

〈論 文〉

Weis-Fogh형 선박 추진기구의 개발

유동장의 가시화 및 수치해석

노 기 덕*

(1992년 6월 29일 접수)

Development of Weis-Fogh Type Ship's Propulsion Mechanism Visualization and Numerical Analysis of Flowfield

Ki-Deok Ro

Key Words : Hydraulic Machine(유체기계), Unsteady Flow(비정상류), Ship Propulsion(선박 추진), Visualization(가시화), Discrete Vortex Method(이산와법)

Abstract

The flowfield of Weis-Fogh type ship's Propulsion is visualized by numerical simulations using the discrete vortex method and by the hydrogen bubble technique. The simulations are performed by assuming that the separations occur at the trailing edge of the wing. The streak lines and time lines are calculated by introducing the tracers at adequate intervals. They agree well with experimental results. The flowfield is unsteady and complex, but the properties of the flow are clarified by numerical and experimental visualization.

기 호 설 명

C : 날개의 현장	z : $X + iY$
ΔC : 날개와 방출와의 거리	α : 열림각
$F(z)$: 복소 포텐셜	v : 속도성분
h : 수로의 폭	ω : 각속도
i : $\sqrt{-1}$	x : 와의 강도
l_m : 허수부	Ψ : 유동함수
m : 속박와의 수	j : 속박와
n : 방출와의 수	ℓ : 방출와 혹은 전연
P : 날개의 속도기준점	t : 후연
Re : 실수부 혹은 레이놀즈수	\sim : 방출와
r : 후연에서 날개면에 접한 거리	$-$: 공역복소수
t : 시간간격	
U : 일정류	
V : 날개의 이동속도	
W : 복소속도	

1. 서 론

Encarsia formosa라고 불리우는 작은 곤충의 정지비행으로부터 발견한 소위 Weis-Fogh 메카니즘^(1,2)은 효율이 좋고, 양력발생 메카니즘이 독특하

*정회원, 통영수산전문대학 기관과

여 최근 많은 유체역학자들의 관심을 모으고 있다.⁽³⁻⁶⁾

저자 등⁽⁷⁾은 Weis-Fogh 메카니즘을 이용하여 새로운 선박 추진기를 개발할 목적으로, 이 메카니즘의 2차원 모델을 수로내에 설치한 추진모델을 제안, 역학적 특성실험 및 모형선 주행실험을 행하여 이 추진기구가 새로운 선박 추진기로서 매우 유효하게 동작됨을 증명했다. 특히 역학적 특성실험에서 나타난 최고 추진효율은 80%나 되며, 이것은 종래의 스크류 추진기의 추진효율(약 70%) 보다 높아 실용화할 경우 그 경제성이 크게 기대된다. 그러나 이 Weis-Fogh형 추진기구는 날개동작의 한 사이클 중 추력변동이 크다는 결점이 있다. 이 결점을 보완하고, 성능을 향상시키기 위해 저자 등은 이 추진모델을 2단직열로 확장하여, 특이점법에 의한 해석⁽⁸⁾ 및 수조에서의 특성실험⁽⁹⁾을 통하여 그 역학적 특성을 조사했고, 2단직열형이 앞, 뒤 날개의 간섭에 의해 단단형과 다른 특성을 갖는 것을 파악했으나 추력변동이 발생하는 이유 및 그 해결책은 제시하지 못했다. 그래서 여기서는 수조기포법에 의한 가시화실험과 이산와법(discrete vortex method)에 의한 수치 시뮬레이션을 병행하여 이 추진기구가 효율 좋게 동작하는 이유 및 추력변동이 심한 이유를 가시적으로 명확하게 파악하고자 한다. 이러한 유동장의 가시화는 실용화 단계에 있어 추진기구의 설계 및 효율을 향상 시키기 위한 기초 자료로도 중요하다.

2. 추진기구의 모델

먼저 Weis-Fogh형 선박 추진기구의 모델을 Fig. 1에 나타낸다. 이것은 저자 등⁽⁷⁾이 이전에 제안한 추진모델과 같은 메카니즘을 갖고 있으나 본 연구 내용의 이해를 도우기 위해 간단히 설명한다. 그림은 모델을 수직 상부에서 본 그림으로 한 개의 평판날개가 수로내에서 정해진 동작을 함에 따라 그림의 오른쪽 방향 즉 배의 진행방향으로 추력이 발생한다. 날개는 날개축에 해당하는 P점이 일정류 U와 수직방향으로 왕복운동을 함에 의해 먼저 아래 벽으로부터 P점을 중심으로 회전해서 열리고, 열림각 α 를 유지하면서 병진운동하여, 위 벽에서 회전해서 닫힌다. 그리고 다시 위 벽에서 회전해서 열리고, 병진운동하여, 아래 벽에서 회전해서 닫히는 동작을 반복한다. 여기서 날개동작의 각 과정을

열리는 과정, 병진운동의 과정, 닫히는 과정이라 한다. 원래 Weis-Fogh 메카니즘은 한쌍의 평판날개가 후연을 중심으로 일정한 각도로 열려 그 각도를 유지하면서 각 날개는 서로 반대방향으로 수평 이동한다. 일반적으로 날개가 정지상태에서 운동하기 시작할 경우 날개 주위에 충분한 순환을 얻기 위해서는 어느 정도의 거리를 이동할 필요가 있다(Wagner effect). 그러나 이 Weis-Fogh 메카니즘의 경우 날개가 후연을 중심으로 열리는 순간 두 개의 날개에는 서로 반대방향의 순환이 형성되어 그것에 의해 날개의 짧은 행정에서도 충분한 양력이 얻어진다. 그리고 Fig. 1에서와 같이 수로벽을 설치하여 한 개의 날개에 정해진 동작을 시키면 경상의 원리에 의해 Weis-Fogh 메카니즘에서와 같은 효과를 얻을 수 있다.

3. 실험장치 및 방법

3.1 회류수조

먼저 일정류를 얻기 위해 제작한 회류수조의 개략도를 Fig. 2에 나타낸다. 이 수조는 수로의 상류측과 하류측에 저수탱크를 갖으며 펌프를 이용해서 하류측의 탱크에서 상류측의 탱크로 물을 회류시

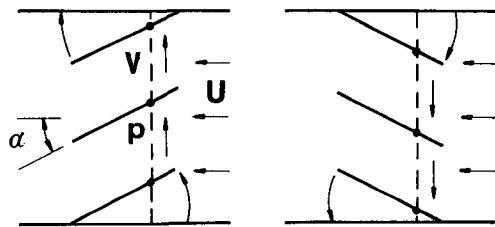


Fig. 1 A model of propulsion mechanism

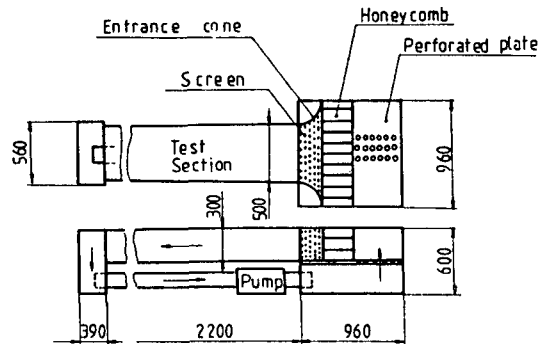


Fig. 2 A circulating water tank (unit:mm)

켜, 수로내에 일정류를 흐르게 한 것이다. 수로의 길이는 2200 mm, 폭은 500 mm, 깊이는 300 mm이다. 또한 수로내에 일정류를 얻기 위해 상류측 저수탱크내에 다공판을 설치했고, 수로의 입구에는 정류격자 및 50 mm 간격으로 6장의 모기망을 설치했다. 그리고 물을 전기분해시켜 수소기포를 발생시킬 때 전류가 통하지 않도록 저수탱크는 내수합판으로 제작했으며, 또한 사진촬영시 조명광이 잘 투과하도록 수로는 투명한 아크릴판으로 제작했다. 일정류 U 의 속도는 펌프구동용 모터(AC 3.7 KW)의 회전수를 인버터로 제어해서 변속했다.

3.2 날개의 구동장치

날개구동장치의 개략도를 Fig. 3에 나타낸다. 장치는 앞서 설명한 추진기구의 모델과 같은 날개동작을 함과 동시에 가시화실험이 쉽도록 다음과 같이 제작했다. 날개는 그 현장이 80 mm, 스팬이 100 mm이며, 두께가 10 mm인 투명한 아크릴판을 잘라서 만들었다. 수로는 그 폭이 200 mm, 길이는 600 mm, 높이가 250 mm이다. 또한 수로의 양 옆판은 가시화할 때 빛이 잘 투과하도록 투명 아크릴판으로 제작했으며, 밑판과 같이 빛의 투과가 필요 없는 부분은 흑색의 도료를 칠했고, 구동장치의 일부는 이 밑판 아래에 설치했다. 한편 날개의 구동방법에 있어서는 그림에 나타낸 바와 같이, 먼저 모터의 동력은 벨트, 폴리, 웜기어 및 스프로케를 경유해서 체인을 돌린다. 그리고 날개축이 부착되어 있는 슬라이드의 왕복운동은 이 체인의 상부에 고정되어 있는 편에 의해 행하여 진다. 또한 날개

는 날개축에 끼워져 있어 슬라이드가 왕복운동하면 날개의 날개축 둘레로 모멘트가 작용하여 날개가 열리게 되지만, 일정한 열림각을 유지하도록 슬라이드 상부에 각도조절판을 부착했다. 또한 날개의 이동속도 V 는 직류모터의 전압을 제어해서 행하였다.

3.3 실험방법

가시화실험은 앞서 설명한 바와 같이 일정류가 얻어지는 회류수조와 추진기구의 모델과 같은 날개동작을 하는 날개구동장치를 별도로 제작하여, 회류수조내에 날개구동장치를 넣어 수소기포법으로 행하였다. 수소를 발생시키는 전극으로서 0.4 mm의 에나멜 동선을 사용했고, 각 동선을 평행하게 7 mm간격으로 28본 설치하여 사다리형으로 만들었다. 그리고 이 전극을 날개의 전연으로부터 200 mm 떨어진 수조의 상류측에 설치하여 연속적으로 기포를 발생시켰다. 한편 가시화 사진은, 회류수조 외측에서 날개의 이동방향으로 슬라이드 프로젝트(150 W×3대)에 의한 스트리트상의 조명광을 비추어, 수로 중앙의 수직 상부에서 촬영했고, 촬영시기는 초기 교란의 영향을 피하기 위해 날개동작의 3행정에서부터 시작했다.

4. 계산방법

4.1 해석모델

수치 시뮬레이션은 이산와법(discrete vortex method)을 이용했다. 소위 이산와법은 경계층과 같이 와도(vorticity)가 집중한 영역을 다수의 와사(vortex filament) 집합체로 보고, 각 와사의 운동을 추적해서 유동장을 해석하는 방법이다. 이 방법은 차분법 및 유한요소법 등 다른 계산법에 비해 계산의 절차가 비교적 간단하다는 것, 고 레이놀즈 수 유동장의 계산에 유효하다는 것 등의 이유로 여러 형태의 물체주위 흐름의 계산에 최근 자주 이용되어 정량적으로도 충분한 정도를 얻을 수 있게 되었다.^(10,11) 먼저 Fig. 4에 해석모델을 나타낸다. 그림에서 나타낸 것처럼 직교좌표의 원점을 수로의 아래 벽상에 두고, x 축은 흐름의 반대방향으로, y 축은 흐름의 수직방향으로 잡았다. 그리고 날개는 두께가 없는 평판날개로 간주하여, m 개의 속박와(그림 중의 o 표시)를 같은 간격으로 배치시켜 나타냈다. 그리고 제2절에서 설명한 추진기구의 모델

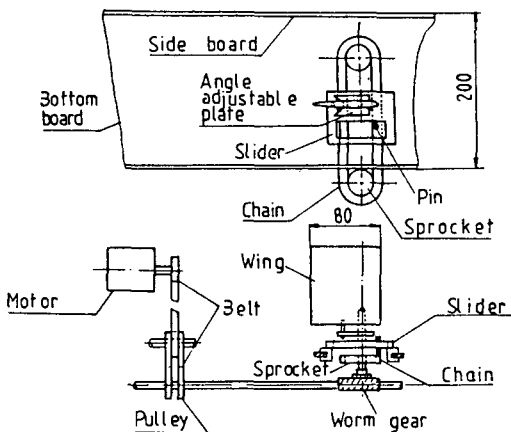


Fig. 3 The driving system of a wing (unit : mm)

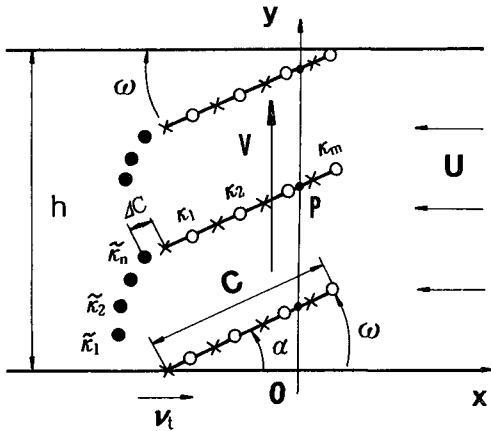


Fig. 4 An analytical model

에서와 같은 날개동작을 하도록 타임스텝마다 날개를 이동시켜 가며 유동장을 수치 계산했다. 즉 일 정류를 U , 날개에 대응 하는 속박와의 강도를 k_j 및 방출와(그림중의 \bullet 표시)의 강도를 \tilde{k}_e 로 하고, 수로를 나타내기 위해 무한개의 경상을 취하면 모델의 유동장 전체를 나타내는 복소포텐셜 $F(z)$ 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 F(z) = & i \sum_{j=1}^m k_j \left[\log \left(\sinh \frac{\pi(z-z_j)}{2h} \right) \right. \\
 & \left. - \log \left(\sinh \frac{\pi(z-\bar{z}_j)}{2h} \right) \right] \\
 & + i \sum_{e=1}^n \tilde{k}_e \left[\log \left(\sinh \frac{\pi(z-\tilde{z}_e)}{2h} \right) \right. \\
 & \left. - \log \left(\sinh \frac{\pi(z-\bar{\tilde{z}}_e)}{2h} \right) \right] - U z \quad (1)
 \end{aligned}$$

여기서 z_j 는 속박와, \tilde{z}_e 은 방출와의 가치를 나타낸다.

4.2 와의 강도의 결정

방출와는 날개의 후연으로 부터 ΔC (여기서는 $\Delta C = 0.05 C$ 로 했다) 떨어진 곳으로부터 타임스텝 Δt 마다 방출하여 그 강도를 유지하면서 유동하는 것으로 하고, 와의 강도를 결정하는 경계조건은 이 방출와를 고려해서 다음과 같이 3단계로 나누어 결정하였다

먼저 열리는 과정에서는 후연이 벽면에 접하고 있으므로 후연으로부터 와의 방출은 없다. 그래서 미지수는 m 개(여기서는 $m=20$ 으로 했다)의 속박와의 강도이다. 이것을 결정하는 조건으로서는 인접하는 속박와의 중점(그림에서 \times 표시)을 검사점

으로 잡아 그 점에서 유동함수의 조건 $\Psi = I_m\{F(z)\}$ 가

$$\Psi = \int_0^r \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} \, dr + \Psi_i \quad (2)$$

로 하는 조건을 이용했다. 여기서 I_m 은 허수부, $\mathbf{u} \cdot \mathbf{n}$ 은 익면에 수직인 속도성분, r 은 날개의 후연에서 부터 날개면에 접한 거리, Ψ_i 는 후연에서의 유동함수를 나타낸다. 그러나 날개가 아래 벽면으로부터 열리는 경우는 $\Psi_i = 0$, 위 벽면으로부터 열리는 경우는 $\Psi_i = -Uh$ 로 되어 (2)식으로부터 자연스럽게 성립되므로 후연에서는 유동함수의 조건은 성립하지 않는다. 그래서 후연에서는 속도의 조건

$$Re \left\{ \frac{dF}{dz} \right\}_{z=z_i} = v_t \quad (3)$$

을 이용했다. 여기서 Re 는 실수부를 나타내며, v_t 는 날개의 후연 z_i 가 이 벽면에 따라 x 방향으로 움직이는 속도로 $v_t = V \tan \alpha$ 로부터 구해진다. 다음은 병진운동의 과정으로, 각 타임스텝마다 결정해야 할 미지수는 m 개의 속박와의 강도 및 새로운 방출와의 강도이며, 경계조건으로 m 개의 검사점에서 유동함수의 조건 (2)식과 후연에서의 Kutta의 조건

$$-I_m \left\{ \left(\frac{dF}{dz} \right) \cdot e^{i\alpha} \right\}_{z=z_i} = V \cos \alpha \quad (4)$$

을 적용했다. 그러나 이 경우는 열리는 과정 및 닫히는 과정과 달리 날개면상의 유동함수 절대치는 정해지지 않는다. 그래서 Ψ_i 도 미지수로 되고, 다른 하나인 조건은 Kelvin의 정리

$$\sum_{j=1}^m k_j + \sum_{e=1}^n \tilde{k}_e = \frac{\Gamma_0}{2\pi} \quad (5)$$

을 이용했다. 여기서 Γ_0 는 날개의 후연이 벽면으로 부터 떠나기 직전상태의 전 방출와와 속박와를 합한 순환이다. 한편 닫히는 과정에서는 전연은 벽면에 접하고 있으므로 그 곳에서 속박와의 강도는 0으로 된다. 그래서 미지수는 $m-1$ 개의 속박와와 새로운 방출와의 강도이며, 이것은 m 개의 검사점에서 유동함수의 조건

$$\Psi = \int_0^r \omega \cdot \mathbf{m} \, dR + \Psi_e \quad (6)$$

로부터 구했다. 여기서 Ψ_e 은 전연에서의 유동함수이다.

4.3 시뮬레이션

날개의 후연으로부터 발생하는 ℓ 번째의 방출와 \tilde{z}_e 의 이동은 다음의 Euler 식을 이용했다.

$$\tilde{z}_e(t+\Delta t) = \tilde{z}_e(t) + \bar{W}\Delta t$$

$$W = \frac{d}{dz} \left[F(z) - i\tilde{k}_e \log \left\{ \sinh \frac{\pi(z - \tilde{z}_e)}{2h} \right\} \right] \quad (7)$$

또한 유맥선은 유동장 상류측의 어느 한 점을 트레이서(tracer)원으로 하고, 그 곳에 Δt (여기서는 $\Delta t=0.06=0.06$ 으로 했다)마다 계속해서 트레이서(tracer)를 넣어 계산했다. 그리고 그 점을 통과해가는 트레이서(tracer)의 이동은 (7)식을 이용하지만 이때 부속속도 dF/dz 는 속박와를 포함한 와전체로부터 계산했다. 한편 타임라인은 트레이서(tracer)원을 흐름에 수직한 한 개의 직선상으로 배열시켜, 일정한 시간간격(여기서는 $7\Delta t$ 로 했다)으로 일제히 방출시켜 행하였고, 그 이동방법은 유맥선에서와 같다. 본 계산에서 타임스텝 Δt 는 병진운동의 과정에서 $\Delta t=0.06$, 열리는 과정에서 $\Delta t=0.06r_p C$, 닫히는 과정에서 $\Delta t=0.06(1-r_p)C$ 로 계산했다. 단, 여기서 C 는 날개의 현장, r_p 는 날개 후연에서 부터 날개축까지의 거리를 나타내며 각각 $C=1$, $r_p=0.75$ 로 했다. 이렇게 하면 전연 혹은 후연의 각 타임스텝에서의 이동거리가 전 과정에서 거의 같게 된다. 데이터(data)는 초기 교란을 피하기 위해 날개동작의 3행정부터 택하였으며, 4행정 동안의 계산시간은 퍼서널 컴퓨터(PC9801)로 유맥선의 경우 340시간, 타임라인의 경우 50시간 걸렸다.

5. 결과 및 고찰

먼저 실험 및 계산조건은 가시화 사진과 시뮬레이션 결과와의 비교가 쉽도록 상사법칙을 적용하여 서로 일치시켰다. 즉 기하학적 상사로서 날개현장 C 를 대표길로 해서 두 경우 모두 수로폭 $h=2.5C$, 날개의 후연으로부터 날개축까지의 거리 $r_p=0.75C$ 로 했으며, 운동학적 상사로서 일정류 U 와 날개의 이동속도 V 와의 속도비 V/U 를 같게 했다. 한편, 변수로서는 날개의 열림각 α 및 속도비 V/U 로 잡았으나 최고효율이 존재하는 속도비⁽⁷⁾ $V/U=0.5\sim 1.2$ 에서는 그 결과가 비슷한 양상을 보이고 있으므로, 여기서는 $\alpha=30^\circ$, $V/U=1.0$ 을 기준으로 해서 고찰하고자 한다.

Fig. 5에 각 과정에 있어 정지상태에 있는 날개 주위의 흐름패턴을 나타낸다. 그림중의 (a)가 닫히는 과정, (b)가 열리는 과정, (c)가 병진운동의 과정이다. 어느 과정에 있어서도 날개주위의 흐름은 벽면에 접해 있지 않은 연으로부터 박리하고 있다.

Fig. 6에 열리는 과정에서의 흐름패턴을 나타낸다. 그림중의 (a)가 실험결과의 가시화 사진이며, (b), (c)가 각각 같은 조건에서 계산한 유맥선 및 타임라인이다. 유맥선은 가시화 사진과 잘 일치하고 있고, 날개주위의 그것을 보면 상류측으로부터 압력면까지는 거의 직선상이며, 날개의 배면으로부터 후연까지는 원호형으로 되어 있다. 그리고 타임라인을 보면, 날개와 아랫 벽사이에서의 그것이 하류측으로 굽어져 있고, 이것은 이 과정에서 날개와 벽사이에 유체가 흡입되고 있음을 명확하게 나타내고 있다.

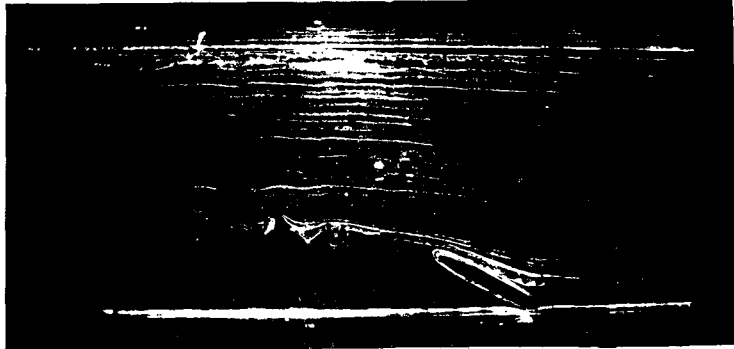
Fig. 7에 병진운동 과정에서의 흐름패턴을 나타낸다. 이 과정에서도 유맥선은 가시화 사진과 잘 일치하고 있다. 그리고 Fig. 5의 (c)와 비교해 보면, 날개가 정지해 있을 때는 전, 후연에서 박리가 일어나 배면 전체가 이 박리 영역내에 들어 있지만 같은 조건에서 날개가 흐름의 수직방향으로 움직일 경우, 그림에서처럼 배면에서의 박리현상은 보이지 않고, 압력면 전연 부근에서 약간의 박리현상이 보이나 곧 재부착하고 있다. 이것이 이 추진기구가 효율 좋게 동작하는 하나의 이유이다. 이러한 박리현상은 날개의 형상, 일정류와 날개의 이동속도에 기인하며 계산결과에서 이런 현상이 보이지 않는 것은 전연에서 와방출을 고려하지 않았기 때문이다. 그러나 최고효율 부근의 속도비에서는 이러한 전연에서의 박리포는 아주 작고, 본 계산에서와 같이 근사적이고 전체적인 유동장의 계산에서는 전연에서 와 방출을 하지 않는 편이 와 방출을 행하는 것 보다 현실에 가까운 흐름을 얻을 수 있다. 또한 날개를 지나는 타임라인을 압력면에서 부터 보면 그것이 상류측에서 하류측으로 경사져 있어, 이것은 이때 날개주위에는 시계방향의 순환이 형성되고 있음을 명확하게 나타내고 있다. 그리고 이 순환을 날개의 진행방향과 관련해서 고찰하면 일정류와 반대방향의 추력이 발생됨을 알 수 있고, 이렇나 유추는 역학적 특성실험의 결과⁽⁷⁾와 잘 일치 한다.

Fig. 8에 닫히는 과정에서의 흐름패턴을 나타낸다. 유맥선은 가시화 사진과 잘 일치하고 있고, 날

개와 벽사이에 젯트류가 발생하고 있다. 또한 날개의 후연에서부터 경사지게 아랫 벽면까지 흐름의 불연속선이 보이는데 이것은 날개의 이동과 동반하여 날개의 후연에서 발생한 방출와의 영향이다. 이때 타임라인을 보면 날개와 벽사이에 타임라인이 보이지 않고 이것이 날개의 후연 뒤편에 모여 있다. 이것은 이 과정에서 생기는 젯트를 더욱 명확

하게 나타내고 있다.

Fig. 9에 날개동작 2행정의 비정상 흐름패턴을 나타낸다. 그림의 밑부분에서부터 ①이 열리는 과정, ②에서 ④까지의 병진운동의 과정, ⑤가 닫히는 과정이다. 그리고 위 벽에서부터 ⑥이 열리는 과정, ⑦에서 ⑨까지가 병진운동의 과정, ⑩이 닫히는 과정이다. 또한 그림중의 왼쪽의 반은



(a) Closing stage



(b) Opening stage

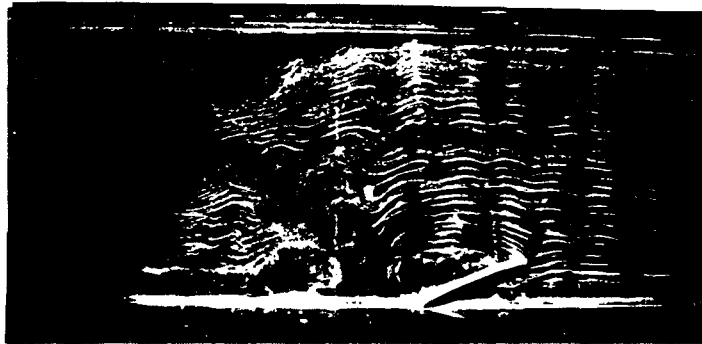


(c) Translating stage

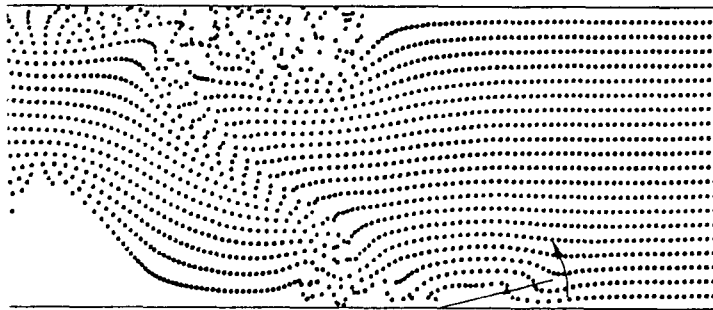
Fig. 5 A flow pattern past stationary wing($Re=5900$)

유맥선이며, 오른쪽 반은 같은 타임스텝에서의 타임라인이다. 이 흐름을 거시적으로 보면 상행정 ① → ⑤와 하행정 ⑥ → ⑩의 흐름패턴은 서로 접대칭이며, 각각의 행정에 있어 유동장의 재현성을 잘 나타내고 있다. 또한 각 행정에 있어 후류측의 흐름을 보면 양 옆벽 부근에는 서로 교대적으로 크다란 흐름의 교란 혹은 재순환이 형성되어 있고 이것이 일정류와 함께 하류측으로 이동하고 있다. 이것은 날개의 후연으로 부터 나오는 방출와가 벽면에

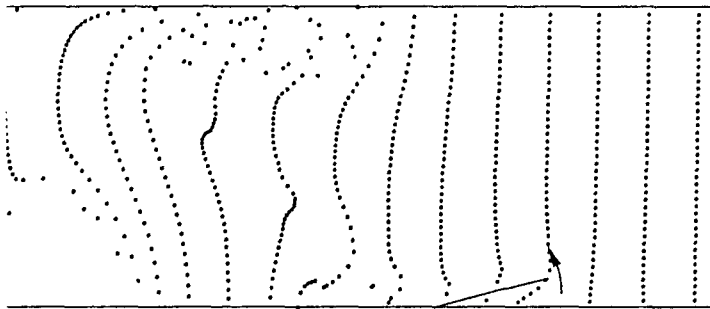
접근 할수록 경상의 원리에 의해 벽면의 영향을 강하게 받아 칼만와와 같은 와의 덩어리를 형성하기 때문으로 사료된다. 또한 열리는 과정 ①에서의 타임라인, 예컨대 상류측에서 부터 9번째와 10번째의 타임라인의 각 점이 밀집해 있는 부분(수로의 중앙부분)을 주목하면서 그림의 ①에서 ④까지를 관찰해 보면, 그 부분은 시간의 경과와 함께 시계 방향으로 감아 올라 가면서 하류측으로 흘러가고 있다. 이것은 병진운동의 과정에서 날개의 후연으



(a) Photograph



(b) Streak lines



(c) Time lines

Fig. 6 A flow pattern for opening stage

로 부터 나오는 방출와의 영향으로, 각 행정에 있어 그 감아 올라가는 방향이 반대로 되어 있는 것은 각 행정에 있어 방출와의 방향이 서로 반대인 것을 의미하고 있다.

6. 결 론

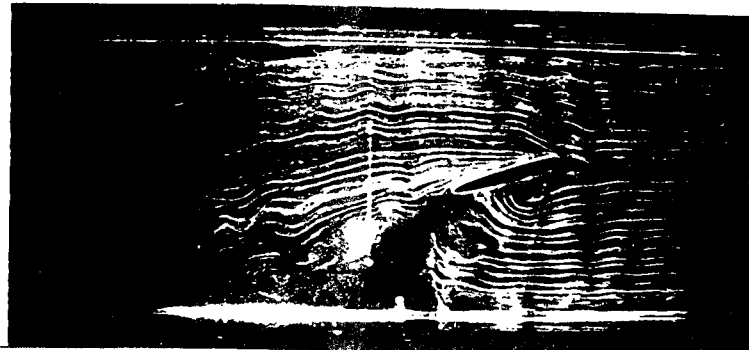
Weis-Fogh형 선박 추진기구가 동작할 때, 최고 효율 부근의 속도비에서 날개주위에 일어나는 비정

상 유동특성을, 수소기포법에 의한 가시화 실험 및 이산와법(discrete vortex method)에 의한 수치 시뮬레이션을 행하여 다음과 같이 명확하게 했다.

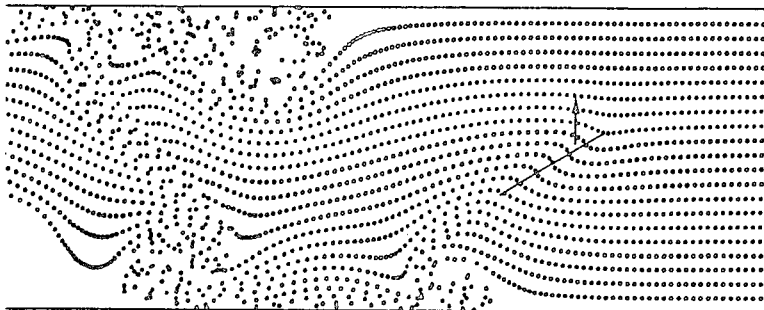
(1) 열리는 과정에서는 날개와 벽사이에 유체가 흡입된다.

(2) 병진운동의 과정에서는 날개배면의 박리는 일어나지 않는다.

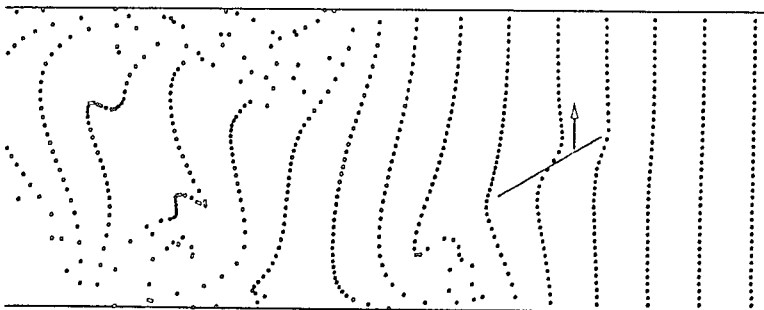
(3) 닫히는 과정에서는 날개와 벽사이의 유체가 고속으로 하류에 토출한다.



(a) Photograph



(b) Streak lines



(c) Time lines

Fig. 7 A flow pattern for translating stage

(4) 날개주위의 순환방향은 날개를 지나는 타임라인의 형태로부터 유추 가능하고, 그 순환방향으로부터 추력발생 방향을 알 수 있다.

(5) 후류측 양벽 가까이에는 교대적으로 크다란 흐름의 교란 혹은 재순환이 생성한다.

그리고, 본 논문에서 제시한 유동장의 시물레이션 방법은 비정상적으로 움직이는 다른 임의의 물체에도 적용할 수 있어, 여러가지 형태의 비정상 유동장을 해석하는 중요한 수법이 되리라고 사료된

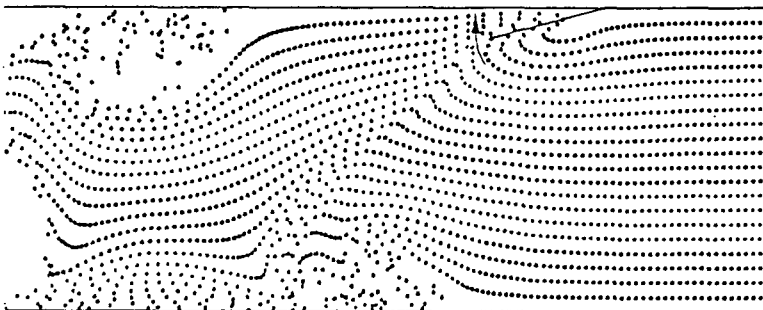
다. 또한 본 추진기구에 대하여 장차 추력의 크기 등 정량적인 계산도 필요하다고 생각된다.

후 기

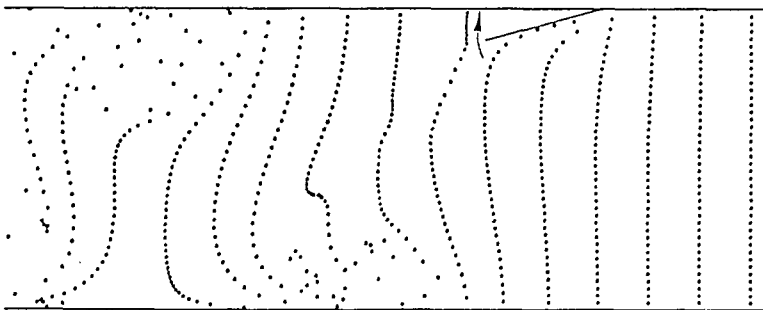
이 논문은 1991년도 교육부지원 한국학술진흥재단의 자유공모(지방대학육성)과제 학술연구조성비에 의하여 연구되었음.



(a) Photograph



(b) Streak lines



(c) Time lines

Fig. 8 A flow pattern for closing stage

참고문헌

- (1) Weis-Fogh, T., 1973, "Quick Estimates of Flight Fitness in Hovering Animals, Including Novel Mechanism for Life 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. Part1. 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*

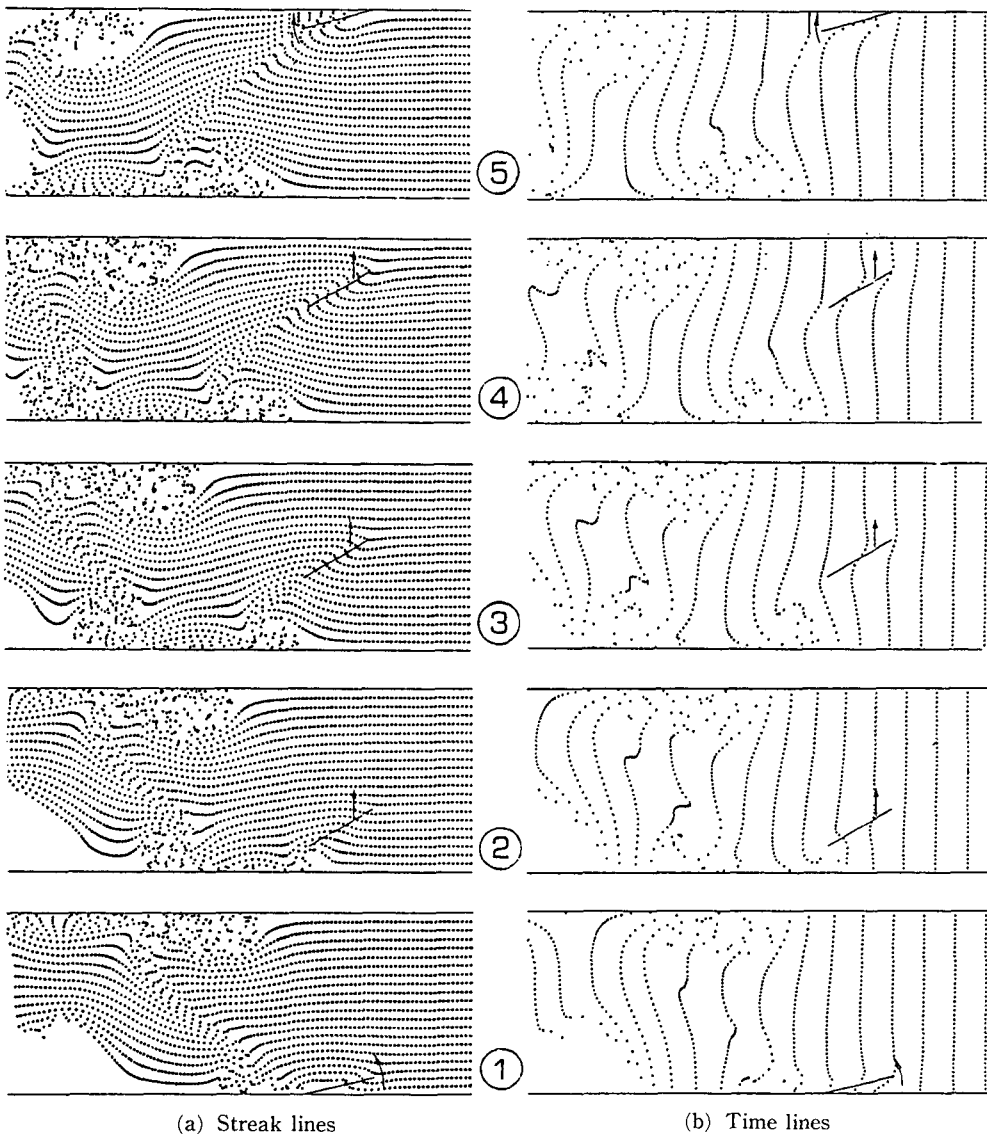


Fig. 9 The unsteady flow pattern for a stroke

Mechanics, Vol. 120, pp. 463~473.

- (5) Furber, S. B. and Ffowcs Williams, J.E., 1979, "Is the Weis-Fogh Principle Exploitable in Turbomachinery?," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 94, Part3, pp. 519~540.
- (6) Tsutahara, M. and Kimura, T., 1987, "An Application of the Weis-Fogh Mechanism to Ship Propulsion," Journal of Fluids Engineering, Transactions of the ASME, Vol 109, pp. 107

~113.

- (7) 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.
- (8) Tsutahara, M., Kimura, T. and Ro, K. D., 1987, "A Ship's Propulsion Mechanism of Two-Stage Weis-Fogh Type(Model and Analysis of its Properties by a Singularity Method)," Transactions

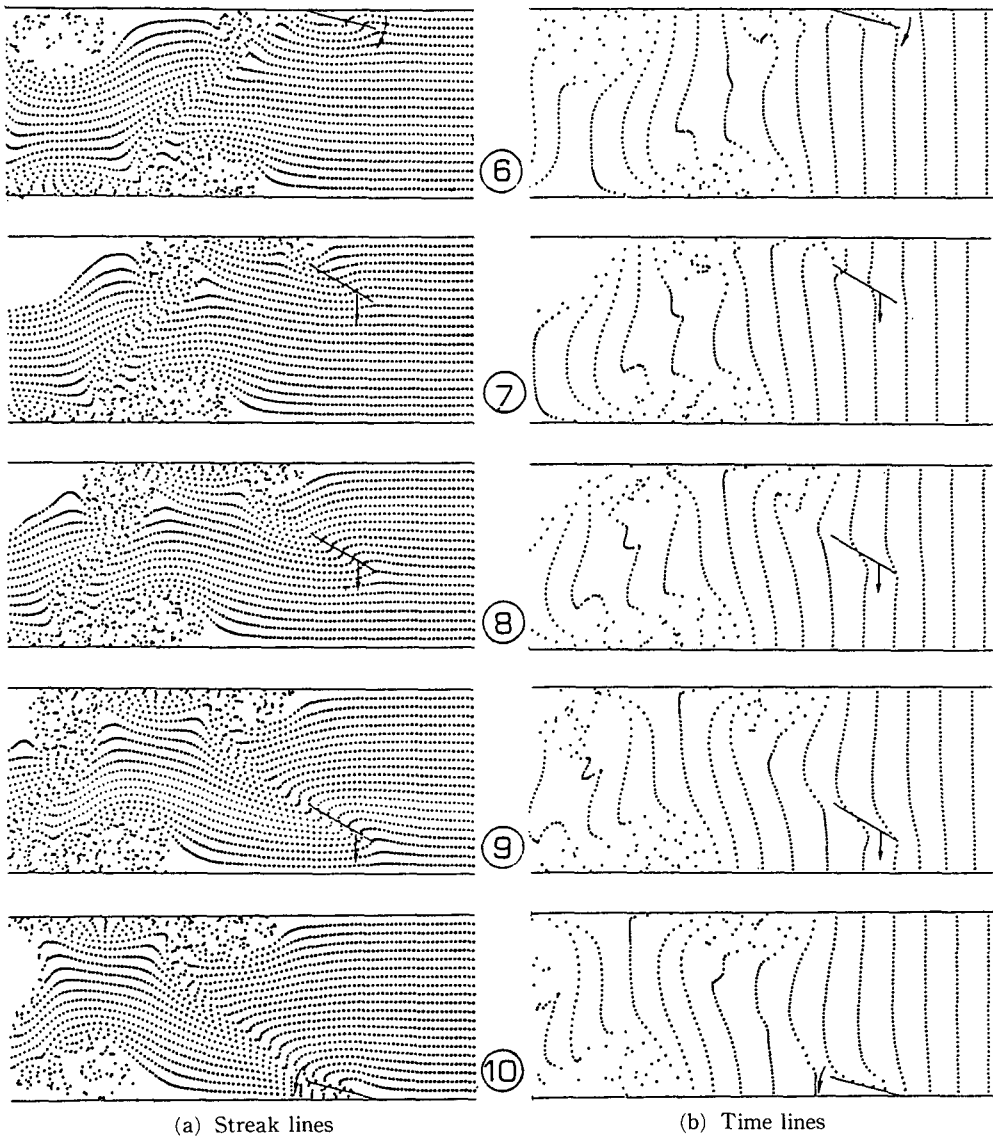


Fig. 9 The unsteady flow pattern for a stroke

- of the JSME, Vol. 53, No. 496, pp. 3711~3715.
- (9) Tsutahara, M., Kimura, T. and Ro, K. D., 1989, "A Ship's Propulsion Mechanism of Two-Stage Weis-Fogh Type(2nd Report, Experimental Study of its Properties in a Water Tank)," Transactions of the JSME, Vol. 54, No. 507, pp. 3165~3170.
- (10) 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.
- (11) Inamuro, T., Saito, T. and Adachi, T., 1984, "A Numerical Analysis of Unsteady Separated Flow by the Discrete vortex Method combined with the Singularity Method," Computer & Structures, Vol. 19, No. 1-2, pp. 75~83.