

75톤급 로켓엔진용 연료펌프의 수력성능시험

김대진* · 홍순삼* · 최창호* · 노준구* · 김진한*

Hydraulic Tests of Fuel Pump for 75-ton class Liquid Rocket Engines

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

ABSTRACT

A series of hydraulic tests of a fuel pump are performed using water at a room temperature. The pump is under development for 75-ton class liquid rocket engines of the open-loop gas generator type. According to the test results, the fuel pump satisfies its design requirement and its head and efficiency at the design flowrate are higher than the expected value by the computational analysis. Also, it is found that the pressure at the rear bearing outlet is higher than expected because the inlet of bypass pipe line is narrow. Furthermore, the flowrate of the secondary flow is estimated using the pressure difference of the elbow of the bypass pipe line.

초 록

연료펌프에 대한 수력성능시험을 상온의 물을 매질로 하여 실시하였다. 시험된 연료펌프는 개방형 가스발생기 방식의 75톤급 액체로켓엔진에 적용할 목적으로 개발 중에 있다. 시험 결과, 연료펌프는 설계요구조건을 만족하였으며, 설계 유량에서의 양정과 효율은 수치해석에서 추정된 값보다 높았다. 또한 후방 베어링의 출구 압력이 예상보다 높았는데 이는 바이패스 배관의 입구가 좁기 때문이었다. 그리고 바이패스 곡관부의 차압 측정으로 누설 유량을 유추할 수 있었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Turbopump(터보펌프), Fuel Pump(연료펌프), Head(양정), Efficiency(효율), Secondary Flow(이차유로)

1. 서 론

액체로켓엔진에 고압의 산화제와 연료를 공급하는 터보펌프는 그 중요성과 함께 고압으로 연

료와 산화제를 공급해주는 그 기능상 '발사체의 심장'이라 불린다. 터보펌프는 저온의 산화제와 고온의 터빈구동가스가 공존하며, 엔진에서 가장 높은 압력으로 작동되는 반면 고속으로 회전하는 회전체를 갖고 있고, 추진제 탱크의 압력을 최소화하기 위해 펌프가 캐비테이션 환경에 노출되는 등 기술적 난제가 많은 발사체 부품 중

* 한국항공우주연구원 터보펌프팀
연락처, E-mail: rain301@kari.re.kr

하나이다[1]. 국내에서는 이러한 터보펌프의 개발이 1999년부터 본격적으로 시작되었고 2008년 30톤급 액체로켓엔진에 적용 가능한 터보펌프에 대한 실매질 조건에서의 검증이 설계점/탈설계점 모두 완료[2]되어 실용화의 단계에 이르렀고 현재 KSLV-I 사업의 후속으로 진행될 KSLV-II 사업을 위한 75톤급 엔진용 터보펌프를 개발 중에 있다.

개발 중인 터보펌프는 액체산소와 케로신을 매질로 하는 75톤급 개방형(open-loop cycle) 액체로켓엔진에 적용 가능한 모델로 단단 원심형 펌프인 산화제펌프, 연료펌프와 이를 구동하기 위한 단단 증동형 터빈으로 구성된 일축식 모델이다. 여기서는 제작된 연료펌프에 대한 수력 성능시험에서 얻은 결과를 토대로 정상 상태에서의 펌프 성능을 파악하고 설계의 적합성을 확인 하도록 하겠다.

2. 시험 개요

2.1 연료펌프의 구조

시험에 사용된 연료펌프의 레이아웃을 Fig. 1 과 같이 나타내었다. 그림에는 나타나지 않았지만 연료펌프는 산화제펌프와 터빈 사이에 위치해 있기 때문에 입구 배관이 반경 방향으로 연결되어 있다. 또한 흡입성능의 향상을 위해 임펠러 앞에 인듀서를 장착한다. 인듀서와 임펠러를 통해 가압된 유체는 볼류트와 디퓨저를 통해 펌프 출구로 나가며 이 중 일부는 임펠러의 앞뒤

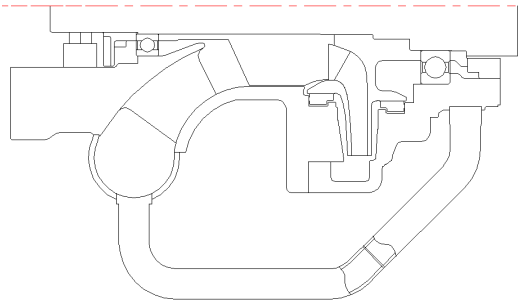


Fig. 1. Fuel pump layout

로 유입되는데 이 통로를 이차 유로라고 하며 임펠러 쇼울더(shoulder) 주변에 장착된 플로팅 링에서 그 유량이 제어된다[4]. 전방 이차 유로 방향으로 흐른 유체는 임펠러 출구에서 전방 플로팅 링을 거쳐 인듀서에 도착하게 된다. 후방 이차 유로 방향으로 흐른 유체는 임펠러 출구, 후방 플로팅 링을 거쳐 후방 배어링을 냉각시킨 뒤 바이패스 배관을 통해 입구 케이싱에 도착하게 된다. 이 때 후방 이차 유로에서 터빈 쪽으로의 누설을 막기 위해 기계평면실을 사용한다.

2.2 시험 설비 및 시험 조건

연료펌프의 수력 성능시험은 한국항공우주연구원에 있는 터보펌프 성능시험설비[3] 내에 있는 펌프 단품 시험실에서 이루어졌다. 시험설비는 30톤급 터보펌프 개발 때 확장한 설비를 개량하여 사용하였는데, 모터와 기어박스를 이용하여 펌프를 구동시키며 상온의 물을 폐회로로 순환시켜 시험을 진행한다. 펌프 단품 시험실에서 연료펌프의 단품 시험은 모터 용량의 한계 때문에 최대 5500rpm까지 가능하다. 단품 시험은 수력 성능시험, 흡입성능시험, 축추력시험으로 나눌 수 있는데 이 중 수력성능시험을 통해서 정상 상태에서의 펌프의 양정, 효율을 측정하여 펌프의 성능곡선과 작동점을 파악한다.

시험 분석에 사용한 주요 무차원 변수와 그 정의는 식 (1)~(2)과 같다. 여기서 P_o 는 펌프 출구전압, P_i 는 입구전압, U_2 는 임펠러 끝단속도, P_s 는 측정 위치에서의 정압이다.

$$\text{head coefficient} = (P_o - P_i) / (0.5\rho U_2^2) \quad (1)$$

$$\text{pressure coefficient} = (P_s - P_i) / (0.5\rho U_2^2) \quad (2)$$

펌프 시험은 유량비(flow ratio; 설계유량계수에 대한 측정유량계수의 비율) 0.9~1.1을 초과하는 범위의 5점 이상에서 실시하여 성능곡선을 도출한다. 또한 엔진 운용 중 시동 및 종료 상황에서의 펌프 상태를 파악하기 위해 유량이 없을 때를 포함한 저유량 조건에서의 시험도 실시한다. 구체적인 시험 조건은 표 1에 정리하였다.

Table 1. Test Condition

Index	Test speed (rpm)	Flow ratio
T1	4990 ~ 5010	0.89 ~ 1.12 (5pts)
T2	5270 ~ 5280	0.87 ~ 1.10 (5pts)
T3	3490	0.00 ~ 1.13 (6pts)

3. 시험 결과 및 분석

3.1 연료펌프의 주요 성능

Figure 2는 시험에서 측정된 유량비와 양정 계수의 관계를 정리한 그림이다. 유량비가 작아질수록 양정계수가 완만하게 커지는 원심펌프의 일반적인 경향이 이번 시험 결과에도 잘 나타나 있다. 회전수가 달라도 양정 계수가 비슷하므로 회전수 상사 법칙을 만족한다고 할 수 있다.

Figure 3은 시험에서 측정된 유량비와 효율의 관계를 정리한 그림이다. 양정 계수와는 달리 효율은 회전수에 따라 그 측정값에 차이가 있다. 이는 높은 회전수에 비해 낮은 회전수에서 상대적으로 펌프의 기계적 손실(베어링, 임펠러 실, 접축 실의 손실)이 많기 때문으로 보인다. 시험 T1과 T2에서 얻은 성능곡선으로 판단했을 때, 유량비 1.08일 때 펌프 효율이 최대가 된다.

Table 2는 시험 T1과 T2에서 얻은 성능곡선에서 추정된 설계 유량에서의 펌프 성능과 1D 및 3D 해석 결과를 비교한 표이다. 제작된 연료펌프는 설계요구조건을 만족하였으며, 시험값을 해석값과 비교해보면 양정은 1D 해석값과 비슷하고, 효율은 3D 해석값과 비슷하다.

3.2 연료펌프의 이차유로 특성

펌프 시험 중 펌프 이차유로의 압력 분포를 알기 위해 후방 플로팅 링 출구(PFRr), 후방 베어링 출구(PRBr)의 압력과 바이패스 배관의 45도 곡관의 차압(PBPd)과 곡관의 하류 압력(PBPr)을 측정하였다. 이차유로는 형상이 복잡하여 정확한 값을 얻기는 어렵지만, 누설유량 예측, 축방향 하중 예측, 기밀 장치의 작동 조건을 점검하는 데 중요한 요소이다.

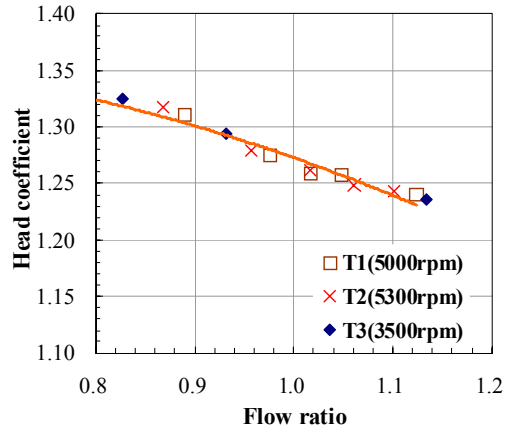


Fig. 2. Head coefficient of the fuel pump

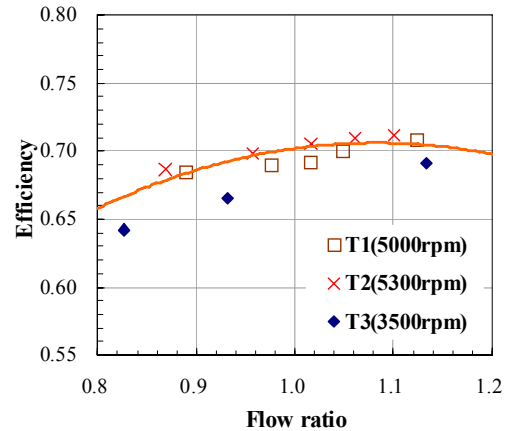


Fig. 3. Efficiency of the fuel pump

Table 2. Hydraulic performance at the design flowrate

Index	Head coefficient	Efficiency
1D 기초설계	1.280	0.670
3D 유동해석	1.200	0.694
시험값	1.273	0.702

Figure 4는 측정된 압력 중 PFRr과 PRBr의 분포이다. 저유량에서 펌프 출구 압력(임펠러 토출 압력)이 더 높기 때문에 PFRr 역시 저유량에서의 압력이 크다. 이에 반해 기계평면실의 작동 조건에 영향을 미치는 PRBr은 유량에 따른 경향이 불규칙적이다. 또한 PRBr은 기계평면실의 작

동 조건을 만족하기는 하지만 예상보다 큰 값이 측정되었다. 원인을 파악하기 위해 유동 해석을 실시해보니 베어링 출구에서 바이패스 배관으로 통하는 입구의 면적이 좁아서 유체 흐름이 원활하지 않았던 것으로 분석되었다.

바이패스 배관의 곡관부 압력 측정값은 Fig. 5와 같다. PBPr은 유량에 따른 일관된 경향이 없고 측정값의 반복성이 떨어진다. PBPd의 크기는 유량비에 관계없이 대체로 비슷하다. 설계 유량 조건에서 이 차압을 이용하여 계산된 후방 이차유로의 유량은 펌프 전체 유량의 5.8% 수준으로

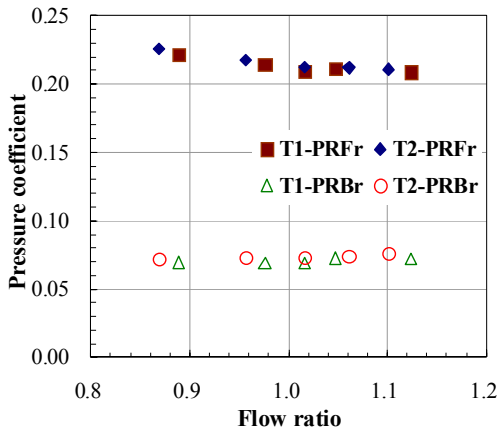


Fig. 4. Secondary flow pressure - 1

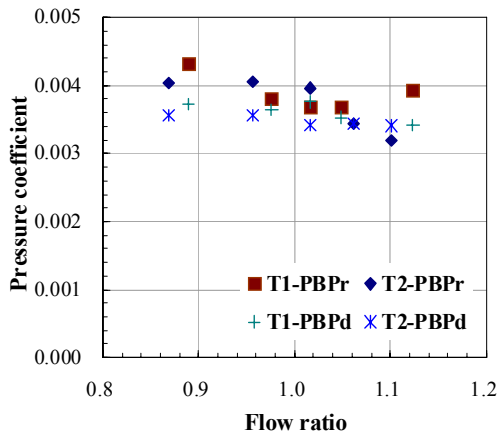


Fig. 5. Secondary flow pressure - 2

유동 해석 때 가정하는 조건인 6%와 그 값이 비슷하다.

4. 결 론

75톤급 액체로켓엔진용 연료펌프에 대한 수력 성능시험 결과 다음의 결론을 얻었다.

- 제작된 연료펌프는 설계요구조건을 만족하며, 설계 유량에서의 양정과 효율은 수치 해석에서 예측한 값보다 조금 컸다.
- 양정-유량 경향은 회전수 상사법칙을 만족하였으나, 효율은 회전수에 따라 차이가 있었다. 이는 기계적 손실이 저회전수에서 상대적으로 크기 때문이다.
- 후방 플로팅 링 출구 압력은 임펠러 출구 압력의 경향과 일치하였으나, 후방 베어링 출구 압력은 그 경향이 모호하였고 바이패스 배관 입구의 좁은 유로 때문에 그 압력이 예상보다 다소 높았다.
- 바이패스 배관의 곡관부 압력 측정값으로 후방 이차유로의 유량을 추정할 결과, 유동 해석에서 가정하는 값과 큰 차이가 없음을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. 김진한, "국내 터보펌프 개발 현황," 한국추진공학회지, 제12권, 제5호, 2008, pp.73-78
2. 홍순삼, 김진선, 김대진, 김진한, "30톤급 엔진용 터보펌프 실매질 고온시험", 2009 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2009, pp.11-17
3. 홍순삼, 임현, 김대진, 차봉준, 강정식, 임병준, 김진한, "터보펌프 성능시험 및 평가", 유체기계저널, 제7권, 제3호, 2004, pp.84-87
4. 김대진, 홍순삼, 최창호, 김진한, "로켓엔진용 연료펌프의 축추력 측정", 2005 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2005, pp.358-362