

KSR-III 추진제 탱크 압력 조절용 레귤레이터 개발

정영석*, 조기주*, 조인현*, 김용욱*, 오승협*

The Development of Pressure Regulator of Propellant Tank for KSR-III

Young-Suk Jung*, Kie-Joo Cho*, In-hyun Cho*, Yong-Wook Kim*, Seung-Hyub Oh*

ABSTRACT

The pressure regulator has been developed as a pressure-control device of propellant tank in KSR-III. The pressurization system of KSR-III is a basic pressurization system composed of pressurant, He tank and propellant tank. The pressure-control regulator is the most important part of gas-pressurized feed system along with He tank, pyrovalve and He fill valve. The first model of the regulator is tested to satisfy in leakage, strength and basic performance. The second model is tested in the overall test of the KSR-III propulsion system using water. From the test result of the second model, we conclude that the capacity of valve(Cv) must be increased in real system. The third model is modified and tested in the overall test of KSR-III propulsion system using propellant. Finally, the pressure-control regulator is qualified from firing test.

초 록

압력조절 레귤레이터는 KSR-III 추진제 탱크의 압력 조절용으로 개발하였다. KSR-III 가압 시스템은 가압 탱크, 압력조절용 레귤레이터, 추진제 탱크로 구성된 가장 기본적인 시스템이며 레귤레이터는 헬륨 탱크, 파이로밸브, 헬륨주입밸브와 더불어 가장 핵심적인 부품이다. 1차 시제품으로 기밀, 강도, 기본 성능을 만족하는 상세 설계를 완성하였고 2차 시제품으로 추진기관 종합수류시험을 수행하였다. 2차시험을 통해서 밸브의 용량(Cv)을 늘려야 할 필요성이 나타났다. 3차 시제품에 이를 개선하였으며 추진기관 종합 실추진제 시험과 연소시험을 통해 최종 검증하였다.

Key Word : KSR-III(한국과학로켓-III), Pressure Regulator(압력조절 레귤레이터)

* 한국항공우주연구원(KARI)

기호 설명

Cv : valve flow coefficient

(15.6 °C의 정수를 valve 입출구 전후의 차압 1psi 유지해서 흘러간 유량을 US gal/min

으로 표시한 계수)

Q : volume flowrate of gas Nm³/h

(Normal 상태 : 0 °C, 1 atm)

G : Specific gravity of gas

P₁ : Inlet pressure of valve

1. 서 론

KSR-III 발사체는 가압식 로켓으로 가압 탱크, 추진제 탱크, 엔진 그리고 유량 조절을 위한 시스템으로 구성되어 있다. 가압 방식은 터보 펌프식과 달리 유량 조절을 추진제 탱크의 압력조절로 하며 이 때 필요 구성부품으로는 추진제 배관의 최종 발단부인 밸브와 추진제 탱크로 가압 가스를 전달하며 탱크압을 일정하게 유지할 수 있게 하는 레귤레이터로 구성되어 있다.

레귤레이터의 목적은 초기 점화시 엔진의 압력 변화(점화, 천이, 정상상태), 비행시 변화에 상관없이 추진제 탱크압을 일정하게 유지하여 일정 유량의 추진제를 엔진으로 공급하는 것이다.

로켓에 사용하는 레귤레이터는 기본적으로 산업용에서 사용하는 레귤레이터보다 중량을 많이 감소시키면서도 기밀성 및 압력 조절 능력이 산업용에 비해 뒤떨어지지 않는 제품이어야 한다. 또한 로켓에 실제 장착시 설치 방향과 발사시 진동에 관계없이 성능이 보장되어야 한다.

레귤레이터는 1차, 2차, 3차 시제품들의 개선 과정을 통해 개발하였다. 1차 시제품을 통해 요구 조건에 대한 기본제작과정 및 기초 설계에 대한 검증 작업이 하였으며 설계를 확정하였다. 2차 시제품은 1차 시제품의 제작과정 및 기본 작동시험을 통해 발견된 문제점을 개선하여 설계, 제작하였으며 이를 종합 수류시험(PTA-1 (Propulsion Test Article-1))을 통해 검증하였다. 3차 시제품

은 수류시험을 통해 나온 문제점을 수정 보완 제작하였고 이것을 실추진제 수류시험 및 연소시험(PTA-2)을 통해 검증하였다.

본 논문에서는 KSR-III 로켓에 맞추어 설계된 레귤레이터에 대한 기본 설계 사양, 상세 설계 요구 조건, 기본 개발단계 및 개발에 따른 시험, 실추진제시험, 연소시험에 대한 자료순으로 정리하였다.

2. 본 론

2.1 1차 시제품

2.1.1 밸브 용도

주 가압 가스 라인에 사용하고 있는 레귤레이터는 KSR-III의 추진제 탱크 압력을 일정하게 유지하기 위한 기계식 압력 조절 밸브이다. 가압식 로켓에서는 추진제 탱크의 압력을 일정하게 유지하는 것이 로켓의 추력과 직접적인 관계가 있으므로 매우 중요하다. Fig. 1은 KSR-III 추진기관의 가압가스 공급부의 개요도를 나타낸다. 개발을 목적으로 하는 레귤레이터는 고압 탱크와 추진제 탱크 사이에서 압력을 조절하는 기능을 갖는 핵심부품이다.

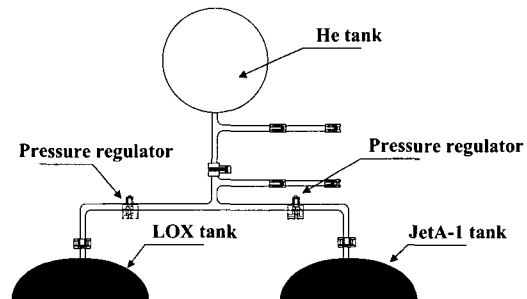


Fig. 1 Schematic of the 1st Pressurization System

2.1.2 1차 시제품 설계사양

레귤레이터의 1차 시제품 설계 사양은 Table 1과 같다.

Table 1. Design Requirement of Regulator

설 명	사 양
유체	He Gas
운전 온도	-150~20℃
1차측 작동압력	625~4,500 psia
2차측 작동압력	350 psia
흐름 유량 Cv 표준상태(15℃, 1atm)최대 유량	2.87 2.19 m ³ /sec
형식	unbalance
누설량	3 ml/min

KSR-III는 가압 가스로 He Gas를 사용하고 있다. 1차측 작동압력 조건은 가압탱크가 일정압력으로 가압된 상태에서 연소시간에 맞추어 소모됨으로 사용 범위를 625 ~ 4500 psia로 한 것이며 압력 변화에 따라 내부 He의 온도도 -150 ~ 20℃ 범위에서 변화하게 된다. 흐름 유량 계수의 제한 조건은 1차측 최저압력 625 psia, 최저온도 -150℃ 기준으로 그때의 질량유량을 normal상태의 부피유량으로 환산하여 식 (1)에 의해 밸브 유량계수(Cv)를 계산하였다.

$$C_v = \frac{Q \times \sqrt{G}}{14.6 \times P_1} \quad (1)$$

레귤레이터의 성능요구조건은 Fig. 2에서 표현하고 있다.

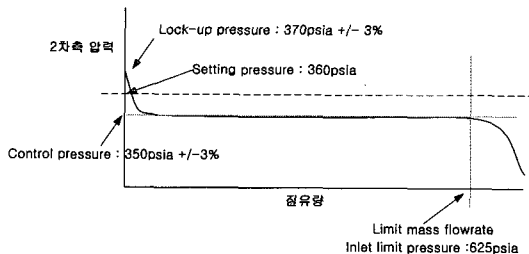


Fig. 2 Design Requirement of the Performance Curve

Fig. 2에서 제어 압력은 정상 유량이 흘렀을

때 조절되는 압력을 말하고 설정 압력은 레귤레이터의 후단을 미세하게 배출시킬 때의 압력으로 레귤레이터의 압력 설정을 하기 위한 압력이다. lock-up pressure는 설정 압력에서 후단을 완전 차단할 경우 레귤레이터의 최종 후단압력을 말한다.

KSR-III를 위해 설계된 레귤레이터의 성능 곡선은 360 psia에 설정 압력을 맞추고 정상 유량이 흐를 경우 350 psia에서 조절이 되도록 하여야 하며 후단의 흐름이 없는 경우의 최종 후단압력은 370 psia가 되도록 설계하는 것이다. 또한 설계 최대 유량을 통과시키면서 상단압이 625 psia까지 압력조절성능을 발휘할 수 있어야 한다.

이와 같은 성능 곡선의 요구 조건은 비행시간에 맞추어 설계된 가압탱크가 초기 4500 psia에서 최종 625 psia까지 압력변화를 하게 되고 가스 온도는 단열 팽창으로 -150~50℃까지 변화하기 때문에 상단의 가스 조건에 맞추어 설정된 것이다. 레귤레이터의 하단부 lock-up pressure는 추진제 탱크의 최대 사용 압력 조건이 380 psia이기 때문에 제한 조건을 설정한 것이며 조절압 350 psia는 추진제 공급부의 추진제 유량과 시스템에서 생기는 차압조건에 의해 설정된 추진제 탱크 압 기준으로 설정한 것이다.

2.1.3 1차 시제품 형상

Fig. 3은 2차 설계 요구 조건에 맞추어 제작한 것이다. Fig. 3의 좌측에 있는 것은 1차 시제 레귤레이터이며 레귤레이터의 본체는 단조공법으로 제작하고 단조품에 대해 내부 가공하는 것으로 무게를 감소시켰다. 그러나 실제 단조품에 대해 내부 가공공정에서 작은 오차들이 발생하여 제품의 조립 후 기본 시험에서 누설현상으로 나타나고 제작상 문제가 발생하였다. 이와 같은 제작상의 문제점 때문에 Fig. 3의 우측에 있는 본체 형상으로 재설계하였다. 재설계된 제품은 본체 부분을 순수 가공에 의해서만 제작된 것으로 단조품보다는 다소 무게는 증가하였으나 제작 상에 발생한 문제점은 모두 없어졌다.

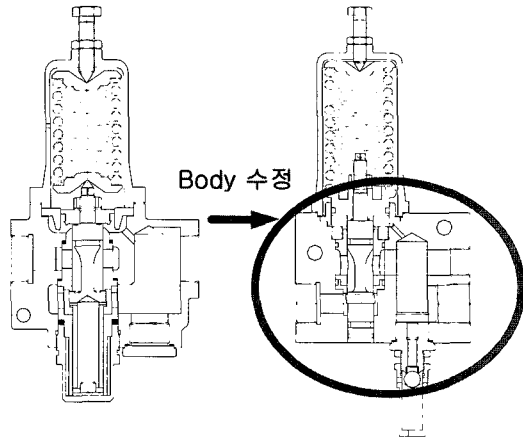


Fig. 3 The 1st Design of Regulator

2.1.4 1차 시제품에 대한 기본 시험

시험은 수정된 모델에 대해 수행하였다. 기본 시험으로 유량 계수 측정, 강도 시험, 기밀 시험, 기본성능시험을 수행하였다. 각 시험의 조건 및 시험 결과는 다음과 같다.

- 유량 계수 측정

밸브가 설계 요구 조건에 따라 최대 유량을 흘릴 경우에 대해 차압이 설계 차압이상으로 걸리지 않는지를 확인하기 위해 간접적인 방법으로 유량 계수(Cv)를 측정한다.

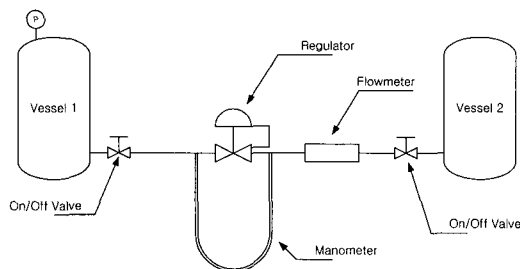


Fig. 4 Schematic of Cv Measurement Device

시험 방법은 Fig. 4와 같은 시험 장치를 설치하고 가스 대신에 물을 1 kgf/cm²의 압으로 흘려 보내고 밸브의 차압을 마노미터로 측정하고 유량

을 측정한다. 최소 5회를 기록하고 계산된 Cv값 중 최대/최소치를 뺀 값의 평균값을 밸브의 Cv값으로 선정한다. Fig. 5는 실제 밸브 Cv 시험장치로 레귤레이터의 Cv 시험에 사용하였다.

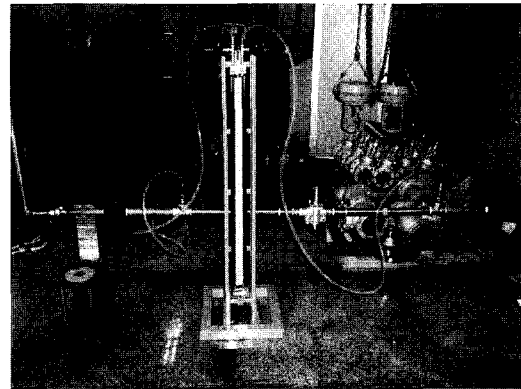


Fig. 5 Cv Measurement Device of the Regulator

시험 결과는 Table 2와 같고 측정 결과 3.83으로 요구 Cv인 2.87을 만족함을 알 수 있다.

Table 2. Result of Cv Test

시험 No.	Cv
1	4.07
2	3.71
3	3.60
4	3.82
5	3.86
6	3.85
7	3.86
평균 Cv	3.83

- 강도시험

사용 압력이상에서 밸브의 손상여부를 확인하기 위한 시험으로 시험은 내부에 수압을 걸어 시험한다. 강도시험의 기준은 Table 3와 같다.

Table 3. Criteria of Strength Test

1차측 압력(psia)	2차측 수압(psia)	시 간(분)	사용유체
5000	500	5	물

밸브 자체의 설계가 ANSI 기준으로 안전율을 200%이상으로 만들었기 때문에 검사는 유관검사를 통해 밸브 전체의 손상여부를 확인하는 것으로 대체하였고 확인결과 손상부위는 없었다.

- 기밀시험

연결부에 대한 기본 누설시험으로 제품의 하단을 차단하고 상단부에 He Gas를 주입하여 누설검사를 한다. 누설검사는 Bubble Test를 통해 수행하였다. 시험기준은 Table 4와 같다.

Table 4. Criteria of Leak Test

압 력(psia)	시 간(분)	기준 누설량	사용유체
380	5	3ml/min	He
380	5	3ml/min	He
300	5	3ml/min	He

시험결과는 Bubble Test 결과 누설이 있는 부위에 대해 누설량을 확인하는 것으로 검사를 실시한다. 실시한 결과 누설은 없었다.

- 작동시험

밸브의 작동시험은 밸브의 초기 Lock-up pressure 측정과 제어 압력 측정을 하는 것이다. 시험 방법은 Fig. 6에서와 같이 1차측에는 He 가스 보배를 이용하고 이후에는 일정 부피를 가지는 탱크를 설치한다. 그리고 이후에 레귤레이터를 설치하며 상하단에 압력 게이지를 설치하여 시험 시 압력을 측정한다.

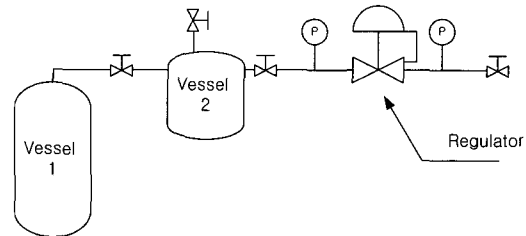


Fig. 6 Schematic of Performance Test Device

먼저 1차측에 압력을 주입한 후 2차측의 lock-up pressure를 측정한다. 측정과 동시에 레귤레이터 내부의 기밀을 2차측 압력 상승으로 확인한다.

Lock-up pressure가 확인된 후에는 다음 레귤레이터 후단의 밸브를 약간 열어 설정 압력의 정확히 맞는지 확인하고 밸브를 최대한 열었을 때 제어 압력을 확인한다.

1차 시제품에 대한 성능 시험 결과는 Table 5와 같다.

Table. 5 Result of Performance Test

	요구 조건	시험결과
Lock-up pressure	370 +/-3%	367
Setting Pressure	360	360
Control Pressure	350 +/-3%	346

시험 결과 밸브의 기본성능은 모두 만족하는 것으로 나왔다.

2.2 2차 시제품

2.2.1 수정 및 형상

1차 시제품은 형상을 변경한 후 기본 시험을 통해 모두 설계 사양에 만족함을 확인하였다. 그러나 레귤레이터는 발사체에서 추진제 탱크의 압력을 제어하는 것이기 때문에 추진제 탱크의 압력을 직접 받아 압력을 제어해야 한다. 배관내부에서 압력을 받을 경우 배관 내의 정압을 측정하여 조절하기 때문에 실제 추진제 탱크의 전압을 조절하는 것과는 다른 경향을 나타내게 된다. 이

것을 고려하여 1차 시제품에서 고려하지 못했던 2차측 압력 측정부를 밸브의 외부로 변경하여 2차 시제품을 제작하였고 형상은 Fig. 7과 같다.

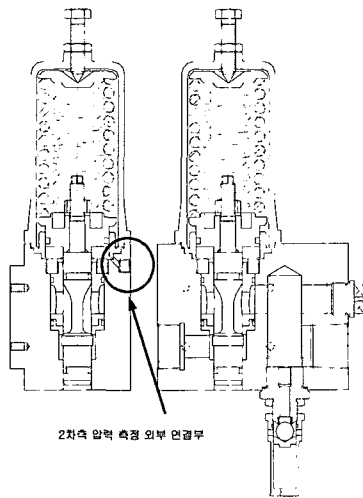


Fig. 7 The 2nd Design of Regulator

2.2.2 2차 시제품에 대한 기본 시험

2차 시제품의 시험은 1차 시제품에서 시행한 강도시험을 제외한 기밀시험, 성능시험을 수행하였다. 강도시험은 1차 시제품에서 결과를 확인하였기 때문에 수행하지 않았다.

Fig. 8은 기밀시험과 성능시험을 하기 위한 기본 시험 설비 구성도이다. 1차 시제품과 달리 2차측 측정부가 외부에 있기 때문에 시험 설비에서 2차측에 가지배관을 통해 2차측 압력 측정부를 연결하여 시험하였다. 또한 시험설비에서 실제 유동에 대해 근사하기 위해 실제 발사체 배관 직경과 동일한 배관과 상하단 1.5 m의 배관 길이로 구성하였다.

이 시험장치로 상단압이 변화 할 때 2차측의 압력 변화가 있는지에 대한 확인, 상온 상태의 가스가 최대 유량으로 흐를 때 레귤레이터의 2차측 압력 변화, 기밀 시험, 레귤레이터의 lock-up pressure와 제어 압력을 측정하였다.

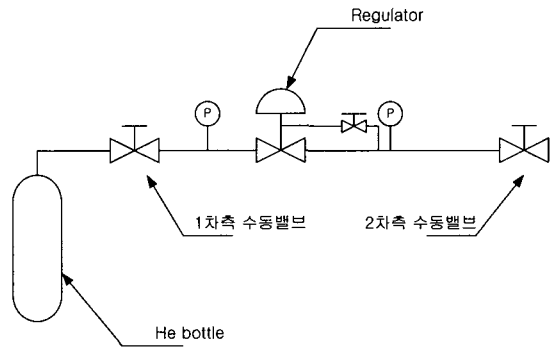


Fig. 8 Performance Test Device For 2nd Design

시험 결과로는 Table 6과 Fig. 9에서 보듯이 레귤레이터의 lock-up pressure와 제어 압력이 요구조건 안에 들어움을 확인할 수 있었다.

Table 6. Result of Performance Test for 2nd Design

1차측 압력	Lock-up pressure	Setting pressure	Control pressure
1436	356	349	342

시험 결과에서 제어 압력이 실제 기준조건보다 낮은 이유는 이 시험에서 보고자 한 것이 lock-up pressure와 제어 압력이 설정 압력에 대해 어느정도 변화하는가에 대한 분석을 위해 제어 압력을 조절하지 않았기 때문이다.

시험 결과 lock-up pressure가 설정 압력의 2.17%이며 제어 압력은 설정 압력의 -2.17%로 요구조건 안에서 모두 만족함을 확인하였다.

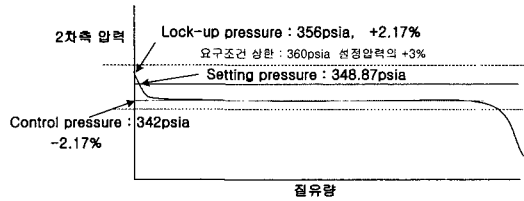


Fig. 9 Result of Performance Test for 2nd Design

그러나 이 시험 설비의 경우 실제 발사체에서 나오는 가압가스의 흐름 유량을 정확히 맞출 수 없기 때문에 정확한 제어 압력을 측정할 수 없었다. 정확한 시험을 수행하기 위해 KSR-III 추진기관 공급계 종합 수류시험 장치(PTA-1)을 구성하여 정확한 시험을 수행하였다.

2.2.3 PTA-I 시험

PTA-1 시험 장치는 Fig. 10과 같이 항공우주 연구원내에 설치된 것으로 KSR-III 추진기관 공급시스템의 종합적인 수류시험 설비이다. 실제 발사체와 동일하게 구성되며 실추진제를 사용하지 않고 물을 사용하여 모사 시험을 수행하였다. 이 시험을 통해 레귤레이터의 경우는 실제 유량으로 레귤레이터의 시험을 수행하여 레귤레이터의 정확한 성능 및 제어 압력을 측정하였다.

시험은 레귤레이터의 압력 조절 성능시험을 수행하였으며 결과로는 제어 압력 측정, lock-up pressure 측정, 안정화시간 등이다.

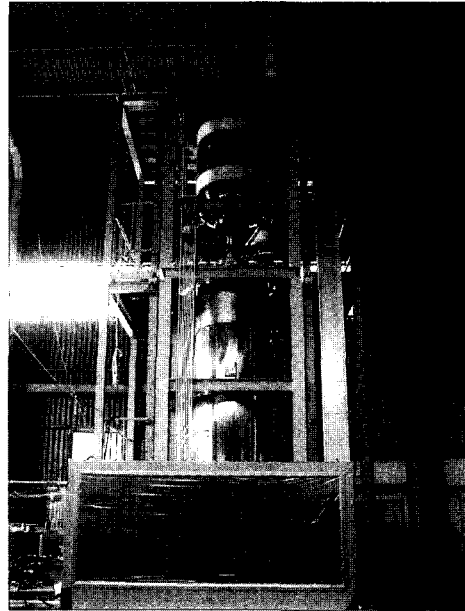


Fig. 10 PTA-1(Propulsion Test Article-1)

- PTA-I 레귤레이터 압력 조절 성능 시험

시험에서는 추진제 대신 물을 사용하였으며 선가압을 우선 하고 가압 밸브를 동작시켜 주 가압 라인을 개방한 후 추진제 주밸브를 동작시키는 순서로 수행하며 측정데이터는 추진제 탱크의 압력과 유량을 측정하고 연료 배관부와 산화제 배관부를 나누어 시험하였다. 가압 시간은 반복 시험을 수행하기 위해 20초로 하며 4차례의 반복 시험을 수행했다. 단, 시험시 레귤레이터의 특성은 초기 추진제가 100% 채워진 상태에서 수행한다.(추진제가 모두 채워져 있는 상태와 50%정도 채워진 상태와는 레귤레이터의 초기 특성이 추진제 탱크내 헬륨 부피에 의해 다르기 때문에 정확한 데이터를 얻기 위해서는 매 시험시 추진제를 100% 충전된 상태에서 수행하여야 한다.) 또한 헬륨의 온도 영향이 있으므로 시험마다 시간간격을 두고 시험을 하여야 했다.

시험은 연료배관부로부터 수행하였으며 4번의 반복 시험을 수행하였다.

Fig. 11는 4번 반복 시험 결과를 한 그래프에 표시한 것이다.

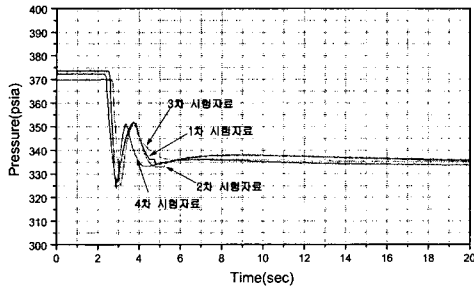


Fig. 11 Pressure Variation of Fuel tank

위 그래프에서 4번의 시험 결과 초기 기밀압의 변화, 조절시 최고변화압/최저변화압, 안정화시간 등을 Table 7에 정리하였다.

Table 7. Result of Performance Test(PTA-1)

	1차	2차	3차	4차	평 균
lock-up pressure	372	370	373	373	372
Control pressure	336	335	335	334	335
Max	352	352	351	351	351.5
Min	326	325	325	325	325.25
안정화 시간(sec)	1.96	1.6	2.14	1.22	1.73

***안정화 시간은 설정압력의 $\pm 1\%$ (약 $\pm 3.4\text{psi}$)내로 들어올 때까지의 시간으로 정하였다.

Fig. 11과 Table 7에서 보듯이 lock-up pressure는 현재 372psia에 설정되어 있으나 제어 압력은 기본 요구 사양 및 기본 시험 결과에서 350 psia이었으나 실제 실유량으로 흘린 결과 335 psia가 나왔고 설정 압력에 대해 -4%까지 떨어졌다. 실제 레귤레이터의 용량이 설계요구사항보다 부족함을 보이고 있음을 알 수 있었다. 이것에 대한 해결책은 2차측 측정부위와 seat 면적을 Fig.

12에서 보듯이 면적을 넓혀야 했고 설계 변경은 3차 시제품(비행용 레귤레이터)에 반영하였다.

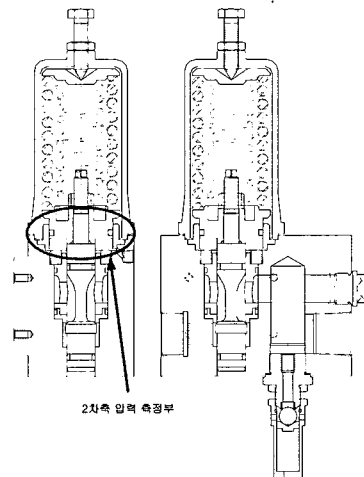


Fig. 12 Revision Point for 2nd Design

또한 레귤레이터의 하단의 압력 변화를 분석한 결과 조절압 범위에서 최대 +15 psia, 최소 -10 psia의 변화폭을 나타내었다. 이것이 최종 엔진으로 들어가는 추진제량을 크게 변화시키면 문제가 될 수 있지만 실제 추진제의 유량측정을 한 결과 추진제의 유량 변화폭은 상당히 작게 나왔고 이것이 엔진의 불안정성을 야기하지는 않기 때문에 사용상에 문제는 없는 것으로 확인되었다. 단, 좀 더 최대 최소 변화폭을 줄이기 위해서는 레귤레이터 자체를 크게 만들어 하단압력 변화에 바로 바로 민감하게 작용하여 조절하여야 하나 실제 로켓에 사용할 레귤레이터는 크기 제한이 있기 때문에 레귤레이터의 수정은 불가하였다.

- 레귤레이터 상단압의 변화에 대한 레귤레이터의 특성

이 시험은 상단압의 변화를 급격히 주고 레귤레이터의 특성이 변화하는 것을 보았다. 이 시험에서는 상단부 헬륨압과 연료 탱크압을 측정하여 비교하였다. 시간은 42초까지 보았으며 상단압의 변화는 650 psia까지 변화하였다.

Fig. 13은 약 42초간 레귤레이터의 상단압을

1500 psia에서 650 psia까지 변화 시켰을 때 레귤레이터의 압력 조절 능력을 본 것으로 변화 없이 일정함을 볼 수 있다.

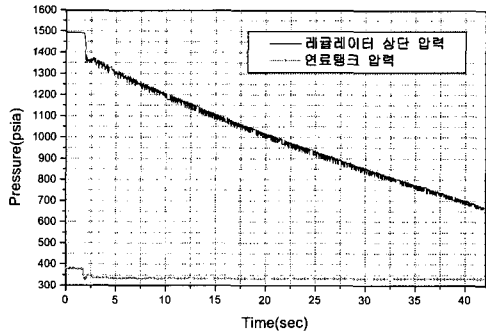


Fig. 13 Variation of Control Pressure caused by the Change of Upper Pressure of Regulator

2.3 3차 시제품

2.3.1 3차 시제품 형상

3차 시제품은 2차 시제품의 문제점을 보완하여 재설계하였으며 Fig 12와 같다. 2차 시제품에서의 문제점은 수류시험 결과 lock-up pressure가 높게 측정되었고 제어 압력 또한 낮게 나왔다. 이것은 레귤레이터 자체 시험 결과와 Cv 시험 결과 레귤레이터의 용량이 충분한 것으로 파악되었으나 실제 적용시 설계 밸브 유량계수가 용량이 작음을 의미한다. 이를 보완하기 위해 밸브의 유로 면적을 넓히고 2차측 압력 센싱부를 넓혀 레귤레이터 자체 크기를 크게 재설계하였다.

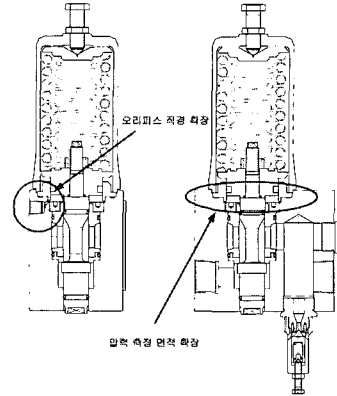


Fig. 14 The 3rd Design of Regulator

2.3.2 Cv 시험

3차 시제품은 2차 시제품에 대해서 밸브 자체 용량이 커짐으로 해서 Cv 측정을 재시험하였다.

시험에 사용된 시험장치는 1, 2차 시제품의 시험장치를 사용하였다. 시험 결과는 Table 8과 같다.

Table 8. Result of Cv Test

시험 No.	Cv
1	5.879
2	6.072
3	6.154
4	6.187
5	6.221
6	6.222
7	6.257
8	6.274
9	6.329
10	6.331
평균 Cv	6.193

시험 결과 1, 2차 레귤레이터의 Cv 3.81에 비해 6.193이 나와 30%의 밸브 용량을 크게 설계하였다.

밸브의 Cv별 성능 검사를 통해 KSR-III 레귤레이터에 가장 최적화된 Cv를 찾아 사용하여야 하나 실제 밸브의 제작 비용 및 제작/시험 기간

을 고려하여 기본 설계 Cv에 대한 제작/시험을 수행하고 시험결과를 토대로 1차 수정을 통해 레귤레이터를 선정하였다. 향후 레귤레이터의 개발에 있어서는 이 자료를 바탕으로 좀더 요구조건에 정확히 부합하는 레귤레이터의 설계가 이루어질 것이다.

2.3.3 실 추진제 시험 및 연소시험

3차 시제품은 1, 2차 시제품의 모든 시험을 수행한 후 제작된 것이기 때문에 수류시험을 수행하지 않고 기본 성능시험만으로 확인한 후 실추진제 시험(PTA-II)에 적용하였다. PTA-II 시험장치는 최종 연소시험을 목적으로 구성한 설비이다. 이 시험설비로 레귤레이터에 대한 최종 검증 시험을 수행하였다. 실추진제 시험은 실제 LOX와 JetA-1을 추진제로 사용하고 가압가스는 4500 psia까지 가압하여 시험을 수행하였다.

- 4500 psia 가압 시험

실추진제 시험 장치는 실제 연소시험을 최종 목적으로 만들어진 시험 설비이다. 이 시험설비를 이용하여 초기 실추진제 비연소시험을 수행하였다. 먼저 레귤레이터의 상단에 4500 psia를 가압하여 추진제 탱크의 압력 조절 성능을 확인하였다. Fig. 15는 연료 라인에 대한 시험 결과를 나타낸다.

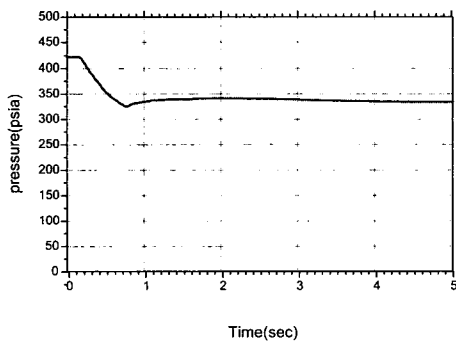


Fig. 15 Pressure Variation of Fuel Tank on 4500psia He Tank

시험 결과 레귤레이터 lock-up pressure는 425 psia, 제어 압력은 347 psia를 나타냈다. 제어 압력은 설계요구조건에 만족하나 lock-up pressure는 실제 요구 조건보다 55 psia이상 상승한 것으로 확인되었다. 이것은 레귤레이터가 1500 psia이상으로 상단압이 올라 갈 경우 레귤레이터의 상단부 힘의 불균형 때문에 하단쪽으로 누설이 발생하게 된 것이다. 이것은 unbalance 형식 레귤레이터의 경우 수정에 의해 개선될 여지가 작다. 이에 대해 밸브 자체의 변경을 통한 개선 보다는 시스템의 수정으로 레귤레이터의 문제점을 보완하였다.

Fig. 16에서와 같이 가압 시스템은 1단의 레귤레이터를 사용하는 1단 조절 방식에서 고압용 레귤레이터, 저압용 레귤레이터를 이용한 2단 조절 방식으로 변경하였다.

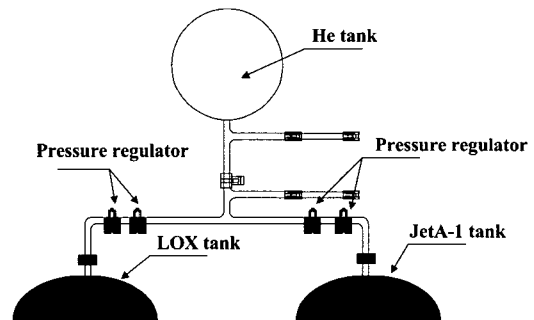


Fig. 16 Schematic of the 2nd Pressurization System

2단 레귤레이터 중 고압용 레귤레이터는 상단압 2000 ~ 4500 psia, 제어 압력 1300 psia 조건으로 제작하였으며 저압용 레귤레이터는 상단압 625 ~ 1300 psia, 제어 압력 350 psia 조건으로 기준조건을 변경하였다.

- 실추진제 시험

위와 같은 가압시스템으로 변경 후 실추진제 시험을 수행하였다. 수행한 결과 Fig. 17과 Fig. 18 같이 측정되었다.

각 시험은 실추진제 수류시험에 관한 내용으로 시험자료 중 정확히 측정된 시험자료를 이용한 것이다.

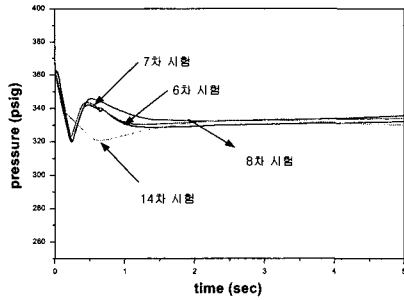


Fig. 17 Pressure Variation of Fuel Tank

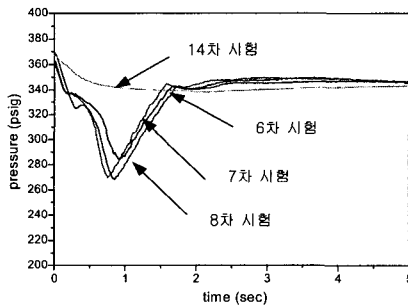


Fig. 18 Pressure Variation of LOX Tank

시험 결과는 Table 9, 10과 같으며 결과는 초기 설계요구조건을 모두 만족하였다. lock-up pressure는 산화제 라인에서 376 psia, 연료 라인도 376 psia를 나타내고 있으며 제어 압력은 산화제 라인과 연료 라인 두 곳 모두 347 psia로 동일하게 요구압력 조건 안에 모두 설정되었다. 또한 레귤레이터 후단압력의 안정화 시간도 2차 시제품 보다 연료 라인의 경우 0.76 sec, 산화제 라인의 경우 0.2 sec 정도가 줄어든 것으로 확인되었다.

Table 9. Result of Performance Test on Fuel Tank

	6차	7차	8차	14차	평균
Lock-up pressure	377	377	374	377	376
Control pressure	347	347	347	347	347
Max	358	357	360	358	358
Min	336	338	335	337	336
안정화 시간(sec)	1.05	1.02	1.08	1.06	1.05

Table 10. Result of Performance Test on LOX Tank

	6차	7차	8차	14차	평균
Lock-up pressure	376	376	380	380	376
Control pressure	362	362	360	356	347
Max	362	362	360	356	358
Min	300	285	285	338	336
안정화 시간(sec)	1.49	1.48	1.51	1.5	1.5

3. 결 론

KSR-III의 가압시스템을 위하여 개발된 레귤레이터는 초기 설계, 1차 시제품 제작, 기본 단품 시험, 수류시험(PTA-I), 2차 시제품 제작, 기본 단품 시험, 실추진제 비연소시험(PTA-II), 3차 시제품 제작, 실추진제 비연소시험(PTA-II), 연소시험의 단계를 통해 개발을 완료하였다.

단계별 개발을 수행하면서 발생한 수정사항은 다음과 같다. 개발 1단계수정으로 추진제 탱크의 조절압을 좀더 정밀하게 제어 하기 위해 레귤레이터의 2차 측정부를 외부로 수정하여 2차 시제품에 적용하였다. 개발 2단계수정으로 추진기

관 종합수류시험(PTA-I)을 통해 실제 시스템 적 용시험을 한 결과 정밀한 제어를 수행하기 위해 레귤레이터의 용량을 늘릴 필요성을 발견하였고 밸브 용량을 약 30% 크게 설계하였다. 설계수정 후 실추진제 비연소시험(PTA-II)을 통해 수정사항에 대해 검증하였다. 개발 3단계수정은 상단압 조건이 4500 psia까지 갈 경우 초기 lock-up pressure에서 55 psia까지 상승함을 확인하고 실 적용을 위해 KSR-III 가압 시스템을 고압레귤레이터와 저압레귤레이터 2단을 사용하는 시스템으로 수정하였다.

후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발과제인 “3단형 과학로켓 개발사업(KSR-III)”의 지원을 받아 수행한 결과이며 연구를 위해 지원해준 과학기술부에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", AIAA series, Vol. 147, 1992, pp.135~153.
2. Elliot Ring, "Rocket Propellant and Pressurization Systems", Prentice-Hall, 1964, pp.173~209.
3. A. Hedayat, K. C. knight and R. H. Champion Jr., "Transient Analysis of Pressurization and Pneumatic Subsystems of the X-34 Main Propulsion System", AIAA paper, 2000, No. AIAA-2000-3720.
4. L. E. Tomlinson, "NASA Space Vehicle Design Criteria : Liquid Rocket Pressure Regulators, Relief Valves, Check Valves, Burst Valves, and Explosive Valves", National Aeronautic and Space Administration, 1973, NASA SP-8080.
5. KC 자동밸브 Engineering Hand Book, Korea Contro Co., 1994, pp.29~42.
6. 권오성, 정영석, 정태규, "KSR-III 추진기관 공급계 PTA-I 종합수류시험", 2001, 한국항공우주연구원, KARI-PSI-TN-2001-001.