

로켓엔진용 연료펌프의 축추력 측정

김대진* · 홍순삼** · 최창호** · 김진한**

Axial Thrust Measurement of Fuel Pump for Liquid Rocket Engine

Dae-Jin Kim* · Soon-Sam Hong** · Chang-Ho Choi** · Jinhan Kim**

ABSTRACT

An effective control of the axial thrust of a turbopump is one of the critical issues for its operational stability. In order to assure the stability of a turbopump-type fuel pump for a liquid rocket engine, an axial thrust measurement system was developed and a series of axial thrust tests were performed in water environment. In the tests, the axial thrust of the fuel pump at the design flowrate satisfied the axial force condition of the bearing of the pump. Also, it was found that by using orifices with different geometries in the secondary flow passage the overall axial thrust of the pump could be controlled.

초 록

축추력의 효과적인 제어는 터보펌프 개발의 핵심 기술 중 하나이다. 현재 개발 중인 액체로켓엔진용 연료펌프의 안정성을 입증하기 위해 축추력 측정 장치를 개발하고 수류 시험을 실시하였다. 시험 결과, 연료펌프는 설계 유량에서 펌프 베어링의 축방향 하중 요구 조건을 만족하였다. 또한 이차 유로의 오리피스를 통해 연료펌프에 대한 축추력 제어가 가능한 것을 확인하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Turbopump(터보펌프), Fuel Pump(연료펌프), Axial Thrust Control(축추력제어)

1. 서 론

액체추진로켓의 엔진 시스템은 추진제(연료 및 산화제)의 공급 방식에 따라 크게 가압식 엔진 시스템과 터보펌프식 엔진 시스템으로 나뉜다.

이 중 터보펌프식 엔진 시스템은 가압식 엔진 시스템에 비해 무게 감소의 이점이 있어 현재 제작되고 있는 대부분의 액체추진로켓에 사용되고 있다[1]. 그러나 터보펌프식 엔진 시스템은 그 구조가 복잡하여 설계에 많은 주의가 필요하다. 터보펌프식 엔진 시스템 중 터보펌프에 국한하여 살펴보았을 때 주로 제기되는 문제점은 충분한 펌프 흡입 성능의 확보와 효과적인 축추력 제어를 들 수 있다. 두 현상 모두 터보펌프의

* 한국항공우주연구원 터보펌프그룹
연락처자, E-mail: rain301@kari.re.kr

** 한국항공우주연구원 터보펌프그룹

안정성에 매우 중요한 문제로 로켓 엔진의 개발의 핵심 기술이라 할 수 있다. 특히나 이 둘은 아직 입증된 수치 해석 기술이 없기 때문에 다양한 실험 결과의 확보 및 수치 해석 기술의 개선이 필요하다. 본 논문에서는 이 중 축추력 제어 기술의 기반이 되는 축추력 측정 방식의 고안과 개발 중인 연료펌프에 대한 축추력 측정 시험 결과를 논하고자 한다.

시험 대상이 된 연료펌프는 현재 개발 중인 30톤급 추력의 로켓엔진용 터보펌프[2]의 일부로 반경 방향의 입구와 출구를 가진 정격 회전수 20000 RPM의 단단 원심 펌프이다. 단단 원심 펌프는 유동을 한 방향으로만 흡입하기 때문에 흡입면과 그 반대면 사이에 압력 차이가 생기고, 이러한 압력 차이는 축추력의 원인이 된다[3-4]. 축추력이 어느 규모 이하로 조절되면 펌프의 안정적인 운전에도 도움이 된다고도 알려져 있으나, 과도한 축추력은 베어링의 안정성을 해치고 심한 경우 펌프를 파손시키기도 한다. 특히나 로켓엔진용 터보펌프의 경우 일반적인 산업용 펌프보다 고속 고압의 환경에서 작동하기 때문에 이런 가능성에 더욱 주의를 기울여야 한다. 축추력 측정 시험은 개발 중인 연료펌프의 축추력이 펌프 베어링의 허용 가능 범위보다 작음을 확인하기 위한 검증 차원에서 이루어졌다.

Figure 1은 축추력 측정의 시험품인 연료펌프의 개괄적인 모습과 이차 유로, 그리고 압력 측정 위치를 나타낸다. 펌프 임펠러 전방에는 흡입 성능의 향상을 위해 인듀서를 설치하였다. 펌프 입구를 통해 인듀서와 임펠러를 통과한 유체의 대부분은 볼류트를 통해 펌프 출구로 나가게 되나, 일부는 임펠러의 전방과 후방으로 누설되는데 이를 이차 유로라 한다. 터보펌프에서 이러한 이차 유로는 베어링의 냉각과 축추력을 결정짓는 중요한 요소이다. 연료펌프의 이차 유로에는 플로팅 링 씰(floating ring seal)을 설치하여 누설량을 감소시켰다. 플로팅 링 씰은 임펠러와 매우 작은 간극을 유지하며 이차 유로의 압력을 낮추어 주며, 이 간극의 크기에 따라 플로팅 링 씰 후방의 압력이 결정된다. 이차 유로의 압력

조절은 이차 유로 중간에 설치된 오리피스(O-ring)의 내경을 통해서도 가능하다. 예를 들어 이차 유로의 오리피스 내경을 줄이게 되면 오리피스의 손실 계수가 커져 이차 유로 중 오리피스 전방의 압력이 전반적으로 증가하게 된다. 오리피스를 조절할 경우 자유단 베어링 쪽의 이차 유로에만 영향을 주기 때문에 축추력 제어에 효과적인 것으로 기대된다.

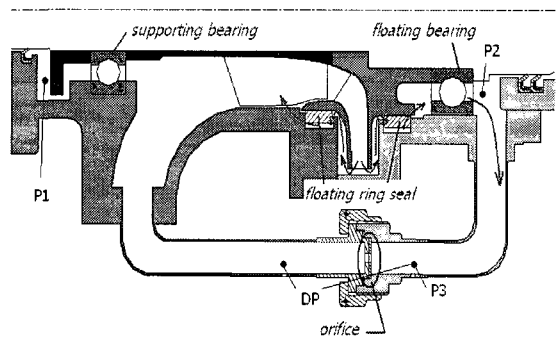


Fig. 1 Schematic of fuel pump for liquid rocket engine

2. 축추력 시험의 개요

2.1 측정 방법

단단 원심 펌프의 회전축 계는 보통 하나의 고정단 베어링과 하나의 자유단 베어링을 사용한다. 펌프의 회전에 따른 반경 방향 하중은 두 베어링이 나누어 받지만, 축 방향 하중(축추력)은 고정단 베어링에서만 받게 된다. 따라서 축추력의 측정을 위해서는 고정단 베어링 부분을 수정한 시험용 펌프의 구성이 필요하다.

펌프의 축추력의 측정은 기존 고정단 베어링의 사용 유무에 따라 두 가지 방법으로 나눌 수 있다. 첫 번째 방법은 펌프 내부 고정단 베어링의 지지 부위에 축추력 측정이 가능한 센서를 설치하는 방법이고, 다른 하나는 펌프 외부에 별도의 축추력 측정용 장치를 설치하는 방법이다. 첫 번째 방법은 회전축 계를 그대로 구동할 수 있는 장점이 있는 반면 펌프 내부 공간이 협소한 경우 측정에 어려움이 많다. 시험 대상이 된 연료펌프 역시 케이싱의 형상이 복잡하기 때문

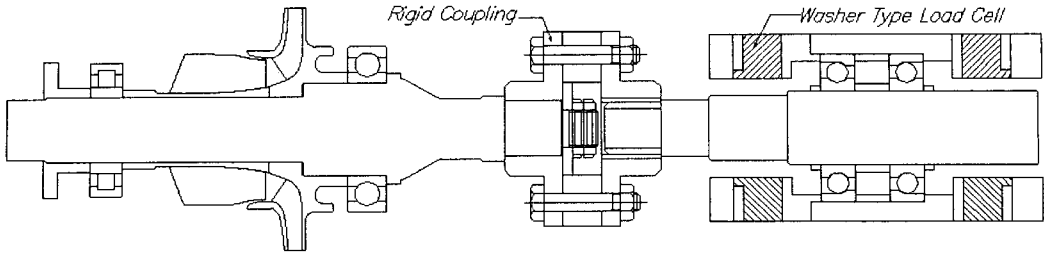


Fig. 2 Schematic of axial thrust measurement

에 두 번째 방법을 채택하였다. 이 때 축추력 측정 장치에서 펌프 회전축 계의 지지 및 축추력 측정이 가능하도록 고정단 베어링 자리에 축추력을 받을 수 없는 베어링을 설치하였다.

Figure 2는 연료펌프와 축추력 측정 장치의 연결 방법을 보여준다. 연료펌프의 고정단 베어링(인듀서 전단)에는 축방향 하중을 받을 수 없는 베어링을 설치하고 연료펌프의 축방향 하중은 별도로 마련된 축추력 측정 장치의 베어링에서 받을 수 있도록 하였다. 그리고 축추력의 측정은 베어링의 앞뒤에 하중 측정이 가능한 와셔 형태의 로드셀에서 이루어지도록 하였다. 또한 연료펌프의 회전축 계의 축방향 하중이 축추력 측정 장치에 그대로 전달될 수 있도록 연료펌프와 축추력 측정 장치의 회전축 계는 강체 커플링(rigid coupling)으로 연결하였다.

2.2 시험 장치 및 과정

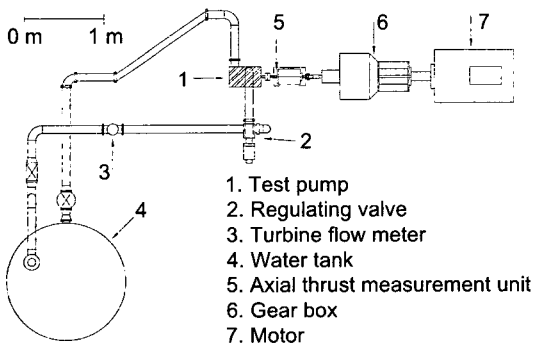


Fig. 3 Axial thrust test facility

축추력 측정은 한국항공우주연구원 내에 있는 터보펌프 성능시험설비[5]에서 이루어졌다. 시험

장치는 펌프 수류 시험을 위해 폐회로 방식으로 구성되었으며, 구체적인 주요 품목은 Fig. 3과 같다. 모터와 기어박스는 펌프를 구동하는 목적으로 쓰이며, 최고 출력 320 kW, 최대 회전수 20000 rpm까지 구동 가능하다. 물탱크는 3 m³의 용량으로 펌프 시험에 필요한 유체(물)를 공급한다. 축추력 측정 장치는 기어박스과 펌프 사이에 위치한다. 터빈 유량계는 작동 유량의 측정에 쓰이며, 펌프 하류에 설치하였다.

연료펌프에 대한 축추력 측정은 크게 들로 나누어 진행하였다. 우선 설계 유량을 포함한 몇 가지 유량 조건에서 축추력 경향을 파악하기 위한 시험을 진행하였고, 설계 유량에서 이차 유로의 오리피스 내경을 줄여가며 축추력의 변화를 살피는 시험을 별도로 수행하였다. 두 시험 모두 회전수 8300rpm에서 이루어졌으며 시험 도중 캐비테이션 현상이 생기지 않게 하기 위해 시험 전 물탱크를 가압하였다.

축추력 측정의 주요 무차원 변수로는 유량계수(Φ), 양정계수(Ψ), 압력계수(P^*), 축추력계수(F_A^*)[6] 등이 있으며 각각의 정의는 다음과 같다.

$$\Phi = Q / (A_1 U_{1t})$$

$$\Psi = H / ((U_{2t})^2 / 2g)$$

$$P^* = (P - P_i) / (g(U_{2t})^2 / 2)$$

$$F_A^* = F_A / \{(\rho(U_{2t})^2 / 2)\pi(r_{2t})^2\}$$

여기서 A_1 은 인듀서 입구 단면적, U_{1t} 는 인듀서 입구 블레이드 팁 속도, U_{2t} 는 임펠러 출구 블레이드 팁 속도, r_{2t} 는 임펠러 출구 블레이드

반지름, Q 는 유량, H 는 양정, ρ 는 유체 밀도, P_i 는 연료펌프 입구 압력, P 는 압력 포트에서의 측정값, F_A 는 축추력 측정값을 의미한다.

3. 측정 결과 및 분석

Figure 4는 연료펌프의 양정과 유량과의 관계를 그린 그래프이다. 비교를 위해 이전 연료펌프의 수력 성능 시험 결과[7-8]를 첨부하였다. 두 시험의 양정과 유량의 관계가 거의 일치하는 것으로 보아 펌프가 시험 중에 정상적으로 운전된다고 여겨진다.

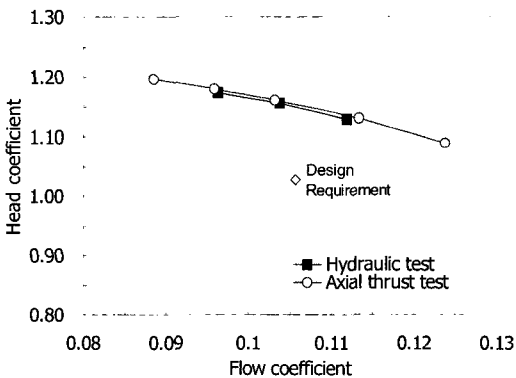


Fig. 4 Head-flowrate curve

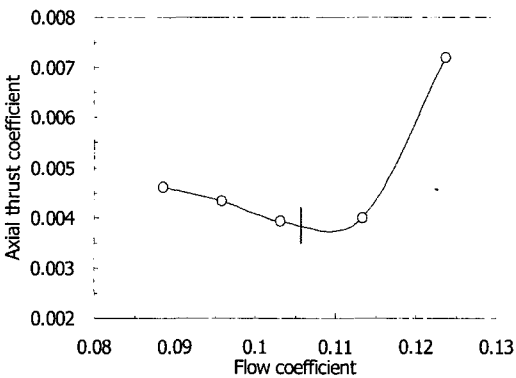


Fig. 5 Flowrate effect on axial thrust

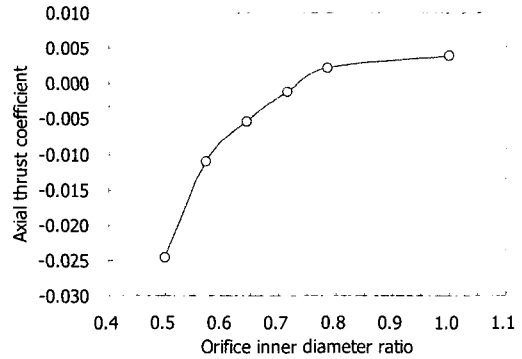


Fig. 6 Orifice effect on axial thrust

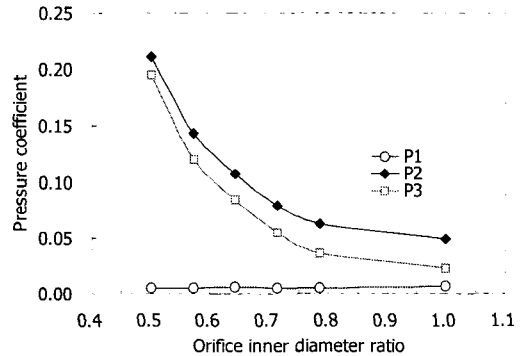


Fig. 7 Orifice effect on pressure of secondary flow

Figure 5는 연료펌프의 유량 변화에 따른 축추력의 경향을 그린 그래프이다. 축추력의 방향은 펌프 인듀서에서 임펠러로의 방향을 양의 값으로 삼았다. 일반적인 원심 펌프에서의 경향[2]과는 달리 설계 유량 근처에서 축추력이 가장 작았는데, 유량에 대한 축추력은 원심 펌프마다 그 경향이 다르게 나타날 것으로 추정된다. 고유량에서의 축추력 증가폭이 큰 것으로 나타났으나 설계 유량 근처(연료펌프의 운전 가능 범위)에서의 축추력은 펌프 베어링의 허용 하중을 고려하였을 때 충분히 낮은 것으로 판단된다.

오리피스 내경 변경 시험의 결과는 Fig. 6과 Fig. 7에 표시하였다. 시험은 최초 설계된 오리피스를 기준으로 내경을 줄여가며 진행되었으며, 오리피스의 내경 변화에 따른 펌프 압력 분포 및 축추력의 변화를 측정하였다. Fig. 6은 오리

피스 내경 변화에 따른 축추력의 변화를 보여준다. 그림에서 알 수 있듯이 내경이 감소하면서 축추력의 절대값이 크게 변하였다. 이러한 시험 결과로 미루어 오리피스 내경의 변화를 통해 축추력을 조절할 수 있을 것으로 보이는데, 실제 터보펌프의 구동에 있어 연료펌프는 터빈과 축을 공유하기 때문에 오리피스 내경의 결정은 터빈의 축추력을 고려하여 이루어져야 할 것이다. 오리피스 내경에 따른 축추력 변화의 원인은 Fig. 7에서 찾을 수 있다. P1 지점(Fig. 1 참조)의 압력(인듀서 전방)은 오리피스 변화에 따라 거의 변하기 않으나 P2, P3 지점의 압력(임펠러 후방)은 크게 변하기 때문에 결국 축추력이 음의 값으로 변하는 것으로 해석된다.

4. 결 론

로드셀을 사용하여 축추력 측정을 위한 장치를 개발하고 로켓엔진용 연료펌프에 대한 축추력 측정 시험을 실시하였다. 축추력 측정을 위해 연료펌프의 고정단 베어링 부분을 수정하였다. 물을 매질로 한 시험을 실시한 결과, 연료펌프의 운전 가능 유량 범위에서 펌프의 축추력은 베어링의 축방향 하중 요구 조건을 만족하였다. 또한 이차 유로에 설치된 오리피스의 영향을 알아보는 시험에서, 오리피스가 축추력 제어에 중요한 역할을 할 수 있는 것을 확인하였다. 본 연구를 토대로 향후 축추력에 영향을 미치는 요소에 대한 보완 시험을 한다면 터보펌프의 안전성 입증에 더욱 도움이 될 것으로 보인다.

참 고 문 헌

1. Huzel, D. K. and Huang, D. H., 1992, *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, AIAA Press
2. Kim, J., Lee, E., Hong, S., Choi, C., Jeon, S. and Jung, E., 2004, "Current Status of Turbopump Development for a LRE," *Proceedings of the 5th Symposium on Space Launch Technology*, pp.38-51
3. Stepanoff, A. J., 1957, *Centrifugal and Axial Flow Pumps*, John Wiley & Sons, INC, pp.204-209
4. 홍순삼, 강신형, Orachelashvili, B., "회전차의 축방향 변위가 펌프의 성능과 축추력에 미치는 영향," *대한기계학회논문집(B)*, 제21권, 제4호, 1997, pp.562-569
5. 홍순삼, 임현, 김대진, 차봉준, 강정식, 임병준, 김진한, "터보펌프 성능시험 및 평가," *유체기계저널*, 제7권, 제3호, 2004, pp.84-87
6. Kurokawa, J., Kamijo, K. and Shimura, T., "Axial Thrust Behavior in LOX-Pump of Rocket Engine," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 10, No. 2, 1994, pp.244-250
7. Kim, D. J., Hong, S. S., Choi, C. H. and Kim, J., 2005, "Performance Tests of a Fuel Pump for a Turbopump Unit," *Proceedings of the Sixth KSME-JSME Thermal and Fluids Engineering Conference*
8. 김대진, 홍순삼, 최창호, 김진한, "로켓엔진용 연료펌프의 성능 시험," *항공우주기술*, 제4권, 제1호, 2005, pp.143-149