

KSR-III 추진기관종합시험에서 수행된 STS 배플 엔진 연소시험

하성업*, 권오성**, 강선일***, 조인현****, 조남경*****, 정용갑*****

STS Baffle Engine Combustion Test at KSR-III IPPT

Seong-Up Ha*, Oh-Sung Kwon**, Sun-Il Kang***,

In-Hyun Cho****, Nam-Kyung Cho*****, Yong-Gahp Chung*****

Abstract

IPPT(Integrated Propulsion Performance Test)s were carried out as a final stage of KSR-III(Korea Sounding Rocket-III) propulsion system development. three kinds of engine with different injector faceplate were tested, therefore a engine with composite baffle was certified for a KSR-III launcher. Though a engine with STS baffle which was designed for verification of combustion instability suppression ability was not final design, due to the combustion tests with this engine, it can be described that baffle has capability to suppress combustion instability at ignition and at mainstage in the case of KSR-III combustor.

초 록

KSR-III 추진기관시스템의 최종단계로 추진기관 종합시험이 수행되었다. 이 시험에서는 KSR-III용으로 개발된 세 가지 형태의 분사기면을 가지는 엔진에 대한 연소시험이 수행되어졌으며, 복합재 배플을 가지는 엔진을 발사체용으로 최종 인증한바 있다. 배플의 효과를 확인하기 위해 제작된 STS 배플 엔진은 비록 최종적인 발사체용은 아니나, 이 엔진을 가지고 수행한 연소시험을 통하여 배플이 KSR-III 연소기에서의 점화에 의한 불안정 연소 및 연소 중 자발적 불안정 연소 발생에 대한 강력한 억제 효과가 있음을 확인하였다.

키워드 : 과학로켓 3호(KSR-III), 추진기관종합시험(IPPT), 배플(baffle), 불안정연소 (combustion instability)

1. 서 론

추진기관종합시험(IPPT; Integrated Propulsion

Performance Test or Integrated PowerPlant Test)은 액체추진제를 사용하는 발사체의 추진기관시스템 개발에 대한 최종단계로서, 발사체용으

* 추진제어그룹/suha@kari.re.kr

*** 추진기관그룹/aerodol@kari.re.kr

***** 추진제어그룹/cho@kari.re.kr

** 추진제어그룹/oskwon@kari.re.kr

**** 추진제어그룹/ihcho@kari.re.kr

***** 추진제어그룹/ygchung@kari.re.kr

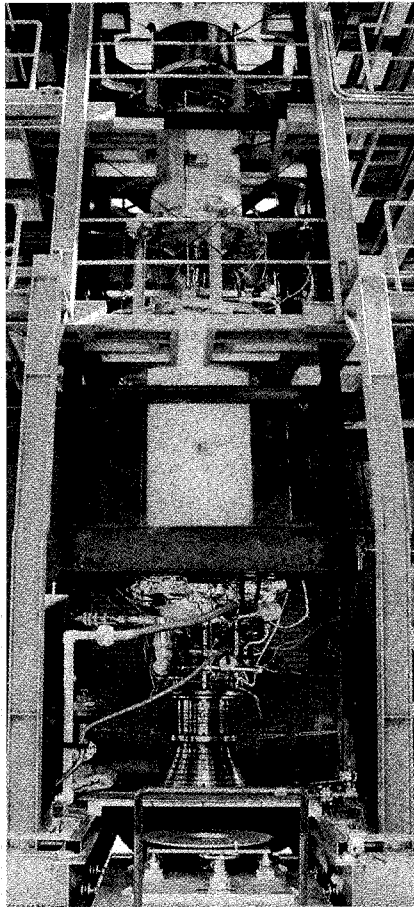


Fig. 1 Panoramic View of PTA-II

로 개발된 형태를 가지는 공급계와 로켓엔진을 연계한 종합적인 시험이다. 이에 한국항공우주연구원은 액체추진제를 사용하는 과학로켓 3호(KSR-III)의 개발과정에서 위 시험을 수행할 수 있는 수직형 수류 및 연소시험설비(PTA-II; Propulsion Test Article-II, 그림 1)를 구축하였으며, 이 설비를 이용하여 KSR-III 추진기관시스템의 추진제 공급특성 파악을 위한 수류시험과 로켓엔진과 연계한 수류 및 연소시험 등을 실시하였다.

KSR-III 로켓엔진은 그림 2에서처럼 크게 세 가지 형태의 분사기 면을 가진 엔진이 개발되었다. 엔진 단독의 지상연소시험을 통하여 배플(baffle)이 없는 형태의 경우 연소 중 고주파특성

의 불안정 연소가 발생하는 문제점이 발견되었으며, 이러한 불안정 연소현상을 억제효과를 확인하기 위하여 기존의 분사기 면에 STS(316SS; stainless steel)로 제작된 배플을 장착한 엔진의 연소시험이 수행되어 그 억제효과를 확인하였다. STS 배플은 연소가 진행됨에 따라 열에 의한 용융 및 형태 변형을 가져오게 되므로 30초간만 시험되었으며, 시스템이 요구하는 연소시간인 60초 동안 변형을 일으키지 않도록 내부에 STS로 보강되어 있으며 외부는 내열재로 구성된 복합재 배플을 사용하여 60초 전 연소시간에 대해 시험을 수행하였고, 이를 최종 비행용으로 인증한 바 있다.

KSR-III 추진기관종합시험에서도 이 세 가지 형태의 분사기면을 가지는 엔진이 제공되어 시험이 수행되었다. 이 시험에서 배플이 없는 엔진은 점화에 의한 고주파 불안정 연소현상이 나타나고, STS 배플 엔진은 이러한 점화에 의한 불안정 연소현상은 나타나지 않았으나, 연소 중 비정규성의 압력섭동(popping)이 발생하였으며, 복합재 배플 엔진의 경우 미약한 압력섭동은 있었으나 무시할 수 있는 수준이었으며, 전체 시스템 요구 시간동안 정상적으로 잘 작동하였고, 이에 복합재 배플을 가진 엔진을 비행용으로서 최종 인증한 바 있다.

STS 배플을 가지는 엔진은 비록 비행을 위한 최종 형태의 엔진은 아니나 고주파 특성을 보이는 불안정 연소 발생에 대한 억제와 비정규적인 압력섭동의 발생이라는 특징을 나타내는 시험이었다. 이에 본 보고서에서는 STS 배플을 사용하여 PTA-II에서 진행된 추진기관종합시험의 결과를 중심으로 논함으로써 이러한 특징을 살펴보고자 한다.

2. 본 론

2.1 STS 배플 엔진 연소시험

엔진 단독의 지상연소시험에서는 STS 배플엔진에 대해 최고 30초까지의 연소시험이 실시되었으나, 수직형 연소시험에서는 연소시간을 이보다

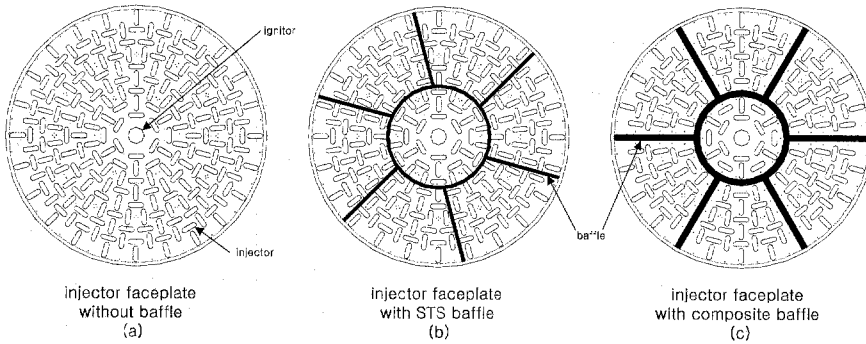


Fig. 2 KSR-III Injector Faceplate

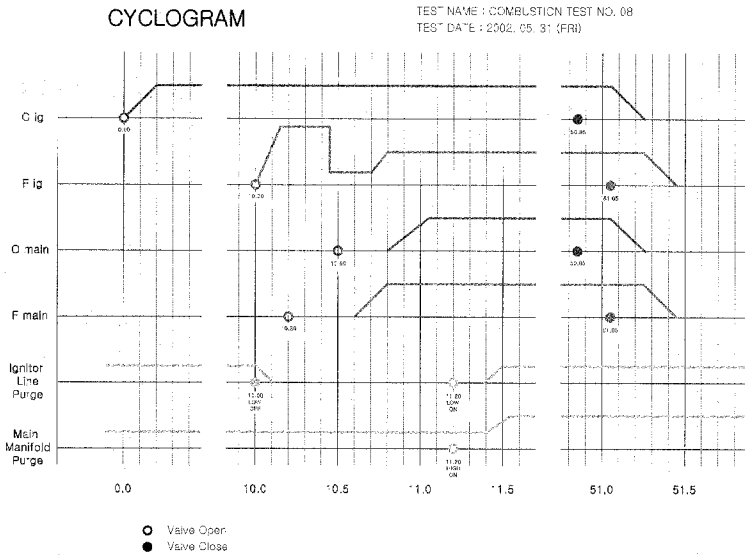


Fig. 3 Cyclogram for 40 sec. Combustion Test with STS Baffle Engine

10초 늘려 그림 3과 같은 시험절차를 가지고 최고 40초간의 연소를 목표로 시험이 수행되었다. 이 시험에서는 점화에 의한 불안정 연소현상은 발생하지 않았으며, 시험시간 약 11초로부터 시작된 연소가 약 35초간 유지되었고, 시험시간 약 46초경에 발생한 다소 큰 규모의 비정규적 압력 섭동에 의해 가속도 측정에 의한 비상정지가 수

행되어 시험이 종료되었다.

2.2 정압 특성

그림 4에서 6은 PTA-II에서 수행된 STS 배플 엔진 40초 연소시험에서의 엔진 압력결과를 보여 주고 있다. 그림 4를 보면 연소가 진행되는 동안

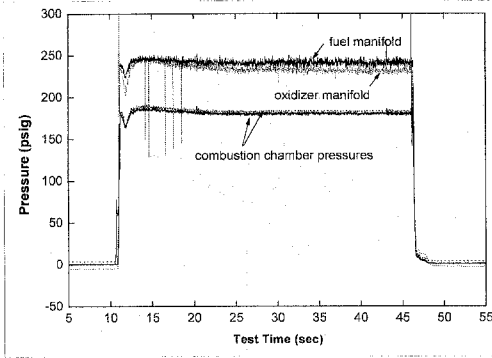


Fig. 4 Engine Pressures

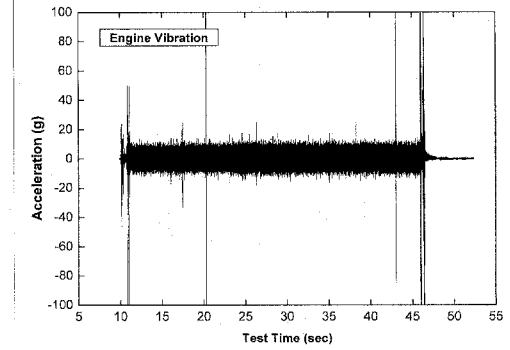


Fig. 7 Engine Vibration

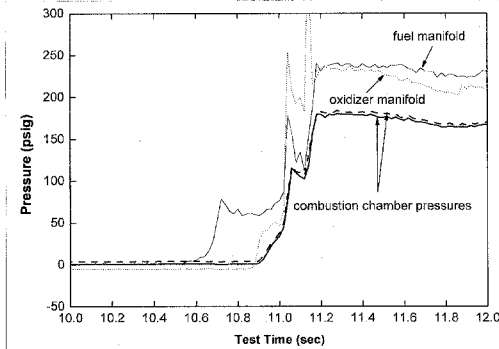


Fig. 5 Engine Pressures of Ignition

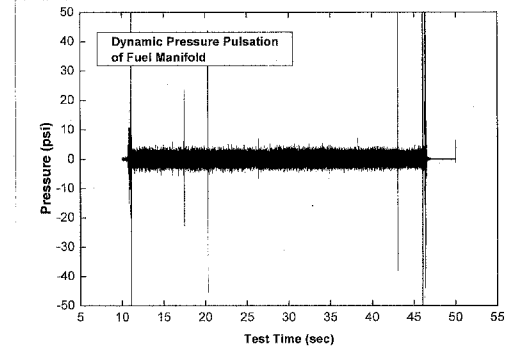


Fig. 8 Dynamic Pressure Pulsation of Fuel Manifold

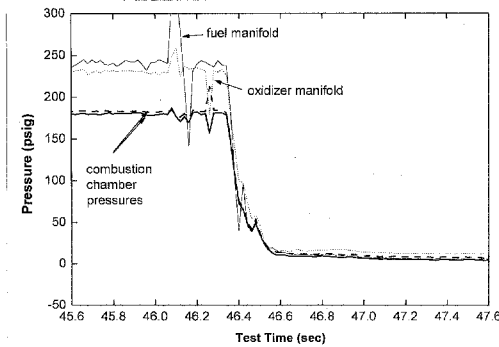


Fig. 6 Engine Pressures of Shut-off

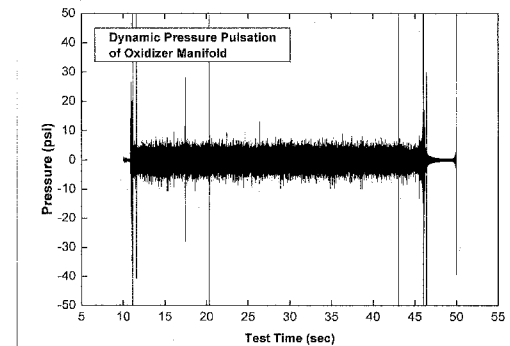


Fig. 9 Dynamic Pressure Pulsation of Oxidizer Manifold

엔진 연소실에서의 압력은 대체로 약 185 psig (200 psia)를 유지하고 있었으며, 매니폴드에서는 이보다 약 50~60 psi 정도 높은 압력을 유지하였다. 점화천이구간인 그림 5를 보면 연료가 시

험시간 10.6초에 투입이 시작되어 압력이 상승하기 시작하였으며, 10.8초에는 완전히 압력이 발달

하였고, 산화제가 10.9초부터 투입이 시작되면서 이와 동시에 연소가 시작됨에 따라 연소실의 압력 또한 상승을 시작하였으며, 11.2초에는 정상상태 연소압에 도달하였다. 연소의 발달 및 안정화는 사실상 이 시점에 완료되었으나 추진제 탱크의 압력조절기의 안정화는 이보다는 다소 늦은 13초 경에 이루어졌음을 그림 4를 통하여 확인할 수 있다.

연소의 중단은 앞서 설명한대로 비정규성의 압력섭동에 의해 발생된 진동으로 인하여 가속도 측정에 의한 고주파 비상정지 시스템에 의해 이루어졌으며, 이에 따라 시험시간 46.4초경에 연소가 중단되었음을 그림 6에서 볼 수 있다. 추진제 중단에 따라 연소압은 0.3초 이내에 해압되었다.

2.3 동압 및 가속도 특성

엔진에서 나타나는 고주파적인 특성을 파악하기 위하여 엔진의 진동을 나타내는 가속도와 엔진 매니폴드에서 측정된 동압을 그림 7에서 9에 나타내었다. 다른 시험에서와 마찬가지로 엔진의 점화 및 소화시 정상상태보다 큰 규모의 진동 및 압력섭동이 발생하였고, 정상상태에서의 진동수준은 10 g 이내를 보여주는 매우 양호한 수준이었으며, 동압 역시 약 5 psi 대의 양호한 특성을 보여주었다. 그러나 시험시간 17초, 23초, 43초, 46초경에는 정상치를 확연히 상회하는 진동 및 압력섭동이 존재함을 확인할 수 있었으며, 이는 연소실에서의 비정규적인 압력섭동(popping)에

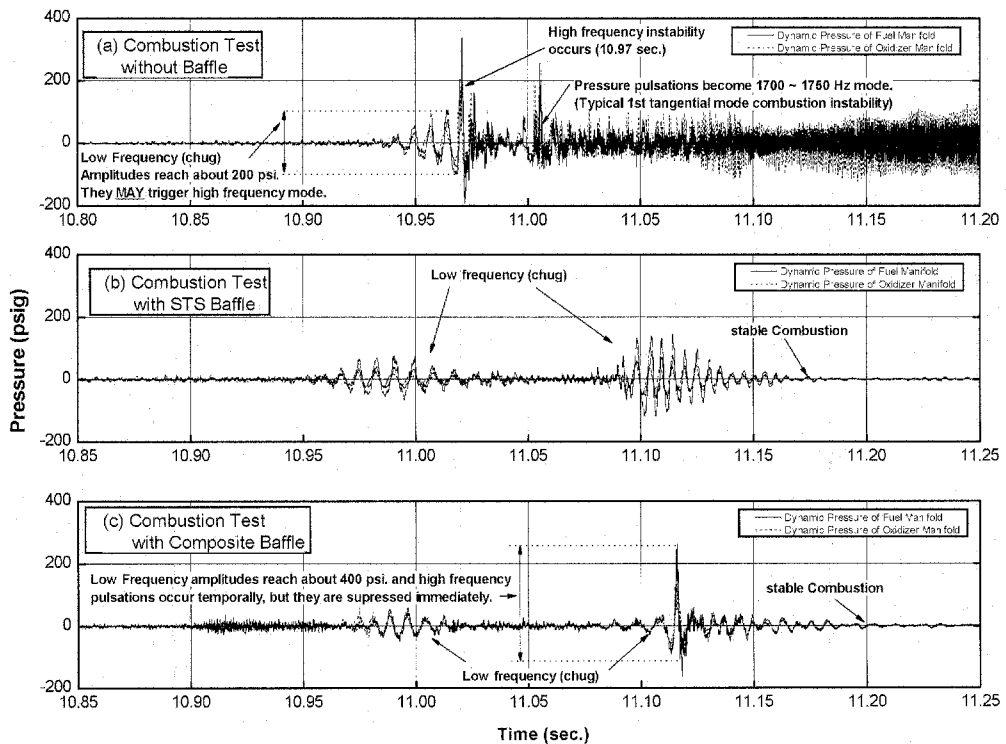


Fig. 10 Transient Period of Ignition

의한 것으로 판단하였다. 이에 대해서는 2.4절에서 보다 자세히 분석토록 하겠다.

2.4 점화 천이구간의 특징

그림 10에는 그림 2에서와 같은 세 가지 분사기면 형태의 엔진에 대한 수직형 연소시험에서의 결과 중 점화가 이루어지는 순간에 대하여 매니폴드에서 측정된 동압이 나타내는 천이특성을 보여주고 있다. 비록 종합연계시험이라는 특성상 연소실로부터의 직접측정은 이루어지지 않았으나, 매니폴드에서 측정된 동압 값이 연소실에서 측정되어지는 동압의 값과 그 크기와 형태가 유사함을 그동안의 시험경험을 통하여 확인하였으므로, 매니폴드에서 측정된 형태의 분석 또한 큰 의미가 있다 하겠다.

점화순간은 로켓엔진에 있어서 가장 위험하고 불안정한 순간이며, 음향모드를 가지는 연소장 발달의 위험성이 큰 순간이기도 하다. 수직형으로 진행된 추진기관종합시험에서도 배플이 없는 엔진은 점화 즉시 불안정 연소를 발생하는 특징을 보여주었다. 배플이 없는 엔진에 대한 시험 중 한 예인 그림 10(a)를 보면 연소장 발달에 따라 저주파 섭동이 발달하기 시작하였으며, 섭동이 연소압의 100%를 넘어가면서 이 섭동은 고주파적인 특징을 보이기 시작하였다. 이러한 고주파 섭동은 결국 소멸되지 못하고 KSR-III 연소기의 전형적인 1T(1st tangential) mode인 1700~1800 Hz 대역으로 발달하였다.

STS 배플을 장착한 시험의 예인 그림 10(b)를 보면 점화초기에 나타난 두 번의 저주파 섭동은 빠르고 안정적으로 억제되면서 연소가 안정화 되는 것을 확인할 수 있었다.

복합체 배플을 장착한 그림 10(c)에서는 연소압의 200%에 해당하는 큰 압력섭동을 관찰할 수 있었으며, 이 섭동이 약간의 고주파 특성의 연소장을 보여주는 것을 확인할 수 있었다. 그러나 이러한 섭동은 배플이 없는 시험에서처럼 음향모드를 가지는 고주파 불안정 연소로 발달하지 않고 빠르게 억제되어 연소가 안정되는 것을 확인할 수 있었다.

이처럼 점화초기 순간에는 STS 배플의 열적 손실이 거의 없기 때문에 음향모드에 대한 수동억제도구로서의 역할을 온전히 수행할 수 있었던 것으로 파악되었다.

2.5 비정규성의 압력섭동 (Popping)

앞서 설명한 바와 같이 STS 배플 엔진 시험에서는 연소가 진행되는 도중 비정규적으로 압력섭동이 발생하였다. 이러한 압력섭동의 원인으로서는 다양한 가능성이 알려져 있으나 실제로 이를 측정하고 정확한 원인을 파악하는 것은 대단히 어려운 일로 알려져 있다. 이 시험이 이러한 비정규성의 압력섭동을 파악하기 위한 시험이 아니기 때문에 정확한 원인을 알기는 사실상 어려우나, 본 엔진에서 발생할 수 있는 알려진 가능성을 살펴보면 추진제 분사류 재순환영역에서의 국부적인 순간연소, 분사기면과 STS 배플사이 공간의 미연혼합기의 발화, STS 배플의 열적 손실에 의한 갑작스런 변형, 음향공(acoustic cavity) 혹은 벽면의 압력측정구멍 등으로의 미연추진제 유입 후의 갑작스런 발화 등으로 생각할 수 있다.

그림 7에서 9를 보면 4번의 큰 섭동이 있었음을 알 수 있으며, 그 중 43초경과 46초경에 발생한 섭동을 그림 11과 12에 자세히 나타내었다. 43초경에 나타난 섭동인 그림 11을 보면 연소압의 약 30~50 %에 해당하는 섭동이 발달하였으나 매우 빠른 속도로 억제되었고, 이로 인한 진동 역시 매우 빠른 시간 내에 소멸되었다. 이 압력섭동 및 진동에서는 특별한 주파수 특성을 보이지는 않았다. 이 이전에 발생한 17초와 23초경의 섭동도 이와 비슷한 특성을 보여주었다.

46초경에 섭동이 발생한 그림 12는 이전의 섭동과 다소 다른 양상을 보여주었다. 우선 초반에 발생한 섭동이 바로 억제되지 못하고 연소압의 100 % 이상의 압력섭동과 800g 가까이 되는 진동을 보여주었으며, 이 경우 1200~1400 Hz 대역의 주파수 특성을 보였다. 이 대역은 본 엔진의 1T(1st tangential) mode인 1700 Hz 대역이 아니기는 하나 정확한 의미는 다소 불분명하다. 비록 앞선 경우처럼 빠른 억제는 되지 못하였으

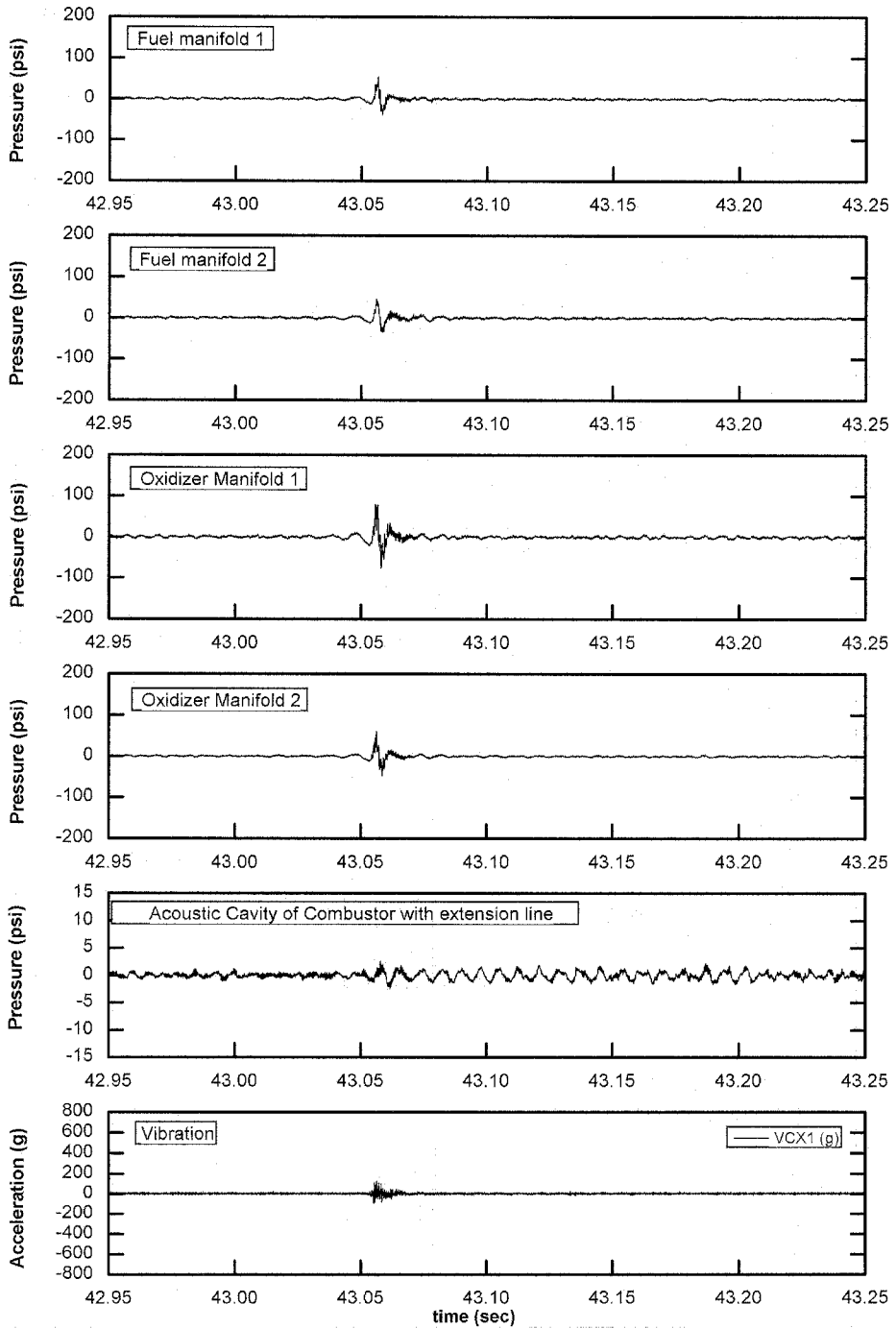


Fig. 11 Popping (1)

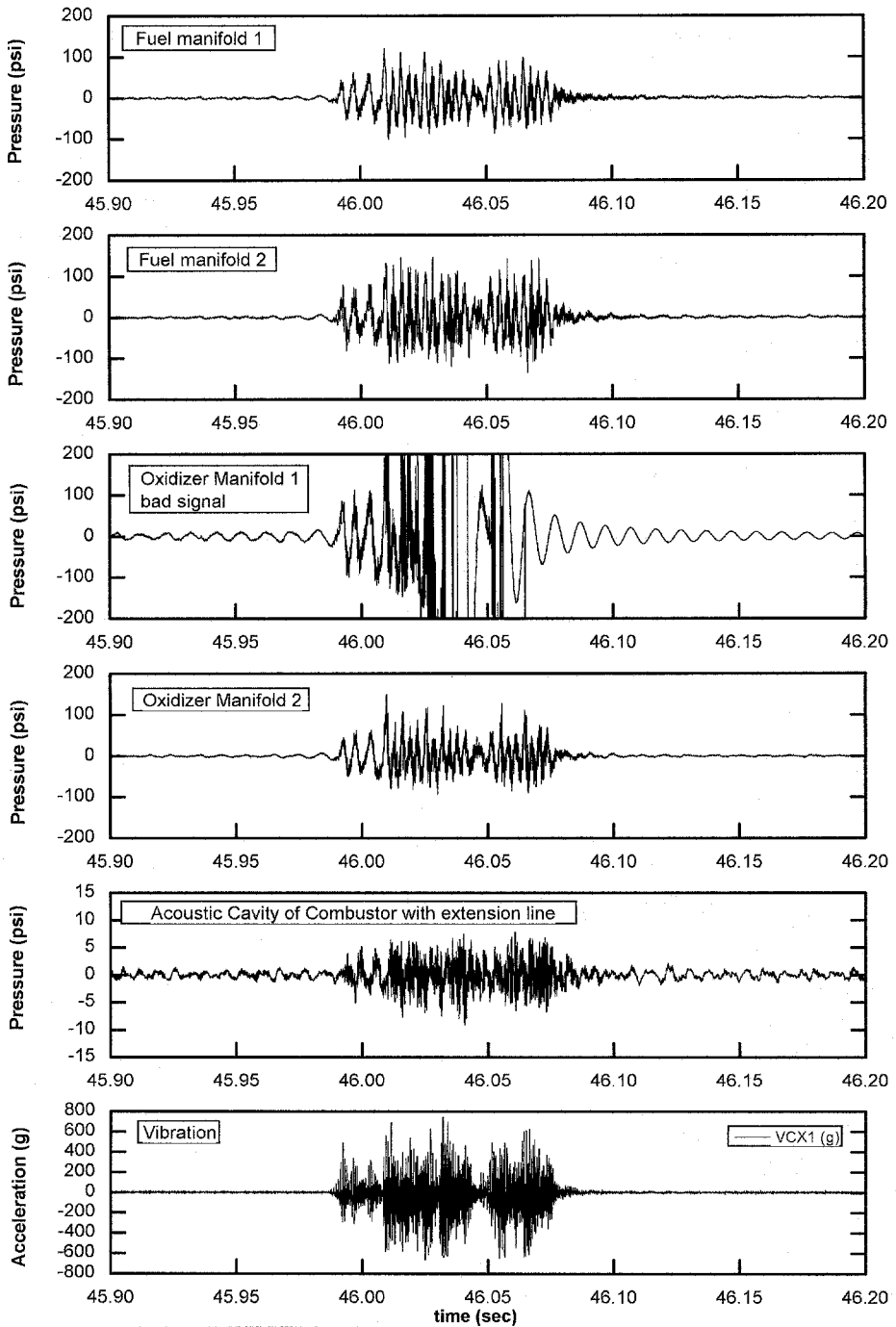


Fig. 12 Popping (2)

나 이 경우 역시 0.1초 이내에 억제가 이루어졌다. 이전의 경우처럼 빠르게 억제되지 못한 것은 긴 연소시간으로 인하여 STS로 제작된 배플이 상당부분 소실된 이후이기 때문으로 생각된다.

비상정지시스템의 경우 불안정연소발생시 빠른 시험종료를 목적으로 하기 때문에 감시단위시간을 0.05초로 구성하였으며, 그림 12의 압력섭동이 이 시간을 초과함에 따라 비상정지가 수행되어 시험이 종료되었다.

2.6 시험전후의 엔진상태

STS 배플의 손실정도를 파악하기 위하여 그림 13과 14에 시험 전 후의 모습을 나타내고 있다. STS 배플이 연소에 의해 끝단이 소실되었으며, 일부 구간은 완전히 떨어져 나갔고, 그 위치 또한 열에 의해 변형이 일어나 있음을 볼 수 있다. 이렇게 상당한 손실이 일어났음에도 불구하고 STS 배플이 압력섭동에 대해 불안정 연소로의 발달을 억제하였음을 확인한 것은 본 시험의 중요한 수확이라 말할 수 있겠다.

3. 결론

STS 배플을 사용하여 약 35초간의 연소시험이 발사체 추진기관 형태를 가지는 수직형 연소시험설비에서 진행되었다. 수차례의 비정규적인 압력

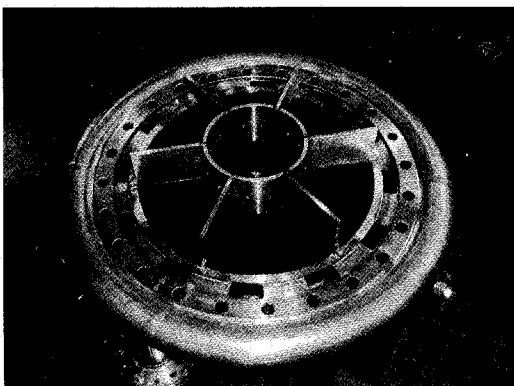


Fig. 13 STS Baffle before Hot-fire Test

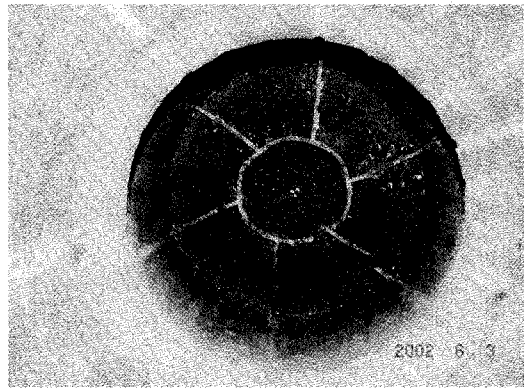


Fig. 14 STS Baffle after 35 sec. Hot-fire Test

섭동이 발생하였으나 매우 빠르게 안정되었으며, 시험시간 약 46초에 발생하여 약 0.1초간 유지 후 소멸한 섭동에 의해 발생한 진동으로 인하여 가속도에 의한 고주파 비상정지가 수행되었다. 이 시험을 통하여 배플에 의한 점화 및 연소중의 불안정 연소 발생에 대한 억제효과를 확인할 수 있었으며, 배플이 상당한 손실이 일어난 후에도 여전히 강한 억제효과를 가지고 있음을 확인하였다.

참고 문헌

1. 하성업, 김병훈, 한상엽, "수직장착에서의 KSR-III 액체추진계 로켓엔진 불안정 연소특성," KARI-RED-TM-2002-001, 한국항공우주연구원, 2002.
2. 조상연, 하성업, 강선일, 권오성, 이정호, 김홍건, 이재룡, 조인현, "종합추진설비에서 수행된 KSR-III 엔진의 연소시험 (Part 1 & 2)," KARI -PSI-TM-2002-007 & 009, 한국항공우주연구원, 2002.
3. David T. Harrje(editor), "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," SP-194, NASA, 1972.
4. Dieter K. Huzel, David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid

- Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol 147, AIAA, 1992.
5. Vigor Yang et al, "Liquid Rocket Engine Combustion Instability," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol 169, AIAA, 1995.
 6. SP-8113, "Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices," NASA, 1974.