

KSR-III Rocket 종합 시험 설비에서 발생한 초기 연소 불안정에 관한 연구

조상연*·강선일*·하성업*·조인현*·오승협*

Combustion instability during engine start at the propulsion test facility for KSR-III rocket

S. Cho*, S. Kang*, S. Ha*, I. Cho* and S. Oh*

Key Words : combustion instability, liquid rocket engine, propulsion test article, baffle

Abstract

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

1. 서론

한국항공우주연구원에서 현재 개발중인 과학로켓 3호(KSR-III)는 과학 관측을 목적으로 자체 개발 중인 로켓으로 이전에 수행된 과학로켓 1, 2호와는 달리 LOx/RP-1을 사용하는 액체 로켓 엔진을 추진기관으로 도입하였다. 과학로켓 3호 개발 과정의 일환으로 당 연구원의 추진기관 연구부에서는 로켓 추진 기관 공급계의 종합적 성능 검증 및 연소 시험을 위한 설비인 Propulsion Test Article No.2 (PTA-II)를 완성하여 시험을 수행하였다.^[1]

PTA-II는 수직형의 시험대(test stand)를 도입하였으며 실제 비행용 엔진과 동일한 조건으로 추진기관의 각 부품을 설치하였다. 이곳에서는 추진기관 공급계를 구성하는 각 구성 부품과 서브시스템 및 공급계 전체 시스템의 설계 타당성 검토, 및 작동 시퀀스에 따른 정상 작동 검사와 시험이 이루어지며 추진기관의 전체 개발 과제를 정리하게 된다. PTA-II에서 수행되는 시험의 종류는 종합 수류시험, 연소시험, 짐벌링(gimbaling) 시험, SQM (Stage Qualification Model) 시험 등이 있다.^[2]

그런데 초기 연소시험의 수행 중 점화와 동시에 엔진에서 연소 불안정 현상이 발생하여 엔진이 비상 정지하는 사태가 발생하였다. 고주파의 연소 불안정은 강한 진동을 야기시켜 엔진에 심각한 손상을 입히거나 큰 사고를 유발할 수 있으므로 액체로켓 개발에 있어서 반드시 피해야만 하는 현상이라 할 수 있다. 특히 KSR-III 로켓 엔진 개발 과정 상에 있어서 점화 초기부터 불안정이 바로 발생한 경험이 없었으므로 이에대한 이해와 대책이 요구되었다.

2. 본론

2.1 연소 불안정 현상

연소 불안정 현상은 연소기 내부에 과도한 압력 섭동 (pressure fluctuation)이 발생하는 것을 뜻한다. 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 이상되는 압력 섭동이 발생하고 이산적이며 협대역의 주파수 특성을 나타내게 된다. 이때 나타나는 주파수는 연소실의 음향학적 공진 주파수에 해당하는 값을 갖게 되며 따라서 연소실의 형상과 음속에 의해 결정되게 된다. 연소실의 공진 모드는 길이 방향(longitudinal), 반경 방향(radial), 접선 방향(tangential)의 세가지 모드의 결합으로 아래 식 1과 같이 이루어진다.

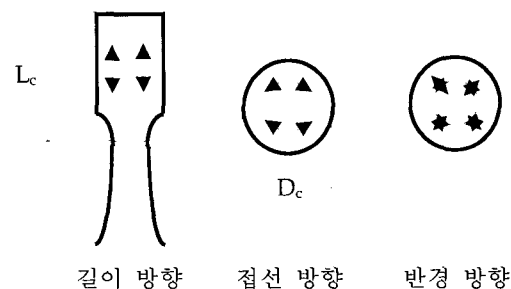


그림 1. 연소 불안정의 모드들

* 한국항공우주연구원, chosangy@kari.re.kr

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

단, i, j, k 는 각각 접선, 반경, 길이 방향의 모드 수, a_{ij} 는 i - j 번째 eigenvalue, L_c 는 연소실 길이, A_c 는 연소실 음향 속도, d_c 는 연소실 직경이다. 이중 가장 문제가 되는 것은 접선 방향의 진동 모드(tangential or spinning mode)인데 이는 접선 방향의 진동 모드가 완전히 발달하게 되었을 경우, injector면 근처에서 가장 큰 압력 섭동을 나타내게 되기 때문이다.^[3]

로켓 연소기에서 연소 불안정이 나타나게 되는 이유는 여러 가지가 있을 수 있지만 크게 연소에 의한 열방출의 섭동과 연소기 내의 음향모드와의 상호 작용을 일으켜 발생하는 불안정과 연료 분사 계통의 섭동과 연소기 내의 음향학적 모드와의 상호 작용에 의한 불안정의 두가지로 나눌 수 있는데 이중 전자의 경우가 더 일반적이다.

연소 불안정이 발생하게 되면 큰 압력 섭동 이외에도 과도한 열전달이 발생하게 되며 이 때문에 연소기의 파손이 발생하여 위험한 상황이 발생할 수 있다.

2.2 PTA-II에서 발생한 초기 연소 불안정

KSR-III에 사용된 액체 로켓 엔진의 시험은 항우연 내의 주 엔진 시험장과 PTA-II에서 동시에 이루어지고 있다. 주 엔진 시험장의 경우는 엔진 자체의 성능 평가를 위한 설비로 엔진이 수평으로 장착되어있으며 가압 시스템이나 공급 계통의 조건이 실제 비행 조건이 아니라 이상적인 상태에 가까우며 계측등이 더 자세히 이루어진다. 이에 반해 PTA-II의 경우는 비행 모델의 모사를 위해 수직형 시험대를 적용하였으며 공급 계통 역시 비행 모델에 준하여 제작되었다. 이 때문에 주 엔진 시험장에서는 발생하지 않았던 몇가지 문제가 PTA-II 연소 시험중에 발생하게 되었는데 그중 대표적인 것이 초기 연소 불안정 현상이다. 이것은 엔진의 점화와 동시에 고주파 연소 불안정 현상이 발생하는 것을 의미한다.

아래의 그림 2는 시험에서 사용된 밸브 개폐 sequence를 시간에 따라 나타낸 도표인 cyclogram이다.

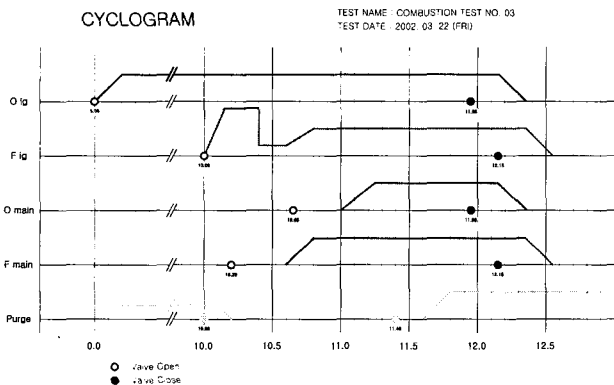


그림 2 cyclogram

위 cyclogram에 따른 점화 순서는 다음과 같다. Count down이후 0초에 점화용 산화제 밸브가 열리고 10초에 점화용 연료 밸브가 열린다. 점화용 연료는 산화제와 반응하여 자발 점화되는 TEAL(Triethylaluminum)이라는 물질을 이용하며 밸브의 구동은 pyro technique이 적용되어 작동 명령과 동시에 밸브가 열리게 된다. 이후 10.2초에 연료

밸브 작동 명령이 구동되면 약 0.4 초 정도의 시간 지연을 거쳐 10.6초부터 연료가 공급되기 시작한다. 산화제는 0.45 초의 lead time을 가지고 10.65초에 주 밸브의 구동 신호가 들어가서 11초에 주 산화제가 공급되게 된다. 이와 같이 공급 순서를 연료 lead로 결정한 이유는 산화제 lead로 갔을 경우 발생할 수 있는 폭발적인 점화 현상(hard start)을 방지하기 위한 목적이다. cyclogram의 마지막 줄은 질소 purge신호를 나타낸다. PTA-II 설비는 많은 부분들이 발사체를 기준으로 구성이 되었기에 산화제 및 연료측 manifold 측으로 1/4 tube에 의해 질소가 공급되는 purge를 수행하게 된다. 이때 purge는 점화 직전에 멈추었다가 연소시험 종료후에 재 공급되는 것으로 설정하였다.

위의 cyclogram에 따라 연소 시험을 진행한 결과, 주 산화제가 공급되어 압력이 build up되는 순간부터 고주파 연소 불안정이 발생한 것을 확인할 수 있었다. 아래의 그림 3은 정압 센서들로 부터의 계측 결과이다. P32E-1은 연료 manifold에 위치한 센서이고 P33E-1은 산화제 manifold, 그리고 P38E-1, 2는 연소실 압력을 측정하기 위하여 acoustic cavity에 설치한 압력 센서로 각 센서의 측정 sampling rate는 100 Hz로 하였다. 정압 신호의 변화를 관찰해보면 주 연료 점화 이전까지의 정압 변화는 cyclogram을 따라 움직이고 있음을 볼 수 있으며 밸브의 작동이 거의 정확하게 이루어지고 있음을 알 수 있다.

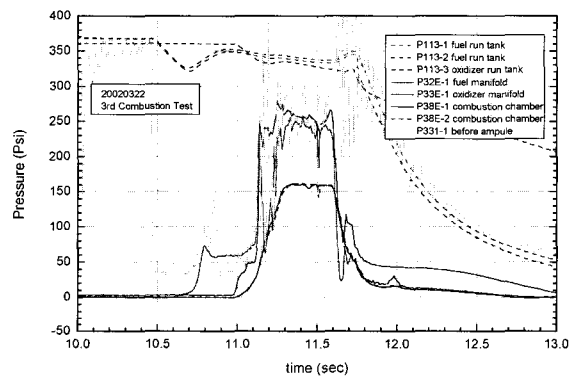


그림 3 저주파 정압 신호 (3차 연소 시험)

그림 3을 보면 연료 주공급은 시험시간 10.8 초 정도에 약 60~70 psig 정도로 압력상승이 이루어 졌으며, 이후 산화제 주공급이 이루어짐에 따라 연소실의 압력이 급격히 상승하고 이에 연료 manifold의 압력상승이 함께 이루어짐을 볼 수 있다. 산화제측의 경우 공급이 시작되는 시점은 시험시간 11.05초 경으로 예정된 11.1초보다 약 1/20초 정도 빨리 투입되었다. 산화제 투입과 동시에 연소실 압력상승이 이루어지게 되므로, 산화제 manifold의 압력은 계속 상승함을 확인할 수 있다. 주 산화제의 압력 build up 시점인 11.2초에 연료 manifold에 우선 압력 피크가 발생하고 이어서 산화제 manifold 쪽에 피크가 나타난다. 이러한 사실에서 산화제 manifold 쪽에서의 폭발이 있었던 것은 아님을 알 수 있다. 연소종료 후 purge에 의해 낮은 압력 상태에서 1초정도 연소가 이루어짐을 확인할 수 있다. 퍼징시 나타나는 연소 현상은 12.4초부터 이루어지는데 정압을 약간 상승시키는 정도의 결과를 나타내고 있다. 또한 연소압이 상승한 구간이 185 psig (200 psia)에 도달하지 못하고, 최대 약 160 psig, 최소 145 psig를 나타내고 있

다. 이 또한 고주파 연소 불안정 발생시의 특징적 현상이라 할 수 있는데, 고주파 연소 불안정 발생시에는 분사기 면쪽의 압력은 정상압에 비해 감소하는 현상을 나타내게 된다. 본 시험에서도 정상압에 비해 약 25에서 40 psi 정도가 낮게 나오고 있음을 확인할 수 있다.

Gimbal mount에 위치한 가속도계 센서의 진동 측정 결과는 다음과 같다.

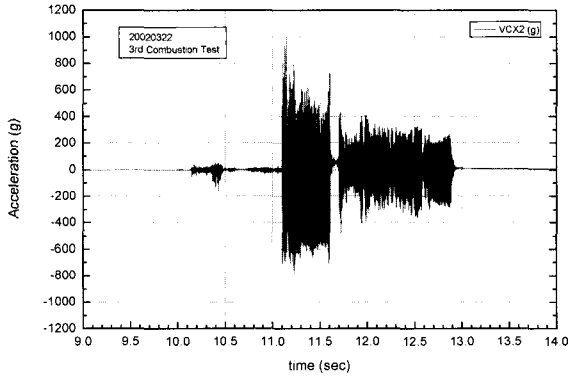


그림 4 축방향 진동 신호

이 결과에서 볼 수 있듯이, 점화와 동시에 $\pm 800g$ 이상의 큰 진동이 발생하였으며, 비상정지에 의해 11.61초에 주공급에 의한 연소가 종료되었다. 이후 11.7 초에서 12.9 초까지 1.2초간 상대적으로 작은 진동이 나타나는데 이는 purge에 의해 manifold 내에 잔류한 연료가 나오면서 나타난 연소 불안정 현상이다.

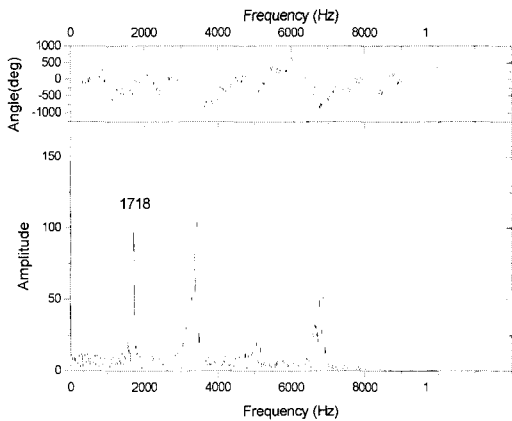


그림 5 진동의 주파수 분석 결과

위의 신호를 주파수 분석한 결과가 위의 그림 6으로 진동의 주파수 특성이 이산적인 하모닉 성분으로 이루어진 것을 확인할 수 있다. 특히 1718 Hz의 중심 주파수는 1T(1st tangential) mode를 나타내고 있음을 확인하였으며 전형적인 연소 불안정 현상임을 알 수 있었다.

2.3 초기 연소 불안정의 해결 방법

점화와 동시에 연소 불안정이 발생하는 현상은 엔진 시험시에는 없었던 현상이었으나 실제 발사체의 공급계통이나 조건들은 PTA-2와 유사한 상태가 되므로 이 문제는

안전한 발사를 위하여 반드시 해결되어야만 하는 문제였다. 따라서 엔진 시험장과의 차이점을 찾아내어 원인을 파악할 필요가 있다. 우선, 공급 계통상에 심한 섭동이 존재할 경우, 연소 불안정이 발생할 가능성이 있으므로 이에 대한 검토를 수행하였으나 공급계통의 경우 수류시험 결과등을 통해 그 안정성이 이미 입증된 상태였으며 동압 측정 data등을 통해서도 그 가능성이 없는 것으로 확인되었다. 다음으로는 엔진 setup의 차이를 들 수 있다. 수직형 연소 시험은 PTA-2에서 이루어진 것이 최초였기 때문에 이에 의한 영향이 존재할 가능성이 있었다.

또한, 상대적으로 긴 연료 lead time에 의해 연료 액적의 국부적인 축적 가능성이 있으며 이 때문에 산화제가 공급되는 시점에 엔진 내에서 국부적인 폭발이 발생할 가능성이 있었다. 실제로 이와 같은 현상은 spiking이라 부르며 초기의 점화시에 연소 불안정을 야기시키는 원인중 하나이기도 하다.^[4] 따라서 hard start를 회피하면서 동시에 연료 lead time을 최대한 줄여서 비교적 안정된 연소가 이루어지도록 cyclogram을 수정하였다.

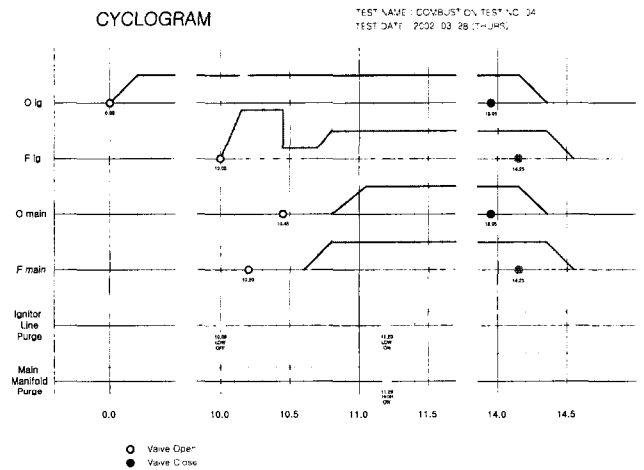


그림 6 수정된 cyclogram

그리고 먼저 분무된 연료가 산화제 manifold 쪽으로 유입되어 폭발할 가능성을 제거하기 위해 질소 퍼지 방법을 변경하여 추진제 공급 이전동안 지속적으로 각 manifold에 질소 퍼지가 수행되도록 하였다. 이상과 같은 수정을 수행한 이후 다시 연소 시험을 수행한 결과는 다음과 같다.

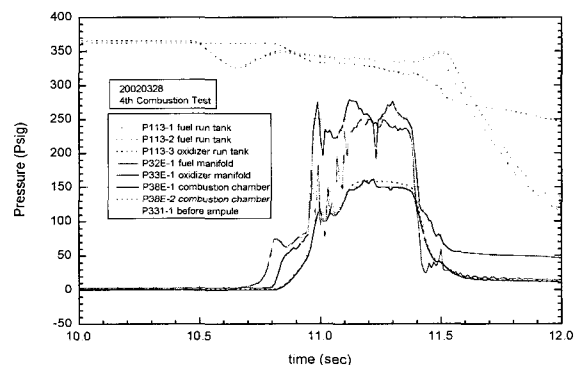


그림 7 저주파 정압 신호 (4차 연소 시험)

이 시험에서도 초기 연소 불안정이 발생하였지만 초기의 급격한 압력 증가가 상당히 완화되었으며 압력의 build up도 이전에 비해 완만하게 바뀐 것을 확인할 수 있었다. 이상과 같은 결과에서 공급 sequence나 공급 배관의 변경만으로는 연소 불안정을 막는 것에 무리가 있다고 판단되었으며 이에 엔진 자체의 음향학적 damping 값을 증가시키는 장치인 baffle을 injector head에 장착하여 연소 시험을 진행시키게 되었다. Baffle이 장착될 경우, 연소 효율의 감소가 예상되었으나 이 보다는 음향학적 공진의 회피가 더욱 중요한 문제로 판단되었다.

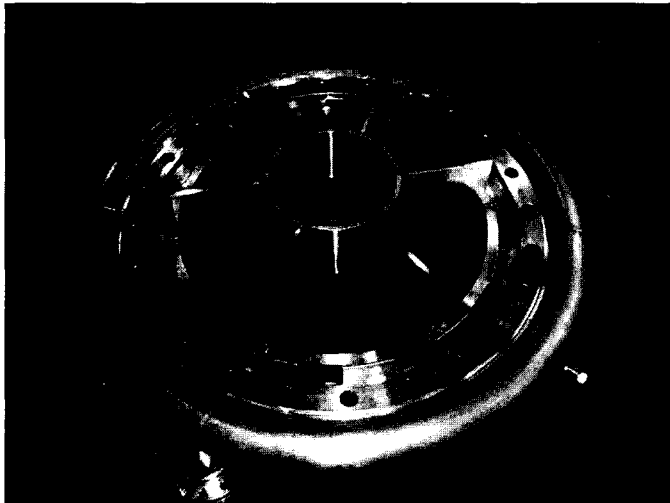


그림 8. SUS Baffle을 장착한 Engine Head

음향학적 baffle의 재질은 SUS로 동형의 engine에 대한 bomb test가 이미 수행된 바있으며 외란에 대한 강한 억제 효과가 있음을 확인한 상태였다.

Baffle 장착 엔진을 이용한 시험 결과는 아래의 그림 9와 같다.

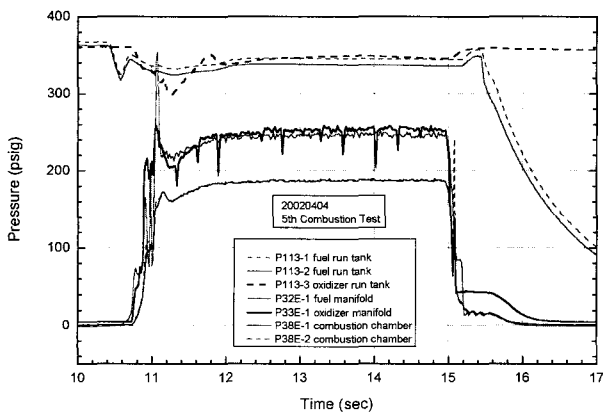


그림 9 Baffle 장착 후의 연소 시험 결과

수초에 걸친 연소에서 이전과 같은 고주파 연소 불안정은 발생하지 않았으며 연소실의 압력도 평균 184 psig로 정상 상태에 도달하였다고 판단되었다.

또한 진동 신호의 경우, 그림 10에서 볼 수 있듯이 점화에 의한 진동이 10.2초에서 10.5초까지 지속되다가 주 점화가 일어나게 되면 정압 센서의 피크에 해당하는 시간에 진동이 약간 증가한 뒤 다시 점화시와 유사한 수준으로

돌아간다. Baffle 설치 이전에는 센서의 한계값 이상으로 나오던 진동값이 정상연소구간에 대하여 대략 15 g 정도의 섭동을 보이며 RMS로는 4.7 g의 섭동을 나타내고 있다. 또한 13, 14, 15초에 한번씩 튀던 값도 ± 50 g 안쪽으로 들어와 있으며 고압 퍼지 시 나타났던 고주파 불안정 현상도 정상 연소가 이루어지자 더 이상 나타나지 않았다

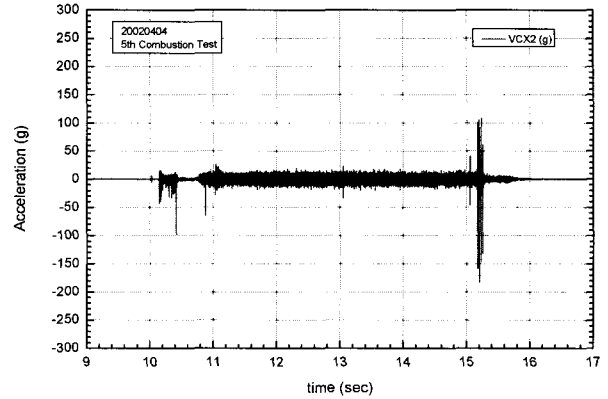


그림 10 Baffle 적용 후 축방향 진동 계측 결과

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

4. 결론

KSR-III엔진의 PTA-II 시험중 점화 과정에서 발생한 고주파 연소 불안정 현상을 막기위하여 다음과 같은 연구를 수행하였다.

- ① 점화 sequence의 변경과 질소 purge 방법의 변경등을 수행하였으며 이를 통해 연소실 내의 급격한 압력 증가를 완화시킬 수 있었다.
- ② 엔진의 injector 면에 음향학적 baffle을 장착하였으며 이를 통해 엔진의 음향학적 damping 율이 증가되었다.
- ③ 이상의 결과에 의해 엔진의 점화시 발생하였던 고주파 연소 불안정 현상이 사라졌음을 확인하였다.

참고문헌

- [1] 강선일, 오승협, 이대성, PTA-II 시험 설비 구축 및 작동 시험, KARI-PSI-TN-2001-005 (2001)
- [2] 강선일 외, "KSR-III Rocket 추진기관시스템 종합시험 설비 구축 및 입증", 우주발사체개발 심포지움, 2002
- [3] D. K. Huzel, and D. H. Huang, Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines, AIAA, 1992
- [4] D. T. Harje, and F. H. Reardon, Liquid propellant rocket combustion instability, NASA SP-194, 1972