

75톤급 로켓엔진용 산화제펌프의 수력성능시험

김대진* · 홍순삼* · 최창호* · 김진한*

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

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

ABSTRACT

A series of hydraulic tests of a Lox pump are performed using water at a room temperature. According to the test results, the Lox pump satisfies its design requirement but both the head and the efficiency do not fully follow the conventional similarity rule. The deviation of the head from the rule is assumed to be due to the increased volute loss at high rotational speed. Furthermore, it is found that when the pump rotates with the flow ratio less than the design requirement the leakage flowrate seems to be increased.

초 록

산화제펌프에 대한 수력성능시험을 상온의 물을 매질로 하여 실시하였다. 시험 결과, 산화제펌프는 설계 조건을 만족하였으나, 양정과 효율 모두 상사 법칙을 완전히 만족하지는 않았다. 이 중 양정의 불일치는 고회전수 시험에서의 불류트 손실 증가 때문으로 보인다. 또한 저유량 영역에서 펌프가 작동할 때에는 누설 유량이 증가하는 것으로 추정되었다.

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

1. 서 론

액체로켓엔진에 고압의 산화제와 연료를 공급하는 터보펌프는 그 중요성과 함께 고압으로 연료와 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 하나이다[1]. 국내에서는 이러한 터보펌프의 개발이 1999년부터 본격적으로 시작되었는데, 현재는 KSLV-II 사업을 위한 75톤급 엔진용 터보펌프를 개발하고 있다.

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

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 산화제펌프에 대한 수력 성능시험에서 얻은 결과를 토대로 정상 상태에서의 펌프 성능을 파악하고 설계의 적합성을 확인하도록 하겠다.

2. 시험 개요

2.1 산화제펌프의 구조

시험에 사용된 산화제펌프의 레이아웃은 Fig. 1에 나타내었다. 전반적인 내부 구조는 연료펌프 [2]와 유사하다. 흡입성능의 향상을 위해 임펠러 앞에 인듀서를 장착된다. 인듀서와 임펠러를 통해 가압된 유체는 볼류트와 디퓨저를 통해 펌프 출구로 나가게 되는데 이 중 일부는 임펠러의 앞뒤(이차 유로[3])로 유입되어 베어링을 냉각시킨다. 이차 유로의 제어는 임펠러 쇼울더(shoulder) 주변에 장착된 플로팅 링과 베어링 서포터 등에서 이루어진다.

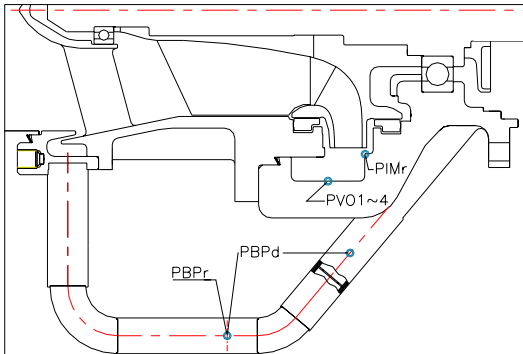


Fig. 1 Lox pump layout

Table 3. Test Condition

Index	Test speed (rpm)	Flow ratio
T1	5490 ~ 5510	0.85 ~ 1.18 (7pts)
T2	2500 ~ 5500	0.99 ~ 1.01 (7pts)

2.2 시험 설비 및 시험 조건

산화제펌프의 수력성능시험은 한국항공우주연구원 내에 있는 터보펌프 성능시험설비[4] 내에 있는 펌프 단품 시험실에서 이루어졌다. 모터와 기어박스를 이용하여 펌프를 구동시키며 상온의 물을 폐회로로 순환시켜 시험을 진행한다. 성능 시험설비의 모터 용량을 고려하였을 때, 산화제펌프의 단품 시험은 약 6000rpm까지 가능하다. 단품 시험은 수력성능시험, 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_i} 는 펌프 출구전압, P_{i_i} 는 입구전압, U_{i_2} 는 임펠러 끝단속도, P_s 는 측정 위치에서의 정압이다.

$$\text{head coefficient} = (P_{o_i} - P_{i_i}) / (0.5\rho U_{i_2}^2) \quad (1)$$

$$\text{pressure coefficient} = (P_s - P_{i_i}) / (0.5\rho U_{i_2}^2) \quad (2)$$

수력성능시험은 일정한 회전수에서 유량비(flow ratio; 설계유량계수에 대한 측정유량계수의 비율)에 따른 펌프의 성능을 파악하는 시험과 설계유량비에서 회전수에 따른 펌프 성능의 변화를 측정하는 시험으로 나누어 진행하였다. 구체적인 시험 조건은 표 1에 정리하였다.

3. 시험 결과 및 분석

3.1 산화제펌프의 주요 성능

Figure 2는 시험에서 측정된 유량비와 양정 계수의 관계를 정리한 그림이다. 유량비가 작아질수록 양정계수가 완만하게 커지고 있어 원심펌프의 일반적인 경향과 일치한다. 또한 시험 T2에서는 회전수에 따라 양정 계수에 차이가 있는 것으로 나타난다. 따라서 산화제펌프는 연료펌프와 달리 [2] 양정에서의 회전수 상사 법칙이 온전히 성립하지는 않는다고 할 수 있다.

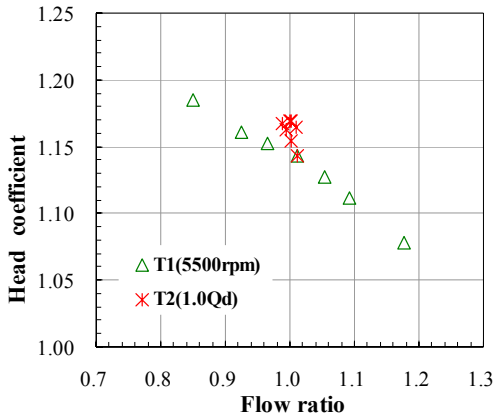


Fig. 2 Head coefficient of the Lox pump

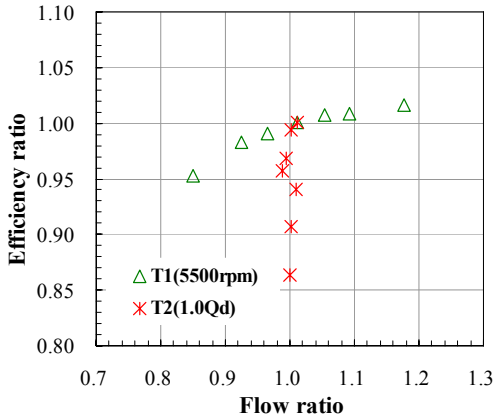


Fig. 3 Efficiency ratio of the Lox pump

Figure 3은 시험에서 측정된 유량비와 효율의 관계를 정리한 그림이다. 효율비는 해당 시험에서의 효율 측정값을 설계유량에서의 효율 추정치로 나누어 표기하였다. 산화제펌프의 효율 역시 회전수에 따라 그 측정값에 차이가 있다. 이는 높은 회전수에 비해 낮은 회전수에서 상대적으로 펌프의 기계적 손실(베어링, 임펠러 실, 집축 실의 손실)이 많기 때문으로 알려져 있다. 시험 T1의 시험 결과를 토대로 얻은 성능곡선으로 판단했을 때, 유량비 1.13일 때 펌프 효율이 최대가 된다.

회전수에 따른 양정 계수와 효율의 변화는 Fig. 4와 같이 나타내었다. 그래프의 종축은 시

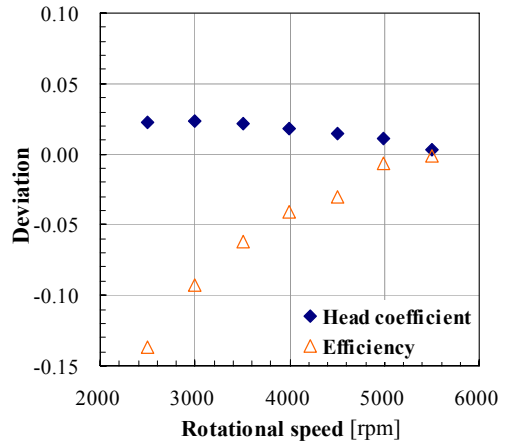


Fig. 4 Head and efficiency deviation

Table 4. Hydraulic performance at the design flowrate

Index	Head coefficient	Efficiency ratio
1D 해석	1.165	1.007
1D+3D 해석	1.130	1.035
3D 해석	1.067	0.974
시험값	1.138	1.000

험 T2의 측정값(a)과 시험 T1 결과에서 얻은 성능곡선에서의 추정값(b)의 편차(=(a-b)/b)이다. 회전수가 작을수록 양정 계수가 커지고, 효율은 작아지는 경향을 확인할 수 있다. 회전수가 증가하면서 변화량은 작아지고 있으나, 보다 정확한 산화제펌프의 성능을 얻기 위해서는 고회전수에서의 성능 시험이 필요할 것으로 보인다.

Table 2는 시험 T1에서 얻은 성능곡선에서 추정된 설계 유량에서의 펌프 성능을 해석 결과와 비교한 표이다. 표 중 1D+3D 해석은 임펠러/인듀서에 한해 3D 해석을 한 결과이다. 제작된 산화제펌프는 설계 조건을 만족하였으며, 1D 해석이나 1D+3D 해석 결과가 3D 해석 결과보다 시험값과 비슷하였다.

3.2 산화제펌프의 내부 유동 특성

시험 T2 측정값 중 임펠러를 나온 주유동이 불류트를 거치면서 상승하는 정압의 비율을 Fig. 5와 같이 나타내었다. 각 회전수 별로 임펠러 출

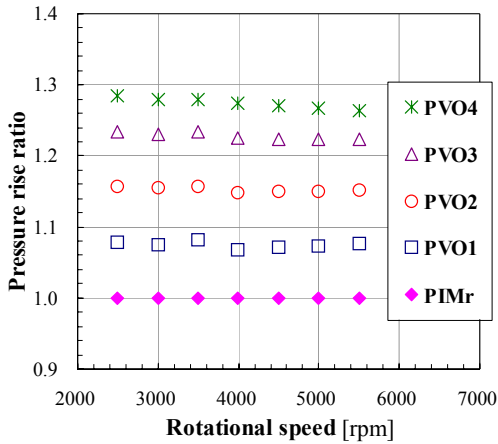


Fig. 5 Volute pressure

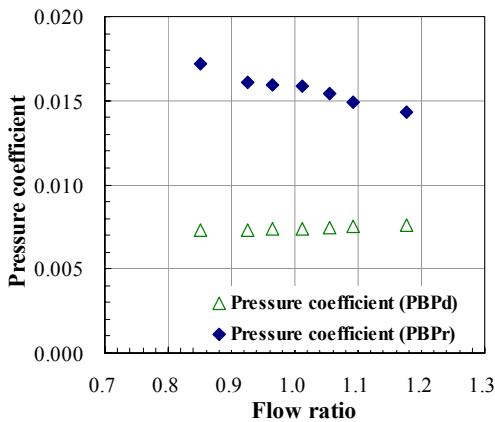


Fig. 6 Secondary flow pressure

구(PIMr)에서의 압력 계수를 기준으로 임펠러 출구와 볼류트(PVO1~PVO4)에서의 압력 계수와 의 비율을 그래프의 종축에 표시하였다. 회전수가 높아지면서 볼류트에서의 압력 상승이 조금 줄어들었는데, 이는 상대적으로 고회전수 시험에서 볼류트에서의 압력 손실이 더 크다는 것을 의미한다. 따라서 이 때문에 산화제펌프의 양정이 회전수 상사법칙을 만족하지 못한 것으로 추측된다.

바이패스 배관의 곡관부의 차압(PBPd)과 후방 압력(PBPr)을 Fig. 6에 나타내었다. PBPr은 저유량으로 갈수록 압력이 완만하게 상승하고 있는

데, 이는 저유량에서 펌프의 양정(임펠러 토출 압력)이 더 크기 때문이다. 이에 반해 PBPd의 크기는 유량비에 관계없이 대체로 비슷하다. 이는 저유량으로 갈수록 누설 유량이 상대적으로 많아져 곡관부에서의 손실이 증가하기 때문으로 저유량에서의 펌프의 체적 손실이 커지는 것과 관계가 있다.

4. 결 론

75톤급 액체로켓엔진용 산화제펌프에 대한 수력성능시험 결과 다음의 결론을 얻었다.

- 제작된 산화제펌프는 설계요구조건을 만족하며, 1D 해석 결과가 3D 해석 결과보다 시험값에 근접하였다.
- 양정과 효율 모두 회전수 상사법칙과 조금씩 차이가 있었다. 이 중 양정의 경우 고회전수 시험에서 나타난 볼류트 압력 손실 증가 때문으로 추정된다.
- 이차유로 압력값 중 곡관부 차압은 유량비에 상관없이 거의 일정하였다. 이는 저유량비에서 상대적으로 누설 유량이 많다는 것을 의미한다.

참 고 문 헌

1. 김진한, "국내 터보펌프 개발 현황," 한국추진공학회지, 제12권, 제5호, 2008, pp.73-78
2. 김대진, 홍순삼, 최창호, 노준구, 김진한, "75톤급 로켓엔진용 연료펌프의 수력성능시험," 2009 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2009, pp.78-81
3. 김대진, 홍순삼, 최창호, 김진한, "로켓엔진용 연료펌프의 축추력 측정," 2005 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2005, pp.358-362
4. 홍순삼, 임현, 김대진, 차봉준, 강정식, 임병준, 김진한, "터보펌프 성능시험 및 평가," 유체기계저널, 제7권, 제3호, 2004, pp.84-87