

평면팁과 스퀄러팁 터빈 동익의 압력손실 특성 비교

채병주* · 이상우**

Comparisons of Aerodynamic Loss Generated by a Squealer-Tip Turbine Rotor Blade with That by a Plane-Tip One

Byoung Joo Chae* and Sang Woo Lee**

Keywords : Plane Tip(평면팁), Squealer Tip(스퀄러팁), Turbine Rotor(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_s/c , of 5.5%. The results are compared with those for a plane tip ($h_s/c = 0.0%$). 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.

근처에서의 데이터와 비교하여, 스퀄러팁의 공기역학적 특성을 파악할 예정이다.

1. 서론

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

지금까지 틈간극에 의해 발생하는 압력손실에 대하여 많은 데이터가 축적되었다. 그러나 팁 전체를 감싸는 전면(full) 스퀄러팁에 대한 연구는 열전달특성 연구[1,2]에 국한되어 있다. 본 논문에서는 전면 스퀄러팁을 갖는 고선회각 터빈 동익의 팁누설유동 영역에서 3차원유동 및 압력손실을 측정하고자 한다. 이것을 동일 익형에 대해 따로 측정된 평면팁의 결과 및 끝벽(허브)

2. 실험

본 연구에서 사용된 익렬풍동은 Fig. 1에서와 같이 개방형 풍동, 입구덕트, 터빈 익렬 등으로 구성된다. 개방형 풍동은 면적 축소비가 9.0이고, 인버터에 의해 최대 40 m/s까지 출구 유속의 조절이 가능하다. 입구덕트 하류에 설치된 터빈 익렬에는 6개의 선형 익형이 설치되어 있다. 이것은 산업용 가스터빈의 터빈 제 1 단 동익의 미드스팬 형상을 근거로 large-scale로 제작되었다[3]. 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.

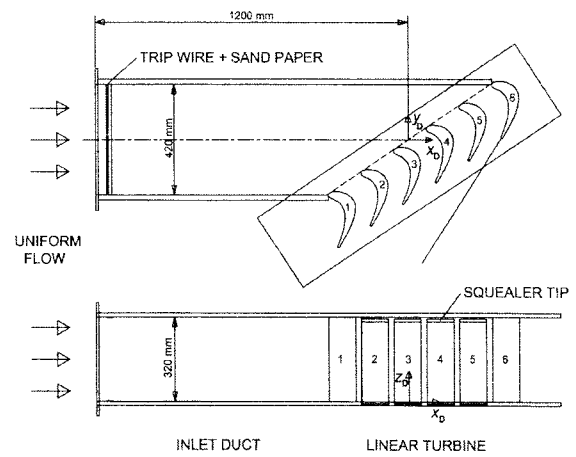


Fig. 1 Overall view of cascade wind tunnel

* 금오공과대학교 대학원 codejoo@nate.com

** 금오공과대학교 기계공학부 swlee@kumoh.ac.kr

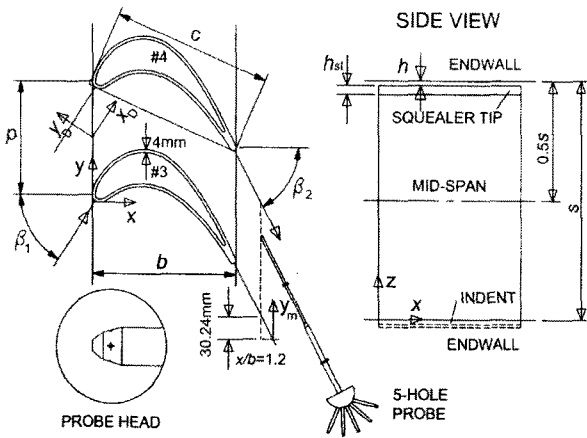


Fig. 2 Tested turbine rotor cascade

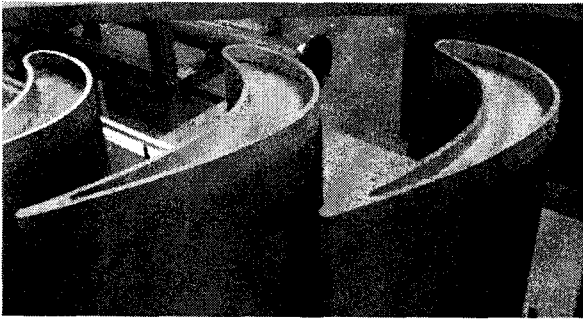


Fig. 3 Photograph of squealer tip

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 펜티엄-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.

3차원유동 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 mm이고, 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 출구각과 평행하게 배치하여, 3차원 유동 및 압력손실을 측정하였다. 본 실험에서는 프로우브 고정법(non-nulling method)을 적용하여 5공프로우브를 보정하였다[4].

자유유동속도를 15 m/s로 고정하고 실험을 수행하였고, 이 입구 자유유동속도와 코드길이를 기준으로 한 Reynolds 수 ($Re = U_{\infty}c/\nu$)는 2.09×10^5 이었다. 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 측정 결과를 끝벽(허브)에서의 유동 및 압력손실과 비교하기 위하여 h/s 가 0.0%인 경우에도 실험이 수행되었다.

3. 결과 및 검토

3.1 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 전압력손실계수는 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.

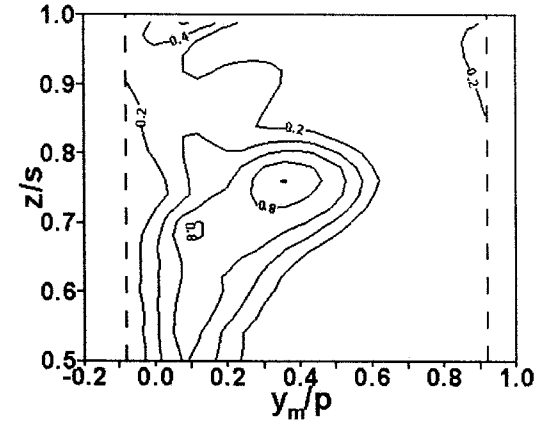
$$\bar{C}_{pt} = \frac{\int_0^p \int_{0.5s}^s \rho U C_{pt} dz dy_m}{\int_0^p \int_{0.5s}^s \rho U dz dy_m} \quad (3)$$

따라서 이 두 질량평균 압력손실계수 사이에는 다음의 관계가 성립한다.

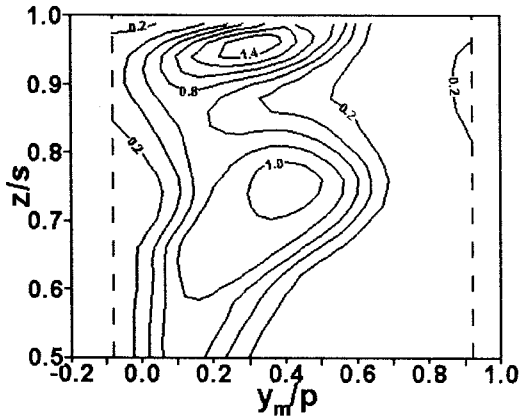
$$\bar{C}_{pt} = \int_{0.5s}^s \bar{C}_{pt,z} dz \quad (4)$$

일반적으로 익렬 출구에서의 압력손실은 익렬 경계층 및 뒷전(trailing edge) 박리에 의해 발생하는 질량평균 형상손실계수(mass-averaged profile loss coefficient) ($\bar{C}_{pt,\rho}$)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.

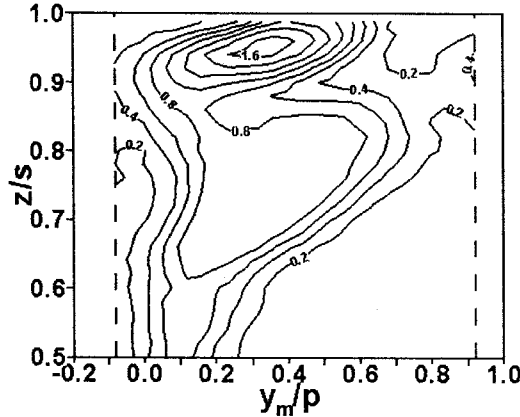
$$(\bar{C}_{pt})_{\rho} = \bar{C}_{pt,z=0.5s} = \frac{\int_0^p (\rho U C_{pt})_{z=0.5s} dy_m}{\int_0^p (\rho U)_{z=0.5s} dy_m} \quad (5)$$



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



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



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

Fig. 4 Contours of C_{p_t} at $x/b = 1.2$

마지막으로 질량평균 2차손실계수는 다음의 식으로 구해질 수 있다.

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

3.2 압력손실계수의 분포

Fig. 4는 식 (1)과 같이 정의된 전압력손실계수의 분포를 나타낸다. 먼저 틱간극이 없는 경우(Fig. 4(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. 그

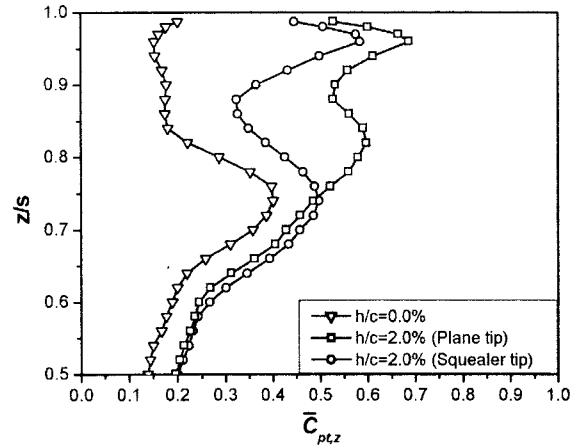


Fig. 5 Profiles of $\bar{C}_{pt,z}$ at $x/b = 1.2$

러나 $z/s = 1.0$ (허브) 근처로 접근할수록 허브 벽면에서 발달하는 2차유동의 영향으로 이와 같은 손실 분포가 크게 달라진다. 특히 통로와류에 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. 4(b)와 (c))에는 틱 근처에서 압력손실이 매우 큰 영역이 새로이 나타났고, 전체적으로 압력손실이 발생하는 영역도 크게 확대되었다. 스켈러팁과 평면팁의 결과를 비교해 보면, 틱누설유동 영역에서 평면팁에 의한 압력손실이 더 넓은 범위에서 더 크게 나타났다.

3.3 질량평균 압력손실계수

Fig. 5는 식 (2)와 같이 정의된 피치방향 질량평균 전압력손실계수 $\bar{C}_{pt,z}$ 의 분포를 나타낸다. 먼저 미드스팬에서의 결과를 살펴보면, 틱간극이 2.0%인 스켈러팁과 평면팁의 $\bar{C}_{pt,z}$ 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 tz -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 2차유동이 가장 큰 곳과 거의 일치하며, 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 같은 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 스켈

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) |
|-------------------------|-------------------------------|---------------------------------|------------------------------|
| \overline{C}_{pt} | 0.229 | 0.377 | 0.438 |
| $(\overline{C}_{pt})_P$ | 0.139 | 0.200 | 0.196 |
| $(\overline{C}_{pt})_S$ | 0.090 | 0.177 | 0.242 |

러팁에서의 $(\overline{C}_{pt})_S$ 는 틱간극이 없을 때의 값과 비교하면 2배 정도 큰 값이다.

4. 결론

본 연구에서는 틱간극비 h/c 가 2.0%로 일정할 때, 스퀸러팁 ($h_s/c = 5.5\%$)과 평면팁($h_s/c = 0.0\%$)이 설치된 고선회각 터빈 동익의 틱누설유동 영역에서의 압력손실을 측정하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

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

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

(3) 평면팁과 스퀸러팁에 의한 형상손실계수는 거의 동일하였다.

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

참고문헌

- [1] Ameri, A.A., Steinhilber, 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.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] Treaster, A. L., and Yocum, A. M., 1979, "The Calibration and Application of Five-Hole probes," ISA Transactions, Vol. 18, pp. 23-34.