

터빈캐스케이드에서 큰 틱간극에 의한 효과에 관한 연구

이효성* · 송성진*†

A Study on Effects of Large Tip Clearance in a Turbine Cascade

Hyoseong Lee* · Seungjin Song*†

ABSTRACT

Lots of studies about turbine loss have been done especially about tip leakage loss. But these studies deals with small tip clearances which is less than 5 percent chord. Now, like turbopumps, small turbines have larger tip clearance and it is hardly found related papers in open literature. On this study, with varying tip clearance 1% to 20% chord, loss is measured under inlet velocity at 30m/s and Reynolds number based on chord at 210000. It is found that maximum loss coefficient is 0.113 at 10% clearance, and when tip clearance is larger than 10%, loss is not linearly increased anymore.

초 록

터빈손실에 관해서 다양한 연구가 진행되어 왔다. 특히 틱 누수에 의한 손실은 주로 블레이드 높이의 5% 이하에 대해 연구되었다. 그러나 터보펌프 등 소형 터빈은 작은 크기로 인해 상대적으로 큰 틱간극을 가지며 그에 대한 연구결과는 발표된 것을 찾기 힘들다. 본 연구는 입구유속 30m/s, 코드길이 기준 레이놀즈 수 210,000의 조건의 선형 터빈 캐스케이드에서 진행되었으며, 틱 간극은 코드길이의 1%에서 20%까지 총 6가지에 대해 손실을 측정하였다. 실험결과 틱 간극 10%에서 손실계수 최대 0.113으로 측정되었으며, 더 이상 손실이 선형적으로 증가하지 않는 것을 확인하였다.

Key Words: Turbine Cascade(터빈캐스케이드), Tip Clearance(틱간극), Total Pressure Loss(전압손실)

1. 서 론

터빈손실에 관한 연구는 과거부터 꾸준히 연구된 분야 중 하나이다. 특히 터빈 손실은 크게

누수흐름 와류에 의한 혼합손실, 끝벽의 전단응력으로 인한 손실, 그 외 이차유동으로 인한 손실로 나눌 수 있는데[1], 특히 틱 간극에 의한 누수와 그로인한 손실은 틱 간극의 크기, 틱 형상 등 다양한 변수에 대하여 연구되었다. 틱 간극의 크기는 주로 블레이드 높이의 5% 이하에 대해 주로 연구되어져 왔다. 틱 간극이 코드길이

* 서울대학교 기계항공공학부

† 교신저자, E-mail: sjsong@snu.ac.kr

의 3% 이하일 때 팁 누수에 의한 손실은 선형적으로 증가하며[1, 2], 특히 고성능 터빈에서는 로터의 경우 전체 손실의 45%, 스테이터의 경우 전체 손실의 30%까지 팁 간극 누수에 의해 발생한다[3]. 이러한 손실의 메커니즘을 규명하기 위해 표면유동가시화[4], 팁 간극 속의 유동장 측정[5] 등 다양한 방면으로 연구가 진행되었다. 이러한 팁 간극에 관한 연구는 Sjolander[6]에 의해 정리된 바 있다.

한편 터보펌프 등 소형 터빈에서는 일반적인 가스터빈에 비해 작은 크기로 인해 기계가공 공차, 원심력에 의한 블레이드의 변형 등으로부터 안정성을 갖기 위해 상대적으로 큰 크기의 팁 간극(~10% chord)을 갖는 경우가 많다. 이러한 소형 터빈은 군사적 목적으로 응용되는 경우가 많아 발표된 연구 결과가 많지 않다.

2. 실험장비 및 측정

2.1 터빈 캐스케이드

터보기계에서 팁 간극에 의한 손실효과를 모사하기 위해 8개의 블레이드로 이루어진 선형 캐스케이드를 제작하였다. 블레이드 형상은 NASA Contractor Report 179469[7]의 로터 블레이드 형상으로부터 참조되었으며, 자세한 유동장 측정을 위해 코드길이 109.6mm로 확대제작하였다. 자세한 블레이드 형상 변수는 Table 1과 같다.

Table 1 Blade Geometry

Chord, C (mm)	109.58
Axial chord, C _x (mm)	93.41
Pitch, S (mm)	92.34
Solidity	1.19
Stagger angle, γ (deg)	32.12
Flow turning (deg)	106.21
Inlet metal angle, β_1 (deg)	42.18
Outlet metal angle, β_2 (deg)	64.03

팁 간극을 조정하기 위해서 블레이드의 높이를 변경할 수 있도록 하였으며, 양쪽 끝벽의 간격은 일정하게 유지되도록 하였다. 팁 간극은 코드길이의 1%, 3%, 5%, 7.5%, 10%, 20% 등 총 6가지에 대해 실험하였다.

2.2 Inlet Condition

개방형 풍동에서 수행되었으며, 난류강도 0.2%, 입구유속 30m/s, 코드길이에 대한 레이놀즈 수 21,000의 조건에서 실험하였다.

2.3 측정 위치 및 장비

주기성 확보를 위해 4번과 5번 블레이드 사이에서 실험이 진행되었으며, 측정 위치는 Fig. 1와 같다.

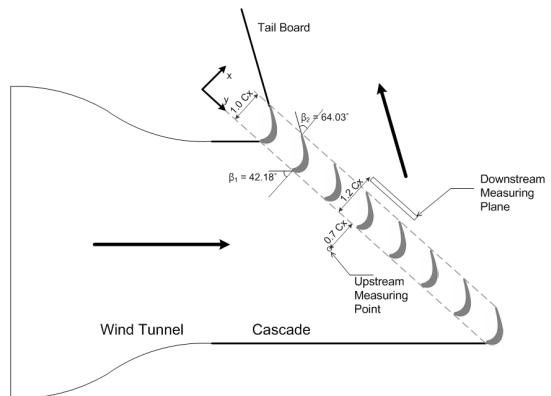


Fig. 1 Cascade Installation

먼저 입구조건은 블레이드 리딩에지로부터 -0.7C_x위치 중심에서 측정되었다. United Sensor™社의 피토투브를 이용하였다.

블레이드 리딩에지로부터 1.2C_x 하류에서는 피치방향 19개, 스패방향 30개 총 570개의 위치에서 United Sensor™社의 코브라타입 5공 프로브를 널링모드로 사용하였다. 5공 프로브는 헤드 지름이 3.12mm로, 1.2C_x 위치 허브쪽 끝벽의 슬롯을 통해 스패방향 0.12 z/H부터 0.99 z/H까지 측정하였다.

그 외 블레이드 리딩에지로부터 1.1C_x위치의 피치방향 태핑 홀에서 캐스케이드의 주기성을 확인하였다.

3. 결과분석

Figure 2부터 Fig. 4까지 캐스케이드 하류에서 측정된 압력손실분포와 이차유동의 속도벡터를 표시하였다. 가로축은 피치방향을 나타내며, 세로축은 스패ن방향을 나타낸다. 앞서 언급한 바와 같이 측정장비상 제약으로 세로축은 0.12(허브부근)~0.99(팁부근) 범위에서 표시되어 있다. 아래 그림에 나타낸 손실계수 Y_p 는 Eq. 1과 같이 정의하였다.

$$Y_p = \frac{P_{t,1} - P_{t,2}}{\frac{1}{2} \rho U_2^2} \quad (\text{Eq. 1})$$

먼저 팁 간극 1%의 결과(Fig. 2)를 보면 $z/H=0.2, 0.8$ 위치에 passage vortex에 의한 loss core가 있으며, $z/H=0.95$ 에서 tip leakage vortex에 의한 loss core가 관찰된다. $y/S=0.9$ 부근에서 블레이드에 의한 후류가 발생하며, 그 외의 core flow에서는 손실이 매우 적다. 한편 팁 간극이 증가할 때 허브쪽 끝벽에서 중심 사이에서는 손실과 이차유동에서 큰 변화를 발견할 수 없으나, 팁쪽 끝벽 부근에서 큰 변화가 있는 것을 확인할 수 있다.

팁 간극 1%(Fig. 2)에서는 팁 부근 passage vortex와 팁 누수에 의한 loss core가 비슷한 강도를 갖는 것으로 나타났다. 그러나 팁 간극이 커질수록 점차 팁 누수에 의한 손실이 더 커지며, 팁 간극 7.5%(Fig. 3)에서는 강해진 tip vortex에 passage vortex가 흡수되는 것을 볼 수 있다. 따라서 팁 간극이 10%보다 클 때 더 이상 팁 부근에서 passage vortex를 관찰하기 힘들며, 팁 부근의 손실은 tip vortex에서 집중된다.

또한 tip vortex는 점차 다음 블레이드의 pressure side 방향으로, 팁쪽 끝벽에서 멀어지는 방향으로 성장하며 이동하는 모습을 볼 수 있다. 그러나 팁 간극이 10%(Fig. 4)보다 커지면서부터는 loss core가 더 이상 성장하지 않고 이동하기만 하는 것을 볼 수 있다. 오히려 이동으로 인해 끝벽으로부터 멀어진 틈으로 손실이 적은, 모멘텀이 큰 유동이 흐를 수 있게 되며, 팁 부근의 손실은 줄어들게 된다.

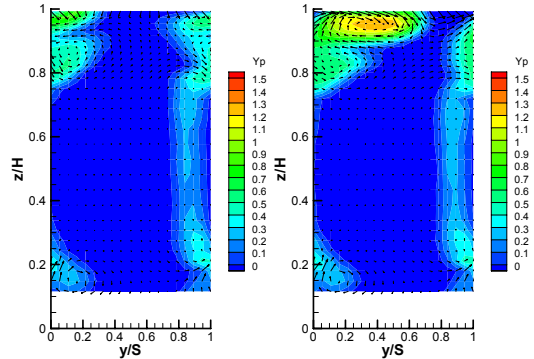


Fig. 2 Loss Coefficient & Secondary Velocity Vectors: Tip Clearance 1% & 3%

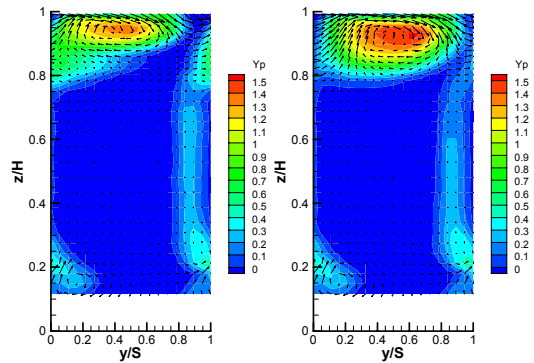


Fig. 3 Loss Coefficient & Secondary Velocity Vectors: Tip Clearance 5% & 7.5%

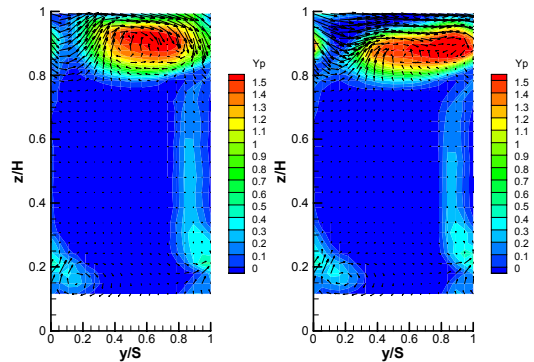


Fig. 4 Loss Coefficient & Secondary Velocity Vectors: Tip Clearance 10% & 20%

이러한 현상은 결국 전체적인 손실의 감소로 나타나는데, 하류에서 측정된 손실을 질량평균한 결과(Fig. 5)에서 확인할 수 있다. 팁 간극이 작을 때에는 손실이 팁 간극에 선형적으로 증가하며, 이것은 Bindon[1], Heyes[2] 등 기존 연구에서도 밝혀진 바 있다. 그러나 팁 간극이 10%보다 커질 때 손실은 증가속도가 감소하며, 오히려 조금 감소하는 경향을 보인다. 이러한 손실의 감소는 끝벽 부근에서 손실이 적은 유동의 발달과 passage vortex가 tip vortex로 흡수되는 것에 따른 것이다.

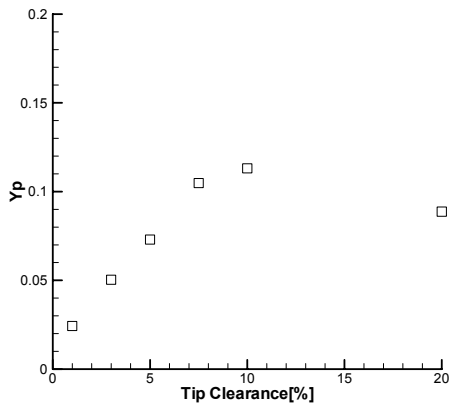


Fig. 5 Mass-Averaged Loss Coefficient

4. 결 론

본 연구는 코드길이의 20%까지 큰 팁 간극의 터빈 캐스케이드에서 손실을 측정하였다. 팁 간극 7.5% 까지는 팁 간극에 따라 손실이 선형적으로 증가하는 경향을 보이나, 팁 간극이 10% 이상으로 증가할 때 끝벽 부근의 손실이 적은 유동, passage vortex의 약화 등의 이유로 손실이 더 이상 증가하지 않고, 오히려 감소하는 것으로 나타났다.

참 고 문 헌

1. Bindon, J. P., "The Measurement and Formation of Tip Clearance Loss," ASME J. of Turbomachinery, Vol. 111, July 1989, pp.257-263
2. Heyes F. J. G. and Hodson H. P., "Measurement and prediction of Tip Clearance Flow in Linear Turbine Cascades," ASME J. of Turbomachinery, Vol. 115, July 1993, pp.376-382
3. Schaub, U. W., Vlastic, E., and Moustapha, S. H., "Effect of Tip Clearance on the Performance of a Highly Loaded Turbine Stage," AGARD-CP-537 Paper 29, October 1993
4. Hodson H. P. and Dominy R. G., "Three-Dimensional Flow in a Low-Pressure Turbine Cascade at Its Design Condition." J. of Turbomachinery, Vol. 109, April 1987, pp. 177-185
5. Moore J. and Tilton J. S., "Tip Leakage Flow in a Linear Turbine Cascade." ASME J. of Turbomachinery, Vol. 110, Ganuary 1988, pp.18-26
6. Sjolander, S. A., "Overview of Tip-Clearance Effects in Axial Turbines", VKI Lecture Series 1997-01, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 1997
7. Dring, R. P., Joslyn, H. D., and Blair, M. F., "The Effects of Inlet Turbulence and Rotor/Stator Interactions on the Aerodynamics and Heat Transfer of a Large-Scale Rotating Turbine Model," NASA Contractor Report 179469, 1987