

## KSR-III 추진기관 공급계 PTA-I 종합수류시험

권오성\* · 정영석\*\* · 조인현\*\*\* · 정태규\*\*\*\* · 오승협\*\*\*\*\*

### PTA-I test of KSR-III Propulsion Feeding System

Oh-Sung Kwon\* · Young-Suk Jung\*\* · In-Hyun Cho\*\*\* · Tae-Kyu Jung\*\*\*\* · Sung-Hyub Oh\*\*\*\*\*

#### ABSTRACT

The propulsion feeding system of KSR-III is composed of tubes, valves and PSC, and controls the flow of propellant entering to engine. The test of PTA-I is carried out to verify the characteristic of propulsion feeding system and component. The tests of operation characteristic of component, hydraulic characteristic of tubes, flow control using venturi, oscillation of dynamic pressure, characteristic of regulator are carried out. Troubles of component are found out, and renewed, and the performance of the propulsion feeding system is verified through PTA-I. The results of PTA-I are used to the configuration of propulsion feeding system and test of PTA-II.

#### 초 록

KSR-III 추진기관 공급계는 각종 배관류, 밸브류 및 이를 제어하는 제어기로 구성되어 있으며, 엔진으로 유입되는 추진제의 제어를 담당하고 있다. 이러한 공급계 시스템의 특성을 검증하고, 구성부품의 성능을 확인하기 위하여 PTA-I 수류시험을 실시하였다. PTA-I 시험설비는 엔진과 헬륨가압탱크를 제외한 공급계 전체와 지원설비로 이루어져 있다. PTA-I에서는 밸브, 제어기와 같은 단품에 대한 시스템 시험, 배관특성시험, 추진제 유량조절 시험, 배관부 압력 변동폭 및 주파수 특성 시험, 레귤레이터 성능 시험등을 수행하였다. PTA-I 시험을 통하여 구성단품에 대한 문제점을 발견하고 이를 수정보완하였으며, 공급계 시스템의 설계 데이터와 시험데이터 비교를 통한 설계 검증을 완료하였다. PTA-I 시험의 결과는 PTA-II 및 연소시험을 수행하기 위한 시스템 구성에 적용하였다.

Key Words: Feeding System(공급계), Venturi(벤츄리), Regulator(압력조정기), Valve(밸브)

#### 1. 서 론

KSR-III 추진기관 수류시험 설비인 PTA-1은 추진기관 공급계의 설계 검증 설비로서 추진기관 개발과정에 있어 단품시험과 실 추진제 시험 및 연소시험사이의 중간단계 시험이다. 단품 시험은 각 개발품에 대한 개별적인 인증시험으로

† 2003년 3월 16일 접수 ~ 2003년 5월 12일 심사완료

- \* 정회원, 한국항공우주연구원 우주추진기관실 추진제어그룹
- \*\* 정회원, 한국항공우주연구원 우주추진기관실 추진제어그룹
- \*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 우주추진기관실 추진제어그룹
- \*\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 우주추진기관실 추진제어그룹
- \*\*\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 우주추진기관실 추진제어그룹

연락처, E-mail: oskwon@kari.re.kr

서 밸브의 경우 기밀, 강도, 성능, 환경시험 등이 고 제어기의 경우는 입력단과 출력단 확인, 구동 모사시험, 환경시험 등이 있다. 그러나, 각 단품 시험이 정확히 설계조건을 만족했다 할지라도 전체적인 시스템 차원에서 검증이 필요하다. 또한, 단품시험 차원에서 시험설비를 구성할 수 없는 경우 즉, PTA-I과 같은 대형설비가 있어야 하는 경우에 개발품의 단품시험을 수행하기 위해 수류시험 장치가 필요하다. 완전한 검증이 끝나지 않은 시스템이므로 안전을 고려하여 실추진제를 이용한 시험을 수행하기 전에 물을 이용하여 시험을 수행하였다.

PTA-I 종합수류시험에서는 공급계의 기본 조건인 엔진 입구로의 추진제 공급, 유량 제어, 밸브 구동 등의 시스템 시험을 기본으로 하고, 배관 설계 검토, venturi 성능 확인, 레귤레이터 특성 파악, 제어기 구동시험 등 개발품의 검증을 수행하였다. 배관부는 시험데이터를 통해 압력손실계수와 차압을 구하고 이를 설계 자료와 비교하였다. 또한, 수동적 유량조절 기구인 venturi의 성능을 확인하였다. 상단부 추진제 탱크압력을 일정하게 유지하고 하단부 엔진 모사부분의 유로면적을 조절하면서 차압과 유량데이터를 획득하여 cavitation이 발생하는 시점과 설계한 바와 같이 유량조절 능력을 보이는지 검증하였다.

공급계는 엔진입구로 추진제를 안정되게 공급하여야 한다. 이를 검증하기 위해 main 밸브 하단에서의 정압과 동압을 측정하였고, 압력변화폭과 주파수 특성을 분석함으로써 공급계 특성을 살펴보았다. 또한, 타 시험데이터와 비교하여 그 안정성을 확인하였다. 레귤레이터는 과도한 유량 조건으로 인하여 단품 제작시 그 성능을 충분히 검사하지 못하였다. 이에 PTA-I 시험을 통하여 탱크압력 조절 능력, 초기 기밀압 측정, 초기 동특성(최고/최저 압력변화폭, 안정화시간), 상단압 변화에 따른 유량 조절 능력, 추진제 수위별 레귤레이터 특성 등을 확인하였다.

PTA-I 시험을 통하여 획득한 자료들은 공급계 구성품의 재설계에 반영되었고, 전체적인 공급계 시스템의 수력학적 특성을 파악하는데 사용되었

다. 또한, PTA-II 시험 및 연소시험을 위한 시스템 구성과 운용에 참고자료로 활용되었다.

## 2. 시험 설비

### 2.1 추진기관 시스템

PTA-I 시험을 위한 추진기관 시스템은 추진제 탱크, 공급계 배관, 밸브 등으로 구성되어 있다. 발사체에 적용되는 가압용 헬륨탱크는 설치되어 있지 않으며, 지원설비의 헬륨 bottle에서 직접 헬륨을 공급한다. 공급계에 대한 수류시험이므로 하단부의 엔진 또한 장착되어 있지 않으며, main 밸브 하단부는 지원설비의 배출라인에 연결되어 있다. 엔진 인젝터에서의 차압은 지원설비의 배출라인 끝단에 오리피스를 설치하여 엔진차압을 모사하도록 하였다. 가압라인과 점화라인에 적용되는 pyro 밸브는 볼밸브로 대체하여 반복시험을 수행할 수 있도록 하였다.

시험의 안전을 위하여 비행용과 달리 가압부에 solenoid valve를 1개, 각 추진제 탱크 가압라인에 solenoid valve를 2개씩 추가하여 비상시 탱크에 과압이 걸리지 않도록 구성하였다. 또한 탱크의 과압 방지를 위하여 안전밸브를 두 개씩 설치하였다. 추진기관 시스템은 ETB(Engineering test bed)에 고정되어 있으며, 시험시 충격과 진동에 견딜 수 있도록 하였다. Fig. 1은 PTA-I 시험을 위한 추진기관 시스템의 개략도이다.

### 2.2 지상지원설비

지상 지원설비는 Fig. 2와 같이 크게 헬륨 공급설비, 질소 공급설비, 물 저장 및 공급설비, 물 배출설비, 제어계측설비로 구성되어 있다. 헬륨 공급설비는 가압탱크를 대체하여 선가압 및 가압과정을 수행하게 되는데, 헬륨 bottle 60개를 사용한다. 질소 공급설비는 비행용 및 지상설비의 밸브들을 구동하고, 시스템의 청소 및 퍼지를 담당한다. 물 저장 및 충전 설비는 제어밸브와 유량계를 설치하여 발사체의 충전 과정을 모사하도록 하였다. 추진기관 시스템의 제어계측은

발사체의 제어기와 사통모사장비를 통해 이루어지며, 지원설비의 제어계측은 별도의 제어 console을 통해 이루어진다.

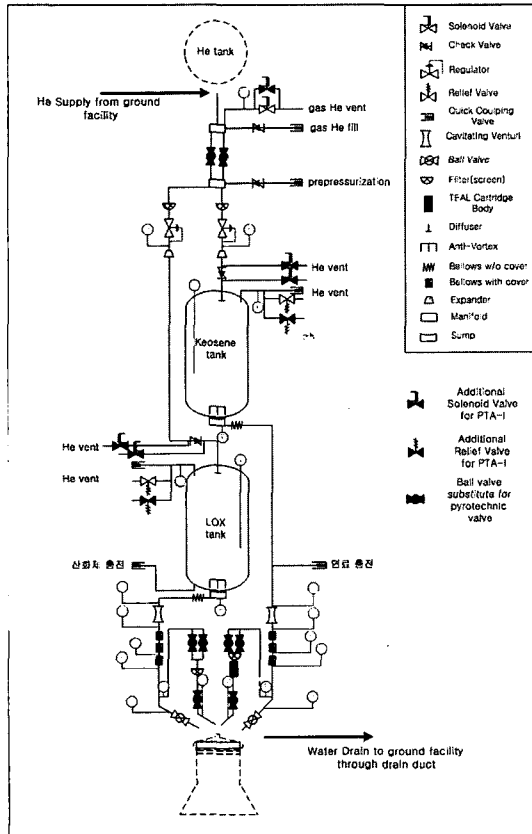


Fig. 1 Propulsion system schematic for PTA-I

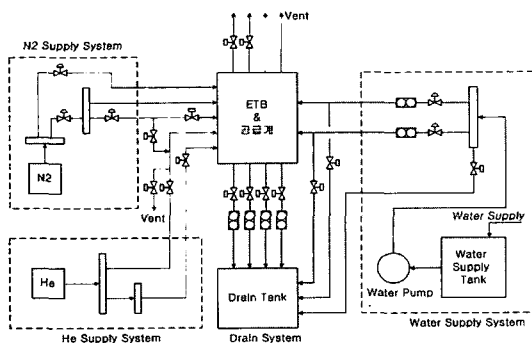


Fig. 2 Schematic of PTA-I test facility

### 3. 시험 결과

#### 3.1 차압특성 시험

시험데이터를 통해 추진제 탱크 상단 ullage에서부터 main 밸브 하단까지의 압력손실계수를 계산하고, 설계값과 비교하여 배관설계의 타당성을 검토하였다. 일반적인 베르누이 방정식을 사용하여 계산하였고, 압력손실계수는 식 (2)와 같이 정의하였다.

$$P_1 + \frac{\rho v_1^2}{2} + \rho g h_1 = P_2 + \frac{\rho v_2^2}{2} + \rho g h_2 + K \frac{\rho v^2}{2} \quad (1)$$

$$K = K_{tk} + K_{tb} + K_{bend} + K_{bell} + K_{ven} + K_{val} \quad (2)$$

여기서, 전체 K값은 탱크출구, 배관, 곡관, bellows, venturi, 밸브 압력손실계수의 합으로 나타내었다.

#### 3.1.1 연료라인

연료라인의 시험결과를 Table 1과 Fig. 3에 나타내었다. Fig. 3에서 초기 추진제 탱크압의 안정화 과정과 밸브를 닫았을 때 발생하는 수격현상, 배관하단으로 가면서 압력섭동이 증가하는 모습을 볼 수 있다.

연료라인에 대한 시험결과 추진제 탱크와 main 밸브 하단 사이의 압력손실계수의 평균은 8.2로 계산되었는데, 이는 설계데이터인 7.74보다 다소 크게 나왔다. 시험에서의 배출유량이 발사체의 연료유량 설계값인 17.96 kg/sec와 다르므로, 설계유량이 흐른다고 가정했을 경우의 차압 데이터를 구하여 이를 설계값의 차압데이터와 비교함으로써 배관의 설계를 검증하였다. 시험을 통해 계산된 압력손실계수를 이용하여 설계유량에서의 차압을 계산하면, 추진제 탱크압력과 main 밸브 하단사이의 차압이 66.954 psia가 되는데, 이를 설계데이터 65.607 psia와 비교하였을 때 1.35 psia의 차이만을 보여주었다. 결과적으로 연료라인에 대한 설계는 타당함을 확인할 수 있었다.

Table 1. Test data of fuel line

	1차	2차	3차	4차	평균
차압(PSIA)	43.2	52.1	59.2	65.4	-
유량(kg/sec)	14.6	16.1	16.9	17.4	-
압력손실계수	8.35	8.00	8.10	8.34	8.20

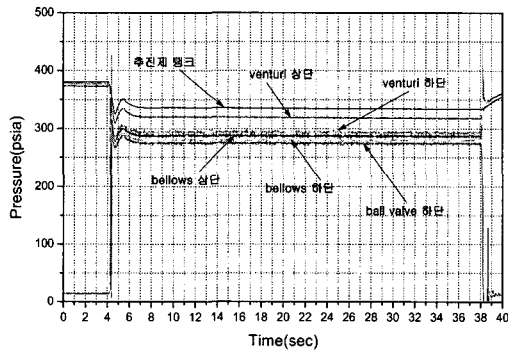


Fig. 3 Pressure distribution of fuel line

Table 2. Test data of LOX line

	1차	2차	3차	평균
차압(PSIA)	102.2	102.3	106.1	-
유량(kg/sec)	32.3	32.3	32.6	-
압력손실계수	9.946	9.946	10.23	10.04

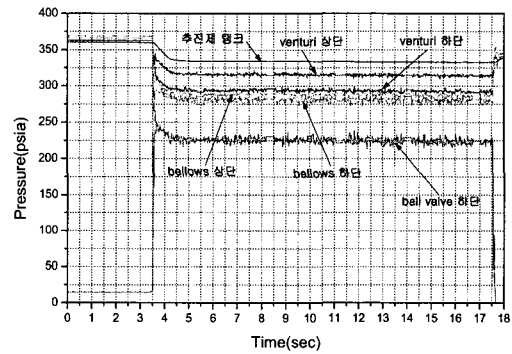


Fig. 4 Pressure distribution of LOX line

3.12 산화제라인

산화제라인에 대한 시험결과를 Table 2와 Fig. 4에 나타내었다. Fig. 4에서 연료라인의 시험결과와 달리 main 밸브에서 차압이 매우 크게 발생하는 것을 볼 수가 있다. 또한, 배출유량이 약 32.4 kg/sec로서 발사체 설계유량 42.04 kg/sec보다 많이 작게 측정되었다. 시험을 통해 계산된 압력손실계수는 평균 10.04로서 설계 데이터 5.235의 2배나 되었다. 산화제라인의 유량이 제대로 나오지 않고 압력손실계수가 이와같이 크게 계산되는 것은 Fig. 4에서도 알 수 있듯이 main 밸브에서의 차압이 약 60 psi로 나왔기 때문으로 생각되어 main 밸브를 제외한 부분에 대한 결과검토를 수행하였다.

시험데이터에서 main 밸브를 제외하였을 때 차압은 평균 47 psi로서 이 값과 유량값을 이용하여 압력손실계수를 계산하면 평균 4.347이 나온다. 이 압력손실계수와 실제 발사체의 설계유량(42.04 kg/sec)을 이용하여 차압을 계산하면, main 밸브 전단까지의 차압은 83.2 psi가 되어야 한다. 산화제라인에 대한 설계데이터에서 main 밸브를 포함한 전체 차압이 103 psi이므로, 결국,

두 값의 차이인 19.9 psi가 밸브에서 허용되는 최대 차압임을 알 수 있다. PTA-I 시험결과를 바탕으로 main 밸브의 내부 형상을 수정하였으며, 유동해석을 수행하였다. 수정된 밸브를 적용한 시험은 PTA-II에서 이루어졌다. Fig. 5는 변경된 밸브 내부 형상이고, Fig. 6은 해석결과이다.

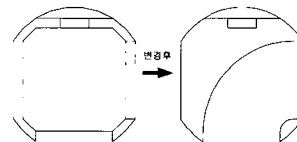


Fig. 5 Redesign of ball configuration

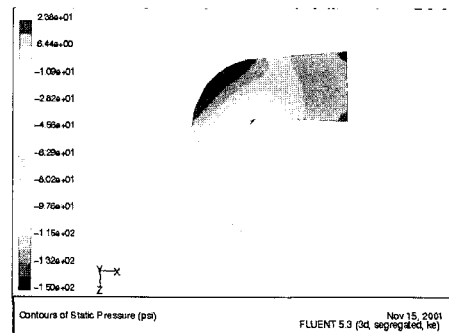


Fig. 6 Pressure contour of renewed valve

3.2 추진제 공급 안정성 시험

엔진 입구로의 추진제 공급특성을 파악하기 위하여 main 밸브 하단에서 동압과 정압을 측정하였다. 공급계 자체의 안정성을 확인하고 엔진으로 유입되는 추진제의 압력섭동이 엔진에서의 요구조건을 만족하는지 살펴보았다. PTA-I 시험에서는 엔진이 장착되어 있지 않으므로 실제 발사체와는 그 특성이 다를 수 있으나, 공급계 자체의 동특성 파악에 중점을 두었다. 추진제 공급 안정성 시험은 연료라인에 대해서만 수행하였는데, 이는 산화제라인의 유량이 설계치보다 너무 작게 측정되어 시험결과가 의미가 없을 것으로 판단했기 때문이다.

3.2.1 동압측정 결과

동압은 25 kHz로 측정하였다. Fig. 7과 Fig. 8은 탱크 가압 압력이 345 psia, main 밸브 하단 정압이 263 psia, 유량이 18 kg/sec일 때의 연료라인에 대한 시험결과이다. Fig. 7은 5 Hz high pass 된 신호를 보여주고 있고, Fig. 8은 주파수 분석 결과이다. 5 Hz high pass된 데이터를 정상상태 구간(10~35초)에서 보았을 때, 최대값 11.16 psi, 최저값 10.87 psi, RMS 2.33 psi를 나타내고 있다. 주파수 분석결과 특별한 주파수에서의 특징은 보이지 않고 있으며, 약 650Hz에서 나오는 peak가 생성소멸을 반복하고 있기는 하지만 계속하여 존재하는 것이 아니므로 공급계에서 특정한 주파수를 나타내지는 않는다고 결론지을 수 있다.

Table 3에서 PTA-I 시험의 결과를 4호기 엔진 러시아 시험 및 RETF 시험의 fuel cold test 결과와 비교하였다. PTA-I 시험에서 동압력 섭동은  $\pm 8$  psi로 측정되었고, 이는 RETF의 동압력 섭동과 동일함을 알 수 있다. Sampling rate은 모두 25 kHz로 동일하다.

Table 3. Comparison of dynamic pressure

시험종류	동압측정위치	압력섭동
4호기 엔진	엔진내부매니폴드	$\pm 3$ psi
RETF	main 밸브 하단	$\pm 8$ psi
PTA-I	main 밸브 하단	$\pm 8$ psi

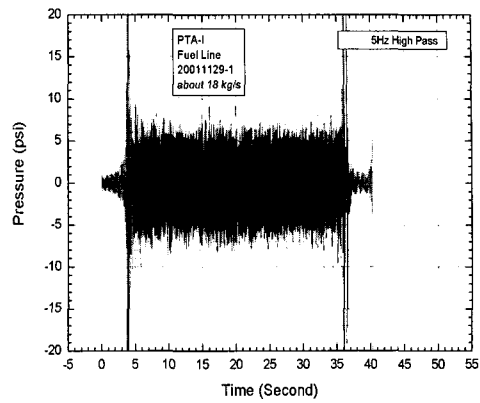


Fig. 7 Fuel 5Hz high pass signal

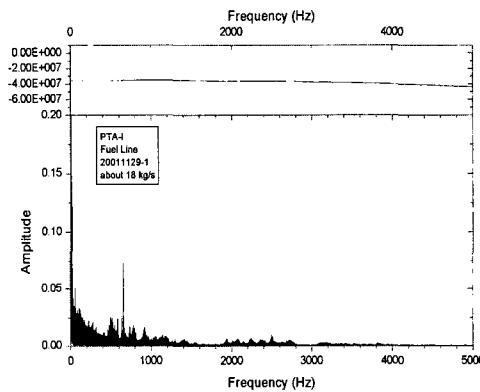


Fig. 8 Frequency analysis

3.2.2 정압측정 결과

연료라인에 대하여 main 밸브 하단에서의 정압데이터가 RETF의 요구조건을 만족하는지 살펴보았다. Fig. 3에서 나타나는 바와 같이 초기 레귤레이터의 성능특성에 의한 압력섭동을 제외하고 정상상태에서의 결과를 비교하였다. RETF가 요구하는 main 밸브 하단에서의 압력섭동이 최대값 +7.4 %, 최소값 -6.5 %인데, PTA-I 시험 결과에서는 연료라인의 main 밸브 하단 압력섭동이  $\pm 3\%$ 를 넘지 않았다. 비록 엔진이 없는 경우의 데이터이지만, 공급계 자체의 압력섭동 특성은 매우 우수한 것으로 파악되었다. 참고로, RETF는 rocket engine test facility의 약자로서 항공우주연구원 내의 엔진시험 설비이다.

### 3.3 벤추리 유량조절 시험

엔진 점화기간 동안 연소실의 압력은 1기압에서 200psia까지 급격하게 변화하고, 이러한 압력의 변화는 공급계의 초기 질량유량에 영향을 미치게 된다. 이를 방지하기 위하여 KSR-III 추진기관 공급계에서는 벤추리를 적용하여 하부의 압력 변화에 관계없이 거의 일정한 유량을 공급하도록 하였다. Fig. 9는 PTA-I 시험에 적용된 벤추리의 형상이고, Fig. 10과 Fig. 11은 설계를 위한 해석 결과이다. 벤추리 시험역시 연료라인에 대해서만 수행하였다.

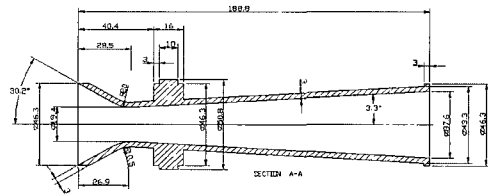


Fig. 9 Configuration of fuel venturi

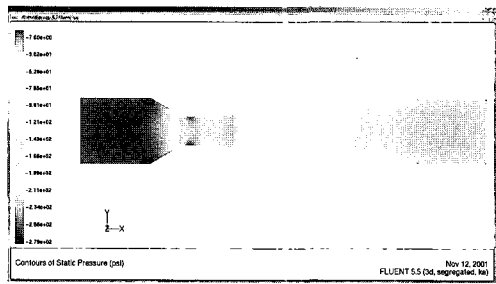


Fig. 10 Pressure Contour of Fuel Venturi

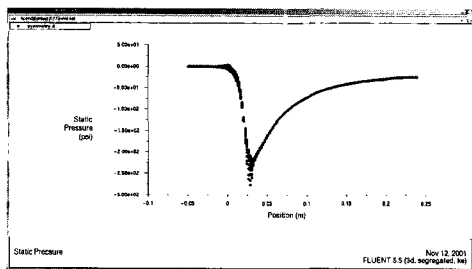


Fig. 11 Pressure distribution along axis (Fuel)

PTA-I 시험에서는 벤추리의 유량조절능력을 검증하기 위하여 main 밸브를 통해 배출되는 유량을 변화시키면서 차압을 측정하였다. 추진계의 유량을 변화시키기 위하여 엔진 인젝터의 차압을 모사하는 오리피스를 제거하고, 배출라인의 끝단에 글로브 밸브를 장착하였고, 밸브의 개도를 변화시키므로써 유량을 조절하였다. 총 11회의 시험데이터를 이용하여 유량-차압선도를 작성하였다. 차압은 원래 벤추리 상하단의 압력을 사용해야 하지만, PTA-I 시험에서는 벤추리 하단에 장착된 센서의 위치가 벤추리에 너무 가까워 신호의 압력섭동이 크므로, 추진계 탱크 압력과 main 밸브 하단압력의 차이를 차압으로 규정하였다. Fig. 12는 벤추리의 성능특성 곡선이다.

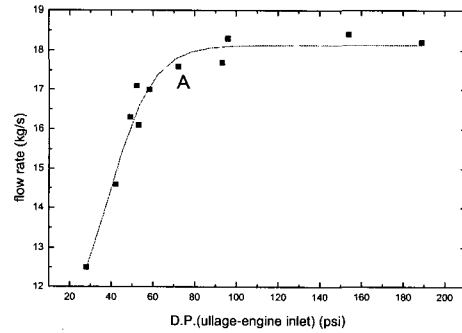


Fig. 12 Venturi characteristic curve

시험결과 차압이 증가함에 따라 벤추리를 통해 흐르는 유량이 같이 증가하다가 A 지점부터는 차압이 증가하여도 유량이 증가하지 않았다. 즉, A 지점부터 cavitation 발생에 의한 벤추리의 유량조절 능력을 보여주고 있다. 제한된 유량값이 약 18~18.5 kg/sec로서 발사체 설계유량보다 다소 크게 나왔으나, 엔진 점화시의 과도한 유량공급을 억제할 수 있을 것이다. 설계 질유량에서의 벤추리 차압은 약 26 psi로서 물을 이용한 계산값 25.3 psi와 거의 일치하였다. 산화제 라인에 대한 벤추리 성능 시험은 PTA-II 시험에서 수행하였다.

### 3.4 레귤레이터 성능 시험

발사체의 가압부 성능 및 추진제 탱크압 조절에 결정적인 역할을 하는 레귤레이터에 대한 특성시험을 수행하였다. 단품 제작시 추진제 탱크를 모사할 수 있는 시험장치를 구현하기가 어려우므로, PTA-I 시험을 통해 실제 설계유량에서의 압력조절능력, 상단압 변화에 따른 성능 특성, 추진제 ullage 부피에 따른 레귤레이터 특성 등을 살펴보았다. Fig. 13은 개발된 레귤레이터의 형상이다. 초기에는 2차측 압력을 내부에서 센싱하도록 하였으나, 레귤레이터의 감도를 높이고 정확한 압력조절을 위하여 2차측 압력센싱라인을 추진제 탱크에 직접 연결하였다.

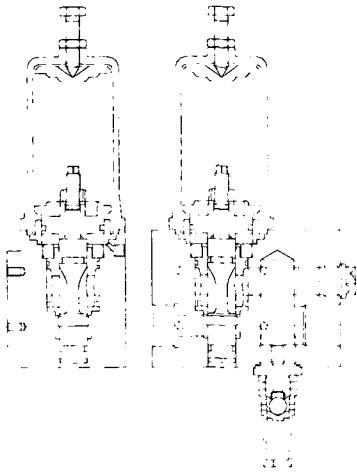


Fig. 13 Configuration of regulator

#### 3.4.1 압력조절 성능

레귤레이터의 설계요구조건은 기밀압력이 370 psia, 조절압력이 350 psia이다. Table 4와 Fig. 14에 시험결과를 나타내었다. 기밀압력은 헬륨 선가압시 더 이상 헬륨이 추진제 탱크로 유입되지 않고 기밀이 유지되는 압력을 말하고, 조절압력은 추진제 배출시 탱크압력을 말한다. 안정화시간은 임의로 조절압 평균값의  $\pm 1\%$  내로 수렴하는 시간으로 정하였다. 시험결과 기밀압력은 372 psia로서 설계요구조건을 거의 만족하였다. 그러나, 조절압력은 335 psia로서 설계조건보다 4%

이상 낮게 측정되었다. PTA-I 시험의 결과를 바탕으로 레귤레이터의 설계를 수정하였으며, 개선된 레귤레이터의 성능은 PTA-II 시험에서 확인하였다.

Table 4. Test data of regulator performance

	1차	2차	3차	4차	평균
기밀압력(psia)	372	370	373	373	372
조절압력(psia)	336	335	335	334	335
안정화시간(sec)	1.96	1.6	2.14	1.22	1.73

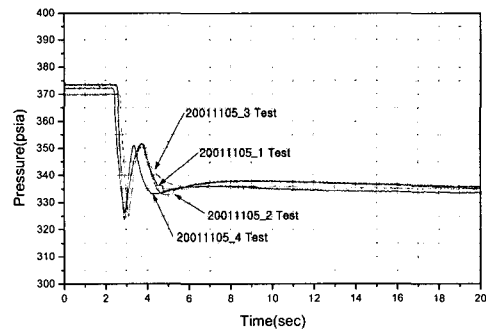


Fig. 14 Fuel tank pressure

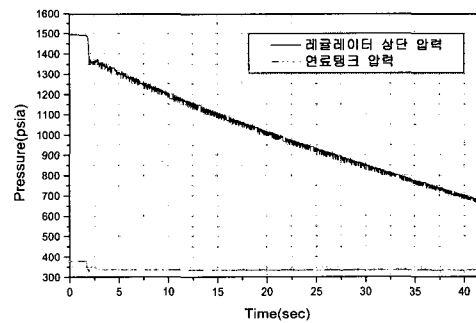


Fig. 15 Tank pressure with variation of pressurant pressure

#### 3.4.2 상단압 변화에 따른 레귤레이터 성능 특성

상단압력이 급격하게 변화하는 상황에서 레귤레이터가 추진제 탱크압력을 균일하게 조절할 수 있는지 살펴보았다. Fig. 15와 같이 약 40초동안 상단 압력을 1500 psia에서 650 psia까지 변화시켰다. 시험결과 상단압력의 변화에 관계없이 레귤레이터의 압력조절 능력이 일정함을 확인하였다. 하지만, 발사체에서의 헬륨 가압탱크 압력

이 4500 psia 이상인데 반해, PTA-I 시험에서는 헬륨공급 압력이 최대 1500 psia이므로, 보다 높은 압력에서의 시험은 PTA-II 시험을 통해 수행하였다.

#### 3.4.3 Ullage 부피변화에 따른 레귤레이터 특성

추진제 탱크 내의 ullage 부피 변화에 따른 레귤레이터의 초기 동특성을 살펴보았다. Ullage 부피의 변화는 추진제 탱크 내의 충전레벨을 다르게 함으로써 모사하였고, Fig. 16에 결과를 나타내었다.

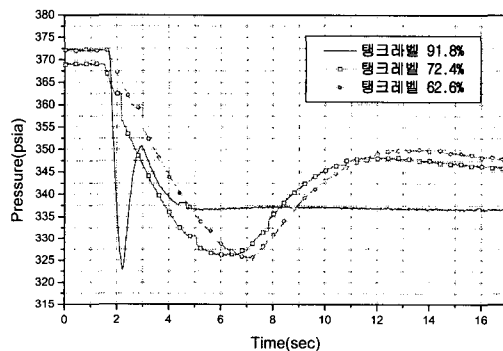


Fig. 16 Tank pressure with variation of tank level

시험결과 탱크레벨에 관계없이 탱크압력의 최대값과 최소값은 거의 일정하였으나, 탱크레벨이 낮아질수록, 즉 ullage 부피가 커질수록 압력의 안정화 시간이 길어짐을 알 수가 있다. 이것은 레귤레이터가 정상적인 성능을 낼 수 있는 하단부 ullage의 부피가 제한되어 있으며, 그 이상일 경우에는 짧은 시간내의 조절능력을 상실하게 됨을 말한다.

#### 4. 결 론

추진기관 공급계의 구성품에 대한 설계 검증 및 시스템 인증차원에서 PTA-I 시험이 수행되었다. 안전을 위하여 물을 이용하여 시험을 수행하였고, 발사체 구성과 달리 반복시험이 가능하도록 시험설비를 구축하였다.

추진제 공급부의 차압분포 및 유량데이터를 획득하고 이를 설계 데이터와 비교하였다. 시험을 통해 배관 시스템의 설계가 타당함을 확인하였으며, main 밸브의 성능에 문제가 있음을 확인하였다. 엔진 입구로 추진제가 안정되게 공급되는지 살펴보기 위하여 main 밸브 하단에서 정압과 동압을 측정하였고, 시험결과 공급계에서 특별한 주파수 특성을 보이지 않고 압력의 섭동이 RETF의 요구조건을 만족함을 확인하였다. 또한, 수동적 유량조절 기구인 venturi의 성능특선 곡선을 통해 엔진으로의 추진제 유량 조절능력을 확인하였다. 레귤레이터의 기밀압력, 조절압력, 상단압 변화에 따른 성능특성, ullage 변화에 따른 성능특성 시험을 통하여 추진기관 공급계 가압부의 설계검증 및 성능특성을 파악하였다. 시험의 결과는 공급계 구성품의 재설계 및 시스템의 수정보완에 반영되었다.

#### 후 기

본 논문은 과기부 특정연구개발과제인 “3단형 과학로켓 개발사업” 결과의 일부임을 밝힙니다.

#### 참 고 문 헌

1. Ring, E, Rocket propellant and Pressurization Systems, Prentice-Hall, Inc , 1964
2. D. K. Huzel and D. H. Huang, “Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines,” *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 147, 1992
3. 조원국, 문윤완, 권오성, 조인현, “액체로켓 추진제 공급계에서 캐비테이션 벤츄리의 유량제어 특성” 한국항공우주학회 제30권 제6호, 2002, pp46~52
4. 채연석 외, “3단형 과학로켓 개발 사업 (III)”, 과학기술부 연구보고서 N99081, 한국항공우주연구원, 2000