

수치해석을 이용한 파력발전용 임펄스 터어빈의 성능해석

현범수* · 문재승*

*한국해양대학교 해양시스템공학부

Analysis of Impulse Turbine for Wave Energy Conversion Using CFD Method

BEOM-SOO HYUN* AND JAE SEUNG MOON*

*Korea Maritime University, Division of Ocean Systems Engineering, Busan, Korea

KEY WORDS: Impulse Turbine 충동식터빈, Wave Energy Conversion 파력발전, CFD 전산유체역학, 2-D and 3-D Analyses 이차원 및 3차원 해석

ABSTRACT: This paper deals with the performance analysis and design of impulse turbine for OWC type wave energy plant. Numerical analysis is performed using a commercial software FLUENT. This parametric study includes the variation of several important parameters, such as the number and shape of blades, hub ratio, and tip clearance. Since parametric study at various flow coefficients requires a considerable amount of computing time, two-dimensional analysis is employed to find out optimum principal particulars. Full three-dimensional calculations are also performed for several test cases, in order to confirm the validity of the two-dimensional approach. Up to the present stage, tentative results are demonstrated the usefulness of 2-D analysis.

1. 서 론

국내에 파력발전용 파이롯트 플랜트를 설치하려는 프로젝트는 자연 청정에너지 이용기술의 개발보급 및 국가 경쟁력 제고에 매우 중요한 의미를 갖는 사업이다. 그중 터어빈 설계는 파력발전 효율향상과 운용시수의 증대에 직접적으로 영향을 미치는 핵심기술로서 지난 90년대 중반까지만 해도 Wells 터어빈이 가장 유망한 변환장치였으나 최근 임펄스 터어빈(Impulse Turbine)의 성능이 Wells 터어빈에 비하여 우수하다는 연구결과가 발표되는 등 2차변환장치 설계에 변화가 이루어지고 있다. 본 연구는 상용 CFD 소프트웨어인 FLUENT를 이용하여 임펄스 터어빈의 성능해석을 수행하였는데, 날개수, 허브비 및 로우터와 덕트 사이의 날개끝 간극 등 3개의 파라미터에 대하여 성능변화를 파악하여 최적 터어빈 설계 방향을 제시하고자 하였다.

2. 모형, 격자계 및 계산조건

임펄스 터어빈은 Setoguchi et al (2001)에 입각하여 Fig. 1과 같이 2차원 단면을 설계하였다. 설계된 터어빈의 날개수(Z) 30개,

제1저자 현범수 연락처: 부산광역시 영도구 동삼2동 1번지

051-410-4308 bshyun@mail.hhu.ac.kr

가이드베인 개수는 26개, 직경 38cm, 허브비는 0.7이며 보다 자세한 치수는 홍석원(2003)에 소개되어 있다.

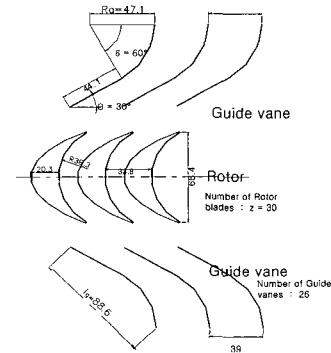


Fig. 1 Turbine geometry in 2-D sense

파도에 의하여 덕트로 유입되는 축방향유속은 파도와 같은 주기를 가지고 변화하는 왕복유동이나, 파도의 주기가 터어빈의 회전주파수와 비교하여 무시할 정도로 작아 준정상해석, 혹은 정상유동해석에 전혀 무리가 없으므로(현범수 등, 1993) 본 연구에서 축방향유속은 상수로 취급하였다. 소프트웨어는 유동해석은 FLUENT 5.4.8, 격자생성은 GAMBIT 1.3.0을 이용하였으며 난류모델로는 $k-\epsilon$ 모델을 채택하였다.

설계된 터어빈의 날개수와 가이드베인 개수가 다르기 때문

에 정확한 계산을 위해서는 전체 터빈을 모델링 해야 하나 3차원해석 결과 그 영향이 무시할만 하기 때문에 가이드베인 갯수를 30개로 보고 한 세트의 가이드베인과 한 개의 날개에 대하여 격자를 생성하고 주기조건(periodicity)을 부여하여 계산을 수행하였다. 그리고 2차원의 경우 로우터의 회전운동은 2차원 날개의 x방향 직진운동으로 보고 해석하였다. 수치해석의 격자의존도를 점검하기 위하여 Fig. 2와 같이 격자수 민감도조사를 실시하였다. 여기서 ϕ 는 유동계수(Flow coefficient) $\phi = v_a / U_R$ 로서 날개이론에서 받음각(Angle of attack)에 대응하는 물리량이다. 2차원의 경우 1,000 ~10,000개의 격자를 사용하였는데 고려하는 유동조건 하에서 격자수가 3600개 이상이면 충분히 수렴된 해를 얻는 것을 확인하였다. 따라서 2차원에서의 격자수는 3600개, 3차원은 190,000개 정도를 사용하였다. 3각형 (2차원)과 4각형 (3차원) 비정렬격자를 각각 사용하였다.

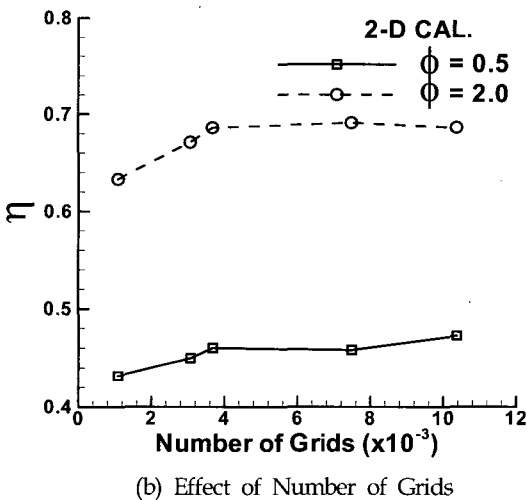
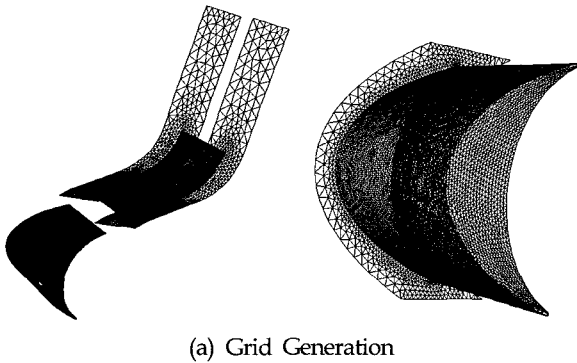


Fig. 2 Grid generation and effect of number of grids

다양한 사전해석결과 Reynolds 수의 영향도 Reynolds 수가 아주 작은 경우를 제외하고는 무시할 수 있었기 때문에 대부분의 경우 유속의 절대 값에는 구애를 받지 않고 난류로 해석하였으며, 기준 축방향유속은 15m/s로 하였다. 즉, Fig. 3과 같이 $\phi = 0.5$ 에서는 전영역에 걸쳐 Re수의 영향이 거의 없었

으며 $\phi = 2.0$ 인 경우 (날개이론에서 받음각이 상대적으로 커진 경우에 해당) 조금 더 Reynolds 수의 영향을 받음을 확인할 수 있었다.

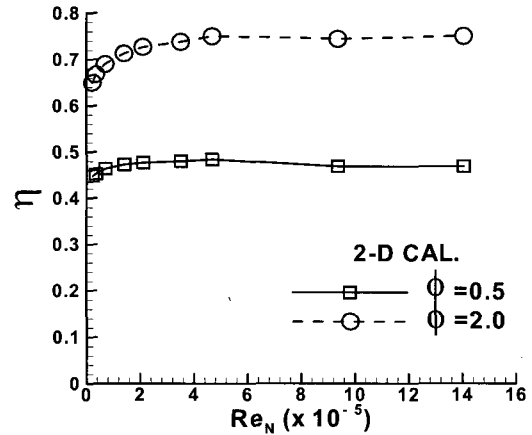


Fig. 3 Effect of Reynolds number

3. 해석결과

3.1 주요 계수의 정의

덕트내 평균 축방향 유속이 v_a 인 유동장에서 작동하는 임펠 스 터빈의 성능을 정상상태에서 입력계수 (Input coefficient) 와 토크 계수 (Torque coefficient)로 표현하면 다음과 같다.

$$C_A = \frac{\Delta p Q}{\frac{1}{2} \rho_a (v_a^2 + U_R^2) b l_r z v_a} \quad (1)$$

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho_a (v_a^2 + U_R^2) b l_r z r_m} \quad (2)$$

여기서 $\Delta p, Q, T$ 는 압력강하, 유량, 토크를 나타내며, v_a, U_R, b, l_r, z, r_m 은 각각 축방향 평균유속, $r = r_m$ 에서의 회전방향유속, 날개의 스펠, 날개의 코오드 길이, 날개수, 날개의 평균반경이다. 터빈의 효율은 다음 식으로 정의된다.

$$\eta_t = \frac{T \omega}{\Delta p Q_d} = \frac{C_T}{C_A \phi} \quad (3)$$

3.2 2차원 계산결과

터빈의 전체적인 성능해석에 앞서 대표적인 계산조건인 $\phi = 1$ (입구에서의 유속 15m/s, 로우터 회전수 14.79 rps ($U_R = 15m/s$ at $r_m = 0.85R$))에 대하여 자세한 유동장을 관찰하였다. 여기서 R은 날개의 전체 반경을 나타낸다.

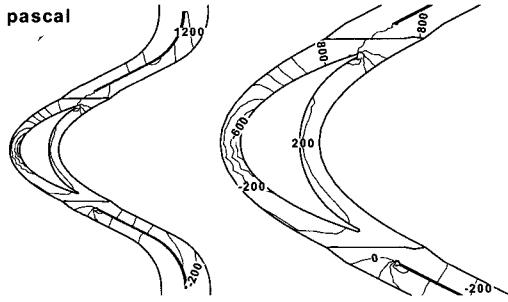


Fig. 4 Pressure distributions at $\phi = 1$

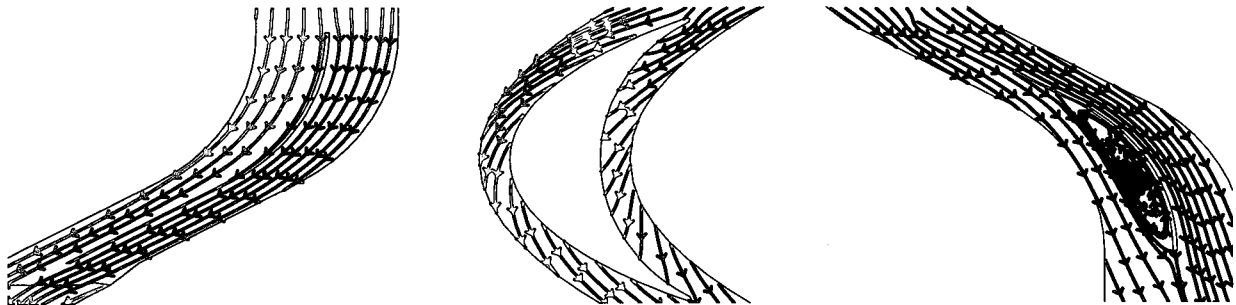
Fig. 4에서 입구는 그림의 상부쪽, 즉 압력이 높게 표시된 위쪽을 의미하며 상부경계와 하부경계 사이의 압력의 차이가 터빈에 부과된 압력강하치를 나타낸다. 로우터 날개의 전면(흡입면에 해당)에서 압력이 낮은 것은 날개의 회전방향(여기서는 좌측방향)과 일치하므로 당연한 결과이나 출구쪽 가이드베인의 일부에서 압력이 낮게 나온 것은 바람직하지 못한 결과이다. 이는 출구쪽 가이드베인의 각도가 날개의 뒷날 하류의 흐름방향과 잘 부합하지 않아서 흐름의 원활한 진행을 방해하기 때문이다. 파력발전용 터빈이 왕복동 유동장에 설치되기 때문에 고정된 가이드베인을 사용하는 한 이러한 부작용은 피

할 수 없는 현상이므로, 보다 나은 결과를 얻기 위해선 self-controlled guide vane의 채택이 검토되어야 한다.

동일한 해석이 Fig. 5의 유선분포로부터 가능하다. 날개 주위의 흐름과 입구쪽 가이드베인은 유선이 매끄럽게 형성되어 있으나 출구쪽은 가이드베인의 좌측 후방에 유동박리가 관찰된다. 즉 질량보존의 법칙을 만족시키기 위해서는 가이드베인의 우측으로 큰 유량이 발생해야 하며 이에 따르는 압력손실을 피할 수 없다.

3.3 3차원 계산결과

터빈 로우터의 3차원성을 보기 위하여 $\phi = 1$ 인 경우 허브, Mid-span, 날개 끝에서의 압력분포를 Fig. 6에 비교하였다. 전반적으로 서로 비슷하게 보이나 자세히 보면 허브 쪽으로 갈수록 날개 전면(흡입면)의 압력이 다소 낮게 계산되는 등 3차원성이 다소 확인되고 있다. 이 계산은 날개 끝에 간극이 없는 경우이기 때문에 상대적으로 차이가 적게 나타났으나 날개와 덕트 사이의 간극이 클 경우 당연히 3차원 효과가 더욱 커지리라 예측된다. 따라서 이러한 날개끝 간극의 영향은 다음 절에 별도로 소개되어진다. 다음으로 날개끝 덕트면과 허브면에서의 유선이 Fig. 7에 주어져 있다. 입구쪽과 날개면에서는 유사한 흐름이나 출구 부근의 유동은 허브면과 덕트면에서 상이한 패턴을 보여주었다.



(a) Inlet Guide Vane (b) Around Rotor Blade (c) Outlet Guide Vane
Fig. 5 Streamlines

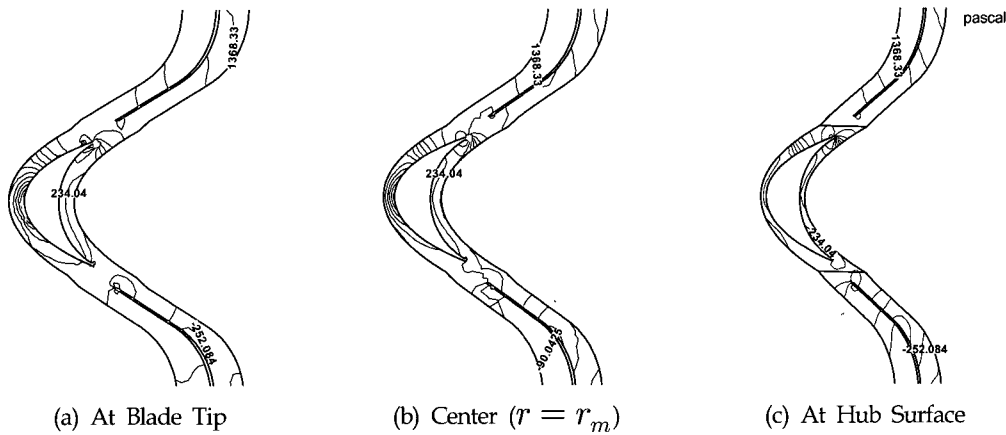


Fig. 6 Pressure distributions at $\phi = 1$



Fig. 7 Streamlines

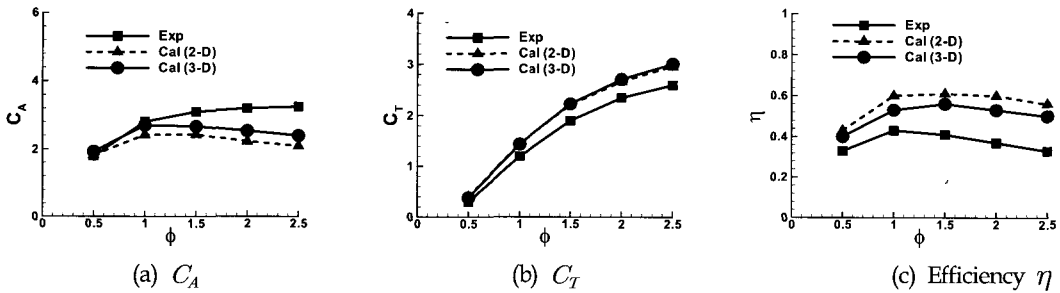


Fig. 8 Comparison between experiment and calculation

계산된 압력과 유속분포를 사용하여 입구와 출구의 압력강하는 물론 날개의 토크를 구할 수 있다. 즉, 날개면 상의 압력분포와 유속분포를 진행방향으로 적분하여 압력저항과 마찰저항을 구할 수 있으며 이로부터 터빈 날개의 토크를 계산할 수 있다.

Fig. 8은 2차원 및 3차원계산과 Setoguchi et al.(2001)의 실험치를 비교한 것이다. 3차원 계산에서 날개 끝과 덕트와의 간극 (Tip clearance)은 없다고 가정하였다. Flow coefficient가 증가할수록 계산과 실험에 차이가 발생함을 볼 수 있다. 이는 주로 로우터 날개와 덕트 사이의 간극의 영향으로서 다음 절에 다시 소개할 것이다. 3차원 효과는 Torque 계수보다는 Input 계수에 더 영향을 미치고 있다. 결과적으로 효율은 3차원의 경우가 다소 낮게 구해지는데 이는 실험치와 좀 더 일치하는 방향이다. 희망적인 것은 2차원 해석이 복잡한 3차원 해석결과와 큰 차이를 보이지 않는 것으로서 실제 설계시 다양한 조건에서의 신속한 해석이 가능할 것으로 여겨진다. 참고로 2차원해석의 계산시간은 보통 1분 이내, 3차원해석은 30분 정도가 소요된다.

3.4 날개끝 간극 (Tip Clearance) 영향

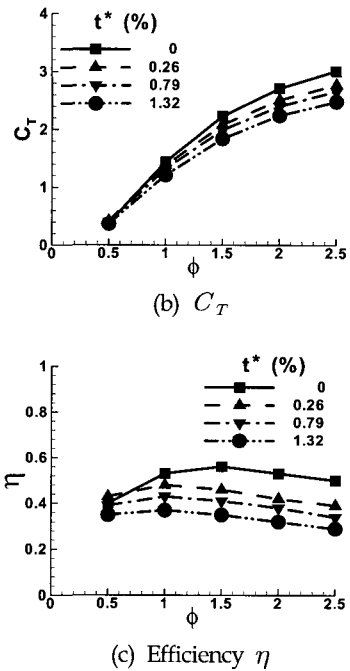
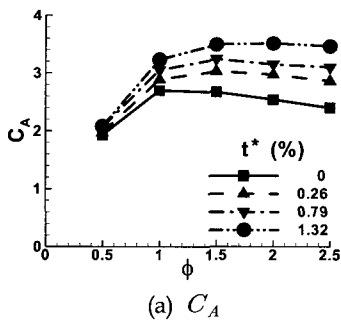
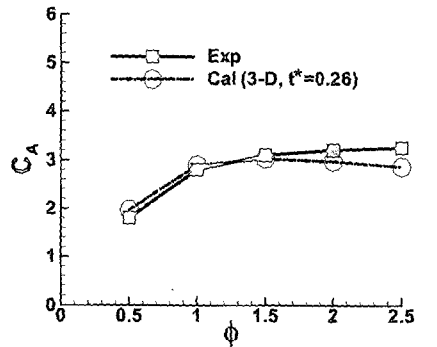


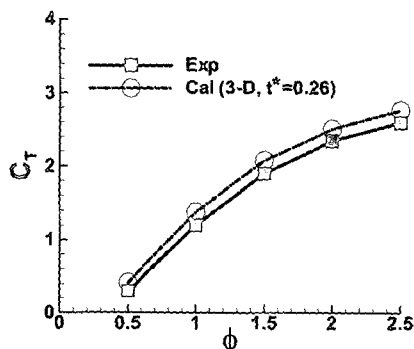
Fig. 9 Effect of tip clearance

날개끝 간극의 영향을 보기 위하여 3차원으로 설계된 터빈 로우터의 끝과 덕트 사이의 간극을 0, 1, 3, 5mm로 변화시키면서 계산을 수행하였다. Fig. 9와 같이 간극에 따라 대단히 큰 성능 차이를 보여주고 있다. 여기서 t^* 는 날개끝 간극을 로우터 직경으로 나눈 값으로서 %로 표시하였다. 따라서 터빈 제작 공정시 날개끝 간극을 1mm ($t^*=0.26$) 이내로 제작하는 것이 중요할 것이다. 끝으로 Fig. 10은 날개끝 간극을 1mm로 보고 계산한 결과와 실험치가 비교되어 있다. 실험시

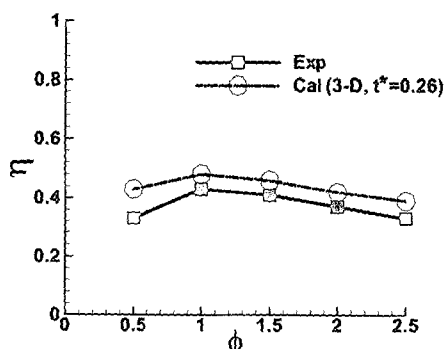
날개의 간극은 대략 1mm 내외로 제작되고 있는바 이것이 최종적인 터빈 성능해석 결과로 볼 수 있다. 실험과 계산이 비교적 잘 일치하고 있으며 경향 또한 서로 유사하다. 이로부터 FLUENT를 이용한 수치해석은 임펠스 터빈 설계에 유용하게 사용될 수 있음을 확인할 수 있었다.



(a) C_A



(b) C_T



(c) Efficiency η

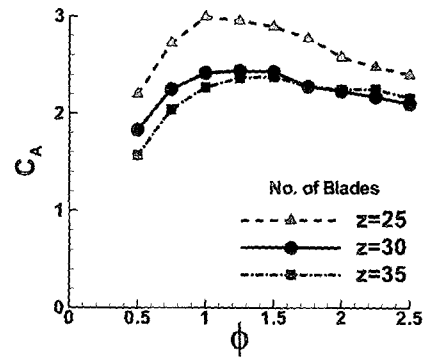
Fig. 10 Final Comparison Between Calculation and Experiment

4. Parametric Study를 통한 성능해석

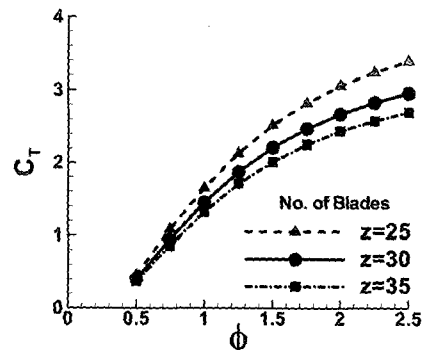
4.1 로우터 날개수의 영향

날개수의 영향은 동일한 유량을 가정할 때 1개의 날개에

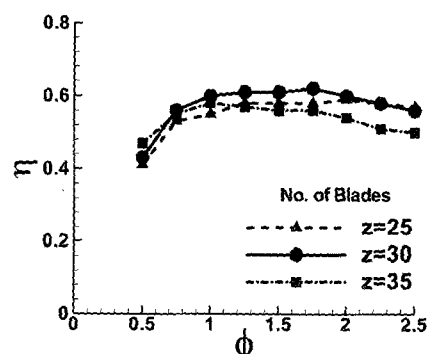
들어오는 유량의 상대적인 차이로 표시된다. 즉, 날개수가 증가하게 되면 1개의 날개에 유입되는 유량은 날개수에 반비례하게 된다. 결과는 Fig. 11과 같다.



(a) C_A



(b) C_T



(c) Efficiency η

Fig. 11 Effect of the Number of Rotor Blades

4.2 허브비의 영향

허브비의 영향은 동일한 유량을 가정할 때 질량보존법칙을 만족시키는 해당 유속을 찾는 방법으로 고려되었다. 즉, 허브비가 커지게 되면 흐름의 단면적이 작아지므로 그에 따라 유속의 증가가 유발되게 된다. 결과는 Fig. 12와 같다.

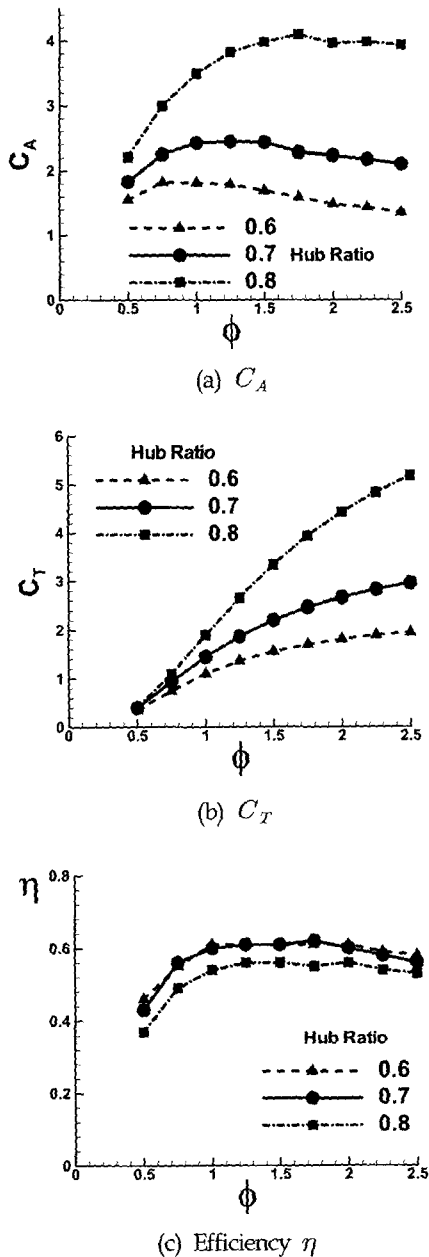


Fig. 12 Effect of hub ratio

5. 결 론

파력발전용 임펄스 터빈의 개념설계를 수행하고 FLUENT를 이용하여 터빈 성능해석을 시도하였다. 2차원 및 3차원 유동해석을 실시하였으며 계산된 결과는 기존에 존재하는 실험결과와 비교되었다. 2차원 해석이 계산의 오차, 날개끝 간극의 조절문제 및 곡률의 영향 등으로 다소 나쁜 경향을 보여주었으나 정성적으로 볼때 충분히 설계에 이용할 만한 정도임을 확인하였다. 3차원 수치계산으로 날개끝과 덕트 사이 간극의 영향을 조사하였는데 날개끝 간극이 커지면서 효율의 상당한 저하를 확인할 수 있었다. 따라서 날개끝 간극은 모형 터빈의 경우 1mm 이내로 조절되는게 중요하다고 판단하였다. 간극이 1mm일때 계산된 3차원 해석결과는 실험결과와 상당부분 일치하는 결과를 보여 주었다. 끝으로 2차원 해석으로 터빈 날개수 및 허브비의 영향을 조사하였는데 날개수 30개인 경우가 가장 우수하였으며 허브비는 0.6인 경우와 0.7인 경우가 비슷한 정도를 보여주었다. 추후 본 계산기법을 이용하여 보다 성능이 우수한 최적 임펄스 터빈을 설계할 것이며, Wells 터빈과의 상대적인 우수성도 검토하고자 한다.

참 고 문 헌

- 현범수, 서정천, 이관목 (1993), "파력발전용 웰즈터빈의 유체역학적 성능연구", 대한조선학회 논문집, 제30권, 제4호, pp 23-30.
- 홍석원 (2003). 한·인도 해양에너지 공동연구사업, 한국해양연구원 연구보고서.
- Thakker, A. and Dhanasekaran, T.S. (2003). "Computed Effects of Tip Clearance on Performance of Impulse Turbine for Wave Energy Conversion", Renewable Energy 29, Pergamon, pp 529-547.
- Setoguchi, T., Santhakumar, S., Maeda, H., Takao M. and Kaneko, K. (2001). "A Review of Impulse Turbines for Wave Energy Conversion", Renewable Energy 23, Pergamon, pp 261-292.

2004년 7월 12일 원고 접수

2004년 9월 7일 최종 수정본 채택