

로켓엔진용 연료펌프의 성능 시험

김대진*, 홍순삼**, 최창호***, 김진한****

Performance Tests of Fuel Pump for Liquid Rocket Engine

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

Abstract

To evaluate the hydraulic and cavitation performance of a fuel pump for a liquid rocket engine, performance tests of the pump, which consist of hydraulic tests and cavitation tests, were conducted in water environment with various condition. In the hydraulic tests, the head, efficiency and volute pressure distribution of the pump are found to follow the conventional similarity rule, whereas the secondary flow pressure shows a small deviation from the similarity rule. As the floating gap is constricted, the efficiency of the pump improves and the secondary flow pressure decreases. However, the inner diameter of bypass line orifice does not show clear relationship with the pump efficiency. In the cavitation tests, measurements of the head and the NPSH indicate that the pump shows better cavitation performance as the rotational speed of the pump increases.

초 록

로켓엔진용 연료펌프의 수력 성능과 흡입 성능을 관찰하기 위해 연료펌프에 대한 성능 시험을 실시하였다. 성능 시험은 수력 성능 시험과 흡입 성능으로 나뉘며 시험의 편의를 위해 상온의 물을 매질로 택하였다. 수력 성능 시험 결과 양정, 효율, 불류트 압력 분포 등은 상사 법칙을 잘 만족하는 것으로 드러났으나, 이차 유로의 압력 분포는 상사 법칙과 약간의 차이를 보였다. 그리고 플로팅 링 간극을 줄였을 때 펌프의 양정과 효율 모두 좋아지는 것을 확인할 수 있었고, 바이패스 배관의 오리피스 변화는 연료펌프의 효율 변화와 특별한 경향성을 보이지 않았다. 마지막으로 흡입 성능 시험 결과 펌프의 시험 회전수를 높였을 때 펌프의 흡입 성능이 증가하는 것을 관찰할 수 있었다.

키워드 : 터보펌프 (turbopump), 연료펌프(fuel pump), 양정(head), 효율(efficiency), 캐비테이션(cavitation)

* 터보펌프그룹/rain301@kari.re.kr

** 터보펌프그룹/sshong@kari.re.kr

*** 터보펌프그룹/cch@kari.re.kr

**** 터보펌프그룹/jhkim@kari.re.kr

1. 서 론

한국항공우주연구원(항우연)은 2002년 KSR-III 액체로켓의 성공적 발사 이후 위성발사용 발사체 개발이라는 또 다른 목표를 위해 매진하고 있다. 알려진 바와 같이 KSR-III 로켓엔진은 가압식 엔진(pressure-fed type engine system)을 채택했기 때문에 고압 연소를 통한 성능의 극대화에는 한계가 있다. 즉, 가압식 엔진으로 위성을 싣기 위해 필요한 고압의 산화제와 연료를 엔진 시스템에 제공하려면 로켓의 전체 질량 부담이 크게 늘어난다. 따라서 위성 발사라는 더 큰 목표를 달성하기 위해, 엔진 성능의 극대화에 필수적인 터보펌프를 장착한 새로운 엔진 시스템(turbopump type engine system)의 개발이 이루어져야 한다. 터보펌프를 사용할 경우, 비교적 저압의 산화제와 연료를 효과적으로 가압하여 연소실에 전달할 수 있어 로켓의 고성능화, 고추력화에 기여할 수 있다.

현재 항우연에서는 발사체 실용화를 최종 목표로 액체산소와 케로신을 작동 유체로 하는 30톤급 개방형 터보펌프를 개발하고 있다. 개발 중인 터보펌프는 산화제와 연료를 공급하기 위한 두 개의 단단 원심형 펌프와 펌프 구동을 위한

단단 충동형 터빈으로 구성된다. 또한 각각의 펌프는 플로팅 링을 통해 임펠러 출구에서 나오는 누설 유량을 제어한다. 그림 1은 개발 중인 터보펌프형 로켓 엔진의 개념도이다.

이러한 터보펌프 조립체 중 연료펌프에 대한 성능 시험을 수행하였다. 성능 시험은 크게 수력 성능 시험과 흡입 성능 시험으로 구별된다. 이 중 수력 성능 시험은 유량에 따른 양정, 효율 등이 설계 의도와 의 부합 여부를 확인하기 위한 시험이고, 흡입 성능 시험은 유효흡입양정(Net Positive suction head; NPSH)의 측정을 통해 펌프 안정성에 중요한 요소인 흡입 성능을 확인하기 위해 실시한다. 모든 시험은 상온의 물을 매질로 하여 실시되었으며, 항우연 내에 설치된 터보펌프 성능시험설비에서 이루어졌다.

2. 터보펌프 성능시험설비

항우연에 구축된 터보펌프 성능시험설비에서는 물과 공기를 사용하여 터보펌프에 대한 상사 시험이 가능하다. 성능시험설비의 전체 시험동 구성은 그림 2에 나타나 있다. 이 장치는 크게 주시험기와 부대설비로 구별되는데, 주시험기는 펌프시험기, 터빈시험기, 조립체시험기로 구성되며, 부대설비는 고압공기 공급 시스템(Pressure Automatic Regulation System; PARS)과 고압질소 공급 설비로 구성된다. 터보펌프 중 산화제펌프와 연료펌프에 대한 성능 시험은 펌프시험기에서 이루어지며, 부대설비 중 PARS을 이용한다.

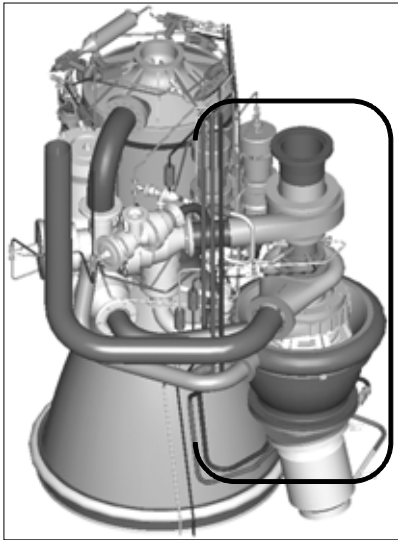


그림 1. 터보펌프형 로켓 엔진

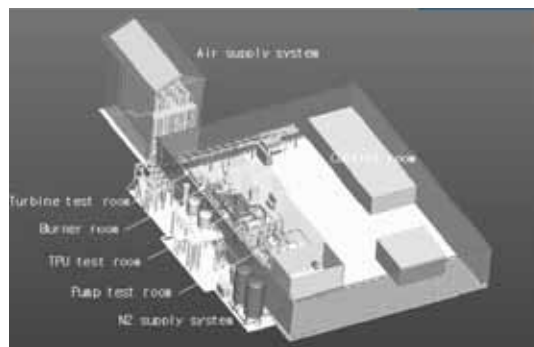


그림 2. 터보펌프 시험동 구성

펌프시험기는 펌프 단품에 대한 수력 성능 시험과 흡입 성능 시험이 이루어진다. 펌프시험기는 탱크의 물을 펌프로 흡입하여 다시 물탱크로 보내는 폐회로 형식의 시험기로 시험기 형상은 그림 3과 같다. 설비 내 주요 구성 요소로는 모터, 기어박스, 물탱크, 토크미터, 터빈 유량계, 진공 펌프 등이 있다. 모터와 기어박스는 터빈을 대신하여 펌프를 구동하는 목적으로 사용되며, 최고 출력 320 kW, 최대 회전수 20000 rpm까지 시험 가능하다. 물탱크는 3m³의 용량으로 펌프 시험에 필요한 유체(물)를 공급한다. 토크미터는 펌프 구동을 위한 동력을 측정하는 용도로 쓰이며, 축 토크 및 회전수를 측정한다. 토크미터는 기어박스과 펌프 사이에 위치한다. 터빈 유량계는 작동 유량의 측정에 쓰이며, 펌프 하류에 설치하였다. 진공 펌프는 흡입 성능 시험 중 펌프 시험기 폐회로 내부 압력을 대기압 이하로 낮추는데 사용되는데 정격 용량은 960 lpm, 최대 적용 압력은 10⁻⁴ Torr이다.

터보펌프의 성능 검증을 위해, 앞에서 언급한 토크미터, 유량계 이외에 몇 개의 압력 센서와 온도 센서가 사용된다. 우선 펌프 폐회로의 센서를 살펴보면, 양정 측정에 필요한 펌프 입구 및 출구 압력은 입구 배관과 출구 배관에서 측정되며, 유체의 온도는 입구 배관에 설치된 온도 센서에 의해 측정된다. 펌프 본품에는 내부 압력 분포를 알기 위해 볼류트와 임펠러 출구, 이차 유로에 여러 개의 압력 센서를 설치하였다. 또한

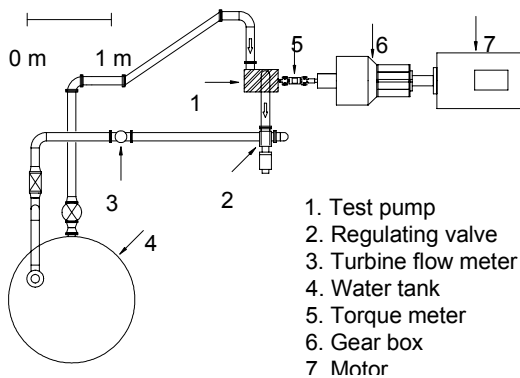


그림 3. 펌프 시험기 구성

펌프의 안정성을 확인하기 위해, 펌프 볼류트의 축방향과 반경방향에 진동 센서를 설치하고, 입출구 배관에 압력 섭동 센서가 설치하였다. 진동 센서와 압력 섭동 센서는 고속 샘플링 센서로서 측정 데이터는 별도로 저장된다.

PARS는 압축기 및 320 bar, 20 m³ 용량의 공기 저장 탱크 등으로 구성되어 있으며, 이 중 일부가 펌프시험기에 설치된 물탱크에 연결되어 펌프 시험 특성에 따라 탱크 내부를 가압 또는 감압하여 설비를 제어할 수 있게 한다.

3. 성능 시험 개요

3.1 시험조건

시험 대상인 연료펌프의 설계 요구 조건은 표 1과 같다. 시험은 기본적으로 설계 요구 조건에서의 성능 확인을 목적으로 하되 다양한 조건에서의 성능을 검증하기 위해 시험조건에 변화를 주었다. 수력 성능 시험의 경우 유량에 따른 영향을 살펴보기 위해 설계 유량 대비 90%~110%의 범위의 세 지점에서 시험이 이루어졌으며, 회전수 상사 법칙을 확인하기 위해 시험 회전수는 7000 rpm과 8000 rpm으로 변화를 주었다. 흡입 성능 시험은 기본적으로 설계 유량에서 시험을 하되, 고유량에서의 성능 여유를 고려하여 부분적으로 고유량에 대한 시험 또한 실시하였다. 시험 회전수는 수력 성능 시험과 마찬가지로 7000 rpm과 8000 rpm에 대해 실시하였다. 특히 흡입 성능은 수력 성능과는 달리 회전수 상사가 이루어지지 않는다고 알려져 있지 때문에 흡입 성능 시험에서의 시험 회전수는 중요한 시험 변수로 작용할 수 있다.

표 1. 연료펌프의 설계 요구 조건 (매질: 물)

Item	Unit	Specification
Flow coefficient	-	0.1057
Head coefficient	-	1.027
Total efficiency	-	65.0
Inlet total temperature	K	288
Rotational speed	rpm	20,000

앞서 설명했듯이 연료펌프에는 임펠러 출구에서 생기는 누설 유량을 제어하기 위해 두 개의 플로팅 링이 장착된다. 누설 유량의 제어는 플로팅 링과 펌프 로터 사이의 간극을 조절하여 이루어지는데, 누설 유량이 바뀌면 펌프의 성능에도 변화가 생긴다고 알려져 있다. 이러한 플로팅 링의 변화의 영향을 살펴보기 위해 플로팅 간극을 0.15 mm와 0.10 mm로 바뀌며 수력 성능 시험과 흡입 성능 시험을 실시하였다. 또한 누설 유량을 제어하는 다른 방법인 바이패스 배관 오리피스스의 영향을 살펴보기 위해 오리피스스의 내경에도 변화를 주었다. 설계 기준 오리피스 내경은 14 mm이며, 오리피스 변경 시험은 내경 11 mm, 9 mm, 7 mm, 5 mm인 오리피스를 추가 제작하여 시험하였다.

3.2 수력 성능 시험 절차

연료펌프의 수력 성능 시험 절차는 다음과 같다. 우선 시험 중 발생할 수 있는 캐비테이션 현상을 방지하기 위해 PARS를 통해 시험기의 폐회로를 가압한다. 가압이 끝나면 밸브의 정상적인 개폐 여부를 확인하고, 기어박스 윤활 장치의 작동에 이상이 없는지 점검한다. 다음으로 시험 조건을 제어용 컴퓨터(Control System; CS)에 입력한다. CS에는 시험 시간, 작동 회전수, 가속 시간 등을 입력할 수 있다. 입력이 끝나면 절차에 따라 펌프를 작동시키게 되는데, 가속 시간을 제외한 펌프의 수력 성능 시험 시간은 5초~10초이다.

시험 데이터는 측정용 컴퓨터(Measurement System; MS)에 저장된다. 시험 데이터 중 고속 샘플링 데이터는 별도의 컴퓨터(MS-FCP)에 일시적으로 저장되었다가 시험이 끝난 뒤 MS로 전송된다. 시험 데이터의 계산은 MS에서 계산하고자 하는 구간을 설정하면 자동으로 이루어지는데, 이 때의 계산은 시험 실시 전 저장된 0점 기록을 참고하여 이루어진다.

수력 성능 시험의 주요 무차원수에는 유량계수(Φ), 양정계수(Ψ), 효율(η) 등이 있으며 각각의 정의는 다음과 같다.

$$\Phi = Q/(A_1 U_{t_1}) \tag{1}$$

$$\Psi = H/((U_{t_2})^2/2g) \tag{2}$$

$$\eta = HQ\rho g/(TN\pi/30) \tag{3}$$

여기서 A_1 은 인듀서 입구 단면적, U_{t_1} 은 인듀서 입구 블레이드 팁 속도, U_{t_2} 는 임펠러 출구 블레이드 팁 속도, Q 는 유량, H 는 양정, ρ 는 유체 밀도, T 는 축 토크, N 은 회전수(rpm)를 의미한다.

3.3 흡입 성능 시험 절차

연료펌프의 흡입 성능 시험 절차는 다음과 같다. 흡입 성능 시험은 어느 정도의 캐비테이션을 보기 위한 시험이므로 수력 성능 시험과 같이 별도의 가압은 하지 않는다. 밸브의 정상적인 개폐 여부를 확인하고, 기어박스 윤활 장치와 진공 장치가 적절하게 작동하고 있는지 확인한 뒤 시험 조건을 제어용 컴퓨터(Control System; CS)에 입력한다. 흡입 성능 시험에 대한 CS 입력 변수는 작동 회전수, 가속 시간, 종료 압력 등이 있다. 시험 시작 후 펌프가 정상 속도에 이르게 되면, 폐회로의 진공 장치가 작동하여 입구압을 낮추게 된다. 입구압이 낮아짐에 따라 펌프 내부에는 캐비테이션이 진행되는데, 흡입 성능 시험은 캐비테이션이 충분히 진행되어 펌프 출구 압력이 종료 압력보다 낮아지면 종료된다. 연료펌프의 흡입 성능 시험의 경우 정상 상태(캐비테이션이 없는 상태)의 펌프 출구 압력 대비 75%~80%를 종료 압력으로 설정하였다.

시험 데이터의 저장은 수력 성능 시험과 마찬가지로 MS에 저장된다. 흡입 성능 시험의 주요 무차원수에는 캐비테이션 수(σ)가 있으며 정의는 다음과 같다.

$$\sigma = NPSH/(U_{t_2}^2/2g) \tag{4}$$

캐비테이션 수의 임계값(σ_{cr})은 정상 상태의 캐

비테이션 수에서 3%의 양정 감소가 일어난 지점으로 정하였다. 이 σ_{cr} 값이 작을수록 흡입 성능이 좋다고 할 수 있다.

4. 시험 결과 및 분석

4.1 수력 성능 시험

그림 4는 연료펌프의 양정과 효율을 함께 표시한 특성 곡선이다. 시험 결과 양정과 효율 모두 설계 유량에서 설계 요구 조건을 잘 만족하는 것으로 확인되었다. 또한 시험 결과가 1-D 해석 결과와도 잘 일치하였는데, 각각의 차이가 2%를 넘지 않았다. 또한 그림 4에서도 잘 나타나듯이

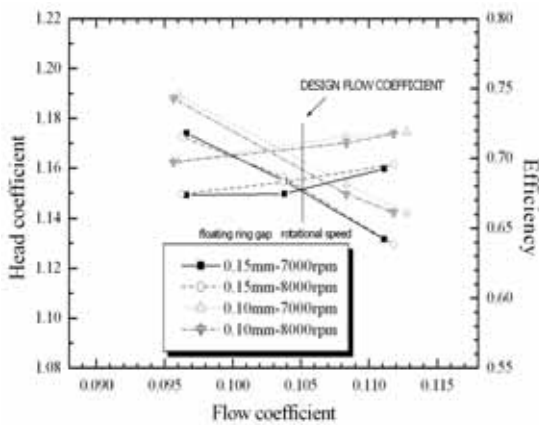


그림 4. 연료펌프의 특성 곡선

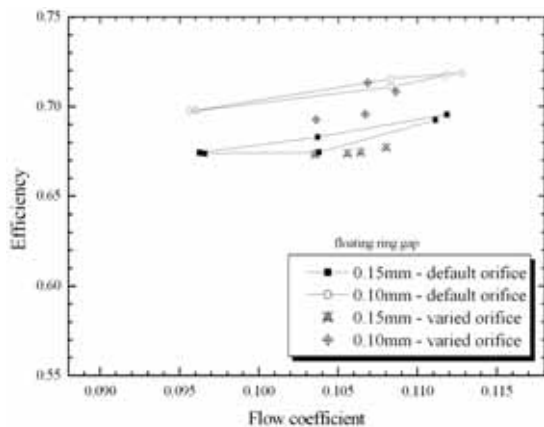


그림 5. 오리피스 내경과 효율과의 관계

플로팅 링 간극이 작을 때 양정은 상승하고 효율 역시 상승하는 것을 알 수 있다. 간극 감소에 대한 상승폭은 설계 유량을 기준으로 양정은 0.9%, 효율은 4%이다. 이로 미루어 효율의 상승은 양정으로 인해 이루어진다고 해석하는 것이 타당한 것으로 보인다. 효율이 최대가 되는 점은 시험 유량 범위 밖의 지역, 즉 유량비 110% 이상인 곳에서 존재하는 것으로 추측된다. 그림 5는 오리피스 내경 변화에 따른 효율 변화를 기록한 그림이다. 그림의 실선은 기준 오리피스(default orifice)에서의 시험 결과이다. 그림에서 알 수 있듯이 오리피스 변화에 따라 눈에 띄는 효율 변화의 경향은 관찰되지 않았다. 오리피스 내경이 변하면서 펌프의 양정이 크게 5%까지 변하지만, 이에 따라 펌프 소요 동력 역시 거의 비슷한 비율로 변하기 때문에 특별한 효율 경향이 드러나지 않는 것으로 보인다.

그림 6은 플로팅 링 간극 0.15mm일 때 볼류트의 원주 방향 네 곳에서 측정된 압력 분포이다. 대체로 회전수 상사 법칙을 잘 만족하며, 고 유량에서 특히 더 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 설계 유량에서도 볼류트 혀(tongue)를 지나면서 압력이 약간 증가하는 경향을 보이고 있는데, 이로부터 볼류트 단면적을 약간 감소시켜 원주 방향을 따라 볼류트 압력이 균일하게 되도록 해야 할 것으로 판단된다. 플로팅 링 간극에 따른 압력 분포의 변화는 거의 없었다.

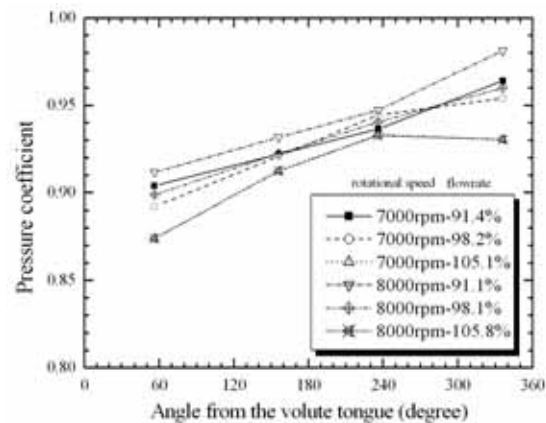


그림 6. 볼류트 원주 방향 압력 분포 (간극 0.15mm)

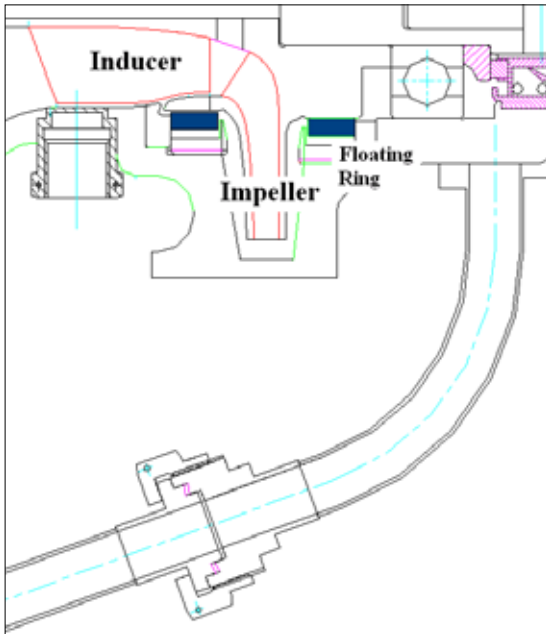


그림 7. 이차 유로의 구성

그림 7은 연료펌프의 내부 유로 중 이차 유로(누설 유량이 흐르는 곳)의 형상이다. 이차 유로는 임펠러 출구에서 두 갈래로 갈라지면서 발생하는데, 이 중 하나는 전방 플로팅 링을 지나 인듀서로 흘러 들어간다. 다른 하나는 후방 플로팅 링, 자유단 베어링, 바이패스 배관을 지나 연료펌프의 입구 유동과 합치게 된다. 이러한 이차 유로의 제어는 앞서 언급했듯이 플로팅 링 간극과 바이패스 배관의 오리피스 내경에 의해 이루어진다.

그림 8은 이차 유로 중 베어링 후단에서 측정된 압력 분포를 보여 준다. 플로팅 링 간극이 0.15 mm일 때의 압력은 설계 예측 압력보다 다소 높게 나타나 정상 작동 조건에서 연료펌프가 좀 더 큰 축 방향 하중을 받을 것으로 추정된다. 그러나 간극을 0.10 mm으로 줄이게 되면 전반적인 이차 유로의 압력이 크게 감소하는데, 베어링 후단에서의 압력도 이전에 비해 40%로 감소하였다. 이차 유로의 압력 분포는 전반적으로 회전수 상사 법칙과 다소 차이를 보였는데, 이에 대해서는 향후 추가적인 연구가 이루어져야 할 것으로 보인다.

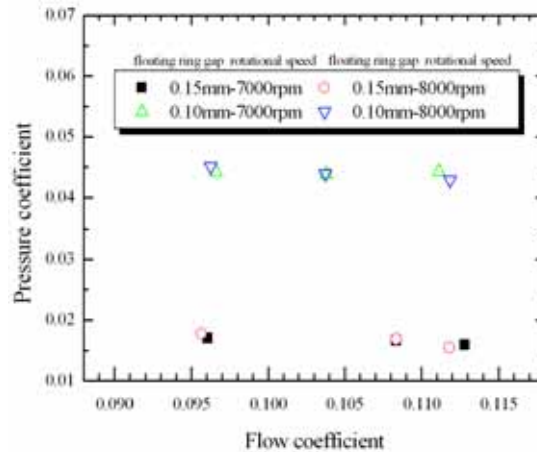


그림 8. 베어링 후단 압력 분포

4.2 흡입 성능 시험

표 2는 플로팅 링 간극 0.15 mm에서의 흡입 성능 시험 결과를 정리한 표이다. Ψ_{ref} 은 캐비테이션이 발생하지 않은 조건에서의 양정(정압)이다. 캐비테이션이 일어나기 이전의 양정은 성능 시험 결과와 잘 일치하며 σ_{cr} 은 두 시험 회전수 모두 설계 요구 조건인 0.038보다 작다. 그러나 비슷한 유량의 두 시험에서 σ_{cr} 은 다소 차이를 보인다.

표 2. 흡입 성능 시험 결과 (간극 0.15mm)

RPM _{ref}	7276rpm	8318rpm
Q_{ref}/Q_{des}	96.5%	95.8%
Ψ_{ref}	1.128	1.128
Ψ_{cr}	1.092	1.092
σ_{cr}	0.03468	0.03060

수식 (4)의 캐비테이션 수는 양정에 대한 상사와 비슷한 형태를 취하고 있다. 그러나 흡입 성능의 회전수 상사에 대해서는 많은 이견이 있으며, 실제로 Yedidiah 같은 경우 원심 펌프에 대한 새로운 상사식을 제안하기도 하였다. Yedidiah의 상사식 등 흡입 성능의 회전수 상사에 대한 의견은 회전수(여기서는 인듀서 끝단 속도)에 대한 지수가 2보다 약간 작다는 것이 대다수를 이룬다. 표에서도 알 수 있듯이 이번에 실시한 연료펌프 흡

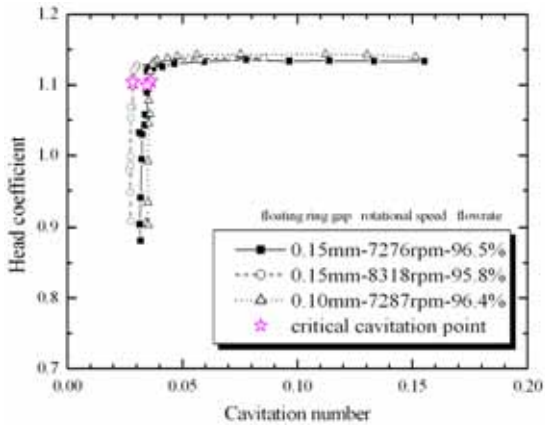


그림 9. 흡입 성능 곡선

흡입 성능 시험에서도 회전수가 클 때 더 나은 흡입 성능을 보인 것으로 미루어 연료펌프 역시 지수가 2보다 작다고 판단된다. 따라서 실제 회전수에 대한 σ_{cr} 은 위의 시험 결과보다 작을 것으로 예상된다. 이를 입증하기 위해 차후 더 높은 회전수에 대한 시험이 이루어져야 할 것으로 보인다.

그림 9는 설계 유량에서 시험된 연료펌프의 흡입 성능 시험 결과이다. 캐비테이션이 진행되면서 양정이 급격하게 감소하는 것을 확인할 수 있다. 또한 앞서 표에서 살펴보았듯이 시험 회전수가 증가하면서 펌프의 흡입 성능 역시 증가하는 것을 볼 수 있다. 비슷한 유량과 시험 회전수에서 플로팅 링 간극은 흡입 성능에 큰 영향을 끼치지 않는 것으로 보인다.

4. 결 론

로켓엔진용 연료펌프에 대한 성능 시험을 실시하였다. 성능 시험 결과 수력 성능과 흡입 성능 모두 설계 요구 조건을 잘 만족하는 것으로 나타났다.

수력 성능 시험에서 플로팅 링 간극이 작을수록 펌프의 양정과 효율 모두 증가하는 모습을 보였으며, 바이패스 배관 오리피스 내경에 따른 효율 변화의 경향성은 드러나지 않았다. 양정, 효율, 불류트 압력 분포 등은 회전수 상사 법칙을 잘

만족하였으나, 이차 유로 압력은 상사 법칙과 약간 다른 경향을 보였다.

흡입 성능 시험에서 펌프 회전수가 높아질수록 흡입 성능이 상승하였다. 그리고 플로팅 링 간극은 흡입 성능 변화가 큰 영향을 주지 않는 것으로 판단되었다.

추후 이차 유로 압력과 펌프 회전수와 관계, 유량과 펌프 회전수가 흡입 성능에 미치는 영향 등에 대한 연구가 필요할 것으로 보인다.

참 고 문 헌

1. 김대진, 홍순삼, 최창호, 김진한, "터보펌프용 연료펌프의 성능 시험", 2004 유체기계 연구개발 발표회, 2004. 12. 4., pp. 655~659.
2. 김진한, 이은석, 홍순삼, 최창호, 전성민, 정은환, "액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황," 제 5회 우주발사체 심포지움, 2004. 5. 21., pp. 38~51.
3. 홍순삼, 최창호, 김진한, "현열비가 터보펌프 인두서의 성능에 미치는 영향," 대한기계학회 논문집 B권, 제28권, 제 4호, 2004, pp. 382~388.
4. 홍순삼, 임현, 김대진, 차봉준, 강정식, 임병준, 김진한, "터보펌프 성능시험 및 평가," 유체기계저널, 제7권, 제3호, 2004, pp. 84~87.
5. Kim, D. J., Hong, S. S., Choi, C. H., Kim, J. H., "Performance Tests of a Fuel Pump for a Turbopump Unit," Proceedings of the Sixth KSME-JSME Thermal and Fluids Engineering Conference, Jeju, 2005, EA05.
6. 한국항공우주연구원, 2004, 산화제펌프 개발 및 터보펌프 핵심부품 성능시험, 과학기술부.
7. Huzel, D. K. and Huang, D. H., 1992, Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, AIAA Press.
8. Yedidiah, S., 1996, Centrifugal Pump User's Guidebook, Chapman & Hall, pp. 52~55.