

7톤급 액체로켓 엔진 터보펌프 터빈 성능 연구

이항기^{1,†} · 신주현¹ · 최창호¹¹한국항공우주연구원 터보펌프팀

Study on the Turbine Performance of 7 ton Liquid Rocket Engine Turbopump

Hanggi Lee^{1,†}, Juhyun Shin¹ and Changho Choi¹¹Korea Aerospace Research Institute, Turbopump Department

Abstract

This study was performed to evaluate the turbine performance of a turbopump in the third stage engine of the Korea Space Launch Vehicle-II. The turbine is a supersonic impulse type with a single rotor. One nozzle is for starting and four remaining nozzles are for steady operation. A similarity test was carried out in the high air test facilities at the Korea Aerospace Research Institute. Test results showed that turbine efficiency changed much more from rotational speed variations than by pressure ratio variations. These results showed characteristics similar to other supersonic impulse turbines.

초 록

한국형 발사체 3단 엔진용 터보펌프 터빈에 관해 성능 시험을 수행하여 성능 특성 결과를 분석하였다. 터빈은 초음속 충동형 방식의 단단 형태이며, 노즐은 시동 노즐 1개와 정상 운전용 노즐 4개로 이루어졌으며, 부분 분사 형태로 되어 있다. 한국항공우주연구원 내의 고압 공기 터빈 상사 시험 설비를 이용하여 상사 시험을 수행하였다. 시험 결과 효율은 회전수 변화에 크게 변화하며, 이에 반해 압력비 변화에는 다소 작게 변화하는 초음속 충동형 터빈의 일반적인 특성을 보이고 있다.

Key Words : Supersonic Impulse Turbine(초음속 충동형 터빈), Turbopump(터보펌프), Partial Admission(부분 분사)

1. 서 론

한국형 발사체는 1.5톤급 위성을 지구 저궤도에 투입하기 위해 3단으로 구성이 되어 있으며, 각 단은 터보펌프 공급 방식의 액체 로켓 엔진으로 추력을 얻는다[1]. 1단은 75톤급 엔진 4개로 구성하여 300톤의 추력을 발생시키며, 2단은 같은 75톤급 엔진 1개로 구성되어 있다. 상단인 3단은 7톤급 엔진 1개로 이루어진다. 터보펌프는 산화제인 액체 산소와 연료인 케로

신을 고압, 고유량으로 연소기에 공급하는 장치로, 가스 발생기에서 생성된 가스의 고온 고압 상태 에너지를 터빈에서 동력으로 변환시켜 동일 축으로 연결된 펌프에 동력을 전달한다. 발사체에 적용중인 엔진 방식은 터빈을 구동시킨 가스를 그대로 외부로 방출시키는 개방형 엔진으로 되어 있다. 그러므로 터빈에서는 보다 작은 유량으로 큰 동력을 얻는 것이 엔진의 비추력(Isp)을 향상시키기 위해 중요하다. 터빈 출력은 유량과 압력비, 입구온도가 커짐에 따라 증가하는데, 작은 유량으로 큰 출력을 내기 위해 압력비를 높게 가져가야 한다. 이를 위해 가스가 노즐에서 모두 팽창하여 초음속 유동이 터빈 블레이드를 돌리는 초음속 충동형

Received: Oct. 18, 2016 Revised: Dec. 2, 2016 Accepted: Dec. 5, 2016

† Corresponding Author

Tel: +82-42-860-2887, E-mail: hglee@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System

방식의 터빈으로 설계하였다[2].

제작된 터빈의 정확한 성능 특성을 파악하기 위해 성능 시험을 통해 각 성능 변수를 정량화 하고 있으며, 현재 개발 중인 75톤급 엔진용 터보펌프 터빈[3] 과 본 연구에서 기술할 7톤급 터빈에 대한 성능 시험을 수행하고 있다.

가스 발생기에서 생성된 연소 가스는 터빈의 재질이 견딜 수 있는 허용 온도 때문에 완전 연소가 아닌 연료 과잉 상태이다. 이 때문에 터빈 노즐에서는 연소 생성물인 검댕(soot)이 침착이 되며, 터빈 노즐 목 면적을 변화시키게 된다. 7톤급 터빈의 경우 가스 유량이 작기 때문에 목 면적 역시 75톤 터빈에 비해 작게 설계되어, 검댕의 침착으로 인한 터빈 노즐 목 변화에 따른 영향이 상대적으로 크다. 이를 최소화하기 위해 터빈 노즐 수를 줄여 각 노즐의 목 직경을 증가시킨 설계로 변경하였다. 이 경우 터빈 노즐 수가 줄어들어 원주 방향 골고루 배치되는 완전 분사 형태가 아닌 한쪽 일부구간에만 치우쳐 배치되는 부분 분사 형태가 된다. 이 경우 터빈 효율은 완전 분사 형태에 비해 감소하는 경향을 보인다[4, 5]. 설계 변경된 터빈의 효율 값을 정량적으로 시험을 통해 측정하는 것이 중요하며, 본 연구에서는 터빈 노즐 수를 줄인 터빈 시체를 이용하여 터빈 성능 시험 설비를 이용한 공력 성능 시험을 수행하여, 성능 특성을 정량적으로 파악하였다.

2. 터빈 모델 및 시험 방법

2.1 터빈 모델

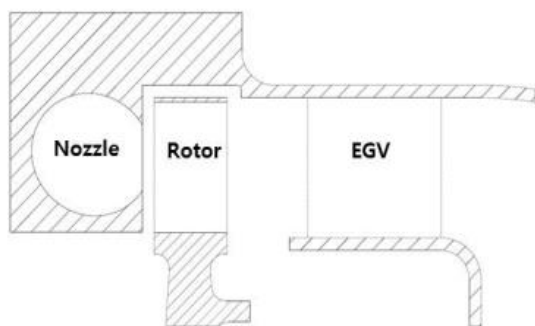


Fig. 1 Turbine Configurations



Fig. 2 Nozzle Block

터빈은 부분 분사 형태의 초음속 충동형 방식이다. 터빈 구성은 Fig. 1과 같이 노즐로 이루어진 노즐 블록과 로터, 그리고 터빈 출구로 이루어져 있다.

가스발생기에서 생성된 고온 고압의 연소 가스를 노즐에서 운동 에너지로 전환시켜 초음속 유동으로 터빈 로터를 회전시킨다.

노즐 블록은 Fig. 2와 같이 터빈 시동을 위하여 일부 구간에 시동 노즐이 장착되어 있으며, 이 시동 노즐을 통한 시동 이후 가스 발생기에서 생성된 연소 가스는 4개의 정상 운전용 노즐을 통해 작동한다. 이 4개의 노즐은 1개의 시동 노즐 구간과 구별되어 있다. 특히 앞서 설명한 검댕이 침착으로 인한 노즐 목 직경 감소 영향을 최소화 하고자 터빈 수를 줄여 각 노즐의 목 직경을 증가시키는 설계로 인해 정상 운전용 노즐이 한쪽으로 배치되어 있다.

모든 가스 팽창은 노즐에서 생기며, 터빈 블레이드를 지나면서 더 이상의 팽창은 생기지 않고, 유동 속도만 감소하는 충동형 방식이다. 무게 감량과 간단한 구성을 위해 1단의 로터로 되어 있다. 로터는 익단 간극 손실을 최소화 하고자 슈라우드가 있으며, 제작성을 고려하여 디스크와 블레이드 슈라우드가 일체형으로 된 블리스크 형태로 되어 있다. 터빈 로터를 지난 유동은 터빈 출구에 있는 출구 가이드 베인 (Exit Guide Vane)을 통해 선회 방향의 유동 성분을 줄여 손실을 감소시켜 터빈 출구를 통해 유동이 빠져나간다.

2.2 터빈 시험 설비



Fig. 3 7 ton Turbine Test Rig

터빈 성능 시험은 한국항공우주연구원 내에 있는 고압 공기 터빈 상사 시험 설비를 이용하여 이루어졌다.

실제 터빈 구동 가스는 60 bar, 900K 의 연소가스이지만 설비 용량과 설비 제어 안전성과 간편성 등을 고려하여 상사 법칙을 이용하여, 고압 공기를 이용하여 이루어 졌다.

터빈 시험 설비는 크게 고압 공기 설비 부분과 터빈의 동력을 흡수, 제어 하는 다이내모미터 설비, 그리고 데이터 계측 설비로 이루어졌다.

Figure 3에서 터빈 테스트 리그에 설치된 터빈 시험기의 모습과 터빈 동력 흡수를 위해 다이내모미터와 연결되어 있다. 또한 터빈의 각종 계측 위해 설치한 계측 포트들 볼 수 있다.

Figure 4는 터빈 시험 설비의 개략 도를 보여준다. 고압 공기 설비는 고압 공기 압축기를 이용하여 320 bar 의 압력으로 압축한 후, 제습기를 거쳐 이슬점 온도 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 이하의 건조 공기 상태로 만든 후, 40m^3 용량의 압력 용기에 저장한다. 이 후 레귤레이터를 통해 정해진 압력으로 감압 한 후 직렬로 설치된 2개의 ISO-9300 규격으로 제작된 벤추리 타입의 초음속 유량계와 Micromotion社의 코리올리스 타입의 질량 유량계를 통해 유량을 측정한다. 이후 히터를 통해 공기를 가열하여, 터빈의 높은 압력비로 인해 터빈 출구에서의 공기 온도는 $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$ ~ $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 수준으로 일부 조건에서 이슬점 온도 이하가 되기는 하지만, 통상 제습기

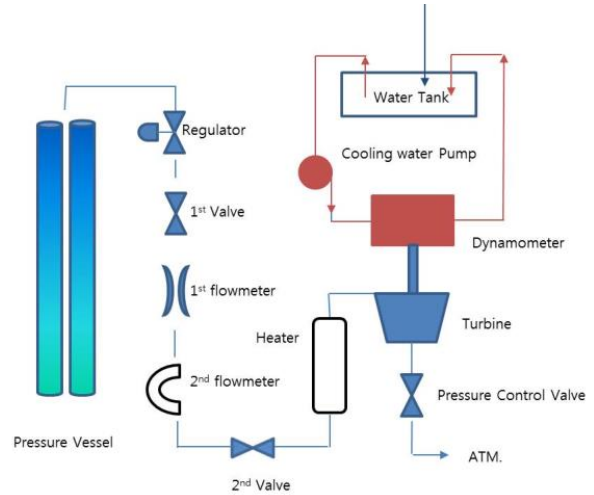


Fig. 4 7 ton Turbine Test Schematic Diagram

의 제습 상태가 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 이하로 관리할 경우 시험 범위 내에서 제습 상태에 따른 효율 차이가 미미했기 때문에, 이를 바탕으로 터빈 입구 온도 조건과 공기의 이슬점 온도를 관리한다. 터빈을 지난 공기는 터빈 하류에 설치된 배압 조절 밸브를 통해 터빈의 압력비를 조절하여 다양한 압력비에서 시험이 수행되도록 한다. 이후 대기로 방출된다. 터빈의 동력은 냉각수 타입의 다이내모미터에서 흡수하며, 토크와 회전수를 제어한다. 다이내모미터는 다이내모미터 제품 중에서 정확성과 안정성으로 검증된 Froude Hoffman社의 제품을 사용하였다. 다이내모미터로 전달된 동력은 냉각수를 통해 흡수되어 버려진다. 다이내모미터에서는 회전수와 토크를 측정할 수 있다.

터빈 성능을 측정하기 위해서는 터빈 입구의 온도, 압력, 유량을 측정하여야 하며, 터빈 출구에서는 압력, 온도를 측정한다. 온도는 정확성을 높이기 위해 해당 온도 범위에서 가장 높은 정확도를 나타내는 RTD 4선 타입의 PT100 센서를 사용하였다. 온도 센서는 측정 온도 구간인 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$, $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 와 $-195\text{ }^{\circ}\text{C}$ 세 구간에서 온도 검교정용 히터, 얼음물, 액체 질소를 이용하여 검교정을 수행하였다.

압력 센서는 높은 정확도를 나타내는 Delta社의 압력 센서를 사용하였다. 압력 센서 역시 검교정을 통해 측정 정밀도를 확인하였다.

유량계는 앞서 거론하였다시피 2개의 유량계를 직렬

로 연결하여 상호 비교함으로써 유량 계측 오차가 커지는 것을 방지하였다. 토크와 회전수는 다이내모미터와 터빈과 다이내모미터를 연결하는 플랜지에서 이중으로 측정하며 토크의 경우 각 시험 전에 물리적인 추를 다이내모미터 검교정 치구에 올려 토크 값을 검교정 하였다. 회전수는 물리적인 회전수를 이용한 검교정은 설비상 불가능하기 때문에 다이내모미터 시스템에서 제공하는 회전수 신호 시뮬레이션을 이용하여, 인위적인 회전수에 해당하는 신호를 송출하여 피드백을 받아 회전수 신호의 틀어짐을 검증하였다.

모든 신호데이터는 NI社 제품의 데이터 취득 시스템(Data Aquisition System)을 통해 수집, 계측이 되며 외부 노이즈는 로우 패스 필터를 통해 걸러진다. 본 시험 설비는 정상 상태에서의 계측 값을 측정하므로 10hz속도로 터빈 계측 값을 수집한다.

불확실도 해석을 통해 터빈의 효율의 불확실도는 설계 효율 기준 $\pm 0.18\%$ 이다. 터빈 불확실도에 가장 큰 영향을 미치는 값은 토크 센서이며, 이 값의 정확성을 높이기 위해 앞서 설명한 바와 같이 2중으로 측정하며, 각 시험 전에 물리적인 검교정을 매번 수행한다.

2.3 터빈 성능 평가 방법 및 시험 조건

터빈은 실제 연소 가스 대신, 고압 공기를 이용하여 상사 법칙을 이용한 상사 시험을 수행한다.

터빈의 성능을 규정하는 무차원 변수는 마하수와 속도비, 그리고 레이놀즈수가 있으며, 터빈 운용 영역에서는 레이놀즈수가 충분히 커서 점성에 의한 효과는 무시할 수 있다. 마하수는 압력비의 함수로 표현이 되기 때문에, 통상적으로 표현하는 터빈의 효율은 압력비, 속도비로 표현을 한다. 상사 조건을 만족하는 터빈 시험 조건은 Table 1에 나타내었다.

터빈 효율은 Total-to-static 효율로 정의하며, 그 식은 아래와 같다.

$$\eta = \frac{T \cdot \omega}{\dot{m} C_p T_{01} (1 - \pi^{(1-k)/k})} \quad (1)$$

(T : 토크 [N·m], ω : 각속도 [rad/s], \dot{m} : 유량 [kg/s], C_p : 정압 비열, T_{01} : 터빈 입구 전온도 [K], π : 압력비, k : 비열비)

압력비, 속도비는 각각 아래와 같이 나타낸다.

Table 1 Test Conditions

Parameter	Design Point	
	Real Condition	Similarity Condition
Medium	Burned Gas	Cold Air
Pressure Ratio	27	25.8
U/Cad	0.24	0.24
Turbine Inlet Pressure [MPa]	6.0	6.0
Turbine Inlet Temperature [K]	900	300

$$\text{압력비 } \pi = \frac{P_{01}}{P_2} \quad (2)$$

(P_{01} : 터빈입구전압력, P_2 : 터빈출구정압력)

$$\text{속도비 } U/C_{ad} = \frac{r \cdot \omega}{\sqrt{2C_p T_{01} (1 - \pi^{(1-k)/k})}} \quad (3)$$

(U: 팁선속도, C_{ad} : 가스단열속도, r: 터빈 로터 반지름, ω : 각속도)

3. 시험 결과

터빈 성능 시험은 총 6개의 압력비에 대해, 각 압력비에서 회전수를 7개 영역으로 변화시켜 터빈 성능 식을 얻었다. 모든 시험 데이터는 설계 값으로 나누어 비율로 표기하였다.

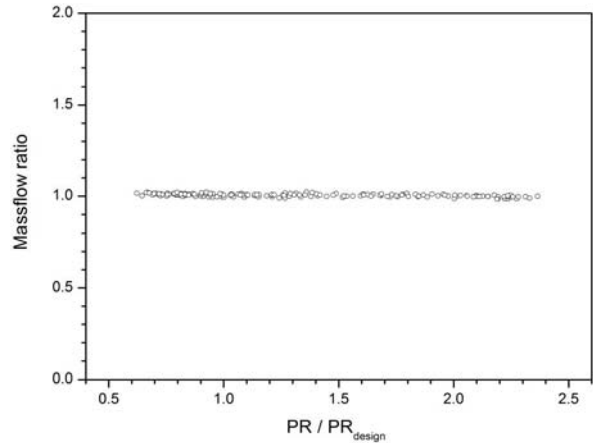


Fig. 5 Mass Flow Rate Distributions for Pressure Ratio Changes

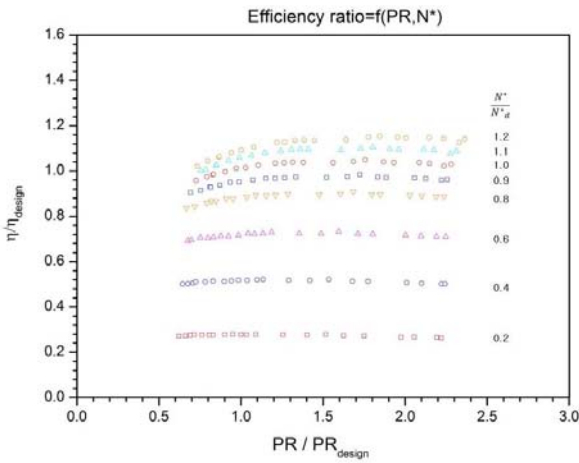


Fig. 6 Efficiency for Pressure Ratio Changes

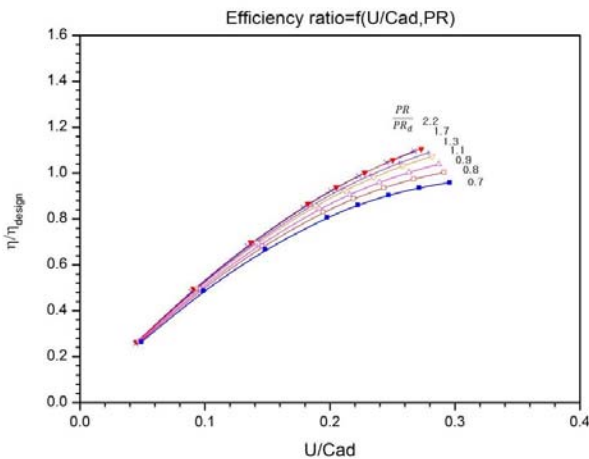


Fig. 7 Efficiency for Velocity Ratio Changes

터빈은 노즐에서 초킹되어 초음속 유동으로 변환된다. 터빈 입구 압력은 고정된 채 터빈 출구의 압력을 변화시켜 압력비를 변화시키는 방식으로 시험한다. 이때문에 터빈 출구의 압력 변화 즉, 압력비에 대해 유량 변화가 없어야 터빈 노즐에서 초킹이 이루어짐으로 이에 대해 Fig.5에서 보듯이 전 압력비 영역에서 노즐 초킹이 이루어짐을 볼 수 있다.

Figure 6은 회전수에서의 압력비 변화에 대한 효율을 나타내었다. 보정 회전수와 압력비, 효율은 설계값 대비 비율로 나타내었다. 여기서는 회전수를 온도에 대해 보정한 보정 회전수(N*)를 사용하여 입구 온도 조건이 다른 시험 결과에 대해서도 동일한 회전수 효과가 생기도록 보정하였다.

$$\text{보정회전수 } N^* = \frac{N}{\sqrt{T_{01}}} \quad (4)$$

(N:회전수, T_{01} :터빈입구전온도)

초음속 증동형 터빈의 특성상 압력비 변화에 대해 효율 변화가 비교적 크지 않는 특성을 나타내고 있으며 이는 그동안 개발하였던 초음속 증동형 터빈의 여러 모델에 대해 동일한 특성을 나타낸다[6].

특히, 일정한 압력비에서 보정 회전수에 따른 효율 차이가 높은 회전수 영역보다는 낮은 회전수 영역에서 큰 차이를 나타낸다. 이는 현격히 낮은 회전수 영역에서는 로터로 들어가는 유동의 속도 삼각형을 만족시키기 위해 터빈 로터 블레이드로 들어가는 유동이 블레이드의 상대 유동과 거의 근접해진다. 로터로 들어가는 유동의 입사각도가 블레이드 형태에 따라 정해져 있기 때문에 회전 속도가 작아지면 상대 입구 유동과 절대 유동이 거의 근접해져 유동에 충격과파가 생겨 그 차이를 보정해준다. 이로 인해 손실이 발생하여 낮은 회전수 영역에서는 회전수 변화에 따라 효율 차이가 크게 나타나게 된다[7].

터빈 속도비의 변화에 대한 효율 변화 특성은 Fig. 7에서 나타내었다. 효율은 속도비가 변화함에 따라 그 효율 차이가 민감하게 변화한다. 그리고 속도비가 증가하면서 효율도 비례하러 증가하는 것을 볼 수 있다. 이는 1단형 터빈의 경우 이론적으로 속도비가 0.5까지 효율이 증가한다. 이를 토대로, 터빈의 경우 가장 효율 증가를 피할 수 있는 방법은 터빈 속도비가 커야 하는데, 속도비는 터빈 블레이드의 선속도에 비례하므로, 터빈 로터 직경이 커질수록, 회전수가 증가할수록 높은 효율을 가져온다. 하지만 터빈 회전수는 연결된 산화제 및 연료 펌프의 입구 흡입 특성 때문에 그 회전수의 한계가 결정된다. 또한 터빈 직경의 경우 터빈은 900K 에 가까운 고온에서 높은 회전수로 작동하므로 터빈 재질의 한계로 인해 일정 이상의 원심력이 가해질 수 없으며, 또한 무게가 증가하므로 이에 대한 고려 역시 필요하다.

4. 결 론

한국형 발사체의 3단 엔진에 들어가는 터보펌프 터빈에 대한 성능 시험을 수행하였다. 고압 공기 설비를

이용한 상사 성능 시험을 통해 초음속 충동형 터빈의 특성과 효율을 정량적 데이터를 얻을 수 있었다. 성능 시험 결과 터빈의 예상 성능은 요구 규격을 만족하며 또한 효율은 압력비 영향보다는 회전수 영향이 더 큰 경향을 볼 수 있다.

References

- [1] J. H. Kim, C. H. Choi, E. H. Jeong, S. M. Jeon and S. S. Hong, "Development Status of a Turbopump for Korea Space Launch Vehicle (KSLV-II)," *Proceedings of the 2012 KSAS Fall Conference*, pp. 254-263, 2012.
- [2] E. H. Jeong, H. G. Lee, P. G. Park and J. H. Kim, "Investigation on the Performance Characteristics of the 75 ton Class Turbopump Turbine," *Journal of the Korea Society of Propulsion Engineers*, vol. 14, no. 5, pp.65-71, 2010.
- [3] H. G. Lee, J. H. Shin, E. H. Jeong and C. H. Choi, "Turbine Performance Experiments for the Turbopump of a Liquid Rocket Engine," *International Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 3, no. 1, pp.29-33, 2016.
- [4] D. K. Huzel and D. H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engine," *AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics*, vol. 147, Chapter 6, 1992.
- [5] E. Macchi and G. Lozza, "Comparison of partial vs full admission for small turbines at low specific speeds," *American Society of Mechanical Engineers 85-GT-220*, 1985.
- [6] E. H. Jeong and J. H. Kim, "Experiments on supersonic impulse turbine," *The KSFM Journal of Fluid Machinery*, pp.26-32, 2005.
- [7] E. H. Jeong, H. G. Lee, P. G. Park and J. H. Kim, "Tip Clearance effect on the performance of a shrouded supersonic impulse turbine", *Journal of Propulsion and Power*, vol. 24, No. 6, pp.1295-1300, 2008.