

## PTA-II 시험설비를 활용한 KSR-III Rocket 추진기관 종합시험

\*강선일, 권오성, 이정호, 김영한, 하성업, 오승협, 이수용

### KSR-III Integration Power Plant Test Using PTA-II Test Facility

Kang Sun Il, Kwon Oh Sung, Lee Jung Ho, Kim Young Han, Ha Sung Up, Oh Seung Hyup,  
Lee Soo Yong

#### Abstract

The KSR-III developed by KARI is the first rocket vehicle which is adopting the liquid propellant rocket engine system in Korea and its flight test was successfully done last year.

KSR-III is a sounding rocket class launch vehicle, but there is a sense to accomplish design, manufacture, performance test and finally its flight test by domestic technology.

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) and its test results.

#### 1. 서론

한국항공우주연구원에서는 지난해 국내 최초로 액체추진방식 로켓(KSR-III)의 비행시험을 성공한 바 있다. 본 논문에서는 KSR-III 개발 과정에서 최종단계로 수행된 Rocket 추진기관 종합시험(Integrate Power Plant Test) 및 전기체 인증시험(Stage Qualification Test)을 통해 습득된 기술과 이러한 시험을 위한 시험설비(PTA-II)에 관해 기술하고자 한다.

#### 2. 추진기관 종합시험(IPP Test)

추진기관 종합시험(Integrate Power Plant Test)은 액체 추진기관을 구성하는 모든 부품(엔진, 탱크류, 배관류, 밸브류, 센서류 및 기타 제어기기류)을 집합하여 구성된 추진 시스템의 성능을 확인하고, 설계 목표에 맞게 보정하는 것

표 1. IPP Test를 통한 설계 Feedback 내역

항 목	내 용
극저온 밸브	· 극저온 환경에서의 액추에이터 작동 이상 발생 → 밸브 몸체와 액추에이터 연결부 개량 → 추진제탱크 단열 시공 → 재질 변경 및 상온 가스 퍼지 적용 · 빙결로 인한 Limit S/W 접촉 불량 → Limit S/W 설계 개량
엔진	· 연소불안정 발생 → Baffle 적용
가압부	· 고압에서 초기 특성 불안정 발생 → 2단(고압, 저압) 압력조절시스템 적용
제어 Unit	· 엔진 시동 및 소화 Sequence 결정 → 비행용 제어 Unit에 이식
가압 Process	· 가압 초기 LOX와 접촉으로 인한 가압 가스 Condensation Quantity 측정 → 비행시험 Process 결정
운용 Procedure	· 비행시험 전 최종 확인 Procedure (추진 부문) 결정

\* 한국항공우주연구원(KARI)

을 말한다. 이는 로켓 시스템의 90% 이상을 차지하는 추진기관의 성능을 종합 확인하는 단계이므로 매우 복잡하고 어려운 과정이다. KSR-III 개발 과정에서는 약 2년여에 걸쳐 80여회의 각종 시험들이 수행되었으며, 매 시험 후 발생한 특이사항들을 표 1과 같이 설계 및 제작단계로 Feedback하여 최적화함으로써 성공적인 비행시험의 밑거름이 되었다[1][2][3].

IPP 시험을 통해 시험기법 및 결과 평가 관련하여 또한 다양한 결과를 얻을 수 있었으며, 다음 표 2와 같이 정리할 수 있다.

표 2. IPP 시험 관련 습득 기술

항 목	내 용
안전관리	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 시험장 일반 안전관리 기법</li> <li>· 시험 중 발생 가능한 비상상황 및 대처 기법</li> </ul>
시험기법	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 고주파 압력 계측 및 판단 기법</li> <li>· 자동 및 수동 비상정지 기법</li> <li>· 안전한 엔진 시동 및 소화 Sequence</li> <li>· 비행시험을 위한 시스템 운용 절차 및 시나리오 개발</li> <li>· 액체추진제 로켓 시스템 단품 및 Subsystem 인증 기준 확립</li> <li>· 단일중 시험 절차 및 인증 기준 확립</li> </ul>
시험평가	<ul style="list-style-type: none"> <li>· 고주파 계측 및 자료 후처리 기법</li> <li>· 연소 특성과 관련된 자료처리 및 평가 기법</li> <li>· 시험 데이터를 활용한 비행시험 결과 예측 기법</li> </ul>

### 3. IPP Test Facility(PTA-II)

PTA-II 시험설비는 KSR-III 로켓의 추진기관 공급계통 종합 성능시험(IPP Test)설비이다.

PTA-II 시험설비는 국내 최초의 액체로켓 수직형 시험설비이며, 국내 유일의 전기체 연소시험이 가능한 시험설비이다. 그리고 지난 12개월여의 운용 기간 중 특별한 사고 없이 안전하게 운용되었으며, 요구되는 대부분의 결과를 얻어낼 수 있었고 이를 바탕으로 KSR-III의 성공적 비행시험의 기초가 되었다. 또한 시험설비의 설계/구축/운용의 전 과정이 순수 국내기술로 이루어

어졌다. 이를 위해 PTA-II 시험설비에는 다양한 신기술의 적용이 시도되었다.

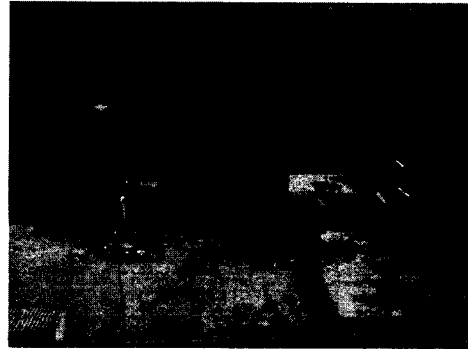


그림 1 PTA-II 시험장 전경

#### 3.1 Flame Deflector

Flame Deflector는 고온, 고압의 분사가스로부터 시험시설과 주변시설이 영향을 받지 않도록 후류 및 화염을 안전한 방향으로 유도하기 위한 설비이다. 수평형 시험설비나 짧은 연소시간과 추력을 갖는 엔진의 시험설비에서는 그다지 중요하지 않으나 KSR-III급 엔진의 수직형 시험을 위해서는 연소가스가 지면에 부딪히며 역류하는 현상을 막기 위해서는 필수적이다.

PTA-II 시험설비에 적용한 Flame Deflector 형상 관련 주요 변수는 다음과 같다.

표 3. Flame Deflector 형상 변수

Geometry Parameter	Value
Impinging Point	30°
Impinging Point to Tangent Point	1 m
Separation Distance	2.5 m
Exit Radius	1.5 m
Up-lift Angle	0°
Deflector Width	2 m

Flame Deflector 설계는 주요 형상변수의 설계권 고치[5]를 바탕으로 PTA-II 시험설비의 현장 여건에 맞도록 표 3과 같이 결정하였다. 또한 시공 전에 유동해석을 통해 적용 가능성을 검토하였으며, 그

결과는 다음과 같다[6].

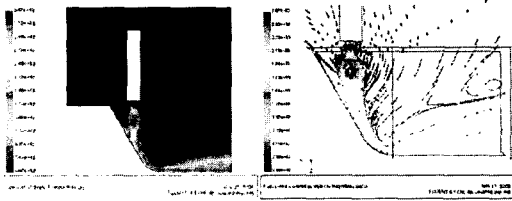


그림 2 Flame Deflector 유동해석 결과  
해석 결과에서와 마찬가지로 시험 중 화염 역류로 인한 문제점은 발생하지 않았다.

### 3.2 Fire Extinguishing System

PTA-II 설비를 구축함에 있어 가장 고심했던 부분의 하나이다. KSR-III Rocket은 연료로 Kerosene을 사용하기 때문에 화재가 발생하면 물 등으로는 진압이 어렵다. 또한 대부분의 설비를 원격 제어하기 때문에 소화 용제가 대량 살포되는 시점에서는 시험설비 전체를 포기하여야 하는 문제점이 있다. PTA-II에서는 이러한 문제를 고려하여 화재 발생을 3단계로 분류하고 그에 따라 다른 소화 및 화재 대처방안을 표 4와 같이 마련하였다.

표 4의 화재 상태 판단은 시험장 책임자의 판단에 의하며, 각 상태의 진압은 주조정실의 조작 패널을 소방 담당자의 수동 조작에 의해 구현하는 방식을 사용하였다. 초기에 자동 인식에 의한 시스템 구현을 고려하였으나, 엔진 연소 배기 가스가 워낙 강력한 화염원인 관계로 오동작의 우려가 많아 수동 조작 시스템으로 전환하였다. 이 부분의 자동화는 향후 과제로 생각하고 있다.

일반적으로 CO<sub>2</sub> 가스와 같은 질식형 소화용제는 폐쇄된 공간에서 유용한 것으로 알려져 있으나 PTA-II에서는 화염원(엔진) 주변에 단기간에 다량의 가스를 집중 분사함으로써 화염원을 조기에 제거하는 방법을 사용하였으며, CO<sub>2</sub> 가스 집중 분사에 의한 효과는 충분함을 10여회 연소

시험을 통해 확인하였다.

표 4. PTA-II 에서의 화재 진압 단계

화재 상태	화재 상황	진압 방식
일반 화재	일반 운용 중 작은 화재 발생	수동 소화기
화재 1단계	연소시험 중 작은 화재	CO <sub>2</sub> 가스 분사
화재 2단계	연소시험 중 화재 1단계로 진압이 되지 않는 경우	Foam Generator 분사
화재 3단계	연소시험 중 화재 2단계로 진압이 되지 않는 경우	스프링클러 분사 및 인원 대피, 외부 연락

화재 2단계 시 적용되는 Foam Generator는 일반 유류 화재에 적용되는 거품형 고착식 소화용제를 단시간 내에 집중 분사하는 형태의 소화 방식이다. 화재 3단계의 스프링클러는 화염 진압의 목적 보다는 화염 전파의 지연을 통한 인원 대피와 외부 소방팀 투입까지 현장 유지 목적의 물 분사를 의미한다.

### 3.3 Water Injector

Flame Deflector는 로켓 연소가스의 방향을 전환시켜 역류하지 않고 안전하게 배출하기 위한 설비이다. 로켓 연소가스는 매우 고온이므로 별다른 조치 없이 배출하게 되면 Flame Deflector Impinging point 주변의 구조적 파괴가 발생한다. PTA-II에서는 이를 방지하기 위해 연소가스 내부에 Water Injector를 설치하여 연소가스의 온도 및 모멘텀을 감소시킨 형태로 배출하는 방식을 사용하였다. 보통 Flame Deflector 구조물 내부에 냉각채널을 만들어 Flame Deflector 자체를 냉각시키는 방법이 일반적이거나, 이는 다량의 냉각수가 필요한 문제가 있어 PTA-II에 적용하지 못하였다. 대신에 Rocket 후류에 직접 물 분사 노즐을 삽입하고 화염의 온도를 낮추어주는 방법을 적용하였다. 이때 문제가 되는 것은 연소가스 내부로 삽입되는 물 분사장치가 고온의 연소가스에 용융되거나 파손될 수 있다는 점이다. 이를 해결하기 위해

PTA-II에서는 로켓 엔진 재생냉각 기술을 이용한 물 분사장치를 개발하였으며, 연소시험을 통해 그 효과를 확인하였다.

### 3.4 Vertical Test Stand

PTA-II 시험설비는 로켓 엔진을 중력방향으로 거치하고 시험할 수 있는 수직형 연소시험 설비이다. 또한 발사체 기체를 모사하여 공급계 거동 특성을 확인하며, 최종적으로 비행용 기체를 거치할 수 있도록 설계 및 제작 되었다.



그림 3 Vertical Test Stand

Test Stand는 크게 4부분으로 나뉘며, 각각 Test Cabin, 작업대, Test Stand, 엔진장착 치구 등이다. Test Stand는 연소시험 중 중력방향으로 약 8ton(추진제 3ton, 구조물 5ton)의 정하중을 받고 연소시험 중에는 중력 반대방향으로 13ton의 동 하중을 받기 때문에 강성 및 연성이 적절히 안배되어야 하며, 지상과의 연결 시 진동에 의한 파손을 방지하기 위한 진동 방지설비 또한 중요하다. PTA-II에서는 설계단계에서 해석을 통해[7] 구조물 특성을 확인하였고, 연소시험을 통해 확인하였다.

### 4. 결론

PTA-II 시험설비는 KSR-III Rocket의 공급계 시험설비로서 그간 다양한 시험을 통해 추진기관 공급계의 특성 파악 및 안전 작동 조건을 확

보하였으며, 시험결과를 각종 개발품 성능 보완 과정에 반영할 수 있었다.

현재 PTA-II 시험설비는 그 수명을 다해 철거된 상태이며, 본 연구원에서는 PTA-II 설비의 구축 및 운용관련 경험을 바탕으로 KSLV급 시험을 위한 새로운 종합시험설비 구축을 계획 중이다. 비록 단기간 운용에 그친 설비이나, Flame Deflector, Water Injector, Fire Extinguishing System을 비롯한 안전설비, Vertical Test Stand 등 귀중한 경험을 남겼으며, 이를 통해 국내 로켓 기술의 한 단계 발전을 이루었다. 아울러 KSLV용 종합 시험 설비에서는 경험을 토대로 한 단계 더 진보할 수 있어야 할 것이다.

### 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. 강선일 외, "KSR-III Rocket 추진기관시스템 종합시험설비 구축 및 입증", 우주발사체개발 심포지움, 2002
4. 홍용식, "우주추진공학", 청문각, 1993
5. "Standard for Flame Deflector Design," John F. Kennedy Space Center, NASA, 1990
6. 박승경, 강선일 외, "화염유도로 주위의 3차원 초음속 제트 유동 해석", 기계공학회 춘계학술발표회, 2001
7. 현대모비스 응용기술연구부, "PTA-II Test Stand 구조 특성 해석", 연구보고서, 2001