

75톤급 가스발생기 기술검증시제의 연소시험

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

Hot-firing Test of Technology Demonstration Model Gas Generator for 75 ton-class Liquid Rocket Engine

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

ABSTRACT

Hot-firing tests were performed on the gas generator which is a technology development/demonstration model for a 75 ton-class liquid rocket engine. A heat-sink type combustion chamber was used for initial performance examination of the injector and mixing head. This paper explains not only preparation works for hot-firing tests but also the acquired results such as pressure, temperature distribution, and pressure fluctuation.

초 록

추력 75톤급 액체로켓엔진용 기술개발/검증 시제인 가스발생기의 연소시험이 수행되었다. 가스발생기 분사기 및 헤드의 성능을 먼저 확인하기 위해 heat-sink 형태의 연소실이 사용되었다. 본 논문에서는 연소시험을 위한 준비상황 및 기술검증시제 연소시험에서 얻어진 압력, 온도 분포, 압력 섭동 등의 결과들을 설명하였다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Hot-firing Test(연소시험)

1. 서 론

Open-cycle 액체로켓엔진에서는 추진제를 연소기로 전달하는 터보펌프를 구동하기 위해 가스발생기가 사용되고 있다[1]. 그동안 한국항공우주연구원에서는 터보펌프를 이용하는 30톤급

액체로켓엔진용 가스발생기의 연구가 진행되었다[2-8]. 실물형 가스발생기 헤드는 총 11대가 제작되어, 국내에서의 연소시험 회수는 80회, 누적 시간은 469초를 기록하였다.

이러한 개발 경험을 바탕으로 한국형발사체급 추력 75톤 액체로켓엔진용 기술개발/검증 시제인 가스발생기가 설계, 제작되었다[9]. 본 논문에서는 시제작된 75톤급 가스발생기 기술검증시제의 연소시험을 위한 준비과정 및 초기 연소시험

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

결과들을 설명하였다.

2. 가스발생기 및 시험조건

Figure 1은 가스발생기 헤드, heat-sink 형태의 연소실, 연소실 출구부에 장착된 온도센서의 모습 그리고 최종적으로 스탠드에 장착된 가스발생기 형상을 보여준다. 액체산소는 헤드의 중심에 장착되어 있는 공급 배관을 통해 액체산소 매니폴드로 유입되며, 연료(Jet A-1)는 헤드 외곽 두 개의 공급 배관을 통해 연료 링에 들어와 최종적으로 60개의 홀을 통해 매니폴드로 유입된다. 분사기는 중심에 1개, 1열에 6개, 2열에 12개, 3열에 16개가 배치되며, 3열에는 점화를 위한 pyrotechnic용 포트 2개가 대칭적으로 설치되어 있다.

가스발생기 연소실 실린더부는 직경 165 mm, 길이 146 mm의 크기를 갖으며, 연소실 축소부는 90도의 축소각을 갖는다. 가스발생기 출구부는 직경 76 mm이며 가스발생기 단독 연소시험을 위해 가스발생기 끝단에는 직경 46.3 mm의 노즐이 장착되었다.

가스발생기 연소가스는 터빈 블레이드에 국부적인 열부하가 발생하지 않도록 횡단면에서의 온도 편차가 크지 않아야 한다. 온도 측정을 위해 유동 방향과 직각인 단면에 6개의 열전대가 배치되었다. 1개는 벽면에, 1개는 중심에, 나머지 4개의 열전대는 출구부의 면적 중심에 설치되었다.

최종적으로 헤드와 연소실이 결합된 가스발생기는 테스트 스탠드에 장착된다. Figure 1-(4)에서와 같이 가스발생기는 소음기와 연결을 위해 특별히 제작된 치구와 결합된다. 이 치구는 공기가 소음기 내부로 흡입되는 것을 방지함과 동시에 액체질소를 소음기로 공급하는 역할을 수행한다.

가스발생기 시험조건을 Fig. 2에 다이아몬드 형태로 도시하였다. 가스발생기 설계점은 연소실 압력 58 bar, 혼합비 0.321이며, 탈설계점은 설계점을 기준으로 연소실 압력 $\pm 16\%$, 혼합비 $\pm 10\%$ 의 편차를 나타낸다. 그림에서 DP(design

point)는 설계점을, OD(off-design point)는 탈설계점을 의미한다.

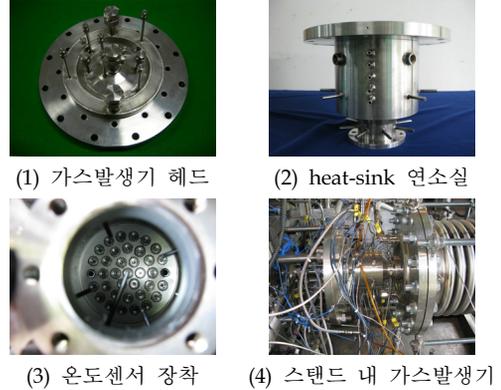


Fig. 1. 가스발생기 사진들

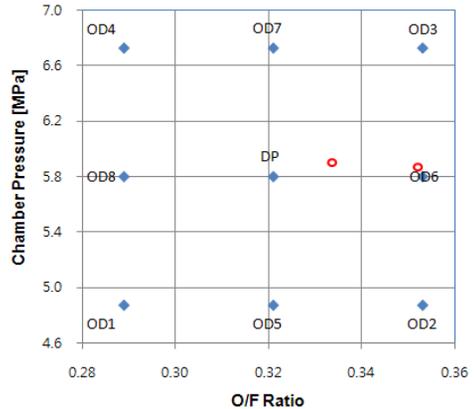


Fig. 2. 가스발생기 시험조건

3. 연소시험 결과 및 검토

가스발생기 연소시험에서 얻어진 혼합비, 연소실 압력 결과를 Fig. 2에 원형 점으로 표시하였다. 첫 번째 시험은 초기 점화를 검증하기 위한 1초 연소시험으로 설계점(DP)을 목표로 하였으나, 수류시험 대비 산화제 벤츄리에서의 차압 감소로 OD6에 해당하는 영역에서 연소시험이 수행되었다. 두 번째 시험은 첫 번째 연소시험을 바탕으로 가압압력을 보정함으로써 설계점 부근에서 연소시험이 이루어졌다.

Figure 3은 두 번째 연소시험에서 얻어진 각 추진제 매니폴드 및 연소실 압력 결과를 시간에 따라 나타낸 그래프이다. 시퀀스에 따라 cyclogram 3.2로부터 5.3초까지 토치 점화기 및 메인 추진제 밸브들이 열리며, 5.8초가 되면 연소실 압력이 설계점 조건까지 형성되는 것을 알 수 있다. 연소시간은 4초였으며, 시험기간 동안 각 매니폴드 및 연소실 압력은 변화 없이 일정하게 유지되었다. 연소실 압력은 59.0 bar, 산화제 매니폴드 압력은 75.6 bar, 연료 매니폴드 압력은 69.4 bar이었다. 산화제 차압은 16.6 bar, 연료 차압은 10.4 bar, 산화제 유량은 3.08 kg/s, 연료 유량은 9.30 kg/s으로 혼합비는 0.331이었다. 추진제의 유량 및 밀도 측정을 위해 추진제 배관에는 터빈 유량계 2개와 질량 유량계 1개가 각각 설치되어 있다.

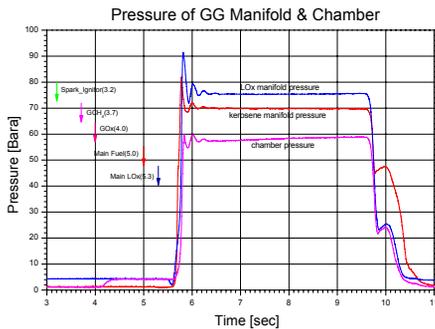


Fig. 3. 추진제 매니폴드 및 연소실 압력

가스발생기 연소가스는 터빈 블레이드에 국부적인 열부하가 발생하지 않도록 횡단면에서의 온도 편차가 크지 않아야 한다. Figure 4는 연소실 출구부에서 측정된 온도 결과를 보여주고 있다. 유속으로 인한 열전대의 손상을 방지하기 위해 1/8 inch ground-type 열전대가 사용되어 반응속도가 느리긴 하지만 온도가 최대인 구간에서 평균 온도는 940 K, 벽면 온도를 제외한 최대-최소 온도 편차는 37 K를 나타내었다. 평균온도는 설계점에 비해 혼합비가 3% 정도 증가한 관계로 예상보다 40 K 증가하였지만 온도 편차는 만족스러운 결과를 나타내었다.

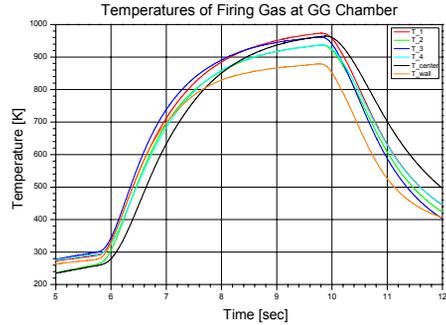


Fig. 4. 연소가스 온도분포

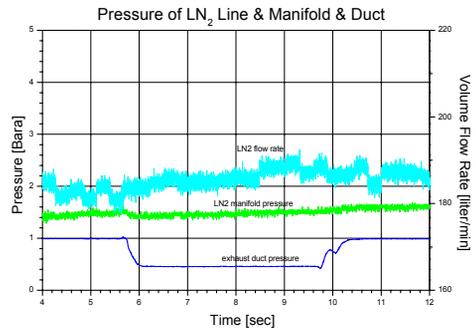


Fig. 5. 액체질소 공급 압력 및 유량

연소가스의 온도를 낮추기 위해 소음기로 초당 64 kg의 물이 공급되며 이와 더불어 소음기 내부 산소 농도를 낮추기 위해 액체질소가 공급되었다. 연소시험 시 소음기로 공급되는 액체질소의 유량, 매니폴드 압력, 소음기 내부 압력을 Fig. 5에 도시하였다. 초당 2.5 kg의 액체질소가 소음기로 공급되었다. 30톤급 가스발생기에 비해 추진제 유량이 2.9배 증가하였지만 연소시험은 안정적으로 이루어졌다.

Figure 6은 연소실 압력 섭동의 RMS(root mean square) 결과를 보여주고 있다. 연소실 압력 섭동의 RMS 값은 두 군데 측정값 모두 1.2 bar를 나타내었으며, 이는 연소실 압력 대비 2% 수준으로 연소안정성이 높다는 것을 알 수 있다.

연소실 압력 섭동의 파워 스펙트럼 결과를 Fig. 7에 나타내었다. 연소실 형상으로 계산된 1L은 1505 Hz, 1T는 1826 Hz, 1T1L은 2366 Hz

이지만 스펙트럼 결과에서는 어느 특정 주파수에서 급격한 섭동 없이 6000~9000 Hz의 광범위한 영역에서 완만한 섭동이 나타나는 것을 확인할 수 있다.

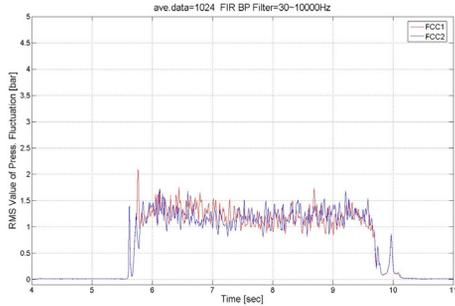


Fig. 6. 연소실 압력 섭동의 RMS 결과

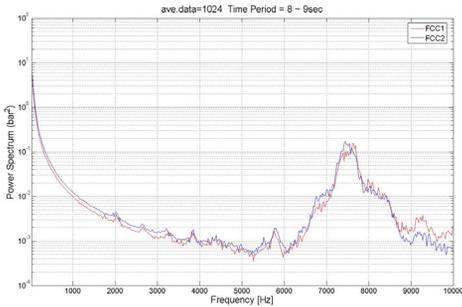


Fig. 7. 연소실 압력 섭동의 파워 스펙트럼

4. 결 론

한국형발사체급 추력 75톤 액체로켓엔진용 기술개발/검증 시제인 가스발생기를 설계, 제작하여 연소시험을 수행하였다. 연소시험 중 가스발생기 미연가스로 인한 소음기 내부 재점화를 방지하기 위해 물과 함께 액체질소를 소음기로 공급하였다. 연소시험을 통하여 초기 점화문제, 분사기 및 헤드부 수력학 특성, 연소가스 온도분포, 연소안정성 등을 검증할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 홍용식, 우주추진공학, 청문각, pp.143-149
2. 한영민, 이광진, 문일윤, 서성현, 최환석, 이수용, “액체로켓엔진용 가스발생기의 고압연소특성,” 제25회 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2005, pp.341-345
3. 안규복, 이광진, 임병직, 한영민, 최환석, “액체로켓엔진용 가스발생기에서 연소불안정 방지를 위한 연소실 개발,” 제25회 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2005, pp.207-210
4. 안규복, 문일윤, 서성현, 한영민, 최환석, “설계 인자에 따른 연료 과농 가스발생기의 연소안정성 특성 연구,” 제27회 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2006, pp.171-176
5. 서성현, 안규복, 임병직, 김종규, 이광진, 한영민, 류철성, 김홍집, 최환석, “액체로켓용 연료 과농 가스발생기 개발,” 한국추진공학회지 제11권 제4호, 2007, pp. 38-45.
6. 안규복, 서성현, 임병직, 김종규, 이광진, 한영민, 최환석, “30톤급 실물형 가스발생기 연소특성,” 제30회 한국추진공학회 춘계학술대회논문집, 2008, pp.129-132
7. 서성현, 임병직, 안규복, 한영민, 최환석, “터보펌프 환경에서 가스발생기 연소특성,” 한국항공우주학회 2008년도 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp.719-722.
8. 서성현, 안규복, 한영민, 최환석, “터보펌프 연계상태의 가스발생기 연소 특성,” 제31회 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2008, pp.133-136
9. 안규복, 서성현, 한영민, 최환석, “75톤급 액체로켓엔진 가스발생기 설계 및 제작,” 한국항공우주학회 2008년도 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp.743-746