

입사각이 터빈 동익 틱누설유동 영역에서의 압력손실에 미치는 영향

채병주* · 이상우**

Effects of Incidence on Aerodynamic Losses in the Tip-Leakage Flow Region of a High-Turning Turbine Rotor Blade

Byoung Joo Chae*, Sang Woo Lee**

Key Words : Turbine rotor cascade(터빈 동익 익렬), Plane tip(평면팁), Off-design condition(탈설계점), Incidence angle(입사각), Aerodynamic loss(압력손실)

ABSTRACT

The effect of incidence angle on the three-dimensional flow and aerodynamic loss in the tip leakage flow region downstream of a turbine rotor cascade has been investigated for two tip gap-to-chord ratios of $h/c=0.0\%$ (no tip gap) and 2.0% . The incidence angle is changed to be $i=-10^\circ$, 0° , and 5° . The results show that for $i=5^\circ$, secondary flows including the passage vortex are intensified noticeably, and there is a strong interaction between the passage and tip leakage vortices. For $i=-10^\circ$, however, the passage vortex is weakened significantly, so that there exists only a strong leakage-jet-like secondary flows near the casing wall. For $h/c=0.0\%$ and 2.0% , aerodynamic loss tends to increase with increasing i from -10° to 5° . A small increment of i in its positive incidence range results in a remarkable aerodynamic loss increase, while increasing i in the negative incidence range leads to a small change in the aerodynamic loss generation.

1. 서 론

가스터빈 엔진은 시동, 아이들링, 부분 및 최대 부하, 가속 및 감속 시에 불가피하게 설계점(design point)으로부터 벗어난 조건에서 작동된다.⁽¹⁾ 이와 같은 탈설계점(off-design condition)에서는 터빈의 유량과 회전수가 설계점과 크게 달라지며, 이에 따라 터빈의 각 단으로 유입되는 유동의 입사각(incidence angle)이 변화한다. 이 입사각은 탈설계점에서 작동하는 터빈의 성능에 영향을 주는 중요한 파라미터이다.

Hodson과 Dominy⁽²⁾는 탈설계점에서 저압터빈 익렬에서의 유동가시화 및 통로유동 측정 실험을 수행하였다. 그 결과 입사각이 -20° 에서 8.6° 로 변화함에 따라, 끝벽 근처 저운동량 유체가 익형 흡입면 위로 더 강하게 이동하였다. Yamamoto⁽³⁾는 코드길이에 비해 앞전과 뒷전의 직경이 큰

터빈 동익 익형에 대하여, 입사각이 틱간극 및 익렬 통로 내부에서의 3차원 유동 및 압력손실에 미치는 영향에 대하여 연구하였다. Jouini 등⁽⁴⁾은 탈설계점 상태의 천음속 터빈 익렬에 대해 미드스팬에서의 유동 및 압력손실을 측정하였다. 그들은 입사각을 -10° 에서 14.5° 까지 변화시키면서 미드스팬 형상손실(profile loss)를 제시하였다. Brear 등⁽⁵⁾은 입사각이 -10° , 0° , 10° 일 때 저압터빈 익형의 압력면 미드스팬에서의 박리현상에 대하여 연구하였다. Rhee와 Cho⁽⁶⁾는 입사각의 변화가 틱 근처에서의 열/물질전달에 미치는 영향에 대하여 연구하였다. Lee와 Park⁽⁷⁾은 탈설계점 상태에서 끝벽면 열전달 특성을 대해 연구하였다. 그 결과 (+) 입사각은 끝벽 근처 말발급과류를 포함하는 2차유동의 발달을 크게 촉진하였으나, (-) 입사각은 끝벽 근처 2차유동의 발달을 억제하는 경향을 보여 주었다.

본 연구에서는 탈설계점에서 작동하는 산업용 가스터빈의 고압터빈 동익 익형에 대하여, 입사각이 틱누설유동(tip-leakage flow) 영역에서의 압력손실에 미치는 영향에 대하여 연구하였다. 이를 위해 틱간극이 없는 경우($h/c=0\%$)와

* 금오공과대학교 기계공학부 대학원

** 금오공과대학교 기계공학부

† 교신저자, E-mail : swlee@kumoh.ac.kr

팁간극이 존재하는 경우($h/c=2.0\%$)에 대하여 입사각을 -10° , 0° , 5° 로 변화시키며 실험을 수행하고, 이 결과들의 비교를 통하여 입사각이 틱누설영역에서의 압력손실에 미치는 영향을 이해하고자 한다.

2. 실험

2.1 익렬 풍동

본 연구에서 사용된 익렬풍동은 Fig. 1에서와 같이 개방형 풍동, 입구덕트, 터빈 익렬, 출구덕트 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 420mm×320mm이고, 입구덕트 하류에는 선형 터빈 익렬이 설치되어 있다. 터빈 익렬은 산업용 가스터빈의 터빈 제1단 동익의 형상을 근거로 large-scale로 제작되었다.⁽⁸⁾ Fig. 2는 본 연구에서 사용된 익렬의 상세도를 보여 준다. 이 익렬의 코드길이(c), 축방향코드길이(b), 피치(p), 스펠(s) 등은 각각 217.8mm, 196.0mm, 151.6mm, 320.0mm 등이다. 틱간극은 Fig. 1과 Fig. 2에서와 같이 의

형의 상단에 위치하며, 익렬 통로 내부에 설치된 4개의 익형은 아래쪽 끝벽에 가공된 홈에 삽입되어 틱간극 h 를 갖게 된다. 이와는 달리 익형 #1과 #6는 틱간극 없이 상하 끝벽에 고정되어 있다.

본 연구에서는 입사각을 -10° , 0° , 5° 등으로 변화시켰다. 이에 따라 각 입사각을 만족시키는 세 종류의 입구덕트를 따로 제작하여 사용하였다. 입사각은 Fig. 2에서와 같이 정의되며, Fig. 1에서와 같이 터빈 익렬이 시계방향으로 회전하면 입사각이 양(+)이 되고, 반시계방향으로 회전하면 음(-)이 된다. 본 연구의 xyz 좌표계에서는(Fig. 2), 하류 방향을 x -축, 폭(피치) 방향을 y -축, 그리고 높이(스판) 방향을 z -축으로 설정하였다.

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-D변환기를 통해 컴퓨터로 전달된다. 본 연구에서는 프로우브의 정밀한 이송을 위해 3차원 자동이송장치를 사용하였다. 이 장치는 3 축방향으로 컴퓨터에 의해 자동이송되는데, 각 이송축은 볼나사와 직선운동가이드로 이루어진 직선유니트, 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 압력의 손실을 측정하기 위해 지지대가 직선 형태인 2단 원추형 5공프로우브를 사용하였다.⁽⁸⁾ 이 5공프로우브는 미국 United Sensors 사에서 특별한 사양으로 주문, 제작되었다. 이 5공프로우브의 선단 직경은 3.2mm (0.125인치)이며, 그 형상은 DC125 모델과 동일하다. 본 연구에서는 Fig. 2와 같이 $x/b=1.2$ 인 익렬 출구에서, 5공프로우브를 익렬의 출구 방향과 평행하게 배치하여 3차원 유동 및 압력손실을 측정하였다. 본 실험에서는 프로우브고정법 (non-nulling method)을 적용하여 5공프로우브를 보정하였다.⁽⁹⁾ 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

기존의 연구들과 마찬가지로 본 연구에서는 입사각에 관계없이 익렬 출구에서의 유속을 일정하게 유지하면서 실험

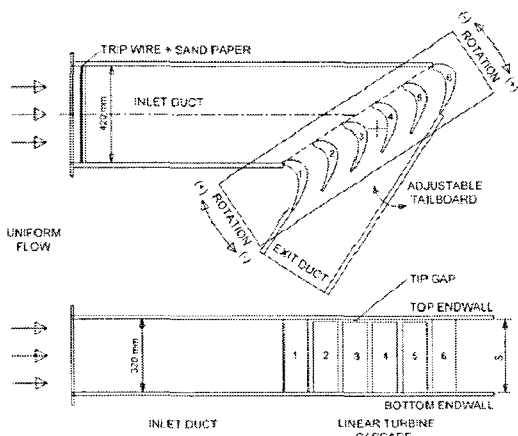


Fig. 1 Overall view of cascade wind tunnel

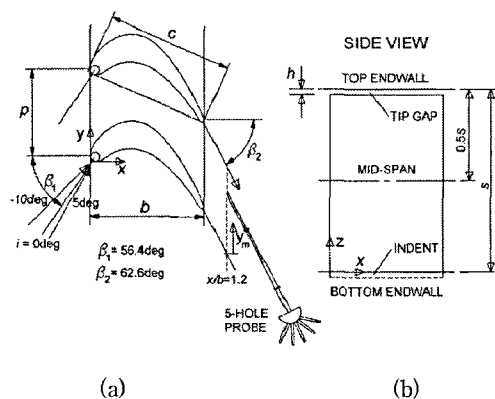


Fig. 2 Arrangement of cascade

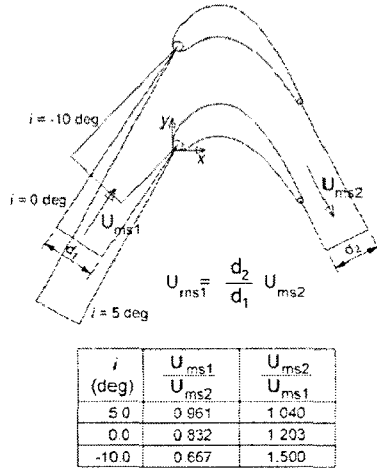


Fig. 3 Inlet-to-exit velocity ratios

을 수행하였다. 이 경우는 터빈 유량이 일정한 상태에서, 동익의 회전수가 설계점에 비해 크거나 작을 때 발생하는 탈설계점 조건에 해당한다.⁽⁷⁾ Fig. 3에서와 같이 입사각이 -10° , 0° , 5° 일 때, 유로 폭에 따른 출구 대비 입구유속의 비는 각각 0.667, 0.832, 0.961 등이다.

본 연구에서는 $i = -10^\circ, 0^\circ, 5^\circ$ 에 대하여 입구 미드스팬에서의 평균속도 U_{ms1} 을 각각 11.0m/s, 13.7m/s, 15.8m/s로 놓고 실험을 수행하였다. 이에 따라 출구 미드스팬에서의 평균속도 U_{ms2} 를 16.5m/s로 일정하게 유지되며, 이 U_{ms2} 와 코드길이를 기준으로 한 Reynolds 수는 2.30×10^5 이었다. 입사각에 관계없이 입구 경계층 두께를 일정하게 유지하기 위해, 각 입구 틱트에 대하여 Fig. 1의 트립와이어/사포의 위치를 조정하였다. 익렬 입구에서 $1.5c$ 상류에서 측정된 배제두께(displacement thickness)와 운동량두께(momentum thickness)는 각각 스패(s)의 약 1.6%와 1.3%로 유지되었다. 이때 형상계수(shape factor)는 대략 1.23 정도로 대표적인 난류경계층에 해당된다.

3차원유동의 측정은 익렬 하류인 $x/b = 1.2$ 에서 이루어졌고, Fig. 2(a)에서 점선으로 표시된 부분이 피치방향으로 실제 측정이 이루어진 범위를 나타낸다. 스패방향으로는 미드스팬($z/s = 0.5$)에서 끝벽($z/s = 1.0$) 사이에서 측정이 이루어졌다. 본 연구에서는 Reynolds 수 효과⁽¹⁰⁾와 벽면근접거리의 영향⁽¹¹⁾을 최소화하는 방향으로 5공프로우브의 보정 및 측정이 이루어졌다.

본 연구에서는 틱간극이 없는 경우($h/c = 0\%$)와 틱간극이 $h/c = 2.0\%$ 에 대하여 실험을 수행하였다. 입구 자유유동의 균일성은 자유유동 속도의 1% 이내이며, 5공프로우브의 이송오차는 $\pm 0.05\text{mm}$ 이내이다. Abernethy 등⁽¹²⁾의 방법을 적용한 오차해석(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.

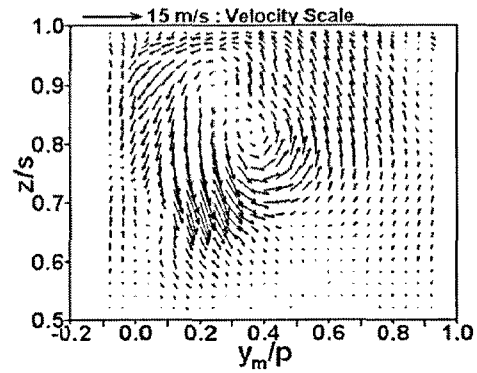
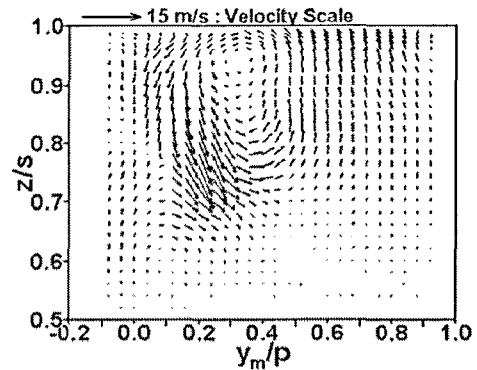
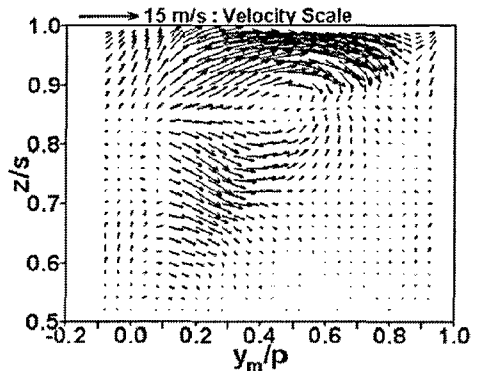


Fig. 4 Secondary flows at design point of $i = 0^\circ$ without tip gap



(a) No tip gap ($h/c = 0\%$)



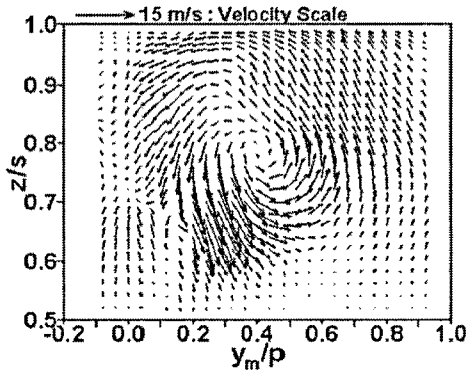
(b) $h/c = 2.0\%$

Fig. 5 Secondary flows at $i = -10^\circ$

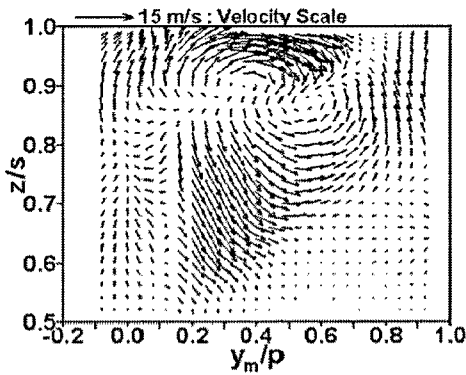
3. 결과 및 검토

3.1 3차원 유동장

Fig. 4는 설계점($i = 0^\circ$)에서 틱간극이 없을 때, $x/b = 1.2$ 에서 측정된 2차원 유동 속도벡터를 그린 것이다. 이 속도벡터는 각 측정위치에서의 y - 및 z -축방향 유속을 미드스팬의 값으로 뺀 후 그린 것이다. Fig. 4에서 알 수 있듯이, 측정 단면 중심부 근처에는 반시계방향으로 회전하는 강한 통과 와류(passage vortex)가 존재한다. 이 통과와류는 익형 앞



(a) No tip gap ($h/c=0\%$)



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

Fig. 6 Secondary flows at $i=5^\circ$

전 상류 끝벽에서 생성되는 말발굽와류(horseshoe vortex)의 압력면다리(pressure-side leg)가 터빈 통로를 가로질러 인접 흡입면 쪽으로 이동하면서 발달하여 생성된 것⁽⁷⁾으로 틱간극이 없을 경우 터빈 통로 내부에서 발생하는 가장 대표적인 와류이다.

Fig. 5는 입사각이 -10° 일 때의 2차유동 분포이다. 틱간극이 없을 경우에 입사각이 0° (Fig. 4)에서 -10° (Fig. 5(a))로 변화하면, 통로와류의 강도가 크게 약화되며, 그 범위도 또한 축소된다. 이와 더불어 통로와류의 중심은 팁 쪽으로 조금 이동하였다. 틱간극이 존재할 경우(Fig. 5(b)), 누설유동에 의하여 매우 강력한 제트형태의 (+) y -축방향 2차유동이 관찰된다. 이 유동에 의해 시계방향 와류가 형성되는데 이것이 바로 틱누설와류(tip leakage vortex)이다.

Fig. 6은 입사각이 5° 일 경우의 2차유동 분포이다. 틱간극이 없을 경우에 입사각이 0° (Fig. 4)에서 5° (Fig. 6(a))로 변화하면, 통로와류는 훨씬 강력해지고 그 범위도 확대된다. 이와 함께 통로와류의 중심은 미드스팬 쪽으로 소폭 이동하였다. 이와 같은 통로와류의 강화는 입사각이 (+)일 때 익렬 입구 끝벽에서 발생하는 말발굽와류가 크게 증폭되기 때문이다.⁽⁷⁾ 틱간극이 있을 경우(Fig. 6(b)), 누설유동에 의하여 발생하는 제트형태의 (+) y -축방향 유동은 통로와류의 강력

한 반대방향 2차유동(Fig. 6(a))과 상호작용하여 입사각이 -10° 인 경우(Fig. 5(b))와 비교하여 크게 약화되고 그 범위도 축소된다.

Fig. 5와 Fig. 6의 결과를 정리하면, 입사각이 (-)이면, 통로와류가 약화되고 이에 따라 그 반대방향으로 회전하는 틱누설와류가 강화된다. 이와는 달리, 입사각이 (+)이면, 통로와류가 크게 강화되고 이에 따라 그 반대방향으로 회전하는 틱누설와류는 통로와류와 강한 상호작용에 의해 그 강도와 범위가 약화되었다.

3.2 전압력손실계수의 정의

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

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

이 식에서 $P_{t,1}$ 은 입구 덕트에서의 기준 전압력을 나타내고, P_t 는 측정 위치에서 얻은 국소 전압력을 나타낸다. 스펠방향 즉 x -축 방향으로의 압력손실 분포를 이해하기 위해서는 피치방향으로 평균된 전압력손실계수가 매우 유용하다. 이 피치방향 질량평균 전압력손실계수(pitchwise mass-averaged total-pressure loss coefficient)는 다음과 같이 정의된다.

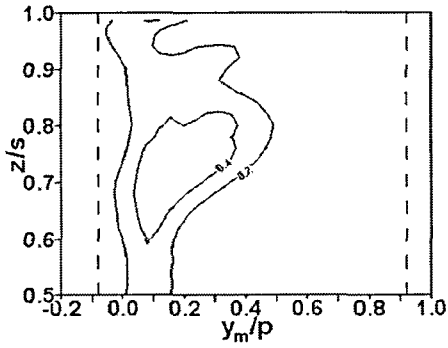
$$\overline{C_{Pt,z}} = \frac{\int_0^b \rho U C_{Pt} dy_m}{\int_0^b \rho U dy_m} \quad (2)$$

여기서 U 는 x -축방향 국소 유속이다. 측정 영역 전체에 걸쳐 질량평균된 전압력손실계수는 다음의 식으로 정의될 수 있다.

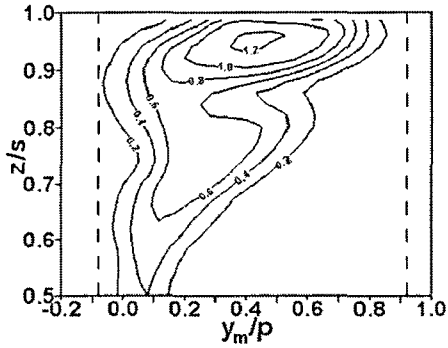
$$\overline{C_{Pt}} = \frac{\int_0^b \int_{0.5s}^s \rho U C_{Pt} dz dy_m}{\int_0^b \int_{0.5s}^s \rho U dz dy_m} \quad (3)$$

3.3 압력손실계수 분포

Fig. 7은 입사각이 -10° 일 경우의 전압력손실계수 C_{pt} 의 분포이다. Fig. 5(a)에서 언급한 바와 같이 입사각이 (-)이면, 통로와류를 포함하는 2차유동이 크게 약화되었다. 이에 따라 Fig. 7(a)에서 알 수 있듯이, 틱간극이 없을 때의 압력손실은 매우 작게 나타났고, 압력손실이 발생하는 범위도 비교적 좁았다. 틱간극이 존재하면(Fig. 7(b)), 케이싱 근처의 틱누설 영역에서의 압력손실이 큰 폭으로 증가할 뿐만 아니

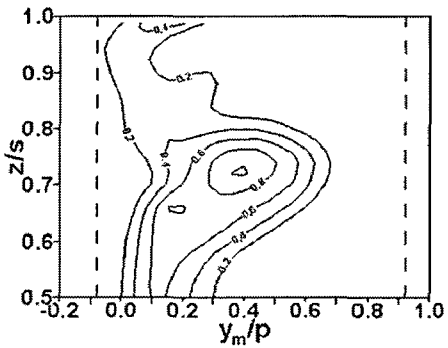


(a) No tip gap ($h/c=0\%$)

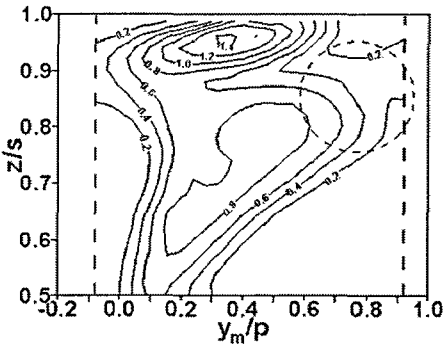


(b) $h/c=2.0\%$

Fig. 7 Contours of C_{p_t} at $i=-10^\circ$



(a) No tip gap ($h/c=0\%$)



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

Fig. 8 Contours of C_{p_t} at $i=5^\circ$

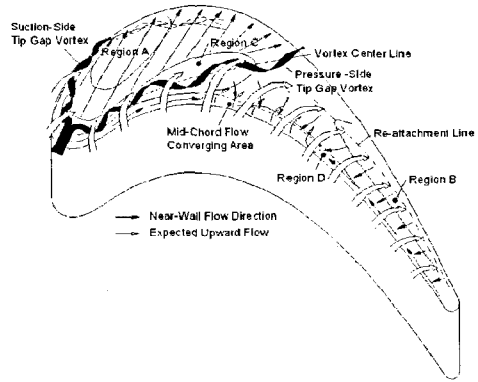


Fig. 9 A tip gap flow model at $i=0^\circ$ suggested by Lee et al. (14)

라, 통로와류 영역에서의 압력손실도 조금 증가하였다. 특히 케이싱 근처에서 C_{p_t} 는 1.2까지 증가하고, C_{p_t} 가 큰 범위가 y -축방향으로 매우 넓게 나타났는데, 이 영역은 Fig. 5에서 강력한 누설제트 형태의 2차유동이 존재하는 영역과 거의 일치하였다.

Fig. 8은 입사각이 5° 일 때 C_{p_t} 의 분포이다. Fig. 6(a)에서와 같이 입사각이 (+)이면, 통로와류를 포함하는 2차유동이 크게 강화되므로, 틱간극이 없을 때의 압력손실(Fig. 8(a))이 입사각이 -10° 인 경우(Fig. 7(a))에 비하여 특히 통로와류의 중심 근처에서 매우 크게 나타났다. 입사각이 (+)에서 틱간극이 존재하면(Fig. 8(b)), 틱누설와류 영역에서의 압력손실이 큰 폭으로 증가하였다. Fig. 8(a)와 비교할 때, 통로와류 영역에서의 압력손실은 소폭 증가에 그쳤지만 그 영역이 특히 Fig. 8(b)에서 원으로 표시된 곳에서 매우 크게 확대되었다. Lee와 Choi(13)는 설계점에서의 실험결과로부터, 이 원 내부의 압력손실 증가는 Fig. 9에서와 같이 익형 선단 근처에서 틱간극 내부로부터 빠져나와 흡입면을 따라 하류로 이동하는 흡입면틱간극와류(suction-side tip gap vortex)와 관련이 있다고 보고한 바 있다.

Fig. 8(b)의 결과를 Fig. 7(b)의 결과와 비교하면, 틱누설 영역의 경우 C_{p_t} 의 최대값은 입사각이 5° 인 경우가 더 크지만, 그 영역의 범위는 입사각이 -10° 일 때가 더 넓었다. 인접 통로와류 영역에서는 C_{p_t} 의 최대값은 입사각이 5° 인 경우가 조금 더 크지만, 그 영역의 범위는 입사각이 5° 일 때 훨씬 넓게 나타났다.

3.4 평균 압력손실계수

Fig. 10은 식 (2)에서와 같이 정의된 피치방향 질량평균 전압력손실계수 $\bar{C}_{p_{t,z}}$ 의 스펬방향 분포를 나타낸다. 전체적으로 $\bar{C}_{p_{t,z}}$ 분포를 보면, 입사각과 h/c 의 값에 따라 그 값이 매우 크게 변화함을 확인할 수 있다.

틱간극이 없을 때의 결과를 보면, 입사각이 -10° 일 경우

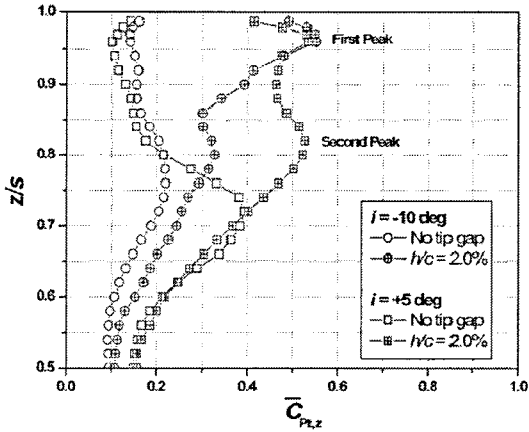


Fig. 10 Profiles of $\bar{C}_{pt,z}$

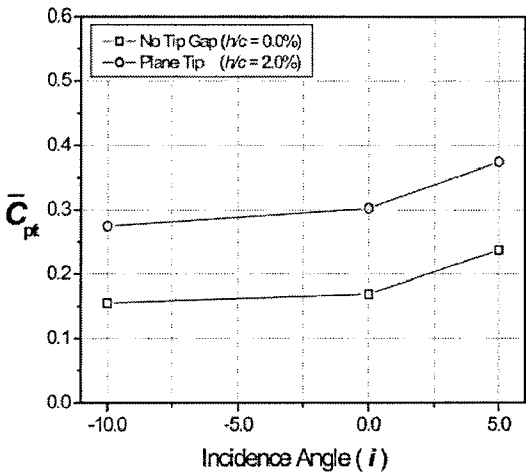


Fig. 11 \bar{C}_{pt} as a function of i

$\bar{C}_{pt,z}$ 는 미드스팬으로부터 멀어질수록 완만히 증가하여 최대값을 가진 뒤, 소폭 감소하는 경향을 보인다. 입사각이 5°일 경우에는 z/s 가 0.5에서 1.0으로 변화함에 따라 $\bar{C}_{pt,z}$ 는 급격히 증가하여 최대가 되고, 이후 급격히 감소한다. 이 $\bar{C}_{pt,z}$ 가 최대인 위치는 입사각이 -10°에서 5°로 변화하면 미드스팬 쪽으로 이동하는 경향을 보인다. 특히 $z/s < 0.8$ 이면, 입사각이 5°일 경우의 $\bar{C}_{pt,z}$ 가 -10°에 비해 훨씬 더 크지만, $z/s > 0.8$ 에서는 입사각이 5°에서의 $\bar{C}_{pt,z}$ 가 오히려 조금 더 작게 나타났다.

팁간극이 존재하면, $\bar{C}_{pt,z}$ 는 큰 폭으로 증가하였고, 입사각에 관계없이 $\bar{C}_{pt,z}$ 는 두 개의 극값을 가진다. 첫 번째 극값은 $0.9 < z/s < 1.0$ 에 존재하며, 이것은 팁누설유동에 의해 발생한다. 두 번째 극값은 $z/s = 0.8$ 근처에서 나타난다. $\bar{C}_{pt,z}$ 의 첫 번째 극값은 입사각에 관계없이 거의 일정하지만, 두 번째 극값은 입사각이 5°일 때 훨씬 크게 나타났다. 두 번째 극값이 (+) 입사각에서 매우 큰 이유는 Fig. 8에서 언급한 바와 같이 강화된 흡입면팁간극와류(Fig. 9)의 영향 때문일 것으로 판단된다.

Fig. 11은 식 (3)으로부터 얻어진 질량평균전압손실계수 \bar{C}_{pt} 의 입사각에 따른 변화를 보여 준다. 팁간극의 존재여부와 관계없이 \bar{C}_{pt} 는 입사각이 5°일 때 가장 크고, 입사각이 감소할수록 감소하는 경향을 보인다. 그런데 입사각이 5°에서 0°로 감소할 때의 \bar{C}_{pt} 의 변화가 입사각이 0°에서 -10°로 감소할 때의 변화보다 훨씬 더 크게 나타났다. 이 사실은 입사각 (+)일 경우 입사각의 작은 변화도 유동 및 압력손실에 큰 영향을 미치나, 입사각이 (-)일 경우 입사각의 큰 변화에도 그 효과는 비교적 작음을 의미한다.

4. 결론

본 연구에서는 입사각이 터빈 동익 익렬 팁누설유동 영역에서의 3차원유동 및 압력손실에 미치는 영향에 대하여 연구하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 팁간극이 없을 경우, (-) 입사각에서 터빈 통로 내부에서 발생하는 통로와류를 포함한 2차유동이 약화되었으나, (+) 입사각에서는 2차유동의 발달이 크게 촉진되었다.
- (2) 팁간극이 존재할 경우, (-) 입사각에서 제트형태의 팁누설유동의 발달이 두드러졌으나, (+) 입사각에서는 강화된 통로와류와 팁누설와류 사이의 강한 상호작용이 존재하였다.
- (3) 입사각이 0°에서 (+)로 변화하면 압력손실이 크게 증가하였지만, 입사각이 0°에서 (-)로 변화할 경우 압력손실은 소폭 감소하였다.
- (4) 입사각이 (+)인 영역에서 입사각의 작은 변화가 유동 및 압력손실에 큰 영향을 미쳤으나, 입사각이 (-)일 경우 입사각의 큰 변화에도 그 영향은 비교적 작았다.

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) Hudson, H. P., and Dominy, R. G., 1987, "The Off-Design Performance of a Low Pressure Turbine Cascade," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 109, pp. 201-209.
- (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) Jouini, D. B. M, Sjolander, S. A., and Moustapha, S. H., 2001, "Aerodynamic Performance of a Transonic Turbine Cascade at Off-Design Conditions," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 123, pp. 510-518.
- (5) Brear, M. J. Hudson, H. P. and Harvy, N. W., 2002, "Pressure Surface Separations in Low-Pressure Turbines-Part 1: Midspan Behavior," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 124, pp. 393-401.
- (6) Rhee, D-H and Cho, H. H., 2006, "Local Heat/Mass Transfer Characteristics on a Rotating Blade with Flat Tip in a Low Speed Annular Cascade-Part I: Near-Tip Surface," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 128, pp. 96-109.
- (7) 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.
- (8) 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.
- (9) Treaster, A. L. and Yocum, A. M., 1979, "The Calibration and Application of Five-Hole probes," *ISA Transactions*, Vol. 18, pp. 23-34.
- (10) 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.
- (11) 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.
- (12) Abernethy, R.B., Benedict, R. B., and Dowdell, R. B., 1985, "ASME Measurement Uncertainty," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 107, pp. 161-164.
- (13) Lee, S. W. and Choi, M. Y., 2010, "Tip Gap Height Effects on the Aerodynamic Performance of a Cavity Squealer Tip in a Turbine Cascade in Comparison with Plane Tip Results-Part 2: Aerodynamic Losses," *Experiments in Fluids* (in press).
- (14) 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.