

실물형 액체로켓 연소기 지상 연소 성능 결과

서성현* · 김종규* · 문일윤* · 한영민* · 최환석* · 이수용** · 조광래***

Combustion Performance of a Fullscale Liquid Rocket Thrust Chamber

Seonghyeon Seo* · Jong-Gyu Kim* · Il-Yoon Moon* · Yeoung-Min Han* · Hwan-Seok Choi*
· Soo-Yong Lee** · Kwang-Rae Cho***

ABSTRACT

A 30-tonf-class fullscale thrust chamber for the application to a LEO SLV has been combustion tested over the wide ranges of a mixture ratio and a chamber pressure. The thrust chamber designed for an open cycle engine with a turbopump was tested with a ablative combustion chamber instead of a regenerative chamber to first evaluate its performance and function. The test results revealed stable combustion characteristics. The hardware survived the harsh environment and showed very sound functional characteristics. The estimated combustion efficiency of the chamber turned out to be 95% and a specific impulse at sea level was estimated as 254sec, which are comparable to or above the predicted design values.

초 록

저궤도 위성 발사체에 적용 가능한 추력 30 tonf급의 연소기가 설계/제작되어 전반적인 연소 시험을 마쳤다. 터보 펌프식 개방형 사이클에 적용 가능한 재생냉각형으로 제작된 본 연소기는 초기 연소 성능 및 기능 검증을 위해 내열재 방식의 연소실을 이용하여 연소 시험을 수행하였다. 설계 조건을 중심으로 넓은 작동 구간에서 본 연소기는 안정된 연소 성능을 보였다. 연소기의 물리적 손상 또한 발생하지 않았으며, 만족할 만한 기능적 특성을 나타내었다. 연소기의 성능은 연소 효율이 95%, 그리고 지상 비추력이 254초로 초기 설계 대비 초과 내지는 동등 수준의 결과를 보였다.

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

1. 서 론

* 한국항공우주연구원 연소기그룹

** 한국항공우주연구원 우주발사체추진기관실

*** 한국항공우주연구원 우주발사체사업단
연락처, E-mail: sxs223@kari.re.kr

액체 로켓 엔진 연소기의 최종 개발 목표는
추진제를 포함한 발사체의 단위 무게 대비 최대

의 추력을 얻는 것이라 할 수 있다. 이를 위해선 연소기의 연소 효율의 증대 및 고압/고온에 견딜 수 있는 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. 이와 같은 이유로 연소기 개발에 있어서 실제 추진제를 이용한 연소 시험은 필수적인 것이라 할 수 있다. 근래의 발사체용 엔진 개발은 냉전 시대에 진행되었던 것들과는 달리 경제적인 요소가 매우 중요하기 때문에 시제품의 제작 및 시험에 있어서 그 횟수의 최소화 및 시험 결과를 통해 획득하는 정보의 범위가 최대화될 수 있도록 적극 노력해야 한다.

중전의 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 채택으로 터보 펌프식 개방형 사이클에 적용될 수 있는 본격적인 저궤도 위성 발사체를 위한 실용형 연소기라 할 수 있다. 본 연구에서는 이와 같이 일련의 개발 과정을 통해 처음으로 제작된 연소기의 실제 추진제를 이용한 연소 시험의 수행 과정 및 그 결과에 대해 논의하였다.

2 시 험

본 시험에서 사용한 실물형 연소기의 대표 규격은 Table 1에서와 같이 연소실 압력이 산소의 임계압력을 상회하는 52.5 bara에 이르는 고압 연소기이다[1]. 고압 연소기의 안전한 점화를 위해 접촉발화 물질인 TEAL을 사용하였으며, 초기 추진제공급량이 설계 운영 조건 대비하여 60%에 해당하는 저압 연소 단계를 거치도록 하였다[2]. 그러나 연소 종료를 위한 연소기로의 추진제 공급 중단은 저압단계를 거치지 않고 일시에 이루

어지도록 하였다.

Table 1. Major Specifications of a Fullscale Thrust Chamber

Condition	Value	Unit
Chamber pressure	52.5	bara
O/F ratio	2.44	-
Expansion ratio	11	-
Contraction ratio	4	-
Ideal C*	1761	m/s
Predicted C*	1651	m/s
Predicted Thrust at SL	22.8	tonf
Predicted Isp at SL	256	sec
Fuel	Jet A-1	-
Oxidizer	Liquid Oxygen	-

연소기 각 부위에는 정압 및 동압을 측정할 수 있도록 로드셀 방식의 압력센서 및 압전 방식의 동압센서가 장착되었으며 연소기 및 관련 설비의 진동을 측정하기위해 가속도계가 장착되었다. 연소기의 축방향 추력이 로드셀에 의해 실시간 계측되었다. 모든 계측 신호는 실시간으로 측정 및 저장되었으며 정압 및 온도 신호는 1 kHz, 동압 및 가속도 신호는 25.6 kHz의 추출률로 저장되었다.

연소기는 크게 분사기 헤드와 연소실을 구성하는 연소 챔버로 구분된다. 분사기 헤드에 적용한 분사기는 동축형 이중 와류 방식으로 중심에 위치한 산화제 노즐이 연료 노즐에 비해 함몰된 형태를 지닌다. 챔버 벽 냉각을 위해 최외곽에 위치한 연료 분사기를 제외하고는 동일한 형태의 분사기가 적용되었다. 연소 안정성 증대를 위해 스테인리스 스틸로 제작한 배플을 장착하였다. 본 연소기는 재생냉각을 고려하여 설계되었으나, 실제 재생냉각형 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 내부에 장착한 삭마 방식의 연소 챔버를 사용하였다. 좀더 자세한 내용은 중전의 논문에서 찾아볼 수 있다 [1,3].

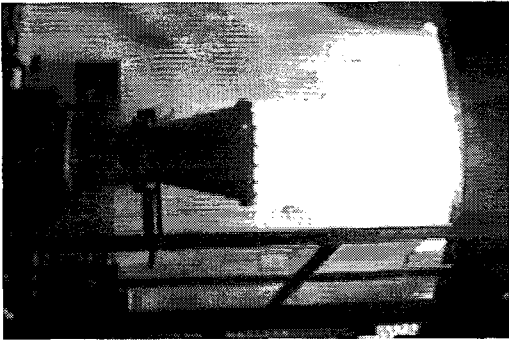


Figure 1 Photographic View of the Firing Thrust Chamber Under a Design Condition

3. 결 과

3.1 연소 성능

언급한 바와 같이 점화 시험 및 다단계 연소 시험을 위한 기초 시험을 통해 정상연소시험을 위한 추진제 공급 절차가 마련되었다. 설계 조건에서 정상 연소 시 연소기에서 발생하는 전형적인 후류의 모습은 Fig. 1에서와 같다. 연소기는 추진제 공급량 변동을 감안하여 Fig. 2에서와 같이 연소압 대비 최대 15%인 점선으로 표시된 구역에서 작동할 것을 예상한다[4]. 연소 시험은 총 13회가 수행되었으며 실제 시험 조건은 Fig. 1에서와 같이 예상 작동 범위에서 압력 및 혼합비로 구성되는 극단 조건에서 모두 수행되었다.

전형적인 연소 시험 시에 연소기 헤드 매니폴드 및 연소실 내에 형성되는 압력 변화를 Fig. 3에 나타내었다. 매니폴드 및 연소실의 압력 그리고 그에 따른 추력변화도 모두 연동하고 있음을 확연히 알 수 있다. 저압단계로 연소압 상승 구간에서 초기 냉각 부족에 의한 순간적인 압력 치솟음이 발생하지만 설계 압력 조건으로 압력 상승에서는 압력 초과가 발생하지 않는다. 연료 매니폴드의 압력이 압력 상승 및 하강 구간에서 산화제에 비해 높게 형성되는데 이는 전체적인 혼합비가 저 혼합비에서 형성되게 해주어 과도 구간에서의 불필요한 연소실 온도 상승을 피하

도록 한다. 축 추력의 시간에 따른 변화도 연소실 압력에 동일하게 변화하는 것으로 확인되어 본 연소기가 기능에 있어서 전체적으로 안정된 특성을 보여주고 있는 것으로 판단된다.

추진제 공급 절차는 Fig. 4에 보이는 유량 공급 변화 곡선에서 알 수 있듯이 TEAL점화를 위한 분사기 헤드 중앙에 위치한 점화기로 산화제가 우선 공급되며, 초기 점화 시에 연소실내에 형성되는 혼합비 변화가 연료 과농 조건에서 저압 조건에 이를 수 있도록 연료를 우선 공급한다.

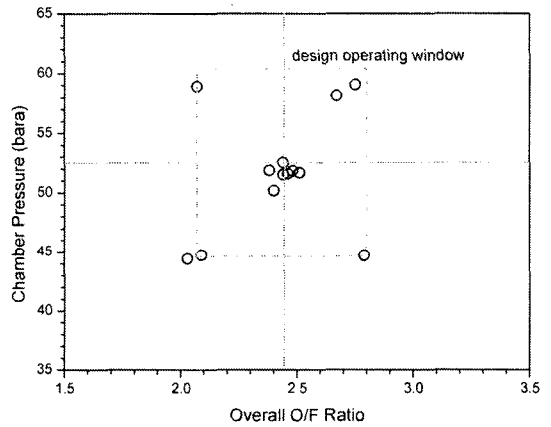


Fig. 2 Overall actual test conditions on the domain of a pressure and a mixture ratio

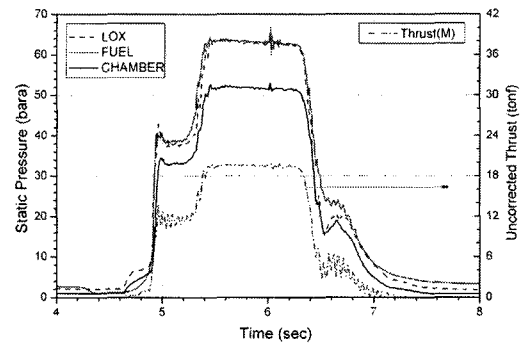


Fig. 3 Time Traces of Manifold and Chamber Static Pressures, and Uncorrected Axial Thrust at the Design Condition

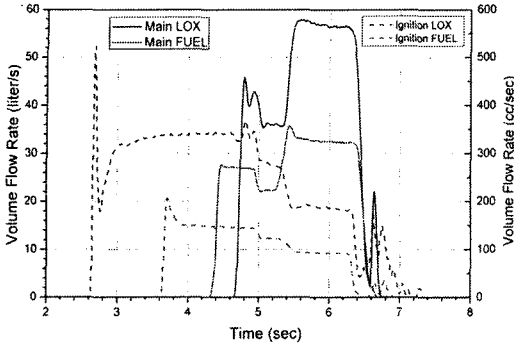


Fig. 4 Temporal Variations of Propellant Volume Flow Rates

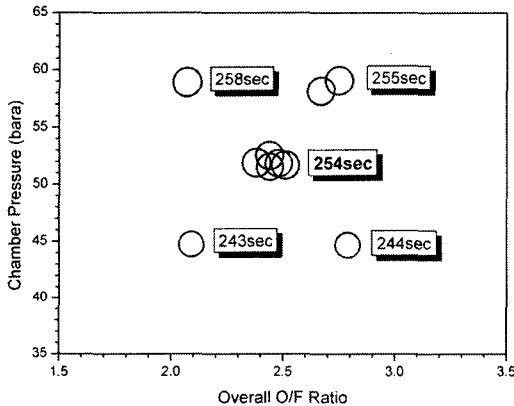


Fig. 5 Specific Impulse with Respect to a Chamber Pressure and a Mixture Ratio

유량 제어는 판형 오리피스를 사용한 관계로 초기 연소압 형성 직전에는 과도한 압력차 형성으로 인해 원하는 것보다 많은 양의 추진제가 연소실로 공급되게 된다. 이는 초기에 공급되는 추진제의 과도한 유량 공급을 막기 위해 저압단계를 거치는 이유이기도 하다.

연소 효율을 나타내는 특성속도(Characteristic Velocity)는 설계 조건에서 1671 m/sec의 평균값을 가지는 것으로 측정되었으며 이는 이상적인 값 대비 94.9%의 효율을 보이며 예상 값보다 상회하는 값을 보이고 있다. Figure 5는 시험 조건에 따른 비추력(Specific Impulse)값의 변화를 보

여주고 있으며, 예상치와 거의 벗어남이 없음을 알 수 있다. 재연성이 검증되지 않았지만 본 그림에서 볼 수 있듯이 혼합비에 의한 비추력 변화는 거의 없으며, 연소실 압력 변화에 의한 비추력 변화가 상대적으로 큼을 알 수 있다.

3.2 동적 특성

언급한 바와 같이 시험 연소기에는 연소 안정성을 증대하고자 스테인레스 강판으로 제작한 임시 배플을 적용하였다. Figure 6에서는 정상 연소 시간이 10초의 설계 조건에서 발생하는 매니폴드와 연소실 내의 동압의 Root-Mean-Square (RMS)값의 변화를 보여주고 있다. 동압의 세기는 연소실에서 가장 강하며 연료와 산화제 매니폴드 내의 동압 세기는 거의 비슷한 수준을 보인다. 푸리에 함수 분석결과, 동압의 주파수 특성이 어느 일정한 주파수에 결합되지 않고 넓은 대역을 갖는 국부적인 최고점을 여러 개 보이고 있음을 확인하였다. 외부 혼합형의 분사기를 채택한 본 연소기의 이러한 동적특성은 단일 분사기 및 축소형 연소기의 연소 시험 결과에서 예상할 수 있었던 것이다[5].

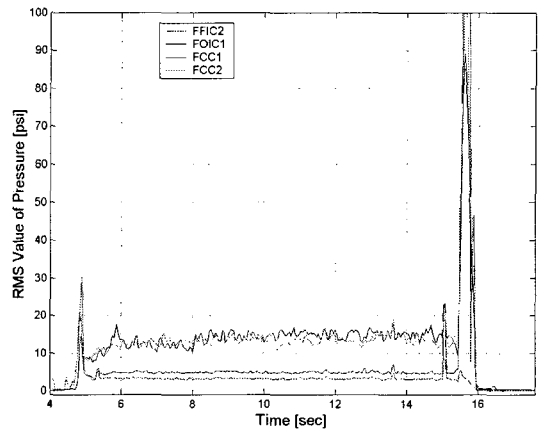


Fig. 6 Variations of Root-Mean-Square of Dynamic Pressures in Manifolds and a Chamber

4. 맺 음 말

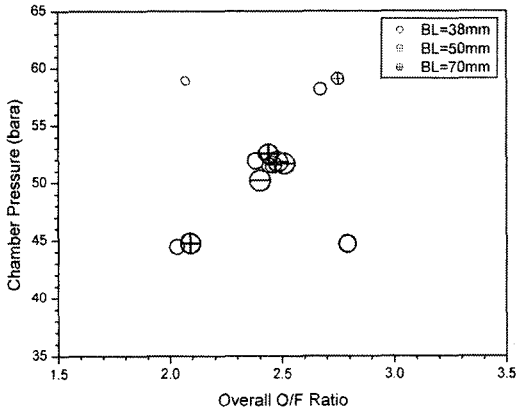


Fig. 7 Variations of Specific Impulses over the Domain of a Chamber Pressure and a Mixture Ratio

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 7에서는 각 시험 조건에 따른 연소실내의 압력 섭동 세기를 원형 심벌의 직경 크기에 비례하여 나타내었다. 연소실 내 RMS Intensity의 경우 2% 내외를 나타내고 있으며, 이는 전 작동 구간에 걸쳐 연소가 매우 안정적으로 이루어졌음을 보여주는 결과가 된다.

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 model 수준의 본 연소기의 성능 및 기능이 초기 설계하였던 예상값을 충분히 만족시키고 있다는 점이다.

저궤도 위성 발사체의 액체 로켓에 사용가능한 수준의 실험용 연소기의 실제 추진제를 이용한 연소 시험을 수행하였다. 연소기의 연소 성능은 이상적인 연소결과 대비 95%의 높은 효율을 보이며 내열재 챔버를 이용한 추력 측정 결과 역시 예상치와 매우 근사한 값인 지상 비추력 254초를 보였다. 연소 안정성 또한 압력과 혼합비로 표현되는 설계 작동 영역에서 연소실 압력 대비 압력 섭동 세기가 2%내외로 매우 안정적인 연소를 보이고 있는 것으로 파악되었다.

참 고 문 헌

1. 한영민, 김승한, 서성현, 조원국, 최환석, 설우석, 이수용, "지상연소시험용 실물형 고압 연소기의 설계," 한국추진공학회 2005년도 춘계학술대회 논문집, 2005, pp.299-304
2. 문일윤, 김승한, 김종규, 임병직, 이광진, 김인태, "실물형 연소기의 점화시험," 한국추진공학회 2005년도 춘계학술대회 논문집, 2005, pp.265-268
3. 김종규, 서성현, 김승한, 한영민, 류철성, 설우석, "실물형 고압 연소기의 연소시험 검증용 제작," 한국추진공학회 2005년도 춘계학술대회 논문집, 2005, pp.305-308
4. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 147, 1992
5. 서성현, 이광진, 한영민, 김승한, 김종규, 설우석, "이중와류 분사기를 적용한 고압 모델 연소기의 연소 특성 연구," 한국추진공학회지, 제8권, 제1호, pp. 54-60, 2004