

## 초음속 충동형 터빈의 성능에 대한 시험적 고찰

이항기\* · 정은환\* · 김진한\*\*

### Experimental Investigation of Performance for Supersonic Impulse Turbine

Hanggi Lee\* · Eunhwan Jeong\* · Jinhan Kim\*\*

#### ABSTRACT

The performance of supersonic impulse turbine was investigated experimentally. Experiment was performed with the compressed air instead of the high temperature burned gas because of the limitation of test facility and danger. As a result of the experiment with the compressed air, the performance in the real gas(burned gas) was predicted by the similarity method. The nozzle area of prototype turbine was calculated based on the real gas. So, it is difficult to satisfy the similarity conditions completely. Two similarity conditions were set and the design point for real gas was existed between two similarity conditions. And, the new turbine test model with calculated nozzle area based on the compressed air was tested. Therefore, similarity point of the new turbine test model was also existed between above two similarity points. It means that the design point for real gas was similar to the test point with the new turbine model.

#### 초 록

초음속 충동형 터빈의 성능에 관해 시험적 방법으로 고찰하였다. 초음속 충동형 터빈은 고온, 고압의 연소가스로 구동되나, 연구원 내의 시험장치 한계 및 위험성으로 인해 고압의 공기를 이용하여 상사점에 대한 성능 시험을 수행하여 실매질 시험시의 터빈 성능을 예측하였다. 실제 연소가스로 구동되는 노즐 면적을 가지는 본품용 터빈 시험기를 공기로 구동시킬 경우 상사 조건을 정확히 맞추기는 어렵다. 그러므로 두 가지 상사 조건 시험을 통해 실제 설계점은 두 가지 상사점 사이에 존재하며 이 설계점은 공기의 물성치에 맞게 계산된 노즐 면적을 가지는 시험용 터빈 시험기를 통해 예측된 상사점과 비슷한 구간에 있음을 나타내었다.

Key Words: Supersonic Impulse Turbine(초음속 충동형 터빈), Similarity Condition(상사 조건), Turbopump(터보 펌프)

\* 정희원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀

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

한국항공우주연구원에서 개발 중인 터보펌프는 가스발생기를 통해 나오는 고온, 고압의 가스로 터빈을 구동하여, 이와 연결된 산화제 펌프, 연료 펌프를 통해 액체 산소와 연료를 가압하여 연소실로 보내게 된다. 극저온의 액체 산소와 케로신, 고온의 터빈 구동용 가스가 한 터보펌프에 공존을 하며, 고압의 환경에서 작동이 되지만, 발사체에 탑재되는 특성상 무게가 가벼워야 하는 요구 조건을 가진다.

현재, 30톤급 터보펌프의 개발이 실매질 환경에서 수행되어 완료되었으며, 75톤급 터보펌프 개발이 진행 중이다[1].

터보펌프 구성품중 하나인 터빈은 모든 팽창이 노즐에서 이루어지는 단단형 초음속 충동형 터빈이다[2]. 연구원내의 시험설비에서는 안전상, 설비상의 이유로 가스발생기를 통한 터빈을 구동하는 실매질 환경에서 실험은 불가능하며, 고압 공기를 이용한 상사 시험 설비를 구축하여 터빈의 성능 실험을 수행하였다

## 2. 시험조건

### 2.1 상사 조건

터빈은 설계 압력비, 노즐 손실 특성, 구동 연소 가스의 물성에 따라 노즐에서 완전 팽창이 이루어지도록 노즐 출구면적 대비 목면적의 비가 고정된 수축-확산 노즐의 형태를 갖는다. 실제 구동용 고온의 연소가스와 원내 시험용 고압 공기의 물성치가 다르기 때문에, 연소 가스 환경 하에서의 성능 예측을 위해서는 상사 조건이 필요하다. 터빈은 크게 단열 마하수, 속도비, 레이놀즈수의 3가지 상사가 필요하다. 하지만, 터빈이 구동되는 레이놀즈수 영역이 터빈 노즐 출구 기준  $10^8$  이므로 점성 효과는 무시할 수 있으므로 단열 마하수와 속도비 상사가 기준이 된다. 고온 연소가스에서 적용하기 위해 설계된 노즐 면적비를 가진 본품용 터빈 시험기를 원내 고압 공기 매질 하에서 적용하면, 노즐 출구 단열마하수와 속도비 상사는 구현할 수 있지만, 손실이 없는 가정 하에 완전팽창 되는 단열 마하수보다

로터를 직접 구동시키는 노즐 출구 마하수 상사가 더 정확한 상사 조건이 된다. 실제 노즐 출구 마하수를 실매질과 동일하게 구현하기 위해서는 노즐 목면적이 달라지지만, 실제 연소가스 환경에서 사용되는 본품용 터빈 시험기이므로 노즐 목면적을 변경할 수 없다. 그러므로 고정된 노즐 면적비를 가진 본품용 터빈 시험기는 고압 공기 하에서 다음 2가지 상사점을 설정 할 수가 있다.

상사점 1(Sim 1)은 노즐 출구 단열마하수와 속도비를 만족시키는 점이다.

단열 마하수 상사를 위해서 단열 마하수

$$(M_{ad})_M = \left(\frac{C_{ad}}{a}\right)_M = \left(\frac{C_{ad}}{a}\right)_R = (M_{ad})_R \quad (1)$$

속도비 상사를 위해서 속도비

$$\left(\frac{u}{C_{ad}}\right)_M = \left(\frac{u}{C_{ad}}\right)_R \quad (2)$$

여기에서, 하첨자 M, R은 각각 상사 조건과 실매질 설계 조건을 의미한다.  $u$ 는 터빈의 원주 속도이며,  $C_{ad}$ 는 단열속도,  $a$ 는 음속을 의미한다. 이 두 가지 기본 상사를 바탕으로 정리하면, 단열 마하수 상사에서 압력비  $\pi_T$ 는

$$(\pi_T)_M = \left[ \frac{k_M - 1}{k_R - 1} (\pi_T^{(k-1)/k} - 1)_R + 1 \right]^{(k/(k-1))_M} \quad (3)$$

회전수는 속도비 상사에서 회전수  $N$ 은

$$N_M = N_R \frac{\sqrt{(T_{01})_M} (\phi_n)_M}{\sqrt{(T_{01})_R} (\phi_n)_R} \quad (4)$$

$$\text{중간계수 } \phi_n = \sqrt{\frac{2kR}{k-1} \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{(k-1)/k}}\right)} \quad (5)$$

가 된다. 여기에서  $T_{01}$ 은 터빈 입구 전온도,  $k$ 는 비열비,  $R$ 은 기체상수이다.

위에서도 언급한 것처럼 이 조건에서 운용을 하면 압력비는 완전 팽창이 이루어지도록 하는 조건이지만, 실매질 연소가스에서 완전 팽창이 이루어지는 노즐 목면적이기에 상사점인 고압 공기에서는 과대 팽창이 이루어지게 되어, 노즐 출구에서 충격과가 생기게 된다. 이로 인해 손실과 함께 노즐 출구 마하수 상사를 정확히 구현

못하게 된다.

이를 보완하기 위해 상사점 2(Sim 2)는 압력비를 무시하고, 속도비 상사만을 맞추고 압력비는 고압공기 매질 하에서 고정된 노즐 면적비와 고압공기 비열비, 노즐 효율을 고려하여 완전 팽창이 이루어지는 값으로 결정을 한다.

하지만, 상사점 1과 2는 노즐 출구 마하수와 속도비를 모두 만족시키는 상사점이 아닌 만큼, 새로운 시험용 노즐을 설계할 필요가 있다[2].

상사점 0(Sim 0)은 노즐 출구 면적을 본품 터빈 시험기 노즐 면적과 동일하게 해준 상태에서, 노즐 출구 마하수와 속도비를 일치하게 해주는 목면적을 구하여, 이를 적용시킨 터빈 시험기를 제작하였다. 세 가지 경우의 상사점을 기준으로 터빈 성능 평가를 수행하여 실험실 상태에서의 본품 터빈 시험기의 성능을 예측하였다.

## 2.2 센서

본 시험에 적용된 온도 센서는 에러가 작은 4선 타입의 RTD 센서를 사용하였다. RTD 센서를 통해 전달된 신호는 NI사의 전용 컨디셔너를 통해 신호를 정제화 하여 데이터 저장 장치로 전달된다. 사용되는 4선 타입의 RTD 센서는 터빈의 운용 온도를 고려하여 액체질소(-196 °C)와 얼음물(0 °C)에서 보정하였다.

압력센서는 스트레인 게이지를 기본으로 한 다이아프램(diaphragm) 방식의 고정밀도 시험용 센서 (TJE model, Sensotec사)와 Rosemount사의 압력계를 사용하였으며, 중요한 압력 측정 지점에는 보다 높은 정확성을 위해 Sensotec과 Rosemount 센서를 이중으로 설치, 측정하여 정확도를 높였다. 압력 센서의 보정은 사용되는 압력 따라 질소 고압 용기를 이용, 압력 보정기로 보정을 하여 사용하였다. 압력 신호는 NI사의 범용 신호 컨디셔너를 거쳐 데이터 저장 장치로 전달된다.

터빈의 동력을 흡수하며, 회전수와 토크를 제어하여 측정하는 다이나모미터는 Froude Hoffman사의 F359 모델을 사용하였다. 토크 값의 보정은 다이나모미터에 달려 있는 추를 이용해 200 kg·m 의 토크에서 25 kg·m 씩 줄여

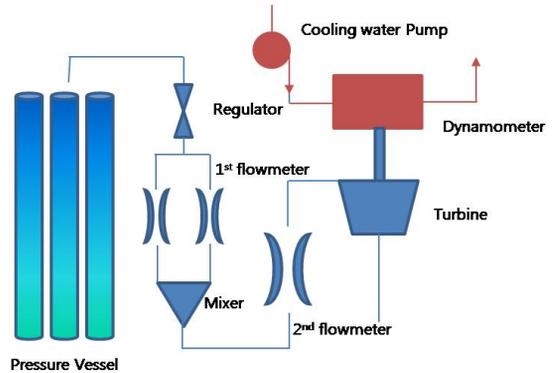


Fig. 1. Schematic diagram of turbine test facilities

가면서 높은 값에서 낮은 값으로 올 때 영향 받는 이력현상을 점검하면서 토크 값을 보정하였다.

회전수 신호는 자체에 장착된 회전수 보정기를 이용하여 보정하였다.

효율에 대한 불확실도는 1.88% 이며, 시험 효율 구간에서는 0.9%이다.

## 2.3 시험 구성에 대한 개요

시험 설비는 Fig. 1처럼 고압 용기에 저장된 고압 공기가 압력 레귤레이터를 통해 정해진 압력으로 감압 된 후, 병렬로 연결된 1차 유량계 2개를 지나 믹서를 거쳐서 합쳐진다. 합쳐진 공기는 2차 유량계와 오리피스스를 통해 감압되어 터빈으로 들어오게 된다. 유량계는 소닉 유량계로 1차 유량계의 경우 검교정을 표준과학연구원서 수행하여, 측정의 정확도를 검증하였다. 2차 유량계는 ISO-9300의 규격대로 만들었으며, 2개의 1차 유량계 유량과 2차 유량계의 유량이 0.1%미만으로 오차가 작다.

터빈의 동력을 흡수하며, 토크와 회전수를 측정하는 다이나모미터는 냉각수 순환 시스템을 이용하여, 동력을 흡수 한다. 냉각수 순환 시스템은 수조에서 펌프를 이용하여 필터를 통해 다이나모미터에 냉각수를 공급하며, 다이나모미터를 통한 냉각수는 회수장치에 모아지며, 회수장치의 뜨거워진 냉각수는 일정 온도 이상일 경우 냉각 시스템을 이용하며 적정온도로 냉각시키며, 본 시험에서는 수조의 양에 비해 터빈의 운용 시간

이 짧아서 수조 안의 냉각수 온도 상승이 크지 않아 냉각시스템을 가동시키지 않았다. 시험은 레귤레이터를 통해 설정한 여러 압력에서 회전수를 변화시켜 성능을 시험하였다.

### 3. 시험 결과

터빈 본품은 터빈 구동가스가 가스발생기로부터 나오는 연소가스이며, 2.1 절에서 언급된 상사 조건으로 시험을 하였으며, 시험 전후의 사진은 Fig. 2 와 같다.

효율과 압력비, 보정회전수, 속도비는 각각 상사점0의 효율, 압력비, 보정회전수, 속도비로 나누어 무차원 하였다.

압력비와 회전수에 따른 효율의 변화를 살펴보면, Fig. 3의 압력비 변화에 따른 효율의 변화보다 Fig. 4의 회전수에 더 큰 영향을 받는 것을 볼 수 있다. 이는 초음속 충동형 터빈의 특성이

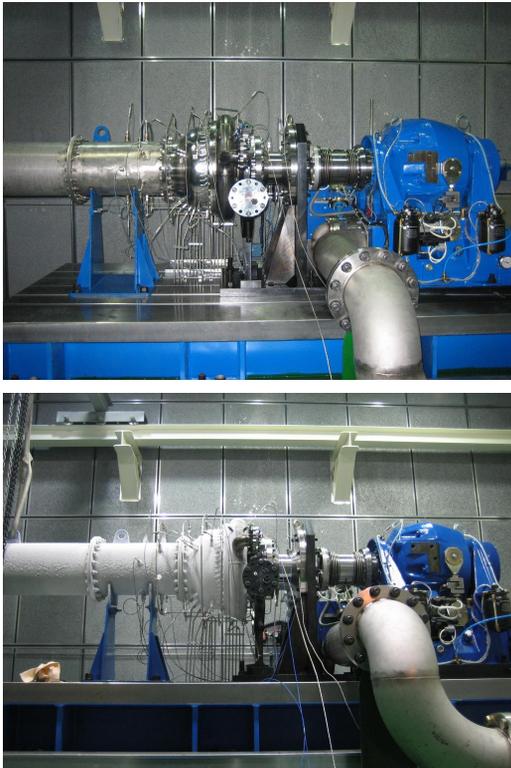


Fig. 2. Turbine Test, before(above), after(below)

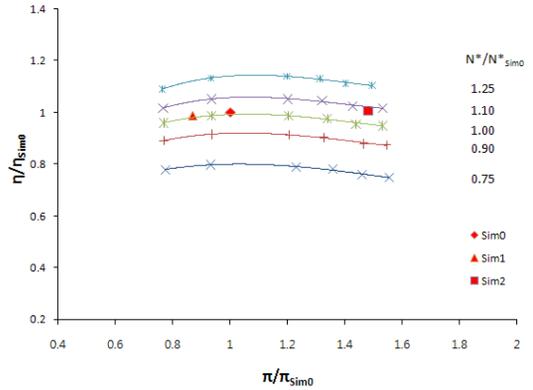


Fig. 3. Performance characteristic for pressure ratio vs efficiency of prototype model

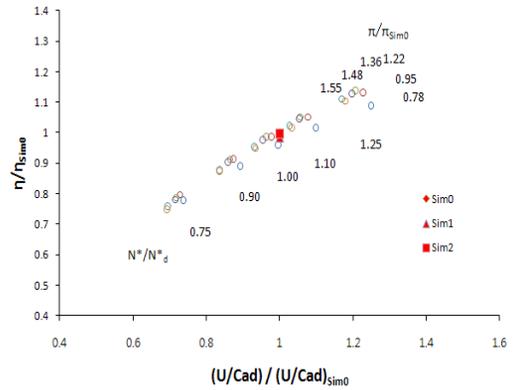


Fig. 4. Performance characteristic for velocity ratio vs efficiency of prototype model

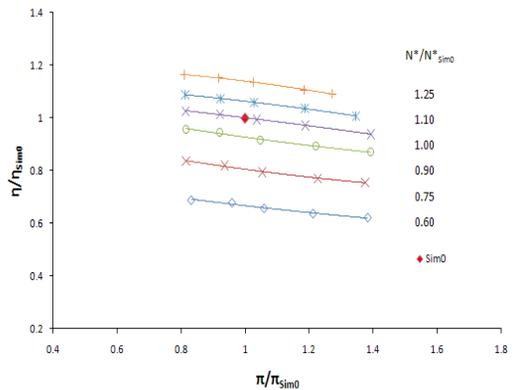


Fig. 5. Performance characteristic for pressure ratio vs efficiency of turbine test model

다[3]. Fig. 3에서 상사점 1과 상사점 2에 대해 살펴보면, 상사점 1은 주어진 압력비에서 상사점 0의 회전수( $N^*/N^*_{Sim0}=1$ )임에도 노즐에서 과대팽창이 일어나 노즐 출구에서 충격파로 인해 손실이 발생하여 상사점0 보다 낮은 효율( $\eta/\eta_{Sim0}<1$ ) 보이게 된다. 반면 상사점 2는 주어진 노즐 면적비에서 공기가 완전 팽창하는 압력비이므로 상대적으로 높은 노즐 출구 마하수와 보정 회전수가 되며( $N^*/N^*_{Sim0}=1.08$  근방), 더 높은 회전수로 인해 상사점 0보다 더 높은 효율( $\eta/\eta_{Sim0}>1$ )을 나타내게 된다. Fig. 4 에서 속도비와 효율의 관계에서 속도비 상사 기준으로 할 때, 상사점 1보다 상사점 2가 보다 높은 효율점을 가지는 것을 볼 수 있다.

Fig. 5의 시험기 기준의 설계점을 보면, 상사점 1과 상사점 2 사이에 위치하며, 실매질 설계점이 상사점 1,2사이에 위치함을 위의 결과에서 고려할 때 이는 시험기 노즐 적용시 상사점과 유사한 위치에 있을 것이라 유추할 수 있다[2,3]. 보정 회전수 비가 정확히 1.0인 점을 나타내기 어려운 이유가 시험시 터빈 입구 온도는 팽창에 의해 시험 시간에 따라 떨어지며, 시험 시간이 충분히 지속되었을 경우 비로소 수렴하게 된다 하지만, 설비의 용량으로 인해 터빈 입구 온도가 수렴한 이후에 시험을 지속하지 못하기 때문에, 보정 회전수가 시험 별로 차이가 나타나게 된다. 또한, Fig. 5에서 보정 회전수비가 높은 두 영역( $N^*/N^*_{Sim0}=1.10, 1.25$ )의 압력비가 1.4를 유지하지 못한 것도 설비 용량으로 인한 압력 감소의 영향이다.

#### 4. 결 론

고온 연소가스에서 운용되는 초음속 충동형 터빈의 성능 분석을 위해서 원내 고압 공기 설

비를 이용하여 상사 시험을 수행하였다. 연소가스 완전 팽창 기준으로 설계된 노즐 면적을 가진 본품 시험기는 공기를 이용한 성능 시험에서 상사 조건을 모두 만족시킬 수는 없으나, 두 가지 상사점에서 다음과 같은 사항을 예측할 수 있었다.

- 노즐 출구 단일 마하수와 속도비를 맞춘 상사점1에서는 노즐에서 공기가 과대 팽창으로 인한 손실로 인해 설계점 효율보다 더 낮게 나타난다.
- 면적비를 무시하고, 속도비와 주어진 면적비에서 공기가 완전 팽창할 때의 압력비를 기준으로 하는 상사점 2에서는 설계점 보다 다소 높은 노즐 출구 마하수와 회전수 형성으로 인해 더 높은 효율 값을 보인다.
- 공기 특성에 맞게 노즐 출구 마하수와 속도비를 설계점과 일치시키면서 완전 팽창하는 노즐 면적을 적용시킨 시험기 노즐의 효율은 상사점1, 상사점 2 사이에 위치하며 이는 실제 연소가스 이용한 성능 시험과 비슷한 지점에서 형성될 것이라 볼 수 있다.

#### 참 고 문 헌

1. 김진한, "국내 터보펌프 개발 현황," 한국추진공학회지, 제12권, 제5호, 2008, pp.73-78
2. 정은환, 강상훈, 신동윤, 박편구, 김진한, "터보펌프 터빈의 성능 및 노즐-로터 간극의 영향에 대한 실험적 고찰," 한국추진공학회지, 제10권, 제2호, 2006, pp.78-86
3. E. Jeong, H. G. Lee, P. G. Park, J. Kim, "Tip Clearance Effect on the Performance of a Shrouded Supersonic Impulse Turbine," Journal of Propulsion and Power, Vol. 24, No, 6, November-December 2008