

한국형발사체 PSD 산화제 배출밸브 성능시험

정용갑*[†] · 한상엽* · 김승익**

Performance Test of PSD Oxidizer Drain Valve for KSLV-II

Yonggahp Chung*[†] · Sangyeop Han* · Suengik Kim**

ABSTRACT

Cryogenic helium gas is used as the pressurant for the oxidizer pressurization of DR(Damper Receiver) sphere in the PSD(Pogo Suppression Device) system and liquid oxygen is used as the oxidizer for the propellant in Korea Space Launch Vehicle-II. The helium gas is stored in pressurant cylinders inside the cryogenic liquid oxygen tank and liquid oxygen is stored in the oxidizer tank. In this study, the performance test of PSD liquid oxygen drain valve for KSLV-II was considered.

초 록

한국형발사체(KSLV-II) PSD 시스템에 있는 DR 구형 용기의 산화제 가압을 위해서는 극저온 헬륨가스를 사용하고 추진제인 산화제로는 액체 산소를 사용한다. 가압제 용기는 산화제인 액체산소 탱크 내부에 설치되어 있어 가압제가 초저온 상태로 저장되고 산화제는 산화제 탱크에 저장된다. 본 연구에서는 한국형발사체에 적용되는 PSD 산화제 배출밸브에 대한 성능시험을 고찰하였다.

Key Words: KSLV-II(Korea Space Launch Vehicle-II, 한국형발사체), PSD Oxidizer Drain Valve(PSD 산화제 배출밸브), Pressurant (가압제), Liquid Oxygen(액체산소), DR(Damper Receiver), PSD(Pogo Suppression Device)

1. 서 론

한국형발사체의 추진기관은 액체 추진제를 사용하는 발사체 추진기관 시스템으로 액체로켓엔진 및 가압시스템, 산화제시스템, 연료시스템 등으로 구성되어 있다. 그리고 발사체 추진기관은

저압으로 추진제 탱크를 가압하고 터보펌프가 추진제를 고압으로 승압하여 추진제를 액체 엔진으로 공급하는 터보펌프 공급식 추진기관을 적용하고 있다[1,2].

발사체 추진기관 시스템은 많은 종류의 부품으로 구성되어 있으며 모든 부품은 환경 규격 및 부품 성능 규격 등의 발사체 요구 조건을 만족시켜야 한다[1,3]. 본 연구에서는 발사체 요구 조건을 기준으로 설계 및 제작된 PSD 산화제

* 한국항공우주연구원 발사체추진제어팀

** 하이룩코리아(주) 기술연구소

† 교신저자, E-mail: ygchung@kari.re.kr

배출밸브에 대한 성능시험을 시험 프로그램에 따라 수행하였고 시험 결과를 고찰하였다.

2. PSD 산화제 배출밸브

Figure 1은 터보펌프 공급식 추진기관시스템 개략도이다. 추진제인 산화제를 로켓 엔진으로 공급하는 산화제 공급시스템에는 일반적으로 POGO 억제 장치(PSD)가 설치되어 있다. PSD의 구형 용기인 DR에 설치된 PSD 산화제 배출밸브(VV-DH)는 DR내에서 산화제가 일정 수위에 도달하면 DR내의 산화제를 외부로 배출하는 기능을 하게 된다. 한국형발사체에서는 산화제로 액체산소를 적용하고 있어 PSD 산화제 배출밸브는 액체산소에 운용이 가능하여야 한다.

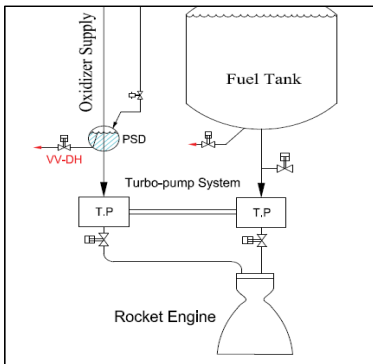


Figure 2는 PSD 산화제 충전배출밸브(VV-DH)의 모델링이고 Table 1은 PSD 산화제 배출밸브의 주요 규격이다. PSD 산화제 배출밸브의 최대 작동압력은 30bar이고 작동 온도는 -183°C 에서 50°C 이다.



Figure 2. PSD Oxidizer Drain Valve

Table 1. Valve Specification

Parameter	Value
Working Pressure	0 ~ 30 bar
Working Temperature	$-183 \sim 50^{\circ}\text{C}$
Equivalent Flow Area	$\phi 16 \text{ mm}$
Leakage for Helium	$< 5 \text{ Ncm}^3/\text{s}$
Response Time	$< 1 \text{ sec.}$
Stroke, mm	$4 \leq$
Pilot Pressure	100 ~ 230 bar

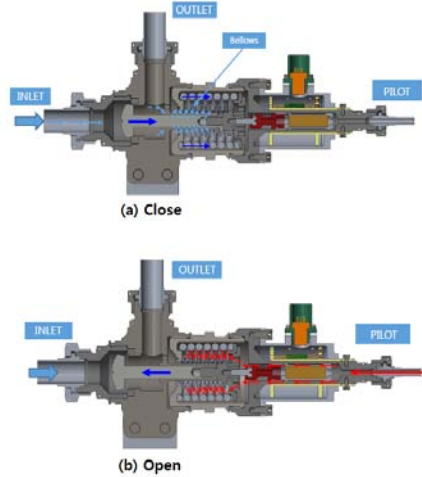


Figure 3. Valve Operation

Figure 3은 PSD 산화제 배출밸브의 작동 원리를 나타낸 것이다. Figure 3의 (a)는 액추에이터부에 파일럿 압력이 공급되지 않은 상태의 밸브(Normally Close)를 나타내고 (b)는 파일럿 압력이 공급되어 액추에이터 피스톤과 스템(Stem)이 이동하며 밸브의 입구로 유입된 가스가 출구로 흐르게 되는 것을 나타낸다.

3. 시험 프로그램

3.1 스트로크 측정 및 상온 기밀시험

스트로크 측정 지그를 이용하여 파일럿부에 150bar의 압력을 공급하여 스트로크를 측정한다. 상온 기밀시험은 밸브가 구동되지 않은 상태에서 입구부와 출구부, 파일럿부에 각각 작동 압력

을 공급하여 용접부와 유로부 등의 누설량을 측정한다. 이때 허용되는 누설량 기준은 $3\text{Ncm}^3/\text{s}$ 이하이어야 한다.

3.2 상온 작동시험

밸브의 입구부에 작동 압력을 공급하고 파일럿부의 공급 압력을 솔레노이드밸브로 제어하여 밸브를 40회 작동시킨 다음 기밀시험을 수행한다. 또한 출구부에도 같은 방법으로 작동 압력을 공급하고 밸브를 40회 작동시킨 다음 기밀시험을 수행한다. 밸브 작동 시 밸브의 반응 시간을 측정한다. Fig. 4와 5는 시험장치 개략도 및 시험장치 이다.

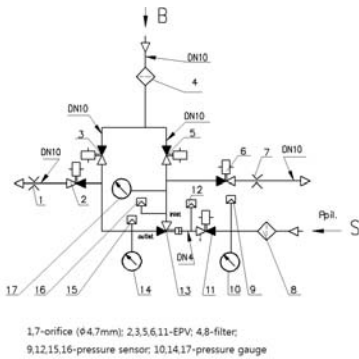


Figure 4. Valve Response Tests



Figure 5. Test Apparatus

3.3 열안정성 및 열주기 시험

열안정성 시험은 약 50°C 인 고온 챔버에 밸브를 넣고 2시간을 유지한 후에 고온 챔버에 있는

상태에서 밸브를 50회 작동하고 기밀시험을 수행한다.

열주기 시험은 밸브를 약 -50°C 정도인 저온 챔버에 넣고 2시간을 유지한 다음, 밸브를 꺼내어 5분 이내에 약 50°C 의 고온 챔버에 넣고 2시간 이상을 유지시킨다. 밸브의 기밀상태를 점검하고 3회 밸브를 작동하여 기밀시험을 수행한다.

3.4 초저온 작동시험

상온 작동시험에서와 유사한 방법으로 밸브의 입구부와 출구부에 압력을 공급하고 파일럿부 압력을 솔레노이드밸브로 제어하여 밸브를 50회와 40회를 작동시킨 다음 각각에 대한 기밀시험을 수행한다. Fig. 6은 시험장치 개략도이다.

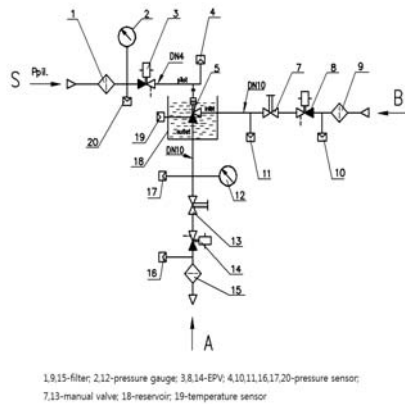


Figure 6. Valve Test at Cryogenic Temperature

3.5 진동 및 충격 시험

진동시험기에 밸브를 장착한 상태에서 진동 및 충격시험은 한국형발사체 요구 조건의 진동 및 충격시험 규격으로 시험을 수행한다.

3.6 유량시험

시험 유체로 물을 사용하여 유량시험을 수행하여 밸브의 유량계수를 측정한다.

3.7 수명시험

수명시험은 밸브의 작동을 300회 수행하여야 하고 매 50회 작동시마다 기밀시험을 수행한다.

3.8 강도 및 파괴 시험

강도 및 파괴 시험은 물을 이용하여 수행하며 30bar(MEOP)와 45bar(1.5×MEOP), 75bar(2.5×MEOP)으로 수압을 상승시키며 시험을 수행한다.

4. 결과 및 고찰

4.1 스트로크 측정 및 상온 기밀시험

파일럿 압력을 공급하여 밸브 스크로크를 측정 한 결과는 아래의 표와 같으며 상온 기밀시험 시 누설은 없었다.

Table 2. Stroke Test Results

Parameter	Value		
	DM#1	DM#2	DM#3
Inlet Leakage	No Bubble		
Outlet Leakage	No Bubble		
Pilot Leakage	No Bubble		
Stroke, mm	5.3	5.4	5.4

4.2 상온 작동시험

상온 가스를 사용하여 Fig. 4와 5의 시험 장치에서 상온 작동시험을 수행하였다. 시험결과는 아래의 표와 같으며 상온 작동시험을 수행한 후에 누설량을 측정하였다.

Table 3. Operation Test Results

Parameter		Value		
		DM#1	DM#2	DM#3
Leakage Ncm ³ /s	Inlet	0.5	0.01	0.6
	Outlet	No Bubble		
	Pilot	No Bubble		
Response sec.	Open	0.13	0.13	0.13
	Close	0.1	0.1	0.1

4.3 열안정성 및 열주기 시험

고온 챔버와 저온 챔버를 적용하여 열안정성 및 열주기 시험을 수행하였으며 결과는 아래의 표와 같다.

Table 4. Heat & Thermal-cycle Stability Test

Leakage, Ncm ³ /s		Value		
		DM#1	DM#2	DM#3
Heat	Outlet	0.1	No-Bubble	0.3
	Pilot	No Bubble		
Thermal cycle	Outlet	0.1	No-Bubble	0.3
	Pilot	No Bubble		

4.4 초저온 작동시험

헬륨 가스를 사용하여 Fig. 6의 시험 장치에서 초저온 작동 시험을 수행하였다. 시험결과는 아래의 표와 같으며 초저온 작동시험을 수행한 후에 누설량을 측정하였다.

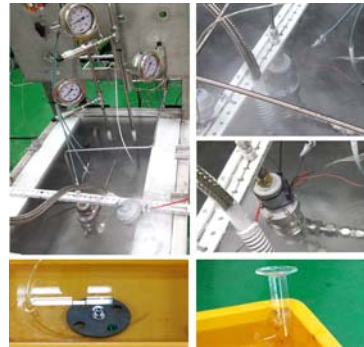


Figure 7. Cryogenic Operation Test

Table 5. Cryogenic Operation Test

Parameter		Value		
		DM#1	DM#2	DM#3
Leakage Ncm ³ /s	Inlet	0.3	0.5	0.35
	Outlet	0.3	0.1	0.3
	Pilot	No Bubble		

4.5 진동 및 충격 시험

Figure 8은 진동시험기에 밸브가 장착된 상태를 나타내는 사진이다. 한국형발사체 진동 및 충격시험 규격으로 시험을 수행하였다. 진동 및 충격 시험 후에 육안검사를 수행한 결과 이상이 없었고 기밀시험을 수행하였으며 결과는 아래의 표와 같다.

Table 6. Vibration Operation Test

Parameter		Value		
		DM#1	DM#2	DM#3
Leakage Ncm ³ /s	Outlet	0.01	0.01	0.03
	Pilot	No Bubble		

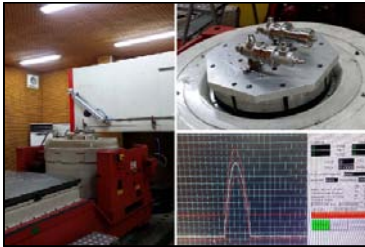


Figure 8. Vibration & Shock Test

4.6 유량시험

밸브의 파일럿부에 150bar로 가스를 공급하여 밸브를 개방한 상태에서 유량시험을 수행하였다.

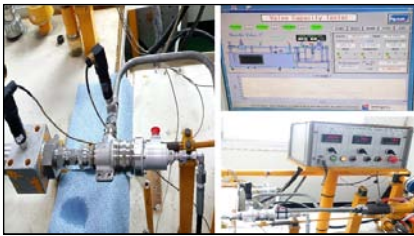


Figure 9. Cv Test

Table 7. Flow Coefficient Test

Parameter	Flow Coefficient, Cv
DM#1	7.5
DM#2	7.6

4.7 수명시험

수명시험은 밸브를 50회 단위로 작동시키고 매 50회마다 기밀시험을 수행하였고 시험 결과는 Table 8과 같다.

4.8 강도 및 파괴 시험

강도 및 파괴시험은 개발 시제 DM#1에 대해서 수행하였고 73bar에서 밸브가 파열되어 압력

이 누설되었다. 시험 결과는 Table 9와 같다.

Table 8. Service Life Test

Operation Cycle	Leakage, Ncm ³ /s			
	DM#1	DM#2	DM#3	
Inlet	50	0.03	0.03	0.01
	100	0.01	0.05	0.01
	150	0.01	0.03	0.01
	200	0.02	0.01	0.01
	250	No Bubble		
	300	0.01	0.01	0.01
Outlet	50	No Bubble		
	100	No Bubble		
	150	No Bubble		
	200	No Bubble		
	250	No Bubble		
	300	No Bubble		

Table 9. Strength Test

Parameter	Value	Tightness
Pressure bar	30	No Loss of Tightness
	45	No Loss of Tightness
	75	Loss of Tightness

5. 결론

본 연구에서는 한국형발사체에 적용되는 PSD 산화제 배출밸브의 개발 모델에 대한 성능시험을 수행하였다. PSD 산화제 배출밸브의 시험 프로그램 기준으로 성능시험을 수행한 결과 발사체 요구 조건을 만족시키는 것을 확인하였다.

참고 문헌

1. Anon., "Pressurization Systems for Liquid Rockets," NASA Space Vehicle Design Criteria Monograph, SP-8112, October 1975.
2. Elliot Ring, "Rocket Propellant and Pressurization Systems," Prentice-hill, Inc., Englewood Cliffs, N. J.