

75톤급 액체로켓엔진 1/2.5-scale 연소기 연소시험 결과

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

Combustion Test Results of 1/2.5-scale Thrust Chamber for 75tonf-Class Liquid Rocket Engine

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

ABSTRACT

Combustion test results of 1/2.5-scale thrust chamber for 75tonf-class liquid rocket engine were described. The thrust chamber has chamber pressure of 60 bar, propellant mass flow rate of 89 kg/s, and nozzle expansion ratio of 12. The combustion tests were conducted to verify the combustion performance, the regenerative cooling performance and the durability of thrust chamber at design point condition, and then were performed to confirm the operation and the combustion performance at low combustion pressure condition. All the tests had been successfully executed without the damage of the hardware. These test results present a possibility of hot firing test at low combustion pressure condition, and can be used as fundamental data to predict the combustion performance at design point condition for 75 tonf thrust chamber.

초 록

75톤급 액체로켓엔진 연소기의 1/2.5-scale 연소기의 시험 결과를 기술하였다. 연소기의 연소압력은 60 bar, 추진제 유량은 약 89 kg/s 그리고 노즐 팽창비는 12이다. 연소성능 및 재생냉각 성능, 연소기의 내구성 확인을 위한 수회의 설계점 연소시험과 저압조건에서의 작동성 및 연소성능을 검증하기 위한 시험이 수행되었다. 모든 연소시험은 하드웨어의 손상 없이 성공적으로 수행되었다. 본 시험결과는 향후 75톤급 연소기의 저압 연소 조건에서의 시험 가능성을 제시하고, 설계점 조건에서의 연소성능을 예측하는 기본 데이터로 활용될 수 있을 것이다.

Key Words: Thrust Chamber(연소기), Combustion Characteristic Velocity(연소특성속도), Specific Impulse(비추력), Low Combustion Pressure Condition(저압조건)

1. 서 론

한국항공우주연구원(이하 항우연)에서는 30톤급 액체로켓엔진을 개발해 왔으며, 그 과정에서 엔지니어링 모델 연소기의 개발을 완료하였다 [1]. 이러한 개발 과정에서 획득한 지식과 기술

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

을 바탕으로 75톤급 액체로켓엔진 연소기 기술 검증시제의 개발이 현재 진행 중에 있다. 기술검증시제의 성능을 평가하기 위한 시험은 항우연 내의 지상연소시험설비 여건상 설계점 조건(정격 유량 243.6 kg/s, 연소압력 60 bar)연소시험이 불가능하기 때문에 저압조건(정격유량대비 50%, 연소압력 30 bar)에서 연소시험을 수행하고 있다. 이에 앞서 항우연에서는 75톤급 액체로켓엔진용 연소기의 제작성 검증, 저압조건에서의 연소시험 가능성 검증, 그리고 설계점 조건에서의 연소 성능 예측 등을 위해 75톤 연소기의 1/2.5 scale 축소형 연소기를 개발하여 연소시험을 완료하였다. 본 논문은 이러한 축소형 연소기의 연소시험에 관하여 기술하였다.

2. 75톤급 연소기의 1/2.5-scale 축소형 연소기

2.1 연소기

75톤급 연소기의 1/2.5 scale 축소형 연소기는 연소압력 60bar, 혼합비 2.45, 추진제 유량 88.8 kg/s, 그리고 노즐 팽창비가 12인 연소기이다. 또한 설계 연소특성속도(C^*)는 약 1710 m/s, 비추력(Isp)은 약 270 sec이다. 이는 기존에 개발 완료된 30톤급 연소기와 유사하나 점화 시스템을 변경하였고, 막냉각 벨트를 연소실벽에 두어 연소실 벽면을 냉각하였다. 또한 산화제 공급배관을 기존의 측면에서 중앙으로 위치를 변경하였다[2]. 이는 현재 개발 진행 중인 75톤급 연소기 기술검증시제와 유사한 구조를 가진다.

2.2 연소시험 조건

연소압력 60 bar, 혼합비 2.45인 설계점(DP) 조건에서 8, 20, 60초 시험을 각각 수행하여 연소기의 작동성, 연소 및 재생냉각 성능, 내구성 등을 확인하였다. 또한 연소압력이 51 bar, 혼합비가 2.1인 탈설계점(OD1) 시험을 수행하였다. 또한 저압조건에서의 연소기 작동성 검증 및 저압조건에서의 시험결과로 설계점 조건에서의 성능을 예측할 수 있는 상관관계의 도출을 위해 혼합비가 2.1, 2.45, 2.8에서 연소압력이 30 bar에

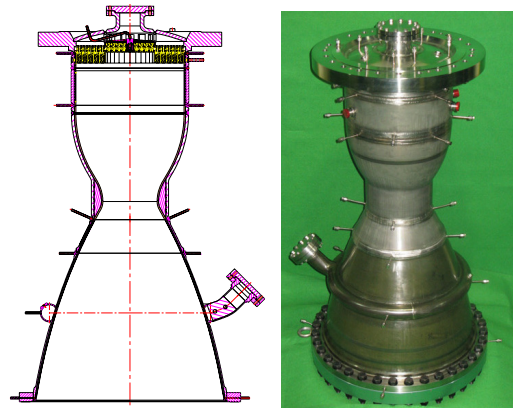


Fig. 1. Regenerative Thrust Chamber
(Nozzle Expansion Ratio, $\epsilon=12$)

서 60 bar로 상승하는 조건의 연소시험을 각각 수행하였다[3][4].

3. 시험 결과

Figure 2에 예상 시험 조건과 실제 시험 결과를 나타내었다. 연소압력이 60 bar인 조건과 OD1 시험은 예상 시험 조건과 거의 일치하게 시험이 수행되었으나 저압 조건의 시험에서 압력은 예상치와 일치하나 혼합비가 대체로 낮은 값을 보였다. 이는 점화가 된 후 연소압력이 30 bar를 유지하다가 60 bar로 승압되는 방식으로 시험이 수행되어 유량제어 오리피스로 두 조건의 유량을 모두 제어하기가 쉽지 않아 우선 60 bar가 되도록 제어했기 때문에 저압조건에서의 혼합비가 예상치와 많이 벗어났다.

3.1 설계점(DP) & 탈설계점(OD1) 시험 결과

기존의 점화 방식과 다른 산화제 선공급 방식의 점화특성 파악을 위한 점화시험을 수행하고 난 후 3회의 설계점 연소시험(8, 20, 60초)을 수행 하였다. Fig. 3에 60초 연소시험 시의 추진제 매니폴드와 연소실의 압력을 나타내었다. 연소압력은 약 59.8 bar, 산화제 유량 62.1 kg/s, 연료 유량 25.6 kg/s로 혼합비는 2.42를 보였다. 연소 특성속도는 1756 m/s, 비추력은 약 272 sec로

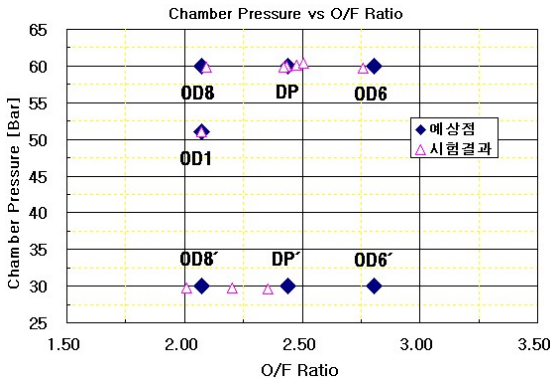


Fig. 2. Test Conditions and Results

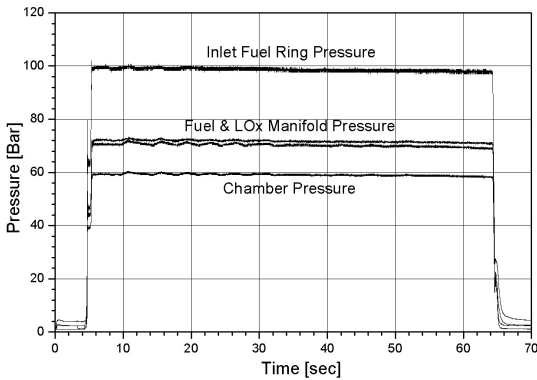


Fig. 3. Manifold & Chamber Pressure at DP 60sec

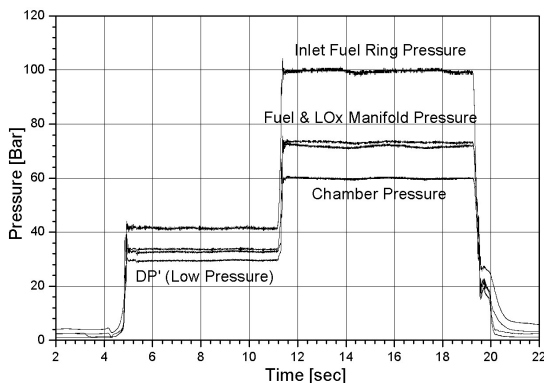


Fig. 4. Manifold & Chamber Pressure at DP' & DP

목표치를 상회하는 결과를 얻었다. 시험은 매우 안정적으로 이루어졌고 헤드부의 분사기나 분사기면, 연소실 벽면 등에서의 손상은 없었다. 또

한 연소실의 재생냉각 채널에서의 연료 온도 상승은 약 53 K이며, 냉각 연료의 온도는 전체 연소시간에서 일정하게 유지되었다. 또한 OD1 연소시험(10초)에서는 연소압력은 51 bar, 혼합비는 2.1이며, 연소특성속도는 약 1745 m/s, 비추력은 약 261 sec이다. 저혼합비인 관계로 분사기 및 분사기면, 그리고 연소실 벽면에 soot가 많이 침착된 것 외에는 이상이 없었다. 재생냉각 채널에서의 온도상승은 혼합비가 낮은 관계로 약 48 K를 보였다.

3.2 저압조건 (DP' → DP) 시험 결과

저압조건에서의 작동성 및 성능을 파악하기 위해 혼합비 2.45, 연소압력이 30/60 bar인 DP'/DP 16초 연소시험을 수행하였다. 저압조건에서의 시험은 성공적으로 수행되었고, 연소기의 작동성은 문제가 없었다. Fig. 4에 추진제 매니폴드와 연소실에서의 압력을 나타내었다. DP'에서 연소압력은 29.7 bar, 유량은 44.1 kg/sec, 연소특성속도는 1735 m/s, 비추력은 232 sec, 그리고 혼합비는 목표인 2.45보다 낮은 2.2를 보여주었다. DP에서의 결과는 앞 3번의 설계점 시험결과와 유사하였다. 냉각 연료 온도 상승은 DP'인 경우 약 51 K로 DP의 59 K보다 낮은 값인데 이는 혼합비 및 연소압력 감소에 의한 것으로 판단된다.

3.3 저압조건 (OD8' → OD8/OD6' → OD6) 시험 결과

혼합비가 2.1로 설계점보다 낮고 연소압력은 30/60 bar인 탈설계점 OD8'/OD8에 대한 16초 연소시험과 혼합비가 2.8로 설계점에 비해 높고 연소압력이 30/60 bar인 탈설계점 OD6'/OD6에 12초 연소시험을 각각 수행하였다.

모든 연소시험은 성공적으로 수행되었으며 OD6 시험은 혼합비가 높은 관계로 기존 연소시험에서 쌓였던 연소실 벽면의 soot가 없어진 것 이외에 특이사항은 없었다.

3.4 연소시험 결과 정리

본 연소기로 수행한 모든 연소시험에 대한 결과를 정리하면 다음과 같다. 우선 Fig. 4에 혼합

비에 따른 연소특성속도를 나타내었다. 혼합비가 2.4와 2.5 사이에서 최대 연소특성속도를 보였다. 또한 연소특성속도에 따른 비추력 곡선을 Fig. 5에 나타내었다. 비추력은 일반적인 경향과 동일하게 연소특성속도가 증가함에 따라 증가하는 경향을 보였다. Fig. 6에 연소압력 60 bar 시험에서 추진제의 혼합비 변화에 따른 비추력 곡선을 나타내었다. 정확한 결과를 위해서는 좀 더 많은 시험 데이터가 필요하지만 대략 2.45에서 최대 지상 비추력을 보임을 알 수 있다. Fig. 7에 본 연소기의 연소압력에 따른 연소특성속도의 값을 나타내었고, Fig. 8에 연소압력에 따른 비추력의 분포를 나타내었다. 연소압력이 증가함에 따라 연소특성속도와 비추력은 선형적으로 증가함을 보였다. 향후 75톤급 연소기의 저압시험을 수행하여 얻은 결과와 위의 결과를 이용하여 설계점에서의 연소기 성능을 유추할 수 있을 것으로 판단된다.

4. 결 론

75톤급 액체로켓엔진 연소기의 1/2.5 scale 연소기의 시험 결과를 기술하였다. 연소 및 재생냉각 성능, 연소기의 내구성 확인을 위한 수회의 설계점 연소시험을 수행하였고, 넓은 작동 영역에서의 작동성 및 연소성능 등을 검증하기 위한 저압 및 설계/탈설계점 연소시험을 수행하였다.

본 시험결과는 향후 75톤급 연소기의 저압 연소 조건에서의 시험 가능성을 제시할 뿐만 아니라 설계점 조건에서의 연소성능을 예측하는 기본 데이터로 활용될 것이다.

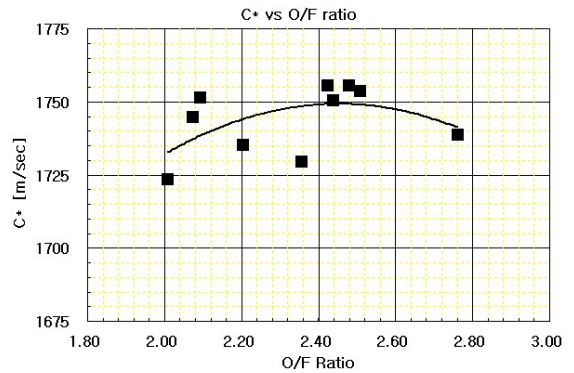


Fig. 4. C* vs. O/F ratio of Combustion Chamber

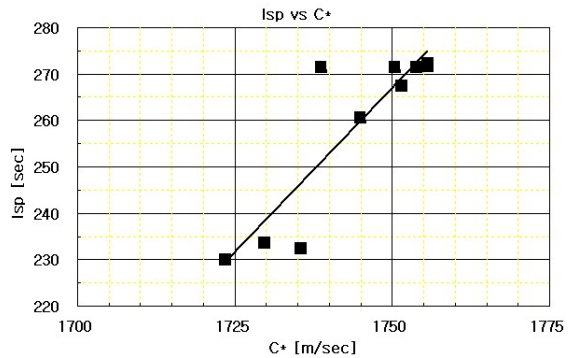


Fig. 5. Isp vs. C* of Combustion Chamber

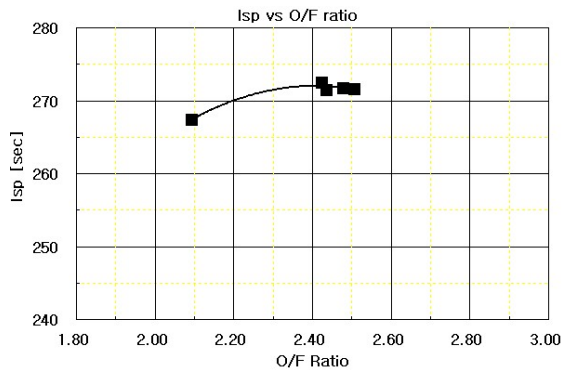


Fig. 6. Isp vs. O/F ratio of Combustion Chamber

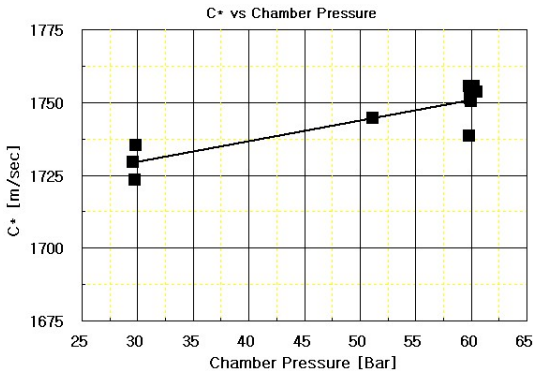


Fig. 7. C* vs. Chamber Pressure

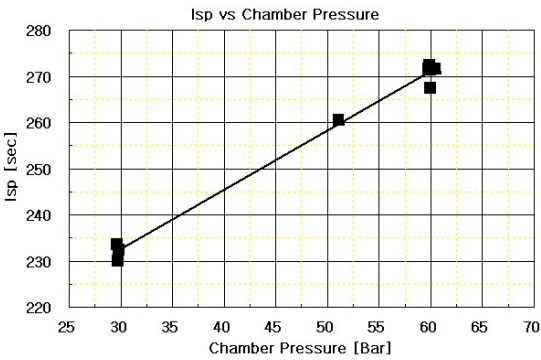


Fig. 8. Isp vs. Chamber Pressure

참고 문헌

1. 최환석, 한영민, 김영목, 조광래 “추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(I)-연소기,” 한국항공우주학회지, 제37권, 제10호, 2009, pp.1027-1037
2. 김종규, 한영민, 이광진, 임병직, 안규복, 최환석, “산화제 선공급 액체로켓엔진 연소기의 설계/제작,” 한국항공우주학회 추계학술대회, 2008.11, pp.831-834
3. 한영민, 김종규, 이광진, 임병직, 안규복, 김문기, 서성현, 최환석, “액체로켓엔진 연소기 산화제 선공급 Cyclogram에 의한 점화특성,” 한국추진공학회 추계학술대회, 2008.11, pp.137-142
4. 한영민, 안규복, 임병직, 김종규, 이광진, 서성현, 최환석, “산화제 선공급 액체로켓엔진 재생생각 연소기의 초기 연소시험 결과,” 한국항공우주학회 추계학술대회, KSAS08-2618, 2008.11, pp.831-834