

〈기술논문〉

선형터빈 익렬의 익단간극유동에 대한 수치해석적 연구

이 훈 구* · 유 정 열**

(1996년 8월 27일 접수)

Numerical Simulation of Tip Clearance Flows through Linear Turbine Cascades

Hun Goo Lee and Jung Yul Yoo

Key Words : Linear Turbine Cascade (선형터빈익렬), Tip Clearance Flow (익단간극유동), Generalized k- ϵ Model (일반화된 k- ϵ 모델), Vena Contracta (축류), Secondary Flow (2차유동)

Abstract

Three-dimensional turbulent incompressible flow through the tip clearance of a linear turbine rotor cascade with high turning angle has been analyzed numerically. As a preliminary study to predict the tip clearance loss realistically, a generalized k- ϵ model derived by RNG (renormalized group) method is used for the modeling of Reynolds stresses to account for the strain rate of turbulent flow. The effects of the tip clearance flow on the passage vortex, the total pressure loss are considered qualitatively. The existences of vena contracta and tip clearance vortex have been confirmed and it has been shown that as the size of the tip clearance increases, the accumulated flow through the tip clearance and the total pressure loss downstream of the cascade increase.

1. 서 론

가스터빈의 성능 향상을 위하여는 터빈 블레이드 통로를 지나는 유동에 대한 정확한 이해를 필요로 한다. 특히 2차유동 및 익단간극유동은 손실에 많은 영향을 주는 3차원 현상으로서 많은 연구의 대상이 되고 있다.

압축기 익단간극유동은 블레이드의 두께가 얇고 전향각이 작아서 영두께 가정(zero thickness assumption)을 적용할 수 있으므로 오래전부터 많은 연구가 이루어져 왔다. 그러나, 터빈 익단간극유동은 두껍고 전향각이 큰 블레이드 형상때문에

이런 가정을 적용할 수 없어서 비교적 최근에 이루어진 수치해석기법의 발달에 힘입어 비로소 많은 연구가 이루어지고 있다. Moore 등⁽¹⁾은 이상화된 2차원 유동에 대하여 층류유동 계산을 수행함으로써 Reynolds 수가 익단간극유동에 미치는 영향을 연구하였다. Moore와 Moore⁽²⁾는 입구 끝벽 경계층의 두께를 선형 익렬의 익단간극보다 작게 함으로써 끝벽 경계층의 영향을 배제할 수 있는 실험을 수행하였고, Liu와 Bozzola⁽³⁾는 이 실험으로부터 얻어진 자료들을 사용함으로써 Baldwin Lomax eddy viscosity 모델을 도입한 코드의 검증을 수행하였다. Choi⁽⁴⁾는 익단간극 내에 많은 격자를 주어 미세한 유동구조를 포함하여 회전하는 익렬과 슈라우드 사이의 익단누설유동을 예측하였다. Basson과 Lakshminarayana⁽⁵⁾는 인공 소산항과 효율적인 격자생성기법을 사용함으로써 터빈 내의 난류유동

*회원, 산업과학기술연구원

**회원, 서울대학교 기계공학과

을 정확하게 예측할 수 있는 방법을 제시하였다. Gallus 등⁽⁶⁾은 축류터빈단 (axial turbine stage)에서 비정상 현상 (unsteady phenomena)을 실험적 및 수치해석적으로 연구하였다. 그들은 다익렐에서 비정상유동 계산은 전체적인 시간평균유동은 매우 잘 예측하나, 정상유동 계산은 단출구 (stage exit)에서 2차유동을 정확히 예측하지는 못함을 보였다. Mizuki 와 Tsujita⁽⁷⁾는 Yamamoto,⁽⁸⁾ Yamamoto와 Nouse,⁽⁹⁾ Yamamoto⁽¹⁰⁾가 수행하였던 일련의 실험결과들을 모사하기 위하여 단순히 표준 $k-\epsilon$ 난류모델을 사용하는 계산을 수행하였다. 그들의 결과는 격자수의 제한과 수치해석 기법의 제한으로 인하여 실험과 상당한 차이를 보였다.

본연구는 전향각이 큰 선형터빈 익렬을 통하는 난류유동에 관한 연구⁽¹¹⁾의 연속으로서 Yamamoto와 Nouse⁽⁹⁾, Yamamoto⁽¹⁰⁾의 실험대상이었던 터빈동익렬 (turbine rotor cascade)의 익단간극유동에 관한 수치시뮬레이션을 수행함으로써 익단간극유동의 특성 및 이로 인한 손실에 대한 이해를 증진시키고자 한다.

2. 수치해석 방법

Fig. 1은 본 연구에서 채택된 계산영역 및 경계조건을 나타내는데, Cartesian좌표계가 적용되었으

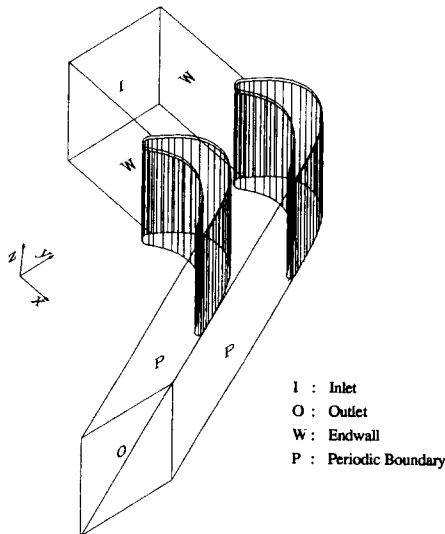


Fig. 1 Coordinate system and boundary surfaces of the physical domain

며 x, y, z 는 각각 축방향, 피치방향 및 스펠방향을 나타낸다. 다음의 시간 평균 비압축성 정상 난류유동장에 대한 지배방정식의 해를 일반좌표계에서 SIMPLE알고리즘을 적용함으로써 수치해석적으로 구한다 :

$$\frac{\partial(\rho U_k)}{\partial x_k} = 0,$$

$$\frac{\partial}{\partial x_k}(\rho U_k U_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \rho u_i u_j \right].$$

난류모델로는 RNG $k-\epsilon$ 모델⁽¹²⁾을 채택한다 :

$$\frac{Dk}{Dt} = \nu_t S^2 - \epsilon + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\alpha_k \nu_t \frac{\partial k}{\partial x_i} \right),$$

$$\frac{D\epsilon}{Dt} = C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{k} \nu_t S^2 - C_{\epsilon 2} \frac{\epsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\alpha_\epsilon \nu_t \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right) - R,$$

$$\nu_t = C_\mu \frac{k^2}{\epsilon},$$

$$R = \frac{\nu_t S^3 (1 - \eta/\eta_0)}{1 + \beta \eta^3} = \frac{C_\mu \eta^3 (1 - \eta/\eta_0)}{1 + \beta \eta^3} \frac{\epsilon^2}{k},$$

$$\eta_0 = \sqrt{\frac{C_{\epsilon 2} - 1}{C_\mu (C_{\epsilon 1} - 1)}}, \quad \eta = S \frac{k}{\epsilon}, \quad S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}},$$

여기서 $C_\mu = 0.085$, $C_{\epsilon 1} = 1.42$, $C_{\epsilon 2} = 1.68$, $\alpha_k = 1.39$, $\alpha_\epsilon = 1.39$, $\beta = 0.012$ 이고 변형율의 변화를 다루는데 필수적인 새로운 항 R 은 ϵ 에 대한 이송방정식에 포함된다. 터빈 동익의 복잡한 기하 형상을 따라서 경계조건을 지정하고, 유동 현상과 맞추어서 계산격자계를 편리하게 배치하기 위하여 경계밀좌표계를 채택하였다. 입구경계층 내에서는 평판경계층 실험 (Cebeci 등⁽¹³⁾)으로부터 얻어진 경험치와 식이 사용되었다. 입구면에서 경계층 외부의 에너지소산율은 아래 식으로부터 얻는다 :

$$\epsilon = \frac{C_\mu k^{3/2}}{L}$$

여기서 L 은 특성길이로서 Hah의⁽¹⁴⁾ 연구에서처럼 $L = 0.01P$ (P 는 피치)로 주어진다. 출구면은 익렬 끝단으로부터 충분히 먼 하류에 위치하여 반복계산 동안 입구유량과 출구유량이 같아지도록 출구 속도 성분을 수정한다. 압력면, 흡입면, 허브쪽 끝벽, 익단면 및 익단쪽 끝벽을 포함하는 벽들의 경계조건으로는 벽근처의 격자수를 줄이기 위하여 벽법칙을 사용한다. 입구부터 익렬선단까지 그리고 익렬 끝단부터 출구까지의 경계면에서는 모든 변수들에 대하여 주기조건을 적용한다.

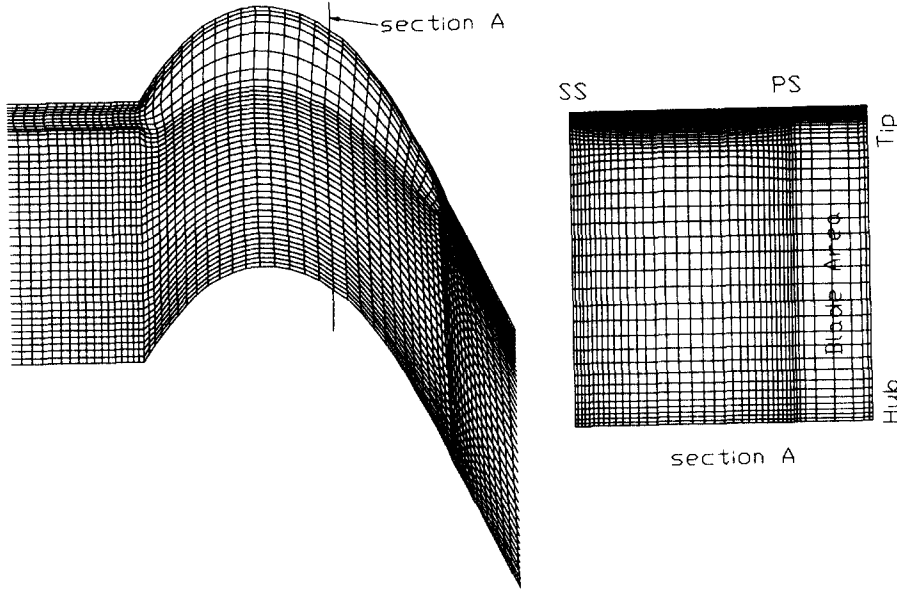


Fig. 2 Computational grids ($90 \times 47 \times 43$) used for calculating cascade flow with 2.1% tip clearance ($30 \times 9 \times 8$ grid points placed in the tip clearance), where those grid lines in the upstream and downstream regions of the cascade are not shown for brevity

Fig. 2는 블레이드 스패 H를 기준으로 $0.021H$ 의 익단간극이 있는 경우에 대한 계산격자를 나타낸다. 계산격자의 수는 유동방향, 스패방향 및 피치방향으로 $90 \times 47 \times 43$ 이다. 익단간극 내에는 스패방향으로 8개, 피치방향으로 9개를 분포시켰다. Basson과 Lakshminarayana⁽⁵⁾가 사용한 계산격자수는 $81 \times 57 \times 57$ 이고, 익단간극 내에 분포된 것은 $41 \times 21 \times 15$ 이다. 익단간극 내에서 비교하면 본 연구에서 사용한 격자수가 상당히 적으나 그들의 경우 저 Reynolds 수 $k-\epsilon$ 난류 모델인 Chien모델⁽¹⁵⁾을 사용하였으므로 벽법칙을 사용한 본 연구보다 벽 근처에서 더 많은 격자수가 필요하다. 따라서 본 연구에서 사용한 격자수는 어느 정도 타당한 것으로 생각된다.^(11,16) 2차정도의 상류도식을 사용하는 계산은 벡터화된 프로그램으로 Cray - YMP컴퓨터에서 한번 반복계산당 48초의 CPU를 필요로 하며 수렴에 필요한 반복계산 횟수는 1500~2000이다.

3. 결과 및 토의

본 연구에서는 Yamamoto^(8,10)의 실험결과를 비교대상으로 하였는데, 주로 1.3%, 2.7% 익단간극

이 있는 경우에 대한 계산을 수행하여 익단간극 크기의 영향을 연구하였으며, 2.1% 익단간극이 있는 경우에 대하여는 종전의 연구^(11,16) 결과를 인용하였다. 여러 입구조건 (incidence angle)에 대한 실험 중 본 연구에서는 설계점 (design point)에 가까운 입구판의 설치 각도 (setting angle of inlet plate)가 7.2° 인 경우에 대하여 고찰하였다. 익렬 형상에 대한 좌표는 다음과 같다 :

- 축방향코드 (axial chord), $C_{ax}=72.6$ mm
- 블레이드코드 (blade chord), $C=73.5$ mm
- 블레이드피치 (blade pitch), $P=61.42$ mm
- 종횡비 (aspect ratio), $H/C=1.37$
- 솔리디티 (solidity), $C/P=1.20$
- 블레이드최대두께/블레이드코드 (blade maximum thickness/blade chord), $t/C=0.257$
- 익렬캠버각 (cascade camber angle)
 - 입구에서, 49.8°
 - 출구에서, 63.5°

이 익렬은 약 110° 정도의 큰 전향각을 가지는 선형터빈동익 익렬이다. 익렬 축방향코드와 익렬 하류에서 평균 속도를 기준으로 한 Reynolds 수는 1.7×10^5 이다. 익렬 형상과 실험 장비 및 조건에 대한 자세한 정보는 Yamamoto⁽¹⁷⁾에서 찾을 수 있다.

입구경계층 파라미터(inlet boundary parameters)는 익렬선단으로부터 $0.336C_{ax}$ 상류지점에서 측정되었다(Yamamoto와 Nouse⁽⁹⁾). 본 연구에서는 입구조건으로 이 측정자료들을 익렬 선단으로부터 $1.0C_{ax}$ 상류 위치에 부여하였는데, 그 이유는 익렬 선단으로부터 $0.336C_{ax}$ 상류 위치는 Yamamoto와 Nouse⁽⁹⁾가 언급하였듯이, 터빈익렬의 영향을 받는 위치이기 때문이다. 정압 계수(static pressure coefficient) C_p 를 다음과 같이 정의하였다 :

$$C_p = (P - P_o) / (\rho V_e^2 / 2)$$

전 압 손실 계수(total pressure loss coefficient)

C_{pt} 는 다음과 같이 정의하였다 :

$$C_{pt} = (P_{to} - P_t) / (\rho V_e^2 / 2)$$

P_o 와 P_{to} 에 대하여 실험에서는 절대압력 및 전압력을 사용하였으나, 비압축성 계산을 수행한 본 연구에서는 입구에서 익렬 중간 단면의 정압과 전압력을 사용하였다.

1.3% 익단간극의 크기는 1.29 mm이며, 끝벽으로부터 1.063 mm의 위치(간극의 82.4% 되는 위치)에서 유동을 Fig. 3에 나타내었다. 2.7% 익단간극의 크기는 2.68 mm이며, 끝벽으로부터 1.964 mm의 위치에서 유동을 Fig. 4에 나타내었다. 즉, Fig. 3은 1.3% 익단간극의 경우에, Fig. 4는 2.7%

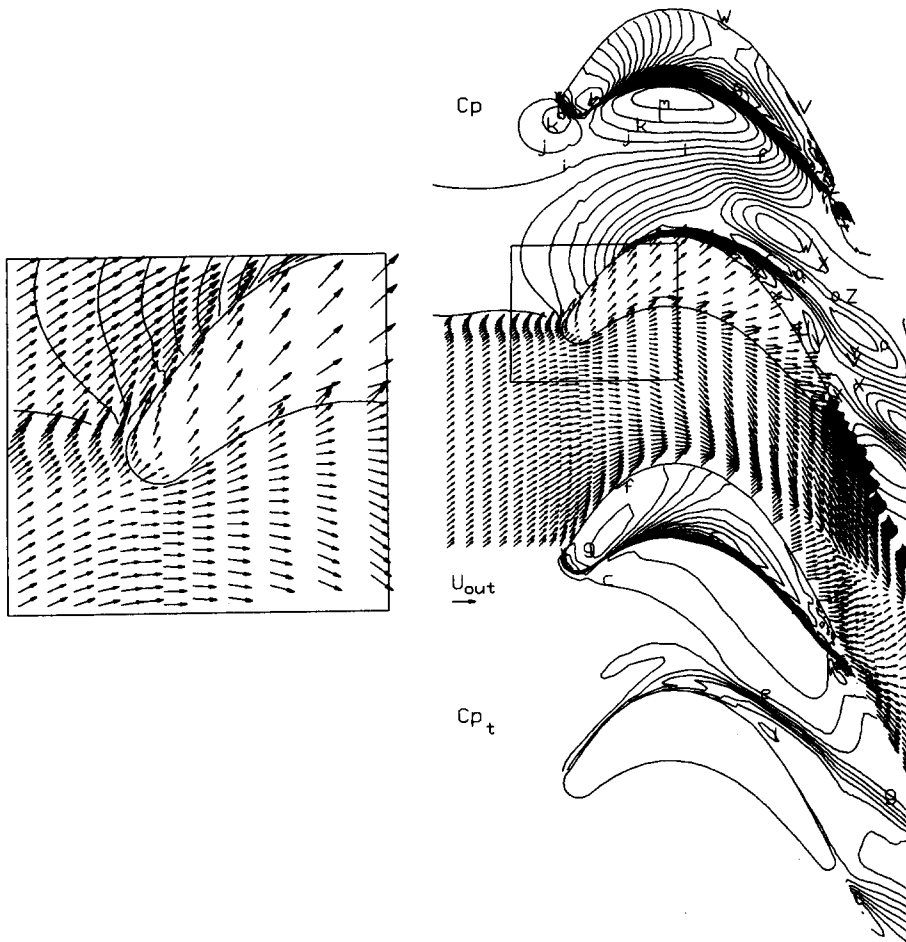


Fig. 3 Static pressure contours, velocity vectors and total pressure loss contours at a plane 1.063 mm away from the tip side endwall for 1.3% tip clearance, where the figure in the inset is a magnified view of the velocity vectors near the leading edge

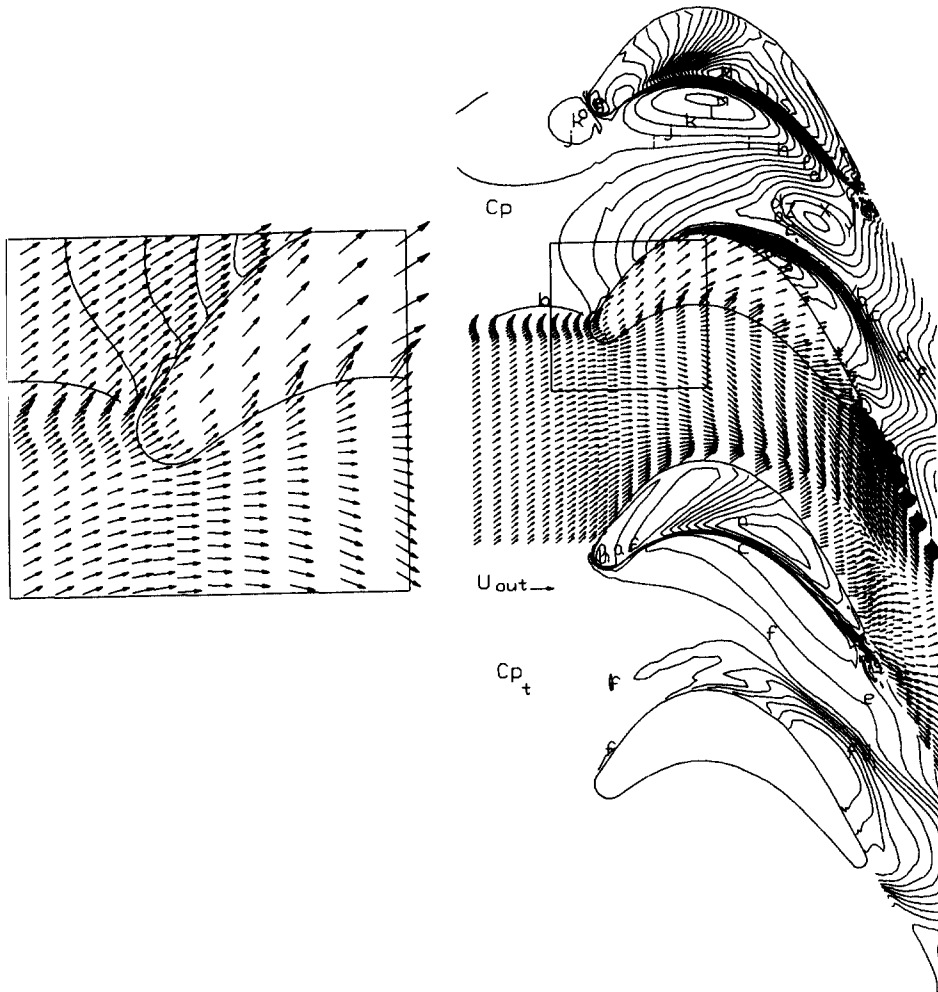


Fig. 4 Static pressure contours, velocity vectors and total pressure loss contours at a plane 1.964 mm away from the tip side endwall for 2.7% tip clearance, where the figure in the inset is a magnified view of the velocity vectors near the leading edge

익단간극의 경우에 벽쪽에 가까운 평면에서 정압계수, 속도벡터, 전압손실계수를 나타낸다. 두 경우에 대한 정압분포 및 속도벡터로부터 알 수 있듯이, 익렬선단 부근에서 익단간극이 작은 경우, 더 심한 압력 구배가 있으며, 유동이 익렬선단 부근을 통하여 익단간극으로 들어갈 때, 속도가 더 많이 감소한다. 또한 2.7% 익단간극의 경우 익렬 선단의 흡입면의 부근에서 익단간극으로 들어가는 유동이 발생하나 1.3%에서는 거의 발생하지 않는다. 이는 2.7% 익단간극의 경우 입구 경계층의 운동량이 익단간극 내로 들어가며 어느 정도 유지되나,

1.3% 익단간극의 경우 압력면에서 흡입면으로 작용하는 압력차를 극복하지 못하기 때문이다. 익단간극유동과 통로 와류의 상호작용을 나타내는 끝벽 근처의 압력계수 최소값의 크기는 익단간극이 커질수록 작아지며, 발생위치는 흡입면으로부터 멀어진다. 이러한 이유는 간극누출유동에 의하여 통로와류가 흡입면으로부터 밀려나고 강도가 약해지기 때문이다. 즉, 속도벡터의 그림에서 누출 유동과 통로와류가 만나는 박리선이 익단간극이 클수록 흡입면으로부터 멀어진다. 전압손실계수를 비교하면 익단간극이 작은 경우 압력면에서 익단간극으로 들어

가는 부분에서 구배가 존재한다. 익단간극 누출 유동과 통로 와류가 만나는 박리선 부근에서 익단간극이 작은 경우 더 큰 압력구배가 존재하고, 익단간극이 큰 경우에는 넓은 영역에 걸쳐 압력구배가 존재한다.

Fig. 5에서는 1.3% 익단간극의 경우, 횡류면 (a), (b), (c)에 투영된 속도(projected velocity)가 주어지며, Fig. 6은 1.3% 익단간극의 경우, 유면 (a), (b), (c)에 투영된 속도를 그린 것이다. Fig. 7은 2.7% 익단간극의 경우, 횡류면 (a), (b), (c)에 투영된 속도를 제시하며, Fig. 8은 2.7% 익단간극의 경우, 유면 (a), (b), (c)에 투영된 속도를 그린 것이다. Fig. 5(a)와 Fig. 7(a)를 비교하면 압력면 쪽에서는 1.3% 익단간극의 경우

보다 2.7% 익단간극에서 더 강한 와류가 존재하고, 흡입면 쪽에서는 1.3%인 경우 유동이 흡입면 쪽으로 나가는 반면, 2.7%인 경우 유동이 들어와서 두번째의 와류를 형성한다. Fig. 5(b)와 Fig. 7(b)를 비교하면 익단간극 내에 와류가 1개 형성된 것은 공통적이거나 흡입면 쪽에서 유동의 방향이 다르다. 이러한 이유는 2.7%인 경우, 유동각이 설계점에서 약간 벗어나 있기 때문이다.

압력면에서 유동이 익단간극 사이로 가속되어 들어갈 때 축류(vena contracta) 효과가 발생한다⁽¹⁸⁾. Fig. 6(a)와 Fig. 8(a)를 비교하면 1.3%인 경우보다 2.7%인 경우 압력면 부근에 이 현상이 명확하게 보인다. Fig. 6(c)와 Fig. 8(c)를 비교하면 2.7% 익단간극의 경우 익단 쪽에서 박리가 발생하

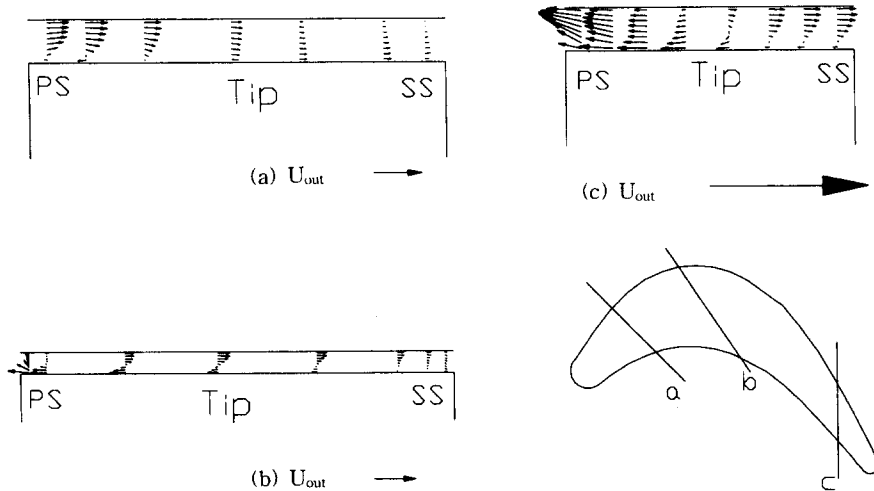


Fig. 5 Velocity vectors projected on the cross-stream surfaces within tip clearance for 1.3% tip clearance

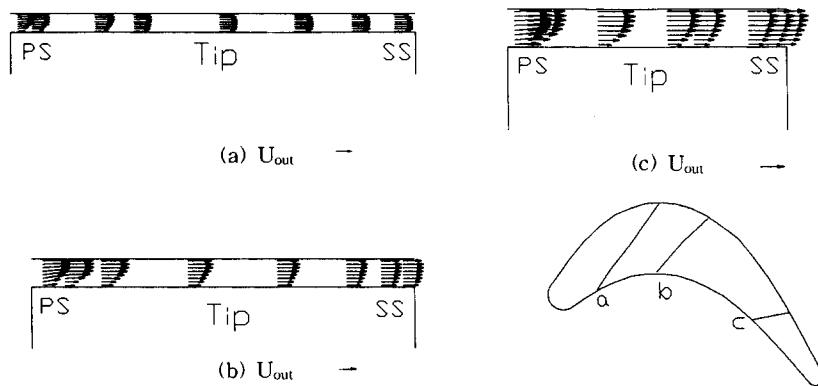


Fig. 6 Velocity vectors projected on the stream surface within tip clearance for 1.3% clearance

는 것으로 예측된다. 그러나 박리현상의 시뮬레이션은 난류모델, 벽함수(wall function) 등에 의하여 영향을 많이 받으므로 앞으로 더욱 많은 연구를 필요로 한다.

Fig. 9는 1.3%, 2.1%, 2.7% 익단간극 유동에 대하여 흡입면에서 터빈 익단간극을 지나는 누적유량(accumulated flow)을 입구 경계면의 유량 (M_{in})으로 무차원화하여 계산한 것이다. 2.1% 익단간극의 경우 익렬 선단으로부터 $0.36C_{ax}$ 하류까지 압력면에서 들어온 유량이 흡입면으로 나가지 못하는데, 이는 유동이 설계점과 약간의 차이가 있는 입구유동각을 가지면서 익렬 선단의 흡입면쪽으로부

터 들어오기 때문이다. 익단간극이 커질수록 입구 유동각의 영향을 크게 받아 총유량이 0이 되는 부분이 하류로 내려가며, 익렬출구($C_{ax}=1$)에서 누출 누적유량은 익단간극이 클수록 커져서 전체 유량과 비교하여 각각 1.4%, 2.2%, 2.7%이다.

터빈의 손실을 설계점에서 예측하기 위하여, 실험과 간단한 유동 모델에 바탕을 둔 함수들이 지금까지 여러 사람들에 의하여 제시되었다. Ainley와 Mathieson⁽¹⁹⁾이 축류터빈에 대하여 설계점 및 탈설계점에서 손실을 예측하는 방법을 제시하였으며, 비교적 최근에는 Moustapha 등⁽²⁰⁾이 개선된 모델을 제안하였다. 본 연구에서는 Ainley & Math-

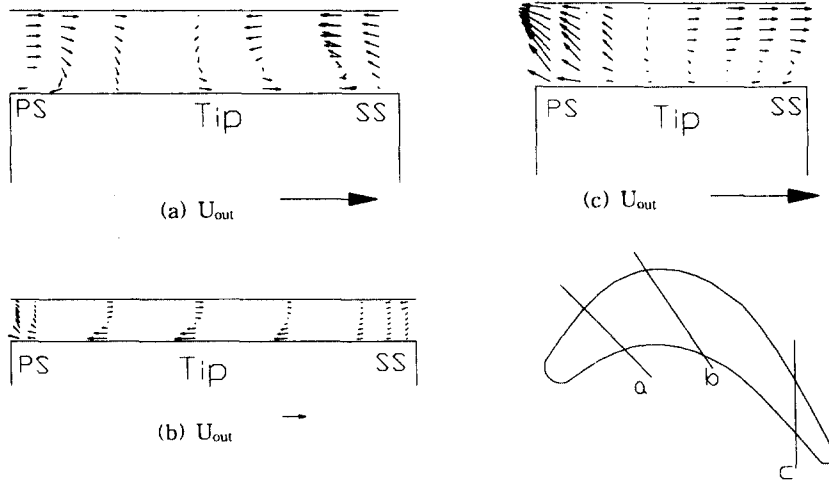


Fig. 7 Velocity vectors projected on the cross-stream surfaces within tip clearance for 2.7% tip clearance

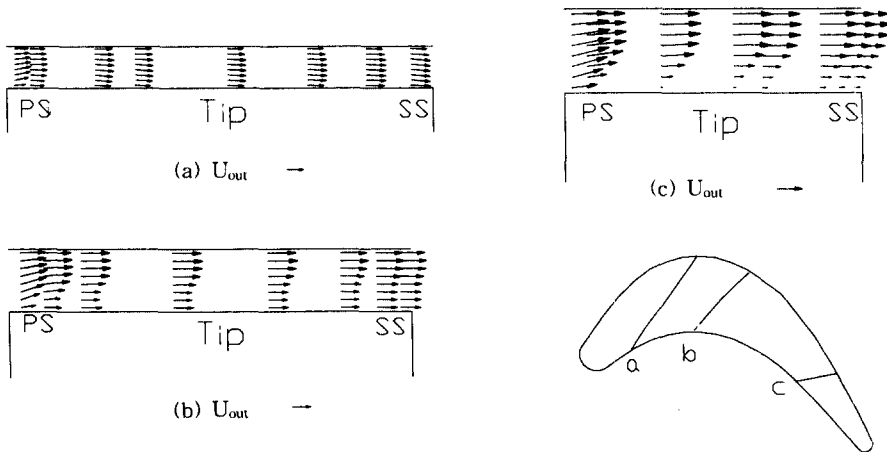


Fig. 8 Velocity vectors projected on the stream surface within tip clearance for 2.7% clearance

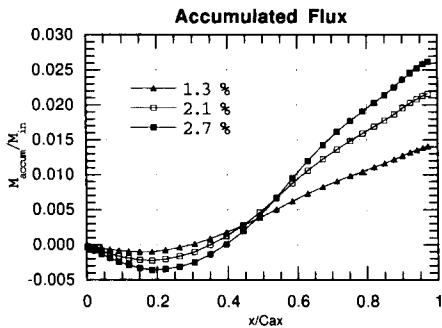


Fig. 9 Accumulated tip clearance flow passing through the tip gap exit for 1.3%, 2.1% and 2.7% tip clearances

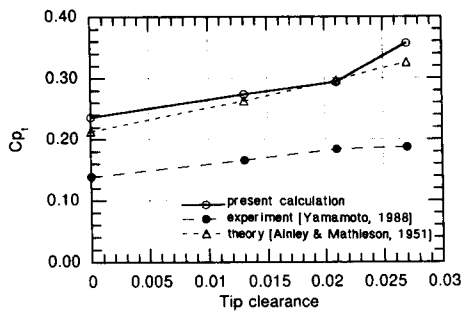


Fig. 10 Mass averaged total pressure loss coefficient for various tip clearances

ieson⁽¹⁹⁾이 제안한 방법으로 계산하였다. 그러므로 보다 구체적인 손실예측 과정에 대하여는 이를 참조하기 바란다. 익렬 선단으로부터 $1.239C_{ax}$ 하류에서 질량평균한 전압손실계수에 대한 본 수치해석 결과 및 A-M(Ainley-Mathieson)방법에 의하여 구하여진 결과, Yamamoto⁽⁸⁻¹⁰⁾의 실험결과를 Fig. 10에 제시하였다. 본 수치해석 결과는 전반적으로 A-M 방법에 의하여 구한 결과와 일치하지만, 실험에 비하여는 높은 전압손실계수를 예측한다. 이의 개선을 위하여는 무엇보다 정확한 입구경계조건의 부여가 필수적이며, 난류모델, 수치스킴 및 격자수에 의한 영향에 대한 고찰이 요구된다.

4. 결 론

본 논문에서는 전향각이 큰 터빈동익 익렬유동에서 1.3%, 2.7% 익단간극유동에 대한 수치해석적 연구를 수행함으로써 익단간극의 크기가 유동장에 미치는 영향에 대하여 고찰하였다. 익단간극에서의

정압분포, 속도벡터, 전압손실이 예측되었으며, 익단간극이 클수록 익단누출유동이 통로 와류를 통로 중심방향으로 밀어내는 것이 확인되었다. 또한 익단간극 내에서 축류 및 와류의 존재가 확인되었다. 익단간극의 증가에 따라 익렬에 걸리는 압력차가 작아지고, 익단간극을 통한 누출 유량이 많아진다. 또한 익렬 후류에서 전압손실계수는 증가하는데, 이는 Ainley & Mathieson⁽¹⁹⁾의 경험식과 잘 일치하나, 실험과는 정성적으로만 일치한다.

후 기

이 연구는 터보동력기계연구센터로부터 재정적인 지원을 받았으며, 삼성항공산업주식회사로부터 CRAY-YMP Supercomputer의 사용을 지원받았으므로 이에 감사를 포함합니다.

참고문헌

- (1) Moore, J., Moore, J. G., Henry, G. S. and Chaudhry, U., 1989, "Flow and Heat Transfer in Turbine Tip Gaps," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 111, pp. 301~309
- (2) Moore, J. and Moore, J. J., 1991, "A Computational Study of Tip Leakage Flow and Losses in a Linear Turbine Cascade," AGARD-CPP-510.
- (3) Liu, J. -S. and Bozzola, R., 1993, "Three-Dimensional Navier-Stokes Analysis of Tip Clearance Flow in Linear Turbine Cascades," *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 11, pp. 2068~2074.
- (4) Choi, D., 1992, "3D Navier-Stokes Analysis for a Tip Leakage Flow in a Low Aspect Ratio Turbine," *AIAA Paper* 92-0395.
- (5) Basson, A. and Lakshminarayana, 1993, "Numerical Simulation of Tip Clearance Effects in Turbomachinery," *ASME Paper* 93-GT-316.
- (6) Gallus, H. E., Zeschky, J. and Hah, C., 1994, "Endwall and Unsteady Flow Phenomena in an Axial Turbine Stage," *ASME Paper* 94-GT-143.
- (7) Mizuki, S. and Tsujita, H., 1994, "Numerical Calculation of Flow for Cascade with Tip Clearance," *ASME Paper* 94-GT-361.
- (8) Yamamoto, A., 1988, "Interaction Mechanisms

- between Tip Leakage Flow and the Passage Vortex in a Linear Turbine Rotor Cascade," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 110, pp. 329~338.
- (9) Yamamoto, A. and Nouse, H., 1988, "Effects of Incidence on Three-Dimensional Flows in a Linear Turbine Cascade," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 110, pp. 486~496.
- (10) Yamamoto, A., 1989, "Endwall Flow/Loss Mechanisms in a Linear Turbine Cascade with Blade Tip Clearance," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 111, pp. 264~275.
- (11) 이훈구, 유정열, 윤준원, "전향각이 큰 선형 터빈 익렬을 통하는 난류유동의 수치 해석, 대한 기계 학회 논문집(B), 제20권, 제12호, pp. 3917~3925.
- (12) Yakhot, V., Orszag, S. A., Thangam, S., Gatski, T. B. and Speziale, C. G., 1992, "Development of Turbulence Models for Shear Flows by a Double Expansion Technique," *Phys. Fluids A*, Vol. 4, No. 7, pp. 1510~1520.
- (13) Cebeci, T. and Smith, A. M. O., 1974, *Analysis of Turbulent Boundary Layer*, Academic Press, Inc., p. 108.
- (14) Hah, C., 1984, "A Navier-Stokes Analysis of Three-Dimensional Turbulent Flows inside Turbine Blade Rows at Design and Off-Design Conditions," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, Vol. 106, pp. 421~429.
- (15) Chien, K. -Y., 1982, "Predictions of Channel and Boundary-Layer Flows with a Low-Reynolds-Number Turbulence Model," *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 1, pp. 33~38.
- (16) Lee, H. G., Yoo, J. Y. and Yun, J. W., 1995, "Calculation of Turbulent Flows through Linear Turbine Cascade with and without Tip Clearance," *ASME Paper* 95-GT-128.
- (17) Yamamoto, A., 1987, "Production and Development of Secondary Flows and Losses in Two Types of Straight Turbine Cascades : Part 2 - A Rotor Case," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 109, pp. 194~200.
- (18) Rains, D. A., 1954, "Tip Clearance Flows in Axial Flow Compressors and Pumps," *California Institute of Technology, Hydrodynamics and Mechanical Engineering Laboratories*, Report No. 5.
- (19) Ainley, D. G. and Mathieson, G. C. R., 1951, "An Examination of the Flow and Pressure Losses in Blade Rows of Axial-Flow Turbines," *ARC R&M* No. 2891.
- (20) Moustapha, S. H., Kacker, S. C. and Tremblay, B., 1990, "An Improved Incidence Losses Prediction Method for Turbine Airfoils," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 112, pp. 267~276.