

# IPPT, SQT에서의 엔진부 비상정지 시스템 설계 및 운용

하성업\*, 이중엽\*\*, 정태규\*\*\*, 한상엽\*\*\*\*

## Design and Application of Emergency Blockage System for Engine Part at IPPT and SQT

Seong-Up Ha\*, Joong-Youp Lee\*\*, Tae-Kyu Jung\*\*\* and SangYeop Han\*\*\*\*

### ABSTRACT

A vertical hot-firing test facility was established to carry out the IPPT(Integrated Propulsion Performance Test) and SQT(Stage Qualification Test) of KSR-III(Korea Sounding Rocket-III). The components for actual launcher were mostly used, hence these tests were carried out under the condition of relatively lower safety margin. To perform hot-firing tests with the maximum safety, an engine emergency blockage system was investigated and applied. An emergency blockage system using combustion chamber pressures and acceleration signals was set up to monitor ignition delay and fail, flame out, propellant feeding status, unstable combustion and excessive structural vibration. With such a system, the test safety could be secured by rapid judgement and follow-up measures, which made IPPT and SQT be safely completed.

### 초 록

KSR-III의 추진시스템 종합성능시험과 단인증시험을 위한 수직형 연소시험시설이 구축되었다. 이러한 시험은 발사체에 준하는 단품을 사용하는 시험으로, 상대적으로 낮은 수준의 안전을 하에서 시험이 진행되게 된다. 이에 연소시험 안전대책의 하나로 엔진부에 대한 비상정지 시스템이 검토되었으며, 정확하고 빠른 판단을 위하여 연소실 압력과 가속도신호를 사용하는 비상정지 시스템이 구축되었다. 이러한 측정변수를 통하여 점화지연 및 실패, 소화, 추진제 공급상태, 불안정 연소, 구조물 과도진동 등을 감시할 수 있었으며, 이상 상황 인지 후 빠르게 시험을 중단할 수 있었다. 이처럼 빠른 판단과 후속조치로 시험의 안전을 확보할 수 있었으며, 목적인 개발시험을 안전하게 마칠 수 있었다.

Key Words : Emergency Blockage(비상 정지), Rocket Engine(로켓 엔진), Vibration(진동), Combustion Instability(불안정연소), Popping(비정규적 압력섭동)

### 1. 서 론

†2003년 1월 4일 접수 ~2003년 2월 18일 심사완료  
 \* 정회원, 우주추진기관실 추진제어그룹  
 \*\* 비회원, 우주추진기관실 추진제어그룹  
 \*\*\* 정회원, 우주추진기관실 추진제어그룹  
 \*\*\*\* 정회원, 우주추진기관실 추진제어그룹  
 연락처, E-mail : suha@kari.re.kr  
 대전광역시 유성구 어은동 45 한국항공우주연구원

어떠한 현상규명을 위한 연구, 혹은 새로운 제품의 개발을 위해서는 많은 수의 시험이 수행되게 된다. 이러한 시험을 진행하는 시험요원들은 원하는 자료의 획득을 위하여 최선을 다함은 물론

론, 시험 자체를 안전하게 수행하기 위하여도 많은 노력을 기울이고 있다. 그러나 이러한 노력에도 불구하고 예기치 않은 현상의 발생으로 인해 시설물의 손실은 물론 인명사고로도 이어지는 경우를 많은 사례에서 찾아볼 수 있다. 특히 고온, 고압, 위험한 화학물질 등을 다루는 시험에서는 안전사고시 치명적인 인적, 물적 손실로 이어질 가능성이 상대적으로 크며, 따라서 시험 전 발생 가능한 경우의 수를 예측하고, 이를 대비한 상태에서 시험을 진행하는 것이 무엇보다도 바람직하다.

로켓엔진 연소시험은 극저온 혹은 유독성 추진제의 사용은 물론 고온, 고압의 환경조건에서 이루어지는 매우 위험한 시험의 범주에 속한다. 이러한 고온, 고압조건 외에도 로켓의 연소라는 특성상 연소 중 엔진 자체에 의한 구조적 진동, 배기 후류의 공력에 의하여 발생하는 극심한 진동 등을 수반하게 되며, 이로 인하여 시험을 위한 각종 구성품 뿐만 아니라 시험기 구조물 자체에도 큰 동적 환경을 인가하게 된다. 특히 고온, 고압 조건에서의 이런 극심한 진동은 상온에서의 진동조건보다 시험의 위험성을 크게 증폭시킬 수 있다.

앞서 말한바와 같이 로켓추진시스템의 연소시험 중 발생하는 각종 비상상황은 대형사고로 이어지기가 쉽다. 따라서 위험 상황을 빠르게 인지하여 이에 대한 조치, 즉 비상정지에 들어갈 수 있도록 하여야 한다. 이상적으로는 비상정지 조건을 많이 가져가면 가져갈수록 보다 안전한 시험을 수행할 수 있으나, 실제 시험을 운용함에 있어서 많은 수의 조건에 의하여 판단요류를 가져올 가능성 역시 크게 증가하며, 이로 인하여 정상적인 시험이 중단될 가능성도 역시 크게 증가하게 된다. 로켓추진시스템 연소시험은 많은 인력과 비용이 요구되는 시험이다. 그러므로 시험의 중단 없이 연소시험을 완벽히 수행하여 목적인 바를 달성하는 것이 사업적 측면에서 바람직하며, 이는 모든 시험요원들이 바라는 바이기도 하다. 이와 같은 이유로 시험요원은 최대한의 안전확보와 중단없는 시험완료라는 매우 민감한

두 명제 사이에서 적절한 선택을 하여야만 하는 어려운 작업을 수행하여야만 한다[1,2,3].

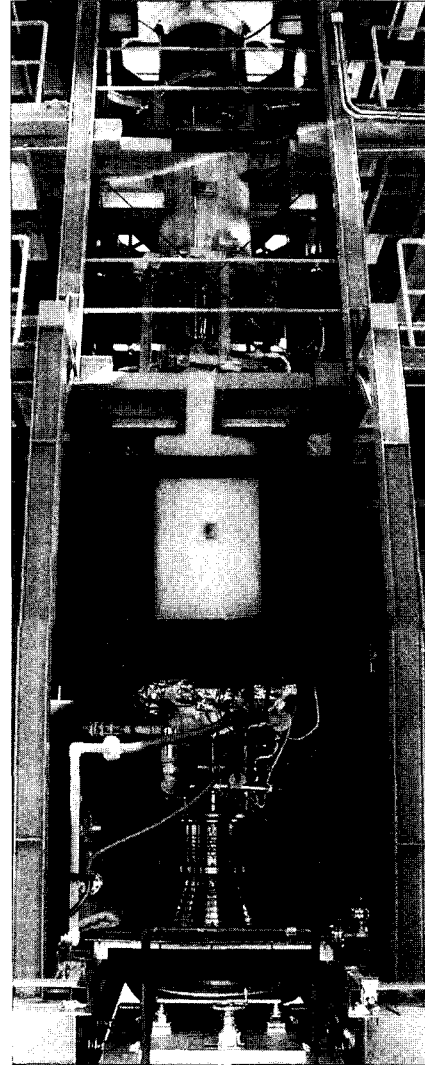


Fig. 1 Panoramic View of PTA

국내 독자 발사체 개발을 위하여 수행되어진 KSR-III 프로그램이 진행됨에 있어 엔진에 대한 인증시험이 한국항공우주연구원 내에 있는 수평형시험설비(ReTF; Rocket engine Test Facility)에서 수행되었으며, 추진기관 공급계에 대한 개발이 이와 동시에 이루어 졌고, 엔진과 공급계의 개발이 완료단계에 이룸에 따라 두 시스템을 연계하

는 수직형시험설비(PTA; Propulsion Test Article, 그림 1)에서 추진기관 종합연소시험이 진행되었다[4]. 비록 엔진 자체는 많은 횟수의 연소시험이 수평형 시험장치에서 진행되어져 다양한 자료가 축적된 상태이기는 하나, 엔진을 새로운 수직형 시험기에 장착을 하게 되었고, 더군다나 엔진고정방법이 발사체에 준하는 방법으로 전환됨에 따라, 이 엔진이 전혀 새로운 구조환경 및 추진제 공급환경 아래에서 연소시험을 진행하게 되었다고 말할 수 있다. 또한 시험장의 건설이 완료되어 처음 연소시험을 시행하는 단계, 혹은 새로운 엔진이 개발됨에 따라 이루어지는 엔진에 대한 최초 연소시험 단계에서는 해당 조합에 대한 연소시험 자료가 존재하지 않는다. 이미 각각 수많은 시험이 수행된 시험장과 이와는 별도로 다른 시험기에서 많은 시험이 수행된 엔진을 함께 조합하여 수행하는 시험의 경우도 실질적으로 해당 조합 환경에서의 연소시험이 진행되어 획득한 자료가 없으므로 상황 예측에 어려움이 따른다.

본 보고서에서는 시험기 자체에서의 비상정지 내용은 논외로 하고, 실질적으로 가장 큰 위험성을 가지는 로켓엔진 자체에 대한 비상정지 내용과 구현을 중심으로 논하고자 하며, KSR-III 개발과정 중 수직형 시험기에 실제로 적용하였던 사례를 설명함으로써 비상정지에 대한 이해를 넓히고자 한다.

## 2. 본 론

### 2.1 엔진부 비상상황 예측 및 계측항목 선정

비상정지의 설정에 앞서 발생 가능한 비상 상황을 가상하고 이에 대한 대처방안을 사전에 고려하여야 한다. 본 시험에는 다음의 상황을 비상으로 간주하도록 하는 시나리오를 마련하였으며, 이를 기준으로 비상정지시스템의 판단 알고리즘을 구현하였다.

**점화실패, 혹은 점화지연이 일어나는 경우;** 점화기가 정상적으로 작동하지 않아서 점화가 이루어지지 않은 경우, 혹은 점화원의 열량부족으로 소염 상태가 되는 경우는 엔진으로 추진제만

이 공급되게 된다. 이 경우 비록 점화원은 소멸되었으나 수평형 시험기의 경우 미연의 추진제가 엔진에 고이게 되고, 또한 시험장 내로 유출되게 되어 점화기 외의 다른 점화원에 의해 재점화되는 경우 시험장 화재발생의 우려가 있다. 또한 로켓엔진은 통상 점화원이 먼저 생성된 후 추진제 공급이 일어나야 하는데 점화시스템 측의 문제로 점화 자체가 추진제 공급 이후에 이루어지거나, 혹은 초기에 충분한 열량이 공급되지 못하여 점화 자체가 지연되는 경우는 연소실 내에 잔류하는 다량의 미연소 추진제의 동시점화가 일어날 수 있으며, 이로 인한 연소실 폭발이 일어날 수 있다. 비록 수직형 시험기의 경우 엔진으로의 추진제 고임현상은 없으므로 이러한 위험성은 적은 편이나 여전히 과도압력상승의 우려는 존재한다. 이러한 현상은 정해진 시간 내에 연소실 압력이 정상작동범위내로 상승하였는가를 감시함으로써 구현할 수 있다.

**연소중의 화염소실이 일어난 경우;** 실제로 KSR-III 엔진개발 과정에서 연소 중 화염소실이 일어난 예는 없으나, 다른 외국의 개발사례를 보면 때때로 발생하는 것으로 알려져 있다. 이는 앞서와 같이 미연추진제가 시험장으로 방류되었을 때 화재의 위험이 있으며, 연소 중 연소실 압력이 일정수준 이하로 줄었는가를 감시하여 구현할 수 있다.

**추진제의 정상유량공급이 되지 못하는 경우;** 추진제의 공급이 가압방식인 경우 추진제탱크 상단의 압력조절기로 공급압을 조절하게 되며, 이것이 추진제공급량을 결정하게 된다. 이러한 압력조절기에 이상이 발생하는 경우, 혹은 엔진부 밸브가 완전 개방되지 못하는 경우 추진제가 정상적으로 공급되지 못하고 과도한 량, 혹은 부족한 량으로 공급될 수 있다. 과도한 추진제의 공급은 연소실 압력상승으로 인한 과도추력발생, 연소기의 구조적 부하증가, 열부하증가 등의 원인이 되며, 이는 연소기 및 시험기의 파괴로 이어질 수 있다. 부족 공급의 경우 이러한 과부하 문제는 없으나 정상작동상태가 아니므로 역시 비상정지 상황으로 인지하였다. 이는 추진제공급의

응답변수라 할 수 있는 연소실 압력의 상/하한치를 감시함으로써 구현할 수 있다.

**불안정 연소가 발생한 경우;** 연소불안정은 연소실내 압력섭동의 발생으로 인하여 열부하, 구조부하의 급격한 증가를 나타냄과 동시에 엔진 및 시험기에 과도한 부하를 인가함에 따라 파괴로 이어질 수 있다. 이러한 불안정연소는 고주파 특성의 극심한 진동을 수반하게 되므로 가속도(진동)감시를 통하여 빠르게 인지할 수 있다.

**엔진부의 극심한 진동이 발생한 경우;** 불안정연소현상이 아니더라도 과도한 진동이 수반되게 되는 경우 엔진 및 시험기에 치명적인 영향을 줄 수 있으므로 가속도감시를 통하여 비상정지를 수행토록 하였다.

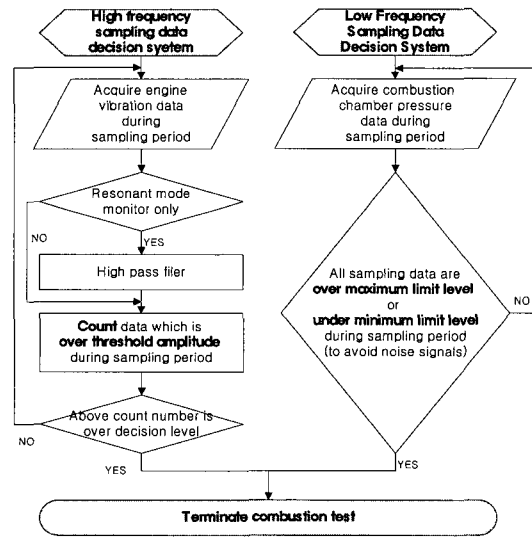


Fig. 2 Schematic Diagram of Emergency Blockage System

2.2 시험에 적용된 비상정지시스템 알고리즘

엔진 단독의 지상연소시험을 수행하면서 가속

Table 1. Emergency Blockage Application Example for 55 Second Combustion Test

	Sensors for emergency blockage	Decision condition
Emergency blockage based on measuring vibration	acceleration sensors	purpose : monitor combustion instabilities and excessive vibration of engine sampling rate : 20,000 times / second threshold : over 100 g sampling time : 1000 times (0.05 sec.) validity : over 40 times monitor time : from 11.50 to 65.6 sec. (Test Time)
Emergency Blockage based on measuring combustion chamber pressure	static pressure sensors	purpose : monitor ignition fail, extinguish and excessive pressure condition sampling rate : 50 Hz threshold : over 245 psia, under 150 psia sampling time : 0.1 sec validity : sustain conditions during 0.1 sec. monitor time : from 11.50 to 65.6 sec. (Test time)

도, 연소압 등의 다양한 감시를 통한 비상정지시스템을 구축하여 성공리에 운영한 바 있다. 이에 수직형 종합시험을 위한 비상정지시스템은 수평형 지상연소시험장의 비상정지시스템을 모태로 하여 설계되었으며, 수직형 종합시험장이라는 특성에 맞도록 계측항목, 판단알고리즘을 새로이 선정하였다.

그림 2와 표 1은 연소압과 가속도 신호를 사용하여 구성한 수직형 시험기 비상정지시스템 알고

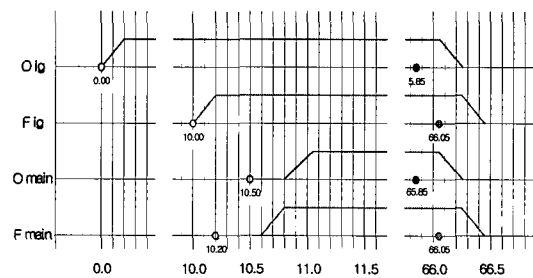


Fig. 3 55 sec. Combustion Test Cyclogram

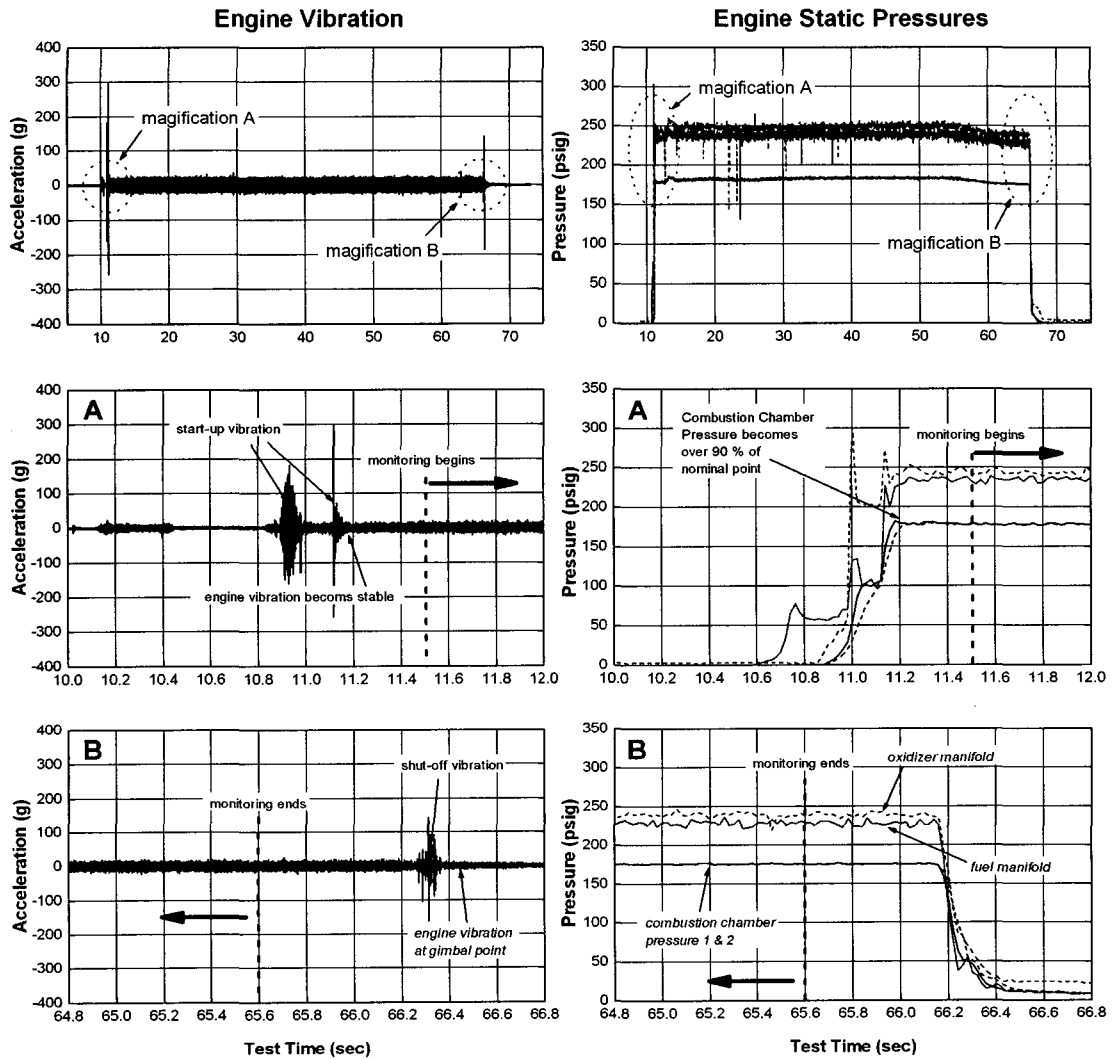


Fig. 4 55 sec. Combustion Test Results

리즘을 나타내고 있다. 먼저 연소압의 경우를 보면 일정한 단위 측정시간 동안 들어온 신호가 모두 기준치 범위를 벗어난 경우 비상정지가 수행되는 것으로 하였으며, 진동의 경우는 일정 단위 시간동안 들어온 신호 중 설정치를 상회하는 신호의 개수가 기준치를 넘을 경우 비상정지상황으로 간주토록 하였다. 이러한 방법은 별도의 노이즈제거 알고리즘을 구현하지 않더라도 이에 의한

오작동을 막을 수 있는 방법이며, 빠른 응답성과 높은 신뢰도를 가진 압력신호와 가속도 신호를 사용함으로써 시스템의 신뢰도를 높일 수 있었다.

표 1의 내용에서 비상정지 결정에 대한 기준값(threshold)과 이에 대한 유효기준(validity)은 시험자의 경험에 절대적으로 의존하게 된다. 이는 각 시스템, 시험기, 엔진자체 등의 특성이 서로 깊이

연관되어 있기 때문에 각각에 대한 경험과 지식을 모두 가진 자만이 결정할 수 있으며, 다른 국내외의 사례를 인용하여 사용하는 것은 오히려 위험을 초래하는 일이 될 수 있다.

### 2.3 비상정지시스템 적용 사례

표 1과 그림 3, 4에 수직형시험설비에서 수행한 55초 IPPT 연소시험에서의 설정치와 연소시험의 결과를 제시하였다. 실제 비상정지시스템이 구동된 시간은 시험시간 11.5초에서 65.6초까지다. 점화천이구간을 나타내는 그림 4의 A를 보면 점화천이특성은 시험시간 약 11.2초까지 나타났고, 그 이후 곧바로 안정화되었으며, 감시는 안정화 후 0.3초 이후부터 시작되었고, 이때의 신호가 기준범위를 만족함에 따라 시험은 비상정지의 수행없이 계속 진행되었다. 그림 4의 B에서 비상정지시스템은 연소종료명령시점인 65.85초보다 약 0.25초 빠른 65.6초에 종료되는데 이 이후 시간에서는 비상상황 발생인지에서 명령까지 걸리는 시간이 정상종료명령인가시간과 유사하므로, 실제로 의미있는 감시한계라 할 수 있는 65.6초까지 감시를 수행하였다. 참고로 그림 4에서 산화제 정압신호의 순간압력변화는 센서가 갑자기 극저온 상태로 냉각되면서 나타나는 센서특성상의 오신호(noise)로 보이며, 약 56초 이후의 약간의 압력강하는 연소가 종반에 가까워짐에 따라 헬륨가압탱크의 압력이 떨어지면서 압력조절기의 순간 압력조절능력이 다소 떨어짐으로 인해 나타난 현상이다.

단인증시험(SQT)의 경우에도 이와 동일한 절차에 의한 비상정지시스템이 사용되었으며, 이 시험 역시 정상상황 기준 내로 진행됨에 따라 비상정지의 수행없이 시험을 완료할 수 있었다.

### 2.4 비상정지 시스템의 구동

앞서 비상정지시스템의 설정방법의 예로 제시한 55초 연소시험은 종합성능시험의 최종시험으

로 비상정지를 요하는 상황발생 없이 시험을 완료한 경우이다. 그러나 IPPT 진행단계에서는 불안정연소로 인한 비상정지가 발생한 바 있으며, 이를 실례를 통하여 설명하고자 한다.

그림 5와 표 2에는 점화 즉시 연소실에서 불안정연소현상이 나타난 경우의 그래프와 시점을 나타내고 있다. 이 시험에서는 시험시간 11.40초부터 감시를 시작하는 것으로 설정하였으나, 이미 이 시간 이전인 11.1초경부터 연소압이 상승하며 불안정 연소는 시작되었으며, 감시 후 0.05초 후인 11.45초에 고주파감시시스템에서 비상상황을 인지하여 통제시스템에 공지하고, 이 공지를 받은 통제시스템은 11.50초에 중단밸브 잠김 명령을 인가하며, 밸브구동 솔레노이드 밸브의 구동이 이루어지면서 인가된 공압에 의한 중단밸브의 잠김 등에 의해 추진체가 실제로 중단된 시점은 11.61초이다. 이후 후퍼지(post purge)에 의해 매니폴드에 남아있는 추진체가 다시 연소실로 인가되면서 불안정연소는 다시 시작되었으며, 이 연소는 약 12.90초까지 이어졌다. 추진체가 정상 공급되는 시점의 불안정은 약 1670 Hz 대역의 전형적인 1T(1st tangential) mode 특성을 보였으며, 퍼지에 의하여 진행된 2차 연소섭동은 약 1400~1500 Hz 대역의 신호로 정상적인 추진체 공급 때와는 다른 양상을 나타내었다.

그림 5의 시험은 시험장 초기단계의 시험이었기 때문에 엔진의 허리부분과 노즐 끝단 부분을 그림 6과 같은 턴버클(turn buckle)과 스틸와이어(steel wire)를 사용하여 네 방향으로 총 8개를 사용하여 고정하였다(그림 1 참조). 턴버클은 개당 5톤의 정하중을 견딜 수 있는 제품이었으나, 약 2초 동안의 진동으로 가해진 동하중에 의해 끝단 고리부분이 심하게 벌어져 있음을 볼 수 있다. 이 시험에서 비상정지 시스템과 추가적인 엔진고정이 없었다면 상당히 위험한 상황을 맞을 수 있었던 것으로 생각된다.

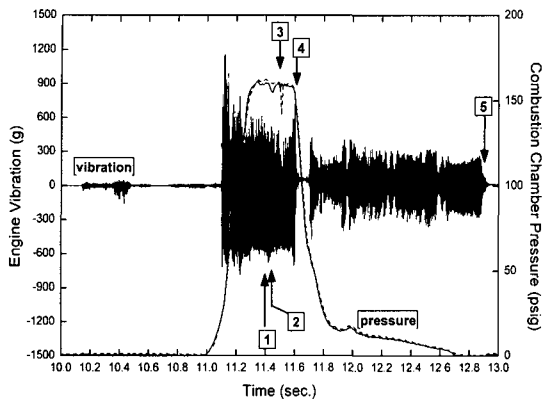


Fig. 5 Emergency Shut-off Case I (Combustion Instabilities Occurs Right After Ignition)

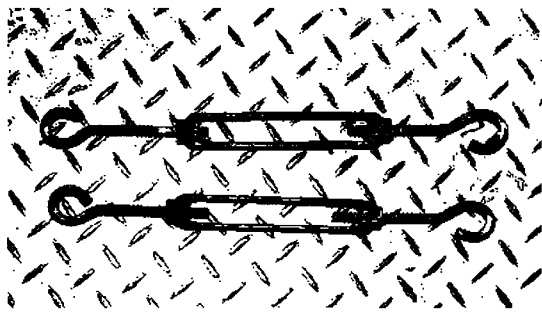


Fig. 6 Deformation of Turn Buckles

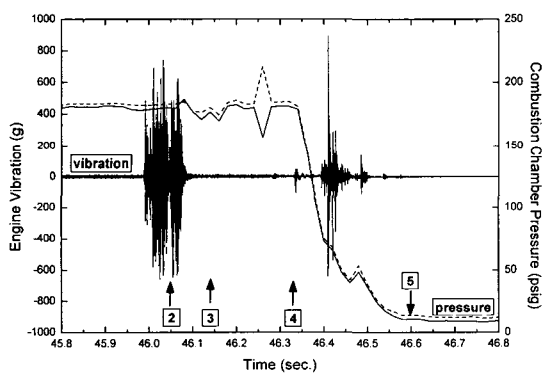


Fig. 7 Emergency Shut-off Case II (E-Stop Activated by Hard Popping)

그림 7과 표2에는 비정규적인 강한 압력섭동에

의하여 비상정지가 수행되는 과정을 나타내고 있다. 여기서의 비정규적 압력섭동 현상에 대해서는 2.5절에서 보다 자세히 다루도록 하겠다. 비상정지 시스템은 압력섭동에 의한 과도진동으로 인하여 시험시간 46.05초에 비상상황을 인지하고 명령을 내리게 되며, 정지명령은 46.18초, 실제 밸브의 잠김은 46.33초, 연소중단은 46.55초에 이루어졌다. 이 시험에서는 비정상연소 발생으로부터 연소의 중단까지 약 0.6초 이내에 완료할 수 있었다. 실제로 이 경우는 비정상으로 판정되어 비상정지 명령이 인가되는 시점에서는 이미 연소가 안정화되었으나, 이러한 규모의 섭동이 안전하다고 보기에는 무리가 있으며, 이에 의한 비상정지의 구동은 당초 시스템 설계시 예상된 바는 아니나 긍정적이었다고 판단되었다.

또한 그림 7의 경우 그림 5에서 처럼 후퍼지에 의한 2차연소는 없었는데 이는 배플(baffle)에 의한 영향으로 보인다. 그림 5의 시험에서 사용된 엔진은 배플이 없는 엔진으로 불안정연소에 취약한 구조를 가진 엔진이었으며, 그림 7의 엔진은 STS316으로 제작된 배플이 사용된 엔진이었다. KSR-III 엔진 분사기면 형태에 따른 수직형 연소 시험 특성은 참고문헌 5를 보기 바란다.

Table 2. Time Sequences of Fig. 5 and Fig. 7

		Fig. 5	Fig. 7
1	Monitoring Starts	11.40	
2	Detect Emergency Condition	11.45	46.05
3	Valve Closing Command Engage	11.50	46.18
4	Valves Are Closed	11.61	46.33
5	Combustion Ends	12.90	46.55

### 2.5 IPPT 시험 중 나타난 다양한 연소거동

10여 차례의 연소시험이 수직형 시험기를 사용하여 진행되면서 다양한 로켓엔진 연소현상을 관찰할 수 있었다. 이를 실측된 자료를 토대로 다음의 네 가지로 요약하여 발생연소현상과 비상정지 여부에 대해 설명하고자 한다[6,7].

그림 8(a), 9(a)의 정상연소 경우를 보면 측정된 가속도는 약 4.7 g<sub>RMS</sub>로 매우 안정한 경향을 나타내어주고 있다. 이를 FFT 처리한 결과를 보아도

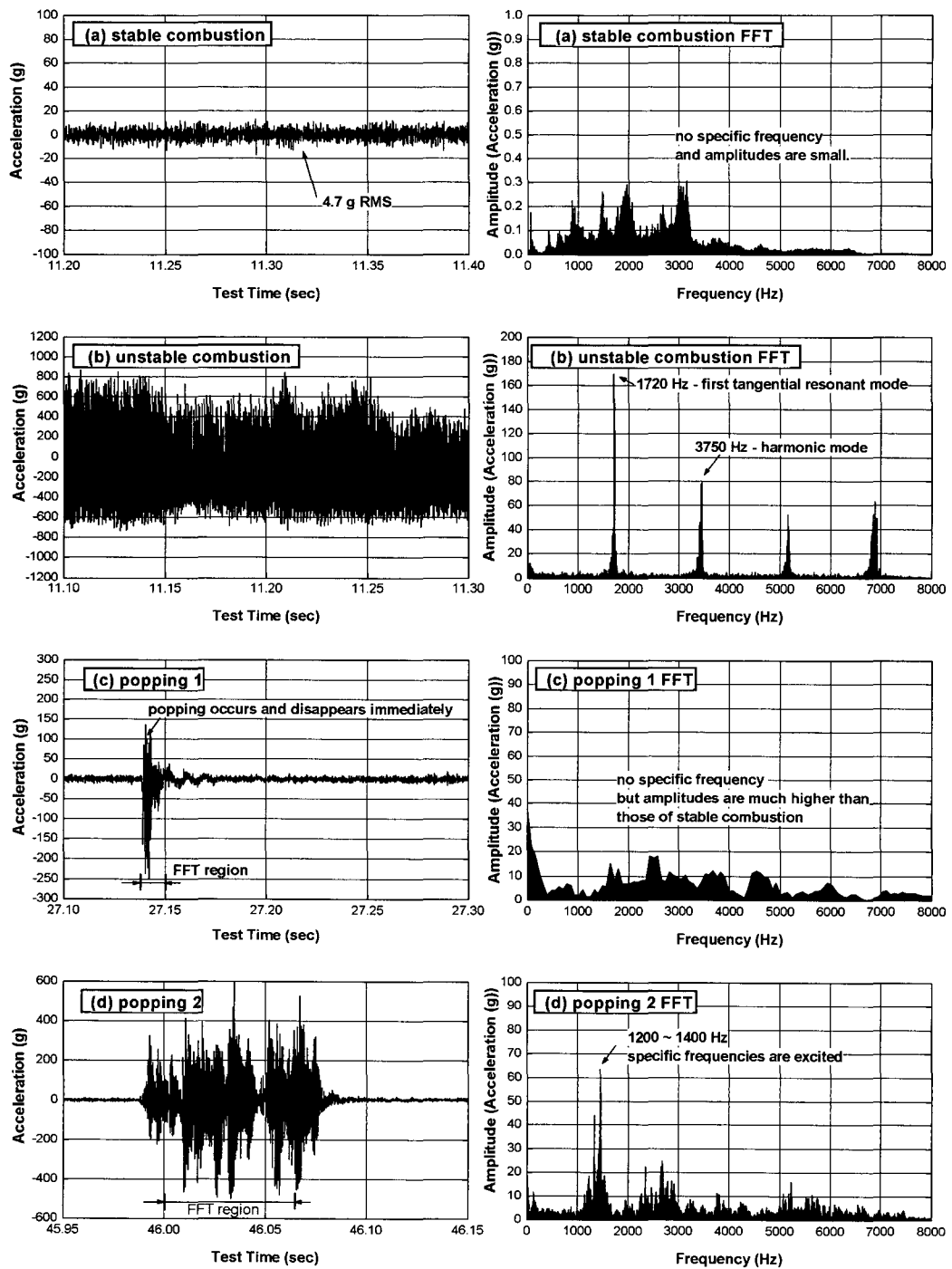


Fig. 8 Examples of Stable and Unstable Combustion Status Acquired from IPPT



주파수당 진폭이 최대 0.4 g를 넘지 않는 매우 안정된 수준이다.

그러나 1T(1st tangential) mode를 가지는 불안정연소현상이 발생한 경우인 그림 8(b), 9(b)를 보면 그 진폭이 수백 g에 이르는 매우 큰 섭동이 발생하였고, 설정치를 초과하는 신호가 기준횟수를 넘음에 따라 비상정지가 수행되었으며 엔진 및 구조물의 손상 전에 시험을 빠르게 종료시켰다.

이러한 음향적 특성을 지니는 불안정연소 외에도 연소 중 국부적으로 매우 짧은 순간 발생하는 압력섭동(popping)이 발생한 바 있다. 그 중 두 가지 예를 제시하였는데 먼저 첫 번째 경우(그림 8(c), 9(c))를 보면 연소실에서의 섭동이 발생하기는 하였으나 매우 빠르게 안정화되었으며, 시간 구간동안 설정치를 상회하는 신호의 횟수가 기준치 이하를 기록하였고, 시험은 정상적으로 계속 수행되었다. 기본적으로 이러한 섭동은 모두 위험요소라 할 수 있으나 이런 짧은 섭동은 시험의 안전성에 영향을 미칠만한 위험요소는 되지 못한다. 그러나 섭동의 두 번째 사례(그림 8(d), 9(d))를 보면 섭동의 지속시간이 감시시간구간인 0.05 초를 넘는 긴 시간동안 지속되었으며, 크기도 수백 g에 이르는 큰 신호가 다수 인가됨에 따라 비상정지가 수행되었다. 이 단계가 앞서 그림 7에 설명한 내용이다.

만약 신호의 품질을 개선하기 위해 고주파신호에 대한 FFT나 high-pass filtering을 사용할 경우 이러한 순간적인 압력섭동에 대하여 인지가 어려운 경우가 많았을 것으로 보인다. 음향모드를 지니는 불안정연소의 경우는 filtering에 의해 신호를 더욱 명확히 할 수 있으나, 무작위(random)한 성질의 신호에 대하여는 오히려 판단을 흐리게 할 수 있다. 본 시험에서는 가속도신호를 가지고 불안정연소판정과 구조진동판정을 목적으로 하였기 때문에 filtering을 하지 않았으며, 이로 인하여 큰 규모의 비정규적 압력섭동에 대하여도 비상정지를 수행할 수 있었다.

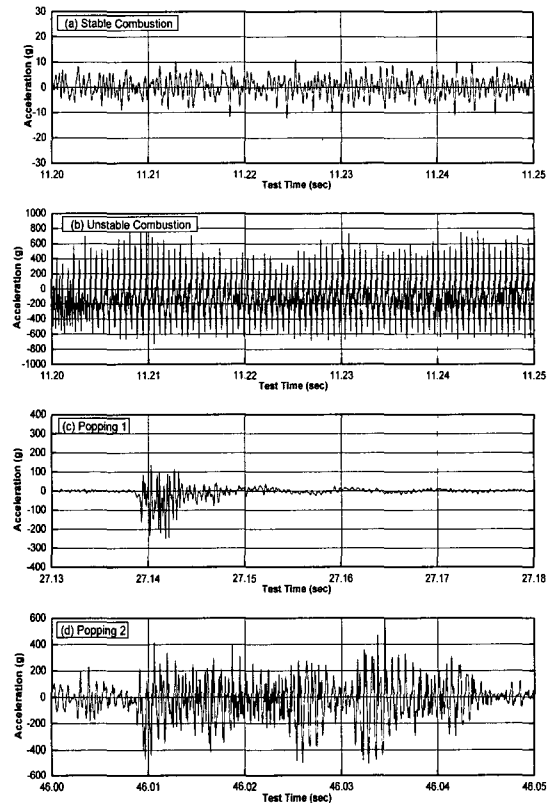


Fig. 9 Enlargements of Figure 8

### 3. 결론

시험에 있어서 비상정지의 수행은 시험요원에 게 있어서 시험의 완료와 안전이라는 문제 사이에서 결정을 내려야 하는 대단히 어려운 문제이다. 연소실 압력측정과 가속도 측정을 통한 비상정지 시스템의 구성은 그 구성이 간단하나 이상징후에 대한 빠르고 정확한 판단을 제공해 줌으로서 KSR-III의 IPPT와 SQT 연소시험의 안전성을 크게 확보할 수 있었다. 이러한 방법의 비상정지시스템은 향후의 로켓엔진연소시험 혹은 발사시험에서도 로켓엔진의 비정상상태인지에 대한 하나의 좋은 방법론이 될 것으로 생각된다.

## 참고 문헌

1. 하성업 외, “추진시스템 종합성능시험에서의 엔진부 비상정지 설정,” 제20회 춘계학술대회, 2003
2. 하성업, 김병훈, 한상엽, “수직장착에서의 KSR-III 액체추진제 로켓엔진 불안정 연소특성,” KARI-RED-TM-2002-001, 한국항공우주연구원, 2002
3. George P. Sutton, “Rocket Propulsion Elements,” 6th Ed., John Wiley & Sons, Inc., 1992
4. 조상연, 하성업 외, “종합추진시험설비에서 수행된 KSR-III 엔진의 연소시험 (Part-1 & 2),” KARI-PSI-TM-2002-007 & 009, 한국항공우주연구원, 2002
5. 하성업 외, “수직장착에서의 액체추진제 로켓엔진(KL-3) 불안정 연소특성에 관한 연구,” 한국추진공학회지 게재중
6. David T. Harrje(editor), “Liquid Propellant Rocket Combustion Instability,” SP-194, NASA, 1972
7. SP-8113, “Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices,” NAA, 1974