

액체로켓엔진 연소기 산화제 선공급 Cyclogram에 의한 점화특성

한영민* · 김종규* · 이광진* · 임병직* · 안규복* · 김문기* · 서성현* · 최환석*

Ignition Characteristics of Combustion Chamber with LOx Lead Cyclogram for Liquid Rocket Engine

Yeoung-Min Han* · Jonggyu Kim* · Kwang-Jin Lee* · Byoungjik Lim* · Kyubok Ahn* · Munki Kim* · Seonghyeon Seo* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

Ignition characteristics of combustion chamber with LOx lead cyclogram for liquid rocket engine were described. The combustion chamber has chamber pressure of 60 bar, propellant mass flow rate of 89 kg/s, and nozzle expansion of 12. Cold flow test to determine the filling time of propellant for cyclogram with LOx lead supply, ignition test to check the ability to ignite starting fuel from the ignitor, low pressure combustion test to check the propagation of flame into main fuel-oxidizer mixture from starting fuel and the main combustion stage, and design point combustion test to check the combustion performance were performed. Ignition and combustion tests with LOx lead supply were successfully performed and the stable cyclogram of start sequence for combustion chamber was developed.

초 록

액체로켓엔진 재생냉각 연소기에서 산화제 선공급 cyclogram시의 점화 특성에 대해 기술하였다. 연소기의 연소압력은 60 bar, 추진제 유량은 약 89 kg/s 그리고 노즐 팽창비는 12이다. 산화제 선공급 cyclogram을 위해 수행한 연소기로의 연료 및 산화제 수류시험, 산화제 선공급에 따른 점화기 작동성 확인을 위한 점화시험, 연소기의 주 점화 및 연소 확인을 위한 저압 연소시험 그리고 설계점에서 연소기 작동성/연소 안정성 및 연소성능/재생냉각 성능 확인을 위한 연소시험 등에 대해 기술하였다. 산화제 선공급 점화 및 연소시험은 성공적으로 이루어졌으며 연소기에 대한 안정적인 점화 cyclogram을 개발하였다.

Key Words: Combustion Chamber(연소기), Ignition Characteristics(점화특성), LOx Lead Supply(산화제 선공급), Pressure Fluctuation(압력섭동)

* 한국항공우주연구원 연소기팀
연락처, E-mail: ymhan@kari.re.kr

액체로켓엔진은 우주발사체의 신뢰성에 매우 큰 영향을 미치는 부품으로 엔진의 연소기는 엔진의 비추력 및 성능에 직접적인 영향을 미친다. 이러한 액체로켓엔진 연소기는 정상상태에서의 성능도 중요하지만 연소기의 안정적인 점화는 엔진 자체의 작동성을 좌우한다[1].

산화제와 연료를 따로 공급하는 이원 추진제 액체로켓엔진 연소기의 점화 시스템은 두 추진제가 연소기 안에서 쌓여 반응하기 전에 유입되는 추진제의 빠르고 신뢰있는 점화가 이루어져야 한다. 바로 점화되지 않고 연소기 안으로 유입된 산화제와 연료는 폭발력이 매우 큰 혼합물을 만들어 이 상태에서 점화가 되는 경우 연소기 및 엔진의 하드웨어 파손뿐만 아니라 설비 및 발사체의 손상을 줄 수 있다. 점화기는 열방출을 통해 주 추진제의 반응을 유도해야 한다. 점화원은 외부 및 내부에서 공급할 수 있으며 주 추진제가 유입될 때 점화에너지가 지속되어야 하므로 점화 시스템은 주 밸브가 열리기 전까지 주 추진제가 점화될 수 있도록 시동(pilot) 추진제가 흐르도록 설계되어야 한다. 엔진시스템 및 추진제의 종류에 따라 점화 시스템은 다양하다. 이원 추진제를 사용하는 액체로켓엔진 연소기의 점화기는 대표적으로 파이로테크닉(pyrotechnic) 점화기, 접촉발화성(hypergolic) 점화기, 스파크(spark) 점화기, 스파크 토치(spark-torch) 점화기, 연소파(combustion wave) 점화기 그리고 공명(resonance) 점화기 등 여러 가지가 있다[1].

본 논문에서 언급한 연소기는 기존 30톤급 액체로켓엔진 연소기에 새로운 개념을 도입한 연소기로 점화기는 기존의 액체산소와 케로신 이원 추진제 엔진에서 많이 사용하고 KSR-III 엔진 [2, 3] 및 30톤급 연소기[4, 5]에서 사용하였던 접촉발화성 점화제를 사용하는 형태이다. 기존의 KSR-III 엔진 및 30톤급 연소기에서는 점화기 산화제, 접촉발화성 추진제, 주 연료 그리고 주 산화제를 순서적으로 공급하는 연료 선공급 점화순서인 cyclogram이었다[3, 6]. 가압식 엔진이 아닌 터보펌프식 엔진의 경우 초기 시동시 점화기로 산화제를 보내는 것은 추진제 공급압력이 낮

아 주 분사기로 산화제를 보내 점화하는 산화제 선공급 cyclogram을 채용하고 있다[1]. 이에 본 연소기의 점화 cyclogram은 초기 주 산화제를 연소기 안으로 먼저 보내는 순서를 채용하였다.

본 논문에서는 산화제 선공급 cyclogram을 위해 수행한 연소기로의 연료 및 산화제 수류시험, 추진제 충전시간을 확인한 수류시험 후 산화제 선공급에 따른 점화기 작동성 확인을 위한 점화시험, 연소기의 주 점화(점화제 화염 전파) 및 연료와 산화제 혼합물로의 화염 전파) 및 연소 확인을 위한 저압 연소시험 그리고 설계점에서 연소기 작동성/연소 안정성 및 연소성능/재생냉각 성능 확인을 위한 연소시험 등에서 초기 점화 특성에 대해 기술하였다. 산화제 선공급 점화는 성공적으로 이루어졌으며 안정적인 점화가 되도록 cyclogram을 개발하였다. 본 연소기에 적용한 산화제 선공급 cyclogram에 의한 점화 특성은 향후 대형 연소기뿐만 아니라 액체로켓엔진에 적용하는 점화 cyclogram 결정하는 기본 데이터로 활용될 수 있을 것이다.

2. 산화제 선공급 재생냉각 연소기

2.1 재생냉각 연소기

본 논문에서 기술하는 노즐 팽창비 12인 75톤 연소기의 1/2.5 축소형 모델 연소기는 기존 개발한 30톤급 연소기에 새로운 개념을 도입한 연소기이다. 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하고 연소기 규격은 기존 연소기와 거의 비슷하다. 연소압력은 60 bar, 혼합비는 2.44, 전체 추진제 유량은 88.8 kg/s, 연소실 직경은 360 mm, 노즐목 직경은 180.5 mm, 노즐출구직경은 625 mm(노즐 팽창비 12)로 연소특성속도는 약 1710 m/sec을 목표로 설계되었고 상세한 것은 참고문헌[7]에 제시하였다. 점화 시스템을 변경하였으며 기존의 경우 최외곽 연료 냉각 분사기에 의한 추가적인 연소실 벽면 냉각을 하였지만 본 연소기의 경우 연소실 벽면의 2곳 막냉각링을 이용한 냉각을 도입하였다. 산화제 공급배관을 기존의 측면 공급에서 중앙 공급으로 변경하였다.

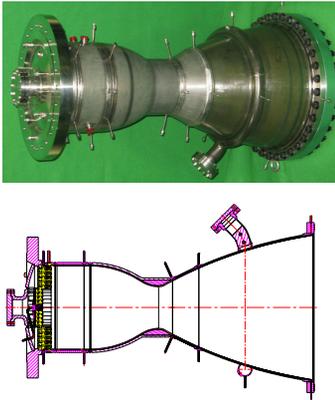


Fig. 1 Regenerative Combustion Chamber
(Nozzle Expansion Ratio(e) 12)

2.2 점화시스템

본 액체로켓엔진 재생냉각 연소기는 대형 75톤 연소기의 축소형으로 대형 연소기 개발 전의 기술적인 검증을 위함에 따라 대형 연소기에 적용하는 점화시스템을 그대로 모사하였다. 연소기 크기가 커짐에 따라 안정적인 점화를 위해 공간적인 점화기 배치가 필요하다. 이에 본 연소기의 점화 분사기는 헤드에서 뿐만 아니라 분사기면과 가까운 실린더부에 원주방향으로 제트 형태의 점화기 6개를 두어 점화가 헤드면 전체에서 일어나도록 하였다. 6개의 위치는 블레이드 베플들 사이에 각각 위치하게 하였다. 또한 중앙 점화분사기는 기존의 OFO 충돌형 분사기에서 screw 형 분사기를 적용하였다. 이는 OFO형과는 달리 점화제(TEA+TEB) 분무 후 연료만 분무되는 구조이다.

3. 시험 결과

3.1 연소기 수류시험

재생냉각 연소기를 장착하고 설비 및 연소기의 수력학 특성 및 추진제 충전시간을 파악하기 위한 산화제 및 연료에 대한 수류시험을 산화제 3회, 연료 5회 수행하였다. 재생냉각 연소실의 연료 추진제의 충전시간을 파악하기 위한 연료 수류시험을 결과를 다음에 제시하였다.

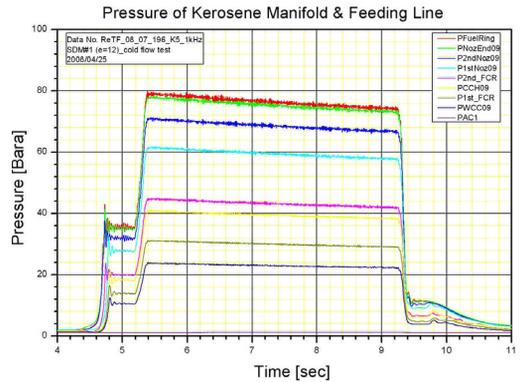


Fig. 2 Fuel Line Pressure at Cold Flow Test

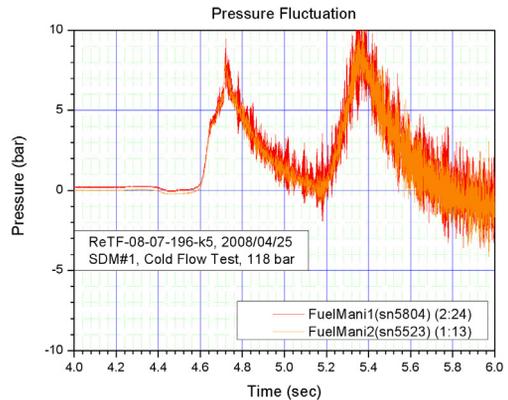


Fig. 3 Fuel Pressure Fluctuation at Cold Flow Test

연료수류시험 결과 주 연료라인의 충전시간은 밸브 open 신호인가 후 0.45~0.71 초로 측정되었다. 산화제 충전시간은 기존의 30톤급과 유사하게 0.3~0.65 초이다. 점화기로의 연료 추진제의 충전시간은 0.11~0.35 초로 측정되었다. 이는 각 추진제 라인의 압력, 유량곡선, 압력 섭동 특성을 종합하여 계산한 값들이다.

3.2 점화기 점화시험

재생냉각 연소기의 점화 시스템을 변경한 후 점화기 및 점화 순서에 대한 초기 검증을 위해 점화기 점화시험을 수행하였다. 먼저 점화분사기로 점화제를 보낸 다음 주 분사기로 산화제를 보내는 순서로 진행하였다. 시험시간은 약 2초이

며 연소압력은 약 7 bar이고 전체 혼합비는 90, 산화제 유량은 48 kg/s 그리고 점화제용 연료는 약 0.54 kg/s 이다.

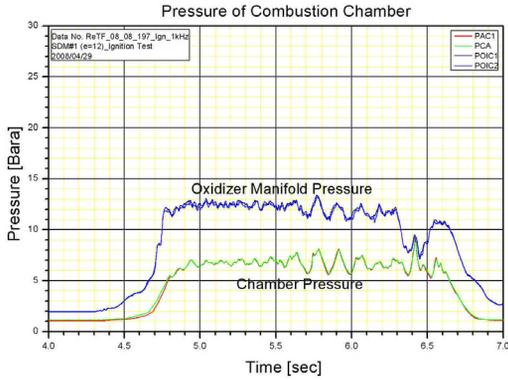


Fig. 4 Manifold & Chamber Pressure at Ignition Test

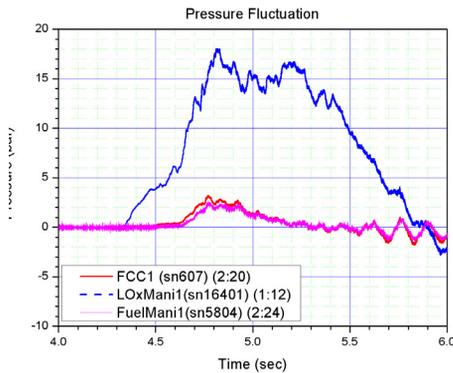


Fig. 5 Manifold & Chamber Pressure Fluctuation at Ignition Test

점화제의 점화시험은 성공적으로 수행되었다. 점화제가 먼저 연소기 안에 들어가고 약 0.1초 후에 산화제 가스가 먼저 들어와 화염이 형성되기 시작하며 약 0.3 초 후에 액체 산소가 들어오면서 전체적으로 화염이 퍼져 점화가 이루어짐을 연소실 및 산화제 manifold의 압력 섭동에서 알 수 있다. 점화제의 점화여부 및 온도값을 측정하기 위해 노즐목에 3개의 K형태 열전대를 설치하였는데, 점화제 공급밸브 개폐신호 기준 0.25 초 후부터 온도가 올라갔고 최대온도는 약 700 °C를 보여주었다. 이는 케로신을 공급하는 연소기 점화가 성공적으로 이루어질 수 있음을 의

미한다. 연소시험 후의 연소기 사진, 연소실의 전체 압력, 연소실의 온도에 대한 상세한 값은 참고 문헌[8]에 제시하였다.

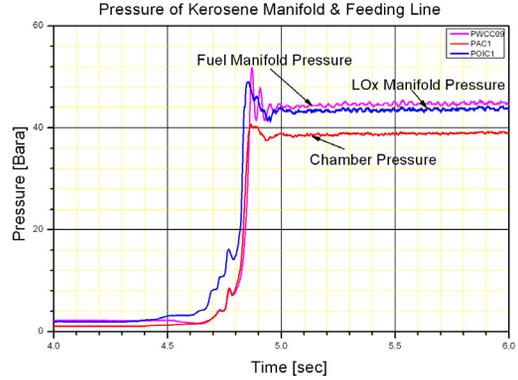


Fig. 6 Manifold & Chamber Pressure at Low Pressure Combustion Test

3.3 저압 연소시험

연소기의 점화기 점화시험을 마친 후 연소기의 주 점화 및 연소 확인을 위해 산화제 및 연료 배관 중 pre-stage용 밸브만 여는 3 초 저압 연소시험을 수행하였다. 점화 순서는 먼저 점화제를 연소기 안으로 보낸 다음 약 0.15 초 후에 산화제를 보내 화염이 연소기 안에서 생성시킨 다음 약 0.25 초에 연료를 보내는 순서이다.

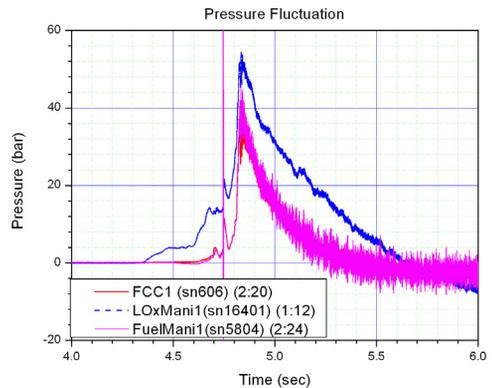


Fig. 7 Manifold & Chamber Pressure Fluctuation at Low Pressure Combustion Test

점화기 점화시험과 동일하게 연소기 안에 화

염을 형성시킨 다음 주 분사기로 연료를 보내는 주 점화 및 연소 시험은 성공적으로 수행되었다. 연소압력은 약 39.6 bar, 산화제 유량 39.8 kg/sec, 연료 유량 20.1 kg/sec이다. Fig. 6의 연소압력 곡선에서 보면 압력 peak가 약 1.5bar로 설계압력의 약 1.5%로 안정적인 압력 상승으로 보인다. 압력 섭동의 경우(Fig. 7)도 압력 상승이 이루어지는 4.85초의 경우 저주파 필터링한 경우 $\pm 4\text{bar}$ 정도로 안정적인 주 점화가 이루어졌다. 하지만 주 점화가 이루어지 전인 0.1 초(시퀀스 상의 4.75 초)에 연료 manifold에서 매우 큰 압력섭동이 발생하였다. 이는 연소기 안으로 연료가 들어가기 전에 연료 manifold안으로 산화제 가스가 들어와 연료 초기 증기와 혼합되어 연소된 것에 의한 것으로 사료된다. 점화제 및 산화제에 의한 연소실 압력이 높아 연료 manifold로 질소 퍼지기를 함에도 불구하고 산화제 가스가 연료 manifold로 들어 온 것으로 사료된다. 연소기에 대한 하드웨어 적인 손상은 없었지만 이에 대한 질소 퍼지 및 점화 순서 조정이 필요한 것으로 판단된다.

3.4 설계점 연소시험

Full-scale 재생냉각 연소기에 대한 39bar 저압 연소시험 후 주 점화 및 연소에 문제가 없다고 판단하여 연소성능 및 재생냉각 성능 확인을 위해 설계점(DP) 8 초 연소시험을 수행하였다. 저압연소시험 cyclogram과 같이 주 점화 및 연소가 이루어져 연소압이 약 39 bar에 도달 한 후 약 0.5초 후에 주 연료 및 주 산화제를 보내는 순서이다. 연료 라인에 대한 질소 퍼지 시간을 약 0.2초 정도 길게 설정하였다.



(a) Hot Firing Test (b) Injector Head

Fig. 8 Photo after DP Combustion Test

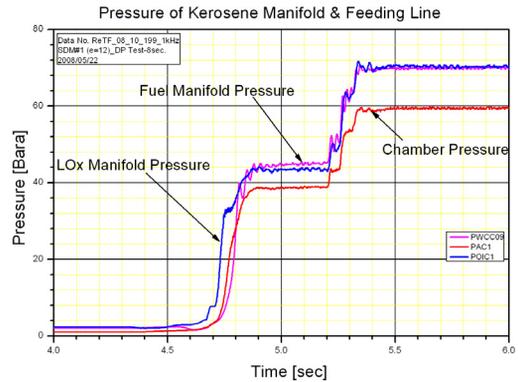


Fig. 9 Manifold & Chamber Pressure at DP Combustion Test

연소기 점화 및 저압 연소시험 이후 수행한 설계점 연소시험은 성공적으로 이루어졌으며 연소기 헤드의 분사기 및 연소실에 손상이 발생하지 않았다. 주 영역에서의 연소압력은 60.2 bar, 산화제 유량은 62.9 kg/sec, 연료 유량은 25.4 kg/sec로 혼합비는 2.48로 측정되었다.

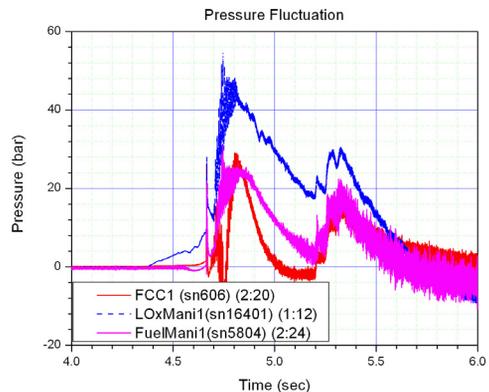


Fig. 10 Manifold & Chamber Pressure Fluctuation at DP Combustion Test

Fig. 10의 압력섭동을 보면 4.66 초에 압력 섭동이 연소실 및 manifold에서 발생하였다. 이는 연소실에 유입되는 연료가 전부 연소가 된 것이 아니라 국부적으로 화염이 전파된 것에 의한 것으로 판단된다. 이후 연소압력이 정상상태 가기 전 4.7~4.8 초 사이에 약하지만 저주파 섭동이 발생하였다. 이는 연료 라인의 질소 퍼지에 의한

질소가 혼합되면서 일어난 것으로 사료된다.

산화제 선공급에 의한 점화는 초기 약한 섭동이 발생하고 있지만 하드웨어적인 손상이 없고 크기가 크지 않아 안정적인 점화로 볼 수 있다. 향후 이에 대한 상세한 분석 및 좀더 안정적인 점화 cyclogram 개발이 계속 진행되어야 한다.

4. 결 론

액체로켓엔진 연소기에 산화제 선공급하는 점화 방식을 도입한 연소시험에서 점화특성을 살펴보았다. 산화제 선공급 cyclogram을 위해 수행한 연소기로의 연료 및 산화제 수류시험, 추진계 충전시간을 확인한 수류시험 후 산화제 선공급에 따른 점화기 작동성 확인을 위한 점화시험, 연소기의 주 점화 및 연소 확인을 위한 저압 연소시험 그리고 설계점에서 연소기 작동성/연소 안정성 및 연소성능/재생냉각 성능 확인을 위한 연소시험 등이 진행되었다. 산화제 선공급 점화는 성공적으로 이루어졌으며 안정적인 점화가 되도록 cyclogram을 개발하였다. 하지만 연료 초기 유입시 발생하는 peak 및 초기 짧은 저주파 현상은 하드웨어적인 손상은 없었지만 상세 분석 후 이를 제거하는 개선된 점화 cyclogram이 개발되어야 한다. 본 연소기에 적용한 산화제 선공급 cyclogram에 의한 점화 특성은 향후 대형 연소기뿐만 아니라 액체로켓엔진에 적용하는 점화 cyclogram 결정하는 기본 데이터로 활용될 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

1. Huzel, D. K. and Huang, D. H., Modern Engineering for Design of Liquid - Propellant Rocket Engines, Vol. 174, AIAA, 1992
2. 최환석, 설우석, 이수용, "KSR-III 액체추진제 로켓 엔진 개발," 한국추진공학회지, 제8권 제3호, 2004, pp.75~86.
3. 한영민, 조남경, 박성진, 이수용, 이대성, "KSR-III 주엔진 연소시험 Cyclogram에 대한 고찰," 한국추진공학회지, 제6권, 제3호, 2002, pp.19-27
4. 서성현, 김종규, 문일윤, 한영민, 최환석, 이수용, 조광래, "실물형 액체로켓 연소기 지상 연소 성능결과," 한국추진공학회 추계학술대회, 2005.11, pp.235-239
5. 문일윤, 김승한, 김종규, 임병직, 이광진, 김인태, "실물형 연소기 점화시험," 한국추진공학회 춘계학술대회, 2005.10.
6. 한영민 외, "실물형 재생냉각 액체로켓엔진 연소기 연소시험," 한국항공우주학회 추계학술대회, 2007.11
7. 김종규 외, "산화제 선공급 액체로켓엔진 연소기의 설계/제작," 한국항공우주학회 추계학술대회, 2008.11
8. 한영민, 안규복, 임병직, 김종규, 이광진, 서성현, 최환석, "산화제 선공급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기의 초기 연소시험 결과," 한국항공우주학회 추계학술대회, 2008.11