

## Weis-Fogh형 선박추진기구의 유체역학적 특성계산

노기덕<sup>1\*</sup>, 강명훈<sup>2</sup>CALCULATION OF HYDRODYNAMIC CHARACTERISTICS FOR SHIP'S  
PROPULSION MECHANISM OF WEIS-FOGH TYPE

K.D. Ro and M.H. Kang

*The velocity and pressure fields of a ship's propulsion mechanism of the Weis-Fogh type, in which an airfoil moves reciprocally in a channel, are studied in this paper using the advanced vortex method. The airfoil and the channel are approximated by a finite number of source and vortex panels, and the free vortices are introduced from the body surfaces. The viscous diffusion of fluid is represented using the core-spreading model to the discrete vortices. The velocity is calculated on the basis of the generalized Biot-Savart law and the pressure field is calculated from integrating the equation given by the instantaneous velocity and vorticity fields. Two-dimensional unsteady viscous flows of this propulsion mechanism are numerically clarified, and the calculated results agree well with the experimental ones.*

**Key Words:** 전산 유체 공학(Computational Fluid Dynamics), 와법(Vortex method), 추진기구(Propulsion mechanism), 비정상흐름(Unsteady flow)

## 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 작은 벌의 정지비행을 관찰함에 의해 발견한 독특한, 효율이 좋은 양력발생기구이다. 몇몇 연구자들[3]은 Weis-Fogh 메커니즘의 2차원 모델을 수로 내에 설치한 추진모델을 제안, 역학적 특성실험과 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. 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 가능하며, 최근 여러 가지 형태의 흐름해석에 널리 응용되고 있다. 특히 Biot-Savart law의 이용으로 와법[8]은 흐름에 기초한 명쾌간결한 알고리즘이 확립되었고, 유동장내에 격자형성없이 이동경계문제를 다룰 수 있다는 점 및 난류모델의 도입 없이도 저 레이놀즈 수로부터 고 레이놀즈 수 탁리흐름까지 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 도

1 정회원, 경상대학교 기계항공공학부 교수

2 학생회원, 경상대학교 대학원 기계시스템공학과

\* Corresponding author E-mail: rokid@gachuk.gsnu.ac.kr

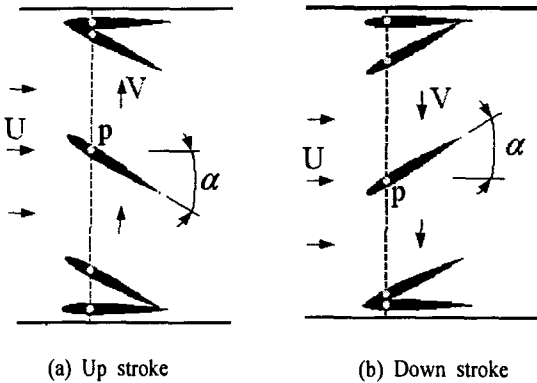


Fig. 1 A model of propulsion mechanism

입문제는 아직 연구 중에 있으며, 압력장의 계산수법도 아직 명확하게 확립되지 않고 있다.

## 2. 계산 방법

### 2.1 추진 기구의 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 진행방향으로 추력이 발생한다. 날개는 날개축에 상당하는 p점이 일정류 U와 수직방향으로, 속도 V로 왕복운동함에 따라, 먼저 아래벽으로 부터 열리고, 열림각  $\alpha$ 를 유지하면서 병진운동하여 위벽에서 회전해서 닫힌다. 그리고 다시 위벽에서 회전해서 열리고 병진운동하여, 아래벽에서 회전해서 닫히는 동작을 반복한다.

### 2.2 경계 조건 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( $i = 1, 2, 3 \dots M$ ) Source판넬

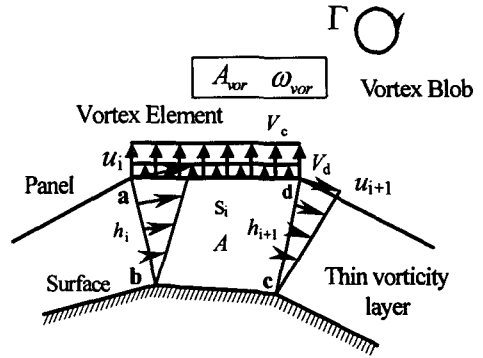


Fig. 2 Thin vorticity layer and nascent vortex element

중심에서의 Neumann의 조건

$$\left\{ \sum_{j=1}^M (u^{sp} + u^{vp})_{ij} + \sum_{k=1}^N u^{vk} + U \right\} \cdot n_i = u_i \cdot n_i \quad (1)$$

및 3개 물체둘레에서의 Kelvin의 정리

$$\gamma_{bs} \cdot S_b + \sum_{k=1}^{N_s} \Gamma_b^{vk} = 0 \quad (2)$$

로 구한다. 여기서  $u^{sp}$ ,  $u^{vp}$ ,  $u^{vk}$ 는 각각 Source 판넬, Vortex 판넬 및 방출된 와요소로부터 구한 유도속도이고, U 및  $u_i$ 는 일정류 및 i점에서의 물체속도를 나타내며,  $n_i$ 는 i점에있어 법선방향의 단위벡터이다. 또한  $\gamma_{bs}$  및  $S_b$ 는 각 물체 둘레의 단위 길이당 순환 및 둘레길이를 나타내며,  $\Gamma_b^{vk}$ 는 각 물체로부터 방출된 와요소의 순환을 의미한다. 기존의 와법에서는 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 도입방법은 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 경계표면

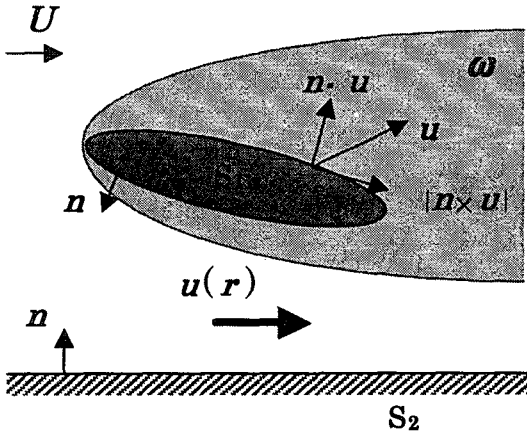


Fig. 3 Flow Field involving vorticity region

은 그림에서처럼 다수의 볼텍스 판넬로 이산화 한다. 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 배체 두께를 고려하여 다음과 같이 계산한다.

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

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

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

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

여기서  $\omega$ 는 [abcd]의 면적 A의 와도를 나타내며 판넬상의 접선유속  $u_i$  및  $u_{i+1}$ 로부터 구하고, 초기와의 와도  $\omega_{vor}$ 은

식 (6)에서처럼 면적의 역배분 형태로 계산한다. 매 타임스텝마다 발생한 거형 와요소는 어느 일정 높이에서 원형 Blob로 치환한다. 한편 얇은 와도층에서 속도는 선형분포를 가진다고 가정하고 있으므로 벽면에서의 전단응력은 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

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

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

$$u(r) = \frac{1}{2\pi} \int_S \frac{\omega \times R}{R^2} dS - \frac{1}{2\pi} \times \int_{S_0} \left[ \frac{(n_0 \cdot u_0) \cdot R_0}{R_0^2} - \frac{(n_0 \times u_0) \times R_0}{R_0^2} \right] dS_0 \quad (9)$$

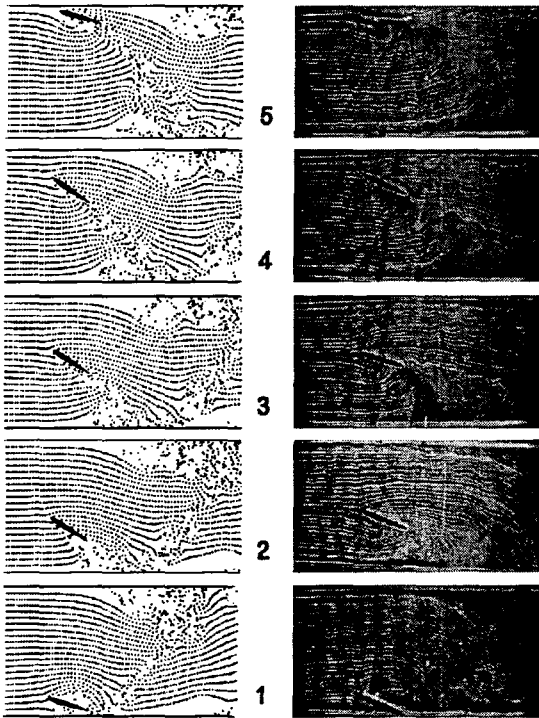
우변 제2항에서  $R_0 = r - r_0$ ,  $R_0 = |R_0| = |r - r_0|$ 이다. 또한 내적  $n_0 \cdot u_0$  및 외적  $n_0 \times u_0$ 는 각각 경계표면에 있어 법선 및 접선 방향의 속도성분을 나타내며, 표면에서의 Source 및 Vortex 분포와 일치한다. 그러므로 점성 및 비압축 흐름의 속도장은 수학적으로 식 (9) 및 Fig. 3에 나타낸바와 같이 유동장에 있어 와도분포에 관한 정적분(S) 및 경계표면 주위의 Source 및 Vortex 관한 표면적분( $S_0$ )에 상당한다.

한편 와도수송방정식의 Lagrangian 표현은

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

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

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



(a) Simulation (b) Photograph  
 Fig. 4 Flow pattern for one stroke of the wing  
 (C=1, H=2.5C, V/U=1.0, r<sub>p</sub>=0.75C, α=30°)

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

### 2.4 압력장의 계산

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

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

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.

$$\beta H + \int_s H \frac{\partial G}{\partial \mathbf{n}} ds = - \int_v \nabla G(\mathbf{u} \times \boldsymbol{\omega}) dv$$

$$- \int_s \left\{ G \cdot \mathbf{n} \cdot \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \nu \cdot \mathbf{n} \cdot (\nabla G \times \boldsymbol{\omega}) \right\} ds \quad (13)$$

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

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

H는 베르누이 함수로 다음과 같이 정의한다.

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

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

$$\mathbf{F} = iF_x + jF_y = \oint_{S_0} \{(-p \cdot \mathbf{n}) + \tau_w \cdot \mathbf{t}\} dS_0 \quad (16)$$

여기서 F<sub>x</sub> 및 F<sub>y</sub>는 각각 x, y방향의 힘의 성분을 나타내며, -방향의 추력 T 및 항력 D에 상당한다. 즉 식 (16)을 이용하여 매 타임스텝마다 날개에 작용하는 추력 및 항력계수를 계산한다.

### 3. 실험 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 전보(4)의 수 소기포법에 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 있다.

Fig. 5는 날개가 아래 벽에서 출발하여 수로의 중앙에 왔을 때 볼텍스 분포, 등와도선 및 등압력선의 계산결과를 나타낸다. 볼텍스 분포를 보면 양 수로 벽면에서 발생한 볼텍스는 일류류의 영향을 받아 벽면을 따라 하류측으로 흘러가고 있

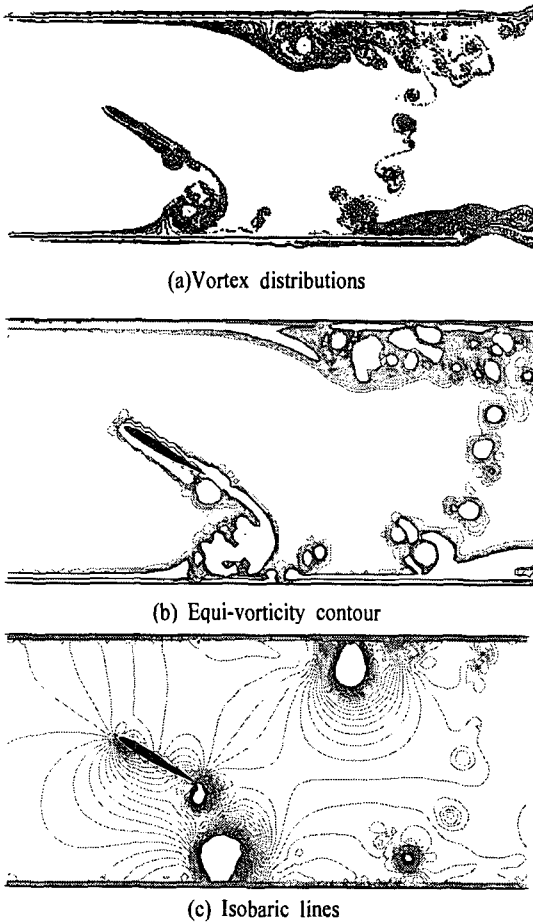


Fig. 5 Various flowfields at the point '3' of Fig. 4

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

Fig. 7 및 Fig. 8은 Fig. 4와 같은 조건에서 날개에 작용하는 추력계수  $C_T$  및 항력계수  $C_D$ 의 시간변화를 나타낸다. 그

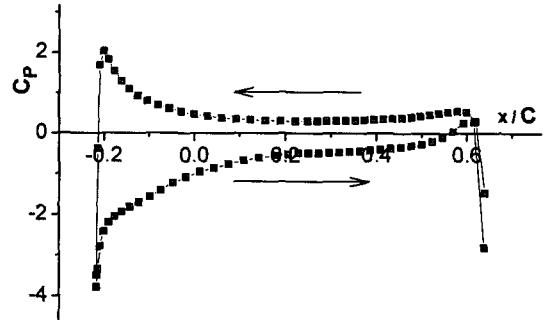


Fig. 6 Pressure distribution around the wing at the point '3' of Fig. 4

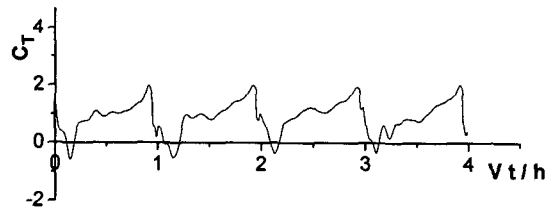


Fig. 7 Time variations for thrust coefficients

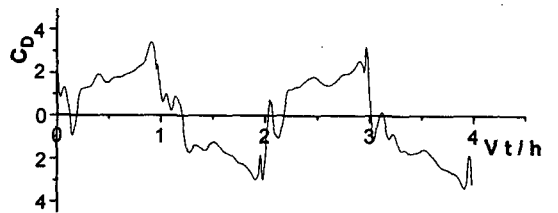


Fig. 8 Time variations for drag coefficients

림에서 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 1.0근방이다. 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.

### 3. 결론

본 연구는 Weis-Fogh형 선박 추진기구의 속도장 및 압력장을 최신 방법으로 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 이동시키며, 추진기구 주위의 유맥선, 볼텍스 분포, 등와도선 및 등압력선을 구하였고, 유맥선은 가시화 사진의 그것과 잘 일치했다. 또한 날개표면의 압력계수분포를 계산하였고, 이를 전주 적분하여, 날개에 작용하는 추력 및 항력계수의 시간변화도 계산하였다. 본 추진기구의 유동장은 비정상적이고 복잡하나 최신 방법으로 명확하게 파악하였다.

## 후 기

이 논문은 2005년도 두뇌한국21사업 및 지방대학혁신역량 강화사업에 의하여 지원되었음.

## 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, p. 169-230.
- [2] Lighthill, M. J., 1973, "On the Weis-Fogh Mechanism of Lift Generation," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol.60, Part 1, p.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, p.49-55.
- [4] 노기덕, 1993, "Weis-Fogh형 선박추진기구의 개발(유동장의 가시화 및 수치해석)", *대한기계학회 논문집*, 제17권, 2호, p.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, p.1249-1258.
- [6] Leonard, A., 1980, "Vortex methods for flow simulations," *J. Comp. Phys.*, Vol.37, p.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, p.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, p.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.