

# 로터 팁 간극이 초음속 터빈 성능에 미치는 영향에 대한 전산해석 연구

박편구\* · 정은환\* · 김진한\* · 이수용\*\*

## Numerical Study of the Supersonic Turbine Rotor Tip Variation Effect on the Turbine Performance

Pyun-Goo Park\* · Eun-Hwan Jeong\* · Jinhan Kim\* · Soo Yong Lee \*\*

### ABSTRACT

Three dimensional numerical analysis of the supersonic turbines with different rotor tip clearances was conducted to analyze the effect of the tip gap clearance variations on the turbine performance. The result showed that the turbine performance deteriorates and the tip leakage increases by the effect of the rotor tip clearance and the tip leakage affects turbine performance degradation dominantly.

### 초 록

초음속 충동형 터빈에 대하여 로터 팁 간극이 터빈 성능에 미치는 영향을 고찰하기 위하여 팁 간극이 변화된 터빈에 대하여 3차원 유동해석을 수행하였다. 계산 결과 팁 간극이 증가함에 따라 터빈의 효율이 감소하고 팁으로 유출되는 유량이 증가함을 확인하였으며 팁 간극에 의한 유동교란보다는 누설손실 의한 영향이 터빈성능감소에 더 큰 영향을 주는 것을 확인하였다.

Key Words: Turbopump(터보펌프), Supersonic Impulse Turbine(초음속 충동형 터빈), Turbine Rotor Tip Gap (터빈 로터 팁 간극), CFD(전산유체)

### 1. 서 론

터보펌프는 액체로켓엔진에 연료와 산화제를 공급하는 장치로 발사체의 주요한 요소이다. 현재 한국항공우주연구원에서는 30톤급 개방형 액

체로켓엔진에 적용할 터보펌프를 개발하고 있으며[1,2] 이의 일환으로 터보펌프용 터빈에 대한 연구를 진행하고 있다. 개발 중인 터보펌프는 액체로켓의 엔진에 연료와 산화제를 공급하기 위한 2개의 펌프와 이를 구동하는 터빈으로 구성되어 있으며 단일축상에 산화제펌프와 연료펌프 그리고 터빈이 결합된 구조로 이루어져 있다. 본 터보펌프에 적용된 터빈은 단위 유량 당 출력을 극대화하기 위해 높은 압력비와 상대적으로 적

\* 한국항공우주연구원 터보펌프그룹

\*\* 한국항공우주연구원 추진기관실  
연락처, E-mail: pyun9@kari.re.kr

은 유량조건에서 운전되어야 하므로 수축-확산 노즐을 갖는 부분흡입형의 초음속 충동형으로 설계가 되었다.

현재까지 개발이 진행된 터빈은 로터의 끝단에 슈라우드를 적용하여 터빈날개의 압력면과 흡입면의 압력차로 인해 발생하는 손실과 누설 유동을 방지하여 터빈의 성능을 높일 수 있는 구조로 되어있다. 그러나 이러한 형태의 터빈 로터는 제작의 난이도가 높고 제작시간이 많이 걸리며 특히 날개의 허브면에 높은 응력이 유발되어 구조적 안정성을 저하시킨다.

본 연구에서는 로터 슈라우드가 제거된 터빈 로터에 대하여 각각 다른 팁 간극을 설정하고 향후 실험 결과와의 비교를 위해 공기를 매질로 하는 유동해석을 수행한 후 그 결과를 기존형상에 대한 계산결과와 함께 비교 및 분석하였다.

## 2. 계산 조건

### 2.1 터빈 제원

본 연구에 적용된 터빈은 20,000RPM의 회전 속도에서 1.6MW의 출력을 내도록 설계되었으며 14개의 수축-확산 노즐과 103개의 로터 블레이드로 이루어져 있다. 14개의 노즐 중 11개는 가스 발생기용 노즐로 터빈의 정상 구동 때에 사용되며 나머지 3개의 노즐은 화약 카트리지에서 발생하는 연소가스용 노즐로 터빈 시동시에 사용된다. 설계된 터빈의 압력비는 약 14이며 터빈의 입구 온도는 900°K 이다.

### 2.2 계산조건

터빈의 형상은 각 구성요소간의 상대위치 때문에 측대칭으로 처리될 수 없으며 터빈 내부에는 비정상성이 강한 유동이 존재하므로 이에 대한 해석을 수행하기 위해서는 많은 계산 자원과 시간이 소요된다. 이러한 어려움을 극복하기 위해 본 계산에서는 1개의 노즐에 해당하는 영역에 대하여 주기조건을 적용한 계산이 가능하도록 조정된 계산영역을 구성하고 터빈 유동을 정상상태로 가정한 후 회전부와 정지부의 경계면

에서는 프로즌 로터(Frozen Rotor)기법[3,4]을 적용하여 계산을 수행하였다.

계산에서는 상용 유동해석 소프트웨어인 FINE™/Turbo를 이용하여 유동해석을 수행하였으며 공간 차분에는 중앙 차분법을, 시간 차분에는 4단계 Runge-Kutta법을 적용하였고 수렴의 가속화를 위해 3단계의 다중격자법을 적용하였다. 난류계산에는 표준 k-e모델을 사용하였으며 벽면은 벽함수를 사용하여 처리하였다.

### 2.3 팁 간극 및 격자

슈라우드를 갖는 터빈로터 형상과 더불어 터빈 날개 높이의 0%, 5%, 11%, 16%에 해당하는 팁 간극을 갖는 형상에 대하여 계산격자를 구성하고 계산을 수행하였다. 팁 영역에서는 간극의 크기가 다르더라도 같은 크기의 분포를 갖도록 격자를 구성하였으며 이렇게 구성된 격자는 팁 간극이 16%일 때를 기준으로 약 2,570,00 개의 격자점을 갖는다.

## 3. 계산 결과

### 3.1 팁 간극에 따른 터빈 성능변화

계산을 통해 얻어진 간극 변화에 따른 터빈의 효율변화를 로터 슈라우드 터빈의 계산결과로 무차원화하여 Fig. 1에 나타내었다. 낮은 입구 상대 마하수를 갖는 터빈의 경우 간극이 증가함에 따라 선형적으로 감소[5,6]하는데 반하여 본 계산에서 얻어진 결과는 간극이 증가함에 따라 감소폭이 완만해지며 감소하는 기울기도 상대적으로 작게 나타났다.

팁 간극이 없는 터빈의 효율은 로터 슈라우드 결과 대비 103%를 나타냈으며 간극비가 16%인 경우 93%까지 감소하였다. 계산결과를 기준으로 볼 때 팁 간극비가 약 2.7%인 경우 로터 슈라우드를 갖는 터빈과 유사한 성능을 얻을 수 있을 것으로 예상된다.

이러한 터빈 성능의 변화는 팁 간극 증가에 따른 손실에서 기인하는 것으로 크게 2가지로 나눌 수 있는데 첫 번째는 터빈의 유동이 팁 영

역으로 흐르면서 발생하는 누설손실과 터빈 날개의 압력차에 의해 발생하는 유동교란에 의한 손실로 나눌 수 있다.[7]

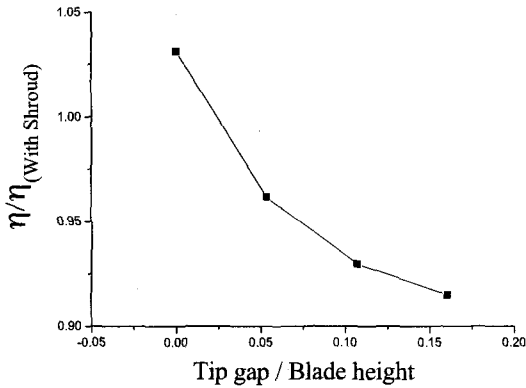


Fig. 1 Turbine performance variation with respect to tip gap clearance

이중 각 터빈의 로터 유로에서 발생하는 손실을 비교하기 위하여 아래의 Fig. 2와 Fig. 3에 팁 간극 변화에 따른 회전축에 수직한 유로 단면에서의 전압력 손실과 로터 입·출구의 유동각 변화를 나타내었다.

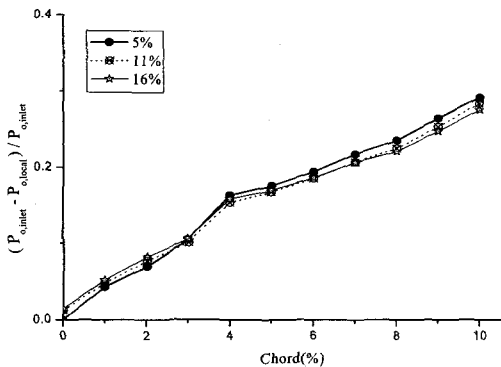


Fig. 2 Total pressure variation along with chord length

먼저 Fig. 2의 전압력 손실을 살펴보면 간극 크기의 변화에 따른 전압력의 손실의 차이가 크지 않다. 또한 Fig. 3에 나타낸 로터 입·출구의 유동각 변화를 살펴보면 간극 변화에 따른 입출구각의 변화도 거의 없음을 알 수 있다. 이러한

결과는 팁 간극에 의한 유동교란보다는 누설손실에 의한 영향이 터빈성능에 더 큰 영향을 주기 때문으로 여겨진다.

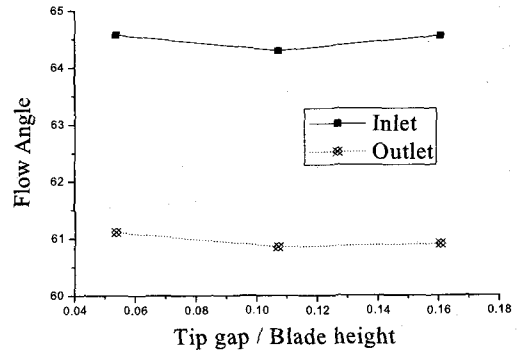


Fig. 3 Flow angle with respect to tip gap clearance

### 3.2 간극에 따른 유량변화

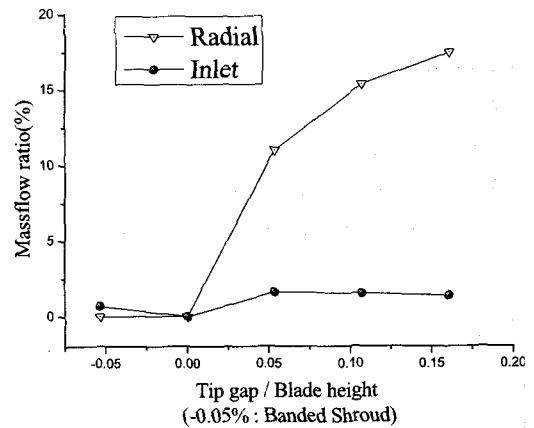


Fig. 4 Mass flowrate in tip and inlet with respect to tip gap clearance

팁 간극의 변화에 따른 로터 팁에서의 유량을 Fig. 4에 도시하였다. 계산 결과 팁 간극이 증가함에 따라 팁 유량이 증가하나 그 증가량은 완만해 지는 결과를 보이고 있다. 팁 간극이 5%인 경우 전체 유량의 약 11%가 팁으로 빠져나가며 팁 간극이 16%인 경우에는 약 17%에 이른다.

로터 슈라우드를 갖는 터빈의 결과를 위 결과와 비교해보면 로터 슈라우드 터빈의 경우 팁을

통해 흐르는 유량은 전체 유량의 0.7% 정도에 불과하나 효율은 팁 간극이 없는 경우에 비해 약 4% 정도 낮고 간극이 5%인 경우에 비해 2.3% 정도 높은 결과를 보인다. 이러한 결과는 로터 슈라우드가 팁에서의 유동손실을 줄여 팁 간극에 의한 유동손실을 막아주지만 슈라우드 자체에 의한 영향으로 터빈 성능이 감소하기 때문으로 여겨진다.

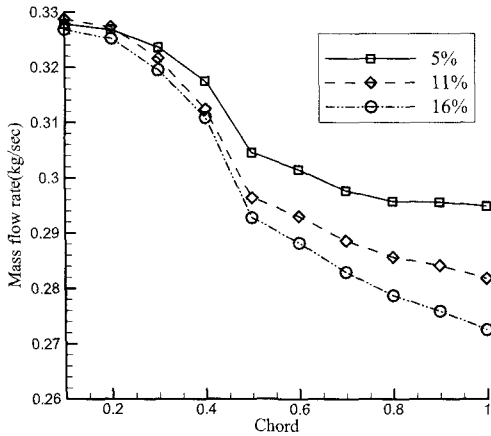


Fig. 5 Mass flowrate in rotor passage

Figure 5에 나타낸 로터 유로 단면의 유량을 살펴보면 30% 코드에서부터 유로 내 유량이 급격하게 감소하다가 50% 코드 이후부터 완만하게 감소하는 모습을 보이고 있다. 따라서 팁 유동이 전체 유량의 10% 이상이 되더라도 로터 유로에서 순차적으로 빠져나가게 되므로 팁 유동 중 일부는 토크 발생에 기여하게 되어 팁 유량의 크기에 비해 터빈 성능에 미치는 영향은 작아지게 됨을 알 수 있다. 한편 팁 간극이 11% 이상인 경우에는 로터 출구에 가까워지면서 완만하지만 계속적으로 유로 내 유량이 감소하는 반면 팁 간극이 5%인 경우에는 거의 변화가 없어지는 모습을 보인다.

### 3.3 간극에 의한 모멘트 변화

계산에 적용된 터빈은 팁 간극을 제외하고 모두 동일한 조건이므로 로터에 작용하는 모멘트 변화는 효율의 변화와 직접 비례하게 된다.

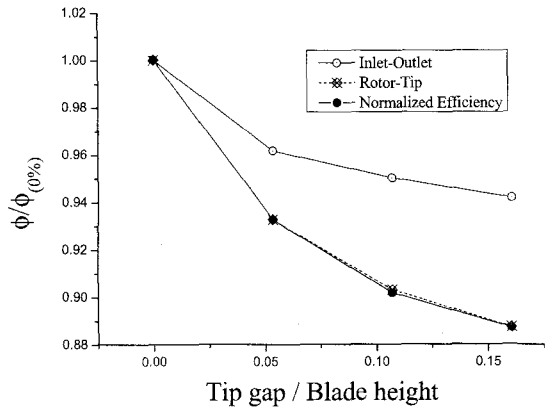


Fig. 6 Turbine Performance variation with respect to tip clearance

로터 입·출구만의 모멘트 차, 로터 팁의 모멘트를 포함한 모멘트 차 그리고 효율을 간극이 0%인 결과로 무차원화하여 나타낸 Fig. 6의 결과를 살펴보면 로터 입·출구의 모멘트 차의 경우 팁 간극이 5%일 때 팁 간극 0% 결과 대비 약 4% 정도의 감소를 보이며 11%의 경우 5%, 16%의 경우 5.8%로 감소하나 감소폭은 작아진다. 반면 터빈의 성능에 감소를 가져오는 로터 팁의 모멘트는 팁 간극이 5%인 경우 전체 모멘트 발생량의 3.1%를 발생시키며 11%, 16%인 경우 각각 5.2%와 6.1%로 그 비율이 증가한다. 이러한 모멘트의 변화는 팁 간극이 증가함에 따라 전체 유량 중 팁 유량 차지하는 비율이 각각 11%, 15.3, 17.4%로 증가하는데 기인하는 것으로 생각된다.

입·출구 모멘트의 차이만을 고려한 효율의 경우 계산에서 얻어진 효율과 각각 3%, 4.7%, 5.4%의 차이를 보이나 팁에서의 모멘트와 같이 고려되는 경우 계산에서 얻어진 효율 변화와 잘 일치한다. 팁에서의 손실 유동은 이와 같은 팁 모멘트와 더불어 출구에서의 모멘트 양을 감소시켜 터빈 성능에 큰 저하를 가져오나 앞에서 언급한 것처럼 팁 유량의 일부는 로터 유로의 일부 구간을 지나게 되므로 팁 유량이 차지하는 비율에 비해 터빈 성능 저하비율이 낮게 나타나고 있다.

### 3. 결 론

팁 간극이 변화된 4종류의 터빈과 로터 슈라우드를 갖는 터빈에 대한 유동해석을 수행하고 결과를 분석하였다. 계산 결과 팁 간극이 증가함에 따라 팁에서의 손실 유동이 증가하고 이에 따른 영향으로 터빈의 효율이 감소함을 확인하였으며 팁 간극에 의한 유동교란보다는 누설손실 의한 영향이 터빈성능 변화에 더 큰 영향을 주는 것을 확인하였다.

이와 더불어 기존 터빈의 효율이 간극 0%와 5%의 효율 사이에 위치함을 확인하였으며 간극의 조절을 통해 제작이 용이하면서도 기존 터빈과 동등한 성능의 터빈 설계가 가능함을 확인하였다.

### 참 고 문 헌

1. 김진한, 홍순삼, 최창호, 전성민, 정은환, 2005, "30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황," 한국추진공학회 2005년도 추계학술대회 논문집, 2005, pp. 375-383
2. Kim, J., Lee, E.S., Choi, C. H., Jeon, S. M., "Current Status of Turbopump Development in Korea Aerospace Research Institute," 55th International Astronautical Congress, Vancouver, IAC-04-S.P.17., 2004
3. Galpin, P.F., Broberg, R.B., and Hutchinson, B.R., "Three Dimensional Navier-Stokes Predictions of Steady State Rotor/Stator Interaction With Pitch Change," The Third Annual Conference of the CFD Society of Canada, Bnaff, Canada, 1996
4. FINETM/Turbo User Manual Version 6.1-a, pp.5-3~5-22
5. Arthur J. Glassman, Turbine Design and Application, NASA-SP-290, 1994
6. S.A. Sjolander, Secondary and Tip-clearance Flows in Axial Turbines, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 1997
7. Budugur Lakshminarayana, Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery, John Wiley & Sons Inc., 1996
8. Eunhwan Jeong, Pyun Goo Park, Sang Hun Kang, Jinhan Kim, Effect of Nozzle-Rotor Clearance on turbine Performance, 2006 ASME Joint U.S. - European Fluids Engineering Summer Meeting Summer, 2006, FEDSM2006-98388