

<논 문>

## Weis-Fogh형 선박 추진기구의 역학적 특성계산

노 기 덕\*

(1997년 4월 7일 접수)

### Numerical Calculation of the Dynamic Properties of Weis-Fogh Type Ship's Propulsion Mechanism

Ki-Deok Ro

**Key Words :** Hydraulic Machine(유체기계), Numerical Analysis(수치해석), Unsteady Flow(비정상류), Separation(박리), Fluid Force(유체력), Discrete Vortex Method(이산와법), Ship Propulsion(선박추진)

#### Abstract

The dynamic properties of a ship's propulsion mechanism of Weis-Fogh type are studied by the discrete vortex method. The wing in the channel is approximated by a finite number of bound vortices and free vortices representing the separated flow are introduced from the trailing edge of the wing. The time histories of the thrust, the drag, and the moment acting on the wing are calculated, including the unsteady force due to the change of strength of the bound vortices. These calculated results show a similar tendency to the experimental ones qualitatively and the dynamic properties of this propulsion mechanism are numerically clarified.

#### 1. 서 론

소위 Weis-Fogh 메커니즘은 Weis-Fogh가 Fig. 1의 (a)에 나타낸 바와 같은, 몸통길이 1 mm 정도의 *Encarsia formosa*로 불리는 작은 벌의 정지비행으로부터 발견한 독특하고, 효율이 좋은 양력발생기구이다.<sup>(1,2)</sup> 이 메커니즘의 동작원리를 Fig. 1의 (b)에 나타낸다. 이 벌은 몸통을 수직으로 유지한 채 날개를 수평면으로 회전운동 시킴에 의해 정지 비행을 행하고 있다. 먼저 날개가 몸통의 등쪽에서 앞전(Leading edge)을 중심으로 닫힌다. 그리고 날개는 뒷전(Trailing edge)을 맞닿은 상태에서 열려, 어느 일정한 열림각(여기서 열림각이란 Fig. 1(b)의 두 번째 그림에서 두 날개가 이루는 각의 1/2로 정의한다)을 유지하면서 수평면으로 이

동한다. 몸통의 배쪽에서 날개를 반전하여, 다시 수평면으로 이동한 후 등쪽에서 앞전을 중심으로 닫히는 동작을 반복한다. Fig. 1(b)의 아랫부분은 이 운동의 2차원 모델을 나타낸다. 일반적으로 비행기 날개와 같이 날개가 정지상태로부터 움직이기 시작할 경우, 날개주위에 충분한 순환을 얻기 위해서는 어느 정도의 거리를 이동할 필요가 있다(Wagner effect). 그러나 이 메커니즘에 있어서는 날개가 뒷전을 중심으로 열리는 순간, 각 날개에는 서로 반대방향의 순환이 형성되어, 이것에 의해 날개의 짧은 행정에도 충분한 양력을 얻을 수 있다. 실제 작은 벌의 정지비행에서는 날개의 움직임이 400 Hz 정도로, 날개현장과 앞전의 평균이동속도로 계산한 레이놀즈수는 30정도이나 양력계수는 3~4정도<sup>(1)</sup>이고, 또한 날개주위의 섬모를 날개면적에 포함시킨 값으로도 1.6이상<sup>(2)</sup>이며, 이 레이놀즈수에서의 정상인 날개에 비해서 양력계수가 매우

\*퇴원, 경상대학교 해양과학대학 기관공학과

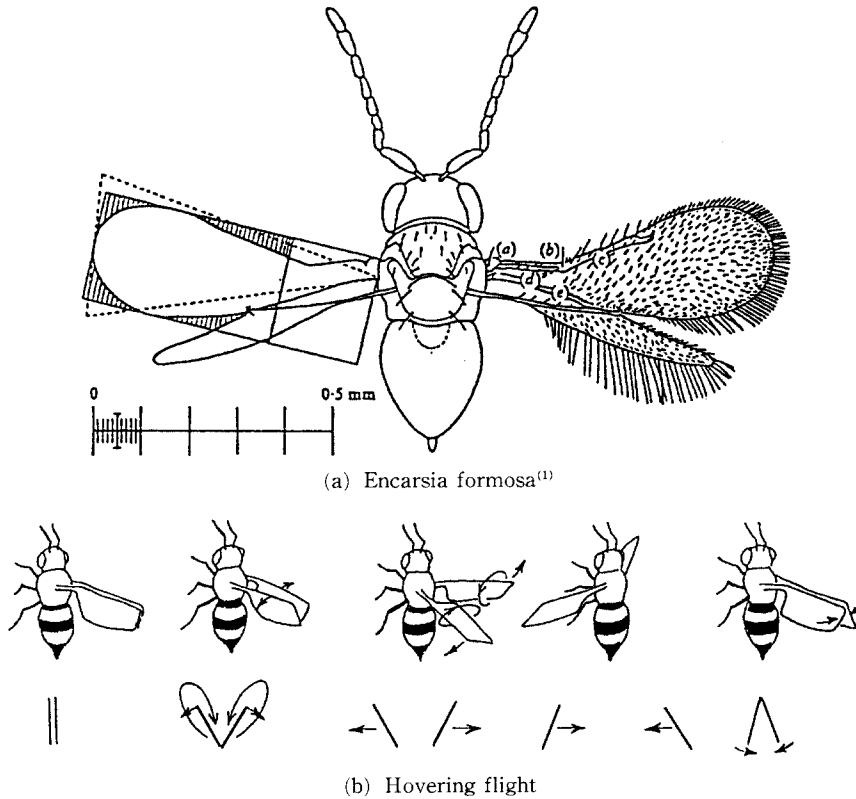


Fig. 1 *Encarsia formosa* and its hovering flight

커서, 효율 좋게 양력을 발생시키고 있음을 알 수 있다. 이러한 이유로 이 메커니즘은 많은 유체역학자들의 관심을 모으고 있으며, (3~6) 최근 이 메커니즘의 공학적 응용도 활발히 시도되고 있다. (7~12)

저자 등은 Weis-Fogh 메커니즘의 2차원 모델을 수로 내에 설치한 추진모델을 제안, 역학적 특성실험 및 모형선 주행시험을 행하여 이 추진기구가 새로운 선박 추진기로서 이용될 가능성을 나타냈다. (9) 또한 수소기포법에 의한 가시화 실험과 이산와법 (Discrete vortex method)에 의한 수치 시뮬레이션을 병행하여 이 추진기구가 동작할 때 날개 주위에 일어나는 비정상 유동장을 명확히 가시화 했다. (10)

본 연구에서는 전보 (10)에 이어 Weis-Fogh형 선박 추진기구의 추력 및 항력계수의 시간변화를 이산와법으로 수치 계산하여 고찰하고자 한다.

## 2. 계산방법

### 2.1 해석모델

Weis-Fogh형 선박 추진기구의 해석모델을 Fig.

2에 나타낸다. 이것은 전보 (10)의 해석모델과 같으나 본 연구의 이해를 돕기 위해 간단히 설명한다.

수로 내에 1매의 평판날개를 설치하고 이 날개의 축에 상당하는 P점을 y 방향으로 왕복운동 시키면 그림에서와 같이 날개는 아래벽으로부터 P점을 중심으로 회전해서 열리고(열리는 과정), 열림각  $\alpha$ 를 유지하면서 y 방향으로 병진운동하여(병진운동의 과정), 윗벽에서 P점을 중심으로 회전해서 닫힌다(닫히는 과정). 또한 다시 윗벽에서 열리고, 병진운동하여, 아래벽에서 닫히는 운동을 반복한다. 원래 Weis-Fogh 메커니즘은 Fig. 1(b)에 나타낸 바와 같이 한 쌍의 평판날개가 뒷전을 중심으로 열리면서 각 날개에는 서로 반대방향의 순환이 형성되나, Fig. 2의 해석모델에서와 같이 수로 벽을 설치하여, 한 개의 날개에 위와 같은 동작을 시키면, 경상의 원리에 의해 한 쌍의 날개에서와 같은 효과를 얻을 수 있다. Fig. 2에 나타낸 바와 같이 날개주위의 흐름은 속박와(Bound vortex)를 같은 간격으로 배치시켜 나타냈으며, 앞서 설명한 바와 같은 날개동작을 하도록 타임스텝마다 날개를 이동

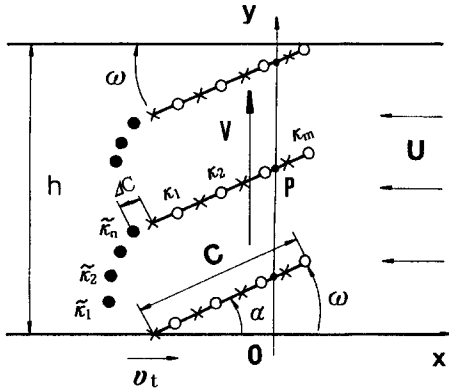


Fig. 2 An analytical model

시켜 가며 유동장을 계산했다. 유동장 전체로 나타내는 복소포텐셜  $F(z)$ 는 다음과 같다

$$F(z) = i \sum_{j=1}^m x_j \left[ \log \left\{ \sinh \frac{\pi(z-z_j)}{2h} \right\} - \log \left\{ \sinh \frac{\pi(z-\bar{z}_j)}{2h} \right\} \right] + i \sum_{l=1}^n \bar{x}_l \left[ \log \left\{ \sinh \frac{\pi(z-\bar{z}_l)}{2h} \right\} - \log \left\{ \sinh \frac{\pi(z-\bar{\bar{z}}_l)}{2h} \right\} \right] - Uz \quad (1)$$

여기서  $i$ 는 허수( $\sqrt{-1}$ ),  $h$ 는 수로폭,  $\bar{\phantom{x}}$ 는 공액복소수,  $U$ 는 일정류,  $x_j (j=1, 2 \dots m)$  및  $z_j$ 는 각각 속박와의 강도 및 위치,  $\bar{x}_l (l=1, 2 \dots n)$  및  $\bar{z}_l$ 은 각각 자유와(Free vortex)의 강도 및 위치를 나타낸다.

또한 와의 강도를 결정하는 경계조건은 인접하는 속박와의 중점을 검사점으로 잡아 그 점에서의 유동함수의 조건, 속도의 조건 및 Kelvin의 정리를 이용했는데, 그 구체적인 방법을 설명하기 위한 그림을 Fig. 3에 나타낸다. 그림은 열리는 과정으로  $P$ 점을  $y$ 방향으로 움직이면, 날개의 뒷전은 벽면에 닿은 채  $x$ 방향으로 움직이고, 날개전체는  $P$ 점을 중심으로 회전해서 열린다. 이 운동은 날개가 뒷전을 중심으로 각속도  $\omega$ 로 열리는 동작과 날개전체가  $x$ 축 방향으로  $v_t$ 의 속도로 평행이동 하는 동작으로 분리할 수 있다. 날개가  $\alpha$ 만큼 열린 순간, 날개뒷전에서  $r$ 만큼 떨어진 점에 있어, 각 동작에 의한 속도의 법선 성분  $\mathbf{v} \cdot \mathbf{n}$ 은 그림에 나타낸 바와 같이  $r\omega$  및  $v_t \sin \alpha$ 이며, 각 검사 점에서 유동함수  $\Psi = \text{Im}\{F(z)\}$ 는 그 정의에 의해

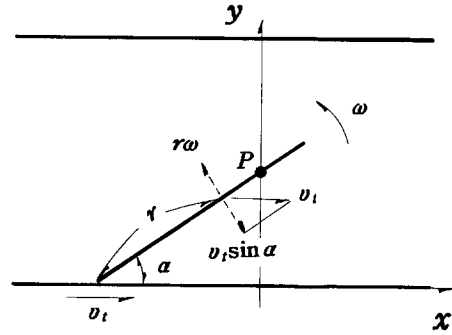


Fig. 3 Illustration for the boundary condition

$$\Psi = \int_0^r \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} \, dr = v_t \sin \alpha \cdot r - \frac{1}{2} \omega r^2 \quad (2)$$

로 계산될 수 있다. 병진운동 및 닫히는 과정에서의 경계조건 역시 위와 유사한 방법으로 계산했으며, 그 구체적인 내용은 전보<sup>(10)</sup>에서와 같다.

자유와는 날개의 뒷전으로부터  $\Delta C$  떨어진 곳에서부터 타임스텝  $\Delta t$ 마다 방출시키고,  $l$ 번째의 자유와  $\bar{z}_l$ 의 이동은 다음의 Euler식을 이용했다.

$$\bar{z}_l(t + \Delta t) = \bar{z}_l(t) + \bar{W} \cdot \Delta t \quad (3)$$

$$W = \frac{d}{dz} \left[ F(z) - i \bar{x}_l \log \left\{ \sinh \frac{\pi(z-\bar{z}_l)}{2h} \right\} \right]$$

여기서  $W$ 는  $\bar{z}_l$ 를 제외한 유동장 전체의 속박와, 자유와 및 일정류로부터 유도된 복소속도를 의미한다.

### 2.2 날개에 작용하는 힘 및 모멘트

Fig. 2에서 날개에 작용하는 힘의  $x$ 방향의 성분,  $y$ 방향의 성분을 각각  $X$ ,  $Y$ 라 하면 이것은 압력을 날개면에 따라 전주 적분해서 다음과 같이 구할 수 있다.

$$X - iY = \frac{i\rho}{2} \oint_B \left( \frac{dF}{dz} \right)^2 dz + i\rho \oint_B \frac{\partial \bar{F}}{\partial t} d\bar{z} \quad (4)$$

여기서  $\rho$ 는 유체의 밀도,  $B$ 는 날개단면의 경계선에 따른 적분경로이다. 또한  $\coth\{\pi(z-z_j)/2h\}$ 는  $z=z_j$ 에서 1위의 극을 가지며, 그 점에서 유수는  $2h/\pi$ 이므로 (4)식의 우변 제1항은 다음과 같이 된다.

$$\frac{i\rho}{2} \oint_B \left( \frac{dF}{dz} \right)^2 = -\pi\rho \left[ \frac{\pi}{h} \sum_{j=1}^m x_j^2 \coth \frac{\pi(z_j - \bar{z}_j)}{2h} \right]$$

$$\begin{aligned}
& -\frac{\pi}{2h} \sum_{j=1}^m x_j \left[ \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m x_k \left\{ \coth \frac{\pi(z_j - z_k)}{2h} \right. \right. \\
& \left. \left. - 2 \sum_{k=1}^m x_k \coth \frac{\pi(z_j - \bar{z}_k)}{2h} \right\} \right] \\
& - \frac{\pi}{h} \sum_{j=1}^m x_j \left[ \sum_{i=1}^m \bar{x}_i \left\{ \coth \frac{\pi(z_j - \bar{z}_i)}{2h} \right. \right. \\
& \left. \left. - \coth \frac{\pi(z_j - \bar{z}_i)}{2h} \right\} \right] - 2U_i \sum_{k=1}^m x_k \left. \right\} \quad (5) \\
& - 2 \sum_{k=1}^m x_k \coth \frac{\pi(z_j - \bar{z}_k)}{2h} \left. \right\} - \frac{\pi}{h} \sum_{j=1}^m x_j r_j \left[ \sum_{i=1}^m \bar{x}_i \right. \\
& \left. \times \left\{ \coth \frac{\pi(z_j - \bar{z}_i)}{2h} - \coth \frac{\pi(z_j - \bar{z}_i)}{2h} \right\} \right] \\
& - 2U_i \sum_{j=1}^m x_j r_j \left. \right] + 2\pi \rho e^{i\alpha} \sum_{j=1}^m x_j \dot{\bar{z}}_j r_j \\
& + \pi \rho \left[ \sum_{j=1}^m \left\{ \left( \sum_{q=j}^m \dot{x}_q \right) \Delta r_j + \frac{\dot{\bar{x}}_j^{new}}{\Delta t} \right\} (r_j^2 - r_{j-1}^2) \right. \\
& \left. + \frac{\dot{\bar{x}}_j^{new}}{\Delta t} (C^2 - r_m^2) \right] \quad (9)
\end{aligned}$$

식 (4)의 우변 제2항은 저자 등이 제안한 계산방법<sup>(13)</sup>으로서 즉 날개면을 대수 특이점의 절단면으로 생각해서 날개 윗면과 아랫면의 편각 차로서 구하며, 그 결과를 정리하면 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned}
i\rho \oint_B \frac{\partial \bar{F}}{\partial t} d\bar{z} = 2i\pi\rho \left[ \sum_{j=1}^m x_j \dot{\bar{z}}_j + e^{-i\alpha} \left\{ \sum_{j=1}^m \left( \sum_{q=j}^m \dot{x}_q \right) \Delta r_j \right. \right. \\
\left. \left. + \frac{\dot{\bar{x}}_j^{new}}{\Delta t} \cdot C \right\} \right] \quad (6)
\end{aligned}$$

여기서  $\dot{\bar{z}}$ 는 속박와의 공액복소속도이며 날개이동속도  $V$ 로부터 쉽게 구해진다. 또한  $\alpha$ 는 각 타임스텝마다 날개의 열림각이며,  $\dot{\bar{x}}_j^{new}$ 는 타임스텝마다 새로이 방출된 자유와의 강도이고,  $\Delta r_j$ 는  $z_j$ 와  $z_{j-1}$ 과의 미소거리이다. 또한  $\dot{x}_j$ 는 속박와 강도의 시간차분으로 다음과 같이 계산했다.

$$\dot{x}_j = \frac{x_j(t) - x_j(t - \Delta t)}{\Delta t} \quad (7)$$

한편 Fig. 2에서  $P$ 점 둘레의 모멘트  $M_p$ 는 계산을 쉽게 하기 위해, 먼저 뒷전 둘레의 모멘트  $M_t$ 를 구해, 이것과 식 (4)에서 구한  $X$ ,  $Y$ 를 이용해서 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned}
M_p = M_t + Im \left\{ (X - iY) (z_p - z_t) \right\} \\
M_t = -Re \left\{ \frac{\rho}{2} \oint_B \left( \frac{dF}{dz} \right)^2 (z - z_t) dz \right. \\
\left. + e^{-2i\alpha} \rho \oint_B \frac{\partial \bar{F}}{\partial t} (\bar{z} - \bar{z}_t) d\bar{z} \right\} \quad (8)
\end{aligned}$$

여기서  $Im$  및  $Re$ 는 각각 허수부와 실수부를 나타내며  $z_p$  및  $z_t$ 는  $z (=x + iy)$ 로 표시된  $P$ 점 및 뒷전의 위치이다. 또한 윗식에서 뒷전 둘레의 모멘트  $M_t$ 는 힘의 계산에서와 유사한 방법으로 구할 수 있으며, 그 결과식만을 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
M_t = -Re \left[ i\pi \rho e^{i\alpha} \left[ \frac{\pi}{h} \sum_{j=1}^m x_j^2 r_j \coth \frac{\pi(z_j - \bar{z}_j)}{2h} \right. \right. \\
\left. \left. - \frac{\pi}{2h} \sum_{j=1}^m x_j r_j \left[ \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq j}}^m x_k \left\{ \coth \frac{\pi(z_j - z_k)}{2h} \right. \right. \right. \right.
\end{aligned}$$

여기서  $r_j$ 는 날개의 뒷전에서부터  $z_j$ 까지의 거리이고,  $r_m$ 은  $z_1$ 에서부터  $z_m$ 까지의 거리이다.

### 2.3 특성계수

본 추진기구의 역학적 특성을 나타내는 각 계수 즉 추력계수  $C_T$ , 항력계수  $C_D$ 는 다음과 같이 계산한다. Fig. 2에서 날개의 축에 상응하는  $P$ 점에 작용하는  $x$ 방향의 성분 즉 일정류  $U$ 와 반대방향의 힘의 성분을 추력  $T$ ,  $y$ 방향의 성분 즉 날개의 이동속도  $V$ 와 반대방향의 힘의 성분을 항력  $D$ 로 하면 이들 힘은 각각 식 (4)의  $X$ ,  $-Y$ 에 대응한다. 그러나, 열리는 과정 및 닫히는 과정에서는 날개축 둘레의 모멘트  $M_p$ 에 의한 반력도 항력에 고려해 넣어야 한다. 즉 날개의 뒷전에서  $P$ 점까지의 거리를  $r_p$ 로 했을 때, 열리는 과정에서 날개에 반시계 방향의 모멘트가 작용하면 벽면에서의 반력  $Y_w = M_p \cos \alpha / r_p$ 로 되며, 닫히는 과정에서 시계방향으로 모멘트가 작용하면 반력  $Y_w = M_p \cos \alpha / (C - r_p)$ 로 되고 이것을 항력에 더한다. 따라서 계산은 2차원으로 행하고 있으므로 날개의 스패를 단위 길이로 하면 날개축에 작용하는 추력계수  $C_T$  및 항력계수  $C_D$ 는 다음과 같이 계산된다.

$$C_T = \frac{X}{\frac{1}{2} \rho V^2 C} \quad (10)$$

$$C_D = \frac{-Y + Y_w}{\frac{1}{2} \rho V^2 C} \quad (11)$$

### 2.4 계산 조건

계산의 기본조건으로서 날개현장  $C=1$ , 유체의 밀도  $\rho=1$ , 날개축의 이동속도  $V=1$ , 수로폭  $h=4C$  및 날개의 뒷전에서 날개축까지의 거리  $r_p=0.75C$ 로 고정시키고, 열림각  $\alpha$  및 날개축의 이동속도와 일정류와의 비  $V/U$ 를 적당히 변화시켜 추

력계수  $C_r$  및 항력계수  $C_D$ 를 계산했다. 그리고 날개를 나타내는 속박와의 수  $m=20$  및 날개의 뒷전에서부터 자유와의 도입점까지의 거리  $\Delta C=0.05C$ 로 했다. 여기서 박리점에서 자유와 도입에 대해서는 박리점 근방에 와의 도입위치를 가정해서 쿠터(Kutta)의 조건 또는 유동함수의 조건으로 와의 강도를 결정하는 방법과, 경계층 이론에 의해 와의 강도를 구하고 쿠터의 조건으로부터 도입위치를 결정하는 방법, 이 2종류가 이산와법에서 널리 이용되고 있다. 본 계산에서는 전자의 방법을 이용했는데, 도입점거리  $\Delta C$ 에 대해서는 본 계산법으로 다수의 유동장을 계산한 경험에 의하면 대표길이  $C$ 의  $0.02C \sim 0.08C$ 배로 했을 경우 계산결과에 큰 변화가 없었으며, 실험결과와도 잘 일치했다. 자유와는 가시화 실험결과를 바탕으로 뒷전 부근에서 매 타임스텝마다 1개씩 방출하였으며, 전보<sup>(10)</sup>에서와 마찬가지로 열리는 과정에서는 뒷전이 벽면에 접하고 있어 와 방출은 없고, 병진운동의 과정 및 닫히는 과정에서만 와 방출을 하였다. 또한 타임스텝  $\Delta t$ 는 병진운동의 과정에서는  $\Delta t=0.1$ , 열리는 과정 및 닫히는 과정에서는 각각  $\Delta t^*= \Delta t \times r_p C$  및  $\Delta t^*= \Delta t \times (1-r_p) C$ 로 했는데, 이렇게 하

면 각 타임스텝에서 앞전 혹은 뒷전의 이동거리가 전 과정에서 같게 된다. 상술한 바를 근거로 본 계산에서는 매 행정마다 39개의 자유와가 방출된다.

### 3. 실험장치 및 방법

#### 3.1 날개 구동장치

실험은 Fig. 2의 해석모델에서와 같은 날개동작을 하도록 날개 구동장치를 만들어 변형도로서 날개에 작용하는 추력 및 항력을 측정했다. 그러나 이전의 연구<sup>(8,9)</sup>에서는 날개 구동장치를 예인수조내에서 일정류와 같은 속도로 끌면서 측정했는데, 본 연구에서는 날개 구동장치를 전보<sup>(10)</sup>의 회류수조내에 고정시켜 일정류를 흘려보내면서 측정했다.

추력 및 항력측정을 위해 제작한 날개 구동장치의 개략도를 Fig. 4에 나타낸다. 장치의 기본골격은 전보<sup>(10)</sup>의 회류수조 크기에 맞추기 위해 길이 500 mm, 폭 650 mm, 높이 635 mm로 했으며, 그 재료는 알루미늄 앵글이다. 날개를 관통하는 날개축은 슬라이더에 고정되어 있고, 슬라이더 또한 체인의 일 점에 고정되어 있다. 구동용 모터(DC 30 W, 스프로케트 부착)의 동력은 체인, 구동축, 스

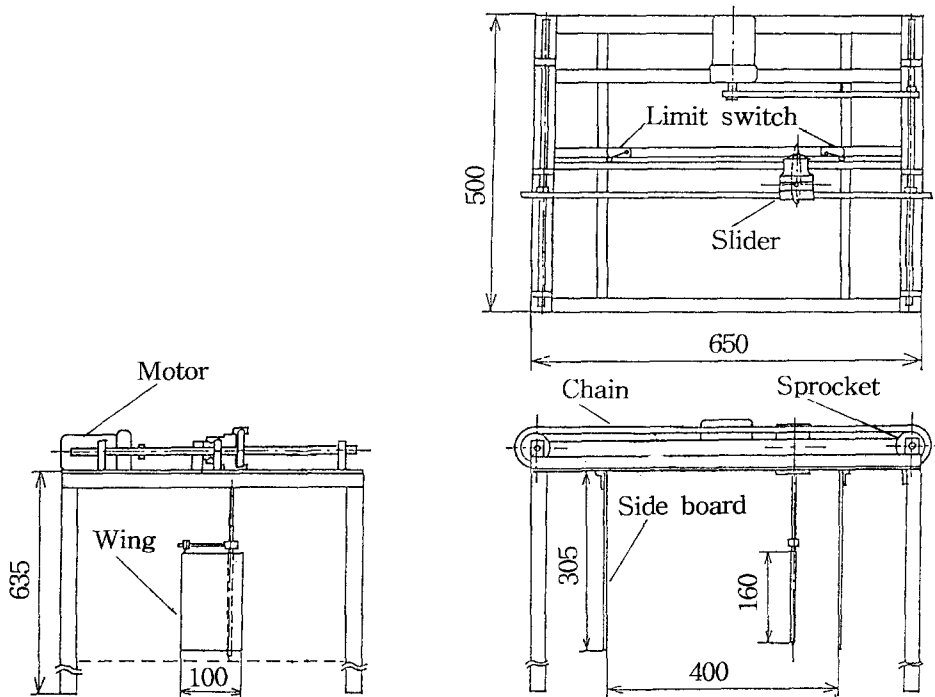


Fig. 4 Driving unit of the wing (unit: mm)



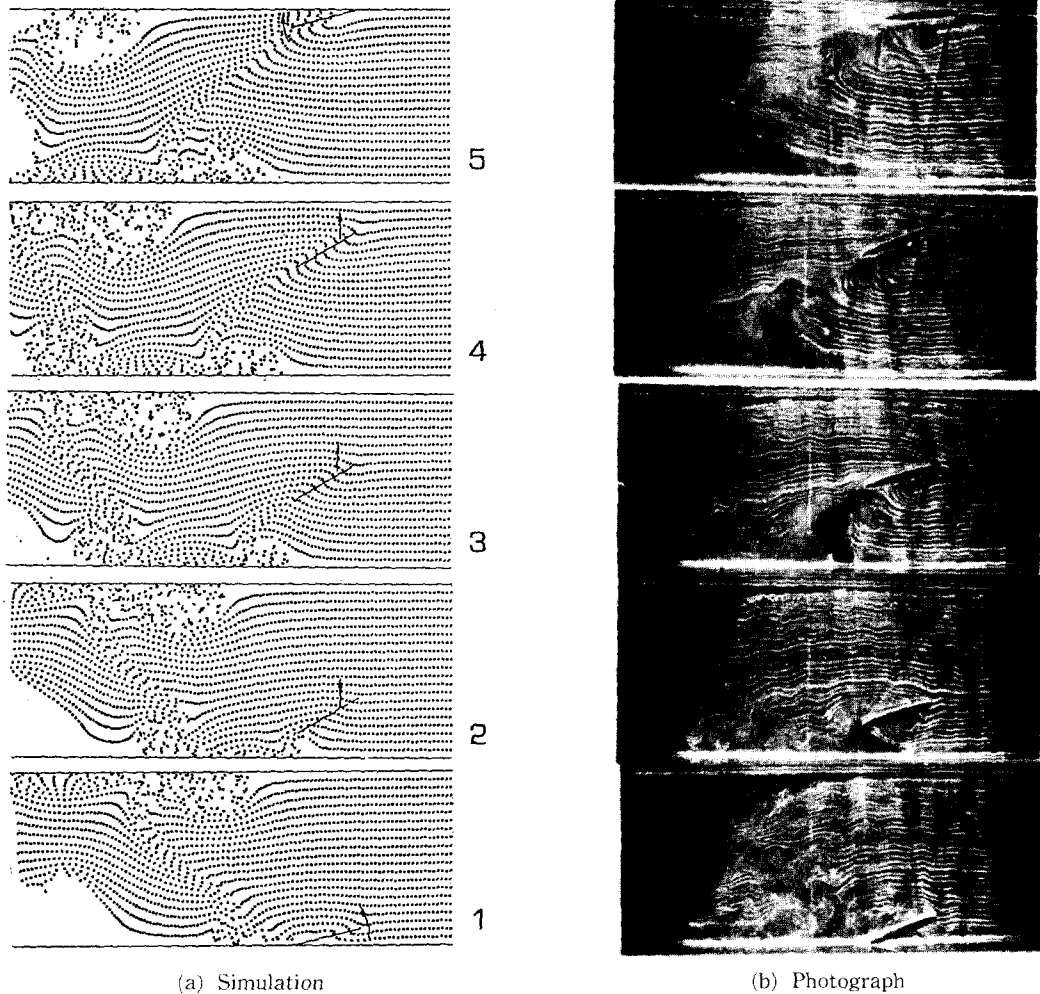


Fig. 6 Flow pattern for one stroke of the wing ( $C=1$ ,  $h=2.5C$ ,  $V/U=1.0$ ,  $r_p=0.75C$ ,  $\alpha=30^\circ$ )

이 과정의 초기에 심한 진동으로 그러한 경향을 파악할 수 없으나 진폭이 감소한 행정의 중반이후부터는 계산결과와 마찬가지로 시간에 따라 추력계수가 약간 증가하는 경향을 보이고 있다. 이러한 증가 경향은 주파수가 높은 영역을 FFT(Fast Fourier Transform)로 여과한 이전의 유사한 측정 결과<sup>(8,9)</sup>에서, 보다 잘 나타나 있다.

Fig. 8에 Fig. 7과 같은 조건에서 항력계수  $C_D$ 의 계산결과 및 측정결과의 시간변화를 나타낸다. 항력계수  $C_D$  역시 계산결과와 측정결과의 정성적인 경향은 Fig. 7의 추력계수  $C_T$ 에서와 마찬가지로 전체적으로 비슷함을 나타낸다. 그러나 닫히는 과정에서 계산 값이 급격하게 증가하고 있으나 측정 값은 그다지 증가하지 않고 있다. 양자의 차이는

계산에서는 날개를 두께가 없는 평판으로 근사되었고 날개주위의 흐름은 2차원인데 대해, 실험에서의 날개는 두께가 있는 익형의 형태를 취하고 있고 날개의 상측이 수면이므로 날개주위의 흐름이 완전한 2차원 흐름이 아닌 것에 기인하는 것으로 생각된다. 또한 Fig. 7의 계산 값과 Fig. 8의 계산 값을 비교해 보면 닫히는 과정에서 추력계수는 증가하지 않고 있으나, 항력계수는 급격히 증가하고 있다. 일반적으로 효율은 입력  $C_D V$ 에 대한 출력  $C_T U$ 의 비로서 정의되는데 이 경우 속도비  $V/U=1.0$ 이기 때문에 효율은 병진운동 과정에서보다 낮다. 즉 이것은 전보<sup>(10)</sup>에 있어 닫히는 과정에서 날개와 벽사이에서 발생하는 제트류가 효율의 증가에는 작용하지 않는 것을 의미한다.

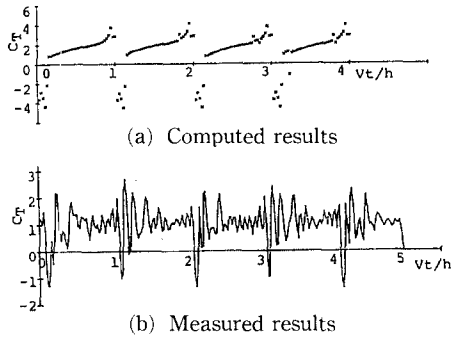


Fig. 7 Time variation for thrust coefficients  
( $C=1, h=4C, V/U=1.0, r_p=0.75C, \alpha=30^\circ$ )

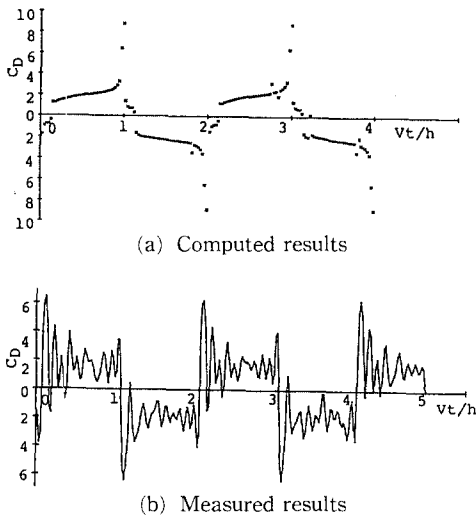


Fig. 8 Time variations for drag coefficients  
( $C=1, h=4C, V/U=1.0, r_p=0.75C, \alpha=30^\circ$ )

Fig. 9에  $\alpha=30^\circ$ 에서 속도비  $V/U$ 를 변화시켰을 때 4행장에 걸친 추력계수  $C_T$ , 항력계수  $C_D$ 의 계산결과를 나타낸다. 날개의 1행정중 추력계수의 변화는 속도비가 변해도 같은 경향을 보이고 있으나, 항력계수는 속도비가 작은 쪽이 날개가 벽면에 가까이 다가 갈수록 크게 증가하고 있다. 이것은 항력계수는 속도비가 작을수록 벽면의 영향을 크게 받고 있음을 나타내고 있다. 또한 병진운동 과정을 중심으로 해서 보면 양력계수 및 항력계수의 평균 값은 속도비가 클수록 그 값이 크다.

Fig. 10에 속도비  $V/U=1.0$ 에 있어  $\alpha=15^\circ, 30^\circ$ 에서의 추력계수  $C_T$  및 항력계수  $C_D$ 의 계산결과를 나타낸다. 추력 및 항력계수 모두 전체적으로  $\alpha=15^\circ$ 인 경우가  $30^\circ$ 인 경우보다 그 값이 크다. 또한 병진운동의 과정에 있어서, 날개가 벽면에 가까

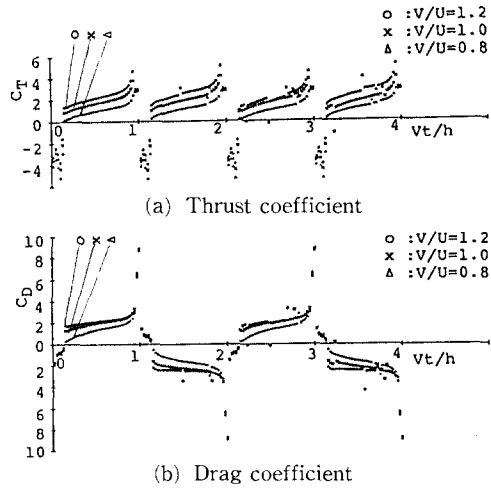


Fig. 9 Thrust and drag coefficients for the velocity ratio ( $\alpha=30^\circ$ )

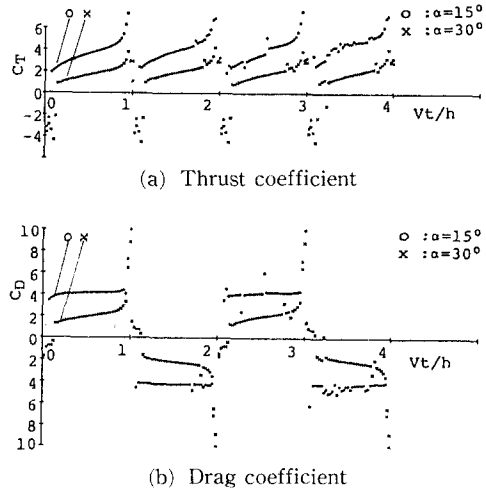


Fig. 10 Thrust and drag coefficients for the opening angle ( $V/U=1.0$ )

이 다가 갈수록 추력계수는 두 경우 모두 증가하는데 대해, 항력계수는  $30^\circ$ 의 경우는 증가하고 있고,  $15^\circ$ 의 경우는 평평하게 나타나 있다. 이것은 항력계수의 경우 열림각이 클수록 벽면의 영향을 크게 받고 있음을 의미한다.

### 5. 결 론

Weis-Fogh형 선박추진기구의 추력 및 항력계수의 시간변화를 이산외법으로 계산해서 검토했다. 날개에 작용하는 힘 및 모멘트의 비정상 성분은 날



개면을 나타내는 속박와의 시간변화를 고려한, 날개의 윗면과 아랫면의 편각 차로서 계산했다. 계산 결과는 실험결과와 정성적으로 잘 일치했으며 본 추진기구의 역학적 특성을 다음과 같이 명확하게 했다.

(1) 속도비가 클수록 추력계수 및 항력계수는 그 값이 크다.

(2) 달히는 과정에서 발생하는 제트류는 효율의 증가에는 작용하지 않는다

(3) 열림각  $\alpha=15^\circ$ 인 경우가 같은 조건에서  $30^\circ$ 의 경우보다 추력계수, 항력계수 모두 크다.

(4) 병진운동 과정에서 항력계수는 속도비가 작을수록, 열림각이 클수록 벽면의 영향을 크게 받는다.

그리고 본 연구에서 이산와법은 물체가 주기적으로 움직이고 있고, 흐름 또한 비정상 박리흐름인 이러한 복잡한 유동장 계산에 매우 유효함을 보였다.

### 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, Part1, pp. 1~17.
- (3) Maxworthy, T., 1979, "Experiments on the Weis-Fogh Mechanism of Lift Generation by Insects in Hovering Flight. Part 1. Dynamics of the 'Fling'," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 93, pp. 47~63.
- (4) Edwards, R. H. and Cheng, H. K., 1982, "The Separation Vortex in the Weis-Fogh Circulation-Generation Mechanism," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 120, pp. 463~473.
- (5) Spedding, G. R. and Maxworthy, T., 1986, "The Generation of Circulation and Lift in a Rigid Two-Dimensional Fling," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 165, pp. 247~272.
- (6) Ro, K. D. and Tsutahara, M., 1997, "Numerical Analysis of Unsteady Flow in the Weis-Fogh Mechanism by the 3D Discrete Vortex Method with GRAPE3A," *Transactions of the ASME, Journal of Fluids Engineering*, Vol. 119 pp. 96~102.
- (7) Furber, S. B. and Ffowcs Williams, J. E., 1979, "Is the Weis-Fogh Principle Exploitable in Turbomachinery?," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 94, Part 3, pp. 519~540.
- (8) Tsutahara, M. and Kimura, T., 1987, "An Application of the Weis-Fogh Mechanism to Ship Propulsion," *Transactions of the ASME, Journal of Fluids Engineering*, Vol. 109, pp. 107~113.
- (9) 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.
- (10) 노기덕, 1993, "Weis-Fogh형 선박추진기구의 개발(유동장의 가시화 및 수치해석)," 대한기계학회 논문집, 제17권, 제2호, pp. 426~437.
- (11) Tsutahara, M. and Kimura, T., 1987, "A Pilot Pump using the Weis-Fogh Mechanism and its Characteristics," *Transactions of the JSME*, Vol. 54, No. 498, pp. 393~397.
- (12) Tsutahara, M. and Kimura, T., 1994, "Study of a Fan Using the Weis-Fogh Mechanism (An Experimental Fan and Its Characteristics)," *Transactions of the JSME*, Vol. 60, No. 571, pp. 910~915.
- (13) Tsutahara, M., Kimura, T. and Ro, K. D., 1989, "Unsteady Pressure and Force in the Discrete Vortex Methods," *Transactions of the Japan Soc. Aero. Space Sci.* Vol. 32, No. 97, pp. 129~142.