

고압 실물형 연소기의 저압 및 설계점 연소시험

서성현* · 한영민* · 문일윤* · 이광진* · 송주영* · 최환석*

Combustion Experiments of a High Pressure Liquid Propellant Thrust Chamber

Seonghyeon Seo* · Yeoung-Min Han* · Il-Yoon Moon* · Kwang-Jin Lee*
Joo-Young Song* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

A practical, 30-tonf-class fullscale thrust chamber has been combustion tested using real propellants for the first time in the domestic technology scene. The very first combustion test was conducted at a low mass flow rate condition for the preliminary assessment of any problems associated with its function and performance while reducing risks from a high chamber pressure never achieved before. A test for the design condition achieved through a low-pressure stage shows stable characteristics of all the static pressures and thrust. Dynamic pressures measured in the manifolds and the chamber did not reveal any distinct wave coupled to a specific frequency and their intensities reside in the allowable range. Moreover, it is encouraging to find no physical failures with a thrust chamber hardware.

초 록

실용형이라 할 수 있는 30 tonf급의 연소기가 설계/제작되어 연소 시험을 마쳤다. 첫 연소 시험은 연소기의 기능 점검을 위해 저유량 공급을 통한 저압 조건에서 이루어졌다. 설계 연소 조건은 저압 단계를 거쳐 도달하였으며, 모든 압력 및 추력 형성이 정상적으로 이루어졌다. 연소실 및 매니폴드에서 측정된 동압 또한 특별한 주파수 대역을 보이지 않으면서 안정적인 연소 특성을 보였으며 동압 섭동 세기가 허용 수준이내에서 발생하였다. 수회의 연소 시험 결과, 연소기의 물리적 손상은 발생하지 않았으며, 만족할 만한 기능적 특성을 나타내었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Thrust Chamber (연소기), Ground Combustion Test(지상연소시험), Coaxial Injector(동축형 분사기),

1. 서 론

* 한국항공우주연구원 연소기그룹
연락처자, E-mail: sxs223@kari.re.kr

액체 로켓 엔진 연소기의 개발 방향은 최소의

추진제를 이용하여 최대의 무게 대비 추력을 얻는 것이라 할 수 있다. 이를 위해선 연소기의 연소 효율의 증대 및 구조의 최적화가 요구되며, 이와 더불어 일회의 발사에 막대한 비용이 소요되는 우주 개발 사업 특성 상 매우 높은 운용 신뢰도가 기본적으로 요구된다. 액체 로켓 엔진 구성품 중 추력을 발생시키는 연소기의 연소 효율 및 기능 안정성은 전체 엔진의 성능 및 기능에 절대적인 영향을 미친다. 따라서, 연소기 개발에 있어서 실추진제를 이용한 연소 시험은 매우 필수적인 것이라 할 수 있다. 또한, 현 시대의 엔진 개발은 종전과 달리 경제적인 요소가 매우 중요하기 때문에 시제품의 제작 및 시험에 있어서 그 횟수의 최소화 및 시험 결과를 통해 획득하는 정보의 범위가 최대화될 수 있도록 해야만 한다. 종전의 KSR-III 과학로켓이 가압식 추진제 공급 방식을 통한 10 tonf급의 단순 소형 연소기였다면 본문을 통해 연소 시험 결과를 최초로 발표하는 본 연소기는 추력 30 tonf급에 해당하는 것으로 재생냉각형 연소실 적용으로 터보 펌프식 개방형 사이클에 적용될 수 있는 본격적인 실용형 연소기라 할 수 있다. 본 연구에서는 이와 같이 일련의 개발 과정을 통해 시제품 연소기의 실추진제를 이용한 연소 시험의 수행 과정 및 그 결과에 대해 논의하였다.

2. 시 험

본 시험에서 사용한 연소기의 대표 사양값 및 설계 운영 조건은 Table 1에서와 같이 연소실 압력이 52.5 bara에 이르는 고압 연소기이다[1]. 안전한 시험 운용을 위하여 첫 실추진제 공급 연소 시험은 설계 운영 조건 대비하여 유량이 60%에 해당하는 저 연소압 조건에서 수행되었다. 일회의 저압 시험 후 설계 조건에서의 연소 시험이 수행되었다. 이전 KSR-III 연소기와 같이 점화원으로는 점촉발화 물질인 TEAL을 사용하였으며[2], 연소압의 급격한 상승으로 인한 연소기의 열적, 기계적 충격을 완화시키기 위해 각

Table 1. Major Specifications of a Fullscale Thrust Chamber

Condition	Value	Unit
Chamber pressure	52.5	bara
O/F ratio	2.44	-
Predicted C*	1651	m/s
Thrust at SL	22.8	tonf
Isp at SL	256	sec
Fuel	Jet A-1	-
Oxidizer	Liquid Oxygen	-

추진제 공급계에 두 개의 중단 밸브를 적용하여 점화 후 약 0.5초간의 저압 연소 단계를 걸쳐 설계 압력이 연소실내에서 형성되도록 하였다[3]. 이에 반해 연소기로의 추진제 공급 중단은 일시에 이루어지도록 하였다. 연소기 각 부위에는 정압 및 동압을 측정할 수 있도록 로드셀 및 압전 방식의 압력트랜스듀서가 장착되었으며 연소기 및 관련 설비의 진동을 측정하기 위해 가속도계가 장착되었다. 모든 계측 신호는 실시간으로 측정 및 저장되었으며 정압 및 온도 신호는 1kHz, 동압 및 가속도 신호는 25.6kHz의 sampling rate으로 측정되었다.

연소기 헤드(injector head)는 실제 재생냉각형 연소기에 사용할 목적으로 제작되었으나, 초기 연소기 헤드 자체의 연소 성능 및 기능 검증 그리고 재생냉각 챔버의 작동 위험 요소 제거를 통해 순차적으로 시험 난이도를 높여 나가고자 본 시험에서는 silica/phenolic으로 제작된 내열재를 장착한 연소실을 적용하였다.

3. 결 과 및 토 론

3.1 저압 시험

첫 번째 연소 시험은 시제품 연소기의 기능성 검증이 우선이 되며, 설계 작동 조건보다 유량 및 압력 조건이 낮은 초기 시험을 거쳐 실제 설계 연소 조건에서 발생할 수 있는 문제점들을 미리 파악하는데 있다. 저압/저유량 시험 조건에서 형성된 연소기 매니폴드 및 연소실 내 압력

의 시간에 따른 형성 결과는 Fig. 1에서 보이는 바와 같다. 본 그림에서와 같이 초기 냉각 부족으로 인한 기체 산소 형성으로 산화제 매니폴드의 급격한 압력 상승이 발생하나, 와류실이 있는 동축형 분사기의 특성상 연소실로 공급되는 추진제 유량 조절은 안정적으로 이루어져 연소압은 완만한 상승 곡선이 형성되었다. 저압 시험의 안정 연소 구간에서 후류 화염 모습은 Fig. 2와 같이 유량 부족으로 인해 노즐이 overexpansion 된 상태의 모습을 보여 주고 있다.

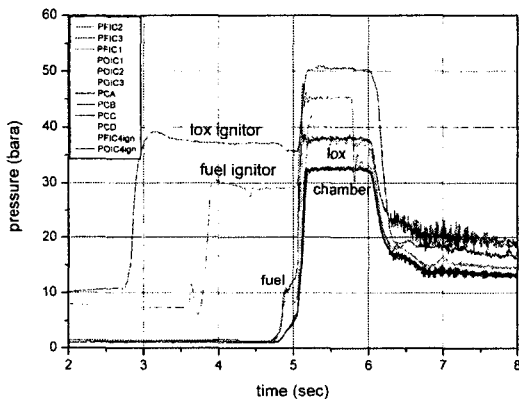


Figure 1 Time Traces of Manifold and Chamber Pressures for a Low Pressure Combustion Test



Figure 2 Photographic View of the Thrust Chamber Under a Low Pressure Combustion Test

3.1 설계점 시험

저압 시험에서 점화 절차 및 연소기의 정상적인 작동 상태가 확인된 후 설계 조건에서의 연소 시험이 Fig. 3에서의 압력 결과와 같이 이루어졌다. 저압 시험 결과와는 달리 저유량 초기 단계에서 연소압 국부 상승이 보였지만 설계 조건으로의 압력 상승은 완만하게 이루어진 것을 볼 수 있다. 설계점 압력 조건 초기 상승 또한 기체 상태의 산화제 공급에서 기인한 것으로 매니폴드와 연소실 압력이 연동하고 있음을 볼 수 있다. 연소 효율은 특성 속도로 보았을 때 설계 시점에 예상하였던 1650 m/s를 상회하는 값을 보여주었다. 저압 시험과 달리 설계 조건 연소 시험에서 보이는 후류의 모습은 적절한 노즐 확대비를 갖는 것으로 Fig. 4와 같이 직선의 모습을 보이고 있다.

추력 변화 또한 연소압 변화와 동일한 유형으로 발생하고 있음을 Fig. 5에서 볼 수 있으며 연소기 헤드에 장착된 가속도계에서 나타나는 연소기 축 방향의 가속도는 점화 및 소화 시점을 제외한 연소 구간에서 큰 진폭 변화 없이 ± 50 g의 일정한 값을 보이고 있음을 알 수 있다.

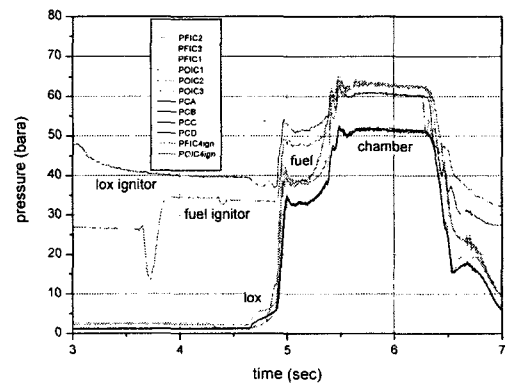


Figure 3 Time Traces of Manifold and Chamber Pressures for a Design Operating Condition

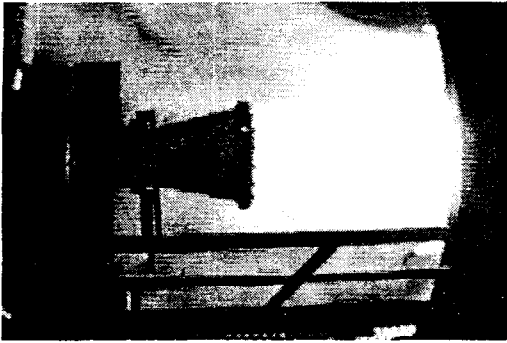


Figure 4 Photographic View of the Thrust Chamber Under a Design Point Combustion Test

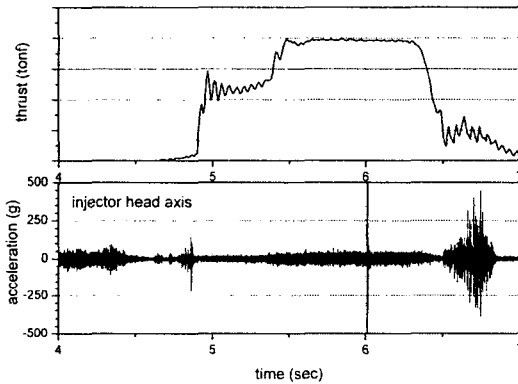


Figure 5 Time Traces of Thrust and Acceleration Mounted on a head in the axis direction

시험 연소기에는 연소 안정성을 증대하고자 스테인레스 강판으로 제작한 배플을 적용하였다. 또한 급격한 연소 조건 변화에 따른 예상하지 못하는 연소실 내의 동적 불안정을 억제하기 위해서라도 배플은 본 시험에 있어서 꼭 필수 요소가 되었다. Figure 6에서는 설계 연소 조건에서 발생하는 매니폴드와 연소실 내의 동압의 주파수 특성이 어느 일정한 주파수에 결합되지 않고 넓은 대역을 갖는 국부적인 최고점을 여러 개 보이고 있음을 나타내고 있다. 외부 혼합형의 분사기를 채택한 본 연소기의 이러한 동적특성은 단일 분사기 및 축소형 연소기의 연소 시험 결과에서 예상할 수 있었던 것이다[4]. 연소실

내의 동압의 세기를 나타내는 rms intensity의 경우 2% 내외를 나타내고 있으며, 이는 연소가 매우 안정적으로 이루어졌음을 보여주는 결과가 된다.

고압의 연소 조건을 형성하기 위해 연소기로 공급되는 추진제의 질유량비(O/F ratio)가 고온의 조건으로 형성되지 못하도록 연료 측 밸브를 먼저 개방하여 순간 질유량비가 설계점 조건보다 낮은 값에서 형성되며 연소 환경이 변화하도록 의도하였다. 이와 같은 결과는 O/F ratio와 연소압으로 구성되는 Fig. 7 그래프에서 그 결과를 확인할 수 있다. 본 그림에서 설계점 조건에 이르기 위해 연소압은 증가하면서 질유량비는 감소하여 다시 동일 연소압에서 질유량비가 증가하였으며, 설계점에서 연소기 작동 중단이 되기까지 질유량비는 일정하면서 연소압이 감소하는 경로를 밟았다. 이와 같이 급격한 추진제 공급 변화에 노출된 연소기에서는 안정적으로 연소가 이루어졌으며 이는 본 연소기가 설계 운영 영역뿐만 아니라 더 넓은 운전 영역 구간에서 안정적인 작동이 가능할 수 있다는 좋은 암시가 된다.

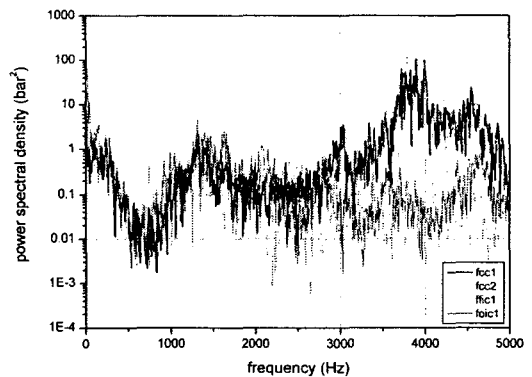


Figure 6 Power Spectral Density Plots of Manifold and Chamber Dynamic Pressures at Steady Combustion

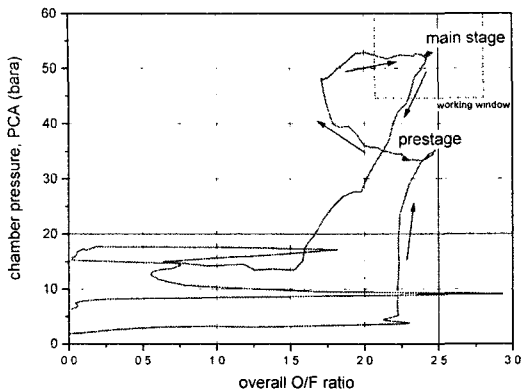


Figure 7 Variation of Chamber Conditions in the Chamber Pressure and O/F Ratio Space

무엇보다도 가장 중요한 것은 본 연소시험에서 연소압이 설계점인 52 bara 수준에서 매우 안정적으로 일정한 값을 보여주고 있다는 것이며, 연소 시험 후 분사기 헤드의 물리적 손상도 발생하지 않았다는 것은 engineering model수준의 본 연소기의 성능 및 기능이 초기 설계하였던 예상값을 충분히 만족시키고 있다는 점이다.

4. 맺음 말

국내 최초로 연소압 52.5 bara, 그리고 추력이 30 tonf급에 해당하는 액체 로켓 엔진 연소기의 지상 연소 시험이 성공적으로 이루어졌다. 일련의 개발 과정을 거쳐 시제작된 연소기는 우선

실제 의도된 설계 작동 조건보다 낮은 압력/유량 조건에서 연소 시험이 수행되었다. 본 시험을 통해 안정적인 성능 및 기능을 입증한 연소기는 단일 연소 시험에서 저압 조건을 거쳐 설계점 연소 압력/유량 조건에 이르는 연소 시험을 성공적으로 마쳤으며, 본문에서 밝힌 초기 시험 결과를 통해 나타난 연소기의 연소 효율 및 동적 안정성은 만족할만한 수준으로 향후 예정된 연소 안정성 평가 및 내구 시험을 통해 그 성능 및 기능을 좀 더 개선해 나갈 계획이다.

참고 문헌

1. 한영민, 김승한, 서성현, 조원국, 최환석, 설우석, 이수용, "지상연소시험용 실물형 고압 연소기의 설계," 한국추진공학회 춘계 학술대회 논문집, 2005
2. 문일윤, 김승한, 김종규, 임병직, 이광진, 김인태, "실물형 연소기의 점화시험," 한국추진공학회 춘계 학술대회 논문집, 2005
3. 이광진, 서성현, 임병직, 문일윤, 한영민, 최환석, "30톤급 연소기의 연소 시험을 위한 설비 개량," 2005년 춘계 한국추진공학회 학술대회 논문집, 2005
4. 서성현, 이광진, 한영민, 김승한, 김종규, 설우석, "이중와류 분사기를 적용한 고압 모델 연소기의 연소 특성 연구," 한국추진공학회지, 제8권, 제1호, pp. 54-60, 2004