

技術論文

연소안정성 평가시험 기법을 위한 펄스건 압력과 유도장치 개발 실험

이광진\*, 김홍집\*, 서성현\*, 문일윤\*, 김형모\*, 이수용\*, 고영성\*\*

Experiments on Development A Pulse-Gun Pressure-Wave Inducing Device for Stability Rating Test Technique

Kwangjin Lee\*, Hongjip Kim\*, Seonghyeon Seo\*, Ilyoon Moon\*, Hyungmo Kim\*,  
Sooyong Lee\* and Youngsung Ko\*\*

ABSTRACT

The SRT(stability rating test) technique, which is indispensable for the development of a LRE(liquid rocket engine), essentially requires a development of a combustion test sequence as well as artificial perturbation devices. For the development of an indigenous SRT technique, several combustion tests of sub-scale LRE were performed to search a proper combustion test sequence. At first, a pressure-wave inducing device which is used for adapting pulse gun was designed and a cooling gas supply system for the pressure-wave inducing device was set up to prevent a malfunction of pulse gun. Through the several combustion tests which included cooling procedure of a pressure-wave inducing device, a proper combustion test sequence was found out. It did not make any significant disturbance at normal combustion process. Finally, an indigenous SRT technique has been developed successfully.

초 록

액체로켓엔진 개발에서 필수 단계인 연소안정성 확인을 위한 연소안정성 평가시험(stability rating test) 방법의 개발을 위해서는 압력교란장치의 특성과 더불어 안전한 연소시험 절차(sequence)의 확립이 필수적이다. 따라서 본 연구에서는 연소안정성 평가시험을 위해 개발된 펄스건을 액체로켓엔진의 연소시험에 실제로 적용하기 위한 단계로서, 적절한 연소 시험 절차를 개발/검증하고자 하였다. 먼저 펄스건을 실제로 연소실 외벽에 장착하게 되는 압력과 유도장치를 설계하고, 펄스건의 오작동을 방지하기 위한 압력과 유도장치 내부의 냉각시스템의 설계 및 시험을 수행하였다. 이러한 일련의 연소시험 단계를 통하여 실물형 액체로켓엔진에서의 연소안정성 평가시험이 가능한 적절한 시험 단계를 국내 독자적으로 개발하는데 성공하였다.

**Key Words** : Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Combustion Stability(연소 안정성), Pulse Gun(펄스건), Test Sequence(시험 절차), Pressure-Wave Inducing Device(압력과 유도장치)

† 2004년 10월 14일 접수 ~ 2004년 11월 22일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원

\*\* 정회원, 충남대학교 항공우주공학과  
연락처, E-mail : ysko5@cnu.ac.kr  
대전시 유성구 궁동 220번지

1. 서 론

액체로켓엔진(Liquid Rocket Engine)에서의 연소 불안정 현상은 연소실에서의 연소장과 음향장

의 상호작용에 의하여 발생되며, 엔진의 성능 저하 및 나아가서 엔진의 파괴에 이를 수 있는 커다란 개발 장애 요소이다[1-3]. 해외 우주발사체 기술 선진국에서는 개발되는 액체로켓엔진에서의 연소 안정성을 확인하기 위한 연소안정성 평가시험(combustion stability rating test) 기술이 이미 오래 전부터 정착되어 왔다. 실물형 액체로켓엔진의 연소 안정성을 확인하는 방법은 크게 두 가지로 나눌 수 있다. 첫째로는 자발적 연소불안정 확인 방법(spontaneous instability method)으로 수많은 엔진 연소 시험을 통하여 통계적으로 자발 연소불안정이 발생하는지를 확인하는 것으로, 이는 수많은 연소 시험을 통해 입증되어야 하므로 비용과 시간이 많이 드는 단점을 가지고 있다. 두 번째 방법으로는 이러한 단점을 극복하기 위한 방법으로 인위적 연소불안정 부가 방법(artificial initiation method)이 있는데, 이는 정상적인 연소 과정 중에 인위적인 큰 진폭의 외부 교란을 연소실에 공급하여 외부 교란의 감쇠 여부를 판단하는 방법이다. 이 방법은 적은 회수의 실험으로도 로켓엔진 연소실의 동적 안정성 여분(dynamic stability margin)을 파악할 수 있는 장점을 가지므로, 주로 이 방법을 통하여 연소안정성 평가시험(stability rating test)이 이루어지고 있다[1-3].

액체로켓엔진에 인위적인 외부 교란을 공급하는 방식은 크게 소형폭약(bomb)과 펄스건(pulse gun)을 이용하는 방식으로 구분된다. 초창기의 연소안정성 평가시험에 많이 사용되었던 소형폭약의 경우 주장약(explosive charge)을 감싸고 있는 가연재료가 연소 과정중 고온가스에 의해 용융되면서 기폭이 이루어지므로, 외부 교란의 가진 시점을 정확히 제어하기가 어려운 단점을 가진다. 반면 펄스건의 경우는 주장약을 전기점화 방식을 사용하여 점화하기 때문에, 연소 시점 중 Fig. 1과 같이 미리 설정된 시간( $t_1$ ,  $t_2$ )에 정확히 외부 교란을 인가할 수 있는 장점을 가지므로 최근에 가장 널리 사용되는 기법이다[1-5].

그러나 선진국에서의 핵심기술의 기술이전 회피로 인하여 국내에서는 이러한 시험 기술이 독자적으로 확보되어야 하였다. 따라서 국내에서는 연소안정성 확인 시험을 위한 필수 부품인 펄스건의 독자개발에 착수하여, 연소안정성 평가시험에 필요한 기본 요소의 개발에 성공하였다[5,6].

그러나 개발된 펄스건을 연소안정성 평가시험에 성공적으로 사용하기 위해서는, Fig. 2와 같은 압력과 유도장치(pressure-wave inducing device : PWID)의 개발이 필연적으로 수반되어야 한다.

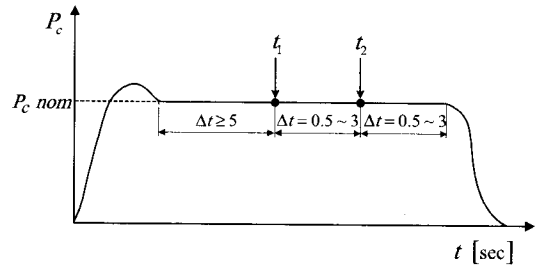


Fig. 1. 일반적인 액체로켓엔진 연소안정성 평가 시험의 압력 교란

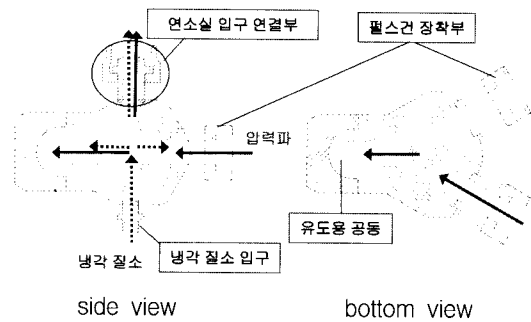


Fig. 2. 압력과 유도 장치(PWID)

압력과 유도장치는 크게 두 가지 목적으로 사용되는데, 첫째로는 펄스건을 장착하여 미리 설정된 기폭 시간(Fig. 1의  $t_1$  or  $t_2$ )까지 펄스건을 고온의 연소가스로부터 보호하기 위함이다. 둘째로는 Fig. 1과 같이 1회의 연소시험에서 각기 다른 충전량의 펄스건을 2개 이상 장착하여 서로 다른 크기의 압력과 교란을 2회 이상 연소실로 공급함으로써 연소안정성 확인시험에 따른 시험 횟수와 비용을 감소하기 위한 것이다.

이러한 압력과 유도장치의 개발을 위해서는 압력과 유도장치의 형상 설계 및 냉각시스템의 구성과 연소 시험 절차(sequence)의 개발 및 검증이 반드시 필요하다. 따라서 본 논문에서는 실물형 엔진에서의 연소안정성 평가시험에 필수적으로 사용되는 압력과 유도장치의 필수 요구 기능성을 확보하기 위해, 축소형 액체로켓엔진에서 수행된 압력과 유도장치 냉각 시스템 구성 및 작동 절차에 따른 연소 시험 결과를 기술하고자 한다.

## II. 시험장치 및 방법

### 2.1 압력과 유도장치 및 필수 평가 항목

전술한 바와 같이 압력과 유도장치는 연소안

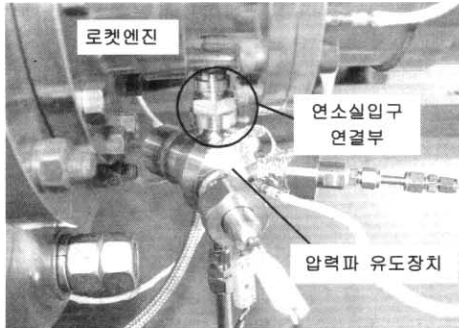


Fig. 3. 축소형 엔진에 장착된 압력파 유도장치

정성 평가시험의 필수 압력 교란 장치인 펄스건의 장착부 역할과 펄스건에서 발생된 압력파를 연소실로 유도하는 역할을 한다. 펄스건의 주장약으로는 주로 고폭 화약(hexogen)을 사용하는데, 이러한 종류의 화약은 약 100°C 이상의 환경에 노출될 경우 내부 기폭장치의 작동과 무관하게 자동으로 기폭이 될 수 있는 것으로 알려져 있다[5,7,8]. 그러나 로켓엔진의 연소과정 중에는 연소실에 고온/고압의 연소가스가 생성되므로, 연소실 벽면에 장착되는 펄스건이 고온 환경에 노출되기 쉽다. 따라서 Fig. 2와 같이 연소 시험시 압력파 유도장치 내부에 상온의 질소를 공급하여 냉각함으로써, 펄스건이 고온에 노출되어 오작동하는 것을 방지해야 한다. 이 때 압력파 유도장치 내부의 압력은 연소실의 압력보다 약 2~5기압 정도 높게 유지되는 것이 바람직하며, 또한 냉각 유체에 의한 정상 연소 현상의 교란이 일어나지 않아야 한다.

따라서 압력파 유도장치는 Fig. 2와 같이 펄스건 장착부, 냉각 질소 공급 입구, 연소실로의 압력파 유입을 위한 연결부와 유도용 공동(cavity)으로 이루어져있다. 펄스건에서 생성되는 압력파는 Fig. 2와 같이 펄스건 출구에서 연소실로 직각으로 유입되도록 설계되었다. 이는 순간적으로 고진폭의 충격파를 생성하기 위해 펄스건 출구에 설치된 금속 멤브레인 파편의 충격량을 감소하여, 실물형 액체로켓엔진 연소실 벽면 냉각에 필연적으로 사용되는 삭마 내열재나 재생냉각 채널의 손상을 방지하기 위한 것이다. 또한 압력파 유도장치와 연소실은 Fig. 2, 3에서 보는 바와 같이 얇은 튜브로 연결되는데, 액체로켓엔진의 순간적인 점화 특성상 나타나는 연소실의 진동이나 펄스건 기폭시의 충격으로 인하여 연결 부분의 파손이 발생하지 않아야 한다.

이상과 같은 압력파 유도장치의 설계 및 냉각

시스템의 구성 및 작동절차를 개발하기 위해 반드시 사전에 평가되어야 하는 항목 및 달성 목표를 정리해보면 다음 Table 1과 같다.

Table 1. 필수 평가 항목 및 달성 목표

평가 항목	달성 목표
PWID 내부 온도 상승	100°C 이하
PWID 내부 압력	연소실 압력 + 2bar 이상
PWID 몸체/연결부 파손	육안/기밀시험 통과
연소 현상의 변화 유무	정상시험 대비 연소압 비변화
펄스건의 정상 작동 여부	최종 펄스건 정상 작동 확인

## 2.2 연소 시험 설비 및 시험 방법

본 연소 시험에 사용된 항공우주연구원의 축소형 액체로켓엔진 시험설비(mRETF)와 사용 엔진 및 연소 시험 조건은 참고문헌[9,10]과 기본적으로 동일하다. 다만 점화 신뢰성 및 안정성을 높이기 위해 점화용 TEA ampule을 사용하였으며, 연료/산화제 공급 배관에 질소 퍼지 라인을 추가 구성하여 연소 시험 전후에 질소를 자동 공급함으로써 연소 시험의 안전성을 향상시켰다.

특히 본 연구의 주요 목적인 압력파 유도장치의 요구 냉각 특성을 만족시키기 위하여, Fig. 4와 같은 압력파 유도장치 냉각 질소 공급 시스템을 별도로 구성하였다. 압력파 유도장치 냉각용 질소 공급 시스템은 주공급 배관(main-line)과 부공급 배관(sub-line)으로 분리하여, 점화 구간에는 부공급 배관에 설치된 오리피스를 이용하여 소량

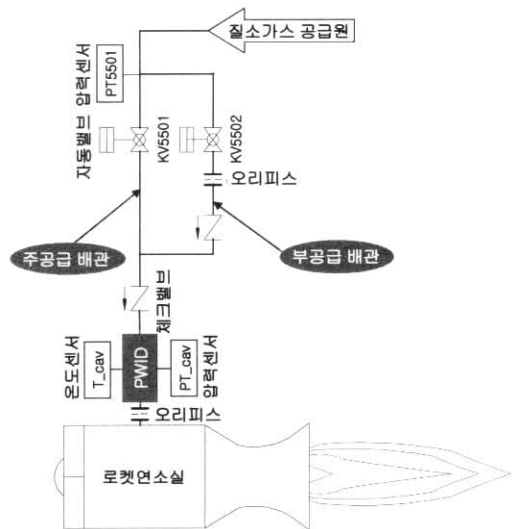


Fig. 4. 압력파 유도장치 냉각 질소 공급라인

의 냉각 유체만이 흐를 수 있도록 하였다. 또한 두 배관 모두 자동 밸브로 공급 시점을 조절할 수 있도록 하였다.

Table 1과 같은 필수 평가 항목의 달성 목표를 확인하기 위해 본 연구에서 수행된 시험의 주요 변수는, Fig. 4에서 볼 수 있듯이 압력과 유도장치 냉각 질소 주공급/부공급 배관의 이용 여부, 부공급 라인 및 PWID/연소실 연결부의 오리피스 직경 변화를 통한 공급 유량 및 압력의 변경 및 냉각 질소 부공급/주공급 밸브의 개방 시점 등이다.

Table 2. 수행된 시험의 분류 및 특징

시험분류 시험번호	Purge tests (비연소시험)	Case A (연소시험)	Case B (연소시험)	Case C (연소시험)
냉각라인구성	주공급, 부공급	주공급 only	주공급 + 부공급	주공급 + 부공급
밸브(KV5502, 5501)개방시점	several case studies	점화후 1.3s	점화전 1.0s 점화후 1.3s	점화전 1.0s 점화후 1.3s
냉각질소공급 압력(PT5501)	18~21 bar	18 bar	21 bar	18.3 bar
PWID/연소실 연결부 오리피스	5mm	5mm	5mm	3mm
펄스건 장착 여부	No	No	No	Yes

Table 2는 이러한 시험 변수 등을 고려하여 본 연구에서 수행된 시험을 분류하여 정리한 것이다. 가장 먼저 연소실에 압력과 유도장치만을 장착한 상태에서 비연소 시험을 통해 냉각 질소 공급에 따른 압력 및 밸브 작동 특성을 파악하였다. 이러한 비연소 시험을 통해 안전성을 확보한 후, 설계 목표를 달성하기 위한 단계적인 연소 시험을 수행하였다.

평가 항목의 달성 여부를 판단하기 위해 필수건을 장착하기 이전에 압력과 유도장치 내부의 온도/압력 변화를 측정하고자, Fig. 3-5와 같이 압력과 유도장치의 펄스건 장착 포트에 K-type

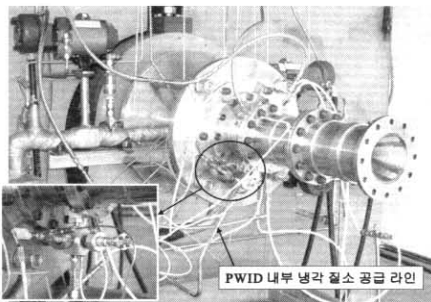


Fig. 5. 압력과 유도장치가 설치된 축소형 엔진

열전대( $T_{cav}$ )와 압력센서( $PT_{cav}$ )를 장착하였다. 또한 압력과 유도장치 내부의 동압 측정 및 압력과 유도장치에 가해지는 충격량을 측정하기 위한 가속도계의 신호를 50kHz의 데이터 획득율로 측정하였다. Fig. 5는 연소 시험을 위해 설치된 액체로켓엔진 및 압력과 유도 장치를 나타낸다.

### III. 연소 시험 결과 및 토론

본 실험의 궁극적 목표인 실물형 로켓엔진에서의 연소안정성 평가시험 기법을 확립하는 선행 단계로서, 시험 비용의 감소와 안전성의 향상을 위하여 축소형 로켓엔진의 연소시험 과정에 필수건과 압력과 유도장치를 도입하였다. 축소형 로켓엔진의 경우 연소실 온도/압력 조건은 실물형 엔진과 거의 동일하나, 압력과 유도장치의 냉각 가스 분출구로부터 분사기 면까지의 거리가 상대적으로 짧다. 따라서 실물형 엔진보다 냉각 질소 유입에 의해 분무/연소 현상이 영향을 많이 받을 수 있다는 단점이 있다. 즉, 냉각 질소 유량이 지나치게 많을 경우 점화 순간에 생성된 화염원의 소멸 가능성도 배제할 수 없으므로, 안정성의 확보와 적절한 시험 절차를 확립하는 것이 가장 중요하다. 따라서 연소안정성 평가시험 기법을 개발하기 위한 압력과 유도장치 기능성 확인을 위해 Table 2에서 분류한 바와 같은 단계적인 시험 절차를 수행하였다.

#### 3.1 냉각 질소 공급 비연소 시험

실제 연소시험에 앞서 안전성을 확보하기 위하여 압력과 유도장치 내부의 냉각 질소 공급을 위한 공급 밸브의 작동 특성 및 압력과 유도장치 내부의 압력( $PT_{cav}$ )의 응답 특성을 사전에 파악하는 것이 중요하다. 따라서 Fig. 4와 같은 냉각 질소 공급라인의 구성에서 부공급/주공급 배관의 밸브 작동 특성 및 압력과 유도장치 내부 압력 응답 특성을 확인하는 시험을 수차례 수행하였다. Fig. 6은 그 중 한 시험 결과를 나타낸 것이며,  $PT_{5101}$ 은 Fig. 4에 나타난 질소공급원의 1차 공급 압력을 의미한다.

Fig. 6의 결과로부터 부공급/주공급 배관을 통한 냉각질소 공급시에 공급원의 압력( $PT_{5101}$ ,  $PT_{5501}$ )이 약간 감소하는 특성이 나타나지만 감소량은 매우 미미한 것을 알 수 있으며, 특히 압력과 유도장치 내부의 압력( $PT_{cav}$ )은 거의 일정하게 유지되는 것을 확인할 수 있다. 또한 부공급/주공급 배관의 자동밸브(KV5502/KV5501)의 완전 개방(full open)에 소요되는 시간이 각각 약

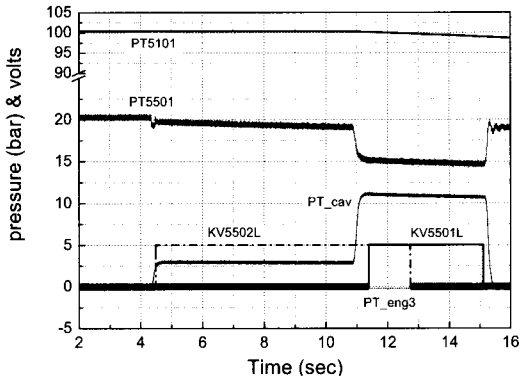


Fig. 6. PWID 냉각 질소 공급 특성

0.2초/0.5초에 해당함을 알 수 있으며, 압력과 유도장치 내부 압력이 정상 상태에 도달하는데 소요되는 시간은 각각 약 0.25초/0.37초 정도임을 알 수 있다. 이와 같이 냉각 질소의 공급 압력의 변화가 미미하며, 자동밸브의 응답 특성이 충분히 빠른 것으로부터 연소 시험에 적용함에 무리가 없음을 확인하였다.

### 3.2 Case A 연소시험

이상과 같이 연소시험에 앞서 냉각 질소 공급 특성을 파악하였으나, 냉각 질소 공급에 의하여 액체로켓엔진의 점화 구간 및 주연소 구간의 화염에 미치는 영향은 미리 예측할 수가 없다. 주연소 구간의 경우에는 추진체의 유량에 비하여 냉각 질소의 유량이 미미하지만, 점화 구간에서는 추진체의 유량에 대한 냉각 질소의 공급 유량이 상대적으로 크다. 따라서 점화 구간에서는 점화용 인젝터의 화염이 냉각 질소에 의해 영향을 크게 받을 수 있으므로, 시험의 안전성 확보를 위해 점화 구간에서는 가능하면 냉각 질소를 사용하지 않는 것이 바람직하다. 따라서 점화구간과 주연소 시작 시점에서의 순간적인 연소실내 압력의 상승에 의한 압력과 유도장치 내부의 압력/온도 상승 특성을 파악하기 위하여 Table 2에 나타난 바와 같은 Case A의 연소시험을 수행하였다.

Fig. 7은 Case A의 연소시험에 사용된 시험절차(cyclogram)를 나타낸 것으로서, 그림의 막대 그래프는 각 자동밸브의 개방 시간을 의미한다. 그림에서 볼 수 있듯이 Case A 시험에서는 냉각 질소 공급시스템의 주공급 배관을 사용하여, 주연소가 시작된 시점보다 0.1초 늦게 밸브가 개방되도록 설정하였다. 또한 초기 시험인 것을 감안하여 냉각 질소의 공급 유량을 다소 적게 하기 위하여 냉각 질소 공급 압력(PT5501)을 18bar로

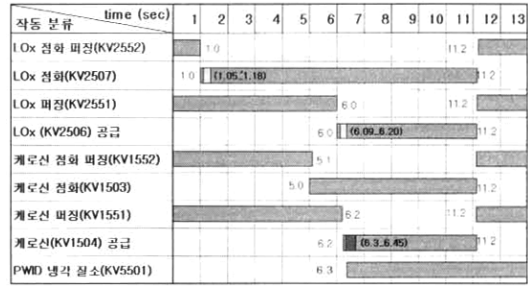


Fig. 7. Case A 연소 시험절차(cyclogram)

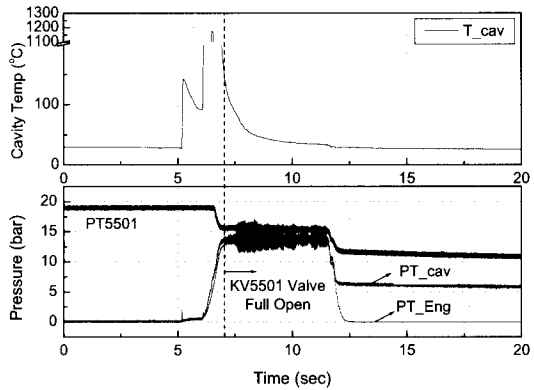


Fig. 8. 연소실 및 PWID의 온도/압력(Case A)

낮게 설정하였다.

연소 시험 결과 Fig. 8과 같이 점화 순간에 압력과 유도장치 내부 온도( $T_{cav}$ )가 설계 목표치인  $100^{\circ}\text{C}$ 를 넘는 것은 물론, 주연소가 시작되는 시점에는 내부 온도가  $1200^{\circ}\text{C}$ 에 다다랐다. 이는 점화 순간조차도 연소실에 형성되는 미세한 압력 상승이 압력과 유도장치 내부로 고온의 연소가스를 유입시킨다는 것을 의미한다. 결론적으로 본 연구 목표를 달성하기 위해서는 점화 순간 이전부터 반드시 압력과 유도장치 내부 냉각을 수행해야 한다는 것을 확인할 수 있다. 또한 냉각 유량 공급 시에도 압력과 유도장치 내부 압력과 연소실 압력( $PT_{Eng}$ )의 차이가 너무 작아 냉각 질소 공급 압력을 상승시켜야 함을 알 수 있다.

### 3.3 Case B 연소시험

Case A의 시험 결과 점화 구간에서도 압력과 유도장치 내부의 냉각이 필요하다는 결론을 얻었으므로, 냉각 질소 공급시스템의 부공급 배관을 통한 냉각 질소의 공급을 시도하였다. 이는 주공급 배관을 이용하여 점화 순간 이전부터 냉각 유체를 흘려보낼 경우 과도한 냉각 유량에 의해 화염 이상 현상으로 인한 hard start 내지 소염 등

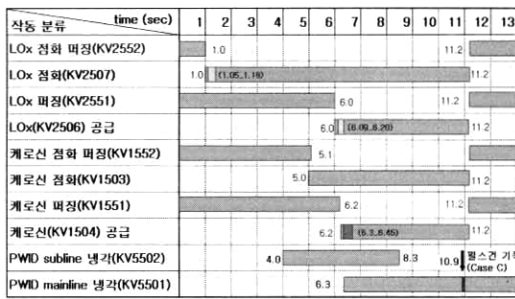


Fig. 9. Case B, C 연소 시험절차(cyclogram)

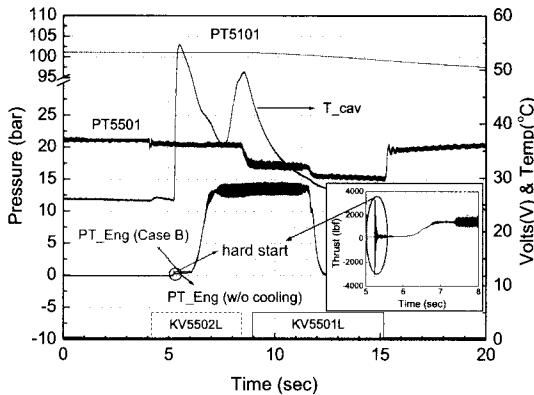


Fig. 10. 연소실 및 PWID의 압력/온도(Case B)

이 발생할 수 있기 때문이다. 따라서 Case B 연소시험에서는 Fig. 9에 나타난 시험절차에서 볼 수 있듯이 점화 순간의 압력과 유도장치 내부 온도 상승을 막기 위해 부공급 배관을 통해 냉각 질소를 점화 1초전부터 수행하였으며, 주연소가 시작되는 시점보다 0.1초 이후에 주공급 배관을 통해 다량의 냉각질소가 공급되도록 설정하였다. 또한 압력과 유도장치 내부의 압력을 상승시키기 위하여, 냉각 질소 공급 압력(PT5501)을 21bar로 상승 조정하였다.

Fig. 10은 Case B 연소시험에서의 압력과 유도장치 내부의 온도 변화와 냉각 질소 공급시스템의 주요 압력 및 자동 밸브(KV5502, KV5501)의 실제 개방 시간을 나타낸 것이다. Case A 연소시험 결과와 달리 부공급 배관을 통한 냉각 질소의 공급에 의해 압력과 유도장치 내부 온도가 55°C까지 상승한 후 바로 냉각된 것을 볼 수 있다. 그러나 압력과 유도장치 내부의 온도가 주연소 현상이 개시되면서 정상상태에 도달한 이후 약 7.5초에 다시 상승하는데, 이는 압력과 유도장치 내부 압력 변화로부터 확인할 수 있듯이 주공급 배관의 자동밸브의 개방 개시 시점이 약 8.4

초로 설정된 시간보다 다소 늦게 개방되었기 때문이다. 이것은 Fig. 9의 주공급 배관의 자동밸브의 개방 명령 시간(6.3초)과 완전 개방 시간(9.0초)이 많이 다른 것으로도 확인되는데, 이는 주공급 배관 밸브의 급격한 개방에 따른 연소 현상의 방해로 막기 위해 시험 전 밸브 작동용 공압 가스의 유입을 매우 천천히 하였기 때문에 나타난 현상이다. 결론적으로 부공급 배관만의 냉각 질소 공급 유량만으로는 압력과 유도장치 내부의 온도를 100°C 이하로 유지할 수 없음을 확인하였다. 그러나 비록 Case B의 연소시험에서 주공급 배관 밸브의 개방 시점이 다소 늦었지만 압력과 유도장치 내부의 온도는 목표치인 100°C 이하를 유지할 수 있음을 확인하였다. 또한 Fig. 10에서 볼 수 있듯이 압력과 유도장치를 장착하지 않은 상태로 동일한 시험절차에서 수행된 연소시험의 연소실 압력(PT\_Eng(w/o cooling))과 Case B 연소시험의 연소실 압력이 그림에서 거의 구분되지 않을 정도로 차이가 나타나지 않은 것으로부터 압력과 유도장치의 냉각 질소 공급에 의해서 연소 현상의 변화는 없는 것으로 판단할 수 있다.

### 3.4 Case C 연소시험

이상의 일련의 시험을 통하여 압력과 유도장치의 냉각 질소 공급시스템의 작동 특성을 파악한 결과 냉각 특성은 충분한 것으로 판단되어, Case C의 연소시험에서는 펄스건을 1발 장착한 실제 연소안정성 평가시험을 구현하였다. 그러나 Case B의 시험에서 Fig. 10의 압력 및 추력 곡선을 보면 점화 순간에 hard start가 발생한 것을 볼 수 있다. 이는 초기 점화시 압력과 유도장치 내부의 냉각 질소 유량이 다소 많았기 때문인 것으로 판단되어 압력과 유도장치에서 연소실로 연결되는 부분의 오리피스의 직경을 5mm에서 3mm로 감소시켰다. 또한 이로 인하여 연소실과 압력과 유도장치 내부의 압력차를 보다 크게 유지하여 화염의 유입을 방지하는 효과를 기대할 수 있다.

Case C 연소시험의 시험절차는 Case B 연소시험의 시험절차를 기본적으로 동일하게 유지하고, 펄스건 1발을 10.9초에 기록 시키는 것만 다르게 설정하였다. 또한 Case B 연소시험에서 나타난 냉각 질소 공급시스템의 주공급 배관 밸브의 개방 시점의 지연을 방지하기 위하여, 밸브 작동용 공압가스의 유입량을 이전 시험(Case A)과 동일하게 설정하였다.

Fig. 11은 Case C 연소시험에서의 주요 압력

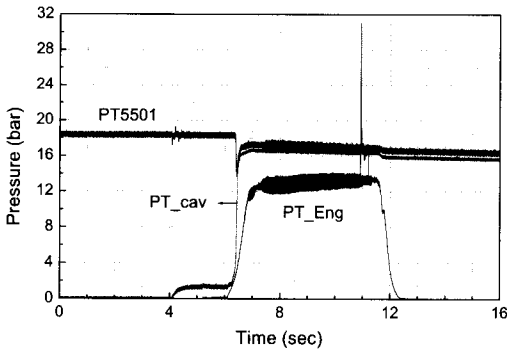


Fig. 11. Case C 연소시험에서의 주요 압력

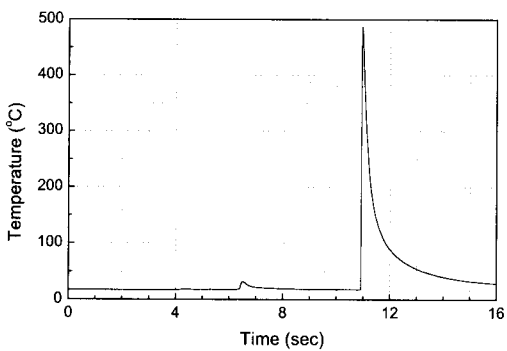


Fig. 12. 압력과 유도장치 내부 온도 변화(Case C)

변화를 나타낸 것으로서, Fig. 8 및 Fig. 10에 나타내었던 압력과 유도장치의 냉각이 없는 경우 및 Case A, B 연소 시험시에 나타난 연소실 압력과 동일한 특성을 보이는 것을 확인할 수 있다. 또한 압력과 유도장치 내부의 압력이 연소 과정 중 항상 연소실 압력보다 약 3~5bar 정도 높게 유지됨을 확인할 수 있으며, 냉각 질소 공급시스템의 주공급 배관 자동 밸브도 정확히 정해진 순간에 작동된 것을 확인할 수 있다. Fig. 12는 압력과 유도장치 내부의 온도 변화를 나타낸 것으로서, 펄스건이 기폭되기 이전까지 최고 온도가 약 40°C를 넘지 않았으므로 설계 목표를 만족한 것을 알 수 있다.

Table 3은 Fig. 10에 나타내었던 압력과 유도장치가 부착되지 않은 기존의 연소시험 결과와 본 연구에서 수행된 Case A, C의 시험 결과를 비교해서 나타낸 것으로서, 실제 시험에서 공급된 연료/산화제 유량과 액체로켓엔진 연소 현상의 주요 측정 변수인 연소실 압력/비추력을 나타내었다. Table 3에 나타낸 각 시험에서의 이론 연소실 압력과 실제 연소실 압력의 증감량을 비교할 때 Case C의 실제 연소실 압력의 감소량이

다소 크게 나타났다. 이는 각 시험에서 동일한 액체로켓엔진 삭마 노즐을 사용하였기 때문에 시험 횟수가 늘어날수록 노즐목이 삭마되어 노즐목이 확장되었기 때문이다. 그러나 세 가지 시험에서 압력과 유도장치 내부의 냉각 유체 공급 유무에 따른 연소실 압력/비추력의 변화량이 미미한 것으로부터, 본 연구의 달성 목표중 하나인 압력과 유도장치의 냉각 유체 공급으로 인한 연소 현상의 변화는 없다고 결론지을 수 있다.

Table 3. PWID 내부 냉각 유체 공급 유무에 따른 연소실 주요 측정 변수 비교

시험구분	기존시험	Case A	Case C
주요변수			
연료 유량 (g/s)	829	806	851
산화제 유량 (g/s)	2046	1990	1974
O/F ratio	2.47	2.47	2.32
연소실 압력 (bar)	14.4	14.2	13.9
비추력 (sec)	223	226	218
이론 연소실 압력 (bar)	16.7	16.2	16.5

이상과 같이 Case C의 연소시험을 통하여 펄스건의 기폭시점도 연소 시험절차에서 정한 10.9초에 정확히 기폭된 것으로부터, 연소안정성 평가시험을 위한 압력과 유도장치의 설계와 냉각 절차의 개발에 성공한 것을 확인할 수 있다. 이러한 시험 기법의 개발 과정을 통하여 향후 실물형 로켓엔진에서의 연소안정성 평가시험을 성공적으로 수행할 수 있을 것이다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 액체로켓엔진의 개발 과정에 있어 중요한 개발 단계인 연소안정성 확인을 위한 연소안정성 평가시험 기법을 국내 독자 개발하는 단계의 일환으로서, 기개발된 펄스건을 실제 연소시험에 적용하기 위한 압력과 유도장치의 냉각 특성 및 시험절차의 개발을 위한 축소형 액체로켓엔진에서의 연소시험을 수행하였다.

펄스건을 실제로 연소시험에 적용하기 이전에 압력과 유도장치 내부를 냉각시키기 위한 냉각 유체 공급시스템을 구성하고, 압력과 유도장치 내부 냉각을 위한 밸브 작동 절차를 몇 가지 경우로 설정하여 연소시험을 수행하였다. 시험 결과 연소 과정의 교란이 없을 뿐 아니라 압력과 유도장치 내부 온도를 펄스건의 오작동을 막을 수 있는 온도 이하로 유지할 수 있음을 확인하였다. 일련의 시험을 통하여 연소시험 절차를 확립

한 후 축소형 액체로켓엔진에 실제 펄스건 1발을 장착하여 성공적으로 연소 시험을 수행하게 됨으로써, 향후 실물형 로켓엔진 연소 시험에서도 동일한 방법으로 적용할 수 있다.

## 후 기

본 연구는 공공기술연구회에서 시행한 “로켓 엔진 연소기 고성능화 기술개발” 연구의 일부분으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

- 1) Harrje, D. T. and Reardon, F. H., "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability", NASA SP-194, 1972, pp.451~596.
- 2) Yang, V. and Anderson, W. E.(eds), "Liquid Rocket Engine Combustion Instability", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, 1995, pp.3~37, 377~399.
- 3) Sutton, G. P. and Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements," Seventh ed. Wiley-Interscience, 2001, pp.342~361.
- 4) Reardon, F. H., "Guideline for Combustion Stability Specifications and Verification Procedures", CPIA Publication 247, 1973, pp.1~19.
- 5) 고영성, 이광진, 이수용, 이대성, “연소 안정성 평가 시험을 위한 펄스건 설계 및 개발시험”, 한국항공우주학회지, 제31권 제9호, 2003, pp. 103~109.
- 6) 서성현, 고영성, 이광진, 박성진, 이수용, “액체로켓엔진 연소 안정성 평가를 위한 압력교란장치 특성 연구”, 한국항공우주학회지, 제31권 제7호, 2003, pp.94~99.
- 7) 기술시험연구회, 화약류 관리/제조 기사 연습, 원화, 2003, pp.3~51.
- 8) "Military Explosives", Army headquarter department, TM9-1300-214, Chapter 8, pp.31~38.
- 9) 박정, 김용욱, 김영한, 정용갑, 조남경, 오승협, “로켓 엔진의 연소 성능 예측 및 시험”, 대한기계학회논문집 B권, 제24권, 제5호, 2000, pp.718~724.
- 10) 김영한, 김용욱, 문일윤, 고영성, 이수용, 류철성, 설우석, “KSR-III 축소형(I) 엔진의 연소 시험”, 한국항공우주학회지, 제30권, 제8호, 2002, pp.120~125.