

스킬러팁의 압력면 개방길이 변화에 따른 터빈 익렬 틱간극 유동 특성 및 압력손실

천주홍* · 이상우**†

Tip Gap Flow and Aerodynamic Loss Generation over a Cavity Squealer Tip with the Variation of Pressure-Side Opening Length in a Turbine Cascade

Joo Hong Cheon*, Sang Woo Lee**†

Key Words : Turbine Rotor Cascade(터빈 동익 익렬), Cavity Squealer Tip(스킬러팁), Pressure-Side Opening Length(압력면 개방길이), Aerodynamic Loss(압력손실)

ABSTRACT

The effect of pressure-side opening length 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 $h_{st}/c = 5.05\%$ and $h/c = 2.0\%$ respectively. The opening length-to-camber ratio is changed to be $OL/c_c = 0.0, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5,$ and 0.7 . The results show that longer OL leads not only to weaker secondary flow but also to lower aerodynamic loss in the tip leakage vortex region, while it significantly widens the area with high aerodynamic loss in the passage vortex region. The aerodynamic loss coefficient mass-averaged all over the measurement plane is kept almost constant for $0.0 \leq OL/c_c \leq 0.3$, whereas it increases rapidly for $OL/c_c > 0.3$ in proportion to OL/c_c . There is little deterioration in flow turning with increasing OL/c_c .

1. 서 론

가스터빈에서 터빈의 효율은 각 터빈 단(stage)에서의 압력 손실과 밀접한 관련이 있다. 터빈 동익의 경우, 회전하는 익형의 틱(tip)과 케이싱(casing) 사이에 틱간극(tip gap)이 존재한다. 이 틱간극을 통하여 익형의 압력면(pressure surface)에서 흡입면(suction surface) 쪽으로 흐르는 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 생성한다. 틱간극 근처에서 발생하는 이와 같은 3차원 유동은 압력손실을 크게 증가시켜 터빈의 효율을 저하시킨다.⁽¹⁾

평면팁(plane tip)에서 틱누설유동과 그에 따른 압력손실

에 대한 연구는 Bindon⁽²⁾과 Yamamoto⁽³⁾에 의해 시작되었다. 최근 들어 Lee 등⁽⁴⁾은 틱 표면 유동가시화와 열/물질전달계수의 측정을 통하여 틱간극와류(tip gap vortex)의 존재를 확인하였고, 이를 근거로 평면팁 표면에서의 3차원 틱간극 유동모형을 제시하였다.

현재 고압터빈 제1단 동익에는 Fig. 1과 같은 스킬러팁(cavity squealer tip)이 많이 채용되고 있다. 이 스킬러팁 표면은 스킬러라고 불리는 울타리에 의해 둘러싸여 있으며, 그 내부에 함몰된 빈 공간(cavity)이 존재한다. Key와 Arts⁽⁵⁾는 고속유동 조건에서 스킬러팁의 틱누설유동을 평면팁의 결과와 비교하였다. 그 결과 스킬러팁이 틱간극 내부의 유속을 크게 감소시켰다. Lee와 Chae⁽⁶⁾는 스킬러의 높이가 3차원 유동 및 압력손실에 미치는 영향을 연구하였다. 그 결과, 스킬러의 높이가 증가할수록 압력손실이 감소하였고, 스킬러팁 높이의 비 h_{st}/c 가 대략 5.51%보다 크면 더 이상 압력손실의 감소가 나타나지 않음을 밝혔다. Lee와 Kim⁽⁷⁾은 유동의 가시화연구를 통해 스킬러팁에 대한 정성적인 유동모형을 제시

* 금오공과대학교 기계공학과 대학원

** 금오공과대학교 기계공학과

† 교신저자, E-mail : swlee@kumoh.ac.kr

하였다. Lee와 Choi⁽⁸⁾는 평면팁과 스킨러팁의 하류에서 압력손실을 측정하였다. 그 결과 스킨러팁은 익형의 중간부 하류에서의 팁누설 유량을 감소시켜 팁누설와류 영역에서의 압력손실을 줄일 뿐만 아니라, 익형의 앞전에서 중간부 사이 영역에서의 팁누설 유량도 감소시킴으로써 통과와류(passage vortex) 영역에서의 압력손실을 크게 감소시킴을 입증하였다. Lee 등⁽⁹⁾은 계단형스킬러팁(steped squealer tip)의 팁간극 유동과 그 하류에서의 압력손실에 대하여 연구를 수행하였다. Lee 등⁽¹⁰⁾은 팁간극의 입구에 설치된 익단소익(winglet)이 압력손실에 미치는 영향에 대하여 연구를 수행하였다.

Fig. 1은 Lee와 Kim⁽⁷⁾이 제시한 스킨러팁에 대한 정성적인 유동모델이다. 그림에서 알 수 있듯이, 케이싱 근처의 유동 영역은 정체선(stagnation line)을 경계로 크게 누설유동영역(leakage flow zone)과 통과유동영역(passage flow zone)으로 구분된다. 누설유동영역에서 앞전(leading edge) 및 압력면 스킨러를 넘어 팁간극 내부로 유입된 유동은 상류박리선(upstream separation line)을 따라 케이싱으로부터 박리되어 팁 바닥면(cavity floor)과 충돌하거나 흡입면 스킨러와 부딪힌 뒤, 팁 바닥면을 따라 뒷전(trailing edge) 쪽으로 이동한다. 이후 이 팁 내부공간의 유동은 익형 중간부와 뒷전 사이 영역(영역 IV)에서 흡입면 스킨러를 넘어 인접 터빈 통로로 배출되는데, 이 누설 유동의 침투 한계가 누설유동박리선(leakage flow separation line)이다. 스킨러팁의 흡입면 쪽은 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 통해서서는 약한 유출 유동이 존재하고 영역 IV에서는 강력한 유출 유동이 존재하게 된다.

김선웅과 이상우⁽¹¹⁾는 이 영역 IV를 통하여 흡입면스킬러를 넘어 유출된 강한 누설유동이 팁누설와류와 함께 큰 압력손실을 발생시킴에 유의하여, 뒷전 근처 압력면과 흡입면 스킨러가 동시에 개방된 채널형 컷백(channel cutback)의 영향에 대하여 연구하였다. 그들은 컷백길이(CB)가 $0.0 \leq CB/c_c \leq 0.3$ 범위에서 실험을 수행하였고, 그 결과 채널형 컷백은 국소적으로 팁간극이 증가하는 효과 때문에 2차유동과 압력손실을 증가시켰다.

Fig. 1에서 알 수 있듯이, 흡입면 스킨러는 팁누설유동의 일부를 차단하여 팁 간극 내부에 머물게 하는 효과가 있다. 본 논문에서는 최초로 Fig. 2와 같이 압력면 스킨러만이 개방된 스킨러팁에 대하여 그 개방길이(OL)가 3차원 유동 및 압력손실에 미치는 영향을 체계적으로 연구하고자 한다. 이 개방공간을 통하여 배출된 팁간극 내부의 누설유동은 영역 IV에서 흡입면스킬러를 넘지 않고 바로 통과유동과 평행하게 배출되므로 팁누설와류에 의한 압력손실을 줄일 수 있을 것이다. 이와 같은 구조는 스킨러팁 바닥면으로부터 냉각공기가 분사될 때 그 효과가 클 것으로 기대된다. Mhetras 등⁽¹²⁾은 이 경우에 대하여 막냉각효율을 측정할 바 있다.

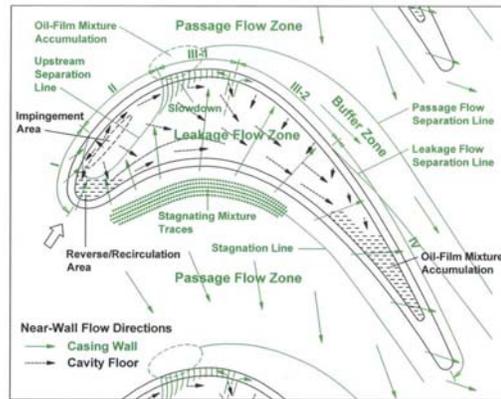


Fig. 1 Tip gap flow model for cavity squealer tip⁽⁷⁾

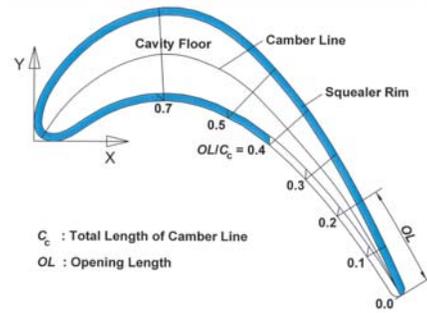


Fig. 2 Cavity squealer tip with pressure-side opening

2. 실험장치 및 방법

2.1 익렬 풍동

본 연구에서 사용된 익렬 풍동은 Fig. 3에서와 같이 개방형 풍동, 입구덕트, 터빈 익렬, 출구덕트 등으로 구성된다. 개방형 풍동은 면적축소비가 9.0이고, 인버터에 의해 최대 40m/s까지 출구 유속의 조절이 가능하다. 이 풍동을 통과한 균일 유동은 익렬 상류에 위치한 입구덕트로 유입된다. 이 입구덕트의 단면은 420mm×320mm이고, 폭방향 중심에서 그 길이는 1.2m이다. 입구덕트의 상하 벽에는 트립와이어/사포가 부착되어 있어서, 상하 벽 근처의 유동이 난류경계층으로 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), 스펠(s) 등은 각각 217.8, 196.0, 151.6, 320.0mm 등이다. 본 연구에서 사용된 익형의 기하학적 선회각은 119도이다(Fig. 4).

Fig. 3의 6개 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 아랫벽에만 고정된다. 따라서 팁간극은 익형 상단에 존재하게 되며, 그 삽입 깊이를 조절하면 팁간극높이(h)의 변화가 가능하다. Fig. 4에서 알 수 있듯이, 스킨러팁은 익형 상

단 팁 표면에 설치된다. 본 연구에서는 축 방향을 x -축, 폭 (피치) 방향을 y -축, 그리고 높이(스팬) 방향을 z -축으로 설정하였다(Fig. 4).

2.2 계측시스템

본 연구에서는 개인용컴퓨터로 전체 측정시스템을 온라인화 하였으며, 이를 위해 다기능입출력보드 (NI, PCI-6036E)와 디지털I/O보드 (NI, PCI-6503)가 컴퓨터에 내장되어 있다. 압력변환기 (MKS, Type 120AD-00010-R-EB)에 의해 변환된 압력신호는 다기능입출력보드의 16비트 A-D변환기를 통해 컴퓨터로 전달된다. 본 연구에서는 프로우브의 정밀한 이송을 위해 3차원 자동이송장치를 사용하였다. 이 이송장치는 수평조절이 가능한 지지대에 탑재되어 있다. 각 이송축은 볼나사와 직선운동가이드로 이루어진 직선유니트, 스테핑모터 및 스테핑모터 드라이버 등으로 구성되어 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 3.2mm이다. 본 연구에서는 Fig. 4와 같이 5공프로우브를 익렬의 출구 방향

과 평행하게 배치하였다. 본 실험에서는 프로우브조정법 (non-nulling method)을 적용하여 5공프로우브를 보정하였다.⁽¹³⁾ 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 디지털I/O보드를 이용하여 제어하였다.

2.3 실험범위 및 오차해석

본 연구에서는 입구 자유유동속도 U_∞ 를 15m/s로 고정하고 실험을 수행하였고, 이 U_∞ 와 코드길이를 기준으로 한 Reynolds 수는 2.09×10^5 이다. 익렬 입구에서 1.5c 만큼 떨어진 상류에서 측정된 경계층의 배제두께와 운동량두께는 각각 스패น(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 이루어졌다. 스패ن방향으로는 미드스팬($z/s = 0.5$)에서 케이싱($z/s = 1.0$)까지 측정되었다. Reynolds 수 영향을 최소화하기 위해 15m/s에서 5공프로우브의 보정이 이루어졌고, Lee와 Yoon⁽¹⁴⁾에 의거하여 벽면 근처 측정 위치를 결정하였다.

본 연구에서는 대표적인 팁간극비 $h/c = 2.0$ 와 스컬러 높이 $h_{st}/c = 5.05\%$ 에 대하여, 캠버길이에 대한 압력면 스컬러 개방길이의 비 OL/c_c 를 0.0, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.7 등으로 변화시키면서 실험을 수행하였다(Fig. 2). 입구 자유유동의 균일성은 자유유동 속도의 1% 이내이며, 5공프로우브의 이송오차는 $\pm 0.05\text{mm}$ 이내이다. Abernethy 등⁽¹⁵⁾의 방법을 적용한 오차해석 결과, 압력측정의 오차는 자유유동 동압의 $\pm 0.7\%$ 이며, 5공프로우브에서 흐름각의 오차범위는 $\pm 1.2^\circ$, 속도의 크기의 오차범위는 $\pm 1.6\%$ 로 나타났다. $OL/c_c = 0.0$ 에 대한 반복실험(repeatability test) 결과, $\overline{C_{pt}}$ 의 차이는 1.1% 이내였다.

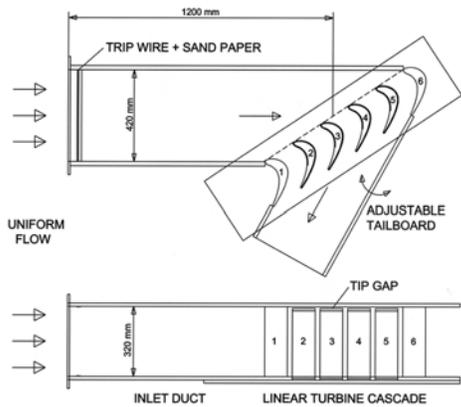


Fig. 3 Turbine cascade wind tunnel

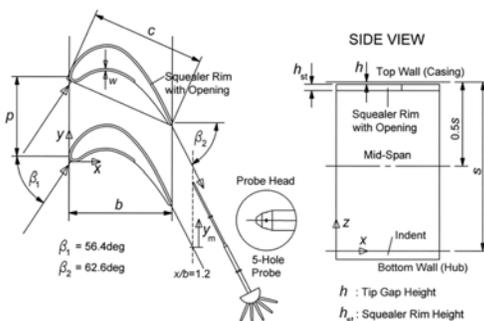


Fig. 4 Detail of turbine cascade

3. 결과 및 검토

3.1 2차유동

Fig. 5는 캠버길이에 대한 개방길이의 비 OL/c_c 에 따른 2차유동 속도벡터 분포를 그린 것이다. 이 속도벡터는 각 측정 위치에서의 y - 및 z -축방향 속도성분을 해당 미드스팬의 값으로 뺀 후 그린 것이다. Fig. 5(a)($OL/c_c = 0.0$)에서 알 수 있듯이, 케이싱 근처에는 시계방향으로 회전하는 강력한 팁누설 와류가 존재하고, 측정 단면 중심부 근처에는 반시계방향으로 회전하는 통로와류가 존재한다. 통로와류는 익형 앞전 상류 케이싱 면에서 생성되는 말발굽와류(horseshoe vortex)의 압력면다리(pressure-side leg)가 터빈 통로를 가로질러 인접 흡입면 쪽으로 이동한 뒤 흡입면을 따라 발달된 것으로, 팁간

극이 없을 경우 터빈 통로 내부에서 발생하는 가장 강한 와류이다. Fig. 1에서 정체선으로부터 흡입면 쪽으로 이동하는 유동은 통로유동박리선(passage flow separation line)에서 케이싱으로부터 박리되어 통로와류에 합류되며, 이 케이싱 근처 유동은 통로와류의 발달에 중요한 역할을 한다.⁽⁷⁾

Fig. 5에서 알 수 있듯이, OL/c_c 가 0.0에서 0.3으로 증가하여도 2차유동의 분포는 거의 변화하지 않는다. 그러나 이 값이 0.5에 이르면 2차유동의 변화가 두드러진다. 2차유동 분포의 자세한 비교를 위해 4개의 직선이 추가된 Fig. 5(a) ($OL/c_c = 0.0$)와 Fig. 5(d) ($OL/c_c = 0.7$)를 검토해 보면, 그 차이가 명백해진다. OL/c_c 가 클수록, 팁누설 2차유동은 현저히 감소하지만, 통로와류 영역 특히 $y_m/p > 0.6$, $z/s > 0.7$ 인 곳에서는 2차유동이 오히려 증가하였다. 이 사실은 압력면 스킨의 개방길이가 증가할수록 팁누설와류는 크게 약화되는 효과는 있지만, 불가피하게 통로와류가 강화되는 부작용이 나타남을 의미한다. 팁누설와류의 약화는 누설유량의 감소 때문일 것으로 추정되며, 이에 따라 정체선에서 통로와류 쪽으로 이동하는 유량이 증가하여(Fig. 1) 통로와류를 강화시키는 것으로 판단된다.

3.2 전압력손실계수의 정의

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

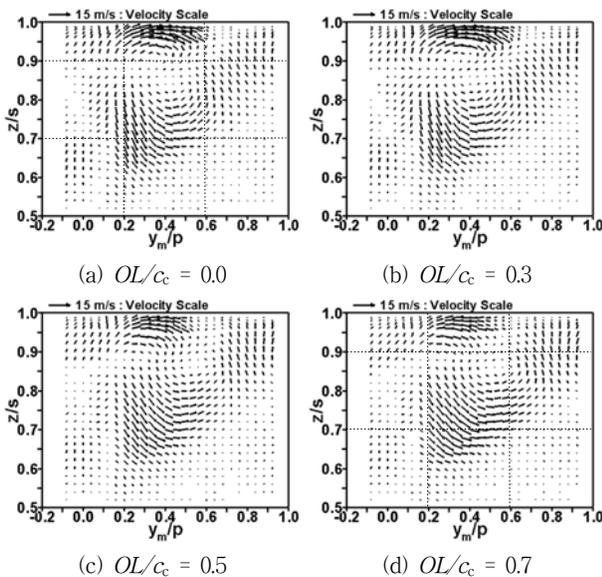


Fig. 5 Secondary flows for $h/c = 2.0\%$

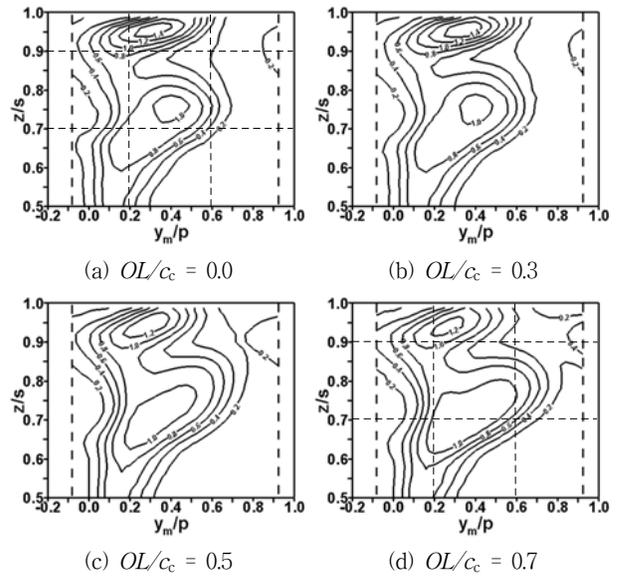


Fig. 6 Contours of C_{Pt} for $h/c = 2.0\%$

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

이 식에서 $P_{t,0}$ 는 입구 덕트에서의 기준 전압력을 나타내고, P_t 는 측정 위치에서 얻은 국소 전압력을 나타낸다. 스펠 방향 즉 z -축 방향으로의 압력손실 분포를 이해하기 위해서는 피치방향으로 평균된 전압력손실계수가 매우 유용하다. 이 피치방향 질량평균 전압력손실계수는 다음과 같이 정의된다.

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

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.

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

3.3 압력손실계수 분포

Fig. 6은 OL/c_c 가 0.0에서 0.7까지 변화할 때의 국소 전압력손실계수 C_R 의 분포를 보여 준다. 그림에서 인접 등압력손실계수선의 C_R 차이는 0.2이다. OL/c_c 가 0.0인 Fig. 6(a)을 살펴보면, 일반적으로 압력손실은 미드스팬의 익형

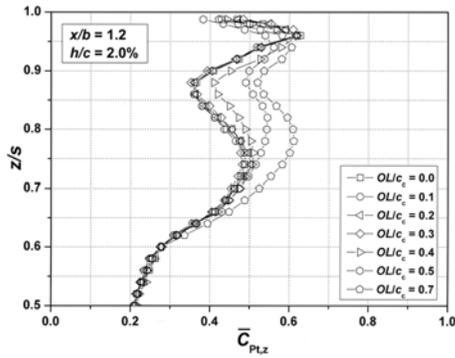


Fig. 7 Profiles of $\bar{C}_{Pt,z}$ for $h/c = 2.0\%$

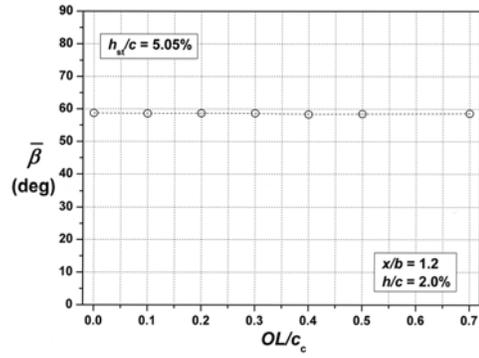


Fig. 9 $\bar{\beta}$ for $h/c = 2.0\%$

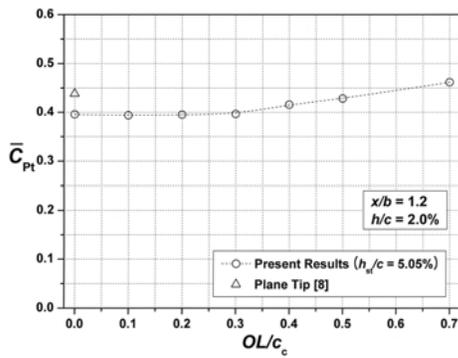


Fig. 8 \bar{C}_{Pt} for $h/c = 2.0\%$

후류(wake) 영역, 통로와류 영역, 케이싱 근처의 팁누설와류 영역에서 발생한다. OL/c_c 가 0.3일 경우(Fig. 6(b))에는 Fig. 6(a)와 비교할 때 압력손실 분포는 거의 변화하지 않았다. 그러나 압력면 스킬러 개방길이가 증가하여 $OL/c_c = 0.5$ 와 0.7 에 이르면, 압력손실 분포가 크게 변화한다. Fig. 6(a)와 Fig. 6(d)를 자세히 비교해 보면, $OL/c_c = 0.7$ 일 때 팁누설와류 영역에서의 압력손실의 최대치는 감소하였다. 이와는 반대로 통로와류 영역에서는 OL/c_c 가 0.0과 0.7일 때의 압력손실 최대값이 서로 비슷하였지만, 압력손실이 큰 범위는 피치방향으로 크게 확대되었다. 이와 같은 결과는 Fig. 5(a)와 (d)의 비교에서 확인했듯이, OL/c_c 가 증가하면 팁누설와류는 크게 감소하고 통로와류 영역에서의 2차유동이 증가하는 현상과 밀접한 관련이 있다.

3.4 평균 압력손실계수

Fig. 7은 OL/c_c 의 변화에 따른 피치방향 질량평균 전압력손실계수의 스패방향 분포를 보여 준다. 일반적으로 $\bar{C}_{Pt,z}$ 는 팁누설와류 및 통로와류 영역에서 각각 1개씩 2개의 피크 값을 갖고, 미드스팬($z/s = 0.5$)에서 그 값이 가장 낮다. OL/c_c 가 0.0에서 0.3으로 증가할 경우에는 $\bar{C}_{Pt,z}$ -프로파일의 변화가 거의 없었다. 그러나 OL/c_c 가 0.4로 커지면 $\bar{C}_{Pt,z}$ 의 소폭 증가가 시작되며, OL/c_c 가 0.7에 이르면 그 증가 폭이 매우

커진다. 이 때 $\bar{C}_{Pt,z}$ 의 증가는 통로와류 영역과 통로와류와 팁누설와류 영역의 경계 근처에서 주로 나타났다. 이와는 달리 미드스팬과 $z/s = 0.6$ 사이에서는 OL/c_c 에 관계없이 $\bar{C}_{Pt,z}$ 는 거의 일정하였다.

Fig. 8은 식 (3)에서 정의된 질량평균 전압력손실계수 \bar{C}_{Pt} 를 OL/c_c 의 함수로 나타낸 것이다. OL/c_c 가 0.0에서 0.3까지 증가하여도 \bar{C}_{Pt} 는 거의 변화하지 않고 일정하였다. 그러나 OL/c_c 가 0.3보다 커지면, \bar{C}_{Pt} 는 일정한 기울기로 크게 증가하는 경향을 보여 주었다. 특히 OL/c_c 가 0.7에 이르면 스킬러가 없는 일반 평면팁보다도 압력손실이 커지는 현상이 관찰되었다.

압력손실과 함께 동익의 성능을 나타내는 평균 유동 선회각(flow turning angle)은 일반적으로 다음의 질량평균 요각(yaw)으로 정의된다.⁽³⁾

$$\bar{\beta} = \frac{\int_0^p \int_{0.5s}^s \rho U \beta dz dy_m}{\int_0^p \int_{0.5s}^s \rho U dz dy_m} \quad (4)$$

여기서 β 는 각 측정 위치에서 얻어진 유동의 국소 요각인데, $x-y$ 평면에서 x -축방향에 대한 유동의 각도를 나타낸다.

Fig. 9는 식 (4)에서 정의된 $\bar{\beta}$ 를 OL/c_c 의 함수로 나타낸 것이다. 그림에서 알 수 있듯이 $\bar{\beta}$ 는 OL/c_c 에 관계없이 거의 일정하였다. 이것은 OL/c_c 가 증가함에 따라 팁누설와류 영역에서는 2차유동의 y -축방향 속도성분의 감소로 인해 요각이 증가하지만, 통로와류 영역에서는 y -축방향 속도성분의 증가로 인해 요각이 감소하기 때문이다. 따라서 유동의 선회측면에서 OL/c_c 의 증가에 따른 성능 감소는 거의 없음을 알 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 압력면 스킬러의 개방이 터빈 동익 익렬 하

류에서의 3차원 유동 및 압력손실에 미치는 영향에 대하여 체계적으로 연구하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 일반적으로 개방길이(OL)가 증가할 때, 2차유동은 팁 누설와류 영역에서는 감소하지만, 통로와류 영역에서는 증가하는 경향을 보여 주었다. 이와 같은 현상은 $OL/c_c > 0.3$ 범위에서 두드러졌다.
- (2) OL/c_c 가 증가할 때, 팁누설와류 영역에서의 국소 압력 손실은 감소하는 경향을 보이지만, 통로와류 영역에서는 압력손실이 발생하는 면적이 크게 확대되었다.
- (3) 평균압력손실은 $OL/c_c \leq 0.3$ 에서는 거의 변화가 없이 일정하였으나, $OL/c_c > 0.3$ 에서는 일정한 기울기로 크게 증가하는 경향을 보여 주었다. 특히 OL/c_c 가 0.7에 이르면 스킨러가 없는 평면팁보다도 압력손실이 커지는 현상이 나타났다.
- (4) 유동의 선회에 있어서, OL/c_c 의 증가에 따른 성능 변화는 거의 없었다.

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) Lee, S. W., Kim, S. U., and Kim, K. H., 2012, "Aerodynamic Performance of Winglets Covering the Tip Gap Inlet in a Turbine Cascade," International Journal of Heat and Fluid Flow, Vol. 34, pp. 36~46.
- (11) 김선웅, 이상우, 2011, "터빈 동익 컷백스켈러팁 하류에서의 3차원 유동 및 압력손실," 유체기계저널, 제14권, 제1호, pp. 48~54.
- (12) 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.
- (13) Treaster, A. L. and Yocum, A. M., 1979, "The Calibration and Application of Five-Hole probes," ISA Transactions, Vol. 18, pp. 23~34.
- (14) 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.
- (15) Abernethy, R. B., Benedict, R. B., and Dowdell, R. B., 1985, "ASME Measurement Uncertainty," ASME Journal of Fluids Engineering, Vol. 107, pp. 161~164.