

30톤급 실물형 가스발생기 연소 특성

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

Combustion Characteristics of Full-scale Gas Generator for 30 ton Class Liquid Rocket Engine

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

ABSTRACT

Combustion characteristics of a gas generator for a 30 ton-class liquid rocket engine were studied. At the early stage of development, the combustion tests of the gas generator were performed by only using the nozzle which substitute for a turbine manifold exit. Then, the extension tube was applied between the gas generator and the nozzle for imitating the resonant mode of gas generator and turbine manifold. Finally, the hot-firing tests were performed on the condition of connecting the gas generator with the turbine manifold. In the paper, the step-by-step results such as temperature distribution and pressure fluctuations were analyzed.

초 록

30톤급 액체로켓엔진 가스발생기의 연소 특성에 대한 연구를 수행하였다. 개발 초기 가스발생기는 터빈 매니폴드 출구를 모사하는 노즐을 후단에 장착한 상태에서 연소시험을 진행하였다. 이후 가스발생기와 터빈부의 공진모드를 모사하는 연장배관을 가스발생기와 노즐 사이에 추가하여 시험이 이루어졌으며, 최종적으로 터보펌프의 터빈부를 연결한 상태에서 연소시험을 수행하였다. 본 논문에서는 이와 관련된 온도 분포, 압력섭동 결과들을 분석하였다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), temperature distribution(온도 분포), pressure fluctuation(압력 섭동)

1. 서 론

액체로켓엔진에서 추진제를 저장탱크에서 연

소기로 전달하는 터보펌프를 구동하기 위해서는 터빈을 돌리기 위한 동력원이 필요하게 된다[1]. 우주발사체용 액체추진 로켓시스템에 가장 널리 사용되고 있는 것이 가스발생기 사이클이며[2], 한국항공우주연구원에서도 터보펌프를 이용하는 30톤급 액체로켓엔진에 사용될 가스발생기의 연

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

구가 진행되어 왔다[3-5].

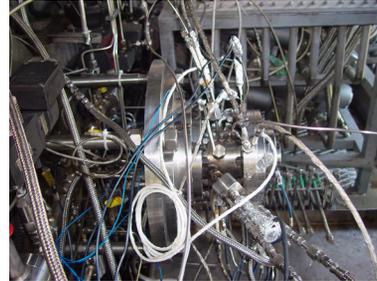
실물형 가스발생기의 경우 분사기 헤드 기준으로 총 11대가 제작되었으며, 헤드와 연소실이 용접으로 결합된 일체형 모델로는 4대가 만들어져 가스발생기 단독 연소시험이 성공적으로 수행되었다[6]. 최종 일체형 모델의 경우 연소실 압력섭동의 최대 root mean square 값은 연소실 압력 대비 2.3% 수준으로 매우 안정적이었으며, 연소실 노즐부 단면에서의 온도편차는 최대 80 K 이하로 상당히 균일한 온도분포를 얻을 수 있었다. 또한 터보펌프의 터빈 매니폴드 블록을 연결한 연소시험 및 펄스건(pulse gun)을 이용한 SRT(stability rating test) 연소시험을 수행하여 성능과 안정성을 검증하였다[7].

실제 엔진에서는 터빈 매니폴드에 있는 노즐에서 음속 조건이 형성되나 개발 초기단계에서 단품 상태의 가스발생기는 음속 조건 형성을 위한 노즐이 없기 때문에 터빈 매니폴드 출구를 모사하는 노즐을 장착한 상태에서 개발시험이 진행된다. 따라서 최종적으로 가스발생기 성능을 검증하기 위해서는 터보펌프의 터빈부를 가스발생기와 연결한 상태에서 연소시험을 수행해야 한다[8]. 본 논문에서는 가스발생기 개발단계에 따라 수행된 연소시험 결과를 비교, 분석하였다.

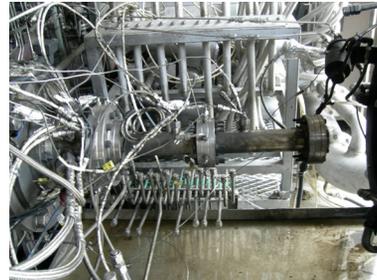
2. 가스발생기 및 시험조건

Fig. 1은 연소시험을 위해 바인딩룸에 장착된 실물형 가스발생기의 형상을 나타낸다. Fig. 1-(1)에서 가스발생기 연소실 실린더부는 직경 107 mm, 길이 125 mm의 크기를 갖으며, 연소실 축소부는 76도, 90도의 축소각을 갖는 두 가지가 사용되었다. 그리고 가스발생기 끝단에는 직경 28.4 mm의 노즐이 장착되었다. Fig. 1-(2)에서 가스발생기는 Fig. 1-(1)과 동일하며 가스발생기 후단에 분사기면에서 터빈 노즐목까지의 음향모드를 모사하는 525 mm 길이의 연장배관부가 추가되고 끝단에 직경 28.4 mm의 노즐이 장착된다. Fig. 1-(3)에서 연소실 축소부는 축소각 90도를 갖으며, 가스발생기 후단에 L-pipe와

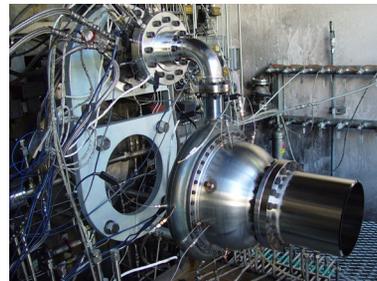
터빈 블록이 장착되었다. Table 1에 개발 단계별 연소시험에 관련된 가스발생기의 형상에 대해 정리하였다.



(1) 가스발생기 + 노즐



(2) 가스발생기 + 연장배관부 + 노즐



(3) 가스발생기 + L-pipe + 터빈 블록

Fig. 1 개발단계별 가스발생기의 조립 사진

Table 1. 가스발생기 모델 정의 및 형상

가스발생기 모델	연소실 축소각 (deg)	연소시험을 위한 가스발생기 후단 연결 형상
GG-A-1	90	Φ 28.4 mm 노즐
GG-A-2	76	Φ 28.4 mm 노즐
GG-B-1	90	연장배관 + Φ 28.4 mm 노즐
GG-B-2	76	연장배관 + Φ 28.4 mm 노즐
GG-C-1	90	L-pipe + 터빈 매니폴드 블록

3. 연소시험 결과 및 검토

가스발생기 연소시험에서 얻어진 혼합비와 연소실 압력 결과를 Fig. 2에 도시하였다. 연소성능 및 안정성 검증을 위하여 연소시험은 설계점 및 탈설계점 5, 8번[6]을 중심으로 이루어졌으며 연소실 압력의 경우 목표치보다는 약간 낮은 값들을 보여주고 있다.

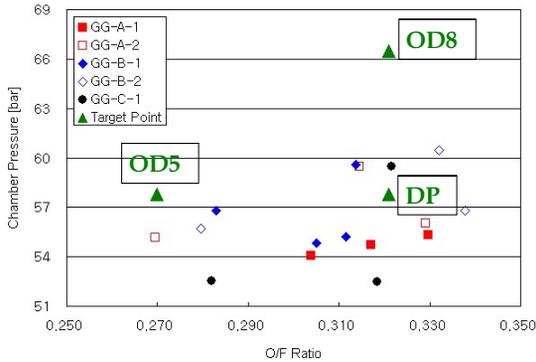


Fig. 2 혼합비 대 연소실 압력 결과

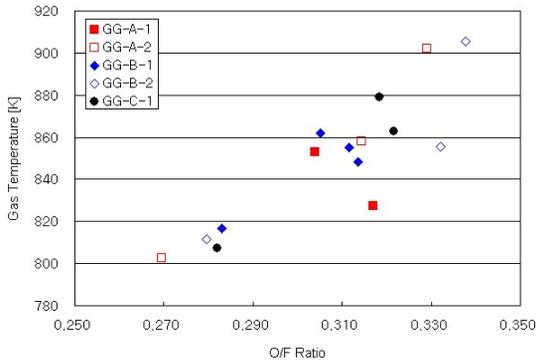


Fig. 3 혼합비 대 연소가스 온도 결과

가스발생기의 연소가스는 터보펌프의 터빈을 구동시키는 동력이 되기 때문에 터빈 블레이드에 손상을 주지 않는 온도 범위 내에서 운용되어야 한다. Fig. 3은 연소시험에서 얻어진 혼합비 대 연소가스 온도의 결과를 보여주고 있다. 온도 측정은 유동 방향과 직각인 단면에서 6개의 열전대를 이용하여 측정하였다. 측정된 구간

내에서는 모델에 큰 영향 없이 혼합비에 따라 연소가스 온도가 거의 선형적으로 증가하고 있으며 대략 혼합비 0.33 정도에서 연소가스의 평균온도가 900 K에 도달하고 있다.

가스발생기의 연소가스는 터빈 블레이드에 국부적인 열부하가 발생하지 않도록 횡단면에서의 온도 편차가 크지 않아야 한다. Fig. 4는 혼합비 대 측정 단면에서 연소가스의 최대-최소 온도차를 보여주고 있다. 터빈 매니폴드 모사 노즐을 사용하는 것에 비해 실제 터빈 매니폴드 블록을 사용하는 경우 온도 편차가 많이 줄어드는 것을 확인할 수 있다.

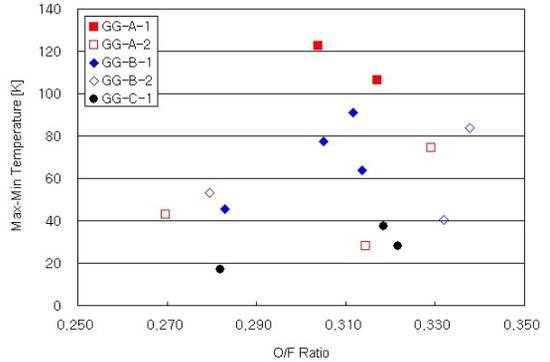


Fig. 4 혼합비 대 연소가스 최대-최소 온도 편차

Fig. 5, 6은 혼합비와 연소실 압력에 대한 연소실 압력 섭동 결과를 보여주고 있다. 연소실 압력 섭동은 연소실 압력에 대한 백분율로 나타내었다. 시험 구간 내에서 압력 섭동은 연소실 압력에 크게 영향을 받지 않고 있지만 혼합비가 증가하는 경우에는 감소하는 결과를 보이고 있다. 이는 상당한 연료과농 연소조건에서 혼합비가 증가함에 따라 좀 더 안정적인 영역에서 연소가 이루어졌기 때문으로 판단된다. 하지만 모든 시험 조건에서 연소실 압력 대비 압력 섭동은 3% 미만으로 안정성에는 문제가 없었다.

연소실 압력 섭동과 연소가스 최대-최소 온도 편차를 Fig. 7에 나타내었다. 압력 섭동이 커짐에 따라 온도 편차는 감소하는 결과를 보이는데 이는 섭동이 커짐에 따라 연소가스 혼합이 증대

되기 때문일 것으로 이해된다. 결국 가스발생기 단독 시험에 비해 터빈 매니폴드 블록을 사용하는 경우 압력 섭동은 커지며 온도 편차는 감소하는 결과를 보이고 있다.

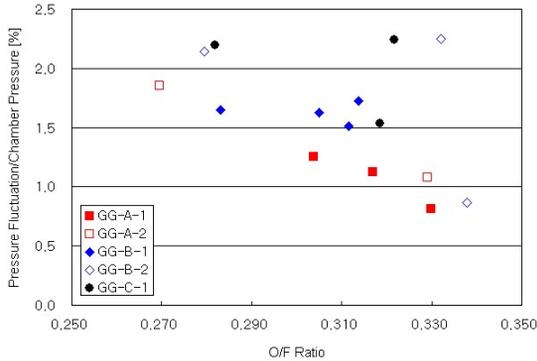


Fig. 5 혼합비 대 연소실 압력 섭동 결과

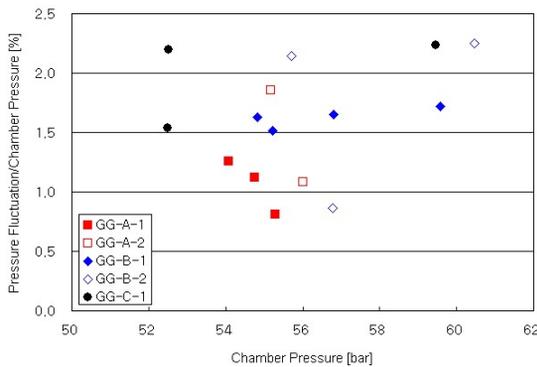


Fig. 6 연소실 압력 대 연소실 압력 섭동 결과

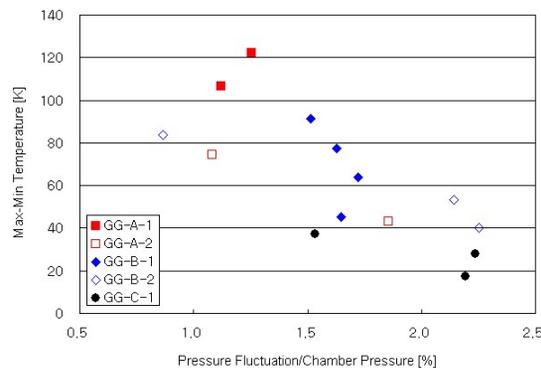


Fig. 7 압력 섭동 대 연소가스 최대-최소 온도 편차

4. 결 론

가스발생기의 개발 단계별 연소시험 결과를 비교, 분석하였다. 가스발생기 단독 연소시험 얻어진 결과와 터빈 매니폴드 블록을 연결하여 수행한 결과를 비교해 봄으로써 향후 75톤급 가스발생기 개발 초기에 수행될 단독 연소시험 결과를 이해, 해석하는데 도움이 될 것이다.

참 고 문 헌

1. D. B. Morgan and R. Beichel, "Stoichiometric Gas Generator - A Strategic Departure," AIAA Paper 91-2584, 1991
2. 홍용식, 우주추진공학, 청문각, pp.143-149
3. 한영민, 이광진, 문일윤, 서성현, 최환석, 이수용, "액체로켓엔진용 가스발생기의 고압연소특성," 제25회 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2005, pp.341-345
4. 안규복, 이광진, 임병직, 한영민, 최환석, "액체로켓엔진용 가스발생기에서 연소불안정 방지를 위한 연소실 개발," 제25회 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2005, pp.207-210
5. 안규복, 문일윤, 서성현, 한영민, 최환석, "설계 인자에 따른 연료 과농 가스발생기의 연소 안정성 특성 연구," 제26회 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2006, pp.171-176
6. 안규복, 서성현, 임병직, 김종규, 이광진, 한영민, 최환석, "분사기 수에 따른 실물형 가스발생기 연소특성," 항공우주기술 제6권 제1호, 2007, pp. 8-15.
7. 서성현, 안규복, 임병직, 김종규, 이광진, 한영민, 류철성, 김홍집, 최환석, "액체로켓용 연료 과농 가스발생기 개발," 한국추진공학회지 제11권 제4호, 2007, pp. 38-45.
8. 서성현, 임병직, 안규복, 한영민, 최환석, "터보펌프 환경에서 가스발생기 연소특성," 2008 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp. 719-722.