

# KSR-III 로켓 추진기관 연소시험

## Firing Test of KSR-III Rocket Propulsion System

<b>강선일*</b> Sun-Il Kang	<b>권오성*</b> Oh-Sung Kwon	<b>이정호*</b> Jung-Ho Lee	<b>김영한*</b> Young-Han Kim
	<b>하성업*</b> Seong-Up Ha	<b>조광래*</b> Kwang-Rae Cho	

### ABSTRACT

The KSR-III rocket 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 firing test results.

주요기술용어(주제어) : Rocket(로켓), Launch Vehicle(발사체), Verification Test(인증시험), Firing Test(연소시험), Flight Test(비행시험)

## 1. 서론

한국항공우주연구원은 인공위성 발사체의 설계, 제작 및 발사 능력 확보를 위하여 1990년부터 로켓 개발 연구를 수행하고 있으며 현재 소형위성발사체(Korean Space Launch Vehicle, 이하 KSLV) 개발 사업을 수행중에 있다.

본 논문에 기술한 3단형 과학로켓(Korean Sounding Rocket III, 이하 KSR-III)은 과학 관측을 목적으로

순수 국내 기술로 개발된 로켓으로, 액체추진 방식을 채용하였으며, 2002년 11월 28일 발사에 성공하였다. 본 논문에서는 KSR-III 개발과정의 일환으로 수행된 추진기관 종합시험설비(Propulsion Test Article II, 이하 PTA-II) 시험 중 연소시험의 과정 및 결과를 위주로 기술하고자 한다.

## 2. 시험설비

### 가. 시험설비의 구성

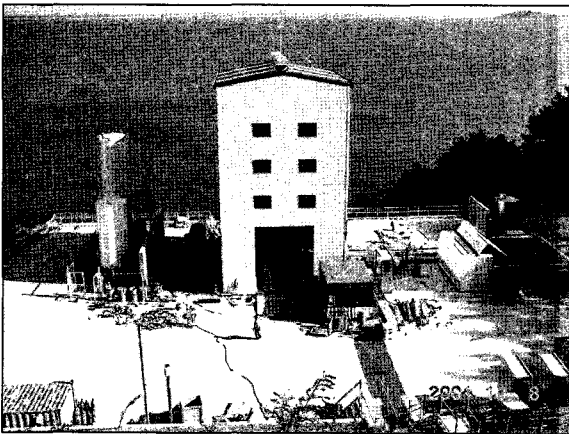
PTA-II 시험설비는 KSR-III 로켓의 추진기관 공급계통 종합 성능시험설비로써 아래와 같이 구성된다.

† 2004년 5월 13일 접수 ~ 2004년 6월 18일 심사완료

\* 한국항공우주연구원 KSLV사업단(KARI)

주저자 이메일 : aerodol@kari.re.kr

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



[그림 1] PTA-II 시험설비 전경

[표 1] PTA-II 시험설비 시험 가능 범위

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	20,000 l (LOX), 10,000 l (Kerosene)

나. 시험설비 성능 범위

PTA-II 시험설비의 시험가능 범위는 다음 표 1과 같다.

### 3. PTA-II 시험설비를 활용한 시험

KSR-III Rocket 개발 기간 중 PTA-II 시험설비를 활용하여 다양한 시험을 실시하였다. 수행된 시험의 종류 및 시험 수량은 다음 표 2, 표 3과 같다.

### 4. PTA-II 연소시험

PTA-II는 일종의 수직형 시험대(Vertical test stand)로써 비행용 추진기관 시스템과 동일한 조건으로 추진기관의 각 부품을 설치하였으며, 엔진 연소 후류가 중력 반대방향으로(지구 중심방향으로) 분사된다. 이를 이용하여 추진기관 공급계를 구성하는 각 구성 부품과 서브시스템 및 공급계 전체 시스템의 설

[표 2] PTA-II 시험설비를 활용해 수행 가능한 시험

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 수력학적 특성 파악 및 엔진의 수직형 연소상태 특성 파악
엔진 김발링 연소시험	KSR-III Rocket 엔진 김발링 시스템의 특성파악 및 김발링 상태에서의 추진계통 특성 파악
단인증 연소시험	KSR-III Rocket 1단 Total System의 연소(비행) 특성 파악

[표 3] PTA-II 시험설비를 통해 수행된 시험 내역

시험명	시험 횟수	시험내용
연료라인 수류시험	23회	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 압력조절 Regulator 세팅</li> <li>• 추진계통 배관특성 확인</li> <li>• 유량조절 벤추리 특성 확인</li> </ul>
산화제라인 수류시험	14회	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 압력조절 Regulator 세팅</li> <li>• 추진계통 배관특성 확인</li> <li>• 유량조절 벤추리 특성 확인</li> <li>• 부품 및 시스템 극저온특성 확인</li> </ul>
종합 수류시험	13회	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 연료/산화제 동시 가압에 따른 추진 계통 특성 파악</li> <li>• 추진계통 공급능력 확인</li> </ul>
엔진 수류시험	15회	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 밸브 작동특성에 따른 점화 시퀀스 개발</li> </ul>
점화시험	3회	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 점화기 카트리리지 성능 확인</li> </ul>
연소시험	10회	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 연소 상태의 공급계 특성 파악</li> <li>• 수직 연소상태의 엔진 특성 파악</li> <li>• 배플 적용 엔진의 연소 특성 파악</li> <li>• 엔진 및 공급계 Duration Test</li> </ul>

[표 4] PTA-II 시험설비를 활용한 연소시험 수행 내역

시험명	시험목적	연소 시간	비고
1차 시험	점화특성 파악 비상정지조건 획득	0.8 sec	Main 연소 실패
2차 시험	점화특성 파악 비상정지조건 획득	0.8 sec	연소불안정 발생
3차 시험	연소불안정 원인 파악 비상정지 시스템 성능 파악	0.5 sec	연소불안정 발생(비상정지)
4차 시험	연소불안정 원인 파악 비상정지 시스템 성능 파악	0.5 sec	연소불안정 발생(비상정지)
5차 시험	연소불안정 원인 파악 배플 특성 확인	4.0 sec	임시배플 적용(정상연소)
6차 시험	연소불안정 원인 파악 배플 특성 확인	17 sec	임시배플 적용 진동 과도섭동발생 (비상정지)
7차 시험	연소불안정 원인 파악 배플 특성 확인	16.7 sec	임시배플 적용 시험설비 이상발생 (비상정지)
8차 시험	연소불안정 원인 파악 배플 특성 확인 공급계 공급능력 확인	35 sec	임시배플 적용 연소불안정 발생(비상정지)
9차 시험	배플 특성 확인 공급계 공급능력 확인 TVC 적용	55.3 sec	영구배플 적용 정상연소 추진제잔량부족 (비상정지) TVC 정상작동
10차 시험	공급계 공급능력 확인 SQT	54 sec	비행시험 모사기체 적용

계 타당성 검토, 및 작동 sequence에 따른 정상 작동 검사와 시험을 수행하였으며, 추진기관의 전체 개발 과제를 정리하는 의미를 가진다.

PTA-II 시험설비를 활용한 연소 시험은 수직형 시험대에서 수행되는 국내 최초의 시험이며 공급계의 작동 및 엔진의 정상 작동 신뢰도 파악을 위해 대단히 중요한 시험이라고 할 수 있다.

PTA-II 연소시험은 시험의 성격에 따라 세 단계로 분류할 수 있다. 첫 번째 단계는 KSR-III 엔진의 기본 불안정 연소 제어 수단인 음향공(Acoustic Cavity)만 적용되는 단계로서 초기 시험에 해당한다. 두 번째 단계는 내부 Baffle(격막)을 적용하여 불안정 연소 현상을 억제한 상태의 연소시험이고, 세 번째는 특수목적 연소시험들이다.

PTA-II 운영 기간 중 총 10회의 연소시험이 수행되었으며, 이를 정리하면 다음 표 4와 같다.

가. 1단계 연소시험 결과

표 4의 분류에 따르면 1단계 연소시험(1차시험 ~ 4차시험)은 불안정 연소현상과의 싸움이였다. 총 4차례 시험을 실시하였으나 시험설비 이상으로 Main 연소에 실패한 1차 연소시험을 제외한 모든 시험에서

불안정 연소현상이 나타났다. 항공우주연구원 자체 엔진 시험시설인 ReTF에서 수행한 각종 연소시험의 결과 다음과 같이 불안정 연소에 의한 비상정지 판단 기준을 설정하였다.

- ① 가속도 : 축방향 가속도 250G 이상 신호 1000 회 당 50회 이상 발생시
- ② 연소실 압력 : 정상 압력(200psia)에 비해  $\pm 30$ psia 이상 벗어나는 압력 발생

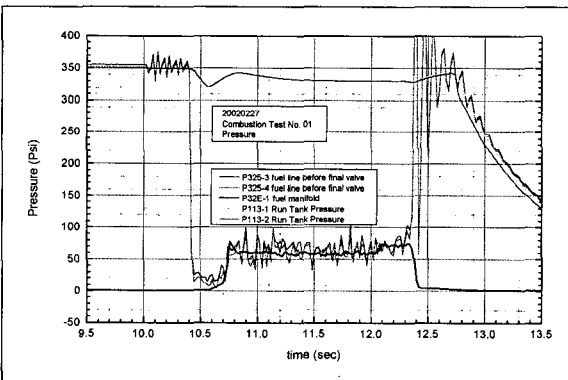
1단계 연소시험의 결과를 정리하면 다음 그림 2 ~ 그림 5와 같다.

정압 신호들 중 엔진 챔버압을 나타내는 P-38E-1, P-38E-2의 경우 1차시험을 제외한 3차례 시험에서 모두 150psig 정도의 압력이 계측된 것을 알 수 있

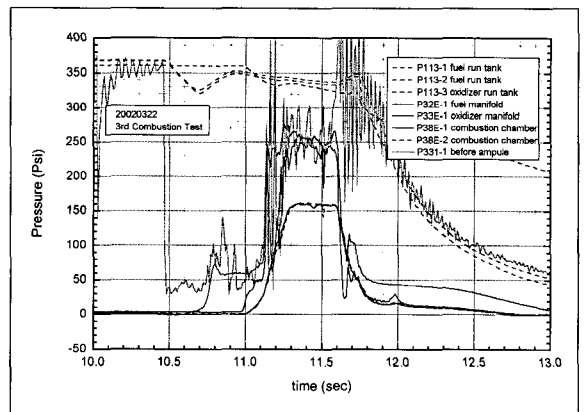
다. PTA-II 시험 이전에 실시되었던 엔진연소시험 결과 불안정 연소현상 발생시 15 ~ 20 psi 정도의 연소실 압력 저하 현상이 발생하였다(정상연소압력 200 psia). 따라서 정압 계측결과로 볼 때에도 불안정 연소현상이 발생한 것을 알 수 있다.

다음은 축방향 진동(Vcx) 계측 자료이다. 축방향 진동은 엔진 중심축선상의 김발 마운트에 장착한 고주파 진동 계측 센서를 통해 계측하였다. 센서는 2개 (Vcx1, Vcx2)를 장착하였고 각각 비상정지 신호 발생과 신호 표시 및 저장용으로 사용하였다. 그림 6과 그림 7은 3차시험의 결과이다.

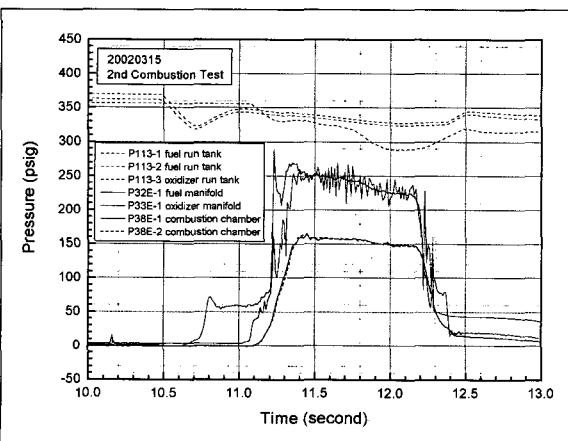
그림 6에서 알 수 있듯이 Main 연소가 일어난 시점(11.1sec)부터 비상정지 될 때까지 약 0.4초간 400G 내지 500G 정도의 진동이 계측 되었다. 이러한



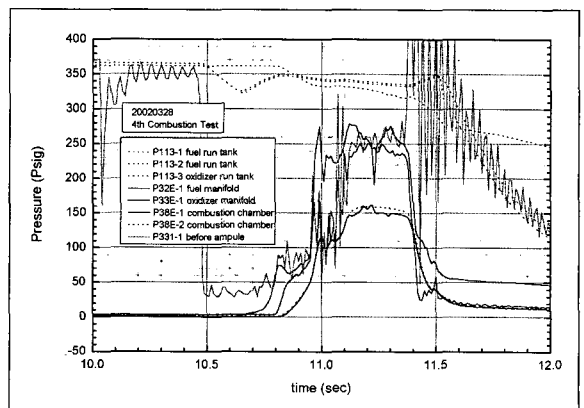
[그림 2] 1차시험 결과(정압)



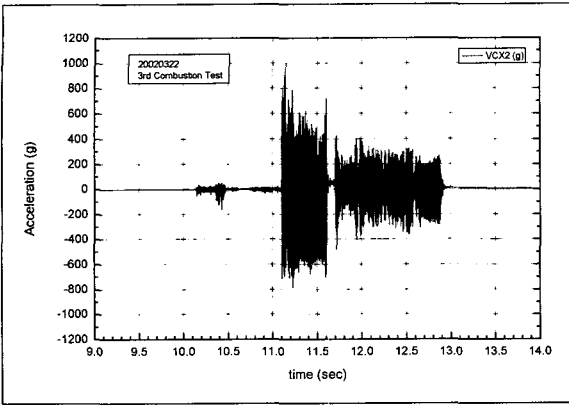
[그림 4] 3차시험결과(정압)



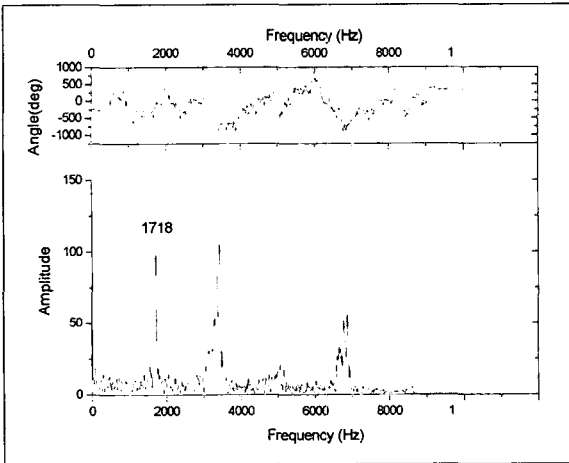
[그림 3] 2차시험결과(정압)



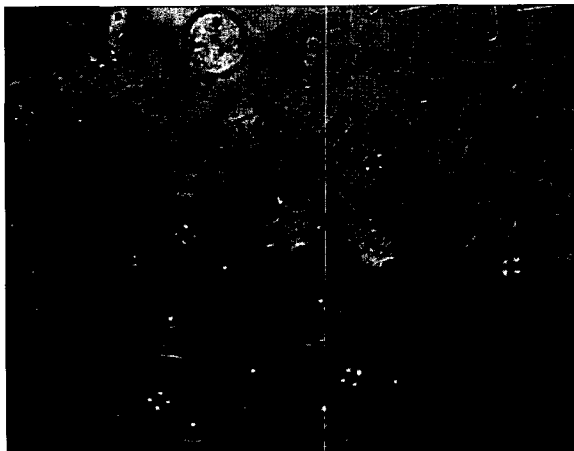
[그림 5] 4차시험결과(정압)



[그림 6] 축방향 진동(Vcx2) 계측결과



[그림 7] Vcx2 주파수분석(FFT) 결과



[그림 8] 불안정 연소로 인한 분사 노즐면 손상

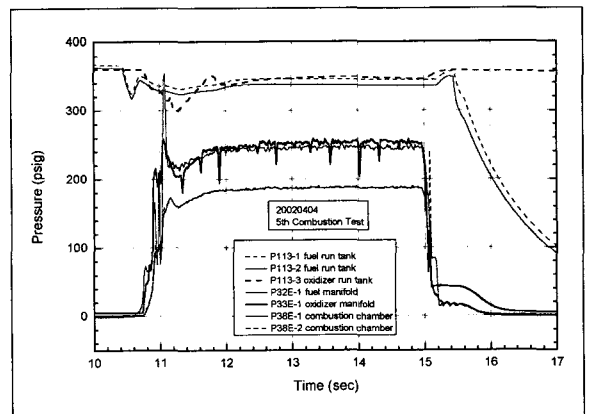
진동은 엔진 자체의 손상(그림 8 참조)을 일으킬 뿐 아니라 기체 구조 및 부품들의 손상을 야기하므로 억제하여야 한다.

진동 계측 데이터를 주파수 분석한 결과가 그림 7에 제시되어 있다. 약 1720Hz의 피크값을 보이고 있으며, 이후 그것의 하모닉 주파수를 보이고 있다. 1720Hz의 주파수는 KSR-III 엔진의 1T mode 불안정 연소를 대표하는 주파수로서 엔진 연소시험에서도 불안정 연소 발생시 계속적으로 계측되었던 값이다.

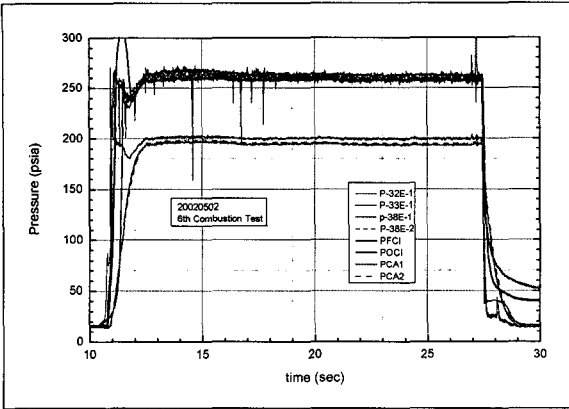
#### 나. 2단계 연소시험 결과 정리

2단계 연소시험은 표 4의 5차 연소시험에서 9차 연소시험까지의 연소시험을 말한다. 2단계에서는 1단계 연소시험의 결과로 도출된 문제점 즉, 불안정 연소현상의 제어 필요를 해결하는 것에 중점을 두었다. 이를 위해 연소실 내에 배플을 장착하는 방식을 도입하였다. 연소실 내에 배플을 설치함으로써 불안정 연소현상이 어떻게 제어 되는가, 그리고 배플을 어떠한 형태로 설치하는가 하는 문제는 타 논문<sup>[6,7]</sup>에서 많이 다루었으므로 본 논문에서는 생략한다. 결론부터 말하자면 배플을 도입함으로써 불안정 연소현상은 제어 되었으며, 배플이 제 형상을 유지하는 한 불안정 연소현상은 나타나지 않았다. 따라서 최종적으로 KSR-III 로켓의 임무 시간 동안 연소시험 수행이 가능하였다.

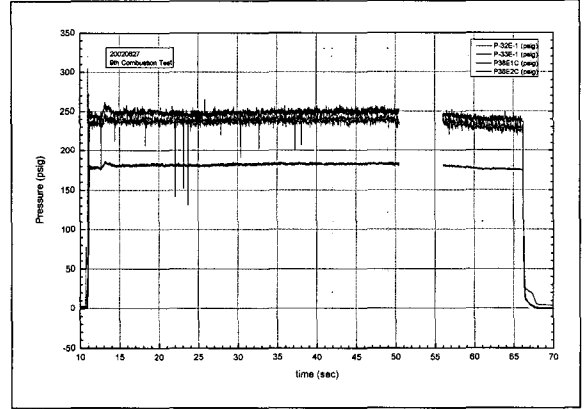
그림 9 ~ 그림 13은 2단계 연소시험의 결과(정압 분포)를 정리한 것이다.



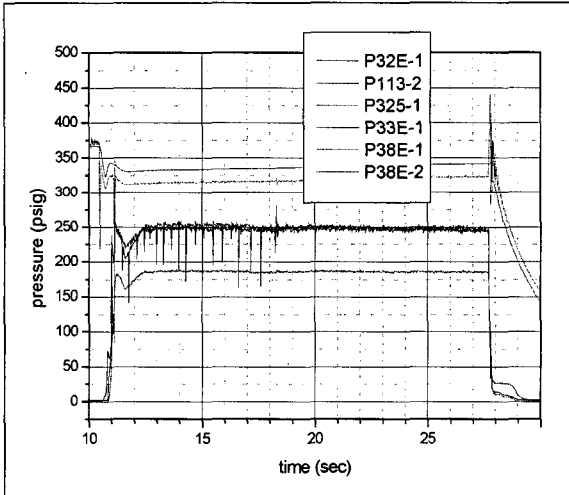
[그림 9] 5차시험결과(정압)



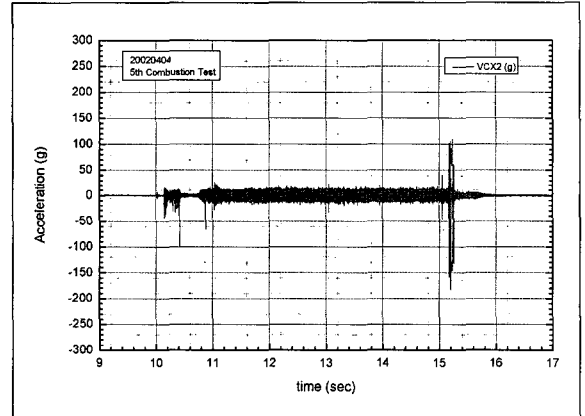
[그림 10] 6차시험결과(정압)



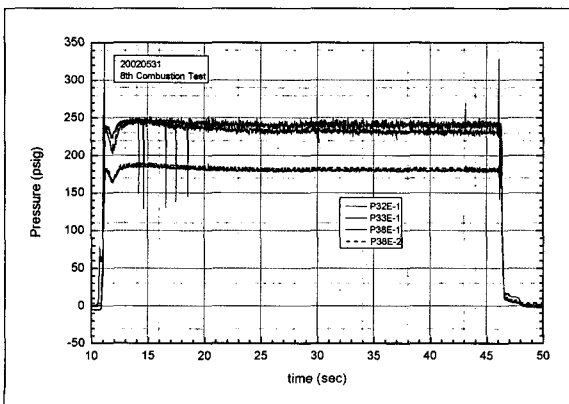
[그림 13] 9차시험결과(정압)



[그림 11] 7차시험결과(정압)



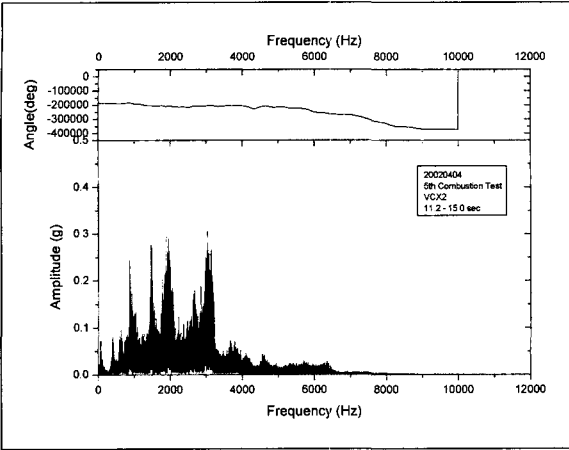
[그림 14] 5차시험결과(Vcx2)



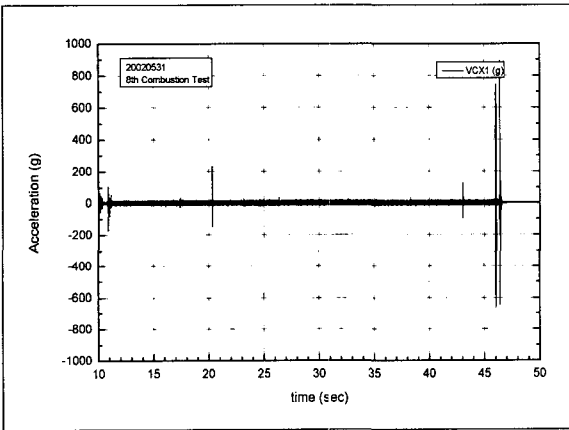
[그림 12] 8차시험결과(정압)

그림의 결과에서 알 수 있듯이 배플을 장착함으로써 불안정 연소현상이 제어되었다. 이는 불안정 연소 발생 여부를 판단하는 한 기준이 되는 연소실 정압의 경우 연소 중단될 때까지 200psia를 유지하는 것을 통해 알 수 있다. 그림 14 ~ 17의 고주파 진동 측정 결과를 보면 좀 더 확실하게 불안정 연소현상의 제어 여부를 알 수 있다.

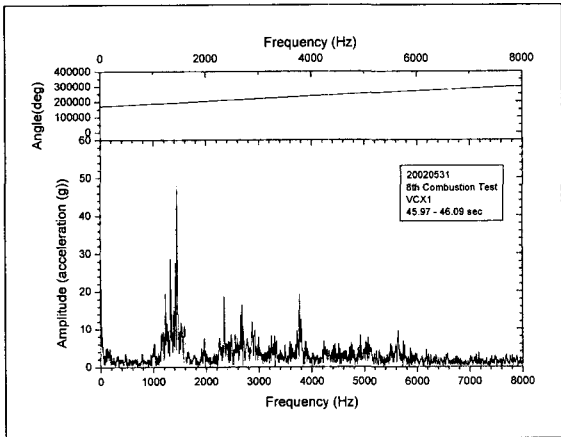
배플 설치 후 진동의 크기는  $\pm 20G \sim \pm 40G$  정도로 감쇄 되었으며, 이정도 크기는 비상정지 기준에 미달함은 물론 비행체 구조적으로도 무리가 가지 않을 정도의 작은 진동 수준이다. 그림 15, 17의 FFT 결과에서 보면 KSR-III 엔진의 1T-mode인 1700 ~ 1800 Hz 대역의 피크가 거의 보이지 않으며, 대체적으로 Random한 주파수를 보이고 있다. 8차 시험의



[그림 15] 5차시험결과(Vcx2, FFT)

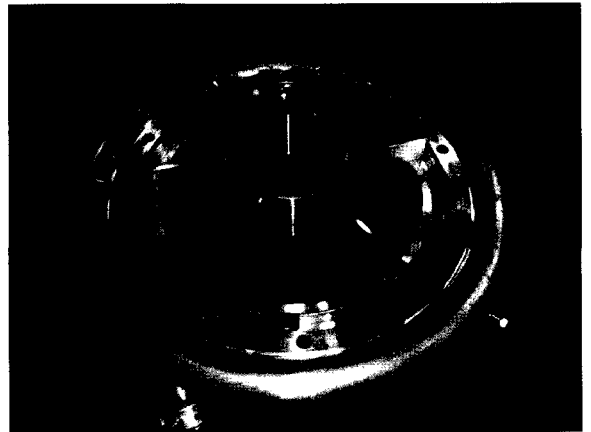


[그림 16] 8차시험결과(Vcx1)

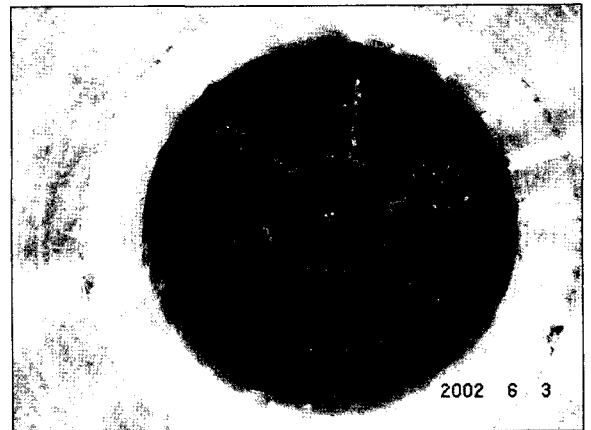


[그림 17] 8차시험결과(Vcx1, FFT)

결과인 그림 16과 17에서는 시험 중 2개의 Peak가 보이고 있다. 이것은 배플 장착 후 발생한 고유의 결과인데, 발생 후 바로 감쇄되고 있다. 이러한 섭동의 원인은 정확히 알 수 없으나, 추진제 분사류 재순환 영역에서의 국부적인 순간연소, 분사기면과 배플사이 공간의 미연 혼합기의 발화, 배플의 열적 손상에 따른 갑작스런 변형, 음향공 또는 압력측정용 홀로 유입된 미연추진제의 갑작스런 발화 등 다양한 의견이 있다. 또한 8차시험에서는 연소 개시 후 35초 경과시점에 강력한 섭동이 발생하였으며, 이것이 바로 억제되지 못하고 연소압의 100% 이상의 압력섭동과 가속도 센서의 측정 범위를 벗어나는 강력한 진동이 발생하였다. 이것으로 인해 비상정지 시스템이 작동하였



[그림 18] SUS 배플 장착 엔진 Head



[그림 19] 8차 시험 후 배플 형상

고 시험이 종료되었다.

또한 그림 17의 FFT 결과를 보면 이전 시험과는 달리 1200 ~ 1400 Hz 대역의 주파수가 감지되는데 이것이 섭동에 의해 계측된 것으로 보이며, 정확한 의미는 밝혀내지 못하였다.

2단계 연소시험에서 한 가지 문제가 된 것은 연소실 내에 설치된 배플이 엔진 연소로 인해 발생한 고온 고속의 유동에 형상 변화 없이 유지될 수 있는가 하는 것이다. 앞서 언급한바와 같이 8차 연소시험은 비상정지로 종료되었으며, 이것은 배플의 형상 변화에 의한 것으로 보인다. 8차 시험 후 엔진 상태와 초기 상태를 비교해 본 결과 배플의 블레이드 부분이 하나 내지 두개정도 완전 손상될 때 까지 불안정 연소현상의 제어 특성을 유지하고 있다는 것을 알 수 있다.

9차 연소시험부터는 비행시험에 사용될 엔진이 적용되었다. 배플 또한 내열재료를 사용하여 고온 및 고속 유동 환경 하에서 일정시간 이상 형상을 유지할 수 있도록 변경 하였다. 그 결과 그림 13과 같이 53초 이상의 연소 지속시간을 유지할 수 있었으며, 이는 KSR-III Rocket의 요구조건을 만족시키는 결과이다.

다. 3단계 연소시험 결과 정리

표 4의 9차시험과 10차시험은 3단계 연소시험으로 분류가 가능하다. 2단계와 3단계의 차이는 시험의 목적에 있다. 2단계까지는 어디까지나 추진기관의 성능 확인이 목적인데 반해, 3단계 시험에서는 추진기관의 성능 확인은 물론 TVC(Thrust Vector Control) 성능 확인(9차시험), 비행체 1단 종합 인증(10차시험)이라는 목적을 함께 가지고 있다. 9차시험의 경우에는 추진기관의 연소 가능시간 확인이라는 목적과 TVC 성능 확인의 두가지 목적을 가지고 있기 때문에 2단계와 3단계에 모두 언급하였다.

9차시험은 TVC 성능확인을 위해 연소시험 중 엔진 김발링을 실시하였다. 엔진 김발링을 위해서 다음과 같은 설비 변경을 실시하였다.

- ① 엔진 : 내열재 배플을 적용한 비행용 엔진 사용
- ② 엔진마운트 : 기존의 SUS 재질 시험용 마운트를 알루미늄 재질 비행용 마운트 사용

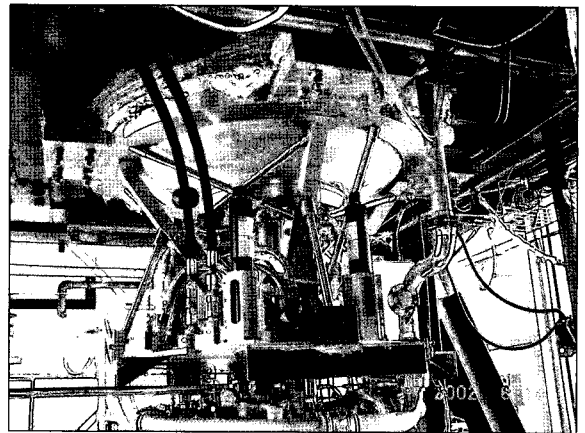
③ 김발 액추에이터 적용

④ 제어시스템 : TVC 제어 유닛 추가

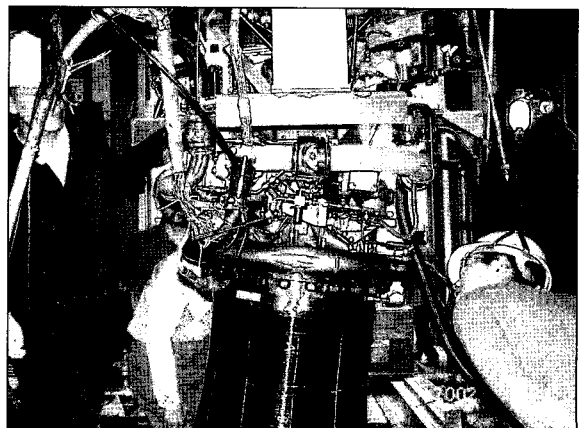
⑤ 비상정지 시스템 : TVC 이상 거동에 의한 비상정지 추가 적용(각속도 및 위치)

배관의 경우 처음부터 엔진 김발링을 고려하여 벨로우즈타입 유연배관을 적용하여 3방향(Pitch-Yaw-Roll) 굽힘이 가능하도록 설계되었으므로 별도의 변경은 없었다. 그림 20은 TVC 구동부 형상이며, 그림 21은 엔진 김발링 시 배관의 유연 작동 여부와 기타 추진기관 시스템과의 간섭여부 확인을 위한 작동시험 광경이다. Pitch-Yaw-Roll 세 방향 모두  $\pm 7^\circ$ 까지 움직였으나 별다른 간섭은 보이지 않았다.

집화, 소화 및 purge의 절차 등은 기존의 시험과



[그림 20] TVC 구동부 형상



[그림 21] 김발링 간섭 확인



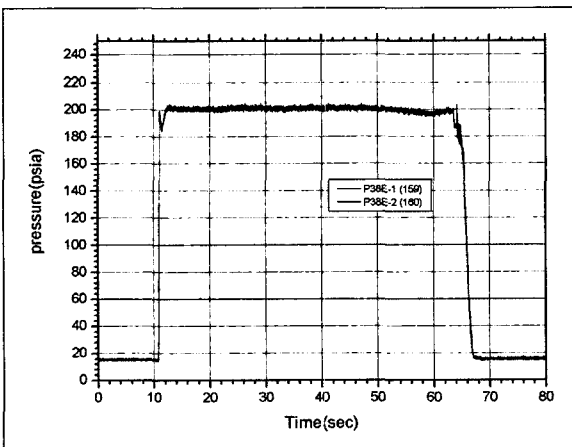
동일하게 유지되었다. 연소시간은 공급이 가능한 최대시간으로 여겨지는 57초로 설정하였으며 시험시간 20초에서 시험시간 43초까지 김발에 의한 TVC를 수행하였다.

그림 13의 결과에서도 알 수 있듯이 TVC로 인해 추진기관시스템에 미치는 영향은 없는 것으로 판단된다. 결과로 나타내지는 않았으나, 진동 계측결과 및 동압 특성도 여타 시험과 차이를 보이지 않았다.

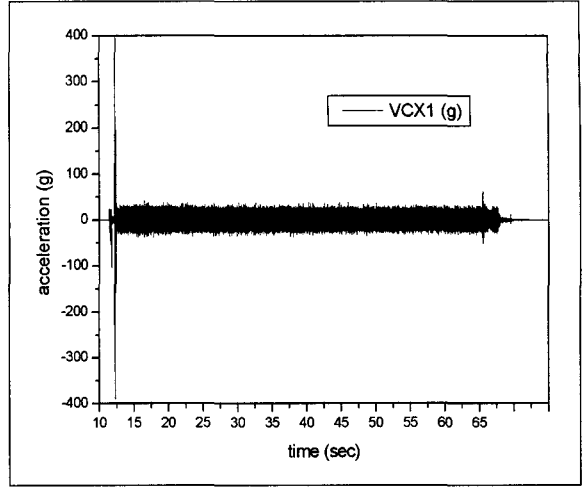
TVC 특성에서도 엔진 연소로 인해 추력이 발생한 경우에도 원하는 제어 특성을 나타내는 것으로 확인되었다. 이것은 KSR-III 비행시험에서도 확인이 가능하였다.

10차 연소시험은 KSR-III Rocket의 1단 종합 검증을 위해 비행용 기체와 동일한 단인중 시험용 기체를 활용하여 연소시험을 수행하였다. 10차 연소시험을 위해서 시험설비를 일부 변경하였으며 그 내역은 다음과 같다.

- ① 시험대상물지지 : 기체 스커트부의 RRD Band 이용 추력 지지
- ② 엄버리칼 장치 적용 : 기체와 추진제 공급설비 및 제어/계측라인의 연결을 엄버리칼 장치 사용
- ③ 비행시험에 적용될 제어/계측 콘솔 적용
- ④ 텔레메트리 전송시스템 적용
- ⑤ 기체 내부 퍼지 적용
- ⑥ 비상정지 : 챔버압력 비상정지와 수동비상정지 적용(진동 계측에 의한 자동 비상정지 미 적용)



[그림 22] 10차시험결과(챔버압)



[그림 23] 10차시험결과(VCX1)

10차 연소시험의 결과는 다음 그림 22, 23과 같다. 그림에서 알 수 있듯이 10차시험 결과는 기존의 시험 결과와 큰 차이가 없다. 연소시간의 경우 공급계 설계 최대 공급 시간인 57초를 목표로 했으나, 54초간 연소된 것으로 계측되었다. 그러나 KSR-III의 연소 지속시간이 53초이므로 임무완수에는 문제가 없을 것으로 판단하였고, 비행시험을 통해 검증되었다.

### 5. 결 론

한국 최초의 액체추진방식 로켓인 KSR-III의 개발 과정에 있어 최종 검증단계인 PTA-II 시험에서는 총 80여회의 다양한 시험과 10차례의 연소시험을 수행하였다. 10회의 연소시험을 통해 다음과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

- ① KSR-III 로켓 엔진의 연소특성 확인 및 불안정 연소 현상의 제어 기법 개발
- ② KSR-III 로켓 추진제 공급시스템의 정적, 동적 특성 확인 및 설계 개선
- ③ 액체로켓 수직형 연소시험을 위한 시험설비 및 시험기법 개발
- ④ 비행시험을 위한 추진기관 시스템 운용절차 및 시나리오 개발

PTA-II 시험설비는 설계에서부터 운용 종료까지 약 18개월간 유지되었다. 현재는 모든 시설이 철거된 상태이나, PTA-II 시험을 통해 습득된 각종 자료 및 매패워는 현재 진행 중인 새로운 과제인 소형위성 발사체(KSLV) 개발사업에 이식되어 새로운 시험설비로 재 탄생되고 있다.

### 참 고 문 헌

- [1] 강선일, 오승협, 이대성, “PTA-II 시험설비 구축 및 작동시험”, KARI-PSI-TN-2001-005, Dec., 2001.
- [2] 강선일 외, “PTA-II 시험설비를 활용한 KSR-III Rocket 추진기관시스템 종합시험”, 제2회 유체공학학술대회, 2002.
- [3] 조상연 외, “종합 추진 시험 설비에서 수행된 KSR-III 엔진의 연소 시험 (Part-1)”, KARI-PSI-TM-2002-007.
- [4] 조상연 외, “종합 추진 시험 설비에서 수행된 KSR-III 엔진의 연소 시험 (Part-2)”, KARI-PSI-TM-2002-008.
- [5] 강선일 외, “PTA-II 시험설비를 활용한 KSR-III Rocket 단인증 시험”, 추진공학회 추계학술발표회, 2002.
- [6] 하성엽 외, “KSR-III 추진기관종합시험에서 수행된 STS 배플엔진 연소시험”, 항공우주기술 제2권 2호, 한국항공우주연구원, 2003.
- [7] 문윤완 외, “연소 불안정 수동제어 기구(배플)를 장착한 KSR-III 액체 로켓 엔진의 성능 및 연소 특성 해석”, 한국추진공학회지 제7권 제4호, 2003.
- [8] 홍용식, “우주추진공학”, 청문각, 1993.