mu \frac{\partial u}{\partial y} = -\mu \omega \quad (7)$$

2.3 속도장의 계산

미소시간 dt 마다 방출된 와요소의 추적은 다음의 Adams-Bashforth방법으로 계산한다

$$\mathbf{r}(t+dt) = \mathbf{r}(t) + \{1.5\mathbf{u}(t) - 0.5\mathbf{u}(t-dt)\}dt \quad (8)$$

여기서 와요소의 이동속도 \mathbf{u} 는 유동장내에 존재하는 Source판넬, Vortex 판넬 및 방출된 모든 와요소로부터 다음의 Biot-Savart law로 구한다.

$$\mathbf{u}(\mathbf{r}) = \frac{1}{2\pi} \int_S \frac{\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{R}}{R^2} dS - \frac{1}{2\pi} \times \int_{S_0} \left[\frac{(\mathbf{n}_0 \cdot \mathbf{u}_0) \cdot \mathbf{R}_0}{R_0^2} - \frac{(\mathbf{n}_0 \times \mathbf{u}_0) \times \mathbf{R}_0}{R_0^2} \right] dS_0 \quad (9)$$

우변 제2항에서 $\mathbf{R}_0 = \mathbf{r} - \mathbf{r}_0$, $R_0 = |\mathbf{R}_0| = |\mathbf{r} - \mathbf{r}_0|$ 이다. 또한 내적 $\mathbf{n}_0 \cdot \mathbf{u}_0$ 및 외적 $\mathbf{n}_0 \times \mathbf{u}_0$ 는 각각 경계표면에 있어 법선 및 접선

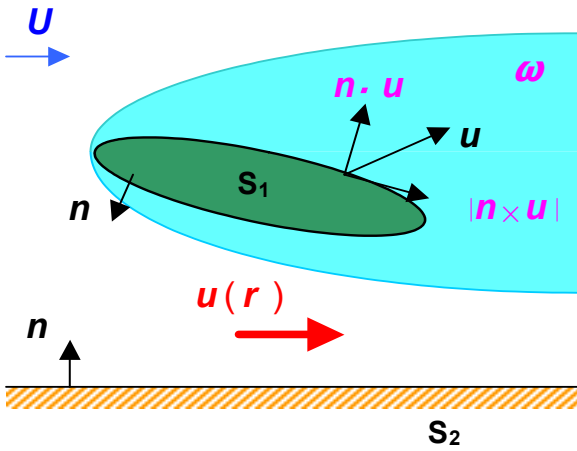


Fig. 3 Flow Field involving vorticity region

방향의 속도성분을 나타내며, 표면에서의 Source 및 Vortex 분포와 일치한다. 그러므로 점성 및 비압축 흐름의 속도장은 수학적으로 (9)식 및 Fig. 3에 나타낸바와 같이 유동장에 있어 와도분포에 관한 장적분(S) 및 경계표면 주위의 Source 및 Vortex 관한 표면적분(S₀)에 상당한다.

한편 와도수송방정식의 Lagrangian 표현은

$$\frac{d\omega}{dt} = (\omega \cdot grad)u + v \nabla^2 \omega \quad (10)$$

이고, 여기서 2차원의 경우 이 식의 우변 제1항은 사라지고 제2항 즉 점성확산항만 남는다. 이 점성확산항은 다음의 와핵확산법⁽⁶⁾으로 구한다.

$$\varepsilon_k(t + dt) = \varepsilon_k(t) + \frac{c^2 v}{2\varepsilon_k(t)} dt \quad (11)$$

본 추진기구의 속도장 계산은 구체적으로 (9)식을 이용해서 각 타임스텝마다 볼텍스 분포, 타임라인, 유맥선 및 속도벡터장을 구하고, 속도벡터장으로부터 유선 및 등 와도선을 그린다.

2.4 압력장의 계산

Navier-Stokes방정식에 발산(divergence)을 취해 정리하면 다음의 압력 Poisson 방정식을 얻을 수 있다.

$$\nabla^2 p = -\rho div(u \cdot grad u) \quad (12)$$

일반적으로 압력장은 Poisson 방정식을 유한차분법으로 수치계산하여 구한다. 이 경우 유동장내에 격자를 형성해야하며, 격자형성이 필요없다는 와법의 장점을 잃게된다. 따라서 본 계산에서는

유한차분 대신에 Uhlman⁽⁹⁾에 의해 수식화된 다음의 적분방정식으로 계산한다.

$$\beta H + \int_s H \frac{\partial G}{\partial n} ds = - \int_v \nabla G(u \times \omega) dv - \int_s \left\{ G \cdot n \cdot \frac{\partial u}{\partial t} + v \cdot n \cdot (\nabla G \times \omega) \right\} ds \quad (13)$$

여기서 β는 유동내부에서 β=1, 경계면 S에서는 β=1/2이다. G는 델타함수로 구한 스칼라 Laplace 방정식의 기본해이며 다음과 같고

$$G = \frac{1}{2\pi} \log\left(\frac{1}{R}\right) \quad (2-D) \quad (14)$$

H는 베르누이 함수로 다음과 같이 정의한다.

$$H_i = \frac{p_i}{\rho} + \frac{u_i^2}{2} \quad (15)$$

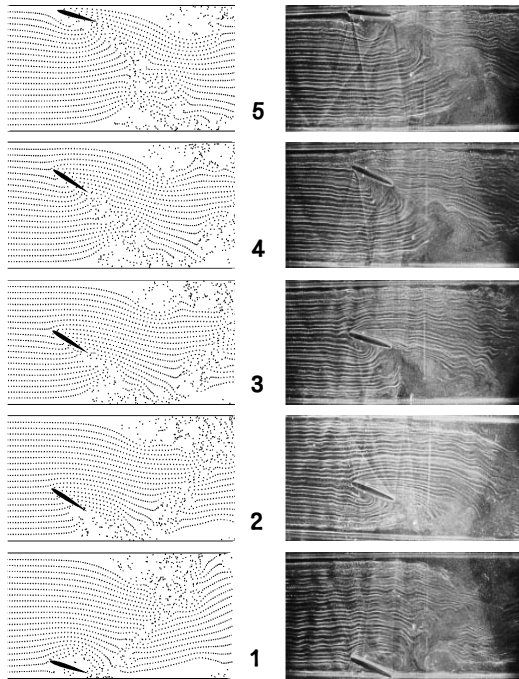
본 추진기구의 압력장 계산은 구체적으로 (13) 및 (15)식을 이용해서 각 타임스텝마다 먼저 날개표면의 압력분포를 구하고 이를 근거로 유동장 전체의 등 압력선을 계산한다. 한편 본 추진기구의 날개에 작용하는 유체력 F는 압력의 법선 성분 및 전단응력의 접선성분을 날개표면에 따라 전주 적분하여 다음과 같이 계산한다.

$$F = iF_x + jF_y = \oint_{s_0} \{ (-p \cdot n) + \tau_w \cdot t \} dS_0 \quad (16)$$

여기서 F_x 및 F_y는 각각 x, y방향의 힘의 성분을 나타내며, -방향의 추력 T 및 항력 D에 상당한다. 즉 (16)식을 이용하여 매 타임스텝마다 날개에 작용하는 추력 및 항력계수를 계산한다.

3. 결과 및 고찰

Fig. 4는 레이놀즈 수 5900에서 1행정동안 연속적인 날개주위의 흐름패턴을 나타낸다. 그림에서 (a)는 유맥선의 수치시물레이션의 결과이며, (b)는 (a)와 같은 조건에서 진보⁽⁴⁾의 수소기포법에 의한 가시화 사진이다. 그리고 그림에서 1은 열리는 과정, 2~4는 병진운동의 과정, 5는 닫히는 과정이다. 날개의 뒷전 근방에 유맥선의 불연속선이 보이는데 이것은 뒷전으로부터 방출된 와류의 영향이며, 전 과정에 걸쳐 시물레이션 결과는 가시화 사진과 정성적으로 잘 일치하고 있



(a) Simulation (b) Photograph

Fig. 4 Flow pattern for one stroke of the wing ($C=1$, $H=2.5C$, $V/U=1.0$, $r_p=0.75C$, $\alpha=30^\circ$)

다.

Fig. 5는 날개가 아래 벽에서 출발하여 수로의 중앙에 왔을 때 볼텍스 분포, 등와도선 및 등압력선의 계산결과를 나타낸다. 볼텍스 분포를 보면 양수로 벽면에서 발생한 볼텍스는 일정류의 영향을 받아 벽면을 따라 하류측으로 흘러가고 있다. 그리고 날개 주위의 볼텍스 분포를 보면 날개표면에서 발생한 볼텍스는 날개 표면을 따라 흘러가다가 후연에서 박리하는 것을 알 수 있다.

이 박리된 볼텍스는 수로벽면에서 발생한 볼텍스와 혼합되어 복잡한 양상을 보이며, 등와도선 (b)에 나타난 바와 같이 와도가 밀집해 있다.

Fig. 6은 **Fig. 5**와 같은 조건에서 날개표면의 압력계수 C_p 의 분포 계산결과를 나타낸다. 횡축에서 0.0점은 **Fig. 1**의 p점에 대응하며 날개 뒷전에서부터 p점까지 거리 $r_p=0.75C$ 인 점이다. 압력분포를 보면 일정류에 대해 배면 쪽의 압력계수는 거의 양의 값을 가지는 반면, 압력면 쪽의 압력은 음의 값을 나타내고 있다. 그리고 앞전 부근에 압력면과 배면의 압력차가 크게 나타남을 보이고 있다.

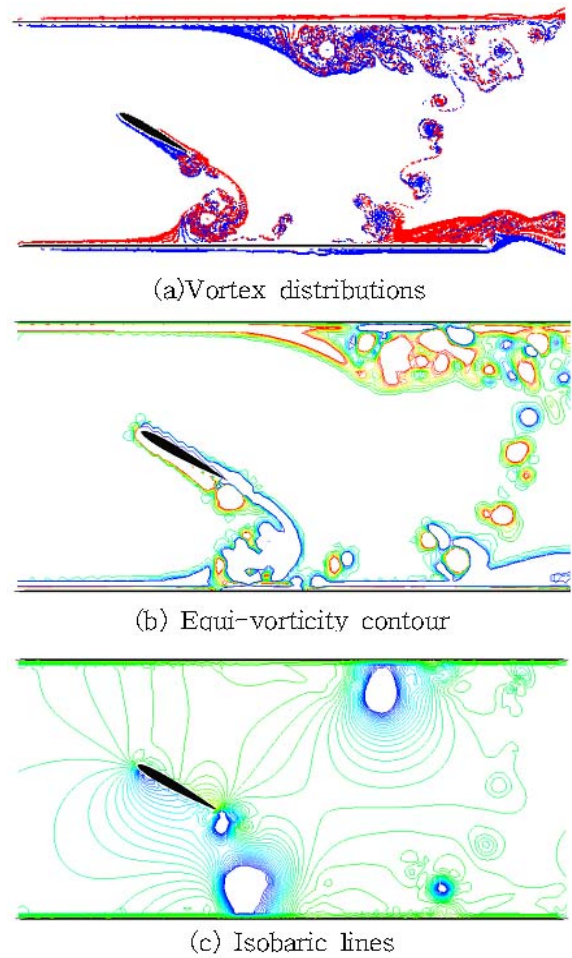


Fig. 5 Various flowfields at the point '3' of **Fig. 4**

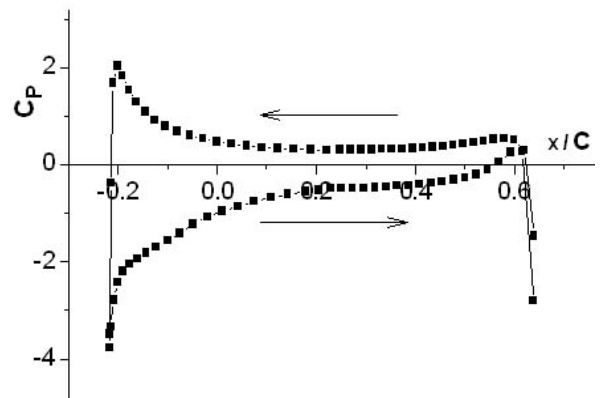


Fig. 6 Pressure distribution around the wing at the point '3' of **Fig. 4**

Fig. 7 및 **Fig. 8**은 **Fig. 4**와 같은 조건에서 날개에 작용하는 추력계수 C_T 및 항력계수 C_D 의

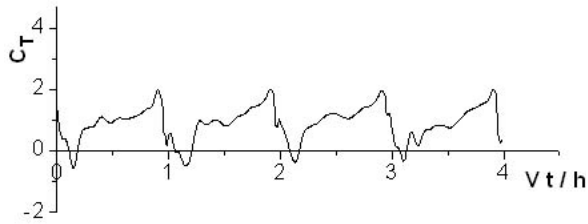


Fig. 7 Time variations for thrust coefficients

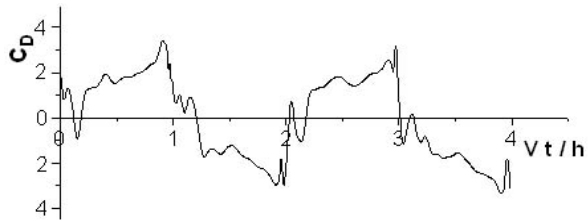


Fig. 8 Time variations for drag coefficients

시간변화를 나타낸다. 그림에서 횡축은 날개축의 이동거리를 수로폭으로 나눈 값이며, 날개의 행정수에 상당한다. 먼저 추력계수를 보면 행정초기 즉 열리는 과정의 일부를 제외하고는 항상 양의 값을 가지고 있으며, 추력계수의 평균값은 1.0 근방이다. 또한 항력계수의 평균값은 대략 2.0 정도이다. 추력 및 항력계수의 이러한 경향은 이전의 실험결과⁽⁵⁾와 잘 일치하고 있다. 열리는 과정 및 닫히는 과정에서는 각 계수가 진동하고 있는데 이것은 이때 날개가 비정상 운동 즉 피칭(Pitching)과 히빙(Heaving)운동을 동시에 하여 날개에 비정상적인 힘이 크게 작용하기 때문으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구는 Weis-Fogh형 선박 추진기구의 속도장 및 압력장을 최신 와법으로 수치 시뮬레이션한 것이다. 물체 즉 날개 및 수로는 일정수의 Source 및 Vortex 판넬로 나타냈고, 방출되는 각 물체표면 전체에서 도입하였다. 속도장은 Biot-Savart law, 압력장은 Uhlman적분방정식을 기초로 하여 계산하였다. 매 타임스텝마다 날개를 추진모델에서와 같이 이동시켜가며, 추진기구 주위의 유맥선, 볼텍스 분포, 등와도선 및 등압력선을 구하였고, 유맥선은 가시화 사진의 그것과 잘 일치했다. 또한 날개표면의 압력계수분포를 계산하였고, 이를 전

주 적분하여, 날개에 작용하는 추력 및 항력계수의 시간변화도 계산하였다. 본 추진기구의 유동장은 비정상적이고 복잡하나 최신 와법으로 명확하게 파악하였다.

후 기

이 논문은 2003년도 한국학술진흥재단의 지원에 의하여 연구되었음.(KRF-2003-041-D00639) 또한 이 연구의 주요 계산은 한국과학기술정보연구원(KISTI)이 무상으로 제공한 컴퓨팅 자원을 이용하여 수행되었음

참고문헌

- (1) Weis-Fogh, T., 1973, "Quick Estimates of Flight Fitness in Hovering Animals, Including Novel Mechanism for Lift Production," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 59, pp. 169~230.
- (2) Lighthill, M. J., 1973, "On the Weis-Fogh Mechanism of Lift Generation," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 60, Part 1, pp. 1~17.
- (3) Tsutahara, M., Kimura, T. and Ro, K. D., 1989, "Ship Propulsion Using the Weis-Fogh Mechanism," *Bulletin of the Marine Engr. Soc. in Japan*, Vol. 17, No. 2, pp. 49~55.
- (4) 노기덕, 1993, "Weis-Fogh형 선박추진기구의 개발(유동장의 가시화 및 수치해석)", *대한기계학회 논문집*, 제17권, 2호, pp. 426~437.
- (5) Ro, K. D., 2000, "Calculation of Thrust and Drag Characteristics for Ship's Propulsion Mechanism of Weis-Fogh Type," *KSME International Journal*. Vol. 14, No. 11, pp. 1249~1258.
- (6) Leonard, A., 1980, "Vortex methods for flow simulations," *J. Comp. Phys.* Vol. 37, pp. 289~335.
- (7) Sarpkaya, T., 1989, "Computational methods with vortices - the 1988 Freeman scholar lecture," *Transactions of the ASME, Journal of Fluids Engineering*, Vol. 111, pp. 5~52.
- (8) Kamemoto, K., 1995, "On attractive features of the vortex methods," *Computational Fluid Dynamics Review 1995*, ed. M.Hafez and K.Oshima, *JOHN WILEY & SONS*, pp. 334~353.
- (9) Uhlman, J.S., 1992, "An integral equation formulation of the equation of motion of an incompressible fluid," *Naval Undersea Warfare Center T.R.* 10~086.