

파력발전용 웰즈터빈성능에 미치는 날개 Sweep 의 영향

김태호* · 瀬戸口俊明* · 김희동**

Effect of Blade Sweep on the Performance of the Wells Turbine for Wave Power Conversion

Tae-Ho Kim, Toshiaki Setoguchi and Heuy-Dong Kim

Key Words : Fluid Machinery(유체기계), Wells Turbine(웰즈터빈), Ocean Energy(해양에너지), Wave Power Conversion(파력발전), Blade Sweep(날개스윙프).

Abstract

The Wells turbine is one of the simplest and most promising self-rectifying air turbines which are useful for the systems of alternative energy development in near future, and it is economically desirable from the point of view of the practical use, as well. To investigate the effect of blade sweep on the performance of the Wells turbine, computations of a fully 3-D Navier-Stokes are carried out under steady flow conditions of NACA0020 blade. It is known that the performance of the Wells turbine is considerably influenced by the blade sweep. An optimum blade sweep ratio($f=0.35$) for the NACA0020 is found to be the most promising for the practical use, and this value is in good agreement with the previous experiments. It is also found that the overall turbine performance for the NACA0020 is better than that for the CA9.

1. 서론

최근 에너지 부족현상을 극복하기 위한 연구의 일환으로, 많은 국가에서는 수십 년 전부터 자연 에너지를 유용하게 이용하는 기술에 관하여 관심을 가져왔다. 그 결과, 조력, 파력, 풍력, 태양열 발전기 등과 같은 새로운 대체에너지 장치로 수많은 장치들이 제안되어 현재 활용되고 있다.

이들 장치들 중에서 고효율의 에너지를 얻을 수 있는 장치로, 에너지 밀도가 높은 파에너지로부터 에너지를 이용하는 파력발전기가 유용하다는 것이 알려졌다⁽¹⁾. 이 장치는 파의 왕복운동(OWC, Oscillating Wave Column)을 이용하는 것으로, 3면이 바다로 둘러싸인 우리 나라에 있어서, 장래 에너지 부족현상을 해결하기 위한 유력 수단으로 될 것임에 틀림없다.

1976년 영국의 Wells 에 의하여 개발된 웰즈터

빈(Wells turbine)⁽²⁾은 지금까지 제안된 공기터빈들 중에서 가장 단순한 형상을 가지며, OWC 로 인하여 나타나는 왕복기류(oscillating air flow)에서 자기기동특성(self-starting characteristic)을 가지는 파력발전용 장치이다.

그러나 웰즈터빈은 충동터빈(impulse turbine)에 비하여, 효율이 낮으며, 공기역학적으로 고속회전이 가능하므로, 소음, 강도설계 및 보수에 문제점들이 있다. 하지만, 유럽에 비하여 파에너지 밀도가 다소 낮은 우리 나라의 근해에서 고효율의 에너지를 얻기 위해서는, 충동터빈에 비하여 고속회전이 가능한 웰즈터빈이 유용하다.

지난 수십 년 동안 웰즈터빈의 작동 및 기동특성을 향상시키기 위하여 수많은 실험이 행하여 졌다^(3,4). 그 결과, 몇몇 보고에서는 웰즈터빈의 최적형상을 제안했다⁽⁵⁾. 그러나 지금까지 제안된 웰즈터빈의 최적형상은 중요한 변수들의 상호관계의 영향을 무시하고 제안되었다. 여기에서 터빈성능에 영향을 미치는 중요한 변수들은 주로 다섯 그룹으로 분류된다. 즉 날개의 솔리디티(solidity), 허브비(hub ratio), 종횡비(aspect ratio), 날개

* 국립사가대학교

** 국립안동대학교

스위프비(blade sweep ratio), 그리고 레이놀즈수이다. 실제 이러한 변수들 사이에 복잡한 상호관계를 가지는 웰즈터빈의 최적형상을 제안하는 것은 매우 어려운 문제이다.

최근 컴퓨터의 발달로 어느 정도의 정확도를 가지며, 웰즈터빈과 같은 복잡한 3-D 난류유동장의 해석이 가능해졌다. 따라서 수치해석은 장래 유체기계의 유동장 해석 및 설계에 중요한 분야로 될 것임에 틀림없다.

본 연구에서는 터빈성능에 영향을 미칠 수 있는 제 변수들을 다른 변수들을 일정하게 고정하고, 웰즈터빈 성능에 영향을 미치는 날개스위프의 영향만을 조사하기 위하여, 정상유동조건하에서 수치해석을 수행하였다. 본 계산에 이용된 날개는 웰즈터빈의 최적날개로 알려진 NACA0020⁽⁶⁾과 CA9⁽⁷⁾이다. 그 결과, NACA0020 및 CA9의 날개를 가지는 웰즈터빈성능은 날개스위프에 매우 영향을 받는다는 것을 알았다. 또 NACA0020의 최적 날개스위프는 0.35로 알려졌으며, 이 결과는 종래의 실험결과와 잘 일치하였다⁽⁶⁾. 또 NACA0020 및 CA9의 성능비교로 최적날개를 제시하였다.

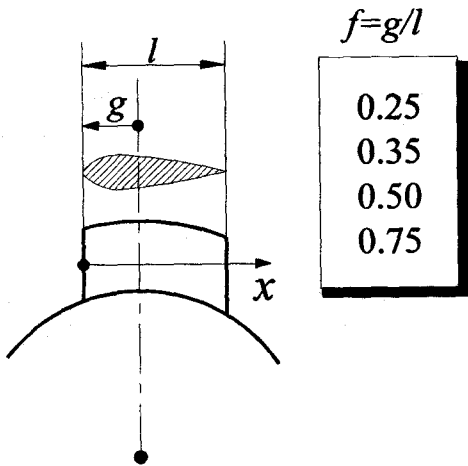


Fig. 1 Schematic diagram showing blade sweep

2. 수치해석방법 및 계산

본 연구에서는 상용 CFD 코드인 Fluent 5를 이용하여 수치해석을 수행하였다. 웰즈터빈 주변의 유동장을 해석하기 위하여, 3차원 정상 비압축성 RANS 방정식을 적용시켰다. 또 난류모델은 k-ε 모델이며, 벽면근방의 유동장을 해석하기 위하여 저 레이놀즈모델⁽⁸⁾을 적용시켰다. 지배방정식들은 유한체적법(FVM, Finite Volume Method)을 적용하여 차분화 하였으며, 계산에 적용된 격자는 Fig.2에

나타낸 바와 같이 격자의 구조는 H형, 육면체로 구성되었다. 수치해의 수렴조건으로는 축방향의 속도성분과 질량유량의 잔차들 및 날개에 미치는 힘의 계수들에 의하여 결정되었다.

Fig.1에 보여진 바와 같이 터빈성능에 영향을 미치는 날개의 형상은 스위프비 $f(=g/l)$ 에 따라 변하게 된다. 그림에서 l 은 날개의 코드길이(chord length)이며, g 는 중심축으로부터 날개의 선단(leading edge)까지의 거리이다. 본 연구에 적용된 계산영역은 Fig.2에 개략적으로 나타내었으며, 날개를 중심으로 날개코드 길이(l)에 대하여 상류와 하류방향으로 각각 $6l$ 와 $10l$ 정도로 하였다.

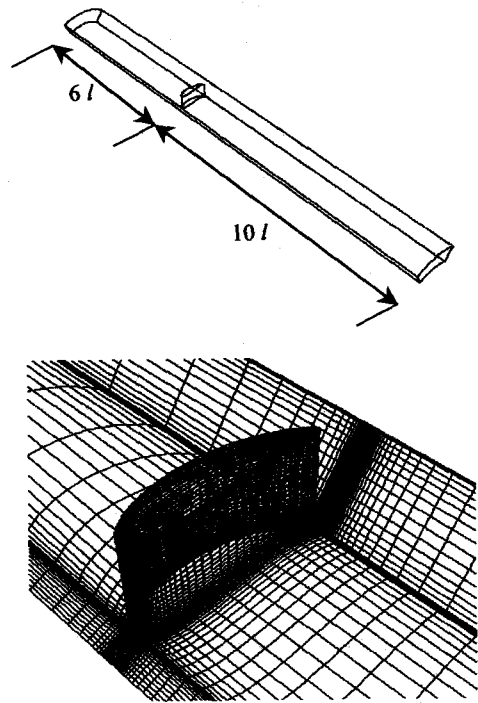


Fig. 2 Outline for computational domain and grid system.(l : blade chord length)

Fig.2에 나타낸 바와 같이 날개면과 벽면근방에 격자를 집중시키기 위하여, 날개면을 중심으로 하여 격자를 재생성(refinement)하였다. 그 결과, 격자점 수는 약 70,000점 정도였다. 또 $f=0.35$ 인 경우, 최대효율을 가지는 점에서 상대속도와 날개의 코드길이를 기준으로 한 레이놀즈 수는 약 3×10^5 정도였다.

Table 1 Turbine model

	NACA0020	CA9
Number of planes	1	
Number of blades	6	
Chord length l	90 mm	
Solidity	0.67	
Aspect ratio	0.5	
Hub ratio	0.7	
Tip diameter	298 mm	
Tip clearance	1 mm	
Blade thickness	0.2 l	0.15 l
Location of blade thickness	0.3 l	0.198 l

3. 결과 및 고찰

본 계산에 적용된 터빈의 기하학적 형상은 Takao⁽⁶⁾ 등에 의하여 수행된 실험을 모사하였으며, NACA0020 및 CA9의 날개를 가지는 웰즈터빈의 성능에 영향을 미치는 제 변수들을 Table 1에 나타내었다.

터빈효율 η 는 실험과 계산의 비교를 위하여 이용되어지며, 또 몇 가지 날개스위프에 따른 NACA0020 및 CA9의 터빈성능비교에도 이용된다. 터빈효율은 날개 전후의 압력강하 Δp 와 유량 Q 의 곱에 의하여 나누어진 유용한 일로 다음의 식 (1)로 정의된다.

$$\eta = \frac{T_o \omega}{\Delta p Q} \tag{1}$$

여기에서, T_o 와 ω 는 각각 날개의 토크와 각속도이다.

본 연구에서는 먼저 과제는 수치계산을 통하여 $f=0.35$ 인 실험에서 얻어진 결과를 수치적으로 예측하는 것이다. 그 후, 다른 날개스위프를 가지는 웰즈터빈의 성능을 조사하였다.

3.1 NACA0020 날개

Fig.3에서는 날개스위프가 터빈성능에 미치는 영향을 조사하기 위하여, f 를 변수로 하여 영각 (attack angle) α_R 과 터빈성능의 관계를 나타내었다. 그림에서 \circ 은 $f=0.35$ 의 실험값, \bullet 은 실속점(stall point), 각선들은 계산결과를 나타낸다.

또 그림에서 실속은 본 연구에서 계산된 토크계수가 증가하다가 감소하는 지점으로 정의하였다. $f=0.35$ 의 경우 실속점까지의 전 작동영역에 대한 수치예측은 실험결과와 잘 일치하였다. 그러므로 본 연구에서는 $f=0.25, 0.50$ 와 0.75 에 대하여 수치계산을 수행하였다. 그림으로부터 η 는 모든 스위프비에 대하여 α_R 가 커질수록, 증가하다가 어느 점에서 최대값을 가진 후 감소한다. 평균효율 관점으로부터, 최적 날개스위프비는 0.35이다. 여기에서 평균효율은 α_R 에 대한 각 효율의 평균값을 의미한다. 또 그림으로부터 $f=0.35$ 의 경우가 다른 스위프비들에 비하여 상대적으로 실속이 지연되는 것을 알 수 있다. 한편 실속 이후의 성능 곡선($f=0.35$)은 실험결과와 동일한 경향을 나타내지만, 데이터 크기는 매우 큰 차이를 나타낸다.

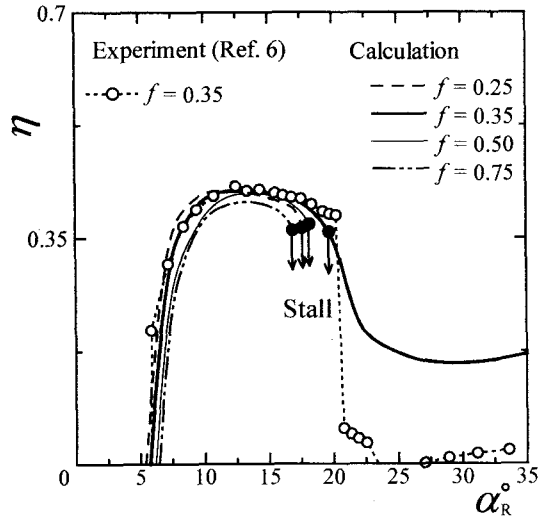


Fig. 3 Effect of blade sweep on turbine efficiency (NACA0020)

Fig.4(a)와 (b)에서는 $f=0.35$ 인 날개 주변의 유동장을 조사하기 위하여, mid-span 면에서 등속도 선도 및 날개의 suction side에서 속도벡터를 각각 나타내었다. Fig.4(a)에서 축류유동은 왼쪽에서 오른쪽이다. 그림에서 날개에 의하여 발생된 후류는 하류쪽으로 이동하며, 주기경계(periodic boundary)에 의하여 후류는 날개의 suction side의 선단 근방에 다시 나타나므로 인하여 suction side에서 발달하는 경계층과 간섭하는 것을 볼 수 있다. 영각이 작은 경우($\alpha_R=8.5^\circ$) 선단근방의 후류는 날개배면의 경계층과 강하게 간섭하여, 경계층의 박리가 일어나지 않는다. 그러나 α_R 가

커짐에 따라 후류와 경계층 사이의 간섭이 약해지므로, 경계층은 suction side 로부터 박리하는 것을 알 수 있다.

Fig.4(b)에는 $f=0.35$ 인 경우 suction side 에서 속도벡터를 나타내었다. 그림으로부터 와류를 수반하는 역류영역은 허브근방 날개 코드길이 70%인 위치에서 발생하여, α_R 가 커질수록 그 영역도 점점 넓어진다. 이 역류영역의 증가로 인하여 날개의 suction side 에서는 실속이 나타나게 된다. 본 계산에서 $f=0.35$ 인 경우 실속은 $\alpha_R \approx 19.3^\circ$ 에서 발생하였다.

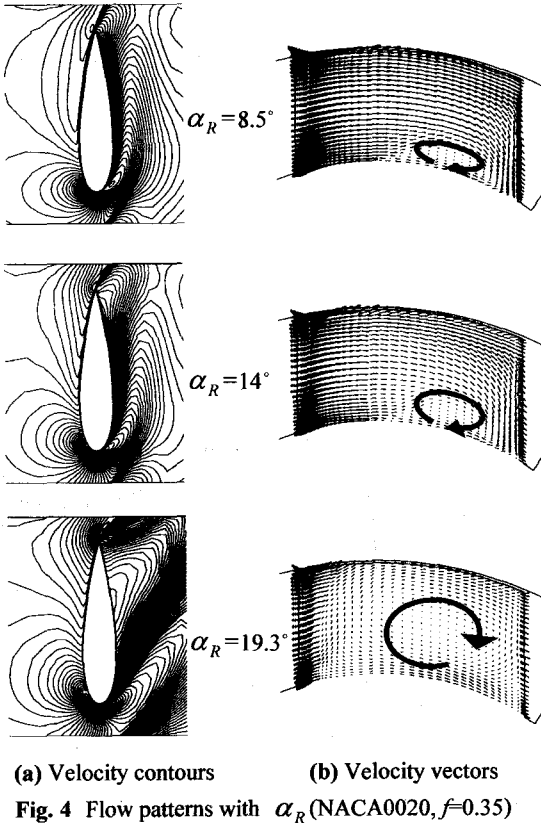


Fig.5 에는 $\alpha_R = 17.6^\circ$ 에서 몇 가지 날개스위프비에 따른 mid-span 면에서의 등속도 선도를 비교하였다. $f=0.35$ 인 유동은 상류날개로부터 후류와 suction side 의 경계층 사이에서 강한 간섭이 나타나는 것을 볼 수 있다. 그 결과, $f=0.35$ 인 경우의 경계층 박리는 $f=0.25, 0.50$ 와 0.75 인 경우에 비하여 상대적으로 지연된다.

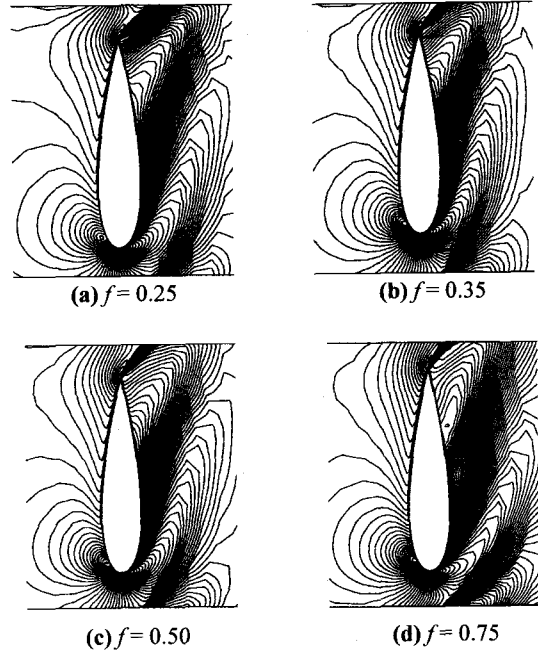


Fig. 5 Velocity contours at mid-span (NACA0020, $\alpha_R = 17.6^\circ$)

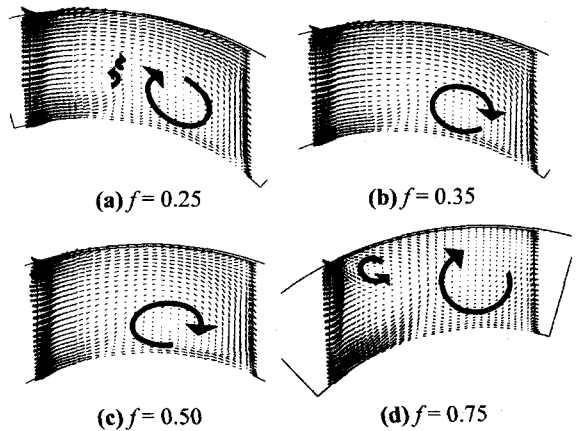
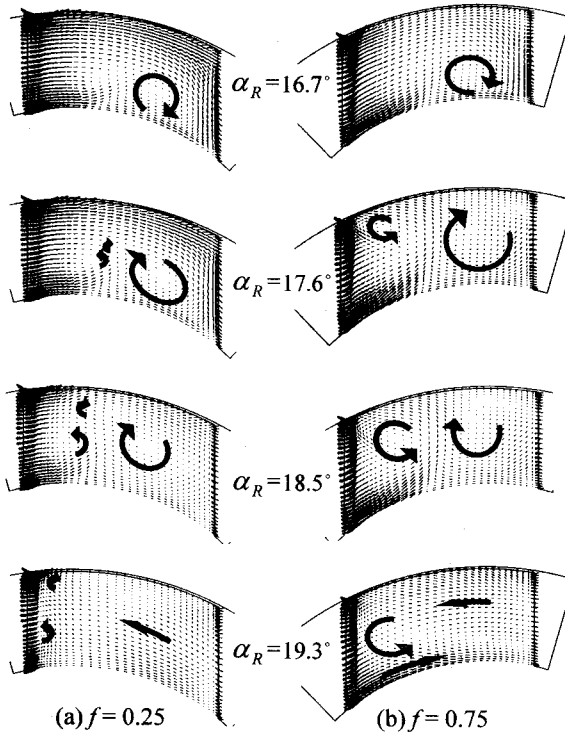


Fig. 6 Velocity vectors just over suction surface (NACA0020, $\alpha_R = 17.6^\circ$)

Fig.6 에는 $\alpha_R = 17.6^\circ$ 에서 날개스위프비 변화에 따른 날개매면에서의 속도벡터를 나타내었다. 그림에서와 같이 $f=0.35$ 와 0.50 의 두 유동패턴은 유사하지만, $f=0.35$ 의 역류영역이 $f=0.50$ 의 그것에 비하여 작은 것을 알 수 있다. 그러나 $f=0.25$ 와 0.75 의 유동패턴은 $f=0.35$ 와 0.50 에 비하여 상당히 다른 것을 알 수 있다. $f=0.25$ 와 0.75 의 경우, 와류를 수반하는 부차역류영역(additional

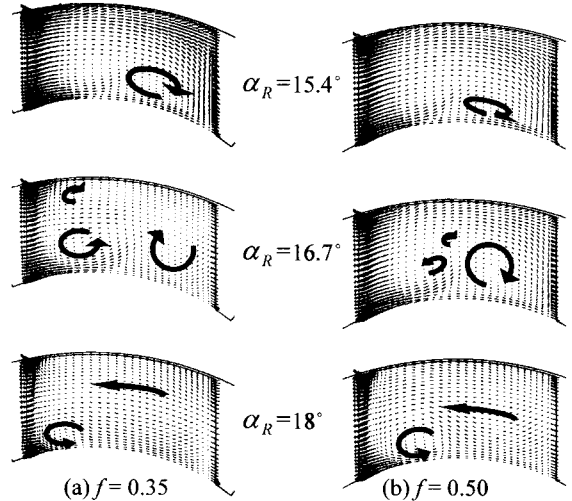
reversed flow region)이 각각 날개의 mid-span 과 팁(tip) 근방에 나타난다. 그림으로부터, 스위프비는 터빈성능을 결정하는 박리의 유동패턴에 상당한 영향을 미치는 것을 알 수 있다.



(a) $f=0.25$ (b) $f=0.75$
Fig. 7 Velocity vectors just over suction surface (NACA0020)

$f=0.25$ 와 0.75 인 유동패턴을 상세히 조사하기 위하여, α_R 의 변화에 따른 suction side 의 속도 벡터 변화를 각각 Fig.7(a)와 (b)에 나타내었다. $\alpha_R = 16.7^\circ$ 인 경우, 시계방향의 와류(clockwise vortex)를 수반하는 역류영역이 날개 코드길이의 약 70%되는 위치의 허브근방에서 나타난다. 그림으로부터 $\alpha_R=17.6^\circ$ 인 경우, $f=0.25$ 인 터빈날개는 코드길이의 40%인 위치의 mid-span 근방에서 반시계방향의 와류(counterclockwise vortex)를 수반하는 부차역류영역이 나타나지만, $f=0.75$ 인 경우는 팁의 선단 근방에서 나타나므로 인하여 실속에 이르게 된다. α_R 가 18.5° 까지 더욱 커지면, 와류를 수반하는 부차역류영역은 suction side에서 점진적으로 확대된다. 즉 $f=0.25$ 인 경우 선단쪽으로, $f=0.75$ 인 경우 mid-span 쪽으로 확대된다. 이로 인하여 시계방향의 와류를 수반하는 역류영역이 상대적으로 축소되는 것을 알 수 있다. α_R 이 더

욱 커지면, 시계방향의 와류는 suction side에서 사라지며, 동시에 $f=0.75$ 인 경우 허브의 선단 근방의 영역을 제외하면 거의 모든 suction side가 역류영역으로 변한다. 이것으로부터 $f=0.25$ 와 0.75 인 터빈날개의 실속은 와류를 수반하는 부차역류영역으로부터 일어나는 것을 알 수 있다.



(a) $f=0.35$ (b) $f=0.50$
Fig. 8 Velocity vectors just over suction surface (CA9)

3.2 CA9 날개

Fig.8 에는 $f=0.35$ 및 0.50 의 CA9 날개인 경우, suction side에서 α_R 의 변화에 따른 속도벡터를 나타내었다. $\alpha_R=15.4^\circ$ 인 경우, 시계방향의 와류를 가지는 후류영역이 허브근방에서 나타난다. $f=0.50$ 의 역류영역이 $f=0.35$ 의 그것에 비하여 작은 것을 알 수 있다. 그림으로부터 $\alpha_R=16.7^\circ$ 인 경우, 터빈날개의 suction side에서 시계방향 및 시계방향의 와류를 수반하는 부차역류영역들이 나타나지만, $f=0.35$ 인 경우는 팁의 선단 근방에서 나타나므로 인하여 $f=0.50$ 보다 일찍 실속에 이르게 된다. 더욱 α_R 가 증가하면, $\alpha_R=15.4^\circ$ 에서 나타났던 시계방향의 와류는 사라지며, 허브의 선단 근방의 강한 반시계방향의 와류에 의한 영역을 제외하면, suction side의 전체영역이 후류영역이 되는 것을 알 수 있다.

3.3 터빈성능비교

Fig.9 에는 $f=0.35$ 및 0.50 의 경우에 대하여, NACA0020와 CA9 날개의 터빈성능비교를 나타냈었다. 그림으로부터 $\alpha_R \approx 9.5^\circ$ 까지의 영역에서는 주

어진 날개스위프에 대하여 CA9 의 터빈효율이 NACA0020 보다 더 높지만, 전체 작동특성의 측면에서 NACA0020 의 터빈이 CA9 보다 유용하다는 것을 알 수 있다.

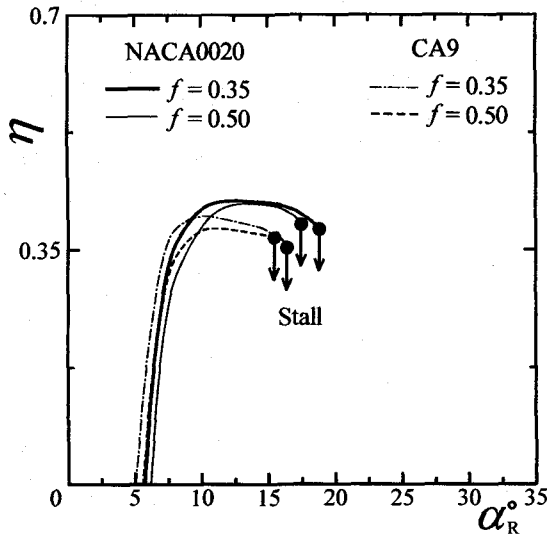


Fig. 9 Comparison of efficiency between NACA0020 and CA9 blades

4. 결론

본 연구에서는 웰즈터빈의 성능에 영향을 미치는 날개스위프의 영향을 조사하기 위하여, 정상유동상태에서 수치해석을 수행하였다. 본 계산으로부터 얻어진 결과는 다음과 같다.

(1) 스위프비는 터빈성능을 결정하는 박리의 유동패턴에 상당한 영향을 미쳤다.

(2) $f=0.35$ 인 NACA0020 터빈날개의 경우, 경계층 박리는 $f=0.25, 0.50$ 와 0.75 인 경우에 비하여 상대적으로 지연되었다.

(3) $f=0.25$ 와 0.75 인 NACA0020 터빈날개의 실속은 와류를 수반하는 부차역류영역으로부터 일어났다.

(4) $f=0.35$ 와 0.50 인 CA9 터빈날개의 실속은 와류를 수반하는 부차역류영역으로부터 일어났다.

(5) 전체 작동특성의 측면에서 NACA0020 의 터빈이 CA9 보다 유용하였다.

따라서 웰즈터빈의 성능은 날개스위프에 매우 영향을 받는다는 것을 알았다. 또 최적 날개스위프비는 0.35 이었으며, 이 결과는 종래의 실험결과와 잘 일치하였다.

참고문헌

- (1) Kaneko, K., Setoguchi, T., and Raghunathan, S., 1991, "Self-Rectifying Turbines for Wave Energy Conversion," Proc. of the 1st International Offshore and Polar Engineering Conference, Edinburgh, U.K., 11-16 August, pp. 385-392.
- (2) Wells, A.A., 1976, Queen's University, Belfast, private communication.
- (3) Inoue, M., Kaneko, K., and Setoguchi, T., 1986, "Determination of Optimum Geometry of Wells Turbine Rotor for Wave Power Generator (Part 2)," Proc. of Current Practices and New Technology in Ocean Eng., Vol. 2, pp. 441-446.
- (4) Gato, L.M.C., and Falcao, A.F.O., 1988, "Aerodynamics of Wells Turbine," Int. J. Mech. Sci., Vol. 30, No. 6, pp. 383-395.
- (5) Raghunathan, S. and Tan C.P., 1981, "Performance of the Wells Turbine at Starting," J. Energy, Vol. 6, No.6, pp. 430-431.
- (6) Takao, M., Setoguchi, T., Kim, T.H., and Kaneko, K., 2000, "The Performance of Wells Turbine with 3D Guide Vanes," Proc. of the 10th International Offshore and Polar Engineering Conference, Seattle, U.S.A., May 28-June 2.
- (7) Thakker A., Frawley P., Bajjeet E.S. and Heffernan A., 2000, "Experimental investigation of CA9 blades on a 0.3m Wells turbine rig," Proceedings of the Tenth International Offshore and Polar Engineering Conference, Seattle, USA, May 28-June 2.
- (8) Lam, C.K.G., and Bremhorst, K.A., 1981, "A Modified Form of the k-ε Model for Predicting Wall Turbulence," ASME Journal of Fluids Engineering, Vol. 103, pp. 456-460.