

# KSR-III Rocket 종합 시험 설비에서 발생한 열-음향 불안정 현상에 관한 연구

A study of acoustic coupled instability at the propulsion test facility for KSR-III rocket

조상연\*, 강선일\*, 한상엽\*, 조인현\*, 오승협\*, 이대성\*

Sang Yeon Cho, Sun Il Kang, SangYeop Han, In Hyun Cho, Seung Hyub Oh, and Dae Sung Lee

**Key Words** : acoustic coupled combustion instability(음향학적 연소 불안정), thermoacoustic oscillation(열음향학적 진동)  
KSR-III rocket engine(과학로켓 3호)

## ABSTRACT

Acoustic coupled combustion instability, which is one of the most undesirable phenomena in the development of liquid propellant rocket engine, can cause serious damage to a rocket itself, and must be avoided by all means. Unfortunately, KSR-III rocket went through combustion instability during engine start at the propulsion test article No.2. To resolve the problem, time sequence (cyclogram) has been changed, and baffle system has been applied. In consequence of change, stable combustion was achieved.

## 1. 서론

한국항공우주연구원에서 현재 개발 중인 과학로켓 3호(KSR-III)는 국내 최초로 액체추진기관을 채택한 발사체의 발사 성능 확인의 목적으로 자체 개발 중인 로켓으로 이전에 수행된 과학로켓 1, 2호와는 달리 액체 산소/케로센 계열(LOx/Jet A-1)을 사용하는 액체 로켓 엔진을 도입하였다. 과학로켓 3호 개발 과정의 일환으로 당 연구원의 추진기관연구부에서는 액체 로켓 추진공급계의 종합적 성능 검증 및 연소 시험을 위한 설비인 Propulsion Test Article No.2 (PTA-II)를 완성하여 시험을 수행하였다. PTA-II는 수직형 시험대(Vertical test stand)를 도입하였으며 실제 비행용 추진기관과 동일한 조건으로 추진기관의 각 구성품을 설치하였다. 이곳에서는 추진기관 공급계를 구성하는 각 구성품과 서브시스템 및 추진공급계 전체 시스템의 설계 타당성 검토, 및 작동 sequence에 따른 정상 작동 검사와 시험이 이루어지며 추진기관의 전체 개발 과제를 정리하게 된다. PTA-II에서의 일련의 시험이 진행되는 도중 연소시험 수행 시 점화와 동시에 엔진의 연소실 내부에서 고주파 연소불안정 현상이 발생하여 연소시험이 비상 정지되는 경우

를 경험하였다. 로켓엔진 연소실 내부에서 발생하는 고주파 연소불안정은 로켓엔진 연소실의 음향 모드와 연소실 내부의 열전달 간의 상호 작용에 의해 발생하는 열-음향학적 진동(thermoacoustic oscillation)현상으로 강한 구조적 진동을 야기시켜 엔진에 심각한 손상을 입히거나 큰 사고를 유발할 수 있으므로 액체로켓 개발에 있어서 반드시 피해야만 하는 현상이라 할 수 있다. 특히 KSR-III에 장착되는 지상 추력 13톤급 액체 로켓 엔진 개발과정에서 점차 초기부터의 고주파 연소불안정은 정상적인 엔진 구조와 현재 PTA-II에서 설정된 엔진 설계점 작동조건에서는 발생하지 않은 관계로 이에 대한 이해와 대책이 요구되었다.

## 2. 본론

### 2.1 PTA-II에 대한 소개

과학로켓 3호(KSR-III)는 국내 최초로 개발되는 액체 추진기관을 채택한 발사체로 총 길이는 약 14m, 약 6톤의 총 이륙 중량을 가지며 1단의 길이가 9.5m이고 직경은 1m이다. 현재 본 사업은 2002년 11월 말에 발사 목표로 하여 PTA-II 시험의 다음 단계인 비행용 모델에 대한 단인중 시험(stage qualification test ; SQT)을 성공적으로 완료한 단계이다. 추진제는 액체 산소와 케로센 계열인 Jet A-1을 이용하며 추진제의 공급은 헬륨 가압을 통해 이루어지게 된다. PTA 시험은 본 KSR-III 로켓 추진 계통의 설계 타당성

\* 한국항공우주연구원  
E-mail : chosangy@kari.re.kr  
Tel : (042) 860-2717, Fax : (042) 860-2626

을 검증하기 위한 시험이다. PTA는 크게 두 단계로 구성되어 있으며 PTA-I에서는 각종 밸브류의 가공 및 작동 시험과 물을 이용한 수류시험을 통한 배관 시스템 설계 타당성의 검증을 수행하였고<sup>(1)</sup> PTA-II에서는 실 추진체를 이용한 종합 수류 시험 및 점화 시험, 연소 시험, 김벌링 시험 등을 수행하였다. 시험 내용을 정리하면 아래의 표 1과 같으며 그 수행 내역은 표 2에 나타내었다.

표 1 PTA-II 시스템을 활용한 시험의 종류<sup>(2)</sup>

시험 종류	시험 목적
작동시험	추진계통 구동파트(밸브류)의 작동 특성 확인
기밀시험	추진계통 각 부분의 조립성 확인 및 압력조절장치 특성 확인
실추진체 수류시험	추진계통의 수력학적 특성 파악
점화 시험	KSR-III Rocket 점화시스템 특성 파악
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 (SQT: PTA-II 지상공급계 활용)	KSR-III Rocket 1단 Total System의 연소(비행) 특성 파악

표 2 PTA-II 시험 수행 내역<sup>(2)</sup>

시험명	시험 횟수	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 카트리리지 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

PTA-II는 시험대(test stand), 추진체 및 헬륨, 질소 등을 공급하기 위한 유공압 설비, 제어 계측 설비, 소방 및 전원 공급 등을 위한 설비 등으로 구성되어 있다. 이중 시험대는

그림 1에 나타난 바와 같이 KSR-III 1단을 모사하여 추진 공급계의 비행 모델을 검증할 수 있는 시험을 위한 구조물이다. 이 설비의 특징은 엔진 시험 및 성능 파악을 위한 설비인 한국항공우주연구원 내의 주엔진 연소시험장 (KARI-RETF)과는 달리 비행용 모델의 모사를 위해 수직형으로 구성되었다는 것이다. 주엔진 연소시험장과의 다른 차이점은

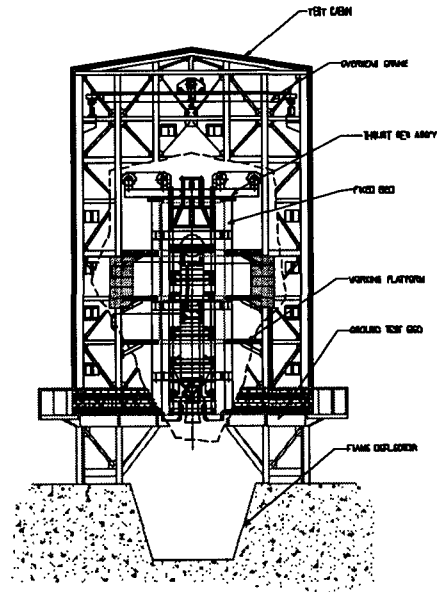


그림 6 PTA-II test stand

엔진에 추진체를 공급하는 공급계통 역시 비행용 시스템과 동일한 구성으로 이루어져 있다는 점과 엔진의 장착이 김벌링 마운트를 모사한 strut과 turn buckle 및 wire 등으로만 이루어진 점이다.

## 2.2 로켓 엔진에서의 열-음향학적 불안정 현상

산업용 보일러나 항공기의 후방 연소기, 그리고 로켓 엔진과 같이 관내에 화염이 존재하는 연소기(ducted flame burner)의 경우, 열원과 연소기 내부 음향장간의 열음향학적 되먹임 현상(thermoacoustic feedback) 또는 불균일한 연소장 및 화염면에 의해 연소 불안정이 발생할 수 있다. 이 현상은 음향파와 비정상 열방출간의 상호 작용에 의해 발생되는데 연소에 의한 열전달의 섭동이 연소기의 음향학적 모드와 그 위상이 일치할 경우, 서로 값을 증폭시켜 연소기의 고유 주파수(natural frequency)에 해당하는 공진을 야기시킨다는 Rayleigh의 기준으로 설명할 수 있다.<sup>(3)</sup> 음향학적 연소 불안정 현상을 일으키는 원인은 화염면의 섭동이나 저주파 와류에 의한 것 주기적인 점화 현상 (micro explosion) 등과 같이 다양하며 연소기에 따라 다르게 나타난다.

로켓 엔진의 경우는 연료 분사 유동에 섭동이 클 경우 그 섭동에 의해 연소 불안정 현상이 발생할 수 있으며 연료 분사 유동의 섭동이 작아도 연소기 내부의 순간적인 교란 등에 의해서도 순간적으로 음향학적 불안정이 유도될 수 있다. 또한 동축 인젝터(coaxial injector)의 수력학적 공진이 음향학적 모드와 일치할 때에도 불안정성이 발생하는 것으로 알려져 있다. 물론 로켓 엔진에서 발생하는 연소 불안정 현상 중에는 음향학적인 원인에 의한 것 외에도 공급계와의 상호 작용에 의해 발생하는 저주파 진동현상이 있다. 그러나 이때의 진폭은 그다지 크지 않으므로 심각한 문제를 일으키기 보다는 성능의 저하를 유발하는 정도의 문제를 일으킬 수 있다고 알려져 있다. 이와 대비해서 열음향학적 불안정 현상은 그 진폭이 매우 크고 주파수 대역이 상대적으로 높기 때문에 고주파 연소 불안정이라 부르기도 한다. 일반적으로 난류 연소의 경우 연소 에너지에 의한 압력 섭동이 생성되지만 이러한 압력 섭동은 그 크기가 작을 뿐만 아니라 주파수 성분이 특정한 첨점(peak)이 없는 광대역(broadband)의 특성을 갖는데 반해 연소 불안정 현상이 발생하게 되면 일반 난류 연소의 100배 이상 되는 압력 섭동이 발생하고 이산적이며 협대역의 주파수 특성을 나타내게 된다. 이때 나타나는 주파수는 앞서 언급한 바와 같이 연소실의 음향학적 공진 주파수에 해당하는 값을 갖게 되며 그 값은 아래의 그림 2와 같이 연소실의 형상과 음속에 의해 결정되게 된다. 연소실의 공진 모드는 길이 방향(longitudinal), 반경 방향(radial), 접선 방향(tangential)의 세가지 모드의 결합으로 아래 식 1과같이 이루어진다.<sup>(4)</sup>

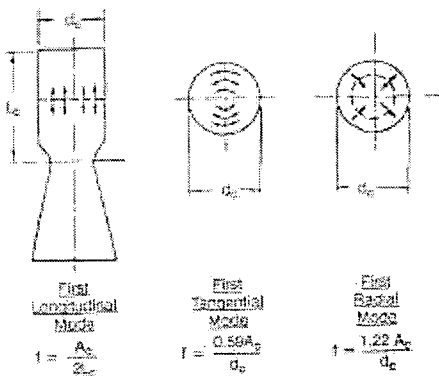


그림 7 엔진의 음향학적 모드

$$f_{ij} = A_c [(a_g/d_c)^2 + (k/2L_c)^2]^{1/2} \quad [식 1]$$

여기서, i, j, k는 각각 접선, 반경, 길이 방향의 모드 수,  $a_{ij}$ 는 i-j번째 eigenvalue,  $L_c$ 는 연소실 길이,  $A_c$ 는 연소실 음향 속도,  $d_c$ 는 연소실 직경이다. 이중 엔진의 정상작동에 가장 큰 영향을 주는 모드는 접선 방향의 진동 모드(tangential or spinning mode)인데 이는 접선 방향의 진

동 모드가 완전히 발달하게 되었을 경우, 인젝터면 근처에서 가장 큰 압력 섭동을 나타내게 되기 때문이다.

연소 불안정이 발생하게 되면 큰 압력 섭동 이외에도 국부적으로 과도한 열진달이 발생하게 되며 이 때문에 연소기의 파손이 발생하여 위험한 상황이 발생할 수 있다. 로켓 엔진 개발에 있어서 음향학적 연소 불안정 현상은 매우 오래된 연구 주제이며 외국의 엔진 개발과정에서도 문제의 심각성을 고려하여 상당한 노력과 투자 및 연구가 행하여진 분야이다. 특히 예로 미국의 Saturn V 1단에 장착된 F-1 엔진의 경우 오직 연소불안정을 제거하기 위하여 4년 반이라는 기간을 투자하였으며, 아폴로 달착륙선에 사용된 엔진, 그리고 러시아의 RD-110 엔진 등 추진제의 종류나 injector의 종류에 관계없이 고주파 연소 불안정 현상이 발생되었던 것으로 보고 되고 있다.<sup>(5)</sup>

### 2.3 PTA-II에서 발생한 열-음향학적 불안정 현상과 그 해결

KSR-III에 사용된 액체 로켓 엔진의 시험은 한국항공우주연구원 내의 주엔진 연소시험장과 PTA-II에서 수행되었다. 앞서 언급한 바와 같이 주엔진 연소시험장은 엔진 자체의 성능 평가를 위한 설비로 엔진이 수평으로 장착되며 추진제 가압 시스템이나 추진제 공급 계통 조건이 실제 비행 조건이 아닌 이상적인 상태에 가깝게 이루어지고 있는데 반해, PTA-II의 경우는 추진공급계의 비행 모델 모사를 위한 수직형 시험대이다. 이 때문에 주엔진 연소시험장에서 수행된 설계점 시험 중에는 발생하지 않았던 현상이 PTA-II 연소 시험 초기에 발생하였는데 그중 대표적인 것이 점화와 동시에 발생한 고주파 연소불안정 현상이다.

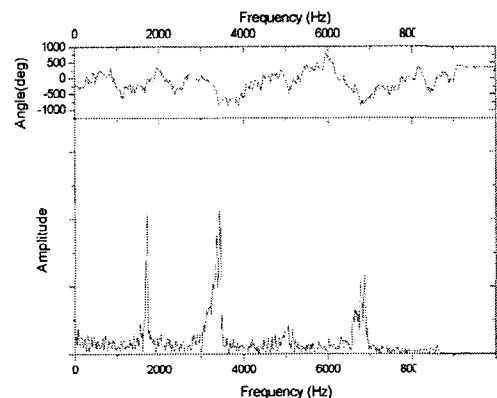


그림 9 연소 불안정시 주파수 특성

이 현상의 특징은 앞서 언급한 바와 같이 연소기의 1st tangential mode에 해당하는 이산적인 주파수 특성을 갖는 강한 진동을 수반하고 있다는 것이다. (그림 3 참조) 시험 시에는 특정 수준 이상의 진동이 발생하면 바로 비상 정지가 작동하게 되는데 연소 불안정 현상으로 인해 점화와 동

시에 비상 정지가 구동하게 되어 시험 진행이 불가능 하였다. 따라서 이를 해결하기 위한 방법을 다음과 같이 다각도로 고려하게 되었다. 연소실의 정압 수준을 분석해 본 결과, 시험 중 초기 점화에 의해 발생하는 압력의 급격한 증가가 엔진의 연소 안정성을 넘어가는 수준으로 발생하고 있으므로 이를 완화시키는 쪽으로 엔진의 밸브 개방 sequence를 조절하도록 하였으며 먼저 분무된 연료가 산화제 manifold 쪽으로 유입되어 폭발할 가능성을 제거하기 위해 질소 퍼지 방법을 변경하여 추진제 공급 이전까지 지속적으로 각 manifold에 질소 퍼지가 수행되도록 배관을 변경하였다. 그 결과, 초기의 급격한 압력 증가가 상당히 완화되었으며 압력의 build up도 이전에 비해 완만하게 바뀐 것을 확인할 수 있었으나 이 시험에서도 초기 연소 불안정은 그대로 존재하였으며 이상과 같은 결과에서 공급 sequence나 공급 배관의 변경만으로는 연소 불안정을 막는 것에 무리가 있다고 판단할 수 있었다. 다음으로는 엔진 자체의 음향학적 감쇠율(damping) 값을 증가시키는 장치인 배플(baffle)을 인젝터 면(injector plate)에 장착하여 연소 시험을 진행시켰다. 배플은 음향학적 모드에 의한 연소 불안정을 제어하는데 탁월한 효과가 있는 것으로 보고 된 바 있는 장치이며 그 효율성은 이미 다양한 연료를 사용하는 실제 연소기나 모델연소기 등에서 검증이 된 바 있다. <sup>(5)</sup>

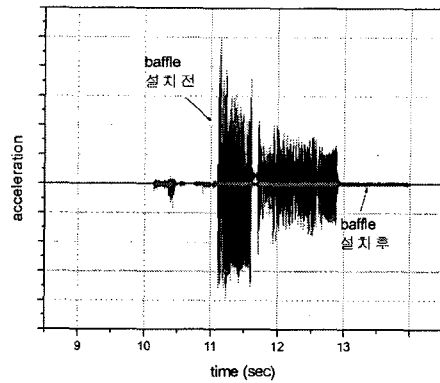


그림 11 배플 설치 전후의 진동 크기 차이

연소 시험 결과 나타난 PTA-II 구조물에서의 진동 값의 차이는 음향학적 배플의 효과를 단적으로 보여준다. 위의 그림 5를 통해 진동의 크기가 배플을 설치하기 전에 비해 약 16 dB 이상이 줄어든 것을 볼 수가 있다. 또한, 주파수의 분석 결과에서도 특정한 주파수 성분은 더 이상 찾아볼 수 없었다.

이상과 같은 개선을 통해 KSR-III PTA-II 시험에서 발생한 초기 고주파 연소 불안정 현상을 회피할 수 있었으며 이후 정상적인 시험이 진행될 수 있었다.

### 3. 결론

본 연구의 결론은 다음과 같다.

- ① 로켓 엔진에서 발생할 수 있는 열음향 상관관계에 의한 연소 불안정 현상을 고찰하고 한국항공우주연구원의 종합 시험 설비인 PTA-II를 소개하였다.
- ② 실제로 KSR-III 엔진의 PTA-II 연소시험 중 점화 과정에서 발생한 음향 상관에 의한 고주파 연소 불안정 현상을 고찰하였다.
- ③ 고주파 연소 불안정의 해소를 위하여 점화 순서의 변경과 질소 퍼지 방법의 변경 등을 수행하였으며 엔진의 인젝터 면에 음향학적 배플(baffle)을 장착하였다. 이를 통해 엔진의 음향학적 감쇠(damping) 율을 증가시킬 수 있었다.
- ④ 이상의 결과에 의해 엔진의 점화 시 발생하였던 고주파 연소 불안정 현상이 사라졌음을 확인하였으며 정상적인 연소 시험을 진행할 수 있었다.

### 후기

본 연구는 과학기술부 지원 “3단형 과학로켓 개발 사업”의 일환으로 수행되었으며 관계자 여러분께 감사드립니다.

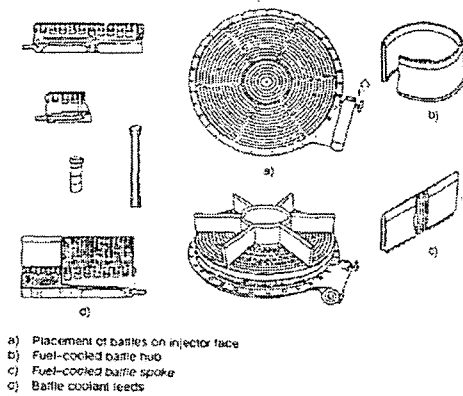


그림 10 음향학적 배플의 형태 <sup>(5)</sup>

연소 시험에 사용된 음향학적 배플은 동형의 엔진에 대한 bomb test가 이미 수행된 바 있으며 외란에 대한 강한 억제 효과가 있음이 확인된 상태였다. 연소 효율이나 배플의 설계와 관련된 연구는 본 연구원에서 이미 수행되었으며<sup>(6)</sup> 이에 대한 고찰은 여기서는 제외시켰다. 배플을 설치한 이후의 연소 시험에 있어서 이전과 같은 초기 연소 불안정은 발생하지 않았으며 연소실의 압력도 정상 상태에 도달하게 되었음을 수차례의 시험을 통해 입증할 수 있었다.

### 참 고 문 헌

- (1) 권오성, 정영석, 정태규, 2001, “KSR-III 추진기관 공 급계 PTA-I 종합 수류 시험”, KARI-PSI-TN-2001-001
- (2) 강선일, 조상연, 권오성, 이정호, 오승협, 하성엽, 김영 한, 2002, “PTA-II 시험설비를 활용한 KSR-III rocket 추 진기관 시스템 종합시험”, 제2회 한국유체공학학술대회
- (3) 조상연, 이수갑, 1997, “관형 연소기의 열 음향학적 특 성에 관한 실험적 연구”, 한국소음진동학회지, 985-992
- (4) D. T. Harrje, and F. H. Reardon, Liquid propellant rocket combustion instability, NASA SP-194, 1972
- (5) D. K. Huzel, and D. H. Huang, 1992, Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines, AIAA
- (6) 손채훈, 2002, “배플이 장착된 로켓엔진 연소기의 음향 장 해석”, 대한기계학회논문집 B, 제26권, 제7 호, pp.966-975