

# 축류터빈 동익 내부의 누설유동에 관한 수치해석 Numerical Analysis of Tip Leakage Flows in Axial Flow Turbine Rotors

정 희 태  
H. T. Chung

**Key Words** : Leakage Flow(누설유동), Numerical Simulation(수치 모사), Turbine Rotors(터빈 동익), Tip Clearance(팁 간극), Passage Vortex(통로 와류), Secondary Flow(이차유동)

**Abstract** : Numerical analysis of three-dimensional viscous flow-fields in the turbine rotor passages was carried out to investigate flow physics including the interaction between secondary vortices, tip leakage vortex, and the rotor wake. The blade tip geometry was accurately modeled adopting the embedded H grid system. An explicit four-stage Runge-Kutta scheme was used for the time integration of both the mean flow and turbulence equations. The computational results for the entire turbine rotor flows, particularly the tip clearance flow and the secondary flows, were interpreted and compared with the experimental data from the Penn State turbine stage. The predictions for major features of the flow field have been found to be in good agreement with the experimental data.

## 1. 서 론

터빈 동익의 누설유동은 다단 터빈부의 공력 특성과 효율, 열전달, 소음, 진동 등에 중요한 영향을 미친다. 블레이드 팁과 케이싱 사이의 간극으로 생성되는 손실 메커니즘은 세 가지로 규명할 수 있다. 첫째로, 블레이드 팁 사이로 빠져나가는 누설 유동은 유동 굴절이 적으므로 동익의 일하중(blade loading)을 생성시키지 못한다. 두 번째로, 좁은 팁 간극으로 점성유동에 의한 손실이 증가한다. 세 번째로, 누설 유동과 주유동의 혼합으로 손실이 추가된다. Schaub<sup>1)</sup>의 연구 결과에 의하면, 고압 고성능 터빈 손실에서 누설 유동에 의한 것이 30%까지 차지한다.

이러한 누설 유동은 복잡한 3차원 구조를 가진다. 동익의 팁 간극에서 발생한 누설 유동은 통로 이차 유동과 결합하여 팁 간극 와류로 발전하고, 후류로 진행하여 다음 열의 블레이드에 비정상 3차원 유동을 야기 시킨다.<sup>2)</sup> 유동 특성과 기하학적 구

조가 복잡하여, 누설 유동에 대한 연구는 대부분 선형 익렬에 국한되었다. 최근에는, 측정 기법이 발달하여 실제 터빈 성능 장치를 이용하여 누설 유동에 대한 보다 상세한 연구결과가 발표되고 있다.

수치기법을 이용하면 누설 유동 특성을 이론적으로 규명할 수 있다. Myoung과 Yang<sup>3)</sup>은 선형 터빈 익렬 유동장을, 박 등<sup>4)</sup>은 축류압축기 내부의 천음속 누설 유동 특성을 수치적으로 해석하였다. Tallman 등<sup>5)</sup>은 블레이드 팁과 케이싱 간의 누설 유동장에 상대 운동이 미치는 영향을 수치모사하였다.

본 연구에서는 터빈부 동익의 누설 유동 특성을 수치적으로 해석하는 기법을 개발하고, 이를 기존의 실험과 비교하여 기법의 타당성을 검증하는 것이다. 유동방정식 해석을 위한 수치기법은 기존에 개발된 압축성 3차원 Navier-Stokes 방정식 해석 코드를 가스터빈엔진의 형상 적용에 맞게 수정하였다. 적용 대상으로는 기존에 잘 알려진 실험 모델을 선정하였다.

## 2. 수치기법

터빈 동익 내부의 3차원 점성 유동장은 다음과 같은 Navier-Stokes 방정식으로 나타낼 수 있다.

접수일 : 2004년 7월 3일  
정희태(책임저자) : 경상대학교 기계항공공학부  
항공기부품기술연구센터  
E-mail : htchung@gksnu.ac.kr, Tel. : 055-751-6165

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho U_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j U_i)}{\partial x_j} - - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho e_0)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j h_0)}{\partial x_j} - - \frac{\partial(U_j \tau_{ij} - q_i)}{\partial x_i} \quad (3)$$

여기서  $\rho$ 는 유체의 밀도,  $U$ 는 일반좌표계 방향의 유속(contravariant velocity),  $e_0$ 는 전 에너지(total energy),  $h_0$ 는 전 엔탈피(total enthalpy)이다.

난류 유동장 해석을 위해서는 Chien<sup>6)</sup>이 개발한 저 레이놀즈  $k-\epsilon$  난류모델을 채택하였다. 이에 의하면, 난류 점성계수( $\mu_t$ )와 난류 에너지 생성항( $P_k$ )은 다음과 같이 묘사된다.

$$\mu_t = C_{\mu} f_{\mu} \rho \frac{k^2}{\epsilon}, \quad P_k = -u_i u_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \quad (4)$$

위 식의 수치해석을 위해서, Kunz와 Lakshminarayana<sup>7)</sup>가 개발한 4단계 Runge-Kutta 코드를 압축성 터보기계의 누설 유동장 해석에 적합하도록 수정하였다. 유동장 해석을 위한 전처리 과정으로 기존에 개발한 TURBO-GRID3D<sup>8)</sup>를 누설 유동장 및 터빈 동익 형상에 적합하도록 일부 보완하였다.

### 3. 해석결과 및 고찰

#### 3.1 적용 대상

본 연구에서는 수치기법의 타당성을 검증하기 위해서 펜실바니아 주립대에서 수행한 저속 1단 터빈 성능시험의 동익 유동장을 적용 모델로 선정하였다.<sup>9)</sup> 시험장치의 개요도는 Fig. 1에 도시되어 있다. 시험 장치의 팬 회전수는 1,300 rpm, 팁 반경은 458.3 mm로 저속 대형 익형 성능시험 설비이다. 입구의 상대 레이놀즈수는  $0.25 \sim 0.45 \times 10^6$  이고, 동익에 작용하는 무차원화된 힘인 Zweifel 계수<sup>10)</sup>는 0.90으로 설계되었다. 본 설비는 General Electric 엔진회사의 지원을 받아 지난 10여 년간 시험을 수행하여, 터빈 공력 성능 해석의 기준으로 인용되어 오고 있다. 이 시험 설비는 블레이드의 표면 압력 분포 뿐만 아니라, 익형 내부의 3차원 유동장을 LDV로 측정할 결과를 얻을 수 있으므로 수치기법의 검증용으로 적합하다고 사료된다.

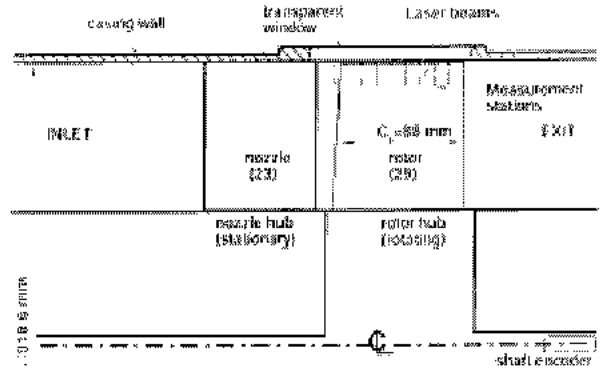


Fig. 1 Experimental apparatus

본 연구에서는 동익 내부의 3차원 유동뿐만 아니라 누설 유동장도 해석하기 위해서 embedded H형 격자 시스템을 채택하였다. 팁 간극은 0.75 %로 이 부근에는 18개의 계산 격자점을 분포시켜 누설 유동 특성을 잘 묘사하도록 하였다. 생성된 계산 격자점은 Fig. 2와 같이, 총 계산 격자점은 100(축방향)×60(회전방향)×78(반경방향)이다.

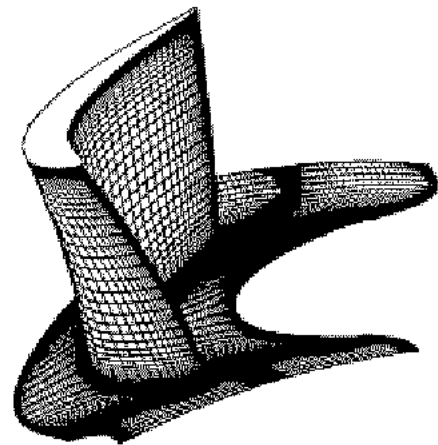


Fig. 2 Computational grids

계산 영역에서 입구는 선단에서  $X/C_{ax} = -0.2$ (블레이드 축방향 익형길이 기준)에 위치하고, 출구는 블레이드 끝단에서  $X/C_{ax} = 0.7$ 이다. 입구의 유동 조건은 Fig. 3과 같이 Zaccaria 등<sup>11)</sup>의 정의 출구의 실험 데이터를 사용하였다.

$X/C_{ax} = 1.1$ 인 후류에서의 수치해석 결과를 실험치와 비교하면 Fig. 4와 같다. 유동각과 반경방향의 이차 유속은 전 반경에서 잘 일치한다. 전속도의 경우, 팁 부근에서는 실험 결과와 일치하지만 중간 이하에서는 정량적으로 차이를 보인다. 이는 허브에서 주어진 수치해의 경계조건이 실제 실험 조건과 일치하지 않은 이유로 추정된다. 그러나, 팁 부

근에서 수치해석 결과와 실험치는 잘 일치하고, 유동각 및 반경 속도 등 이차 유동 특성의 경향을 잘 예측하므로, 누설 유동 특성 분석에는 적합할 것 같다.

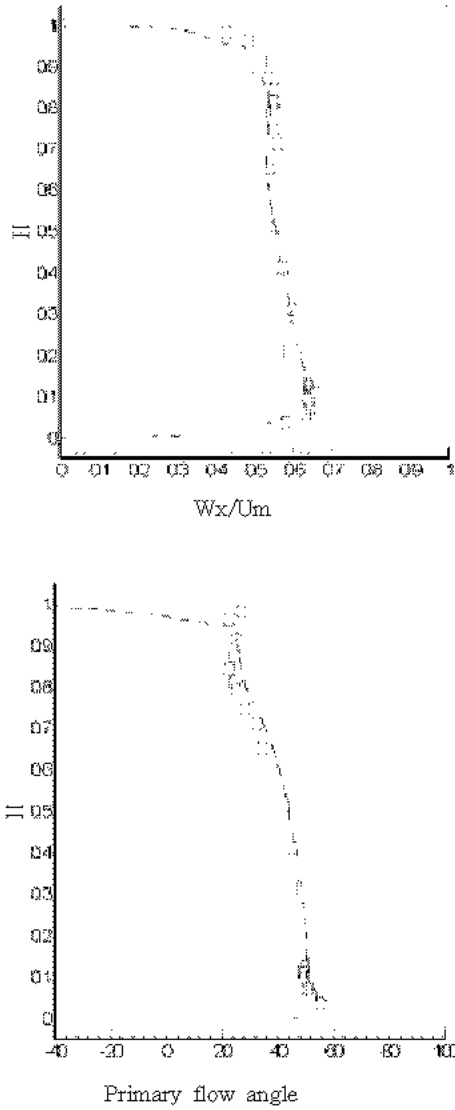


Fig. 3 Inlet properties

3.2 블레이드 표면 압력분포

터빈의 주요 공력 특성 중 하나는 블레이드 표면에서의 공력하중 즉, 압력 분포이다. 블레이드 표면의 압력분포에 관해 본 해석 결과와 실험 결과<sup>12)</sup>를 비교하면 Fig. 5, 6과 같다. 본 연구의 수치해석 결과와 실험 결과는 반경 중심 부근에서는 정량적으로 잘 일치하였다. 팁 끝단 부근에서는 누설 유동의 정성적 경향은 일치하였으나, 입구의 비정상성 등으로 와류 중심의 강도와 위치는 약간의 불일치를 보였다.

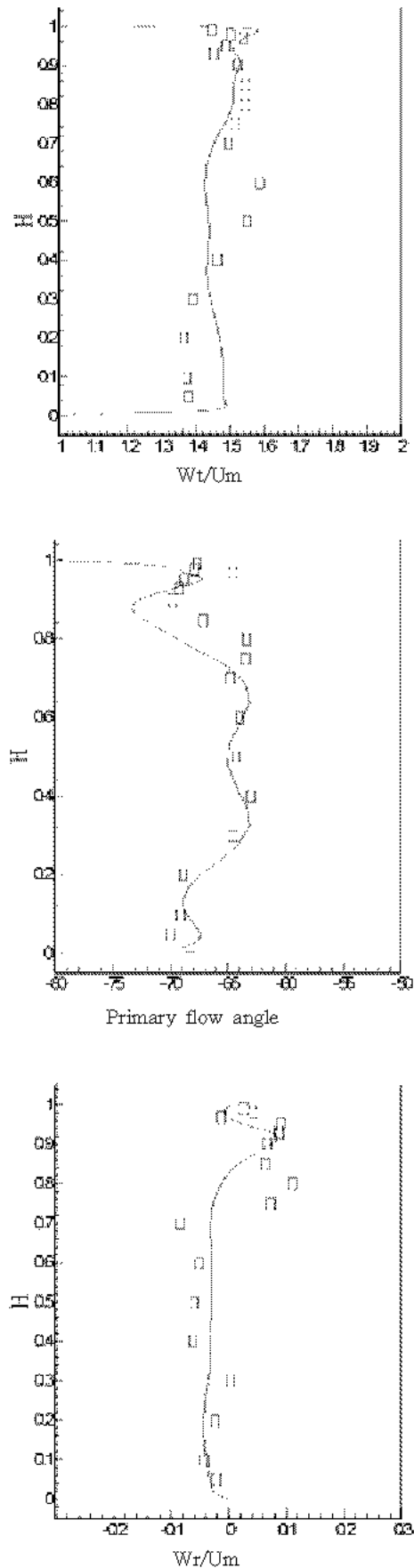
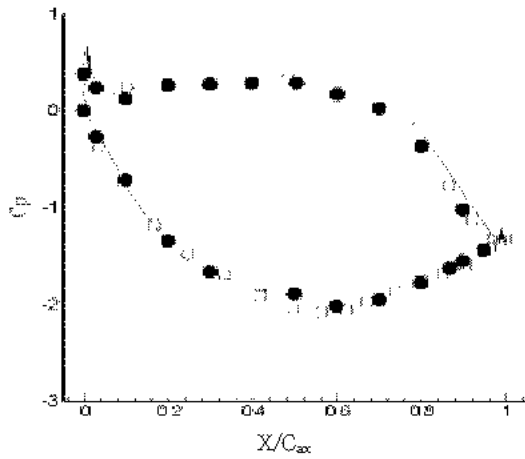
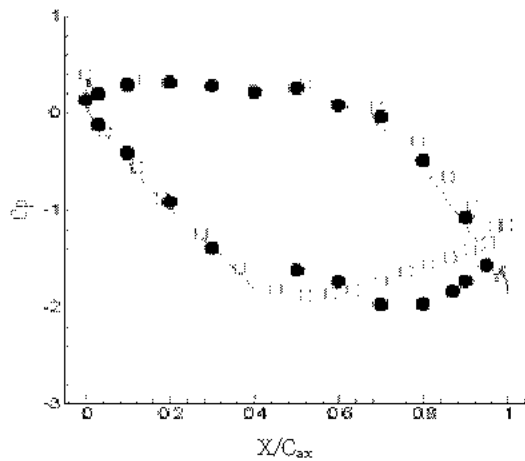


Fig. 4 Profiles of pitchwise mass-averaged at X/Cax=1.1



(a) Mid span



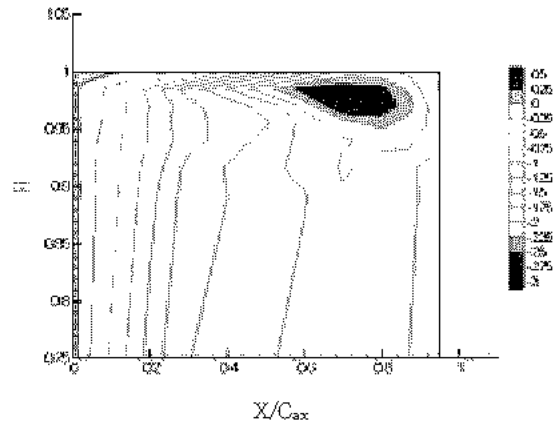
(b) 90% span

Fig. 5 Blade pressure coefficients

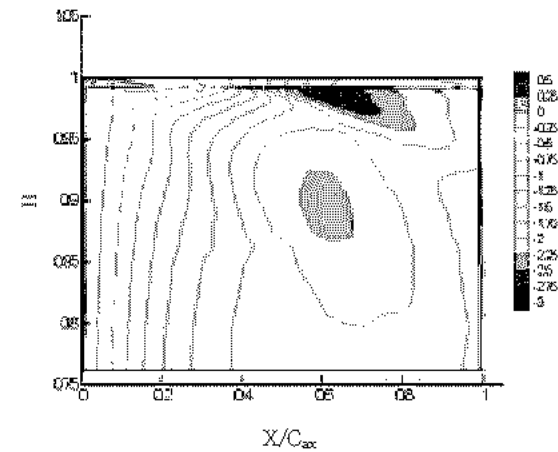
(● : experiment, □ : design, — : computation)

Fig. 5에는 중간 반경(Mid span)과 팁 부근(H=0.9)에서의 블레이드 표면 압력분포를 설계치, 실험치, 수치해석 결과를 비교하였다. 설계치는 비점성 준3차원 해석법을 사용한 것이다. 중간 반경에서는 설계치, 실험치, 수치 결과 모두 비점성 유동 특성으로 유사한 경향을 보여준다. 팁 부근에서는 압력면의 전 영역과 부압면 전반까지는 비점성 경향으로 실험치와 비점성 이론이 일치하지만, 부압면 후반부에서는 통로와류의 발생으로 점성 유동 특성이 나타나 실제는 비점성 이론치보다 작아진다. 본 수치해석 결과는 최소 압력값의 위치가 실험 결과보다 일찍 나타난다.

Fig. 6은 블레이드 부압면의 정압 분포를 나타낸 것이다. 누설 유동과 통로와류에 의한 이차 유동 특성은 H=0.9 이상에 국한되고 그 이하는 2차원 유동 특성을 보인다.



(a) Experiment



(b) Computation

Fig. 6 Static pressure distribution on blade suction surface

### 3.3 익렬 내부의 누설 유동

블레이드 팁 간극과 부압면 부근에서는 누설 유동과 통과 이차 와류가 복잡한 상호 작용을 일으키며 주유동 방향으로 진행된다. 익렬 내부를 따라 각 단면에서의 유동 속도, 유동각, 와류 강도 등을 비교하면 익렬 내부의 3차원 유동 특성을 검정할 수 있다.

피치 방향을 평균한 유동 변수치를 반경 방향으로 나타내면 Fig. 7(축방향 속도), Fig. 8(주유동각)과 같다. 팁 간극 부근에서 수치결과는 실험치<sup>13)</sup>와 잘 일치함을 알 수 있다.

X/Cax = 0.9인 익렬 후반부에서의 단면 유동 특성을 실험치와 비교하면 Fig. 9(축방향 유동속도), Fig. 10(유동각), Fig. 11(이차 유동)과 같다. 팁 간극과 부압면 부근에서 누설 유동이 통로 와류와 상호 작용함을 알 수 있다. 와류의 중심점 위치와 강도는 정량적으로 일치하지 않으나 정성적 경향은 보여준다.

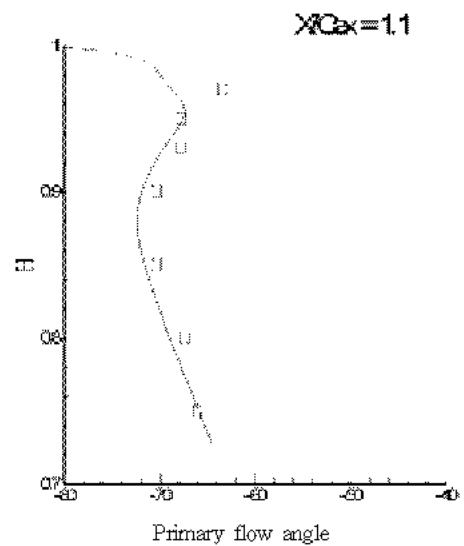
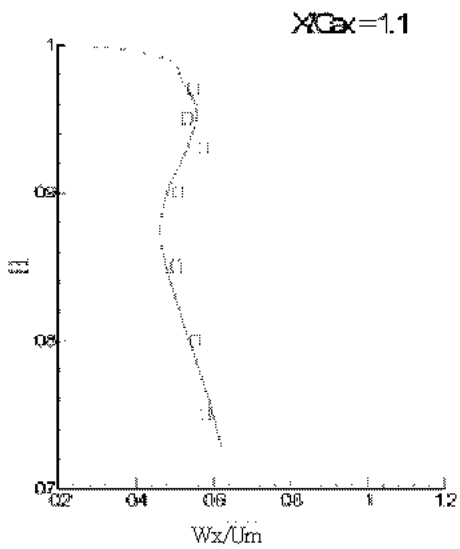
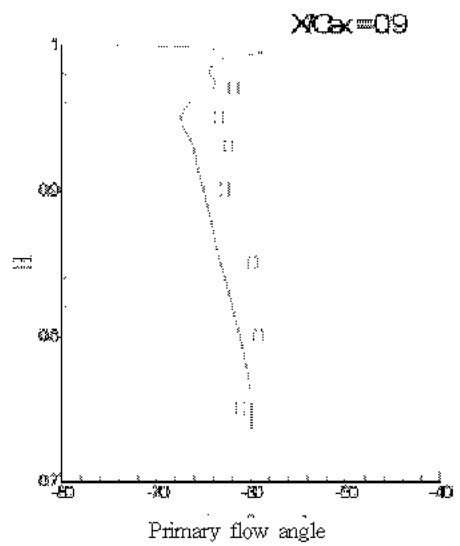
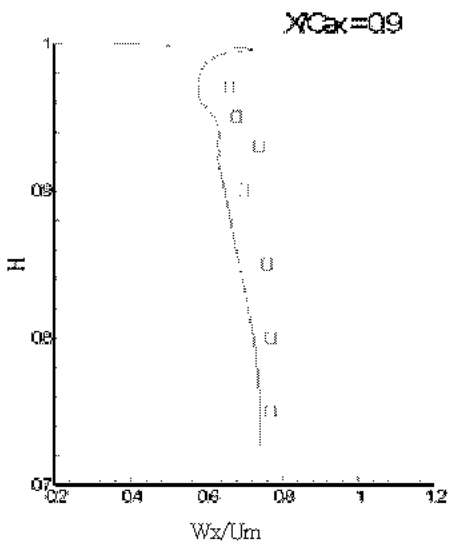
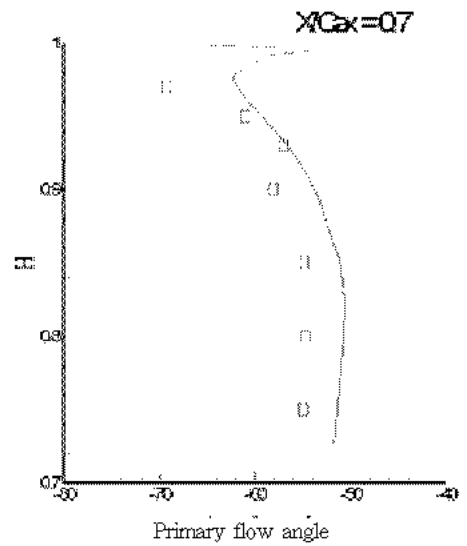
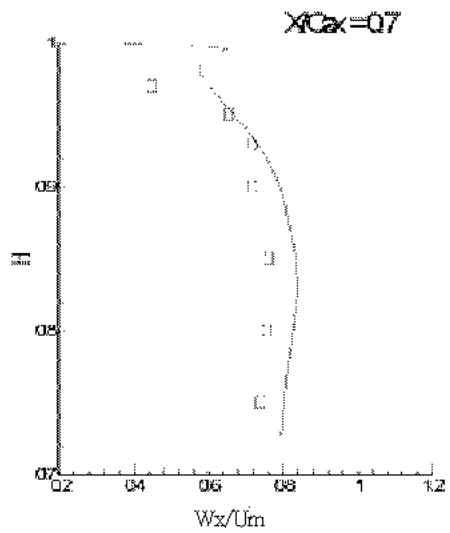


Fig. 7 Development of pitchwise mass-averaged axial velocity( $\square$ :experiment,—:computation)

Fig. 8 Development of pitchwise mass-averaged primary flow angle( $\square$ : experiment,— :computation)

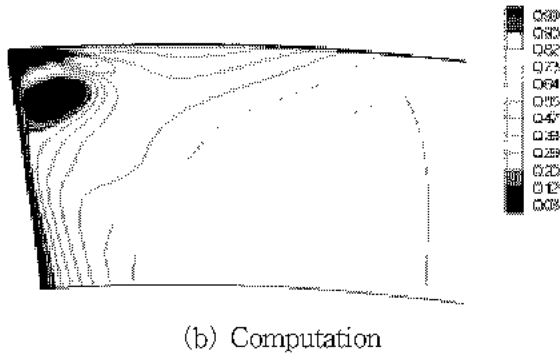
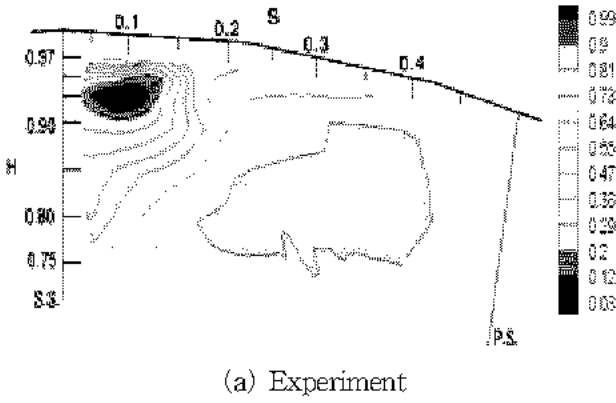


Fig. 9 Distribution of axial velocity inside rotor passage at  $X/C_{ax}=0.9$

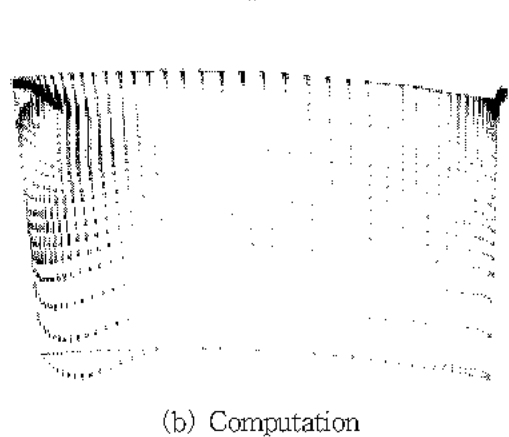
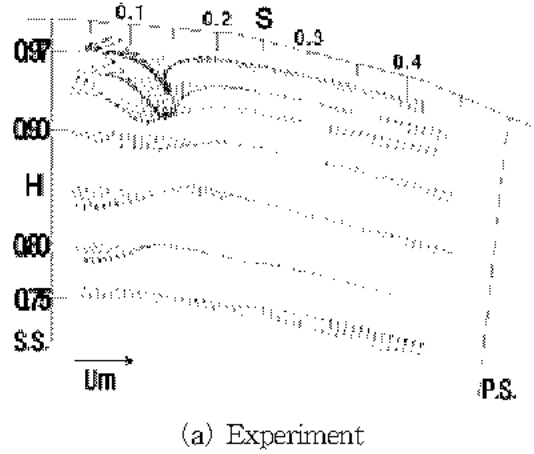


Fig. 11 Distribution of secondary velocity inside rotor passage at  $X/C_{ax}=0.9$

입지추적 프로그램을 이용하여 3차원 속도벡터를 가시화하면, 허브 부근의 이차 유동 특성과 팁 부근의 누설 유동 메커니즘을 보다 상세하게 분석할 수 있을 것이다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 기존에 개발된 유동해석 코드를 이용하여 터빈부 동 내부의 3차원 점성 유동을 수치 해석하고, 이를 기존의 실험과 비교하여 기법의 타당성을 검증하였다.

기존에 개발된 4차원 Runge-Kutta기법을 터빈의 기하학적 형상과 유동장 특성에 맞게 수정하였다. 유동의 전처리 과정은 기존에 개발된 터보기계 전용 계산 격자 생성 코드를 사용하였다. 펜실바니아 주립대의 시험용 저속 1단 성능시험 결과에 적용하여, 블레이드의 표면 압력 분포, 익렬 내부의 와류 특성 등을 비교하였다.

본 수치 해석에서 얻은 결과를 요약하면 다음과 같다.

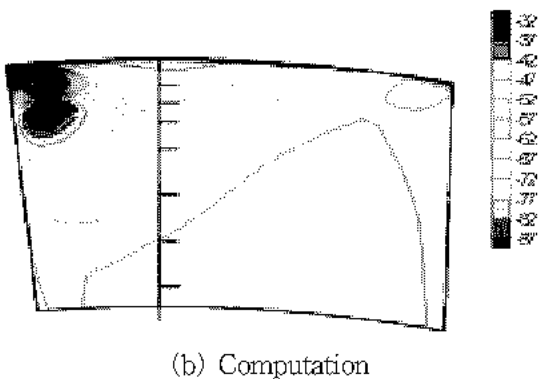
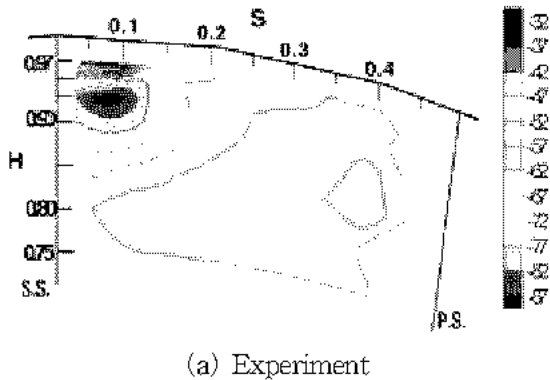


Fig. 10 Distribution of primary flow angle inside rotor passage at  $X/C_{ax}=0.9$

1. 출구에서의 유동장은 실험치와 비교하면, 허브에서는 잘 일치하지 않으나 팁 부근에서는 잘 일치한다.
  2. 팁 부근에서의 블레이드 표면 압력 분포와 익렬 누설 유동 특성은 실험 결과와 비교하여 정성적으로는 유사한 경향을 보인다
- 실제 유동은 정·동익에 의한 간섭 유동장이므로 이에 대한 비정상 조건을 고려하면 정량적으로 보다 정확한 수치 결과를 얻을 수 있을 것 같다.

## 후 기

본 연구는 과학기술부·한국과학재단 지정 지역 협력연구센터인 항공기부품기술연구센터의 지원에 의해 연구되었으며 이에 감사드립니다. 또한, 방문 연구기간 동안 본 연구의 수행에 여러모로 도움을 주신 펜실바니아 주립대의 故 Lakshiminarayana 교수님과 Tallman 박사님, 그리고 G.E.의 Chmobrovin 박사님께도 감사드립니다.

## 참고문헌

1. U. W. Schaub, E. Vlastic, and S. H. Moustapha, October 1993, "Effect of Tip Clearance on the Performance of a Highly Loaded Turbine Stage", AGARD-CP-537, Technology Requirements for Small Gas Turbines, Paper 29.
2. S. A. Sjolander, 1997, "Secondary and Tip-Clearance Flows in Axial Turbines, Overview of Tip-Clearance Effects in Axial Turbines", von Karman Institute for Fluid Dynamics, Lecture Series 1997-01.
3. H. K. Myoung and S. Y. Yang, 2003, "Numerical Study on Flow Characteristics at Blade Passage and Tip Clearance in a Linear Cascade of High Performance Turbine Blade", KSME Int. J., Vol. 17, No. 4, pp. 606~616.
4. 박준영, 정희택, 백제현, 2003, "천음속 회전익에서의 누설유동", 대한기계학회논문집, 제27권, 제1호, pp. 84~94.
5. J. Tallman, and B. Lakshiminarayana,, 2001, "Numerical Simulation of Tip Leakage Flows in Axial Flow Turbines, With Emphasis on Flow Physics: Part II-Effect of Outer Casing Relative Motion", J. Turbomachinery, Vol. 123, pp. 324~333.
6. K. Chien, 1982, "Prediction of Channel and Boundary-Layer Flows with a Low Reynolds Number Turbulence Model", AIAA J., Vol. 20, No.1., pp. 206~214.
7. R. Kunz, and B. Lakshiminarayana, 1984, "Three-Dimensional Navier-Stokes Computation of Turbomachinery Flows Using an Explicit Numerical Procedure and a Coupled k-ε Turbulence Model", J. of Engr. Power, Vol. 106, No. 3, pp. 561~569.
8. 정희택, 1998, "축류압축기의 공력설계를 위한 대화형 계산격자점 생성프로그램 개발", 유체기계저널, 제1권, 제1호, pp. 7~16.
9. B. Lakshiminarayana et. al., 1996, "Design and Development of a Turbine Research Facility to Study the Rotor-Stator Interaction Effects", Int. J. Turbo and Jet Engines, Vol. 13, pp. 155~172.
10. M. Zaccaria, and B. Lakshminarayana, 2000, "Investigation of the Three-Dimensional Flow Field at the Exit of a Turbine Nozzle", AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol. 11, pp. 55~63.
11. B. Lakshminarayana, 1996, "Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery", John Wiley & Sons Inc., New York, pp. 160~161.
12. X. Xiao, A. McCarter, and B. Lakshminarayana, "Tip Clearance Effect in Turbine Rotor . Part I: Pressure Field Losses", ASME Paper 200-GT-0476.
13. A. McCarter, X. Xiao, B. Lakshminarayana, 2000, "Tip Clearance Effect in Turbine Rotor. Part II: Velocity Field", ASME Paper 2000-GT-0477.