

<학술논문>

DOI <http://dx.doi.org/10.3795/KSME-B.2014.38.3.203>

ISSN 1226-4881(Print)
2288-5234(Online)

개선 와법을 이용한 Weis-Fogh형 수차의 유체역학적 특성계산

노 기 덕*†

* 경상대학교 기계시스템공학과 · 농업생명과학연구원

Calculation of Hydrodynamic Characteristics of Weis-Fogh Type Water Turbine Using the Advanced Vortex Method

Ki Deok Ro*†

* Dept. of Mechanical System Engineering · Institute of Agriculture & Life Science, Gyeongsang Nat'l Univ.

(Received July 30, 2013 ; Revised September 25, 2013 ; Accepted October 14, 2013)

Key Words: Hydraulic Machine(유체기계), Water Turbine(수차), Unsteady Flow(비정상 유동), Advanced Vortex Method(개선 와법)

초록: 본 연구는 Weis-Fogh형 수차의 유체역학적 특성을 개선 와법으로 수치계산한 것이다. 날개(NACA0010에어포일)와 양쪽 수로 벽은 소스(Source) 및 볼텍스 판넬로 근사하였고, 자유 볼텍스는 각 물체 전체표면에서 도입하였다. 타임스텝마다 날개를 이동시켜가며 본 수차의 유동장 즉 비정상 속도장과 압력장을 계산하였다. 계산변수로는 주요 설계인자인 날개 뒷전에서 날개 축까지의 거리, 수로 폭 및 최대 열림각으로 하였다. 본 수차의 1매의 날개에 대한 최대 효율 및 출력계수는 속도비 $U/V=2.0$ 에서 각각 26% 및 0.4였다. 본 수차의 유동장은 날개가 수로 내에서 비정상적으로 움직이기 때문에 매우 복잡하다. 그러나 개선 와법을 이용하여 명확하게 계산할 수 있었다.

Abstract: In this study, the hydrodynamic characteristics of Weis-Fogh type water turbine were calculated by the advanced vortex method. The wing (NACA0010 airfoil) and both channel walls were approximated by source and vortex panels, and free vortices are introduced away from the body surfaces. The distance from the trailing edge of the wing to the wing axis, the width of the water channel and the maximum opening angle were selected as the calculation parameters, the important design factors. The maximum efficiency and the power coefficient for one wing of this water turbine were 26% and 0.4 at velocity ratio $U/V=2.0$ respectively. The flow field of this water turbine is very complex because the wing moves unsteadily in the channel. However, using the advanced vortex method, it could be calculated accurately.

- 기호설명 -

A : 수로의 단면적

C : 날개현길이

C_u : 날개에 작용하는 U 방향의 힘의 계수

C_v : 날개에 작용하는 V 방향의 힘의 계수

C_p : 출력계수

c_p : 압력계수

F : 힘의 벡터

F_u : 날개에 작용하는 U 방향의 힘

F_v : 날개에 작용하는 V 방향의 힘

h : 수로 폭

h_s : 날개 축의 행정거리

r_p : 날개 뒷전에서 날개 축까지의 거리

S : 날개면적

S_0 : 경계표면

t : 시간 또는 무차원 시간

\mathbf{t} : 접선방향의 단위벡터

U : 일정류

V : 날개 축의 이동속도

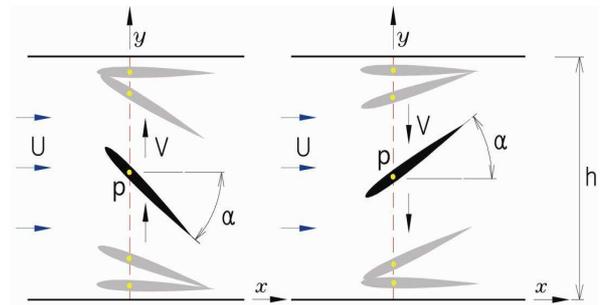
† Corresponding Author, rokid@gnu.ac.kr

- α : 열림각 또는 최대 열림각
 η : 수차의 효율
 ρ : 유체의 밀도
 τ_w : 물체표면의 전단응력

1. 서론

Weis-Fogh메커니즘^(1,2)은 영국의 생물학자 Weis-Fogh가 온실가루이 쯤벌(*Encarsia Formosa*)이라고 불리는 작은 벌의 정지비행을 관찰함에 의해 발견한 독특하고, 효율이 좋은 양력발생기구이다. 실제 이 벌의 날개의 움직임은 400Hz 정도로, 날개현길이와 앞전의 평균이동속도로 계산한 레이놀즈 수는 30 정도이나 양력계수는 3~4정도이고, 또한 날개주위의 섬모를 날개면적에 포함시킨 값으로도 1.6이상이며, 이 레이놀즈 수에서의 정상인 날개에 비해서 양력계수가 매우 커서, 효율 좋게 양력을 발생시키고 있음을 알 수 있다. 최근 ‘자연에서 배운다’라고 하는 대명제 아래 소위 생체모방 공학이 과학자들 사이에 주목을 끌고 있고, Weis-Fogh메커니즘을 응용한 유체기계의 개발도 활발히 진행되고 있다. 지금까지 이 메커니즘을 유체기계에 응용한 사례를 살펴보면, Furber-Ffowcs Williams⁽³⁾는 축류 공기압축기에 Weis-Fogh메커니즘의 원리를 적용시켜 압축기의 효율을 향상시켰다고 보고했다. Tsutahara 등⁽⁴⁾은 이 메커니즘의 2차원 모델을 선박추진기에 적용시켜 추진기로서 매우 유용함을 보였고, 또한 이 메커니즘을 응용한 펌프⁽⁵⁾ 및 송풍기⁽⁶⁾를 제작하여 특성 실험을 통해 이 메커니즘이 펌프 혹은 송풍기로서의 이용 가능성을 나타냈다. 최근 Ro 등은 다양한 Weis-Fogh형 추진모델에 대해 모형선 주행시험⁽⁷⁾과 스프링을 이용한 성능향상 연구⁽⁸⁾를 통하여 본 추진기구의 실용화 가능성을 구체화 했다. 한편 친환경 에너지원으로서 혹은 전력이 공급되지 않는 열대 우림에서의 발전원으로서 소수력 수차의 연구가 근년 활발히 진행되고 있다. 또한 Ro⁽⁹⁾는 이 메커니즘을 응용한 수차 모델을 제안하여 수치계산을 통해 이 메커니즘이 수차로서의 유효함을 나타냈다.

따라서 본 연구는 전보⁽⁹⁾에 이어 본 수차의 유체역학적 특성을 개선 와법^(10,11)으로 파악하고자 한다. 특히 본 수차를 실용화할 경우 주요 설계인자인 날개 축의 위치, 수로 폭 및 날개의 최대 열림각의 영향에 초점을 맞추어, 날개에 작용하는 힘의 계수, 출력계수의 시간변화 및 효율 등



(a) Up stroke

(b) Down stroke

Fig. 1 Model of Weis-Fogh type water turbine

을 정확하게 조사하고자 한다.

2. 계산방법

Weis-Fogh형 수차의 모델을 Fig. 1에 나타낸다.

먼저 날개의 움직임을 살펴보면 날개는 날개 축에 상당하는 p점이 일정류 U와 수직방향으로 속도 V로 왕복 운동함에 따라, 먼저 아래벽으로부터 회전해서 열리고(열리는 과정), 열림각 α 를 유지하면서 병진운동하여(병진운동의 과정), 위벽에서 회전해서 닫힌다(닫히는 과정). 다시 위벽에서 회전해서 열리고 병진운동하여, 아래벽에서 회전해서 닫히는 동작을 반복한다. 본 모델은 Weis-Fogh형 추진모델⁽¹¹⁾과 기하학적으로는 동일하나 에너지 전달방향이 반대이다. 즉 추진모델에서는 날개 축에 상당하는 p점을 강제적으로 왕복운동 시킴에 의해 날개에는 일정류 U와 반대 방향으로 추력을 발생시키나, 수차모델에서는 각 행정초기에 열림각 α 만을 설정해 주면 일정류 U에 의해 날개에는 양력이 발생하여, p점이 왕복 운동하게 된다. 한편 계산변수로는 Fig. 1에서 날개 축의 위치 즉 날개 뒷전에서 p점까지의 거리 r_p , 수로 폭 h 및 날개의 최대 열림각 α 로 한다.

날개는 기하학적으로 NACA0010형을 채용했으며, 타임스텝마다 Fig. 1에서와 같이 날개를 움직여가며 유동장을 계산했는데 그 방법은 전보⁽⁹⁾에서와 동일하기 때문 여기서는 생략한다. 또한 본 계산에 사용된 개선 와법의 특징을 살펴보면 다음과 같다. 기존의 와법⁽¹²⁾에서는 물체표면을 특이점, Source 혹은 Vortex 판넬만으로 나타내어 Neumann의 조건 및 Kelvin의 정리를 적용했기 때문에 미지수에 비해 조건 수가 하나 더 많게 되어 수식적으로 불완전했다. 그러나 본 계산에서

는 Source 및 Vortex 판넬의 2중으로 나타내어 이러한 불완전성을 제거하였다. 그리고 기존 와법에서는 박리점 부근에 방출와를 배치하여 박리전 단층을 나타내었는데, 본 개선 와법에서는 와도층의 이류속도와 확산속도로부터 방출와의 위치 및 강도가 계산되어 진다. 일반적으로 압력장은 Poisson 방정식을 유한차분법으로 수치계산하여 구한다. 이 경우 유동장내에 격자를 형성해야하며, 격자형성이 필요없다는 와법의 장점을 잃게 된다. 따라서 본 개선 와법에서는 유한차분 대신에 Uhlman⁽¹³⁾에 의해 수식화된 적분방정식으로 계산했다.

본 수차의 날개에 작용하는 유체력 \mathbf{F} 는 압력 p 의 법선성분 및 전단응력 τ_w 의 접선성분을 날개 표면에 따라 전주 적분하여 다음과 같이 계산한다.

$$\mathbf{F} = i F_u + j F_v = \oint_{S_0} \{(-p\mathbf{n}) + \tau_w \cdot \mathbf{t}\} dS_0 \quad (1)$$

여기서 F_u 및 F_v 는 각각 Fig. 1 수차모델에서 U , V 방향 즉 x , y 방향의 힘의 성분을 나타내며, S_0 는 날개표면에 따른 적분경로이다.

한편 본 수차의 유체역학적 특성을 나타내는 계수 C_u 및 C_v 는 일정류 U 로 무차원화하여 다음과 같이 계산한다.

$$C_u = \frac{F_u}{\frac{1}{2}\rho U^2 S} \quad (2)$$

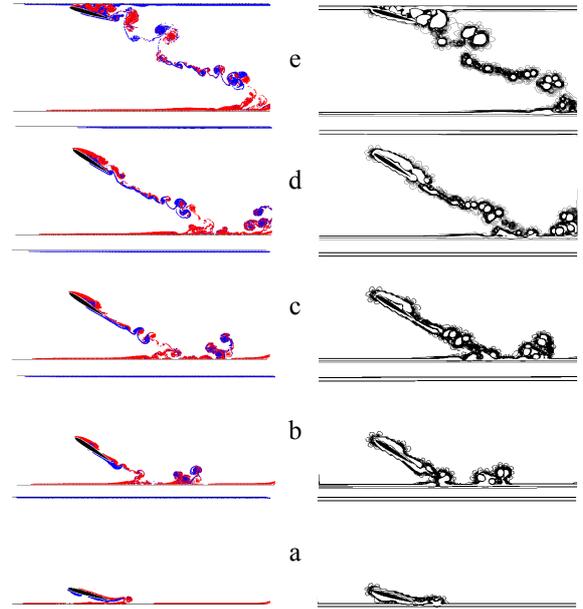
$$C_v = \frac{F_v}{\frac{1}{2}\rho U^2 S} \quad (3)$$

여기서 ρ 는 유체의 밀도, S 는 수면하의 날개 면적을 나타낸다. 또한 본 수차의 효율 η 는 날개에 가해진 유체력에 의한 동력 즉 입력에 대한 날개로부터 발생하는 정미출력의 백분율로서 다음과 같이 계산한다.

$$\eta = \frac{F_v V}{\frac{1}{2}\rho A U^3} \times 100 \quad (4)$$

여기서 A 는 수로의 단면적을 나타낸다.

일반적으로 수차의 효율은 식 (4)로 정의하나 수로 단면적에 따라 효율이 달라지므로 수로 단



(a)Vortex distributions (b) Equi-vorticity contour

Fig. 2 Streak lines for one stroke of the wing($C=1$, $h=2.5C$, $r_p=0.75C$, $\alpha=36^\circ$, $U/V=2.0$)

면적 대신 날개면적으로 계산한 출력계수 C_p 를 도입하여 종종 수차의 성능을 비교한다.

$$C_p = \frac{F_v V}{\frac{1}{2}\rho U^3 S} \quad (5)$$

3. 계산결과 및 고찰

계산결과와 실험결과와의 비교 등 본 계산법의 타당성에 대해서는 이전의 추진기구의 해석⁽¹¹⁾에서 충분히 논의되었기 때문에 여기서는 생략한다.

Fig. 2에 계산 예로서 비교적 효율이 높은 날개의 최대 열림각 $\alpha=36^\circ$, 속도비 $V/U=2.0$ 에서 1행정 동안 연속적인 날개주위의 볼텍스 분포 및 등와도선의 수치 시뮬레이션의 결과를 나타낸다. 그림에서 a는 열리는 과정, b~d는 병진운동의 과정, e는 닫히는 과정이다. 그리고 볼텍스 분포에서 붉은색은 시계방향, 푸른색은 반시계방향의 볼텍스를 나타낸다. 날개가 아래 벽에서 열려 위 벽을 향하여 움직임에 따라 날개 표면에는 볼텍스가 발생하여 뒷전에서 박리하는 것을 볼 수 있다. 그리고 뒷전에서 박리된 볼텍스는 아래 벽면에서 발생한 시계방향의 볼텍스와 혼합되어 복잡한 양

상을 보이며, 등와도선에서 알 수 있듯이 이 부근에 와도가 집중되어 있다. 또한 병진운동의 과정에서 날개의 압력면에 비해 배면에 볼텍스 및 와도가 집중되어 있는 데, 이는 본 유동장의 경우 날개의 이동속도에 비해 일정류가 커서 날개 앞전 부근의 흐름이 배면 쪽으로 박리하기 때문으로 판단된다.

Fig. 3은 날개표면의 압력계수 cp 분포의 계산 결과를 나타낸다. 그림에서 (a), (b) 및 (c)는 각각 열리는 과정, 병진운동의 과정 및 닫히는 과정을 나타내며, 각각 Fig. 2의 'a', 'c' 및 'e'의 위치에 대응한다. 또한 각 그림의 횡축에서 0.0점은 Fig. 1의 p점에 대응하며 날개 뒷전에서부터 p점까지 거리 $rp=0.75C$ 인 점이다. 각 그림에서 화살표는 날개 뒷전에서 출발하여 날개를 왼쪽에 두고 일주했을 때 압력분포의 방향을 나타낸다. 먼저 (a) 열리는 과정에서 압력분포를 보면 뒷전 부근을 제외하고 일정류에 대해 배면 전체의 압력계수는 음의 값을 가지는 반면, 압력면 쪽의 압력은 p점과 뒷전 근방을 제외하고 거의 양의 값을 나타내고 있다. (b) 병진운동 과정에서 압력분포를 보면 일정류에 대해 배면 쪽의 압력계수는 뒷전 근방을 제외하고는 거의 음의 값을 가지는 반면, 압력면 쪽의 압력은 양의 값을 나타내고 있다. 그리고 앞전 부근에는 압력면과 배면의 압력차가 크게 나타나고 있다. 음의 압력계수는 날개 표면에서 외곽 쪽으로, 양의 압력계수는 외곽 쪽에서 날개표면 쪽으로 압력이 작용하는 것을 의미하므로 Fig 2의 'c'점에서 날개 위치를 고려해서 추측해보면 이 과정에서는 날개에는 날개가 움직이는 방향으로 양력이 크게 발생함을 알 수 있다. (c) 닫히는 과정에서 압력분포를 보면 배면, 압력면 전체에서 압력계수는 양의 값을 가진다. 단, $x/C=-0.1\sim 0.4$ 의 범위에서 압력면 쪽의 압력이 음의 값을 가지나 그 절대 값은 미미하다. 따라서 이 위치에서 날개에는 음의 양력이 발생함을 알 수 있다.

Fig. 4은 Fig. 2와 같은 조건에서 일행정 중 날개에 작용하는 U, V 방향의 힘의 계수 C_u, C_v 및 출력계수 C_p 의 시간변화를 나타낸다. 그림에서 C_v 선상의 a~e점은 각각 Fig. 2의 a~e점에 대응하며, A점 및 B점은 각각 병진운동의 시작점과 끝점을 나타낸다. 전체적으로 보면 C_u, C_v 및 C_p 의 세 곡선 모두 유사한 특성을 보이며 열리

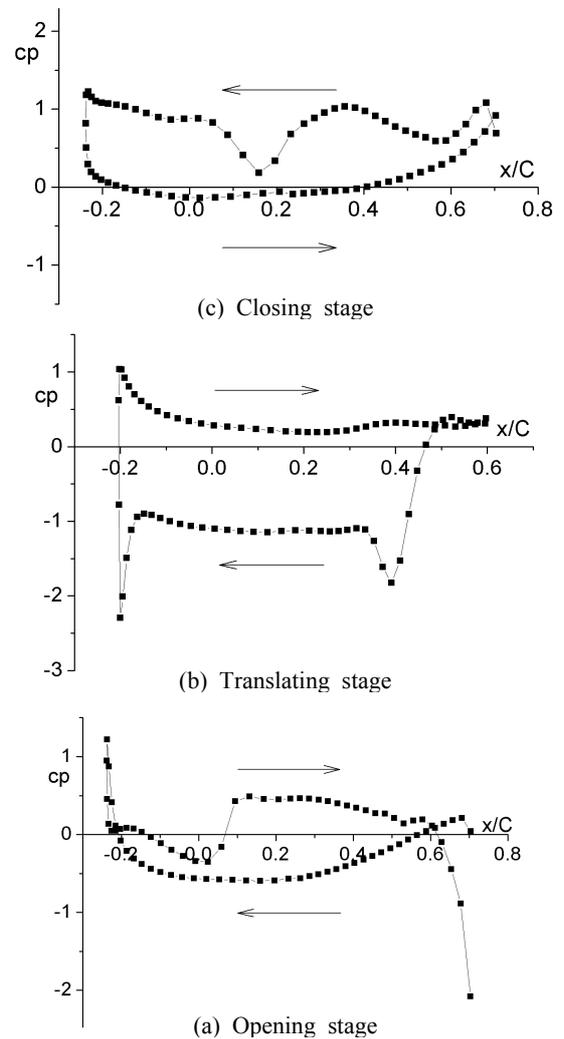


Fig. 3 Pressure distribution around the wing ((a), (b) and (c) on the figure correspond to a, c, and e points on Fig. 2)

는 과정의 초기 및 닫히는 과정의 일부를 제외하고는 항상 양의 값을 가지고 있다. 일행정 중 시간변화를 살펴보면 세곡선 모두 음의 값에서 출발하나 이 후 급격히 증가하여 열리는 과정 말기에 최대 값을 가지며, 이후 병진운동의 과정에서는 다시 감소하다 증가하는 양상을 반복해 보이다가 닫히는 과정에서 급격히 감소하여 행정 끝부분에는 음의 최소 값을 나타낸다.

Fig. 5은 날개 축의 위치변화에 따른 날개에 작용하는 평균 힘의 계수를 나타낸다. 그림에서 $\overline{C_u}$ 및 $\overline{C_v}$ 는 각각 날개에 작용하는 U, V 방향 힘의 계수의 일행정간의 평균값이며, r_p 는 날개 뒷전에서 날개 축까지의 거리이다. 전체적으로 보면 날개 축의 위치가 달라도 속도비 U/V 변화

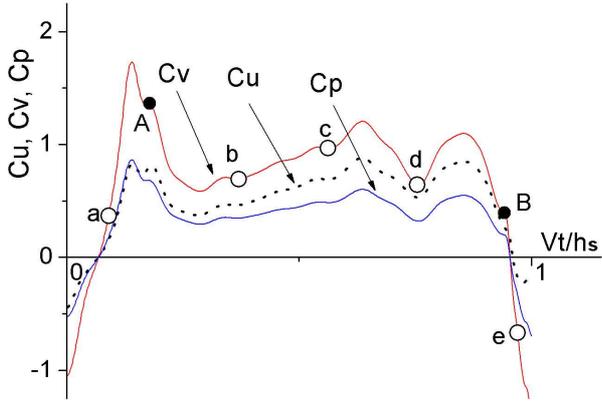


Fig. 4 Time variations of C_u , C_v and C_p on the wing for one stroke (a~e on the figure correspond to a~e points on Fig. 2)

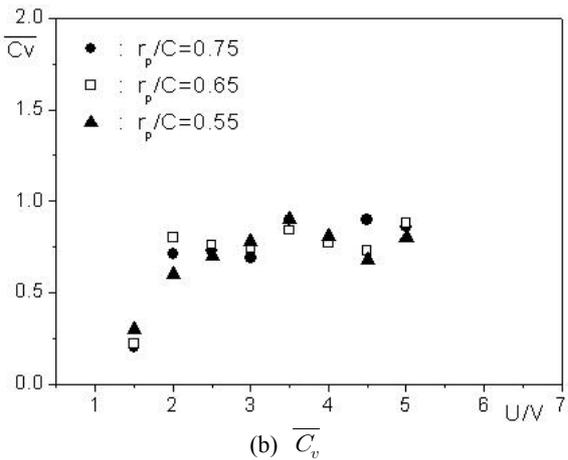
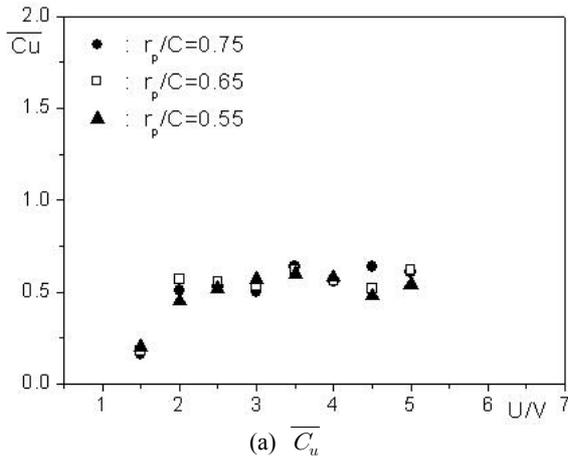


Fig. 5 Average force coefficients of U and V directions with the position of wing axis ($C=1$, $h=2.5C$, $\alpha=36^\circ$)

에 따른 $\overline{C_u}$ 및 $\overline{C_v}$ 의 값은 거의 같은 값을 가진다. 즉 이것은 본 수차를 설계할 경우 축의 위치는 유체역학적으로 크게 고려하지 않아도 좋은 것을 의미한다. 그리고 속도비 U/V 가 2.0 이상

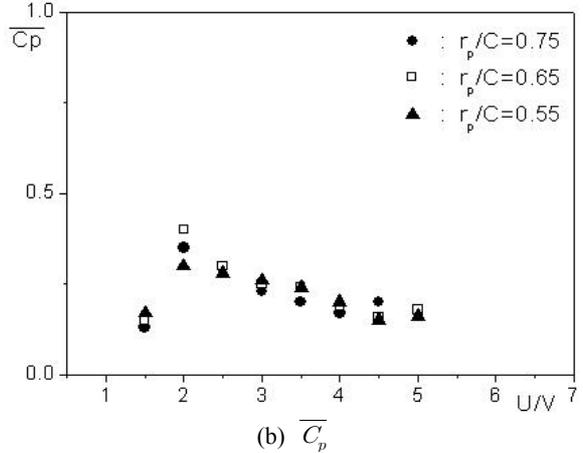
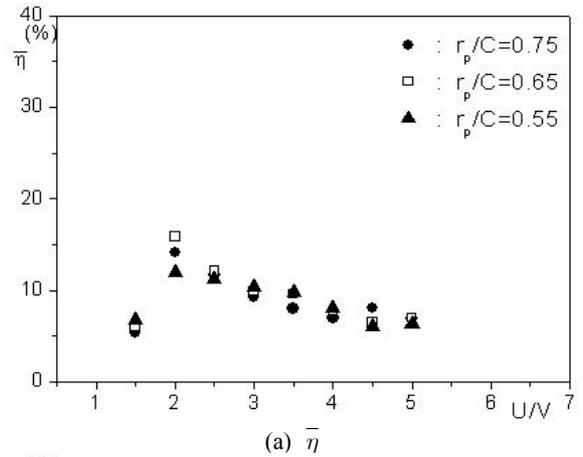


Fig. 6 Average efficiency and power coefficient with the position of wing axis ($C=1$, $h=2.5C$, $\alpha=36^\circ$)

의 영역에서는 속도비가 증가해도 $\overline{C_u}$ 및 $\overline{C_v}$ 의 값은 거의 일정하다. 그러나 $\overline{C_u}$ 값은 0.5인 반면 $\overline{C_v}$ 값은 0.75로 상대적으로 매우 커서 $\overline{C_u}$ 보다 $\overline{C_v}$ 를 수차의 동력으로 이용하는 것이 유효하다는 것을 알 수 있다.

Fig. 6은 날개 축의 위치변화에 따른 본 수차의 평균효율 $\overline{\eta}$ 및 평균출력계수 $\overline{C_p}$ 를 나타낸다. 전체적으로 보면 날개 축의 위치가 달라도 같은 속도비에서 평균효율 및 평균출력계수는 거의 같은 값을 가진다. 또한 속도비가 증가함에 따라 $\overline{\eta}$ 및 $\overline{C_p}$ 는 증가하다가 감소하는 특성을 보이고 있고, 속도비 $U/V=2.0$ 부근에서 두 값 모두 최대치를 나타내며, 그 값은 $\overline{\eta}=15\%$, $\overline{C_p}=0.35$ 정도이다. 최대 효율이 다른 수차에 비해 작으나, 이는 본 계산의 경우 날개를 1매로 했기 때문으로 실용화할 경우 다단으로 하면 충분히 효율을 상승시킬 수 있다. 한편 식 (4)와 식 (5)를 비교해보면

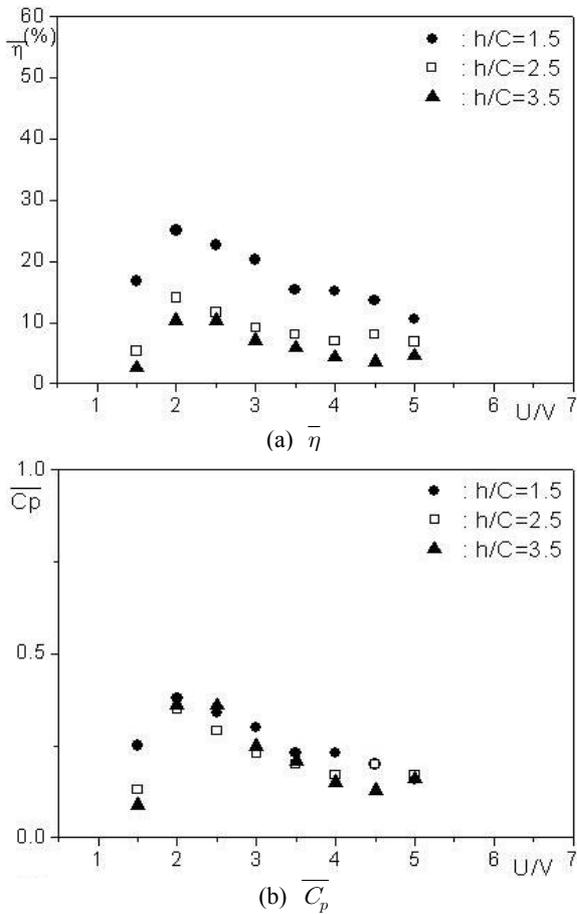


Fig. 7 Average efficiency and power coefficient with the width of water channel($C=1$, $r_p=0.75C$, $\alpha=36^\circ$)

알 수 있듯이 \bar{C}_p 와 U/V 로서 \bar{C}_v 를 유추할 수 있고, Fig. 4 및 Fig. 5에서 알 수 있듯이 \bar{C}_u 와 \bar{C}_v 는 유사한 특성을 보이므로 이후 각 변수에 따른 본 수차의 성능비교는 평균효율 및 평균출력계수로만 나타낸다.

Fig. 7는 수로 폭 변화에 따른 본 수차의 평균 효율 $\bar{\eta}$ 및 평균출력계수 \bar{C}_p 를 나타낸다. 전체적인 특성을 보면 평균효율 및 평균출력계수는 수로 폭이 달라도 거의 같은 경향을 보이며 속도비가 증가함에 따라 $\bar{\eta}$ 및 \bar{C}_p 는 증가하다가 $U/V=2.0$ 부근에서 최대치를 나타내며 그 후 속도비가 증가함에 따라 두 값 모두 감소하고 있다. 그러나 수로 폭에 따른 평균효율의 값을 비교해보면 Fig. 7(a)에서 알 수 있듯이 모든 속도비에서 수로 폭이 작을수록 그 값이 크게 나타나 있고, 최대 값은 $U/V=2.0$ 근방에서 $h/C=1.5$ 인 경우 26%, $h/C=2.0$ 인 경우 15%, $h/C=3.5$ 인

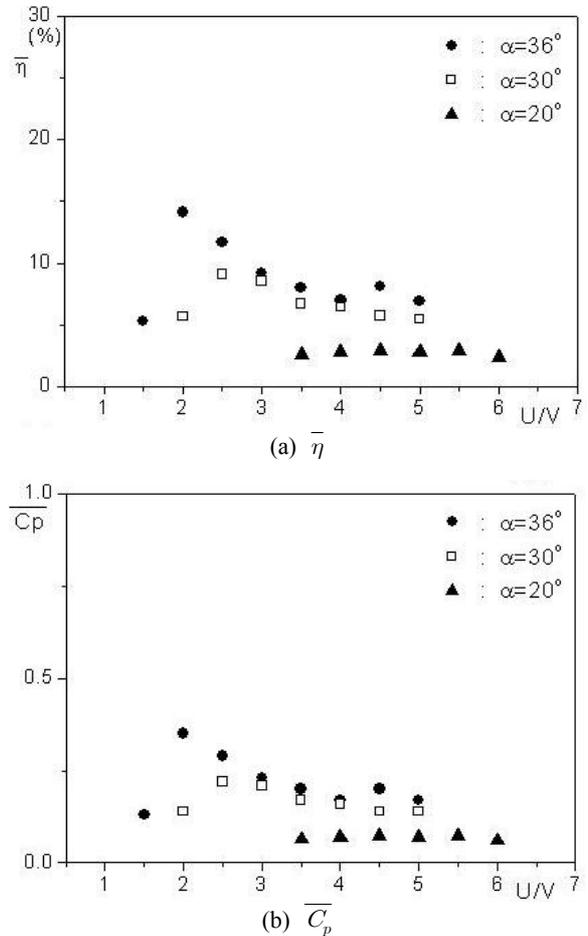


Fig. 8 Average efficiency and power coefficient with the opening angle($C=1$, $h=2.5C$, $r_p=0.75C$)

경우 10% 정도이다. 반면 수로 폭에 따른 평균출력계수는 Fig. 7(b)에 나타난바와같이 같은 속도비에서는 다소 분포의 차이는 있지만 유사한 값을 보이고 있고, 그 최대 값은 $U/V=2.0$ 근방에서 세가지 경우 모두 0.4정도 이다. 요약하면 같은 속도비에서 수로 폭을 작게하면 효율은 증가하나 출력계수의 변화는 없다는 것이다. 여기서 수로 폭을 작게 했을 때 효율이 증가하는 이유에 대해서는 식 (4) 및 식 (5)에서 알 수 있듯이 출력계수가 같을 경우 두 식의 분자 값은 같으나 수로 폭이 작을수록 식 (4)의 분모 즉 수로의 단면적이 작아져 결국 효율이 크게 나타나는 것으로 판단된다.

Fig. 8은 날개의 최대 열림각 변화에 따른 본 수차의 평균효율 $\bar{\eta}$ 및 평균출력계수 \bar{C}_p 를 나타낸다. 그림 중의 낮은 속도비에서 효율 및 출력계수를 표시하지 않은 것은 그 값이 음의 값을

갖기 때문이다. 전체적인 경향을 보면 평균효율 및 평균출력계수는 서로 유사한 특성을 나타내고 있다. 속도비가 증가함에 따라 최대 열림각 $\alpha = 20^\circ$ 의 경우 $\bar{\eta}$ 및 $\overline{C_p}$ 는 거의 일정한 값을 갖으나, $\alpha = 30^\circ$ 및 $\alpha = 36^\circ$ 의 경우는 증가하다 감소하는 특성을 보이고 있다. 그리고 같은 속도비에서는 평균효율 및 출력계수 모두 최대 열림각이 클수록 크게 나타나 있으며, 두 값 모두 $\alpha = 30^\circ$ 의 경우 $U/V = 2.5$, $\alpha = 36^\circ$ 의 경우 $U/V = 2.0$ 에서 최대치를 갖는다. 요약하면 같은 속도비에서 열림각을 크게 하면 평균효율 및 출력계수는 증가하나, 최대 값을 갖는 속도비는 열림각에 따라 다소 차이가 있다는 것이다. 한편 $\alpha = 36^\circ$ 의 경우 $U/V = 2.0$ 근방에서 평균효율 및 출력계수가 최대치를 갖는 이유에 대해서는 속도비에 따라 일정류의 입사각 $\beta (\beta = \tan^{-1} V/U)$ 가 변화는 데, $U/V = 2.0$ 의 경우 $\beta \approx 26.5^\circ$ 이므로 상대적 열림각 $\alpha' (\alpha' = \alpha - \beta)$ 은 $\alpha' \approx 9.5^\circ$ 가 된다. NACA0010인 날개의 경우 일정류 중에 날개가 정지해 있을 때 영각 10° 부근에서 최대 양력 값을 가지므로 본 수차도 상대적 열림각이 10° 부근에서 평균효율 및 출력계수가 최대 값이 나타나는 것으로 판단된다.

4. 결론

본 연구는 Weis-Fogh형 수차의 유체역학적 특성을 최신 와법으로 수치계산한 것이다. 날개(NACA0010에어포일)와 양쪽 수로 벽은 소스(Source) 및 볼텍스 판넬로 근사하였고, 자유 볼텍스는 각 물체 전체표면에서 도입하였다. 타임스텝마다 날개를 이동시켜가며 본 수차의 비정상 속도장과 압력장을 계산하였다. 계산변수로는 주요 설계인자인 날개 뒷전에서 날개 축까지의 거리 r_p ($r_p = 0.55C \sim 0.75C$, C : 날개현길이), 수로 폭 h ($h = 1.5C \sim 3.5C$) 및 최대 열림각 α ($\alpha = 20^\circ \sim 36^\circ$)로 하였다. 일행정 중에 날개에 작용하는 U , V 방향의 힘의 계수 C_u , C_v 및 출력계수 C_p 의 시간변화 및 속도비(U/V)에 따른 이들 값의 평균치($\overline{C_u}$, $\overline{C_v}$ 및 $\overline{C_p}$) 및 평균효율($\bar{\eta}$)을 조사했다. 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

(1) 일행정 중 날개에 작용하는 C_u , C_v 및 C_p 는 서로 유사한 특성을 보였고, 열리는 과정의

초기 및 닫히는 과정의 닫기를 제외하고는 항상 양의 값을 가졌다.

(2) 날개에 작용하는 $\overline{C_u}$, $\overline{C_v}$, $\overline{C_p}$ 및 $\bar{\eta}$ 는 날개 축의 위치에는 영향을 받지 않았다.

(3) 같은 속도비에서 수로 폭을 작게 하면 $\bar{\eta}$ 은 증가했으나 $\overline{C_p}$ 의 변화는 없었다.

(4) 같은 속도비에서 열림각을 크게 하면 $\bar{\eta}$ 및 $\overline{C_p}$ 는 증가했으나, 최대 값을 갖는 속도비는 서로 달랐다.

(5) 날개 1매에 대해서 본 수차의 최고 $\bar{\eta}$ 및 $\overline{C_p}$ 는 $U/V = 2.0$ 에서 각각 26% 및 0.4였다.

후 기

이 논문은 2013년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(No. 2012-0555)

참고문헌 (References)

- (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) 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.
- (4) Tsutahara, M. and Kimura, T., 1987, "An Application of the Weis-Fogh Mechanism to Ship Propulsion," *Journal of Fluids Engineering*, Vol.109, No. 4, pp. 107~113.
- (5) 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.
- (6) 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.

- (7) Ro, K.-D. and Seok, J.-Y., 2010, "Sailing Characteristics of a Model Ship of Weis-Fogh Type," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. B*, Vol.34, No.1, pp. 45~52.
- (8) Ro, K.-D., 2010, "Performance Improvement of Weis-Fogh Type Ship's Propulsion Mechanism Using a Wing Restrained by an Elastic Spring," *Journal of Fluids Engineering*, Vol.132, No.4, pp. 041101-1~041101-6.
- (9) Ro, K.-D. and Zhu, B. S., 2013, "Numerical Calculation of Unsteady Flow Fields: Feasibility of Applying the Weis-Fogh Mechanism to Water Turbines," *Journal of Fluids Engineering*, Vol.135, No.10, pp. 101103-1~101103-6.
- (10) Kamemoto, K., 1995, "On attractive features of the vortex methods," *Computational Fluid Dynamics Review 1995*, edited by M. Hafez and K. Oshima, *John Wiley & Sons*, New York, pp. 334~353.
- (11) Ro, K. D., Zhu, B. S. and Kang, H. K., 2006, "Numerical Analysis of Unsteady Viscous Flow Through a Weis-Fogh Type Ship Propulsion Mechanism Using the Advanced Vortex Method," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 128, pp. 481~487.
- (12) Leonard, A., 1980, "Vortex Methods for Flow Simulations," *J. Comp. Phys.* Vol. 37, pp. 289~335.
- (13) 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.