

# 75톤급 액체로켓엔진 축소형 가스발생기 연소시험

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

## Hot-firing Tests of Subscale Gas Generator for 75 ton-class Liquid Rocket Engine

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

### ABSTRACT

A subscale gas generator was designed and manufactured to understand a reason for increased pressure drop of liquid oxygen injectors observed in a technology demonstration model of a 75 ton-class gas generator. A total of 6 hot-firing tests were successfully performed including experimental conditions of design and off-design points. The hot-firing results showed that discharge coefficients of fuel and liquid oxygen remained constant as the mixture ratio varied at a fixed chamber pressure. At a fixed mixture ratio, it was also found that discharge coefficients of fuel and liquid oxygen was constant as the chamber pressure was increased.

### 초 록

75톤급 가스발생기 기술검증시제에서 나타난 산화제 분사기 차압의 증가 원인을 파악하기 위하여 축소형 가스발생기를 설계, 제작하였다. 설계점 및 탈설계점 시험 조건을 포함한 총 6회의 연소시험을 성공적으로 수행하였다. 연소시험 결과 연소압을 고정한 후 혼합비를 증가시킨 경우 연료 및 산화제 유량계수는 일정한 것으로 나타났으며, 혼합비를 고정한 후 연소압을 증가시킨 경우에도 연료 및 산화제 유량계수는 변함이 없는 것으로 파악되었다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Hot-firing Test(연소 시험), Discharge Coefficient(유량계수)

### 1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 추력 30톤급 펌프

공급방식 액체로켓엔진 개발을 진행하면서 주요 구성품 중 하나인 가스발생기의 단품 개발 및 성능 검증을 완료한 바 있다[1]. 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하고 연료 과농 조건에서 작동하는 가스발생기의 개발을 위해 총 11기의 실물형 시제를 제작하였으며, 총 80회의 연소시

\* 한국항공우주연구원 연소기팀  
연락처, E-mail: kimun77@kari.re.kr

험을 통해 누적 연소시험 시간 470초, 단일 최장 연소시간 60초를 달성하였다[1]. 이러한 개발 과정에서 습득된 경험을 바탕으로 한국형발사체급 추력 75톤급 액체로켓엔진용 가스발생기의 기술 검증시제를 설계, 제작하였으며[2], 설계점 연소시험을 수행하여 수력학 특성, 점화특성, 연소가스의 온도 균일성, 연소안정성 등을 파악하였다[3]. 하지만 연소시험에서 측정된 산화제 분사기 차압이 설계 목표인 10 bar보다 큰 값을 보여 유량 계수를 감소시키는 것을 확인하였다[3]. 연소시험시 분사기의 이러한 수력학 특성 변화는 혼합비, 리세스 비 등에 따라 달라지며 그 변화 정도는 분사기 형상과 작동 조건에 영향을 받는 것으로 보고되었다[4].

본 연구에서는 75톤급 가스발생기의 기술검증시제의 분사기 차압 증가 원인을 파악하고 이에 따라 분사기를 재설계하기 위하여 축소형 가스발생기를 설계, 제작하여 혼합비 및 연소압 변화에 따른 연소시험을 수행하였으며, 이를 통해 분사기 유량계수에 영향을 주는 인자를 파악하고자 하였다.

## 2. 축소형 가스발생기 및 시험 조건

### 2.1 축소형 가스발생기

축소형 가스발생기의 헤드와 연소실은 Fig. 1과 같이 제작되었다. 액체산소는 헤드의 중앙에 장착되어 있는 공급배관을 통해 매니폴드로 유입되며, 연료인 케로신은 헤드 외곽에 위치한 두 개의 공급 배관을 통해 연료 링에 유입되어 최종적으로 30개의 홀을 통과하여 매니폴드로 유입된다. 분사기는 중심에 1개, 1열에 6개로 총 7개가 배치되어 있으며, 분사기 형상은 혼합비 대비 유량계수의 변화를 보이지 않았던 기존 30톤급 가스발생기의 분사기 설계 규격을 따라 설계하였다[4].

연소실 길이와 직경을 결정하는 설계 인자인 상대 유량 밀도와 잔류시간은 75톤급 가스발생기 기술검증시제와 동일한 값을 사용하였으며[2], 그에 따라 연소실 직경은 74 mm, 길이는

146 mm로 결정하였다. 연소실 축소부의 축소각은 90도, 연소실 출구부 내경은 34 mm이며, 가스발생기 단독 연소시험을 수행하기 위해 연소실 끝단에는 직경 20.8 mm의 노즐을 장착하였다. 가스발생기에서 배출되는 연소가스의 온도 균일성을 측정하기 위해서 연소실 출구부에 6개의 열전대를 배치하였다[3].

### 2.2 시험 조건

축소형 가스발생기의 연소시험 조건을 Fig. 2에 도시하였다. 설계점(Design Point, DP)은 연소실 압력 58 bar, 혼합비 0.321이며, 총 추진제 유량은 2.54 kg/s이다. 탈설계점(Off-Design)은 설계점을 기준으로 연소실 압력  $\pm 16\%$ , 혼합비  $\pm 10\%$ 의 8개 시험점을 의미하며 Fig. 2에 OD1에서 OD8까지 마름모 기호로 표시하였다. 연소시험은 1회 연소시간 4초로 총 6회 수행하였으며, 연소압을 고정된 후 혼합비를 변화시킨 시험 3회, 혼합비를 고정된 후 연소압을 변화시킨 시험 3회로 구성하였다.



Fig. 1 Subscale Gas Generator. Injector Head (left) and Heat-sink Type Combustor Chamber (right)

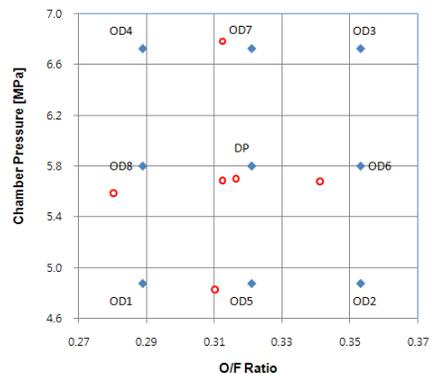


Fig. 2 Experimental Conditions of Hot-firing Tests

### 3. 연소시험 결과

축소형 가스발생기를 제작한 후 시험대에 장착하여 액체산소와 연료에 대한 수류시험을 수행하였다. 이를 바탕으로 설정된 연소 cyclogram에 맞춰 연소시험 총 6회를 성공적으로 수행하였다. 설계점을 기준으로 연소압을 58 bar로 고정하여 DP, OD6, OD8 3회를 수행한 후 다시 혼합비를 0.321로 고정하여 DP, OD5, OD7 3회를 수행하였다. 수행된 연소시험의 실제 시험점은 Fig. 2와 같이 원형 기호로 표시하였는데, 시험 설비 설정의 약간의 오차로 인해 목표 시험점에서 벗어나는 조건에서 수행된 것을 확인할 수 있다. 하지만 고정 인자인 연소압과 혼합비에 따른 시험간 편차는 평균 연소압 56.5 bar 기준으로 약 1.7%, 평균 혼합비 0.313 기준으로 약 1.9%로 그리 크지 않아 일정한 것으로 나타났다.

우선 기제작된 축소형 가스발생기의 연소성능 확인을 위하여 설계점에서 수행된 시험결과를 살펴보았다. 연소시험 중 측정된 연소압 및 추진제 매니폴드에서의 압력은 Fig. 3과 같다. 연소 시간 4초 동안 추진제 매니폴드 및 연소실 압력은 거의 변화 없이 일정하게 유지되었다. 연소실 압력은 56.9 bar, 산화제 매니폴드 압력은 70.3 bar, 연료 매니폴드 압력은 67.7 bar이었다. 산화제 분사기 차압은 13.5 bar, 연료 분사기 차압은 10.9 bar로 산화제 차압이 여전히 높게 측정되었다. 산화제 유량은 0.61 kg/s, 연료 유량은 1.94 kg/s로 혼합비는 0.312로 나타났다.

가스발생기에서 발생한 연소가스의 출구에서의 온도 균일성을 살펴보기 위해 연소실 출구부에서 열전대에 의해 측정된 설계점 연소시험의 연소가스 온도 결과를 Fig. 4와 같이 도시하였다. 온도가 최대인 구간에서의 평균 온도는 약 885 K, 벽면 온도를 제외한 최대-최소 온도 편차는 약 32 K로 측정되었다.

연소 안정성을 검증하기 위하여 압력 섭동의 RMS(root mean square) 결과를 살펴보았다. Fig. 5는 설계점 연소시험의 연소실 RMS 결과를 보여주고 있는데, 측정값이 모두 1.2 bar 이하로 연소실 압력 대비 2.0% 수준이었다. 전체 연소시

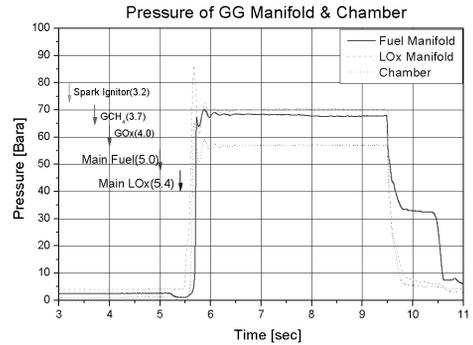


Fig. 3 Pressure of Gas Generator Manifold and Chamber at Design Point

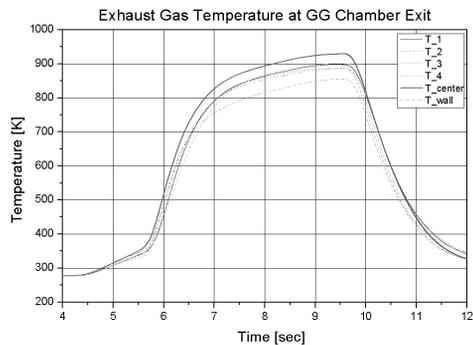


Fig. 4 Exhaust Gas Temperature at Design Point

험의 압력 섭동 RMS 값은 대부분 3.0% 이내로 안정적이지만[5], 연소실의 경우 4.0%, 매니폴드의 경우 5.4%까지 나타나는 연소 시험도 존재하였다. 압력 섭동의 파워 스펙트럼 결과에서 특이한 특정 주파수를 보이지 않는 점과 연소시험 후 하드웨어적 손상이 발견되지 않는 점으로 미루어보아 축소형 가스발생기 시험의 연소안정성에는 문제가 없는 것으로 판단되었다.

연소시험에서 측정된 분사기 차압 및 유량을 통해 분사기의 유량계수를 참고문헌 4와 같이 계산하여 혼합비와 연소압에 따른 유량계수 변화를 도시하면 각각 Fig. 6, 7과 같다. 분사기 유량계수는 Fig. 6에서 보듯이 혼합비에 따라 산화제와 연료 모두 거의 변하지 않았다. 연소압에 따른 분사기 유량계수 역시 Fig. 7과 같이 일정한 것을 알 수 있었다. 연료의 분사기 유량계수는 수류시험 대비 약 95% 정도의 값을 보이는

#### 4. 결 론

75톤급 가스발생기의 축소형 시제를 설계, 제작하여 연소압 고정 시험 3회, 혼합비 고정 시험 3회를 통틀어 총 6회의 연소시험을 성공적으로 수행하였다. 연소시험 결과 연소압을 고정한 경우 혼합비가 변함에 따라 연료 및 산화제의 유량계수는 일정하였으며, 혼합비를 고정한 경우 연소압이 증가하더라도 연료 및 산화제 분사기 유량계수 역시 일정한 것을 파악하였다. 하지만 산화제 분사기 차압은 여전히 크게 측정되며, 이는 향후 추가 제작 예정인 축소형 가스발생기를 통해 해결하고자 한다.

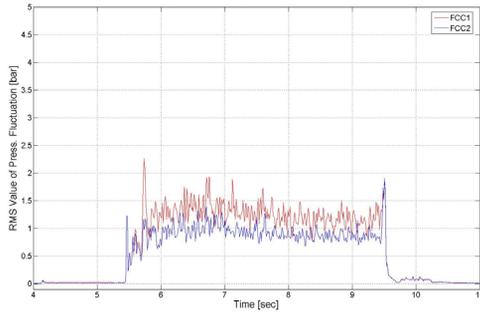


Fig. 5 RMS Value of Chamber Pressure Fluctuation at Design Point

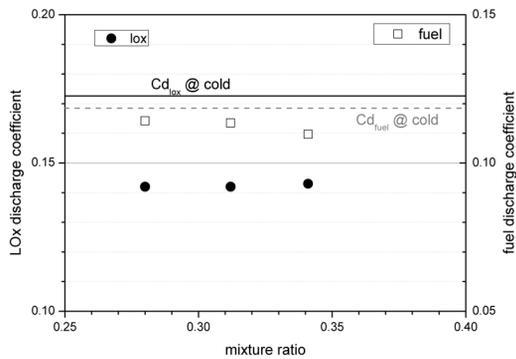


Fig. 6 Discharge Coefficient according to Mixture Ratio at Fixed Chamber Pressure

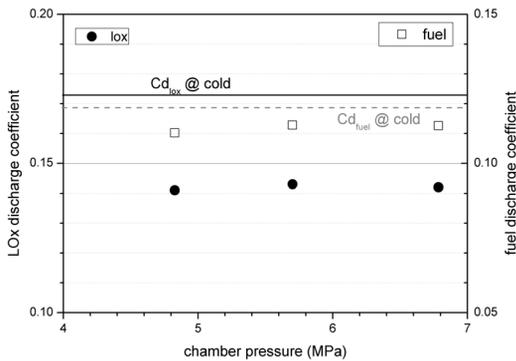


Fig. 7 Discharge Coefficient according to Chamber Pressure at Fixed Mixture Ratio

반면, 산화제 분사기의 유량계수는 수류시험 대비 약 82% 수준에 머무는 것을 알 수 있다. 이는 산화제 분사기 차압이 아직 설계 목표 차압에 도달하지 못하고 있음을 의미한다.

#### 참 고 문 헌

1. 최환석, 서성현, 김영목, 조광래, “추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(II) - 가스발생기,” 한국항공우주공학회지, 제37권, 제10호, 2009, pp.1038-1047
2. 안규복, 서성현, 한영민, 최환석, “75톤급 액체로켓엔진 가스발생기 설계 및 제작,” 한국항공우주학회 2008년도 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp.743-746
3. 안규복, 서성현, 김문기, 임병직, 김종규, 이광진, 한영민, 최환석, “75톤급 가스발생기 기술검증시제의 연소시험,” 한국추진공학회 209년도 추계학술대회논문집, 2010, pp.225-230
4. 서성현, 한영민, 최환석, “액체로켓 동축 분사기의 유량계수에 대한 고찰,” 한국추진공학회 209년도 추계학술대회논문집, 2010, pp.49-53
5. 서성현, 이광진, 최환석, “액체로켓 엔진 연소장치의 연소 안정성 평가 기준에 대한 연구,” 한국추진공학회지, 제13권, 제6호, 2009, pp.33-39