

KSR-III 액체 로켓엔진 설계점 연소시험

김승한*, 조규식**, 한영민***, 서성현****, 문일윤*****, 이광진*****,
김종규*****, 설우석*****, 이수용*****

KSR-III Liquid Rocket Engine Firing Test at Design Condition

Seung-Han Kim*, Gyu-Sik Cho**, Yeoung-Min Han***, Seong-Hyun Seo****, Il-Yoon Moon*****,
Kwang-Jin Lee*****, Jong-Kyu Kim*****, Woo-Seok Seol*****, Soo-Yong Lee*****

Abstract

KSR-III engine with film-cooled baffle was tested. The purpose of this test is to verify the effect of ablative baffle on avoiding combustion instability which occurred in the acoustic cavity case. The engine had expansion ratio of 5.04 and the test condition was design condition(oxidizer mass flow rate 42.04, and fuel 17.95 kg/s). In the test, combustion instability did not occur. So, the effect of film-cooled baffle on avoiding combustion instability was verified.

초 록

KSR-III 주 엔진에서 발생한 연소불안정 방지를 위한 필름 냉각방식의 내열재 배플을 장착한 확대비 5.04의 엔진의 40초 연소시험을 수행하였다. 시험 조건은 KSR-III 새로 설정한 설계점 조건으로 산화제 공급유량 42.04kg/sec, 연료공급 유량 17.96kg/s를 공급조건으로 설정하였다. 연소불안정을 방지하기 위해 필름 냉각방식의 내열재 배플을 장착한 EM#11호기 설계점 연소시험을 한 결과 설정 연소시간인 40초 동안 연소불안정이 발생하지 않았다.

키워드 : 연소불안정(combustion instability), 배플(baffle), 막냉각(film cooling)

1. 서 론

로켓엔진을 이용한 우주발사체는 발사체 및 탑재체의 고비용 및 비행중 폭발에 의한 위험도

등으로 볼 때 매우 높은 신뢰도를 가져야 한다. 우주발사체의 신뢰도 측면은 여러 가지로 생각할 수 있는데, 발사체의 추진력을 제공하는 액체로켓엔진은 추진제 공급계, 터보펌프, 가스 발생기,

* 엔진그룹/detokim@kari.re.kr

*** 엔진그룹/ymhan@kari.re.kr

***** 엔진그룹/iymoon@kari.re.kr

***** 엔진그룹/bellstar@kari.re.kr

***** 우주추진기관실/sylee@kari.re.kr

** 추진기관그룹/gscho@kari.re.kr

**** 엔진그룹/seo@kari.re.kr

***** 엔진그룹/lkj@kari.re.kr

***** 엔진그룹/wsseol@kari.re.kr

연소기 등으로 구성되어 있어 매우 복잡하고 이들의 신뢰도가 전체 신뢰도에 매우 큰 부분을 차지하고 있다.

액체로켓 연소기 시스템의 신뢰성과 관련하여 연소 불안정 문제는 발사체의 폭발을 일으키는 원인이 되기도 하므로 이에 대한 연구가 활발히 진행되어 왔으나 정확한 메커니즘을 규명하지는 못한 실정이다. [1,2]

LRE(Liquid Rocket Engine)의 개발은 이전의 개발경험을 바탕으로 하여 이루어짐에도 불구하고, 초기 설계에서 연소불안정 현상과 관련된 문제점들을 모두 고려하여 설계하는 것은 불가능하지만, 일반적으로 연소불안정을 막기 위해 액체로켓 엔진 초기 설계 시부터 음향공 및 배플 등을 설치하여 연소 안정성마진을 확보하는 방안이 주로 이용된다[1-3].

본 연구는 내열재 배플이 장착된 KSR-III 비행용 엔진의 full duration 연소시험에 앞서 내열재 배플의 손상 가능성을 점검하고, 성능 및 연소 안정성을 확인하는 것이 본 연소시험의 주된 목적이다. 설계점 30초 연소시험에서 내열재 Baffle을 장착한 엔진이 안정된 작동을 보였고 연소 불안정이 발생하지 않았다. 이러한 엔진이 추가적인 40초의 연소시간에 대해서도 안정된 작동 및 만족할 만한 성능을 보여주는지를 본 시험에서 파악하고자 하였다.

2. 엔진사양 및 시험조건

2.1 엔진사양

본 시험에 사용한 액체 로켓엔진은 KSR-III 액체로켓엔진의 개발형 모델로서 케로신(Jet A-1)과 액체산소를 추진제로 하는 추력 12 톤급 액체로켓엔진이며, 발사용 모델과는 노즐 형상의 차이가 있다. 연료와 산화제의 충돌각이 20°인 FOOF 비 동류형 충돌형 인젝터가 직교배열된 형태를 가지며, 170여개의 주 인젝터 그리고 하나의 중앙 점화기 인젝터, 내열재 배플, 내열재 연소기 벽면과 확대비 5.04의 내열재 노즐로 구성되어

있다[4]. 연소 안정성을 위해 사용한 배플은 하나의 허브와 6개의 블레이드로 구성되어있으며 축방향 길이는 9cm이며 허브 및 블레이드 모두 중앙의 금속 심과 내열재로 구성되어 있다[5].

2.2 시험조건

액체로켓엔진의 시험조건을 나타내는 대표적인 변수는 연소실 압력(Pc)과 추진제의 질량혼합비(O/F비)이다. 시험조건은 KSR-III 엔진 운용 설계점 조건으로 표 2에 나타나있는데, 산화제 공급유량 42.04kg/sec, 연료 공급유량 17.96 kg/sec로 설정하였으며, 이 때의 설정된 질량비(O/F ratio)는 2.34이다. 또한, 액체산소와 kerosene의 run tank 가압압력은 각각 36 bar와 34 bar로 설정하였다.

표 1. EM#11호기 엔진 추진제 공급조건

	연소압 (MPa)	O/F ratio	연료 (kg/s)	LOX (kg/s)	총유량 (kg/s)
시험조건	1.399	2.34	17.96	42.04	60.00
결과	1.377	2.301	18.35	42.37	60.72

2.3 Cyclogram

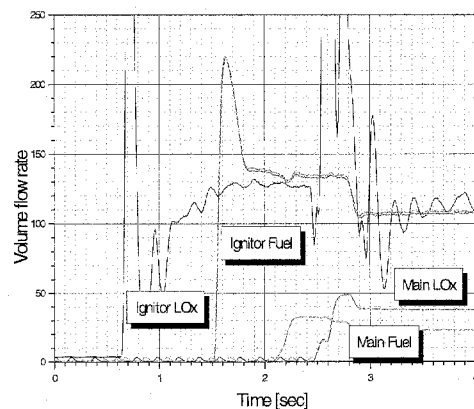


그림 1. Test Sequence

그림 1은 40초 연소시험에 사용된 추진제 공급의 순서를 나타내고 있다. TEA를 이용한 접촉 발화형 점화기의 점화가 이루어지고 난 후에, 주 연료가 주 산화제보다 먼저 엔진 연소실로 공급 되도록 구성하였다[6].

3. 시험결과

3.1 공급계 특성

3.1.1 연료공급라인

그림 2는 연료 가압공급탱크 및 압력제어용 질소 공급 압력을 보여주고 있다. 전체적으로 안정적이며 설정한 가압압력을 보이며 전체적으로 $\pm 1.0\%$ 이내의 섭동을 보여주고 있다.

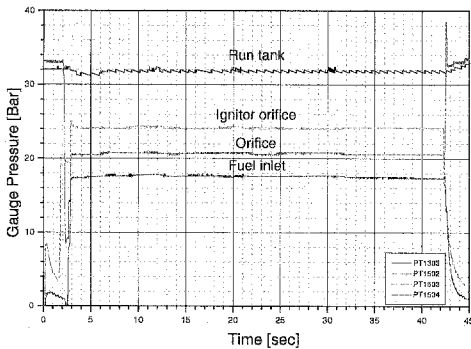


그림 2. 연료 공급라인 압력

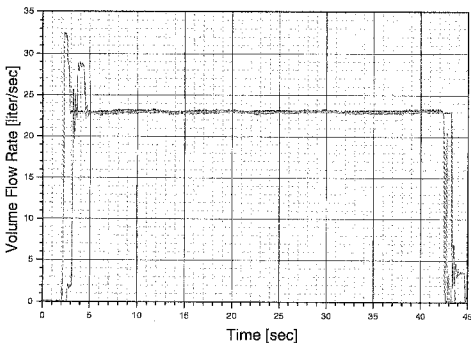


그림 3. 주 연료공급라인 체적유량

가압 탱크, 1차 오리피스 후단, 2차 오리피스 후단의 압력은 각각 24.16, 20.69, 17.58bar이다. 1차, 2차 오리피스 전후단의 압력차는 각각 3.47, 3.11bar이며 오리피스 후단의 압력 섭동은 약 $\pm 1\%$ 이내이다. 그림 3은 연료공급유량을 체적유량으로 나타내었는데, 원하는 유량 22.7liter/sec과 근접한 23.0 liter/sec를 보여주고 있으며 전체 구간에서 섭동량이 $\pm 1.5\%$ 이내의 값을 보여 주었다.

3.1.2 산화제공급라인

그림 4는 산화제 가압공급탱크 및 압력제어용 질소 공급 압력을 보여주고 있다. 시험초기에 섭동이 발생했지만 원하는 가압압력을 보이며 전체적으로 $\pm 1.2\%$ 이내의 섭동을 보여주고 있다. 그림 4는 산화제 공급라인의 압력을 보여주고 있는데 오리피스 전후단의 경우 각각 33.2, 17.9bar이다.

오리피스 전후단의 압력차는 약 15.3bar이며 오리피스 후단의 압력 섭동은 약 $\pm 0.8\%$ 이내이다.

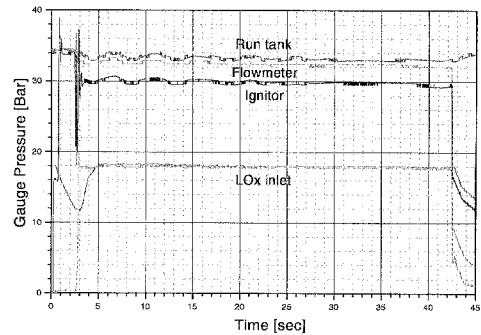


그림 4. 주 산화제 공급라인 압력

그림 5는 산화제 공급 유량으로, 원하는 유량 37.87liter/sec보다 조금 높은 37.81liter/sec를 보여주고 있으며 섭동량은 초기 구간을 제외하면 $\pm 1.5\%$ 이내의 값을 보여 주었다.

설비에서의 산화제 공급온도는 유량계에서 약 96K정도, 중단밸브 후단의 경우 약 102K정도이며, 그림 6에 산화제 매니폴드에서의 온도가 약 103K 정도의 값을 가지는 것을 알 수 있다.

그림 7에는 앞에서 도시한 케로신과 액체산소의 체적유량으로부터, 유량계 전후의 온도, 압력

을 고려한 밀도계산을 통해 케로신과 액체산소의 질량유량을 시간의 함수로 도시하였다. 그림 5의 액체산소의 부피유량이 시간에 따라서 감소하는 것으로 관찰되었던 것에 비해 액체산소의 질량유량감소는 관찰되지 않았다.

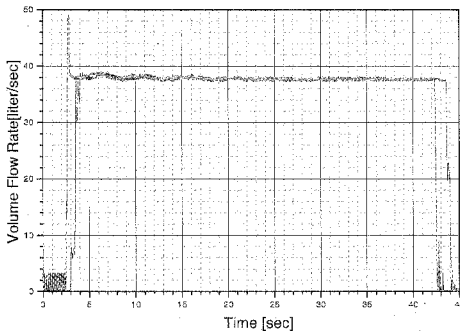


그림 5. 주 산화제 공급라인 체적유량

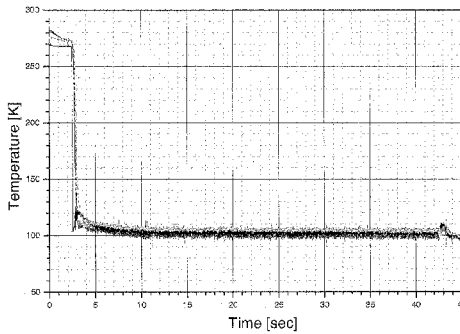


그림 6. 엔진 산화제 매니폴드 액체산소 온도

그림 8은 그림 7에 도시한 케로신과 액체산소의 질량 유량으로부터, 정상연소구간에서의 O/F 비를 계산한 것으로, 엔진에 공급되는 산화제와 연료의 질량비를 나타내는데, 전체적으로 약 2.31 정도로 일정하게 유지되며, 연소시험 종료시까지 유의미한 변화는 관찰되지 않음을 확인하였다. 시험 전후의 O/F 비의 섭동은 낮은 질량유량을 서로 나누는 것에 기인하는 것이다.

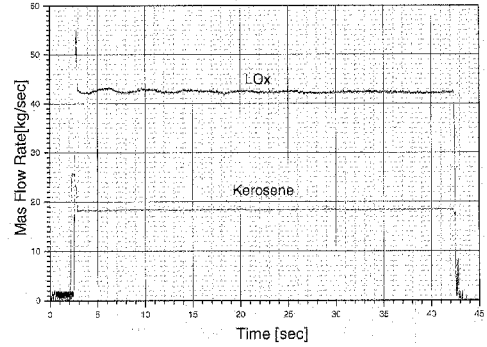


그림 7. 추진제 질량유량

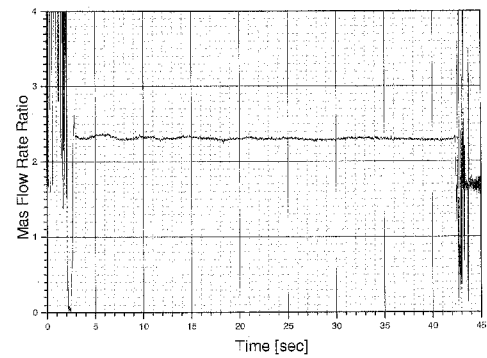


그림 8. 산화제/연료 질량비 변화

3.2 엔진 특성 고찰

설계점에 대한 연소시험으로 예상했던 연소실 압력 및 유량 등이 계측되어 성공적으로 엔진 성능 확인 시험을 수행할 수 있었다. 연소시간은 약 40초로 초기 약 2초 구간에서 공급되는 유량이 거의 일정한데도 연소실 압력 및 추력이 약간 증가하는 경향을 보여줄 뿐 다른 구간에서는 정상 상태의 성능을 보여 주었다. 또한 연소 불안정에 대한 어떠한 징후도 발견되지 않았으며, 엔진 상태는 매우 내열재 배플의 손상이 거의 발생하지 않았다(그림 9).

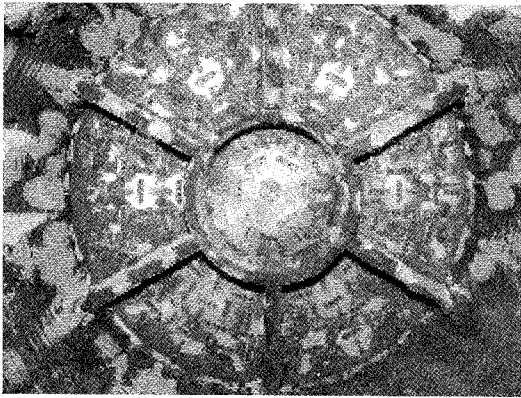


그림 9. 시험 후 엔진 헤드 및 배플

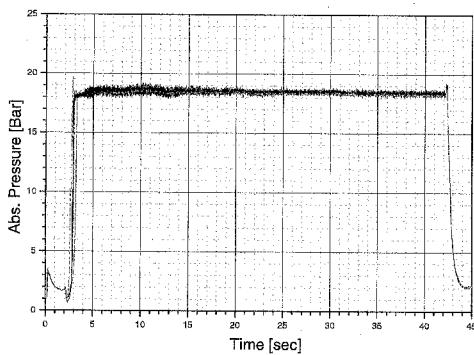


그림 10. 엔진 연료 매니폴드 압력

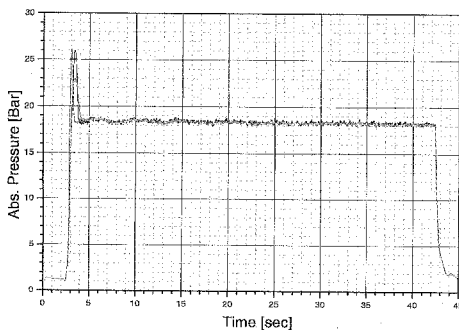


그림 11. 엔진 산화제 매니폴드 압력

그림 10의 연료 매니폴드 압력선도에서, 전체적으로 압력은 일정하게 유지되었으며 섭동량은

약 $\pm 2.5\%$ 이내의 값을 보였다.

그림 11은 엔진 산화제 매니폴드 압력을 나타내고 있는데, 케로신 매니폴드에 비해 초기 점화 기간에서 상당한 크기의 압력 상승이 관찰되는 것과 압력섭동의 형태가 약간 다르게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 압력 유도관의 길이에 의한 영향과 함께 액체 산소가 압력 유도관 내에서 기화가 일어나기 때문으로 판단된다. 액체 산소 매니폴드에서의 정상연소구간에서의 압력 평균값은 18.28 bar이며, 이 구간에서의 압력섭동량은 0.4 bar 정도로, 압력섭동의 범위는 평균값 기준으로 1.2% 이내임을 확인할 수 있다.

그림 12는 엔진 연소실의 분사기 face plate 부근의 연소기 내열재 벽면의 정압측정 포트(PCA)를 통해 측정된 압력과 노즐 수축부 입구부에 장착된 정압측정 포트(PCI)에서 측정된 연소실 압력을 보여주고 있다. 정상연소구간에서의 PCA와 PCI의 압력의 평균값은 각각 13.77 bar와 12.17 bar이며, 1kHz로 sampling된 압력의 섭동량은 각각 1.5%와 1.2% 이내임을 확인할 수 있었다. PCA와 PCI 값은 추력측정 결과와 함께 엔진 성능계산에 활용된다.

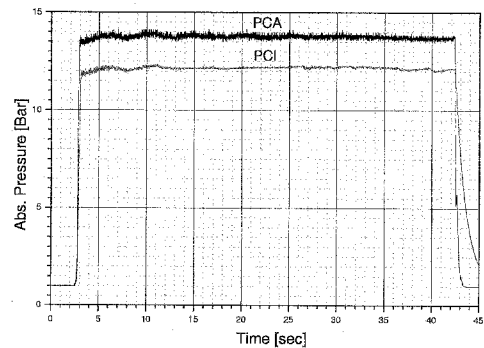


그림 12. 엔진 연소실 압력

액체로켓 연소기 내부 연소장의 동적인 특성을 살펴보기 위해 엔진 연소실 벽면에 물냉각과 헬륨공급방식의 압전소자형의 동압센서를 장착하였다. 그림 13는 엔진 연소장의 고주파 특성을 나타내고 있는데, 동압은 점화 초기에 약 50 psi

정도까지 상승했다가 바로 안정되는 모습을 보인다. 정상연소구간에서의 동압 섭동은 약 $\pm 16\text{psi}$ 이며, 연소 종료시점에서 종단밸브가 닫힐 때에 급격한 peak가 전화 시와 동일하게 관찰된다.

그림 13에는 나타나있지 않지만 6kHz 부근에서 특징적인 주파수 분포가 관찰되는데, 이는 로켓엔진용 고주파 동압센서의 mounting 방식에 의한 것으로, 고온 조건으로부터 센서를 보호하기 위해 불가피하게 일정 정도의 recess 거리를 갖게 되는데, 이러한 동압측정용 포트의 형상과 온도조건에 따라 결정되는 공명주파수이며, 이는 계산을 통한 이론값과 일치하며, 실제 엔진 연소실 내 연소장의 동적인 거동과는 무관한 주파수 영역으로 판단된다. 동압측정 포트의 공명주파수 영역을 제외한, 5kHz 미만의 주파수 영역에서의 연소실의 동적인 거동은 전화 및 종료시의 천이 구간에서의 수백 Hz 이내의 저주파 영역을 제외하고는 엔진의 연소장의 특이한 형태는 관찰되지 않는다.

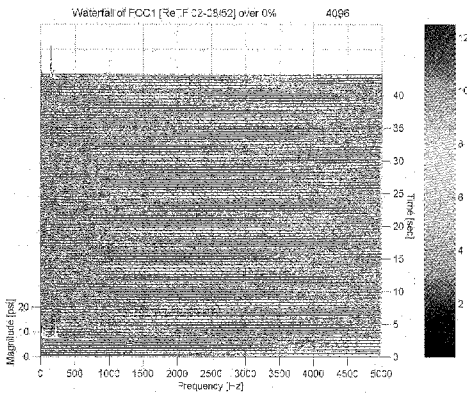


그림 13. 연소기 압력섭동 주파수-시간 선도

그림 14에 40초 연소시험에서의 추력을 시간의 함수로 나타내었다. 시험에 사용된 엔진은 KSR-III 발사체 주엔진의 개발형 엔진으로 실제 발사체에 장착될 엔진과 분사기 배열이나 엔진 매니폴드의 구조는 동일하지만, 내열재의 무게와 외피형태, 노즐 팽창비 등에 있어서는 상당한 차이를 가지고 있다. 추력측정은 6개의 로드셀을

이용하여 수행되며, 매 시험 이전에 추가적인 6개의 교정용 로드셀을 이용한 추력 보정을 수행한다. 연소초기 점화구간에서 추력측정 시스템에 가해지는 충격량은 20톤 이상이며, 이 구간에서 추력 측정용 구조물은 약 30Hz의 주파수로 진동하다가 빠르게 감쇄되는 특성을 보이고 있다. 정상연소구간에서의 지상 추력의 평균값은 11.80톤으로, 섭동량은 1kHz 데이터를 기준으로 5% 이내의 섭동을 보여주고 있다.

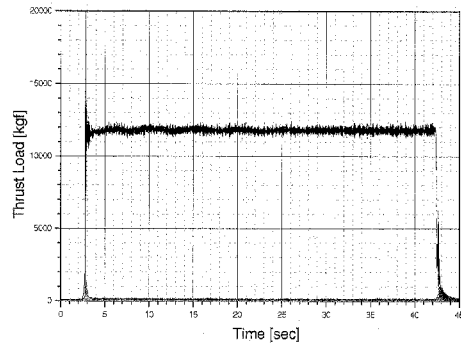


그림 14. 추력 시간 선도

3.3 엔진 성능 계산

이상의 연소시험결과 측정된 주요 결과의 요약이 표 2에 제시되어 있다. 이 40초 연소시험 결과로부터 유량 및 압력 측면에서는 설정치들 약 1.5% 범위에서 만족함을 확인할 수 있었다.

연소시험을 통한 엔진의 성능 계산은 표 3에 정리된 측정된 유량 및 엔탈피, 추진제 조성을 입력하여 계산하였다[1,3]. 연소효율은 이론적으로 계산한 압력(효율 100% 경우)에 대해 노즐 입구 압력 압 계측치인 PCI를 기준으로 노즐 입구 위치에서의 전압을 계산하여 예측하였다. 계산결과 연소효율은 약 91%에 해당되며 노즐효율은 97%로 계산되어 지상 비추력 값은 약 194.4 sec를 보였다.

표 2. 주요 데이터 측정치

기호	항 목	측 정 치
PCA	연소실 입구 압력	1.377 Mpa
PCI	노즐입구 압력	1.217
Mox	산화제 유량	42.37 kg/sec
Mf	연료유량	18.35 kg/sec
Mt	추진제 총 유량	60.72 kg/sec
Tm	지상 추력	11.80 ton

공급압력은 설정값을 기준으로 약 1.5% 미만의 오차를 보였으며, 정상연소구간에서의 압력 및 유량의 섭동량도 2% 이내의 양호한 추진제 공급 특성을 가지는 것을 확인하였다. 로켓엔진의 성능계산 결과 연소효율은 약 91%이고, 노즐 효율은 97%로 계산되어, 전체 비추력 값은 약 194.36sec를 보였다. 엔진 헤드에 장착한 내열재 baffle은 엔진 내의 자발적인 연소불안정유발을 성공적으로 억제하였으며, 40초 연소 후의 손상 정도는 매우 미미함을 보여주고 있어 열적 내구성 문제가 없을 것으로 판단된다.

표 3. 효율 계산치

기 호	내 용	값
β_{id}	특성 속도(ideal)	1796.17
β_{exp}	특성속도(real)	1630.34
φ_{ch}	연소효율	0.9077
knz,id	추력계수(ideal)	1.6498
knz,exp	추력계수(real)	1.6006
φ_{nz}	노즐효율	0.9702
φ_{Σ}	비추력 효율	0.8542
I	지상비추력(sec)	194.4

참 고 문 헌

1. D. K. Huzel and D. H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 147, 1992.
2. V. Yang and W.E. Anderson, "Liquid Rocket Engine Combustion Instability", Progress in AIAA, vol. 169, pp. 8-10, 1995.
3. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements", 6th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, 1992.
4. 김승한 등, "KARI 연소시험설비에서의 액체로켓 엔진 성능시험", 제 3회 우주발사체 심포지엄, 2002. 3.
5. 손채훈 등, "액체 로켓엔지에서 연소안정화 기구의 적용에 관한 연구", Proceedings of the 2nd national congress on Fluids Engineering, pp. 259-262, 10. 2002.
6. 한영민 등, "KSR-III 주엔진 점화시의 Cyclogram에 대한 고찰", 제3회 우주발사체 기술 심포지엄, 2002.

4. 결 론

KSR-III 주 엔진의 EM model에 대한 설계점 성능 및 연소 안정성, 베플 내구성을 확인하기 위한 40초 연소시험을 통해 아래의 사항들을 확인하였다. 연소시험결과 연소압은 13.77Bar로 오차 0.9% 이내이며, 산화제 유량은 42.37kg/s로 오차 0.8%, 연료 유량은 18.35kg/s로 오차 1.7%, O/F ratio은 2.31로 오차 1.3% 이내인 결과를 얻었다. 로켓엔진시험설비 측면에서 공급유량 및