

PTA-II 시험설비를 활용한 KSR-III Rocket 추진기관시스템 종합시험

강선일, 조상연, 권오성, 이정호, 오승협, 하성업, 김영한*

Test of KSR-III Rocket Propellant Feeding System Using PTA-II Test Facility

Sun-il Kang, Sang-yoen Cho, Oh-sung Kwon, Jeong-ho Lee, Sung-up Ha, Young-han Kim, Seung-hyup Oh

Key word : KSR-III rocket, test facility, sounding rocket, feeding system

Abstract

The KSR-III developed by KARI is the first rocket vehicle which is adopting the liquid propellant rocket engine system in Korea. Not only the engine itself, but also the propellant feeding system is one of the most important component in liquid rocket vehicle. In this paper, the authors are intended to introduce the multi-purpose test facility(PTA-II Test Facility) which is constructed for the variety of tests on KSR-III feeding system(single component tests, verification tests, cold flow tests and combustion tests). With the results of these tests, we can identify the characteristics of rocket feeding system and decide the optimum setting values of feeding system for the successful flight.

1. 서론

한국항공우주연구원에서는 과학 관측목적으로 과학로켓1호(KSR-I), 과학로켓2호(KSR-II) 등 자체 개발 한 바 있으며, 현재 진행중인 과학로켓3호(KSR-III) 개발과제를 통해 액체추진제 로켓 엔진 및 관련 시스템의 개발을 진행중에 있다. 기존의 과학 1, 2호와는 달리 과학3호는 액체로켓 엔진을 채용하였기 때문에 엔진을 제외한 추진제 공급시스템(Feeding System)의 개발을 병행하였으며, 그간 다양한 연구결과가 발표된 바 있다.

본 논문에서는 추진기관 종합시험을 위해 개발된 Propulsion Test Article No. 2(이하 PTA-II)을 활용하여 수행한 각종 시험 결과를 정리하고, 이를 통하여 도출된 각종 파라미터들을 정리하고자 한다.

2. PTA-II 시스템 구성

PTA-II 시험설비는 KSR-III 로켓의 추진기관 공급계통 종합 성능시험설비로써 아래와 같이 구성된다.

- 지상설비 추진제 공급계통
- 통합 제어/계측 시스템
- 추진기관 공급계통(배관, 밸브류)
- 지상설비 추진제 공급계통
- 추진기관 제어기
- KSR-III Liquid Rocket Engine
- Test Stand
- Flame Deflector 및 Water Injector
- 소방설비/발전설비/방송, 통신 및 기타 유틸리티



Fig. 1 Overview of PTA-II Test Area

3. PTA-II 시험설비의 성능 범위

PTA-II 시험설비의 시험가능 범위는 다음 Table. 1과 같다.

Table. 1 Allowable Capacity of PTA-II Facility

시험 대상물	KSR-III 로켓 비행 모델 및 시험 모델 엔진 및 공급계통
시험 종류	실제 추진제를 사용한 비연소 수류시험 및 연소시험
시험 가능 추력 범위	Max. 20톤
시험 가능 압력 범위	100 psi ~ 500 psi (추진제 가압압력 기준)
연소 지속 시간	Max. 60 sec (KSR-III Rocket용 엔진 기준)
계측 Channel	저주파 128 CH, 고주파 36 CH, 온도 60 CH
계측 Frequency	Max. 1 kHz(저주파), 20kHz(고주파), 0.5 Hz(온도)
추진제 저장능력	20,000t(LOX), 10,000 t(Kerosene)

* 한국항공우주연구원 추진기관연구부,
강선일(aerodol@kari.re.kr), 조상연(chosangy@kari.re.kr)
권오성(oskwon@kari.re.kr), 이정호(leejh28@kari.re.kr)
오승협(shoh@kari.re.kr), 하성업(suha@kari.re.kr)
김영한(yhkim@kari.re.kr)

4. PTA-II 시스템을 활용한 시험

PTA-II 시스템은 KSR-III Rocket Feeding System의 시스템으로서의 성능을 입증하는 설비로서 다음 Table. 2와 같은 시험을 수행 또는 계획하고 있다.

Table. 2 Allowable Test of PTA-II Facility

시험 종류	시험 목적
작동시험	추진계통 구동파트(밸브류)의 작동 특성 확인
기밀시험	추진계통 각 부분의 조립성 확인 및 압력조절장치 특성 확인
실추진제 수류시험	추진계통의 수력학적 특성 파악
점화 시험	KSR-III Rocket 점화시스템 특성 파악
일반 연소시험	연소시험상태의 추진계통 수력학 특성 파악 및 엔진의 수직형 연소상태 특성 파악
엔진 김벌링 연소시험	KSR-III Rocket 엔진 김벌링 시스템의 특성파악 및 김벌링 상태에서의 추진계통 특성 파악
단인증 연소시험	KSR-III Rocket 1단 Total System의 연소(비행) 특성 파악

4.1 실추진제 수류시험

KSR-III Rocket 추진기관 공급계통에 대한 수력학적 특성을 확인하는 시험을 의미한다. 추진계통에 대한 수류시험은 두가지 형태로 실시하였다. 먼저 물(Water)을 사용한 수류시험을 통해 공급계의 대략적 특성을 확인하고 가압압력을 조절하는 압력 조절기에 대한 1차 설정을 PTA-I 시험설비를 별도로 구축하여 실시하였으며, PTA-II 시험설비에서는 PTA-I 시험 결과를 토대로 하여 실제 추진제인 Kerosene과 LOX를 사용하여 수류시험을 실시하였다. 수류시험을 통해 다음 Fig. 2, Fig. 3와 같은 결과를 도출하였고, Table. 3와 같은 추진계통 특성을 확인할 수 있었으며, 이를 토대로 엔진의 안정 연소를 위한 추진계통 Tuning 작업을 수행하였다.

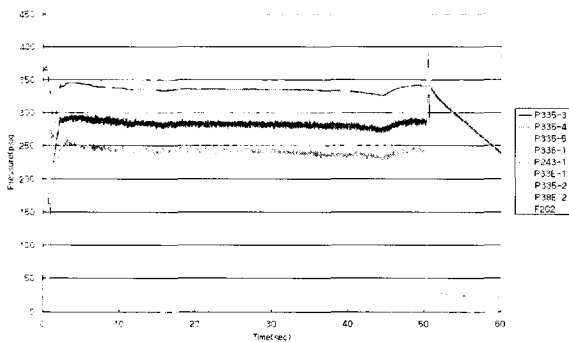


Fig. 2 Test Result of Spilling Test - 1 (LOX)

엔진 내부에서 안정적인 연소가 일어나기 위해서는 추진계통의 밸브가 개방되고 실제로 추진제가 엔진 내부로 유입되는 시간을 정확히 파악하여야 한다. 만일 이것이 정확히 파악되지 않을 경우 산화제와 연료의 주입 순서가 역전되거나 또는 주입 시간 간격이 의도하지 않은 결과가 발생할 수 있으며, 이는 초기 불안정연소 또는 Hard Start의 원인이 될 수 있다. 따라서 점화시험 및 연소시험 전에 엔진을 통하여 추진제를 분사하고 추진제가 엔진 매니폴드를 완전히 채운 후 인젝터를 통해 분사

되는 시점을 파악하기 위한 수류시험을 실시하였으며 그 결과는 다음 Fig. 4와 같다.

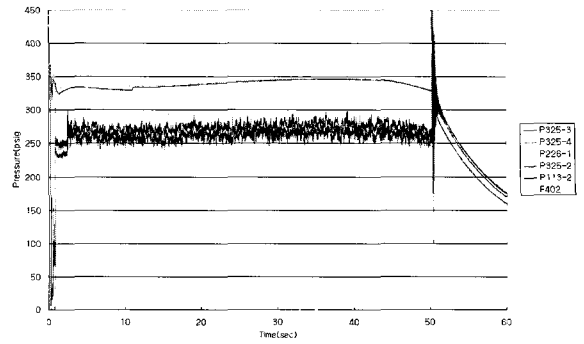


Fig. 3 Test Result of Spilling Test - 2 (Kerosene)

Table. 3 Characteristic Value of KSR-III Feeding System(Spilling Test)

조건	목표값	센서명	측정값
탱크압력 (산화제)	350 psi (335 psig)	P-243-1	336 psig
탱크압력 (연료)		P-113-2	340 psig
산화제유량	42 kg/sec (38 l/sec)	F202	37.62 l/sec
연료유량	18 kg/sec (22.5 l/sec)	F402	22.38 l/sec

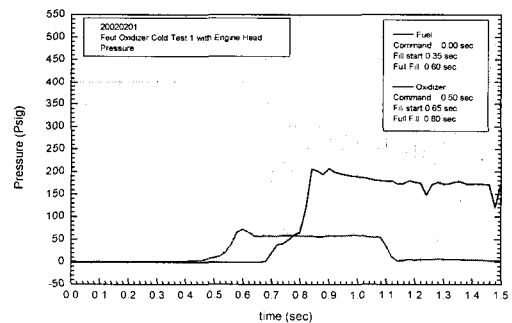


Fig. 4 Pressure of Engine Manifold (Spilling Test)

4.2 점화시험

KSR-III Rocket 추진기관 중 점화부 특성 확인을 위한 시험을 의미한다. KSR-III Rocket의 점화 메커니즘은 접촉발화성 추진제인 TEAL을 Kerosene을 통하여 엔진 내부로 분사하고 동시에 적정 유량의 LOX를 공급하여 초기 점화시킴, 뒤이어 연료 및 산화제의 실제 유량이 공급되며 연소하는 과정으로 구성된다.

PTA-II 시험장에서는 총 3차에 걸친 점화라인 수류시험과 점화시험을 통해 점화기를 통한 초기 연소에너지가 충분히 공급되는 것을 확인하였으며, 안전한 연소를 위한 점화 Sequence 개발을 완료하였다.

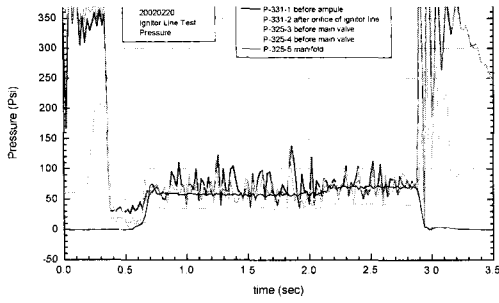


Fig. 5 Pressure of Ignition Catridge

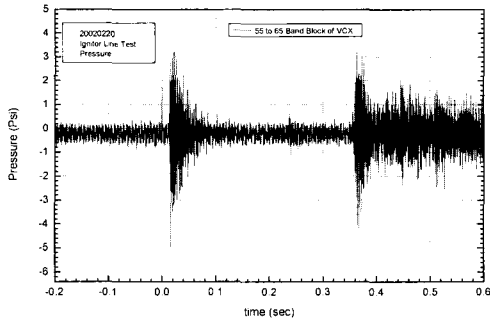


Fig. 6 Vibration of Ignition Test(X-axis)

4.3 연소시험

PTA-II 시험실비를 활용하여 현재까지 총 8회의 연소시험을 수행하였다. 시험 초기에는 점화시퀀스 확인 및 초기 거동 확인을 위해 0.8초간 연소하는 도입시험을 실시하였고 그 결과는 다음 Fig. 7과 같다.

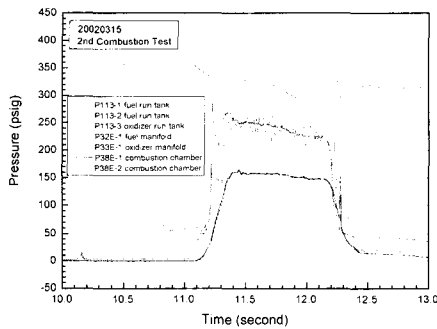


Fig. 7 Static Pressure of 1st Firing Test

Fig. 7의 결과에서 알 수 있듯이 초기 점화 구간의 특성은 점화시험의 결과를 그대로 보여주고 있으며 엔진 챔버압(P-38E-1, P-38E-2)이 목표치(185 psig)에 비해 낮게 계측되었으며 이는 예상치 못했던 연소 불안정성이 발생하였기 때문이다 (Fig. 8 진동 측정결과 참조).

연소 불안정성 문제는 이후 PTA-II 시험에서 지속적으로 나타났으며, 5차시험에서부터 엔진 내부 배플 적용으로 개선할 수 있었다(Fig. 9, 10 참조).

5차시험 이후로 배플 엔진이 적용되어 시험 수행하였으며 8

차 시험에서 총 연소시간 36초에 도달하였다(Fig. 11 참조). 8차 시험의 경우도 엔진 내부의 배플이 손상되며 배플의 연소 불안정 제어 능력 상실로 시험이 중단되었다.

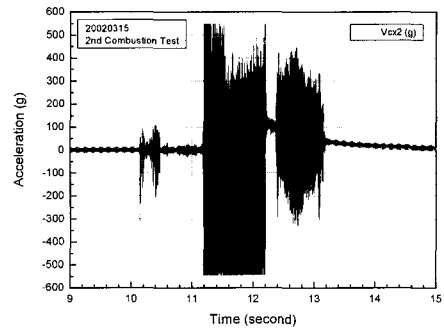


Fig. 8 X-axis Vibration of 1st Firing Test

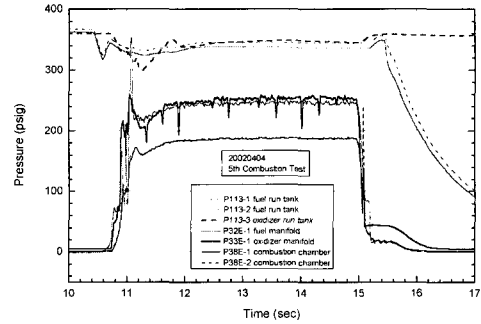


Fig. 9 Static Pressure of Short Duration (t=4sec) Firing Test

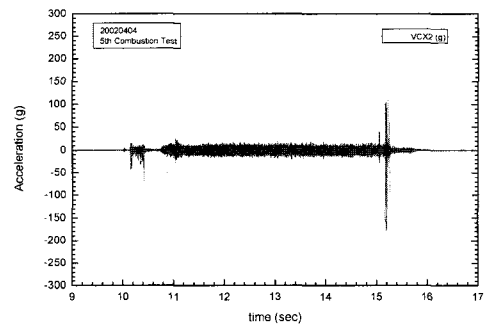


Fig. 10 X-axis Vibration of Short Duration(t=4sec) Firing Test

연소시험 결과를 보면 연소불안정이 발생하지 않는 한 모든 시험 결과는 재현성을 보이고 있으며, Table. 4의 결과에서 알 수 있듯이 KSR-III Rocket의 성능 요구치에 근접한 결과를 보이고 있다. 또한 항우연 소내에서 시험 진행중인 엔진 연소시험 결과와 동일한 결과를 보여주고 있으므로 KSR-III Rocket 추진제 공급을 위한 추진계통은 엔진이 안정적으로 연소할 수 있는 균일한 공급 능력을 가진 것으로 판단되며 이를 적용한 KSR-III

Rocket은 정상적인 비행능력을 발휘 할 수 있으리라 판단된다.

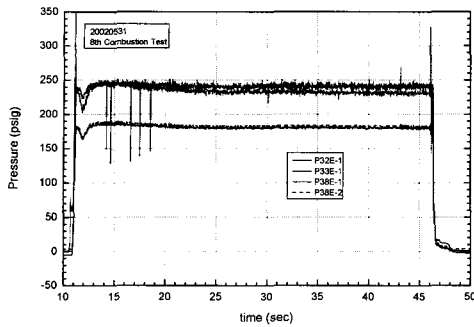


Fig. 11 Static Pressure of Long Duration(t=36sec) Firing Test

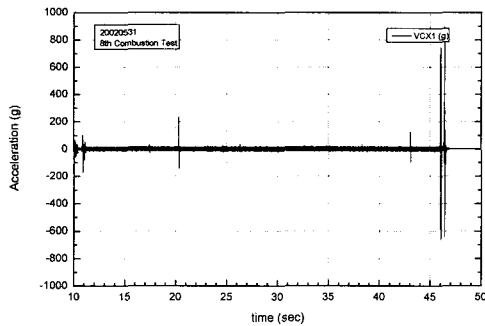


Fig. 12 X-axis Vibration of Long Duration(t=36sec) Firing Test

4.4 시험 수행 내역

PTA-II 시험설비를 활용한 KSR-III 추진기관 종합시험은 현재까지 총 50여회의 각종 비연소 시험과 3회의 점화시험, 8회의 연소시험 등 다양한 시험을 실시하였으며, 그 상세 내역은 다음 Table. 5와 같다.

5. 향후 계획

그동안 PTA-II 시험장의 각종 시험을 통해 KSR-III Rocket 공급계의 비연소 시험 특성을 확인하였으며, 총 8차례의 연소시험을 통해 KSR-III Rocket 공급계의 연소 중 특성을 확인하였다. 향후 진행될 엔진 김벌링 연소시험과 비행용 Rocket의 1단 조립체 시험을 통해 비행시험의 모사시험을 실시하여 비행시험의 참고 자료로 활용하고자 한다.

6. 결론

PTA-II 시험설비는 KSR-III Rocket의 공급계 시험설비로서 그간 다양한 시험을 통해 추진기관 공급계의 특성 파악 및 안전 작동 조건을 확보하였다. 시험 결과 실추진체를 사용한 수류시험의 특성과 연소시험의 특성이 유사함을 파악할 수 있었으며, 또한 Rocket 성능 요구치에 근접한 시험 결과를 얻을 수 있었고, 이는 향후 진행될 비행시험용 기체의 Hardware 설정값으로

사용될 수 있다. 향후 국내 Rocket 관련 기술 발전을 위해서는 PTA-II에서 한단계 발전한 시험 설비가 필요하며, 좀 더 다양한 시험을 통해 공급계 및 엔진의 특성을 파악하는 것이 매우 중요할 것이다.

Table. 4 Characteristic Value of KSR-III Feeding System(Firing Test)

조건	목표값	센서명	측정값
탱크압력 (산화제)	350 psi	P-243-1	325 psig
탱크압력 (연료)	(335 psig)	P-113-2	340 psig
엔진 챔버압	200 psi (185 psig)	P-38E-1, 2	184.5 psig

Table. 5 List of Test by PTA-II Facility

시험명	시험횟수	시험내용
연료라인 수류시험	23회	· 압력조절 Regulator 세팅 · 추진계통 배관특성 확인 · 유량조절 벤츄리 특성 확인
산화제라인 수류시험	14회	· 압력조절 Regulator 세팅 · 추진계통 배관특성 확인 · 유량조절 벤츄리 특성 확인 · 부품 및 시스템 극저온특성 확인
종합 수류시험	13회	· 연료/산화제 동시 가압에 따른 추진계통 특성 파악 · 추진계통 공급능력 확인
엔진 수류시험	15회	· 밸브 작동특성에 따른 점화 시퀀스 개발
점화시험	3회	· 점화기 카트리지 성능 확인
연소시험	8회	· 연소 상태의 공급계 특성 파악 · 수직 연소상태의 엔진 특성 파악 · 배플 적용 엔진의 연소 특성 파악 · 엔진 및 공급계 Duration Test

후기

본 논문은 과학기술부 지원 '3단형 과학로켓 개발사업'의 일환으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 권오성, 정영석, 정태규, "KSR-III 추진기관 공급계 PTA-I 종합수류시험", KARI-PSI-TN-2001-001, Dec., 2001
- [2] 강선일, 오승협, 이대성, "PTA-II 시험설비 구축 및 작동시험", KARI-PSI-TN-2001-005, Dec., 2001
- [3] 박 정, 강선일, 김영한, 김용욱, "소형액체로켓엔진의 점화과정 및 수명시험", 추진공학회 춘계학술발표회, June, 2000
- [4] 강선일 외, "KSR-III Rocket 추진기관시스템 종합시험설비 구축 및 입증", 우주발사체개발 심포지움, 2002
- [5] 홍용식, "우주추진공학", 청문각, 1993