

# 노즐-로터 간극이 초음속 터빈의 성능에 미치는 영향에 대한 수치해석 연구

박편구\* · 정은환\* · 김진한\*

## Numerical Investigation of the Effect of Nozzle-Rotor Axial Clearance on the Supersonic Turbine Performance

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

### ABSTRACT

This paper studies the effects of the nozzle-rotor axial clearance of a supersonic turbine on turbine performance. The nozzle-rotor axial clearance of the supersonic turbine developed to drive a turbopump for 30 ton class liquid rocket engines was varied and a numerical analysis of the turbines having the different nozzle-rotor axial clearances was conducted. It has been found that turbine performance degrades with an increasing axial clearance due to the increased stagnation pressure loss in the axial clearance region.

### 초 록

초음속 터빈의 로터와 노즐사이의 간극은 터빈의 성능과 운전의 안정성에 직접적인 영향을 미치게 된다. 본 연구에서는 30톤급 개방형 액체로켓엔진용 터보펌프의 구동원으로 개발된 초음속 터빈에 대하여 노즐과 로터의 간극이 변화된 형상을 구현하고 이에 대한 계산을 수행한 후 그 결과를 분석하였다. 계산결과로부터 노즐-로터 간극이 증가함에 따라 이 영역에서의 전압력 손실이 증가하고 이에 따른 터빈 성능이 감소함을 확인하였다.

Key Words: Turbopump(터보펌프), Supersonic Turbine(초음속 터빈) Nozzle-Rotor Axial clearance(노즐-로터 간극), CFD(전산유체)

### 1. 서 론

현재 한국항공우주연구원에서는 30톤급 개방형 액체로켓엔진에 적용될 터보펌프에 대한 연

구 개발을 수행하고 있다.[1,2] 터보펌프는 액체로켓의 엔진에 연료와 산화제를 공급하는 장치로 연료와 산화제의 공급을 위한 2개의 펌프와 이를 구동하기 위한 터빈으로 구성되어 있으며 터빈은 가스발생기에서 생성된 고온·고압의 가스를 사용하여 작동된다.

개발 중인 터보펌프는 단일축상에 산화제펌프

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

와 연료펌프 그리고 터빈이 결합된 구조이며 이중 터빈은 단위 유량 당 출력을 극대화하기 위해 높은 압력비와 상대적으로 적은 유량조건에서 운전되어야 하므로 수축-확산 노즐을 갖는 부분흡입형의 초음속 충동형으로 설계가 되었다.

일반적으로 아음속 터빈의 경우 최적의 노즐과 로터 간극이 존재하는 것으로 알려져 있으나 초음속 터빈의 경우 이 간극이 작을수록 터빈 성능이 좋아지는 것으로 알려져 있다. 하지만 간극이 너무 작을 경우 운전 중 발생하는 변형에 의해 터빈이 손상되거나 정상적인 운전이 방해될 수 있으므로 일정한 간극이 필요하다.

본 연구에서는 이러한 노즐-로터 간극의 변화에 따른 터빈의 성능변화와 유동현상을 고찰하기 위하여 노즐-로터 간격을 등 간격으로 변화시킨 8종류의 터빈 형상을 구현하고 이에 대한 전산해석을 수행한 후 그 결과를 비교 및 분석하였다.

## 2. 기호 설명

- $dx$  : 노즐과 로터 사이의 간극 거리
- $h_b$  : 로터 날개의 높이
- $x$  : 로터 전면에서부터 측정된 축방향 거리

## 3. 터빈의 제원 및 계산 조건

### 3.1 터빈 제원

본 연구에 적용된 터빈은 20,000RPM의 회전속도에서 1.6MW의 출력을 내도록 설계되었으며 14개의 수축-확산 노즐과 103개의 로터 블레이드 그리고 45개의 출구 유도익으로 이루어져 있다. 14개의 노즐 중 11개는 가스발생기용 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°K이다.

### 3.2 계산 조건

실제 터빈의 형상은 회전축에 대하여 축대칭이 아니며 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 계산영역을 구성하고 터빈의 유동을 정상상태로 가정한 후 회전부와 정지부의 경계면에서는 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. 또한 난류계산을 위하여 표준 k-e모형을 사용하였으며 벽면에서는 벽함수를 적용하였다.

### 3.3 계산 격자

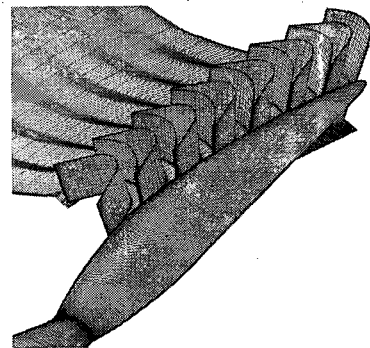


Fig. 1 Surface Grid

설계된 터빈은 45개의 출구 유도익을 갖고 있지만 선행연구에서 나타난 출구 유도익수에 따른 터빈의 성능변화를 배제하기 위하여 후방유도익의 날개가 제거된 격자를 구성하였으며[4] 노즐과 로터사이에서는 간극의 크기에 관계없이 같은 격자 분포를 갖도록 격자를 구성하였다. 이 때문에 간극의 크기에 따라 격자수가 변하게 되는데 본 계산에서는 간극에 따라 180만개에서 250만개의 격자가 사용되었다.

#### 4. 계산 결과

##### 4.1 터빈 성능변화

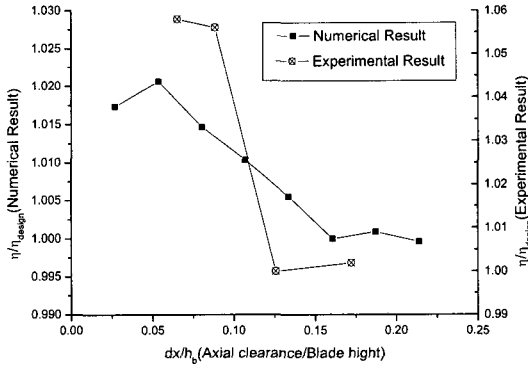


Fig. 2 Turbine efficiency with respect to axial clearance

계산과 실험으로부터 얻어진 노즐-로터 간극 변화에 따른 터빈 성능의 변화를  $dx/h_b$ 를 사용하여 Fig. 1에 나타내었다. 계산결과  $dx/h_b$ 가 0.053 근방일 때 가장 높은 효율을 보이고 이후 0.160 까지는 간극이 증가함에 따라 효율이 점점 감소하며 이후부터는 완만하게 변화하는 모습을 보이고 있다.

계산 결과를 시험결과와 비교해 보면 Fig. 1에 나타난 바와 같이 노즐-로터 간극의 증가에 따른 효율 변화가 비슷한 경향을 보이지만 효율의 감소 폭이 시험결과와 다른 값을 보인다. 이러한 차이는 실제 터빈 유동은 비정상상태가 강한 유동인데 비해 계산에서는 정상상태를 가정하였으며 계산의 제약으로 인해 실제 터빈형상을 정확히 모사하지 못한 점 때문으로 추측된다. 특히 실제 터빈의 경우 운전 중에는 비활성화되고 시동 때만 사용되는 파이프 노즐이 존재하나 계산에서는 1개의 노즐에 해당하는 영역만을 계산 영역으로 지정하여 이러한 특성이 반영되지 못하였는데 이점은 계산이 실험과 다른 결과를 도출하는 큰 원인일 것으로 여겨진다.

##### 4.2 노즐-로터 간극에서의 유동 변화

Figure 2에 나타난 결과를 보면  $x/h_b = 0.027$  일 때를 제외하고 노즐 출구에서 비슷한 전압을 보이며 로터 전면에 가까워질수록 전압이 감소하는 결과를 보이고 있다. 특히 로터 전면에서의 값을 비교해 보면 노즐-로터 간극이 증가함에 따라 유동의 전압이 감소하는 모습을 보이고 있는데 이러한 로터 입구에서의 전압감소는 로터 날개로 유입되는 유동의 운동 에너지가 감소함을 의미하므로 노즐-로터 간극이 증가함에 따라 터빈의 효율이 감소하는 현상에 대한 주요한 요소로 설명될 수 있다. 아래 Fig. 4에 나타난 중앙단면에서의 마하수를 살펴보면 로터 날개에서 발생한 충격파가 노즐-로터 간극 사이에 존재하는데 노즐에서 가속된 유동이 이러한 충격파를 지나 로터로 유입되게 되면 유동의 손실이 발생하게 된다. 따라서 이러한 충격파는 앞에서 언급된 터빈 유동의 전압력을 감소시키는 한 요인이 되며 이러한 충격파의 강도에 따라 전압력의 손실이 큰 영향을 받게 되므로 충격파가 강한 부근에서는 전압력의 손실 폭이 증가하게 된다. Figure 3에 표시된 전압력의 변화곡선에서 살펴보면 로터 입구에 가까워질수록 전압이 감소하고 그 기울기가 커지는 것을 확인할 수 있는데 이것은 로터 날개에서 발생하는 충격파가 로터 날개에 가까울수록 강도가 강하기 때문이다.

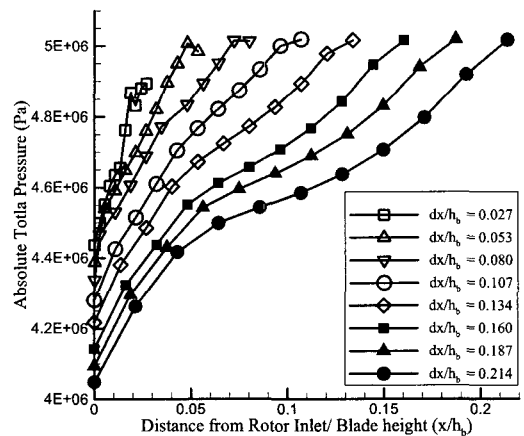


Fig. 3 Stagnation Pressure Variation with respect to axial distance from Rotor Inlet ( $x/h_b$ )

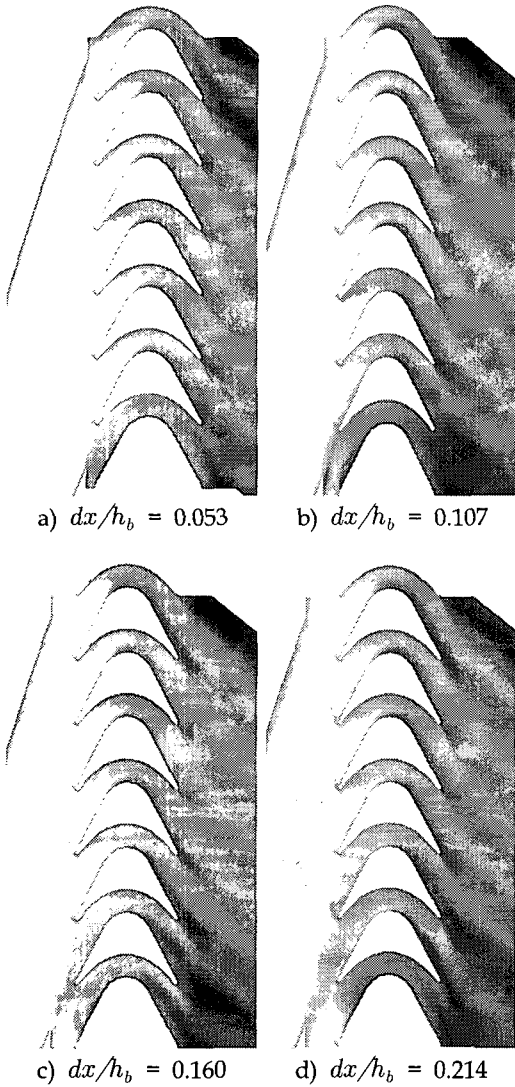


Fig. 4 Absolute Mach contour at Mid-span

특히  $x/h_b < 0.06$ 인 영역에서 전압력의 감소폭이 커지는 것은 이 영역에서 충격파의 영향이 강하게 미치기 때문으로 이해할 수 있다. 따라서  $dx/h_b < 0.06$ 인 경우 노즐 출구면도 충격파의 영향을 받게 되는데 아래에 나타낸 노즐 출구에서의 전압분포를 비교해 보면  $dx/h_b=0.027$ 인 경우 노즐 출구면에서 충격파에 의한 영향을 강하게 받고 있는 반면 이보다 클 경우 그 영향이 작아지는 것을 알 수 있으며 이러한 이유로 인

해  $dx/h_b=0.027$ 인 노즐의 출구에서 평균된 전압력이 다른 간극의 결과에 비해 작게 나온 것으로 여겨진다.

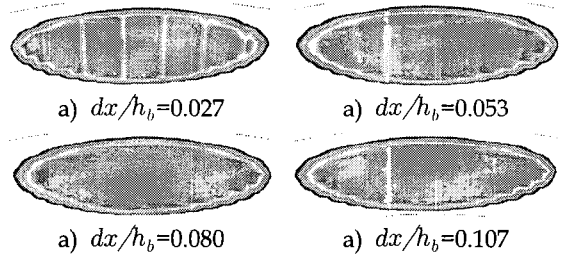


Fig. 5 Stagnation Pressure Contour at Nozzle Outlet

위의 결과로부터 노즐과 로터 사이의 구간에서 발생하는 전압력의 손실은 로터 날개에서 발생한 충격파에 의해 발생함을 알 수 있으며 특히  $x/h_b < 0.06$ 인 영역에서는 이러한 영향이 매우 큼을 확인할 수 있다.

#### 4.3 간극 변화에 따른 유로 내 유동의 변화

노즐-로터 간극의 변화에 따른 로터 유로의 유동 변화를 고찰하기 위해 각 날개에서 발생되는 토크의 변화를 Fig. 6에 나타내었다. 토크 결과에서의 변하는 Fig. 7의 좌측에 표시된 날개 번호와 대응되며 유로의 변하는 중앙과 오른쪽 그림의 번호와 대응된다.

위 결과에서 보면  $dx/h_b \geq 0.053$ 인 경우 간

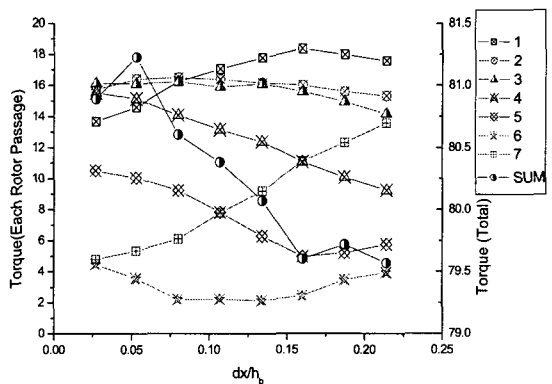


Fig. 6 Torque Variation of Each Rotor Blade

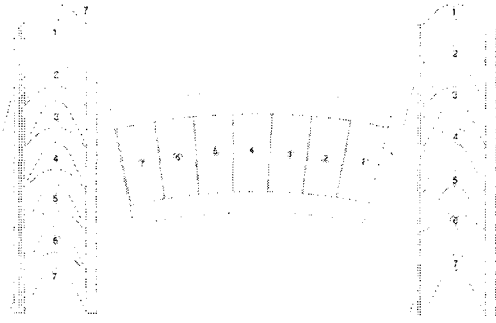


Fig. 7 Location of Blades and Flow Passages

극이 증가함에 따라 전체 날개에서 발생하는 토크의 합은 감소하는 반면 1번과 7번 날개에서 발생하는 토크는 오히려 증가하는 모습을 보이고 있다. 특히 7번 날개의 경우에는 계속적으로 크게 증가하는 모습을 보이고 있는데 이것은 노즐의 출구각에 의해 유동이 노즐 출구에서 멀어질수록 로터의 회전방향으로 치우치기 때문이며 이러한 점은 초기 터빈 설계 때 고려되지 못한 점이다. [5]

이러한 이유로 Fig. 8에 나타난 로터 입구에서의 마하수에서 볼 수 있듯이 노즐-로터의 간극이 작을 때는 1번 유로에 유입되는 유동의 마하수가 작은 반면 간극이 커질수록 노즐 출구의 주 유동이 1번 유로에 가까운 위치에 유입되면서 7번 날개에서의 토크발생량을 증가시키게 된다. 한편 4번과 5번 그리고 6번 유로의 경우에는 간극이 작을 경우 노즐의 주유동이 로터에 유입되

는 반면 간극이 커질 경우 노즐의 측면 유동이 유입되면서 마하수가 작아지게 되고 4,5번 날개에서의 토크가 감소하게 된다. 이와 더불어 간극이  $dx/h_b > 0.16$  인 경우에는 토크를 발생시키는데 기여하지 않는 영역인 로터의 팁 쪽에서 유속이 빨라지는 현상을 보이는데 이것 또한 노즐-로터의 간극이 커짐에 따라 로터 입구에서의 유동이 회전방향으로 치우치면서 발생하는 현상이며 터빈 성능의 저하에 기여하게 된다.

한편 로터 입구 단면의 마하수만을 살펴보면 7번 유로로 유입되는 유동의 마하수가 간극이 증가할수록 커지지만 이에 영향을 받는 6번 날개의 토크 변화는 크지 않다. 이것은 노즐 출구에서의 팽창과로 인해 유속이 빨라지지만 Fig. 4의 마하수 결과에서 볼 수 있듯이 실제 유로로 유입이 잘 되지 않아 증가된 입구 마하수가 7번 날개에 큰 영향을 주지 못하기 때문이다.

## 5. 결 론

로터-노즐간격을 등 간격으로 변화시킨 초음속 터빈에 대한 계산을 수행하고 결과를 분석하였다. 계산 결과로부터 실험과 비슷한 경향의 결과를 얻을 수 있었는데 노즐-로터의 간극이 증가함에 따라 터빈의 성능이 감소하며 일정한 간극 이상으로 커지면 터빈의 성능변화가 작아지는 경향을 보였다. 하지만 실제 효율의 감소폭과 효율 감소가 완만해지는 간극의 크기는 실험값과 차이를 보였는데 이는 실제 터빈의 운전조건을 완전하게 모사하지 못한 점에서 기인하는 것으로 여겨진다.

계산결과와 분석을 통하여 노즐-로터간극 사이에서는 로터 날개에서 발생하는 충격파에 의한 유동의 전압력감소와 이에 따른 터빈 성능저하가 발생하며 특히  $x/h_b < 0.06$  인 구간에서 이러한 영향이 크게 나타남을 확인하였다. 이와 더불어 노즐-로터의 간극이 커지면서 로터전면으로 유입되는 주 유동의 위치가 변하며 이로 인해 각 유로내의 유동과 발생하는 토크의 변화가 발생하는 것을 확인하였다.

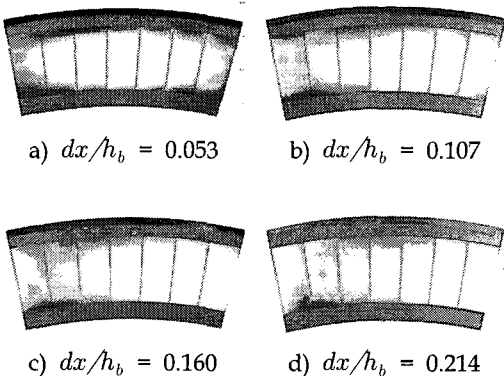


Fig. 8 Absolute Mach Contour at Rotor Inlet

## 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, Banff, Canada, 1996
4. FINE™/Turbo User Manual Version 6.1-a, pp.5-3~5-22
5. 박편구, 정은환, 김진한, "유로형상변화에 따른 터빈성능 변화의 수치적 해석", 2005년도 유체기계 연구개발 발표회, 2005, pp. 481-486