

수직장착에서의 액체추진제 로켓엔진(KL-3) 불안정 연소특성에 관한 연구

하 성업* · 권 오성* · 이 정호** · 김 병훈* · 한 상엽* · 김 영목*

Analysis of Liquid-Propellant Rocket Engine(KL-3) Unstable Combustion Characteristics of Vertical Installation

Seong-Up Ha* · Oh-Sung Kwon* · Jung-Ho Lee** ·
Byung-Hun Kim* · SangYeop Han* · Young-Mog Kim*

ABSTRACT

To perform combined tests with propellant feeding system and engine, which were developed for KSR-III launcher, vertical test stand was organized and a series of hot-fire combustion tests were carried out with engines of several injector faceplate types. In hot-fire tests in vertical installation, combustion instabilities occurred right after ignition with an engine without baffle, and such combustion instabilities did not occur at ignition and during mainstage operation for an engine with STS or composite baffle. Irregular and temporary pressure pulsations(popping) were detected during steady operation with a baffle engine, however a development to combustion instabilities with resonant mode was highly suppressed by baffle. With a series of tests, it was confirmed that the last developed engine, which has composite baffle, was operated successfully in KSR-III flight propulsion system.

초 록

KSR-III 발사체를 위하여 개발된 추진기관 공급계와 엔진에 대한 연계시험을 위하여 수직형 시험설비가 구축되었으며, 연소시험이 진행되었다. 수직형으로 장착이 이루어진 시험에서 배플이 없는 엔진은 점화순간 즉시 불안정 연소현상이 발생하였으며, STS 배플과 복합재 배플 엔진의 경우 점화에 의한 불안정 발달이나 연소중 불안정 연소현상은 억제되었다. 배플이 있는 엔진의 경우 정상연소중 비정규적 압력섭동이 일시적으로 발생하였으나, 배플에 의해 음향적 특성을 가지는 불안정 연소로의 발달이 강력히 억제됨을 확인하였다. 이러한 일련의 시험을 통하여 복합재 배플을 가지는 최종 개발형 엔진이 비행용 KSR-III 추진기관시스템으로서 정상운용될 수 있음을 확인할 수 있었다.

Keyword : 연소시험 (Combustion Test), 로켓엔진 (Rocket Engine), 추진기관 (Propulsion System), 수직형 시험기 (Vertical Test Stand), 불안정연소 (Combustion Instability), 비정규적 압력섭동 (Popping), 배플 (Baffle)

◇ 2002년 11월 17일 접수 ~ 2002년 12월 2일 심사완료

추진제어그룹, 한국항공우주연구원 (Control Systems Department, Korea Aerospace Research Institute)

** 추진기관그룹, 한국항공우주연구원 (Propulsion System Department, Korea Aerospace Research Institute)

1. 서 론

일반적으로 액체로켓엔진의 개발과정에서는 엔진 자체특성을 분석하기 위한 설계점 및 탈설계점 수평형 시험, 발사체 추진공급계와의 연계를 위한 수직형 시험, 실발사체 조립체와의 연계확인을 위한 총조립체 수직형 시험 등 다양한 수류 및 연소시험을 수반하게 된다. 이러한 일련의 엔진개발과정 중의 수평형 연소시험은 발사체와 동일한 구성품을 가지는 추진제 공급계 시스템 조건에서 수행되지 않을 뿐 아니라 엔진의 장착도 발사체와 같은 수직이 아닌 수평으로 설치되기 때문에 점화 및 소화 천이구간 등과 같은 비정상구간에서는 실제 발사체에서의 운영 조건과 다른 결과를 얻을 수 있다. 따라서 발사체에서의 엔진특성을 파악하기 위한 수직형 연소시험이 필요하게 되며, 이에 KSR-III(Korea Sounding Rocket-III) 발사체에 적용되는 추진공급계를 사용하여 공급계와 엔진간의 연계시험을 수행하게 되었다.

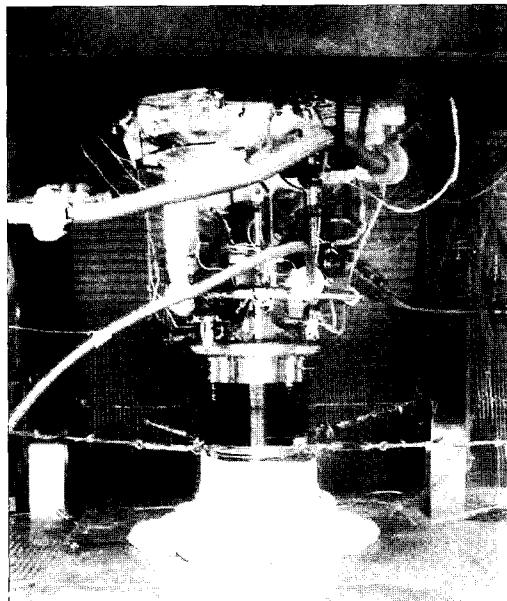


Fig. 1. KL-3 Installed in Vertical Position

그동안 한국항공우주연구원에서는 KSR-III 액체추진제 로켓엔진 개발에 있어서 원내의 수평형 시험 시설(ReTF; Rocket engine Test Facility)을 이용하여 KSR-III 발사체에 적용할 엔진에 대한 검증을 수행하여 왔으며, 또한 이와 병행하여 발사체에 적용할 비행용 공급계 시스템에 대한 개발 및 검증시험이 이루어졌다. KSR-III 발사체 추진기관 시스템의 하부시스템(sub system)이 각각 개발됨에 따라 발사체용 엔진 및 추진 공급계 시스템의 연계시험 시험설비가 구축되어 수류시험 및 연소시험을 수행하였다.

엔진연소시험이 수평형 종합시험설비에서 발사체 형상의 수직형으로 변경됨에 따라 엔진의 점화절차를 확립하기 위한 일련의 비연소 시험이 다시 진행되었으며, 최종적으로 점화절차를 포함한 연소시험절차(Test Cyclogram)가 결정되었다(그림 2). 발사체용 공급계와 엔진이 설치된 수직형 시험기에서의 연소시험절차 확립은 결국 발사체의 비행시험에 적용될 절차에 직접 반영하게 된다. 즉, 수직형 시험설비에서의 연소시험은 발사체를 위한 추진기관 시스템에 대한 종합적인 인증을 위한 것으로, 발사체의 비행에 앞서 비행용 추진기관 시스템의 특성을 파악한다는 매우 중요한 의미의 시험이 된다.

불안정한 연소현상은 액체추진제 로켓엔진 뿐 아니라 고체모터의 개발과정에 있어서 흔히 겪게 되는 난제로 알려져 있다. 수평형 시험기로 진행된 KL-3 엔진개발과정에서도 이러한 불안정 연소현상을 겪었으며, 이에 연소불안정 억제를 위하여 음향공 최적화 및 배풀(baffle) 적용에 관한 연구가 수행되어졌고, 이중 배풀이 음향적 특성을 지니는 모드로의 연소장 발달을 강력히 억제하는 효과가 있음을 확인한 바 있다.

수직형 시험기를 통한 엔진시험에 있어서 수평형 시험기에서와 마찬가지로 연소불안정 현상을 경험하게 되었으나, 그 양상은 수평형 시험기와 다소 다른 양상을 나타내었다. 수직형 시험기가 발사체 자체와 거의 동형인 공급계 시스템을 가지고 있음을 고려하여 볼 때 수직형 시험기에서 나타난 거동은 발사체와 직결될 수 있

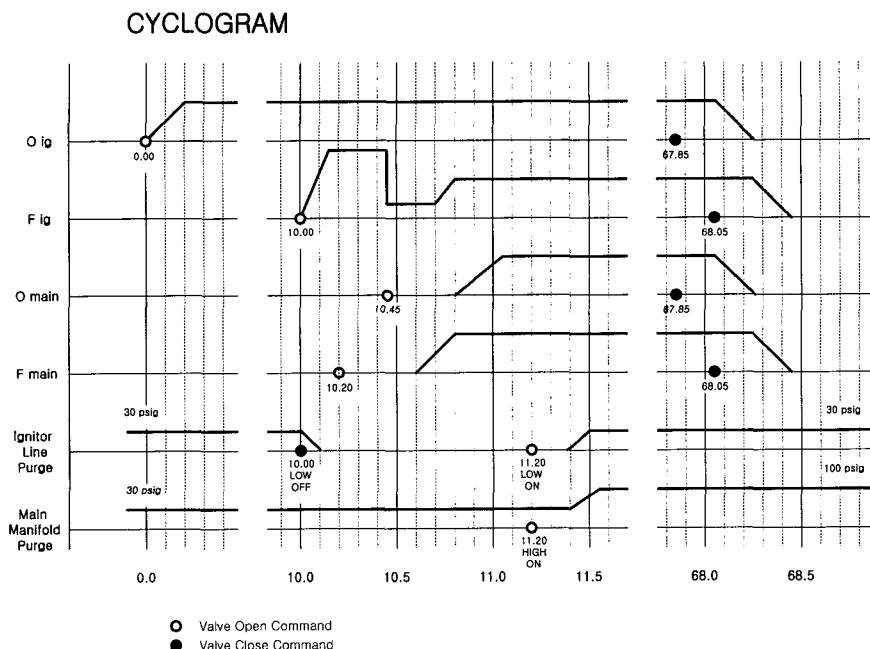


Fig. 2 Combustion Test Cyclogram

는 매우 중요한 거동을 반영하는 것이므로 이에 대한 명확한 분석이 요구된다.

이에 본 논문에서는 KSR-III 추진기관 시스템의 종합적인 검증을 위한 수직형 시험기에서 KL-3 연소시험을 진행하면서 나타난 불안정 연소현상에 대한 시험자료를 분석함으로써 그 양상을 파악하고자 한다.

2. 본 론

2.1 수평형 연소시험

지금까지 한국항공우주연구원내의 수평형 시험설비(ReTF)에서 연소시험을 진행함에 있어서 그림 3과 같은 세 가지 형태의 분사기면을 가지는 엔진에 대한 시험이 수행되었다. 먼저 그림 3(a)는 직교방사형 분사기면으로, 배플이 없는 분사기면으로, 연소가 진행되는 도중 제 1 접선방향 특성의 음향모드(1st tangential

mode)를 가지는 불안정 연소현상이 발생하였다. 이에 그림 3(b)와 같이 기존에 제작된 분사기면(그림 3(a))에 STS(316SS; stainless steel)를 사용하여 길이 90 mm의 배플을 설치하였으며, 이를 적용하여 인위적인 외란에 대한 회복능력 확인을 위한 안정성 확인시험(SRT; Stability Rating Test)과 30초간의 연소유지확인시험을 실시하여 본 엔진에 있어서의 배플 효과를 확인하였다. STS로 제작된 배플의 경우 분사기면에 완전히 고정되어 있지 못하고 냉각구조를 가지고 있지 않아 시간이 지남에 따라 배플의 열적 소손과 변형이 일어나게 된다. 따라서 내부에 STS로 보강되어 있으며 외부는 내열재로 구성된 복합재 배플을 개발하여, 내부 STS가 분사기면에 구조적으로 완전히 부착되고 배플 벽면에 대한 막냉각이 적용된 배플을 가지는 분사기면을 그림 3(c)과 같이 제작하였고, 이를 사용하여 KSR-III 발사체에서 요구되는 시간인 60초간의 연소시험을 수행하여 불안정 연소현상의 발생 없이 정

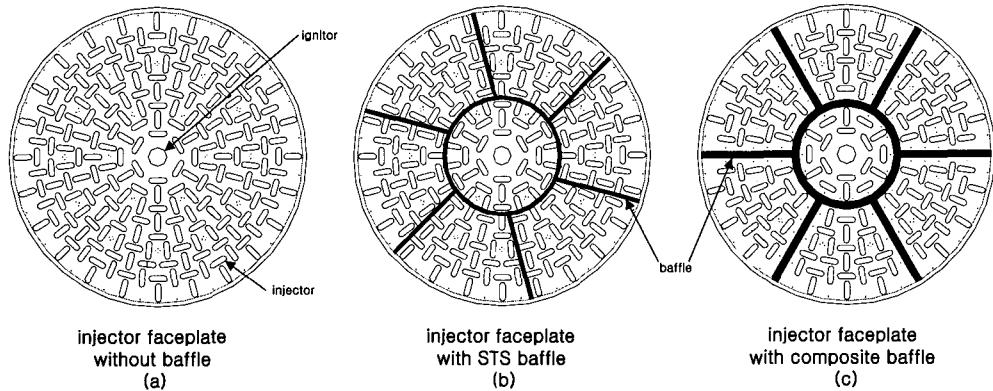


Fig. 3 Injector Faceplate

상적인 연소상태를 유지할 수 있음을 확인한 바 있다.

2.2 수직형 시험설비 계측 시스템

음향모드를 가지는 불안정 연소현상은 수 백 혹은 천 Hz 이상의 고주파 특성을 보여주는 비정상적인 연소현상이다. 이러한 고주파 특성을 가지는 연소장의 동압을 측정하는 것은 연소실 벽면에 직접 동압센서를 설치하여 측정하는 것이 가장 정확한 측정방법이다. 그러나, 연소실에 대한 직접측정방법은 센서의 냉각계통을 별도로 필요로 하게 되고, 불안정 연소에 의한 진동영향 혹은 냉각시스템의 이상 등에 의해 센서의 냉각계통이 손상되는 경우 센서의 장착부위가 큰 열전달에 의해 녹게 되어 엔진에 손상을 가져올 수 있으며, 또한 이러한 현상은 엔진 뿐만 아니라 시험운영에 있어서 매우 심각한 위협요소가 될 수 있다. 또한 수직형 시험기로의 연소시험 횟수는 비행체에 준한다는 시험특성상 매우 제한적으로 진행되게 되므로, 본 시험에서는 최대한의 안전을 확보하기 위해 연소실 동압의 직접측정은 배제하였다.

연소불안정의 여부를 판단하는 것은 직접측정 외에도 엔진 매니폴드 혹은 추진제 공급배관에의 동압측정으로도 가능하며, 가속도의 측정,

음향 측정 및 화염의 광학적 측정을 통하여도 판별이 가능하다. 그동안 KL-3에 대한 시험을 통하여 추진제 공급부에서의 동압은 연소실에서의 압력섭동을 거의 동시점에 나타나고, 그 섭동치 역시 연소실 동압과 유사한 수준의 자료를 제공하여 주며, 불안정 연소 발생시에는 연소실 압력 섭동에 따라 엔진에서 큰 크기의 진동이 발생하게 되고, 엔진 혹은 구조물의 가속도 측정을 통하여도 불안정 여부를 판별할 수 있음을 수평형 시험기에서의 시험을 통하여 확인한 바 있다. 가속도 측정의 경우 주파수 판정까지도 가능하나 그 명확도는 다소 떨어지며, 가속도의 크기는 구조적 특성에 크게 기인하므로 절대량 판별에도 어려움이 있다. 배기음에 의한 판정은 고주파 장비의 발달 이전부터 사용되어온 가장 고전적인 방법이면서도 비교적 정확한 방법이다. 배기제트의 음향을 통하여 해당 모드의 주파수에 해당되는 소리를 들을 수 있으나, 불안정에 의한 연소실 압력섭동의 크기가 작은 경우 또는 NSS(noise suppression system), 물분사 등과 같은 다른 음원이 있을 경우에는 청음이 쉽지 않은 단점이 있다. 배기플룸(plume)에 대한 광학적 측정 역시 불안정연소현상을 판별할 수 있으나 설비의 구축 및 계측자료의 분석이 용이하지는 않아 널리 사용되지는 않는 것으로 알려져

있다.

이에 본 시험에서의 고주파 자료측정은 엔진 매니폴드에서의 동압과 엔진이 발사체에 장착되어지는 짐발(gimbal)-부에 전달되어지는 엔진 가속도가 측정되었으며, 이를 기준으로 불안정 연소현상이 분석되었다. 앞서 설명한 바와 같이 매니폴드에서의 동압측정은 연소현상을 간접적으로 반영하여주며, 안전하면서도 비교적 정확하게 측정할 수 있는 부분이다. 또한 가속도의 측정은 연소 안정성 판단 뿐 아니라 엔진이 발사체 시스템 전체에 가하여지는 진동을 측정한다는 의미를 가지므로 구조적 안정성 판단을 위하여 반드시 측정되어야 되는 사항이다. 또한 추가적으로 유도관을 사용하여 연소실의 압력섭동(동압)을 음향공으로부터 계측하였다. 유도관을 사용하는 경우의 응답은 약간의 시간지연을 가지며 섭동치 역시 감소하여 신호가 들어오는 단점이 있으나, 유도관 사용에 의해 열충격에 대한 우려가 없으므로 별도의 냉각설비 없이 운용이 가능하다. 본 설비에서는 별도의 매질충진을 사용하지 않는 약 50 cm 정도의 유도관을 사용하였다.

분석을 위하여 엔진부에 장착된 센서는 정압 측정을 위하여 엔진 매니폴드에 Kulite Semiconductor Products, Inc의 XT-190 series를, 연소실은 XTE-375 series를 사용하였다. 연소실의 정압측정 역시 약 40 cm 정도의 유도관을 사용하여 열충격을 완화시켰다. 고주파 자료측정을 위하여 PCB Piezotronics, Inc의 102A series 동압 센서와 353B series의 가속도 센서를 사용하였다.

2.3 점화천이구간의 고주파특성

그림3과 같은 분사기면을 가진 엔진이 수직형 시험기에서 나타내는 주파수 특성을 보기 위하여, 연료 투입 후 산화제 투입이 시작되면서 본격적인 연소가 일어나는 순간을 그림 4에 나타내었다.

배풀이 없는 분사기면의 경우 수평형 시험기에서는 연소가 진행되는 도중에 불안정 연소가

발생하는 현상을 경험할 수 있었다. 그러나 수직형 시험기의 경우 점화와 동시에 불안정 연소현상이 나타나고 있었다. 먼저 배풀이 없는 그림 4(a)를 보면 점화에 의하여 저주파섭동이 발생하며 이후 고주파 섭동으로 발달하여 연소실 압력이 상승한 후에는 KL-3의 전형적인 제 1 접선방향 음향모드인 1700 ~ 1750 Hz를 가지는 연소장이 형성되게 된다. 점화 순간의 저주파 섭동은 기 수행된 수평형 시험기에서의 연소시험에서도 발생한 바 있으나 발생 후 빠르게 소멸하였다. 이 경우 섭동의 주파수는 본 시험과 유사하였으나 그 크기는 연소압의 50 %를 넘지 않는 수준이었다. 그러나 본 시험에서는 이러한 저주파 섭동이 연소압의 100 % 이상으로 발생하였고 그 순간 고주파 섭동 발생이 시작하였음을 볼 수 있다. 또한 그림 4(a)에 예시된 시험 외에도 동형 엔진에 대한 수차례의 시험이 더 있었으며, 이들 시험에서는 이러한 초반의 저주파 섭동을 명확히 관찰할 수 없는 상태에서 바로 고주파 섭동의 발달이 시작됨을 확인할 수 있는 경우도 있었다. 엔진에서의 고주파적 특징은 엔진만의 특징이라고 말할 수 있으나, 저주파적 특징은 엔진의 장착형태, 공급계 시스템 등과 밀접한 연관을 가진 거동이므로 이러한 초반의 거동은 수평형 시험기를 통하여 전혀 검증된 바 없다고 말할 수 있다. 앞서 논한 바와 같이 발사체 공급계 및 구조가 상이한 수평형 시험기는 엔진의 정상상태만 대변하여 출뿐 점화와 소화구간 등을 포함한 비정상구간을 대변하여 주지는 못하기 때문이다.

점화순간은 로켓엔진에 있어서 가장 위험하고 불안정한 순간이며, 음향모드를 가지는 연소장 발달의 위험성이 가장 큰 순간이기도 하다. 또한 그날의 기상상태에 따라 추진제의 온도가 달라지게 되어 추진제 특성이 변화하고, 추진제 공급을 위해 동작을 하는 구성품은 벨브와 같은 각종 기계부품들이므로 완벽한 재현성을 지니는 점화는 사실상 불가능하다. 따라서, 점화절차의 미세조정을 통한 안정성 확보 시도는 이러한 엔진 외적인 환경변화에 따라 큰 위험성을 가질

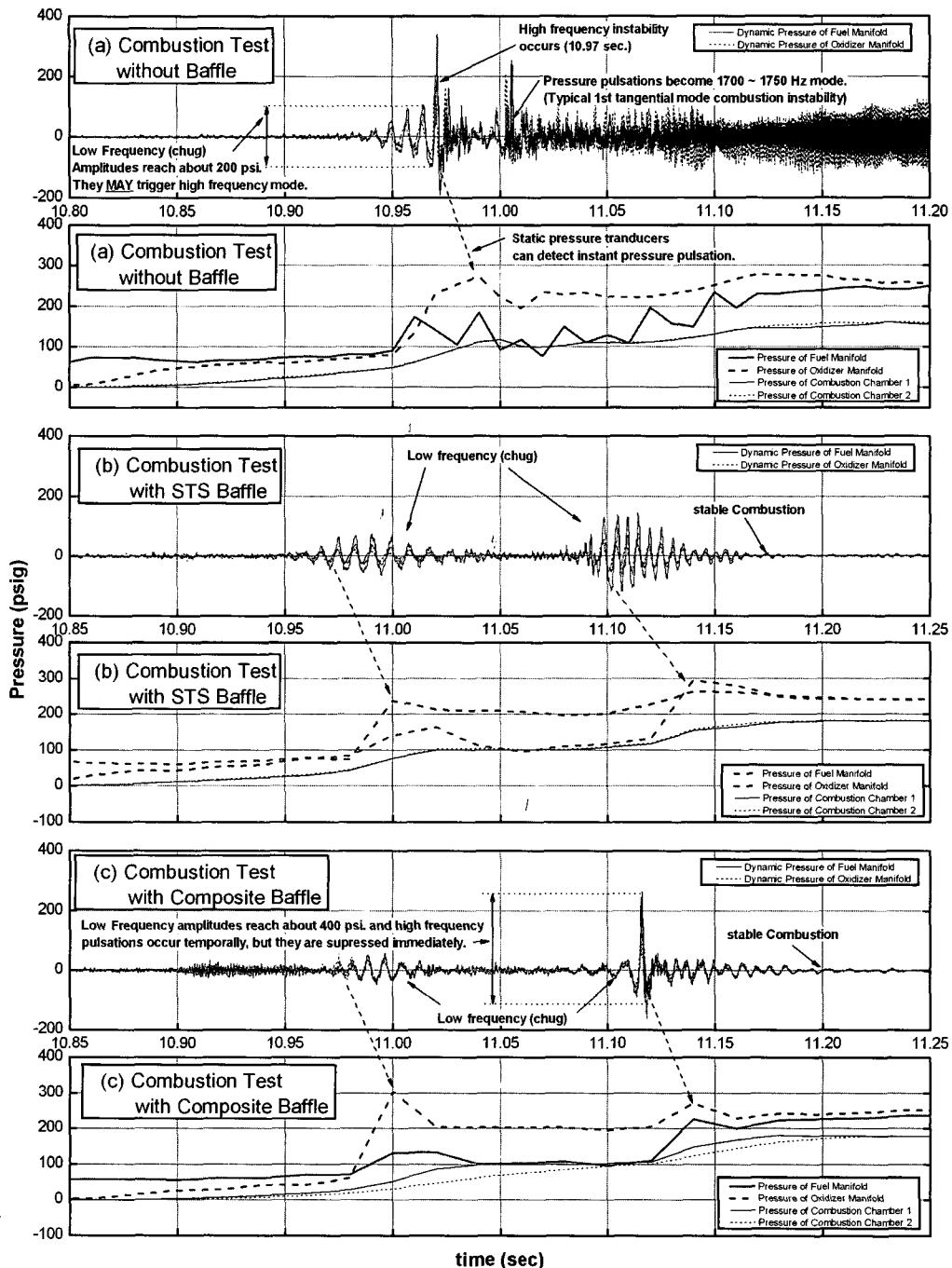


Fig. 4 Pressure Pulsation and Static Pressure of Ignition Transient Period

수 있으며, 이보다는 원천적으로 점화에 의한 불안정 발생을 막을 수 있는 강력한 억제기구의 사용이 바람직하다. 기본적으로 KL-3 엔진에서의 배풀 적용은 연소가 진행되는 도중 발생하는 불안정 연소현상이 나타나는 것을 억제하기 위한 것이었으나, 수직형 시험에서 나타난 점화 불안정을 강력히 억제하여 줄 것으로 기대하고 STS로 제작된 배풀을 장착한 엔진으로 연소시험을 진행하였다. 그림 4(b)의 결과를 보면 점화 직후 두 번의 저주파 섭동이 발생하였으나, 그 섭동의 크기가 크지 않았으며 빠르게 안정화되었고, 연소실은 약 0.4 초 이내에 압력상승이 완료됨을 확인할 수 있다.

복합재를 사용하여 제작된 배풀을 사용한 시험(그림 4(c))에서도 유사한 결과를 얻을 수 있었다. 특히 이 시험에서는 순간 연소압의 200 %에 해당하는 섭동 발생과 동시에 고주파 섭동의 발생이 있었음을 볼 수 있으나 이 섭동은 빠르게 억제되었고 연소가 안정화되었으며, 이 경우도 연소압이 상승을 시작하여 안정화는 것이 0.4초 이내에 이루어짐을 확인할 수 있었다.

이러한 순간적인 압력의 섭동은 정압 신호에서도 그 존재를 확인할 수 있었다. 실제 KSR-III 발사체에 있어서 고주파 측정장비가 탑재되지 않으므로, 이와 같은 정압신호를 통하여도 점화 시의 섭동 발생과 소멸의 여부, 연소의 안정 여부 등을 간접적으로 확인할 수 있을 것으로 판단된다.

2.4 정상연소구간에서의 비정규적 압력섭동(Popping)

수직형 시험기에서 진행된 배풀을 사용한 엔진 연소시험에서 나타난 또 하나의 특징은 연소 중에 발생한 비정규적 압력섭동이다. 로켓엔진의 연소에서는 이러한 현상이 간헐적으로 발생 할 수 있는데 연소가 진행되는 중간에 나타나는 순간적인 압력섭동을 통상 팝핑(popping)이라고 불리운다. 이러한 popping은 수평형 연소시험에서 배풀의 유무에 관계없이 단 한차례도 발생되지 않은 현상이다. 좀 더 정확히 말하면 배풀이 없는 경우 이로 인하여 불안정 연소가 시작되었

을 가능성성이 있으므로, 배풀이 없는 엔진 시험의 경우 ‘관찰되지 않았다’는 표현이 더 정확할 것이다.

Popping은 비정규성라는 말이 의미하듯 그 원인이 명확치는 않다. 알려져 있는 원인을 살펴보면 분사기의 형상과 배열에 의한 재순환 영역 발생과 이에 존재하는 혼합기의 순간적 연소, 압력 측정 포트로의 추진제 유입에 따른 국부 연소, 음향공 및 배풀의 존재 등에 의한 가능성이 가장 대표적이다. 특히 음향공 및 배풀은 불안정 연소에 대한 억제도구이기에 popping의 발생을 억제하는 것으로 오해될 수 있다. 그러나, 이러한 억제기구는 불안정 연소가 시작될 수 있는 ‘방아쇠’를 억제하는 것이 아니라, 이 ‘방아쇠’에 해당하는 압력섭동이 음향적 특성을 가지는 고주파 모드로의 ‘발달’하는 것을 억제하는 것임을 상기하여야 할 것이다.

Popping 발생의 인지는 연소실 동압측정 외에도 매니폴드에서의 동압, 정압 신호와 가속도신호에서 모두 인지가 가능하다. 본 시험에서는 연소실의 동압, 매니폴드의 동압과 가속도를 사용하여 해석을 수행하였다.

그림 5에 STS 배풀이 장착된 엔진에 펄스건(pulse gun)에 의한 외란을 준 안정성평가시험(SRT)에서의 결과(그림 5(a))와 수직형 시험에서 발생된 popping의 한 예(그림 5(b))를 나타내었다. 안정성 평가시험을 보면 인위적으로 가해진 외란에 의해 연소실에 연소압의 약 100 %에 해당되는 외란이 가하여 졌으며, 매니폴드에서도 이와 유사한 크기의 압력섭동이 관측되었다. 또한 엔진은 1000 g 이상의 큰 진동을 나타내었으나 압력섭동이 억제됨과 동시에 빠르게 안정되어갔다. 아래의 수직형 시험기의 결과는 STS 배풀을 장착하였을 때 관측된 결과 중 가장 큰 섭동치를 가지며 명확히 기록된 popping을 예로 제시하였다. 그림을 보면 기본적으로 안정성평가시험에서와 상당히 유사한 결과가 나오고 있음을 확인할 수 있다. 먼저 매니폴드에서의 압력섭동은 연소압의 약 20 % 수준을 나타내고 있으며, 연료와 산화제의 시점과 크기가 매우

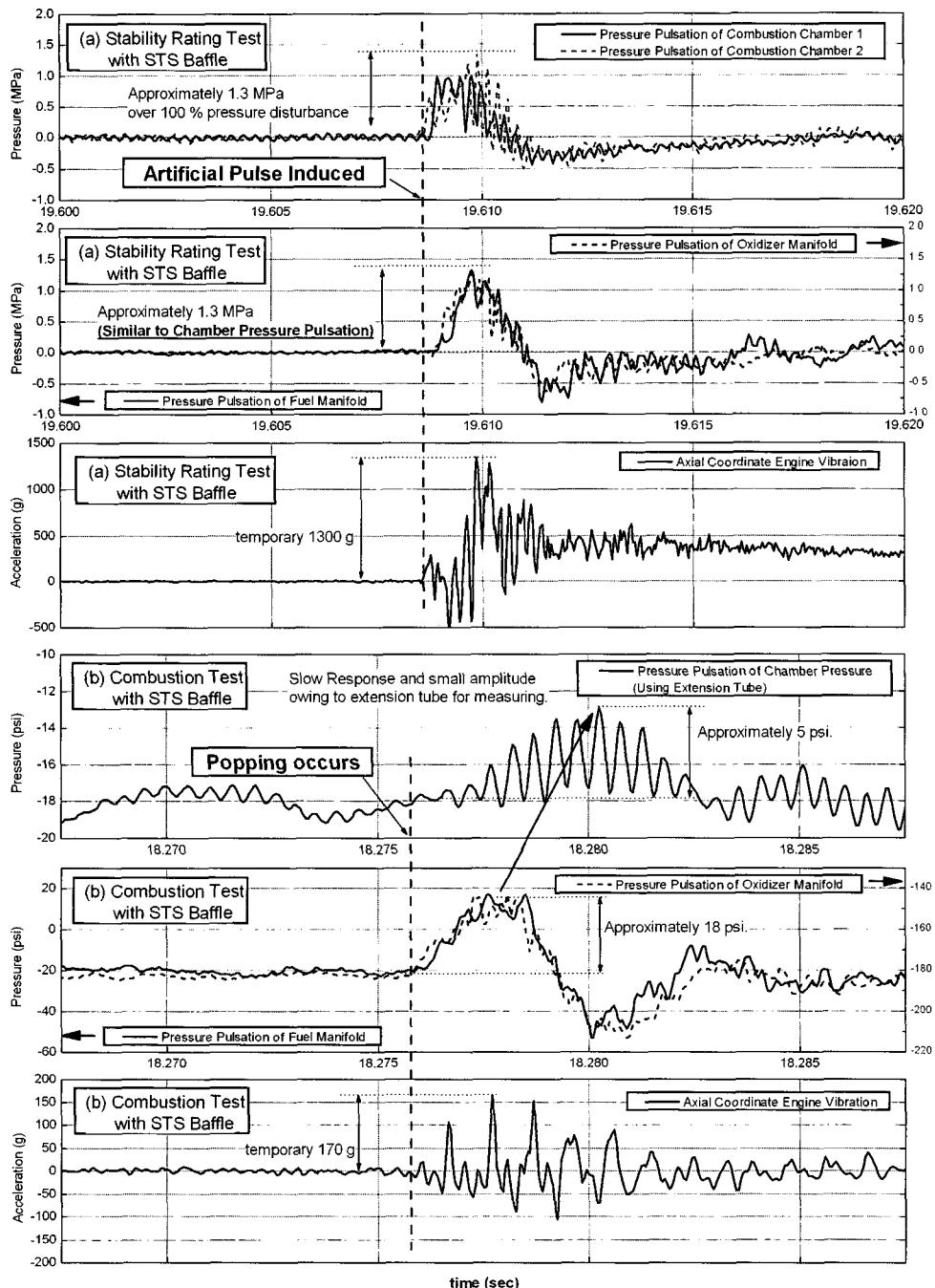


Fig. 5 Comparison of the Results of SRT and Popping of Baffle Engine Test

Table 1. Remarks of Combustion Test with different injector faceplate

수직형 연소시험에서의 결과	
배풀이 없는 경우	<ul style="list-style-type: none"> ▪ 점화 즉시 불안정 발생 ▪ 추정원인 <ul style="list-style-type: none"> - 선형적인(자발적인) 공명연소가 시작됨 - 저주파 진동(흔히 chug라고 불리는)이 고주파 불안정을 유발함
STS 배풀의 경우 (316SS)	<ul style="list-style-type: none"> ▪ 연소불안정(공명연소)이 점화 및 연소구간동안 발생하지 않음 ▪ 불규칙적 압력섭동(popping) 발생
복합재 배풀의 경우 (STS가 내부보강된 내열재로 구성) 비행용 최종개발모델	<ul style="list-style-type: none"> ▪ 연소불안정(공명연소)이 점화 및 연소구간동안 발생하지 않음 ▪ 불규칙적 압력섭동이 발생하였으나 그 수준은 STS 배풀에서보다 매우 낮은 수준임 (최대섭동치가 연소압의 5%(10 psi) 미만이었음)

유사한 정도로 들어오고 있다. 유도관을 사용하여 측정된 연소실 압력섭동은 약간의 시간지연(약 0.05 초)을 가지며 측정이 되었으며, 그 섭동의 크기는 매니폴드에 비하여 작게 측정되었다. 안정성 평가시험에서 연소실에서와 매니폴드에서의 압력섭동치는 유사한 수준을 나타남을 확인한 바 있으며, 이를 근거로 생각하여 보면 본 시험의 경우 연소실에서도 매니폴드에서와 유사하게 연소압의 약 20 %에 해당하는 섭동이 발생하였을 것으로 추정할 수 있다. 또한 진동의 경우 최대 약 170 g 정도의 섭동이 발생하였다. 안정성 평가시험에서와 수직형 시험기의 진동특성은 엔진 장착에 대한 구조적 특성에 크게 의존하므로 둘 간의 거동은 일치하지 않는다.

복합재 배풀 엔진의 경우에도 popping이 간헐적으로 발생한 것으로 보이나 그 크기는 충분히 작아 우려할 수준은 아니었다.

표 1에 지금까지의 결과를 간략히 정리하였다.

3. 결 론

KSR-III 발사체 구성을 위하여 비행용으로 개발된 추진공급계와 KL-3 엔진을 설치한 수직형 시험기를 구성하여 연소시험을 수행하였다.

비행체형으로의 추진제 공급계 재구성과 엔진의 수직장착으로 인하여 엔진의 점화거동은 수평형 시험기의 경우와 다르게 바뀌었으며, 이로 인하여 수직형 시험기에서의 연소시험에서 배풀이 없는 엔진에서는 점화에 의한 불안정 연소가 나타나는 현상이 발생하였다. 이에 불안정연소 억제를 위하여 기 개발된 배풀을 장착한 엔진을 사용한 연소시험이 수행되었고, 배풀에 의해 점화에 의한 연소불안정 현상은 억제됨을 확인하였다. 또한 배풀이 장착된 엔진의 연소시험에서 정상연소 중 비정규적으로 압력섭동(popping)이 발생하였으나, 배풀에 의하여 음향모드를 가지는 불안정 연소현상 발생이 강력히 억제되었다. 특히 발사체용으로 최종선정된 복합재 배풀엔진은 비정규적 압력섭동이 관찰되기는 하였으나, 그 크기는 충분히 작은 수준이었으며, 발사체가

요구하는 전 시간동안의 시험을 완료할 수 있었다.

이러한 일련의 시험을 통하여 복합재 배풀을 가지는 최종 개발형 엔진이 비행용 KSR-III 추진기관시스템으로서 정상운용될 수 있음을 확인 할 수 있었다.

후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발과제인 “3단형 과학로켓 개발사업(KSR-III)”의 일부임을 밝힙니다. 어려운 환경에서도 시험을 위해 노력을 아끼지 않은 모든 시험요원에게 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, AIAA, 1992
2. Vigor Yang et al, "Liquid Rocket Engine Combustion Instability," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol 169, AIAA, 1995
3. David T. Harrje(editor), "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," SP-194, NASA, 1972
4. "Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices," SP-8113, NASA, 1974
5. 하 성업, 류 철성, 설 우석, “KSR-III 액체추진로켓 시제엔진 검증시험,” 한국추진공학회 논문집 5권 4호, 2001
6. Seong-Up Ha et al, "Determination of Cyclogram for Liquid-Propellant Rocket Engine," The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences International Journal, Vol.3, No.2, Nov., 2002
7. 손 채훈, 김 영목, “음향공이 장착된 로켓엔진 연소실의 음향장 해석,” 한국항공우주학회 논문집, 제 30권, 제 4호, 2002
8. 강선일 외, “KSR-III Rocket 추진기관시스템 종합시험설비 구축 및 입증,” 제 3회 우주발사체기술 심포지움 논문집, 2002