

< 논문 >

## 스quel러팁 터빈 동익 하류에서의 3차원 유동 및 압력손실

채 병 주\* · 이 상 우†

(2006년 5월 10일 접수, 2006년 7월 7일 심사완료)

### Three-Dimensional Flow and Aerodynamic Loss Downstream of a Turbine Rotor Blade with a Squealer Tip

Byoung Joo Chae and Sang Woo Lee

**Key Words:** Squealer Tip(스quel러팁), Tip Clearance(팁간극), High-Turning Turbine Rotor Blade(고선회 터빈동익), Aerodynamic Loss(압력손실)

#### Abstract

Three-dimensional flow and aerodynamic loss in the tip-leakage flow region of a high-turning first-stage turbine rotor blade with a squealer tip have been measured with a straight miniature five-hole probe for the tip gap-to-chord ratio,  $h/c$ , of 2.0%. This squealer tip has a indent-to-chord ratio,  $h_{st}/c$ , of 5.5%. The results are compared with those for a plane tip ( $h_{st}/c = 0.0\%$ ). The squealer tip tends to reduce the mass flow through the tip gap and to suppress the development of the tip-leakage vortex. Therefore, it delivers lower aerodynamic loss in the near-tip region than the plane tip does. At the mid-span, however, the aerodynamic loss has nearly the same value for the two different tips.

#### 기호설명

$b$  : 축방향 코드길이  
 $c$  : 코드길이  
 $C_{pt}$  : 전압력손실계수, 식 (1)  
 $\bar{C}_{pt}$  : 질량평균 전압력손실계수, 식 (3)  
 $\bar{C}_{pt,z}$  : 피치방향 질량평균 전압력손실계수, 식 (2)  
 $(\bar{C}_{pt})_P$  : 질량평균 형상손실계수, 식 (5)  
 $(\bar{C}_{pt})_S$  : 질량평균 2차손실계수 식 (6)  
 $h$  : 팁간극높이  
 $h_{st}$  : squel러팁 함몰깊이  
 $p$  : 피치  
 $P_t$  : 전압

$P_{t,0}$  : 익렬 상류에서 측정된 전압  
 $Q$  : 유속의 크기 =  $(U^2 + V^2 + W^2)^{0.5}$   
 $s$  : 스펨  
 $U, V, W$  : 3차원 평균속도  
 $xyz$  : 익렬좌표계, Fig. 2  
 $y_m$  : 측정위치에서 피치방향 좌표, Fig. 2

#### 그리스문자

$\nu$  : 동점성계수  
 $\rho$  : 밀도

#### 1. 서 론

가스터빈 엔진에서 터빈(turbine)의 효율은 각 단(stage)에서의 압력손실과 밀접한 관련이 있다. 특히 케이싱(casing)에 고정된 정익(stator vane)과는 달리 터빈 동익(rotor blade)은 축에 고정되어 고속회전을 해야 하므로, 그 팁(tip)과 케이싱 사

† 책임저자, 회원, 금오공과대학교 기계공학부  
 E-mail : swlee@kumoh.ac.kr  
 TEL : (054)478-7296 FAX : (054)478-7319  
 \* 금오공과대학교 대학원

이에 틱간극(tip clearance)이 불가피하게 존재한다. 이 틱간극을 통하여 익형의 압력면(pressure surface)에서 흡입면(suction surface)으로 넘어가는 강한 2차유동이 발생하는데, 이 유동을 틱누설유동(tip-leakage flow)이라고 한다. 이 틱누설유동은 틱간극을 통과한 뒤 흡입면을 따라 나선형 형태로 하류로 이동하면서 틱누설와류(tip-leakage vortex)를 형성한다. 이러한 3차원 유동은 압력손실을 크게 증가시켜 터빈의 효율을 저하시킨다. 틱누설유동에 의한 압력손실은 틱간극에 비례하여 증가하며, 이것은 대략 전체 압력손실의 30% 정도를 차지한다고 알려져 있다. 현재 고압터빈 동익에는 평면팁(plane tip)보다는 스킨러팁(squealer tip)이 많이 채용되고 있다. 이 스킨러팁은 함몰팁(recessed tip)이라고도 불리며, 팁의 가장자리에 울타리 형태의 돌출부가 있고 그 내부에 함몰된 빈 공간이 존재한다.

틱간극에 의한 압력손실 및 그 제 현상에 대한 연구는 Bindon<sup>(1)</sup>에 의해 큰 진전이 이루어졌다. 그는 선회각(turning angle)이 65도인 터빈 익렬(cascade)에 대하여 평면팁의 간극손실을 자세히 측정하였고, 틱 영역에서 발생하는 모든 손실이 틱간극 내부에서의 박리버블과 관련이 있음을 밝혔다. Yamamoto<sup>(2)</sup>는 회전각이 107도인 평면팁 터빈 익렬에서 틱간극이 1.3%, 2.1%, 2.7% 등인 경우에 대하여 3차원 유동 및 압력손실 분포를 측정하였다. 특히 그는 입사각(incidence angle)이 압력손실에 미치는 영향을 자세히 제시하였다. Heyes 등<sup>(3)</sup>은 회전각이 108도이고 틱간극이 1%인 익렬에서 평면팁과 두 종류의 부분 스킨러팁(partial squealer tip) 즉 흡입면 스킨러팁, 압력면 스킨러팁에 대하여 압력손실을 측정하였다. Bindon과 Morphis<sup>(4)</sup>는 틱간극손실의 감소를 목적으로 압력면 쪽 틱 모서리를 변형한 세 종류의 팁 형상 즉 직각 모서리 평면팁, 원형 모서리 평면팁, S-자형 모서리 평면팁 등을 제시하고, 각각의 압력손실 측정하였다. 그러나 이와 같은 모서리 형상의 변화에도 불구하고 전체 압력손실에는 큰 변화가 없었다. 최근 들어, 회전하는 축류 터빈에 대해서 틱 근처 유동에 대한 실험적 연구<sup>(5,6)</sup> 및 수치해석적 연구<sup>(7,8)</sup>가 시작되고 있다. 그러나 이 모든 연구는 평면팁에 국한되어 있다.

지금까지 틱간극에 의해 발생하는 압력손실에 대하여 많은 데이터가 측정되었다. 그러나 틱 전

체를 감싸는 전면(full) 스킨러팁에 대한 연구는 열전달특성 연구<sup>(9,10)</sup>에 국한되어 있다. 본 논문에서는 전면 스킨러팁을 갖는 고선회각 터빈 동익의 틱누설유동 영역에서 3차원유동 및 압력손실을 측정하고자 한다. 이것을 동일 익형에 대해 따로 측정한 평면팁의 결과 및 끝벽(허브) 근처에서의 데이터와 비교하여, 스킨러팁의 공기역학적 특성을 파악할 예정이다.

## 2. 실험

### 2.1 익렬풍동

본 연구에서 사용된 익렬풍동은 Fig. 1에서와 같이 개방형 풍동, 입구덕트, 터빈 익렬 등으로 구성된다. 개방형 풍동은 면적축소비가 9.0이고, 인버터에 의해 최대 40 m/s까지 출구 유속의 조절이 가능하다. 이 개방형 풍동을 통과한 균일 유동은 익렬 상류에 위치한 입구덕트로 유입된다. 이 입구덕트의 단면은 420 mm × 320 mm이고, 폭방향 중심에서 그 길이는 1.2 m이다. 이것의 입구 상하 벽에는 직경 2 mm의 트립와이어(trip wire)와 사포(sand paper)가 차례로 부착되어 있어서, 상하 벽 근처의 유동이 난류 경계층으로 발달된다. 입구덕트 하류에 설치된 터빈 익렬에는 6개의 선형 익형이 설치되어 있다. 이것은 산업용 가스터빈의 터빈 제 1 단 동익의 미드스팬 형상을 근거로 large-scale로 제작되었다.<sup>(11)</sup> 이 익렬에서 코드길이( $c$ ), 피치( $p$ ), 스펠( $s$ ) 등은 각각 217.8 mm, 151.6 mm, 320.0 mm 등이고, 선회각은 119도로 기존의 연구들에 비하여 최소 10도 이상 크다.

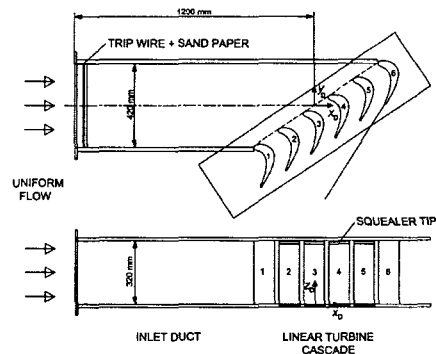


Fig. 1 Overall view of cascade wind tunnel

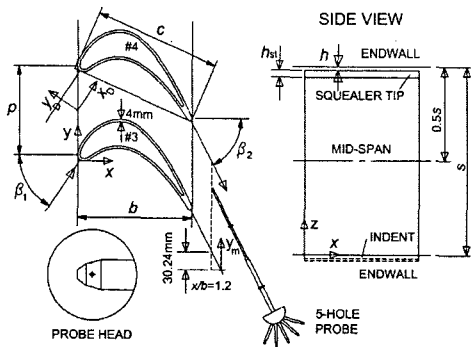


Fig. 2 Tested turbine rotor blade with squealer tip

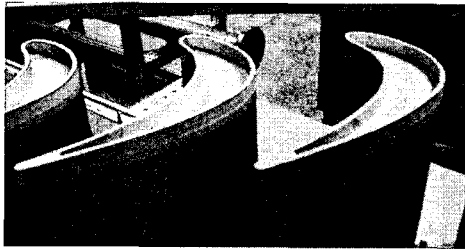


Fig. 3 Photograph of tested squealer tip

Fig. 1에서 알 수 있듯이, 6개의 익형 중 #1과 #6 익형은 그 상하에 위치하는 알루미늄 판에 볼트로 고정되는 반면, 나머지 4개의 익형은 아랫판에 뚫려 있는 익형 단면 형상의 홈 내부로 삽입되어 볼트로 아랫벽에만 고정된다. 따라서 팁간극은 익렬 상단에 존재하게 되며, 삽입 깊이를 조절하면 팁간극 높이( $h$ )의 변화가 가능하다. 본 연구에서 사용한 스켈러팁은 Fig. 2와 같은 형상이며, 그 깊이는 12 mm 이고, 폭은 4 mm이다. Fig. 3은 이 스켈러팁을 촬영한 것이다. 본 연구에서는 Fig. 1과 Fig. 2에서와 같이 입구덕트 좌표계  $x_D y_D z_D$ 와 익렬 좌표계  $xyz$ 를 도입하였다.

## 2.2 실험장치 및 측정방법

본 연구에서는 팬텀-4 PC로 전체 측정시스템을 온라인화 하였으며, 이를 위해 A-D변환기(NI, PCI-MIO-16E-4)와 DI/O보드(NI, PCI-6503)가 컴퓨터에 내장되어 있다. 압력변환기 (MKS, 223BD-00010ACB)에 의해 변환된 압력신호는 12비트 A-D변환기를 통해 컴퓨터로 전달된다. 입구 자유유동의 난류강도를 측정하기 위해서 정온형 열선유속계(Kanomax, 1010)와 선형화기(Kanomax,

1013)를 사용하였다. 본 연구에서는 프로우브의 정밀한 이송을 위해 3차원 자동이송장치를 사용하였다. 각 이송축은 볼나사와 직선운동가이드로 이루어진 직선유닛, 스테핑모터 및 스테핑모터 드라이버 등으로 구성되어 있다. 스테핑모터는 전용 드라이버의 펄스입력을 통해서 제어되는데, 이것은 DI/O보드로부터 공급된다.

3차원 유동 및 압력의 손실을 측정하기 위해 Fig. 2와 같이 지지대 형태가 직선인 2단 원추형 5공프로우브를 사용하였다. 이 5공프로우브는 미국 United Sensors 사에 특별한 사양으로 주문, 제작되었다. 이 5공프로우브의 선단 직경은 3.2 mm 이고, 프로우브 지지대는 6.4mm로 보강되어 있다. 프로우브의 총 길이는 1.12m이며, 이중 보강되지 않은 부분의 길이는 프로우브 선단에서 25.4mm이다. 본 연구에서는 Fig. 2와 같이  $x/b = 1.2$ 인 익렬 출구에서 5공프로우브를 익렬의 출구 각과 평행하게 배치하여, 3차원 유동 및 압력손실을 측정하였다. 본 실험에서는 프로우브고정법(non-nulling method)을 적용하여 5공프로우브를 보정하였다.<sup>(12)</sup> 5공프로우브의 보정에는 분해능이 0.2도인 2축회전장치를 사용하였고, 보정실험은 피치각과 요각이 각각 -40도에서 40도 사이에서 5도 간격으로 이루어졌다. 5공프로우브의 5개의 압력을 순차적으로 측정하기 위하여 압력스캐너(Fumess Controls, FC091-MKII)를 사용하였고, 이 압력스캐너도 DI/O보드를 이용하여 제어하였다.

## 2.3 실험범위

자유유동속도를 15 m/s로 고정하고 실험을 수행하였고, 이 입구 자유유동속도와 코드길이를 기준으로 한 Reynolds 수( $Re = U_\infty c / \nu$ )는  $2.09 \times 10^5$  이었다. 이때 입구 자유유동 난류강도는 0.3%로 측정되었다. 익렬입구( $x_D/c = -0.23$ )에서 측정된 경계층두께, 배제두께, 운동량두께는 각각 44.7 mm, 5.89 mm, 4.59 mm 등이었다. 3차원유동의 측정은 익렬 하류인  $x/b = 1.2$ 에서 이루어졌고, Fig. 2의 좌측 그림에서 점선으로 표시된 부분이 피치방향으로 실제 측정이 이루어진 범위를 나타낸다. 스펜방향으로는 미드스팬( $z/s = 0.5$ )에서 케이싱( $z/s = 1.0$ ) 사이에서 측정이 이루어졌다. 실제 엔진에서의 값을 기초로, 팁간극높이의 비는  $h/c = 2.0\%$ 로 고정하였고 스켈러팁 함몰깊이의 비  $h_{st}/c$ 는 0%와 5.5%로 변화시켰다. 이 측

정 결과를 끝벽(허브)에서의 유동 및 압력손실과 비교하기 위하여  $h/s$ 가 0.0%인 경우에도 실험이 수행되었다. 입구 자유유동의 균일성은 자유유동 속도의 1% 이내이며, 5공프로우브의 이송오차는  $\pm 0.05$  mm 이내이다. Abernethy 등<sup>(13)</sup>의 방법을 적용한 오차해석 결과, 압력측정의 오차는 자유유동 동압의  $\pm 0.7\%$ , 흐름각의 오차범위는  $\pm 1.2$ 도, 유속 크기의 오차범위는  $\pm 1.6\%$ 로 나타났다.

### 3. 결과 및 검토

#### 3.1 3차원 유동장

Fig. 4는 측정평면 즉  $x/b = 1.2$ 에서 2차유동 속도벡터를 그린 것이다. 이 속도벡터는 각 측정위치에서의  $y$ - 및  $z$ -축 유속을 미드스팬의 값으로 뺀 후 그린 것이다. 틱간극이 없는 경우[Fig. 4(a)], 측정 단면 중심부 근처에는 반시계방향으로 회전하는 통로와류(passage vortex)가 존재한다. 이 통로와류는 익렬 선단에서 생성된 말발굽와류(horseshoe vortex)의 압력면다리(pressure-side leg)가 발달하여 형성된 것으로 터빈 통로 내부에서 발생하는 가장 강한 와류이다. 틱간극이 존재하면[Fig. 4(b), (c)], 틱 근처  $0.1 < y_m/p < 0.6$ 에서 틱간극이 없는 경우와는 반대방향으로 회전하는 강력한 2차유동이 관찰된다. 이 벽 근처 유동은 틱간극을 통한 누설유동 때문에 발생하는 것으로 틱누설와류라고 불린다. Fig. 4(b)와 (c)에서 알 수 있듯이, 틱누설유동이 존재하면 통로와류는 틱 쪽으로 약간 이동된다. 스켈러팁과 평면팁 결과를 비교해 보면, 평면팁 하류의 틱누설와류가 스켈러팁의 경우보다 더 강함을 확인할 수 있다. 틱간극이 서로 같음에도 불구하고 스켈러팁의 틱누설와류 강도가 더 작은 것은 스켈러팁이 틱간극을 통한 누설유량을 감소시키기 때문이다.

Fig. 5는 측정평면 즉  $x/b = 1.2$ 에서 틱간극의 변화에 따른 유속의 크기  $Q/U_\infty$ 의 분포를 나타낸다.  $h/s$ 가 0%, 즉 틱간극이 존재하지 않는 경우에는 미드스팬에서의 후류(wake) 유속이 가장 작고,  $z$ 가 증가할수록 유속은 비교적 크게 나타났다. 이와는 달리, 틱간극이 존재하면[Fig. 5(b)와 (c)], 유속 크기는 틱 근처( $z/s = 1.0$ )에서 가장 작았다. 틱 근처에 존재하는  $Q/U_\infty$ 가 매우 작은 영역은 틱누설와류가 존재하는 곳과 잘 일치한다. 스켈러팁과 평면팁에 의한 영향을 비교해 보면, 평면

팁에 의해 발생하는 후류영역이 더 넓었다. 통로와류 영역에서는 스켈러팁 하류의 극소값이 더 작은 반면, 틱누설와류 영역에서는 평면팁 하류의 극소값이 더 작았다. 이와 같이 틱 근처에서 유속 감소가 발생하는 이유는 틱간극을 통과한 누설유동이 익렬 통로 내의 주유동을 차단하기 때문이며, 누설유량이 클수록 유속감소는 심화된다.

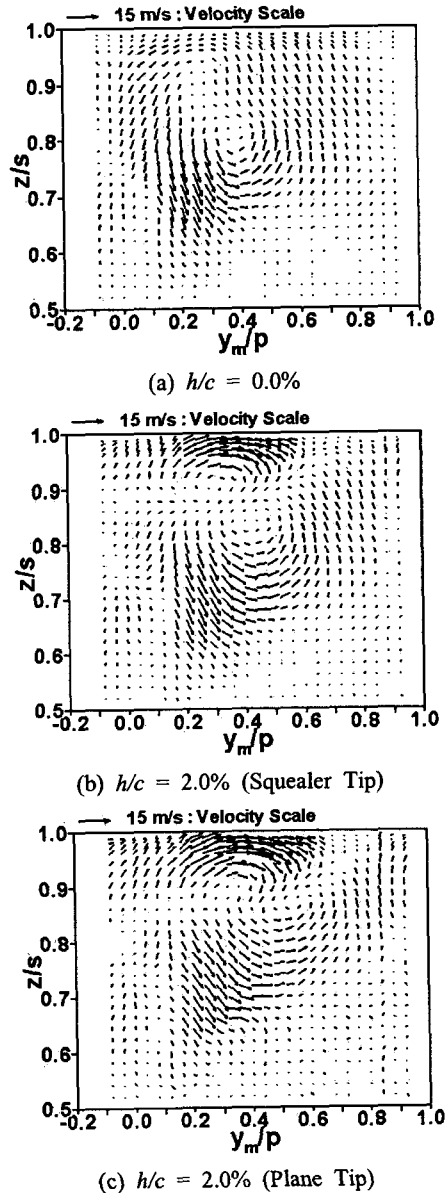


Fig. 4 Secondary velocity vectors at  $x/b = 1.2$

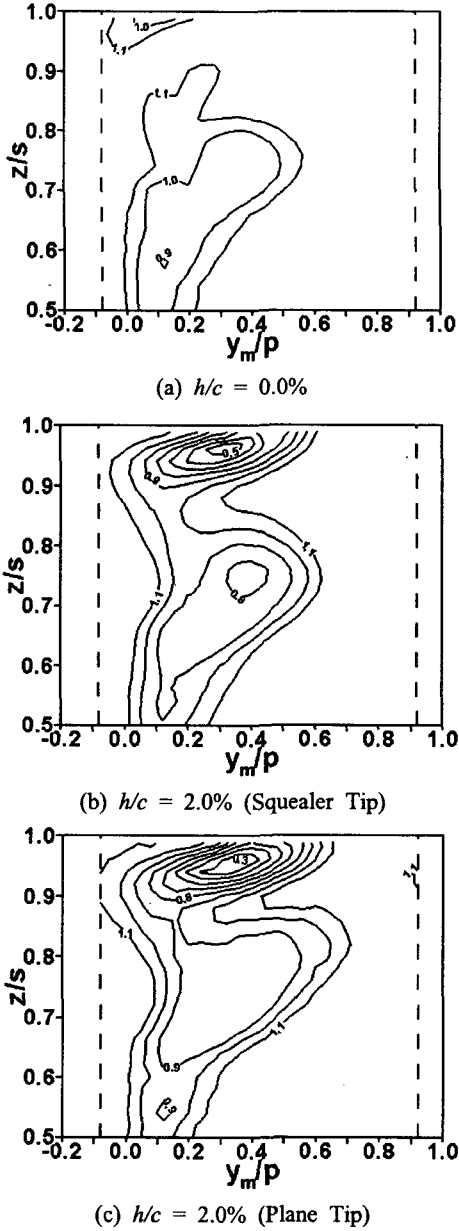


Fig. 5 Contours of  $Q/U_\infty$  at  $x/b = 1.2$

### 3.2 압력손실계수의 정의

압력손실은 다음과 같이 전압력손실계수(total-pressure loss coefficient)의 형태로 정의된다.

$$C_{pt} = \frac{P_{t,0} - P_t}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} \quad (1)$$

이 식에서  $P_{t,0}$ 는 입구 덕트에서의 기준 전압력을 나타내고,  $P_t$ 는 측정 위치에서 얻은 국소 전압력을 나타낸다. 스펠방향 즉  $z$ -축 방향으로의 압력손실 분포를 이해하기 위해서는 피치방향으로 질량 평균된 전압력손실계수가 매우 유용하다. 이 피치방향 질량평균 전압력손실계수(pitchwise mass-averaged total-pressure loss coefficient)는 다음과 같이 정의된다.

$$\bar{C}_{pt,z} = \frac{\int_0^p \rho U C_{pt} dy_m}{\int_0^p \rho U dy_m} \quad (2)$$

측정 영역 전체에 걸쳐 질량평균된 전압력손실계수는 다음의 식으로 정의될 수 있다.

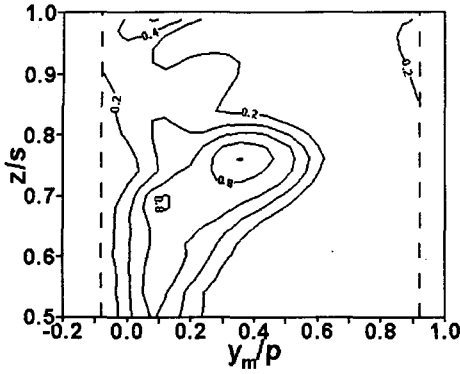
$$\bar{C}_{pt} = \frac{\int_0^p \int_{0.5s}^s \rho U C_{pt} dz dy_m}{\int_0^p \int_{0.5s}^s \rho U dz dy_m} \quad (3)$$

따라서 이 두 질량평균 압력손실계수 사이에는 다음의 관계가 성립한다.

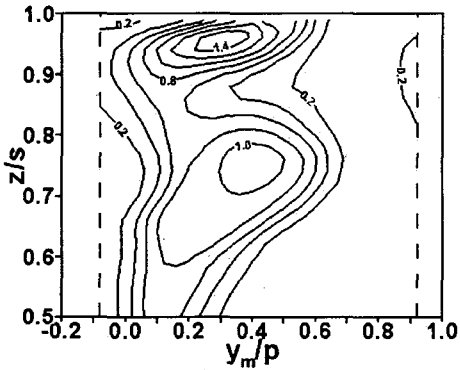
$$\bar{C}_{pt} = \int_{0.5s}^s \bar{C}_{pt,z} dz \quad (4)$$

일반적으로 익렬 출구에서의 압력손실은 익형 경계층 및 뒷전(trailing edge) 박리에 의해 발생하는 질량평균 형상손실계수(mass-averaged profile loss coefficient) ( $\bar{C}_{pt,p}$ )와 익렬 통로에서의 2차유동에 의해 발생하는 질량평균 2차손실계수(mass-averaged secondary loss coefficient) ( $\bar{C}_{pt,s}$ )의 합으로 표시될 수 있다. 이때 질량평균 형상손실계수는 미드스팬에서 피치방향으로 질량평균된 압력손실과 동일하다.

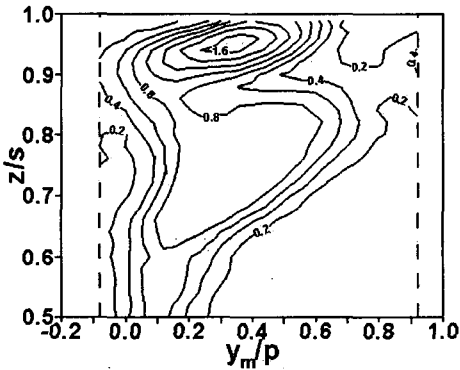
$$(\bar{C}_{pt})_p = \bar{C}_{pt,z=0.5s} = \frac{\int_0^p (\rho U C_{pt})_{z=0.5s} dy_m}{\int_0^p (\rho U)_{z=0.5s} dy_m} \quad (5)$$



(a)  $h/c = 0.0\%$



(b)  $h/c = 2.0\%$  (Squealer Tip)



(c)  $h/c = 2.0\%$  (Plane Tip)

Fig. 6 Contours of  $C_{p_t}$  at  $x/b = 1.2$

마지막으로 질량평균 2차손실계수는 다음의 식으로 구해질 수 있다.

$$(\bar{C}_{p_t})_S = \bar{C}_{p_t} - (\bar{C}_{p_t})_P \quad (6)$$

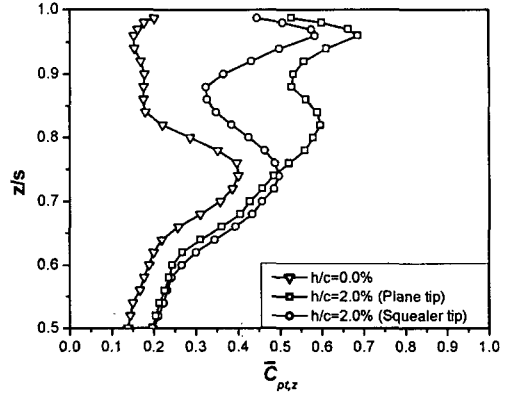


Fig. 7 Profiles of  $\bar{C}_{p_t,z}$  at  $x/b = 1.2$

### 3.3 압력손실계수의 분포

Fig. 6은 식 (1)과 같이 정의된 전압력손실계수의 분포를 나타낸다. 먼저 틱간극이 없는 경우 [Fig. 6(a)]의 압력손실 분포를 살펴보자. 미드스팬 근처에서의 손실은 주로 익형에서의 경계층의 성장과 뒷전 박리로 인해 발생하는 형상손실이며, 이에 따라 미드스팬 손실계수의 분포는 거의  $z$ -축과 평행하게 나타난다. 그러나  $z/s = 1.0$ (허브) 근처로 접근할수록 허브 벽면에서 발달하는 2차 유동의 영향으로 이와 같은 손실 분포가 크게 달라진다. 특히 통로와류[Fig. 4(a)]에 의해 손실이 크게 증가하는데,  $z/s$ 가 0.75 근처에서 존재하는 전압력손실계수의 최대값은 통로와류에 의해 발생한 것이다.  $h/s$ 가 2.0%일 경우[Fig. 6(b)와 (c)]에는 틱 근처에서 압력손실이 매우 큰 영역이 새로이 나타났고, 전체적으로 압력손실이 발생하는 영역도 크게 확대되었다. 이와 함께 압력손실이 큰 곳은 대체로 Fig. 4(b)와 (c)에서 2차 유동이 큰 곳과 잘 일치하였다. 스쿼러팁과 평면팁의 결과를 비교해 보면, 틱누설유동 영역에서 평면팁에 의한 압력손실이 더 넓은 범위에서 더 크게 나타났다.

### 3.4 질량평균 압력손실계수

Fig. 7은 식 (2)와 같이 정의된 피치방향 질량평균 전압력손실계수  $\bar{C}_{p_t,z}$ 의 분포를 나타낸다. 먼저 미드스팬에서의 결과를 살펴보면, 틱간극이 2.0%인 스쿼러팁과 평면팁의  $\bar{C}_{p_t,z}$ 는 거의 같은 반면, 틱간극이 없는 경우에는 이에 비해 대략

30% 정도 더 작은 값을 갖는다. 이것은 틱간극이 존재하면 틱간극이 없는 경우와는 달리 익형 근처 경계층 유동에 틱누설유동에 의해 야기되는  $+z$ -축방향 속도성분이 추가되므로 미드스팬에서의 마찰손실이 그만큼 증가하기 때문이다. 틱간극이 없을 때  $\bar{C}_{pt,z}$ 의 최대값은  $z/s$ 가 대략 0.75인 곳에서 발생한다. 이곳은 통로와류 영역에서 2차 유동이 가장 큰 곳과 거의 일치하며[Fig. 4(a)], 이곳에서  $z/s = 1$ 인 쪽으로 이동하면  $\bar{C}_{pt,z}$ 가 급격히 감소하여 미드스팬의 값과 거의 동일해진다. 틱간극이 존재하는 경우( $h/c = 2.0\%$ )에는 틱누설와류의 영향으로  $z/s = 1.0$  근처에서의 압력손실이 매우 큰 값을 갖는다. 스켈러팁과 평면팁의 결과를 비교해 보면, 틱누설 영역에서 스켈러팁에 의한  $\bar{C}_{pt,z}$ 가 평면팁의 경우보다 더 작음을 알 수 있다. 이 사실은 틱간극이 없을 경우라도, 평면팁에 비하여 스켈러팁의 공기역학적 성능이 더 우수함을 의미한다.

Table 1은 식 (3), (5), (6) 등으로부터 얻어진  $\bar{C}_{pt}$ ,  $(\bar{C}_{pt})_P$ ,  $(\bar{C}_{pt})_S$ 의 계산 결과를 보여 준다.  $\bar{C}_{pt}$ 의 경우 틱간극이 2%일 경우와 틱간극이 없는 경우를 비교하면, 틱의 종류에 관계없이 틱간극이 있을 경우에 월등히 큰 값을 갖는다.  $\bar{C}_{pt}$ 는 스켈러팁의 경우 평면팁에 비해 14% 정도의 감소하였다. 형상손실계수  $(\bar{C}_{pt})_P$ 는 평면팁과 스켈러팁에서 거의 차이가 없었지만, 틱간극이 없는 경우에 비해 틱간극이 존재하면  $(\bar{C}_{pt})_P$ 가 대략 40% 정도 증가하였다. 마지막으로 2차유동에 의한 손실  $(\bar{C}_{pt})_S$ 는 스켈러팁에서 평면팁에 비해 27% 정도 감소하였다. 그러나 이 스켈러팁에서의  $(\bar{C}_{pt})_S$ 는 틱간극이 없을 때의 값과 비교하면 2배 정도 큰 값이다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 틱간극비  $h/c$ 가 2.0%로 일정할 때, 스켈러팁( $h_{st}/c = 5.5\%$ )과 평면팁( $h_{st}/c = 0.0\%$ )이 설치된 고선회각 터빈 동익의 틱누설유동 영역에서 3차원유동 및 압력손실을 측정하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 일반적으로 스켈러팁은 평면팁과 비교할 때 틱누설유량을 감소시키고, 틱누설와류의 강도를 약화시켰다.

Table 1 List of mass-averaged loss coefficients

	$h/c = 0.0\%$ (No Tip Gap)	$h/c = 2.0\%$ (Squealer Tip)	$h/c = 2.0\%$ (Plane Tip)
$\bar{C}_{pt}$	0.229	0.377	0.438
$(\bar{C}_{pt})_P$	0.139	0.200	0.196
$(\bar{C}_{pt})_S$	0.090	0.177	0.242

(2) 스켈러팁의 질량평균 전압력손실계수는 평면팁에 비하여 14% 정도 감소하였다.

(3) 평면팁과 스켈러팁에 의한 형상손실계수는 거의 동일하였다.

(4) 스켈러팁에 의한 2차손실계수는 평면팁에 비하여 27% 정도 감소하였다.

#### 후 기

본 연구는 금오공과대학교 학술연구비에 의하여 연구된 논문입니다. 관계자 여러분께 감사드립니다.

#### 참고문헌

- (1) Bindon, J. P., 1989, "The Measurement and Ormation of Tip Clearance," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 111, pp. 257~263.
- (2) Yamamoto, A., 1989, "Endwall Flow/Loss Mechanism in a Linear Turbine Cascade With Blade Tip Clearance," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 111, pp. 264~274.
- (3) Heyes, F. J. G., Hodson, H. P. and Dailey, G. M., 1992, "The Effect of Blade Geometry on the Tip Leakage Flow in Axial Turbine Cascades," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 114, pp. 643~651.
- (4) Bindon, J. P. and Morphis, G., 1992, "The Development of Axial Turbine Leakage Loss for Two Profiled Tip Geometry Using Linear Cascade Data," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 114, pp. 198~203.
- (5) Xiao, X., McCarter, A. A. and Lakshminarayana, B., 2001, "Tip Clearance Effects in a Turbine Rotor: Part I - Pressure Field and Loss," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 123, pp. 296~

- 304.
- (6) McCarter, A. A., Xiao, X. and Lakshminarayana, B., 2001, "Tip Clearance Effects in a Turbine Rotor: Part II - Velocity Field and Flow Physics," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 123, pp. 305~313.
- (7) Tallman, J. and Lakshminarayana, B., 2002, "Numerical Simulation of Tip Leakage Flows in Axial Flow Turbines, With Emphasis on Flow Physics: Part I - Effect of Tip Clearance Height," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 123, pp. 314~323.
- (8) Tallman, J. and Lakshminarayana, B., 2002, "Numerical Simulation of Tip Leakage Flows in Axial Flow Turbines, With Emphasis on Flow Physics: Part II - Effect of Outer Casing Relative Motion," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 123, pp. 324~333.
- (9) Ameri, A. A., Steinthorsson, E. and Rigby, L. D., 1998, "Effects of Squealer Tip on Rotor Heat Transfer and Efficiency," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 120, pp. 753~759.
- (10) Jae Su Kwak and Han, J. C., 2003, "Heat Transfer Coefficients and Film Cooling Effectiveness on the Squealer Tip of a Gas Turbine Balde," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 125, pp. 648~657.
- (11) Jun, S. B., 2000, Measurements of Endwall Heat(Mass) Transfer Coefficient in a Linear Turbine Cascade Using Naphthalene Sublimation Technique, MS thesis, Kumoh National Institute of Technology.
- (12) Treaster, A. L. and Yocum, A. M., 1979, "The Calibration and Application of Five-Hole probes," *ISA Transactions*, Vol. 18, pp. 23~34.
- (13) Abernethy, R. B., Benedict, R. P. and Dowdell, R. B., 1985, "ASME Measurement Uncertainty," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 107, pp. 161~164.