

# 터빈 동익 컷백스퀼러팁 하류에서의 3차원 유동 및 압력손실

김선웅\* · 이상우\*\*†

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

Seon Ung Kim\*, Sang Woo Lee\*\*†

Key Words : Turbine Rotor Cascade(터빈 동익 익렬), Cavity Squealer Tip(스퀼러팁), Channel Cutback(채널형 컷백), Three-Dimensional Flow(3차원 유동), Aerodynamic Loss(압력손실)

### ABSTRACT

The effect of channel cutback on three-dimensional flow fields and aerodynamic losses downstream of a cavity squealer tip has been investigated in a turbine rotor cascade for the squealer rim height-to-chord ratio and tip gap height-to-chord ratio of  $h_s/c = 5.51\%$  and  $h/c = 2.0\%$  respectively. The cutback length-to-camber ratio is changed to be  $CB/c_c = 0.0, 0.1, 0.2$  and  $0.3$ . The results show that longer cutback delivers not only stronger secondary flow but also higher aerodynamic loss in the tip leakage vortex region, meanwhile it leads to lower aerodynamic loss in the passage vortex region. The discharge of cavity fluid through the cutback opening provides a beneficial effect in the reduction of aerodynamic loss, whereas there also exists a side effect of aerodynamic loss increase due to local wider tip gap near the trailing edge. With increasing  $CB/c_c$  from  $0.0$  to  $0.3$ , the aerodynamic loss coefficient mass-averaged all over the measurement plane tends to increase slightly.

### 1. 서 론

가스터빈 엔진에서 터빈의 효율은 각 터빈 단(stage)에서의 압력손실과 밀접한 관련이 있다. 터빈 동익의 경우, 회전하는 익형 팁(tip)과 케이싱(casing) 사이에 팁간극(tip gap)이 존재한다. 이 팁간극을 통하여 익형의 압력면(pressure surface)에서 흡입면(suction surface) 쪽으로 이동하는 유동이 발생하는데, 이 유동을 팁누설유동(tip leakage flow)라고 한다.

이 팁누설유동은 팁간극을 통과한 뒤 흡입면을 따라 나선형 형태로 돌면서 팁누설와류(tip leakage vortex)를 생성한다. 팁간극 근처에서 발생하는 이와 같은 3차원 유동은 압력손실을 크게 증가시켜 터빈의 효율을 저하시킨다.<sup>(1)</sup>

평면팁(plane tip)에서 팁누설유동과 그에 따른 압력손실에 대한 연구는 Bindon<sup>(2)</sup>과 Yamamoto<sup>(3)</sup>에 의해 큰 진전이 이루어졌다. 최근 들어 Lee 등<sup>(4)</sup>은 팁 표면 유동가시화와 열

/물질전달계수의 측정을 통하여 팁간극와류(tip gap vortex)의 존재를 확인하였고, 이를 근거로 평면팁 표면에서의 3차원 유동모델을 제시하였다.

현재 고압터빈 제1단 동익에는 Fig. 1과 같은 스퀼러팁(cavity squealer tip)이 많이 채용되고 있다. 이 스퀼러팁 표면은 스퀼러라고 불리는 울타리에 의해 둘러싸여 있으며,

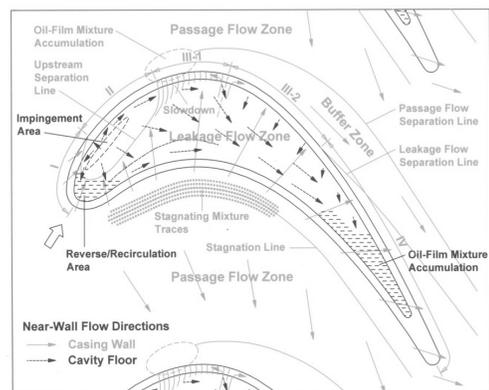


Fig. 1 A tip gap flow model for cavity squealer tip suggested by Lee and Kim<sup>(7)</sup>

\* 금오공과대학교 기계공학부 대학원  
\*\* 금오공과대학교 기계공학부  
† 교신저자, E-mail : swlee@kumoh.ac.kr

그 내부에 함몰된 빈 공간(cavity)이 존재한다. Key와 Arts<sup>(5)</sup>는 고속유동 조건에서 스quel러팁의 팁누설유동을 평면팁의 결과와 비교하였다. 그 결과 스quel러팁이 팁간극 내부의 유속을 크게 감소시켰다. Lee와 Chae<sup>(6)</sup>는 스quel러팁의 높이가 3차원 유동 및 압력손실에 미치는 영향을 연구하였다. 스quel러팁 높이가 증가할수록 압력손실이 감소하였고, 스quel러팁 높이의 비  $h_{st}/c$ 가 5.51%보다 크면 더 이상 압력손실의 감소가 나타나지 않음을 밝혔다. 최근 들어 Lee와 Kim<sup>(7)</sup>은 스quel러팁의 경우 그 팁간극 내부로 유입된 흐름의 대부분이 흡입면스quel러에 의해 차단되어, 팁 내부 공간에서 앞전(leading edge)에서 뒷전(trailing edge) 쪽으로 이동한 뒤 익형 중간부(mid-chord) 하류영역에서 흡입면스quel러를 넘어 터빈 통로로 배출됨을 밝혔다. 그들은 이 결과를 바탕으로 스quel러팁에 대한 3차원 유동모델을 제시하였다. Lee와 Choi<sup>(8)</sup>는 평면팁과 스quel러팁의 하류에서 압력손실을 측정하였다. 그 결과 스quel러팁은 익형의 중간부 하류에서의 팁누설 유량을 감소시켜 팁누설와류 영역에서의 압력손실을 줄일 뿐만 아니라, 익형의 앞전에서 중간부 사이 영역에서의 팁누설 유량도 감소시킴으로써 통로와류(passage vortex) 영역에서의 압력손실을 크게 감소시킴을 입증하였다. Lee 등<sup>(9)</sup>은 계단형스quel러팁(steped squealer tip) 근처에서의 3차원 유동패턴과 그 하류에서의 압력손실에 대하여 연구를 수행하였다. 그 결과 흡입면스quel러가 압력면스quel러보다 더 높을 경우, 터빈통로 내부로 누설유동의 침투가 심화되어 평면팁에 비해서 압력손실이 크게 증가하였다.

Fig. 1은 Lee와 Kim<sup>(7)</sup>이 제시한 스quel러팁에 대한 3차원 유동모델이다. 그림에서 알 수 있듯이, 앞전 및 압력면 스quel러를 넘어 유입된 팁간극 내부 유동의 일부는 상류박리선(upstream separation line)을 따라 케이싱으로부터 박리되어 팁 바닥면과 충돌하고, 나머지는 흡입면스quel러와 부딪힌 뒤 팁 바닥면을 따라 뒷전 쪽으로 이동한다. 이후 이 팁 내부 공간의 유동은 익형 중간부와 뒷전 사이 영역에서 흡입면스quel러를 넘어 터빈 통로로 배출되는데, 이 누설유동의 침투 한계가 누설유동박리선(leakage flow separation line)이다. 따라서 익형 흡입면 쪽 출구는 Fig. 1에서와 같이 영역 I - IV로 구분될 수 있다. 영역 I에는 팁간극 내부로의 유입 유동이 존재하고 영역 II에는 유입과 유출이 거의 존재하지 않는 반면에, 영역 III을 통해서 약한 유출 유동이 존재하고 영역 IV에서는 강력한 유출 유동이 존재하게 된다. 본 연구에서는 영역 IV를 통하여 흡입면스quel러를 넘어 유출된 강한 누설유동이 팁누설와류와 함께 큰 압력손실을 발생시킴에 유의하여, Fig. 2와 같이 뒷전 쪽이 부분 개방된 채널형 컷백(channel cutback) 스quel러팁을 제안하였다. 이 개방 공간을 통하여 배출된 팁간극 내부의 누설유동은 흡입면스quel러를 넘지 않고 바로 통로유동과 평행하게 배출되므로 압력손실을 줄일 수 있을 것이다. 이와 같은 구조

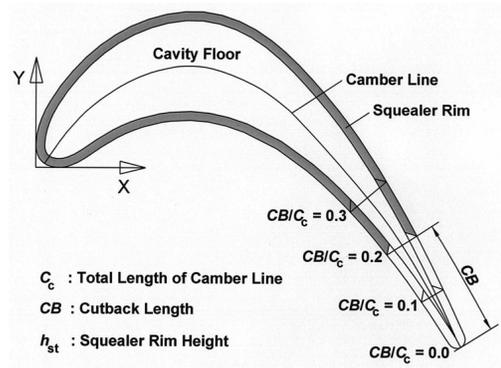


Fig. 2 Cavity squealer tips with cutback

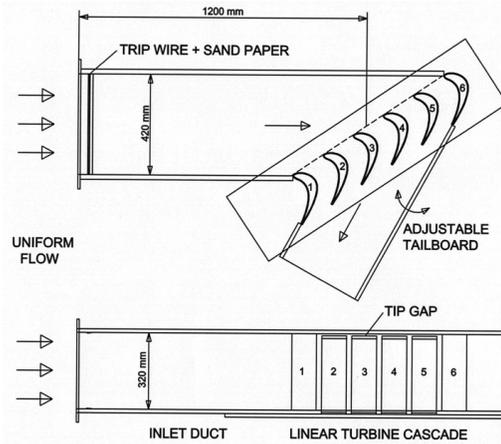


Fig. 3 Turbine cascade wind tunnel

는 팁 표면으로부터 냉각공기가 분사되는 경우에 효과가 클 것으로 기대된다. 최근 Mhetras 등<sup>(10)</sup>은 이 경우에 대하여 막냉각효율을 측정하 바 있다.

본 연구에서는 Fig. 2에 제시된 컷백스quel러팁에서 컷백 길이  $CB$ 가 스quel러팁의 공기역학적 성능에 미치는 영향을 연구하고자 한다. 이를 위하여 캠버에 대한 컷백길이의 비  $CB/C_c$ 를 0.0, 0.1, 0.2, 0.3 등으로 변화시키면서 익렬 하류에서의 3차원 유동 및 압력손실 분포를 측정하였다.

## 2. 실험

### 2.1 익렬 풍동

본 연구에서 사용된 익렬 풍동(cascade wind tunnel)은 개방형 풍동, 입구덕트, 터빈 익렬, 출구덕트 등으로 구성된다(Fig. 3). 개방형 풍동은 면적축소비가 9.0이고, 인버터에 의해 최대 40 m/s까지 출구 유속의 조절이 가능하다. 이 풍동을 통과한 균일 유동은 익렬 상류에 위치한 입구덕트로 유입된다. 이 입구덕트의 단면은 420 mm × 320 mm이고, 폭방향 중심에서 그 길이는 1.2 m이다. 입구덕트의 상하 벽에는 트립와이어(trip wire)와 사포(sand paper)가 차례로 부착되어 있어서, 상하 벽 근처의 유동이 난류경계층으로

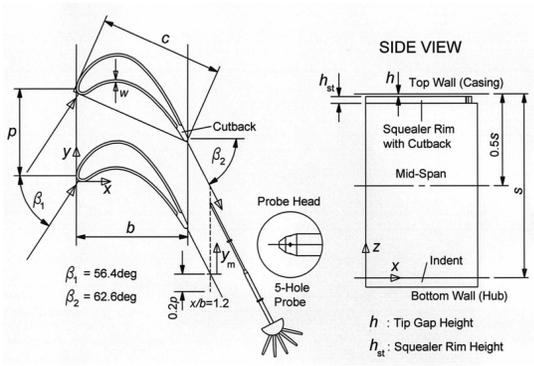


Fig. 4 Detail of turbine cascade

발달된다. 입구덕트 하류에 설치된 터빈 익렬에는 6개의 선형 블레이드가 설치되어 있다. 이것은 산업용 가스터빈의 터빈 제1단 동익의 형상을 근거로 제작되었다. 이 익렬의 코드길이(c), 축방향코드길이(b), 피치(p), 스패น(s) 등은 각각 217.8, 196.0, 151.6, 320.0 mm 등이다. 본 연구에서 사용한 익형의 선회각(turning angle)은 119도이다.

Fig. 3에서 알 수 있듯이, 6개의 익형 중 #1과 #6 익형은 그 상하에 위치하는 알루미늄 판에 볼트로 고정되는 반면, 나머지 4개의 익형은 아랫판에 가공되어 있는 익형 단면 형상의 홈 내부에 삽입되어 볼트로 아랫벽에만 고정된다. 따라서 틱간극은 익렬 상단에 존재하게 되며, 삽입 깊이를 조절하면 틱간극 높이(h)의 변화가 가능하다. Fig. 4에서 알 수 있듯이, 컷백스quel러팁은 익형 상단 팁 표면에 설치된다. 본 연구에서는 축 방향을 x-축, 폭(피치) 방향을 y-축, 그리고 높이(스패) 방향을 z-축으로 설정하였다(Fig. 4).

### 2.2 실험장치 및 방법

본 연구에서는 펜티엄-4 PC로 전체 측정시스템을 온라인화 하였으며, 이를 위해 다기능입출력보드 (NI, PCI-MIO-16E-4)와 DI/O보드 (NI, PCI-6503)가 컴퓨터에 내장되어 있다. 압력변환기 (MKS, Type 120AD-00010- R-EB)에 의해 변환된 압력신호는 다기능입출력보드의 12비트 A-D 변환기를 통해 컴퓨터로 전달된다. 본 연구에서는 프로우브의 정밀한 이송을 위해 3차원 자동이송장치를 사용하였다. 이 장치는 3축방향으로 컴퓨터에 의해 자동이송되는데, 각 이송축은 볼나사와 직선운동가이드로 이루어진 직선유닛, 스테핑모터 및 스테핑모터 드라이버 등으로 구성되어 있다. 이 3차원 이송장치는 수평조절이 가능한 지지대에 탑재되어 있다. 스테핑모터는 드라이버의 펄스입력을 통해서 제어되는데, 이 디지털 펄스는 다기능입출력보드로부터 공급된다.

3차원유동 및 압력손실을 측정하기 위해 지지대가 직선 형태인 2단 원추형 5공프로우브를 사용하였다(Fig. 4). 이 5공프로우브는 미국 United Electric Controls 사에서 특별한 사양으로 주문/제작되었고, 선단 직경은 3.2 mm이다.

본 연구에서는 Fig. 4와 같이 5공프로우브를 익렬의 출구 방향과 평행하게 배치하였다. 본 실험에서는 프로우브 고정법(non-nulling method)을 적용하여 5공프로우브를 보정하였다.<sup>(11)</sup> 5공프로우브의 보정에는 각도 분해능이 0.2°인 2축 회전장치를 사용하였고, 피치각과 요각의 보정범위는 각각 -40°에서 40° 사이이며 5° 간격으로 보정실험이 이루어졌다. 5공프로우브의 5개의 압력을 순차적으로 측정하기 위하여 압력스캐너(Furness Controls, FC091-MKII)를 사용하였고, 이 압력스캐너는 DI/O보드를 이용하여 제어하였다.

### 2.3 실험범위 및 오차해석

본 연구에서는 입구 자유유동속도  $U_\infty$ 를 15m/s로 고정하고 실험을 수행하였고, 이  $U_\infty$ 와 코드길이를 기준으로 한 Reynolds 수는  $2.09 \times 10^5$ 이다. 익렬 입구에서  $1.5c$  만큼 떨어진 상류에서 측정된 배제두께(displacement thickness)와 운동량두께(momentum thickness)는 각각 스패(s)의 약 1.6%와 1.3%이었고, 형상계수(shape factor)는 대략 1.23 정도로 대표적인 난류경계층에 해당된다.

3차원유동의 측정은 익렬 하류인  $x/b = 1.2$ 에서 이루어졌고, Fig. 4에서 점선으로 표시된 부분이 피치방향으로 실제 측정이 이루어진 범위를 나타낸다. 스패방향으로는 미드스패(z/s = 0.5)에서 케이싱(z/s = 1.0) 사이에서 측정이 이루어졌다. 본 연구에서는 Reynolds 수 효과<sup>(12)</sup>와 벽면근접거리의 영향<sup>(13)</sup>을 최소화하는 방향으로 5공프로우브의 보정 및 측정이 이루어졌다.

본 연구에서는 대표적인 틱간극비  $h/c = 2.0\%$ 와 최적 스quel러 높이  $h_{st}/c = 5.51\%$ <sup>(6)</sup>에 대하여, 캠버길이에 대한 컷백길이의 비  $CB/c_c$ 를 0.0, 0.1, 0.2, 0.3 등으로 변화시키면서 실험을 수행하였다(Fig. 2). 입구 자유유동의 균일성은 자유유동 속도의 1% 이내이며, 5공프로우브의 이송오차는  $\pm 0.05\text{mm}$  이내이다. Abernethy 등<sup>(14)</sup>의 방법을 적용한 오차 해석(uncertainty analysis) 결과, 압력측정의 오차는 자유유동 동압의  $\pm 0.7\%$ 이며, 5공프로우브에서 흐름각의 오차범위는  $\pm 1.2^\circ$ , 속도의 크기의 오차범위는  $\pm 1.6\%$ 로 나타났다.

## 3. 결과 및 검토

### 3.1 2차유동

Fig. 5는  $x/b = 1.2$ 에서 측정된 2차유동 속도벡터를 그린 것이다. 이 속도벡터는 각 측정위치에서의 y- 및 z-축방향 속도성분을 해당 미드스패의 값으로 뺀 후 그린 것이다. Fig. 5(a)( $CB/c_c = 0.0$ )에서 알 수 있듯이, 케이싱 근처에는 시계방향으로 회전하는 강력한 틱누설와류가 존재하고, 측정 단면 중심부 근처에는 반시계방향으로 회전하는 통로와류가 존재한다. 이 틱누설와류는 Fig. 1에서 영역 IV를 통과한 강력한 제트 형태의 누설유동에 의해 생성된다. 통로와

류는 익형 앞전 상류에서 생성되는 선단 말발굽와류(horseshoe vortex)의 압력면다리(pressure-side leg)가 터빈 통로를 가로질러 인접 흡입면 쪽으로 이동한 뒤, 흡입면을 따라 발달하여 생성된 것으로 틱간극이 없을 경우 터빈 통로 내부에서 발생하는 가장 강한 와류이다.<sup>(15)</sup> Fig. 1의 정체선(stagnation line)으로부터 흡입면 쪽으로 이동하는 유동은 통로유동박리선(passage flow separation line)을 따라 케이싱으로부터 박리되어 통로와류로 유입되며 통로와류의 발달에 기여한다.<sup>(7)</sup>

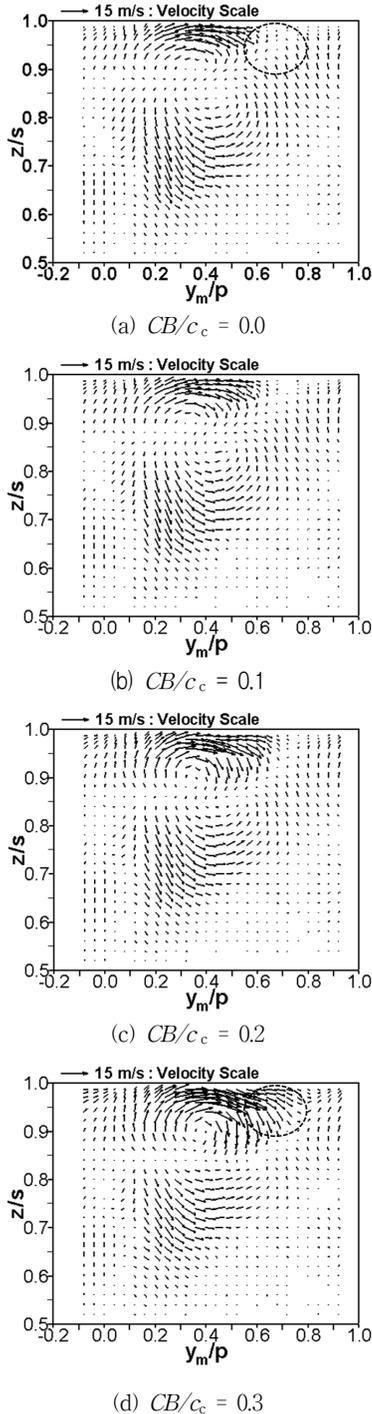


Fig. 5 Secondary flows at  $x/b = 1.2$  for  $h/c = 2.0\%$

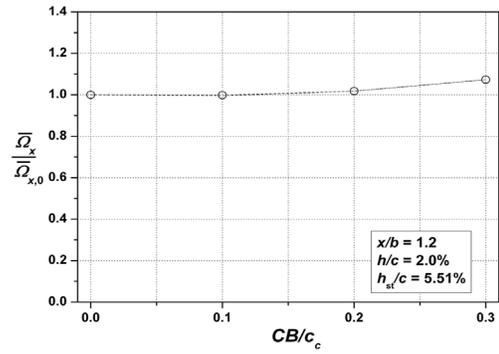


Fig. 6  $\bar{\Omega}_x / \bar{\Omega}_{x,0}$  as a function of  $CB/c_c$  at  $x/b = 1.2$  for  $h/c = 2.0\%$

Fig. 5에서 알 수 있듯이,  $CB/c_c$ 가 증가할수록 틱누설와류 영역의 2차유동이 크게 강화된다. 이것은 틱누설 유량이  $CB/c_c$ 에 비례하여 증가함을 의미한다. 컷백스컬러팁에서 누설유량이 증가하는 원인은 첫째로 컷백의 존재로 인해 유동 저항이 감소하여 압력면스컬러를 넘어 틱간극으로 유입되는 누설유량이 증가하고, 둘째로 스컬러가 제거된 곳에서 넓어진 틱간극에 의해 뒷전 쪽 누설유량이 크게 증가하기 때문이다.

스컬러팁에서 컷백이 존재하면, 틱공간 내부 유동이 그 개방 부분을 통해 익렬 통로 유동과 평행하게 배출된다. 그런데 컷백 부분에서는 국소적으로 틱간극이 매우 크므로 압력면에서 흡입면 쪽으로 직접 통과하는 강력한 2차유동이 발생하고, 이것으로 인해 틱간극 내부로부터 배출된 공기는 이 2차유동의 전면(Fig. 5(d)에서 타원으로 표시된 영역)에서 같은 방향으로 밀려 나가게 된다.

컷백에 따른 이차유동의 변화를 정량적으로 파악하기 위해,  $x$ -축방향 와도(vorticity)  $\Omega_x$ 의 절대값을 측정영역 전체에 걸쳐 평균낸  $\bar{\Omega}_x$ 를 계산하였다. Fig. 6은  $\bar{\Omega}_x / \bar{\Omega}_{x,0}$ 를  $CB/c_c$ 의 함수로 그린 것이다. 여기서  $\bar{\Omega}_{x,0}$ 는 컷백이 없는 경우의 결과이다. Fig. 6에서 알 수 있듯이,  $CB/c_c$ 가 증가할수록  $\bar{\Omega}_x$ 는 증가하는 경향을 보이며,  $CB/c_c = 0.3$ 에 이르면  $\bar{\Omega}_x$ 는  $\bar{\Omega}_{x,0}$  대비 7% 정도 증가하였다.

### 3.2 전압력손실계수의 정의

일반적으로 압력손실의 크기는 다음과 같이 전압력손실 계수(total-pressure loss coefficient)의 형태로 정의된다.

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

이 식에서  $P_{t,0}$ 는 입구 덕트에서의 기준 전압력을 나타내고,  $P_t$ 는 측정 위치에서 얻은 국소 전압력을 나타낸다. 스펜방향

즉  $z$ -축 방향으로의 압력손실 분포를 이해하기 위해서는 피치방향으로 평균된 전압력손실계수가 매우 유용하다. 이 피치방향 질량평균 전압력손실계수(pitch-wise mass-averaged total-pressure loss coefficient)는 다음과 같이 정의된다.

$$\overline{C_{Pt,z}} = \frac{\int_0^p \rho U C_{Pt} dy_m}{\int_0^p \rho U dy_m} \quad (2)$$

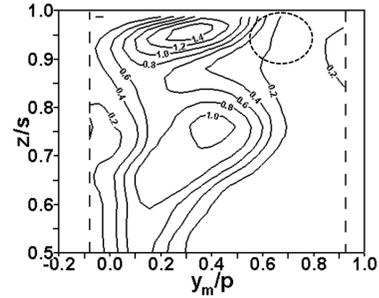
여기서  $U$ 는  $x$ -축방향 국소 유속이고,  $y_m$ 은 측정평면에서의  $y$ -축 방향 좌표이다(Fig. 4). 측정 영역 전체에 걸쳐 질량평균된 전압력손실계수는 다음의 식으로 정의될 수 있다.

$$\overline{C_{Pt}} = \frac{\int_0^p \int_{0.5s}^s \rho U C_{Pt} dz dy_m}{\int_0^p \int_{0.5s}^s \rho U dz dy_m} \quad (3)$$

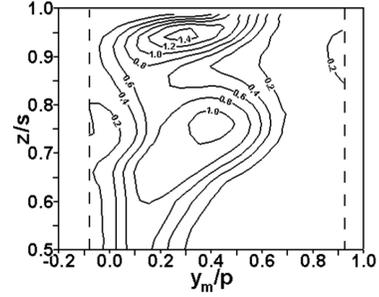
### 3.3 압력손실계수 분포

Fig. 7은  $CB/c_c$ 가 0.0에서 0.3까지 변화할 때의 국소 전압력손실계수  $C_{Pt}$ 의 분포를 보여 준다.  $CB/c_c$ 가 0.0인 Fig. 7(a)을 살펴보면, 미드스팬 근처에서는 주로 익형 표면에서의 경계층의 발달과 뒷전 박리로 인해 프로파일손실(profile loss)이 발생한다. 이에 따라 미드스팬 손실계수의 분포는 거의  $z$ -축과 평행하게 나타난다. 그러나 케이싱 근처에서는 팁누설와류의 존재로 인해 압력손실이 크게 증가하고, 미드스팬과 팁누설와류 사이 통로와류 영역에서도 압력손실이 넓은 범위에 걸쳐 크게 나타났다.

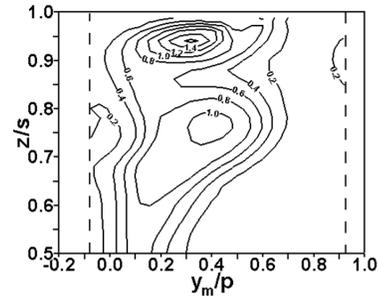
$CB/c_c$ 가 커지면, 팁누설와류 영역의  $C_{Pt}$ 의 최대치는 증가하는 경향을 보이는 반면, 통로와류 영역의  $C_{Pt}$ 의 최대치는 거의 변화하지 않는다.  $CB/c_c$ 가 비교적 큰 Fig. 7(c)와 (d)에서는 팁누설와류 영역이 좌우 두 영역으로 구분된다. Fig. 7(d)에서 타원으로 표시된 우측 영역에서는  $C_{Pt}$ 가 거의 일정하며 그 값이 0.6을 넘지 않는다. 이와는 달리 좌측 영역에서는  $C_{Pt}$ 의 최대치가 1.6을 넘으며 그 구배도 매우 심하다. 이 좌측 영역은 스칼러팁의 제거로 인하여 발생하는 강력한 2차유동이 존재하는 영역(Fig. 5(d))과 일치하며, 이 추가적인 누설유동에 의해 국소 압력손실이 크게 증가한다. 이와는 대조적으로 타원으로 표시된 우측 팁누설와류 영역은 팁간극 내부로부터 배출되는 누설유동이 존재하는 곳이다. 컷백으로 인한 강한 (+)  $y$ -축방향의 운동량이 이 배출 공기를 우측으로 밀어내며, 누설 공기의 배출에 의한 운동량의 보충으로 타원 내부의 압력손실은 그다지 높지 않다. 컷백이 존재하면, 팁간극 내부 공기의 코드방향 배출로 인해 압력손실의 감소가 나타나지만, 스칼러의 제거로 인한



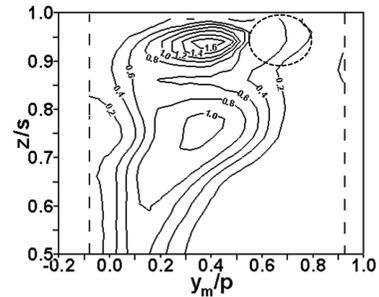
(a)  $CB/c_c = 0.0$



(b)  $CB/c_c = 0.1$



(c)  $CB/c_c = 0.2$



(d)  $CB/c_c = 0.3$

Fig. 7 Contours of  $C_{Pt}$  at  $xb = 1.2$  for  $h/c = 2.0\%$

이차유동의 국소적 증가가 부가적인 압력손실을 초래함을 확인할 수 있다.

### 3.4 평균 압력손실계수

Fig. 8은 식 (2)에서 정의된 피치방향 질량평균 전압력손실계수  $\overline{C_{Pt,z}}$ 의 스펜방향 분포를 나타낸다. 미드스팬에서는  $CB/c_c$ 에 관계없이  $\overline{C_{Pt,z}}$ 는 거의 일정하였다. 이와는 달리 통로와류 영역에서는  $CB/c_c$ 가 증가하면  $\overline{C_{Pt,z}}$ 는 소폭이지만 넓은 범위에서 감소하였다. 통로와류 영역에서의 이와 같은

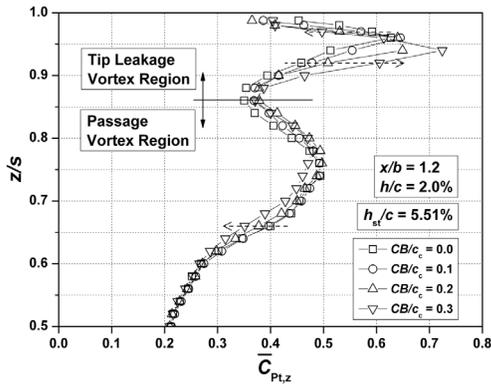


Fig. 8 Profiles of  $\bar{C}_{Pt,z}$  at  $x/b = 1.2$  for  $h/c = 2.0\%$

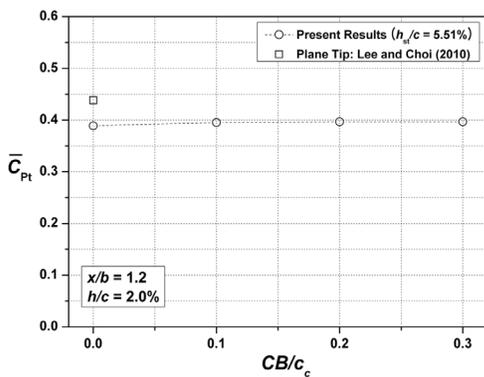


Fig. 9  $\bar{C}_{Pt}$  as a function of  $CB/c_c$  at  $x/b = 1.2$  for  $h/c = 2.0\%$

$\bar{C}_{pt,z}$  감소는 Fig. 1로부터 설명이 가능하다. 일반적으로 팁 누설유동의 증가는 정체선에서 탑간극 내부로의 유입 유동의 증가를 의미한다. 이와 같은 유입 유동의 증가는 필연적으로 정체선에서 흡입면 쪽으로 이동하는 유동의 감소를 초래하고 이는 통로와류의 약화로 이어진다. 이 통로와류의 약화는 결국 통로와류 영역에서의 압력손실의 감소를 귀결된다. 팁누설와류 영역에서는  $CB/c_c$ 가 증가할 때  $\bar{C}_{pt,z}$ 가 크게 증가하는데, 이것은 팁누설영역에서의 2차유동이 강화되기 때문이다(Fig. 5). 그런데 케이싱( $z/s = 1.0$ )에 매우 가까운 위치에서는  $CB/c_c$ 가 증가할 때  $\bar{C}_{pt,z}$ 가 오히려 감소하였다. 이것은 탑간극 내부 공기의 배출로 인한 운동량의 증가와 관련이 있다.

Fig. 9는 식 (3)에서 정의된 질량평균전압력손실계수  $\bar{C}_{pt}$ 를  $CB/c_c$ 의 함수로 나타낸 것이다.  $CB/c_c$ 가 증가하면  $\bar{C}_{pt}$ 는 완만히 증가하는 경향을 보이지만, 그 증가 폭은 컷백이 없을 경우  $\bar{C}_{pt}$ 의 2%를 넘지 않았다. 이는 팁누설와류에 의한 압력손실 증가가 통로와류에서의 압력손실 감소 및 탑간극 내부 공기의 배출로 인한 압력손실 감소에 의해 상쇄되기 때문이다. Fig. 9에서  $CB/c_c$ 의 증가로 인해  $\bar{C}_{pt}$ 가 증가하여도, 평면팁의  $\bar{C}_{pt}$ 와 비교하면 압력손실이 여전히 낮은 값을 확인할 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 스킬러팁의 채널형 컷백이 터빈 동익 익렬 하류에서의 2차유동 및 압력손실에 미치는 영향에 대하여 연구하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 일반적으로 컷백길이가 증가하면, 팁누설영역의 2차 유동이 크게 증가하였다.
- (2) 컷백을 통한 탑간극 공기의 코드방향 배출로 인한 압력손실 감소는 비교적 작은 반면, 스킬러의 부분 제거로 발생하는 이차유동의 증가는 더 큰 추가적인 압력손실을 초래하였다.
- (3) 컷백길이가 증가하면, 팁누설와류 영역에서의 압력손실은 크게 증가하였지만, 통로와류 영역에서의 압력손실은 넓은 범위에 걸쳐 소폭 감소하였다.
- (4) 컷백길이가 증가하면 질량평균 압력손실은 소폭 증가하는 경향을 보여 주었다.

#### 후 기

본 연구는 금오공과대학교 학술연구비에 의하여 연구된 논문입니다.

#### 참고문헌

- (1) Cohen, H., Rogers, G. F. C., and Saravanamuttoo, H. I. H., 1996, *Gas Turbine Theory*, Longman Group Limited, Essex.
- (2) Bindon, J. P., 1989, "The Measurement and Formation of Tip Clearance," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 111, pp. 257~263.
- (3) Yamamoto, A., 1989, "Endwall Flow/Loss Mechanism in a Linear Turbine Cascade With Blade Tip Clearance," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 111, pp. 264-275.
- (4) Lee, S. W., Moon, H. S., and Lee, S. E., 2009, "Tip Gap Height Effects on Flow Structure and Heat/Mass Transfer over Plane Tip of a High-Turning Turbine Rotor Blade," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 30, pp. 198-210.
- (5) Key, N., and Arts, T., 2006, "Comparison of Turbine Tip Leakage Flow for Flat Tip and Squealer Tip Geometries at High Speed Conditions," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 128, pp. 213-220.
- (6) Lee, S. W. and Chae, B. J., 2008, "Effects of Squealer Rim Height on Aerodynamic Losses Downstream of a High-Turning Turbine Rotor Blade," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 32, pp. 1440-1447.
- (7) Lee, S. W. and Kim, S. U., 2010, "Tip Gap Height

- Effects on the Aerodynamic Performance of Cavity Squealer Tip in a Turbine Cascade in Comparison with Plane Tip Results-Part 1: Tip Gap Flow Structure,” *Experiments in Fluids*, Vol. 49, pp. 1039-1051.
- (8) Lee, S. W. and Choi, M. Y., 2010, “Tip Gap Height Effects on the Aerodynamic Performance of Cavity Squealer Tip in a Turbine Cascade in Comparison with Plane Tip Results-Part 2: Aerodynamic Losses,” *Experiments in Fluids*, Vol. 49, pp. 713-723.
- (9) Lee, S. E., Lee, S. W., and Kwak, H. S., 2011, “Tip Leakage Aerodynamics over Stepped Squealer Tips in a Turbine Cascade,” *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 35, pp. 135-145.
- (10) Mhetras, S., Narzary, D., Gao, Z., and Han, J-C, 2008, “Effect of a Cutback Squealer and Cavity Depth on Film-Cooling Effectiveness on a Gas Turbine Blade Tip,” *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 130, pp. 021002-1~021002-13.
- (11) Treaster, A. L. and Yocum, A. M., 1979, “The Calibration and Application of Five-Hole probes,” *ISA Transactions*, Vol. 18, pp. 23-34.
- (12) Lee, S. W. and Jun S. B., 2005, “Reynolds Number Effects on the Non-Nulling Calibration of a Cone-Type Five-Hole Probe for Turbomachinery Applications,” *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 19, pp. 1632-1648.
- (13) Lee, S. W. and Yoon, T. J., 1999, “An Investigation of Wall-Proximity Effect Using a Typical Large-Scale Five-Hole Probe,” *KSME International Journal*, Vol. 13, pp. 273-285.
- (14) Abernethy, R. B., Benedict, R. B., and Dowdell, R. B., 1985, “ASME Measurement Uncertainty,” *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 107, pp. 161-164.
- (15) Lee, S. W., and Park, J. J., 2009, “Effects of Incidence Angle on Endwall Convective Transport Within a High-Turning Turbine Rotor Passage,” *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 52, pp. 5922-5931.