

# 초음속 충동형 터빈의 틱간극에 따른 성능변화 연구

정은환\* · 이항기\* · 박편구\* · 김진한\*

## Effect of Tip-Clearance on the Performance of a Supersonic Impulse Turbine

Eunhwan Jeong\* · Hang-Gi Lee\* · Pyun-Goo Park\* · Jinhan Kim\*

### ABSTRACT

The effect of tip clearance on the performance of a supersonic impulse turbine was investigated experimentally. Test was performed using high pressure air in wide ranges of pressure ratio and rotational speeds. Test revealed that efficiency gradient of the subject turbine at a reference test point was a very low value of 0.05. Turbine efficiency was varied non-linearly with respect to tip clearance. It has been found that efficiency gradient is proportional to the cube of rotational speed at a fixed turbine pressure ratio. It also has been found that efficiency gradient shows its minimum at a reference test pressure ratio irrespective of rotational speeds.

### 초 록

슈라우드가 장착된 초음속 충동형 터빈의 틱간극에 따른 성능변화를 시험적으로 고찰하였다. 시험은 30톤급 터보펌프용 터빈을 이용하였으며 고압공기를 이용하여 다양한 압력비 및 회전수 범위에서 이루어졌다. 터빈의 효율민감도는 기준시험점에서 0.05의 매우 작은 값을 나타내었다. 터빈효율변화는 간극의 크기에 따라 비선형적으로 변화하였으며 고정된 압력비에서 효율민감도는 회전수의 세제곱에 비례하는 것으로 나타났다. 아울러 회전수에 무관하게 효율민감도는 기준시험 압력비에서 최소값을 보이는 것으로 나타났다.

Key Words : Supersonic Impulse Turbine(초음속 충동형 터빈), Efficiency gradient(효율 민감도), Tip clearance(틱 간극)

### 1. 서 론

축류터빈에 존재하는 로터의 틱 간극은 터빈

의 성능에 직접적인 영향을 미치는 손실원으로 동익 흡입면과 압력면의 압력 차이에 의한 주 유동의 누설과 그에 따른 출구 유동각의 변화등이 손실의 주요 원인이 된다. 틱 간극이 터빈 성능에 미치는 영향은 일반적으로 효율 민감도 (efficiency gradient,  $-d(\eta/\eta_o)/d(c/h)$ )에 의해

\* 한국항공우주연구원 터보펌프팀  
연락처, E-mail: jeh@kari.re.kr

정량화될 수 있다. 다양한 아음속 반동형 축류터빈에 대한 실험에서 효율 민감도와 그 변화의 경향은 압력비, 속도비, 허브-팁 반경비, 로터입구 상대 마하수, 그리고 노즐-로터간 유량 변화 특성에 많은 영향을 받으며 그 값은 1.7~3.2의 범위에 있는 것으로 나타났다[1]. 아음속 총동형 터빈의 경우 반동형에 비해 효율 민감도는 상대적으로 그 크기가 작고[2] 슈라우드가 장착될 경우 그 값은 더 크게 줄어든다[3,4].

개방형(open-cycle) 액체로켓엔진의 터보펌프 등에 적용되는 초음속 총동형 터빈은 높은 비출력 구현을 설계 개념으로하는 극한의 구성품이며 이에 대한 효율민감도 관련 연구는 매우 제한적이다. 초음속 터빈의 에너지 손실은 노즐과 동익에서 일어나는 공력손실이 큰 부분을 차지하며 팁간극 손실, 풍손, 부분분사 손실 등이 차지하는 비율은 상대적으로 작다. 본시험에 적용된 터빈의 경우, 팁간극 손실이 터빈 전체손실에서 차지하는 비율은 약 6%로 예측되었는데 이는 팁간극 손실이 전체 터빈 손실의 약 30% 이상을 차지하는 반동형 아음속 터빈[5]과 사뭇 다른 현상이다. 이러한 초음속 총동형 터빈의 특징으로 인해 팁 간극 크기에 따른 효율의 정량적 변화양상도 다를 것으로 판단된다.

본 연구에서는 초음속 총동형터빈의 성능 특성과 팁간극에 따른 성능변화를 시험적으로 고찰하였다.

## 2. 초음속 총동형 터빈 및 시험방법

시험에 사용된 터빈은 항우연에서 개발중인 30톤급 개방형 액체로켓엔진용 터보펌프의 구성품으로 적은 유량환경 하에서 적절한 효율 확보를 위해 부분분사형태를 적용하였으며 11개의 축대칭 수축-확산형 노즐과 슈라우드와 대칭형상 총동형 동익의 터빈로터, 그리고 배기구등으로 구성되어 있다. 터빈의 설계값 및 주요형상을 Table 1에 정리하였다.

Table 1 Turbopump turbine design data

Parameters	design	Ref. Test Pt.
Corrected speed	667	587
Pressure ratio	14.5	20.2
Velocity ratio	0.25	0.25
Relative Ma	1.69	1.79
Stage loading	4.3	~4.7
$D_h/D_t^*$	0.875	
$b/p^*$	0.69	

\*  $D_h$ : hub diameter,  $D_t$ : tip diameter, b: chord, p: pitch

시험은 고압공기를 이용하였으며 팁간극에 따른 터빈 성능의 변화측정은 압력비 10~25, 회전수 4000~12000rpm의 범위에서 수행하였으며 기준시험점[6] (Table 1 참조)이 시험범위내에 포함되도록 하였다.

슈라우드 터빈로터의 팁간극 크기 그리고 슈라우드 형상에 따른 성능변화를 시험을 통해 살펴해보았다. Figure 1은 좌측에서 부터 동익 높이 기준 2.7, 5.3, 10.7, 21.4% 네 종류의 팁간극 설정을 나타낸다.

## 3. 시험결과 및 토의

Figure 2는 압력비( $p_{00}/p_2$ )와 회전수를 변화시

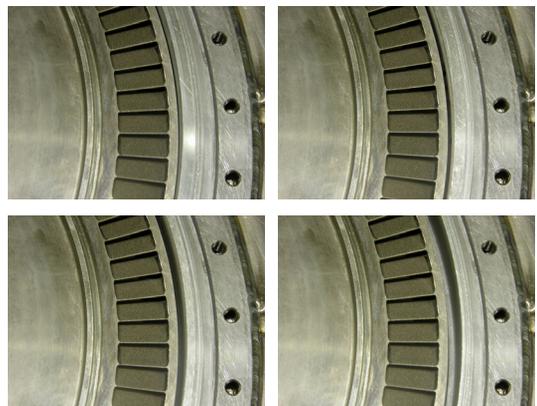


Fig. 1 Tip clearance settings.  $c/h=2.7, 5.3, 10.7, 21.4\%$  from the left.

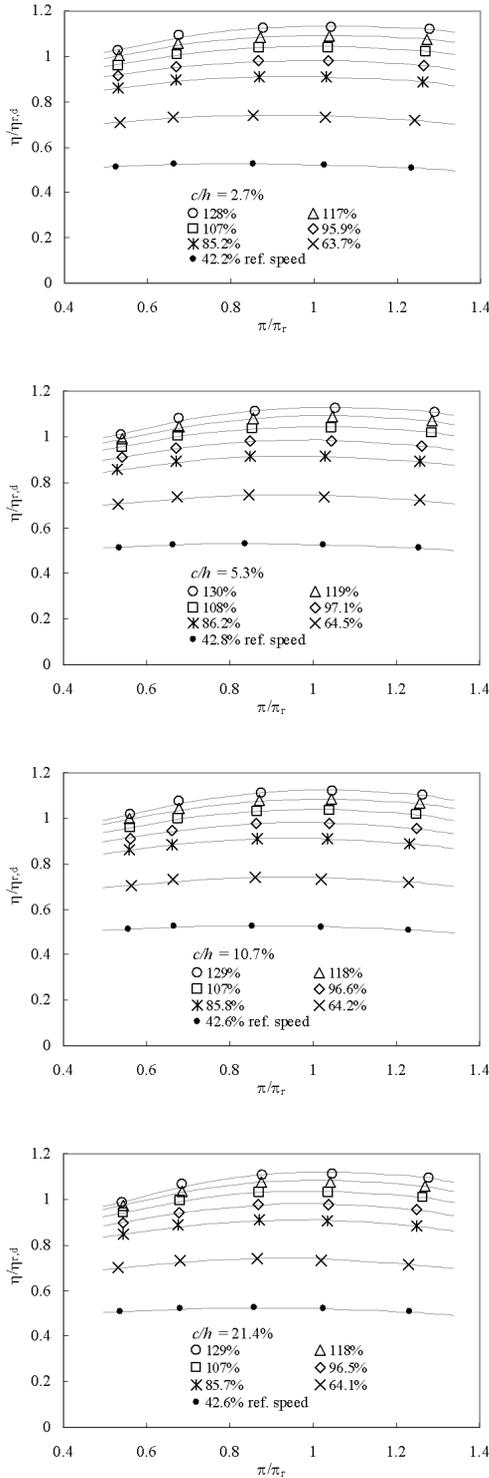


Fig. 2 Efficiency of supersonic impulse turbine

커가며 측정된 터빈의 효율(total-to-static)을 나타낸다. 측정 효율 값들은 기준 시험점에서 측정된 10.7% 간극의 효율로 무차원화 하였다. 각 그림의 실선들은 실험결과를 curve fit한 것이다. 전체적인 효율의 변화는 간극에 상관없이 유사함을 볼 수 있다. 주어진 압력비에서 터빈효율은 회전수에 매우 큰 영향을 받고 낮은 회전수 영역에서 그 영향은 더욱 크게 나타난다. 이는 초음속 캐스케이드에서 나타나는 단일 받음각 현상[7,8](unique incidence condition)의 결과로, 낮은 회전수에서 동익의 단일 받음각 구현을 위해 노즐유동은 접선방향 속도가 감소하는 방향으로 굴절되고 이는 효율감소로 이어지게 된다. 단일 받음각 구현을 위한 초음속 유동의 축방향 굴절은 정압력 감소를 수반하며 회전수 증가에 따라 감소량은 줄어드는 것이 시험적으로 확인되었다.

Figure 3은 간극에 따른 터빈효율의 정량적인 변화를 비교하기 위해 각 간극 설정에 따른 터빈 측정효율의 curve fit을 (Fig. 2 solid curves) 이용하여 터빈효율을 속도비에 대한 함수로 아래 그림에 재구성한 것이다. 간극의 크기가 증가함에 따라 터빈효율이 전체적으로 감소하는 경향을 나타낸다. 터빈의 효율은 회전수와 무관하게 상사압력비 근방에서 최대의 효율을 갖는 것을 볼 수 있다.

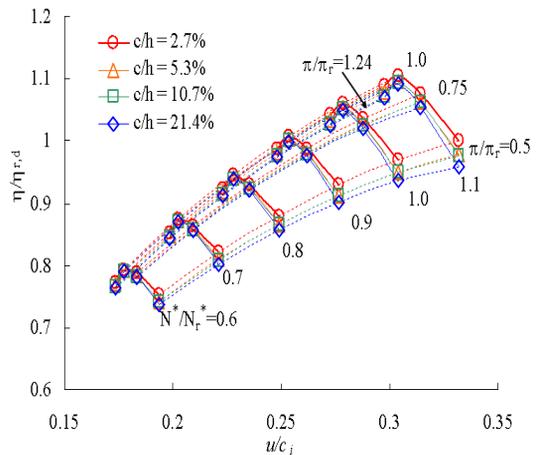


Fig. 3 Comparison of turbine efficiency

Figure 4는 기준시험점에서 간극에 따른 터빈 효율의 변화를 80~110% 상사회전수에 대하여 비교한 그래프로 효율은 각각의 고정 회전수 데이터에서 틱간극이 없는 경우( $t/h = 0\%$ )의 외삽값(denoted as  $\eta_o$ )으로 무차원화 하였다. 시험 간극 영역에서 터빈의 효율은 비선형적으로 변화함을 확인할 수 있다. 모든 회전수에 대해 효율민감도는 간극이 작은 영역에서 상대적으로 크게 나타나며 간극이 증가함에 따라 민감도는 줄어든다. 간극 10~20% 범위에서는 터빈효율의 변화가 거의 없는 것으로 측정되었다. 기준시험점에서의 효율민감도는 틱간극비( $c/h$ ) 2.7, 5.3, 10.7, 및 21.4%에서 각각 0.13, 0.10, 0.05, 0.01로 나타났는데 이는 Kofskey[\*\*]의 아음속 슈라우드 장착 축동형 터빈의 시험결과(NASA TM X-472, 간극 3~10% 범위에서 효율 민감도 0.31)에 비해 크게 작은 값으로 이는 초음속 축동형 터빈의 상대적으로 작은 이차손실 특성에 따른 낮은 값의 효율민감도의 가능성에 대한 앞선 언급을 실험적으로 잘 뒷받침한다.

회전수에 따른 효율민감도의 변화양상을 정량적으로 관찰하기 위해 Fig. 4의 데이터를 이용하여 구한 효율민감도를 가로축을 회전수의 세제곱으로 하여 간극크기별로 Fig. 5에 나타내었다. 그림에서 보듯 효율민감도는 회전수의 세제곱에 선형적으로 변화하는데 터빈의 출력이 회전수의 세제곱에 비례하고 틱간극에 의해 발생하는 손실량은 터빈출력에 직접적으로 연관되는 점을 고려하면 실험을 통해 발견된 효율민감도의 상기 거동은 물리적으로도 타당한 것으로 보인다.

Figure 6에는 설계 상사 회전수에서 압력비에 따른 효율민감도 변화를 간극별로 나타내었다. 효율민감도는 간극 설정에 대해 따라 변화하며 그 값은 간극 21.4%의 경우 0.01~0.05, 5.3%의 경우 0.16~0.25로 나타난다. 특이한 것은 모든 간극 설정에 대해 최소 효율민감도는 상사압력비 20 근방에서 나타난다는 점인데 노즐 완전팽창 압력비보다 터빈압력비가 크거나 작을 때 노즐 유동은 과대팽창 또는 과소팽창 상태로 운용되고 이로 인한 로터전방에서의 추가적인 전압력 손실이 터빈효율의 감소를 초래하는 것에서 그

원인을 찾을 수 있다. 따라서 아래그림의 효율민감도 거동은 간극에 의한 특성 이외에 초음속터빈의 탈설계 성능 특성이 함께 나타난 것으로 해석되어야 한다.

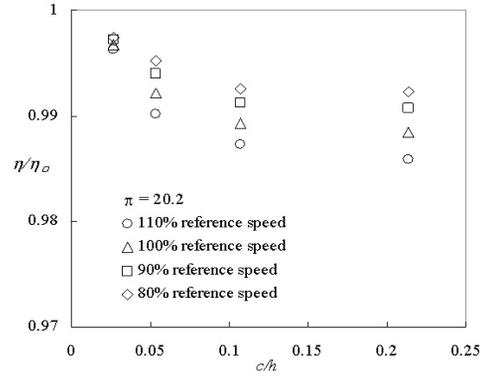


Fig. 4 Effect of tip clearance on efficiency

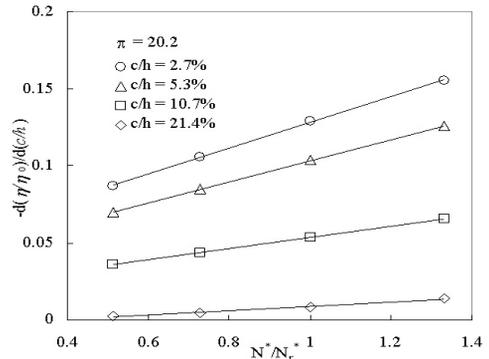


Fig. 5 efficiency gradient v.s. corrected rpm

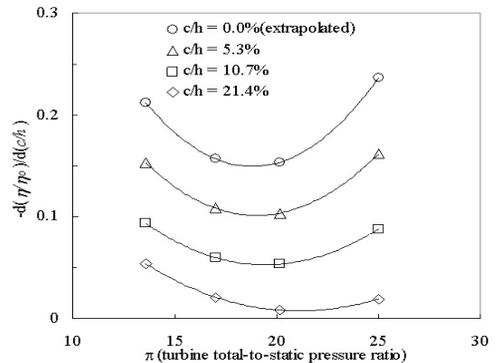


Fig. 6 efficiency gradient v.s. Pr

#### 4. 결 론

슈라우드가 장착된 초음속 충동형 터빈에 대한 효율 민감도 시험을 수행하였다. 시험을 통해 다음과 같은 결과를 얻었다.

- 시험대상터빈의 기준시험점 효율민감도는 0.05로 매우 작은 값을 보인다.
- 틱간극 변화에 따라 터빈효율은 비선형적으로 변화하며 틱간극이 작을 수록 효율 민감도는 더 크게 나타난다.
- 고정된 압력비에서 효율민감도는 회전수의 세제곱에 비례하는 경향을 나타낸다.
- 고정 회전수에서 효율민감도는 기준 시험 압력비에서 최소값이 나타난다.

#### 참 고 문 헌

1. Sjolander, S. A., "Overview of Tip-clearance Flows in Axial Turbines," Secondary and Tip-clearance Flows in Axial Turbines, Lecture Series 1997-01, von Karman Institute, 1997.
2. Glassman, A. J., "Turbine Design and Application," NASA SP-390, 1994.
3. Kofskey, M. G., "Experimental investigation of three tip-clearance configurations over a range of tip clearance using a single-stage turbine of high hub to tip radius ratio," NASA TM X-472, 1961
4. Haas, J. E., Kofskey, M. G., and Hotz, G. M., "Cold-air Performance of a Tip Turbine Designed to Drive a Lift Fan, IV-Effect of reducing rotor tip clearance," NASA TP-1126, 1978.
5. Schaub, U. W., Vlastic, E., and Moustapha, S. H., "Effect of Tip Clearance in the Performance of a Highly Loaded Turbine Stage," AGARD-CP-537, Technology Requirements for Small Gas Turbines, Paper 29, October 1993.
6. 정은환, 박편구, 김진한, "30톤급 액체로켓 엔진용 터보펌프 터빈 성능시험," 한국추진 공학회지, 제12권, 제1호, 2007, pp 1-6
7. Starcken, H., Yongxing, Z., and Schreiber, H., "Mass Flow Limitation of Supersonic Blade Rows Due to Leading Edge Blockage," ASME Paper 84-GT-233, 1984.
8. Lichtfuss, H.J. and Starcken, H., "Supersonic Cascade Flow," in "Progress in Aerospace Science," Vol. 15, Pergamon Press, Oxford, New York, 1974.