

액체로켓엔진용 가스발생기에서 연소불안정 방지를 위한 연소실 개발

안규복* · 이광진* · 임병직* · 한영민* · 최환석*

Combustion Chamber Development for Suppression of Combustion Instability in a Gas Generator at a Liquid Rocket Engine

Kyubok Ahn* · Kwang-Jin Lee* · Byoungjik Lim* · Yeoung-Min Han* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

The results of combustion performance test of fuel-rich gas generator with dual swirl injectors are described. By changing simulating duct and recess number(RN) of the injectors, we inspected whether the combustion instability took place. When the injectors of RN = 0.5 were used, combustion instabilities could be reduced using the simulating duct. However, the effect of the simulating duct on the gas generator with the injectors of RN = 1.5 was not significant.

초 록

이중 동축 스월 분사기를 가진 연료과잉 가스발생기의 연소시험에 대한 결과가 논의되었다. 특히, 모사 연장부 배관과 인젝터의 RN에 따른 연소불안정의 발생여부를 조사하였다. RN = 0.5인 분사기를 갖는 가스발생기 시제품에서는 연장부 배관을 설치함으로써 연소불안정의 발생이 억제되고 있음을 확인하였지만, 시제품 RN = 1.5인 분사기를 갖는 가스발생기의 경우에는 연장부 배관을 설치하더라도 연소불안정이 발생하였다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Combustion Instability(연소불안정), Simulating Duct(모사 연장부 배관), Recess Number(리세스 수)

1. 서 론

일반적으로 고성능 액체로켓엔진에서 추진제

를 연소기로 공급하기 위해 터보펌프가 사용된다. 터보펌프를 구동시키기 위해서는 고온의 가스를 팽창시켜 터빈을 구동시켜야 하는데, 이러한 고온의 가스를 발생시키는 방법에는 여러가지가 있지만, 효율적으로 많이 사용되는 것은 가스발생기를 이용하는 것이다. 가스발생기는 주

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

엔진이 사용하는 추진제를 사용하는 것이 보편적이며, 작동압력은 엔진 압력과 비슷한 수준이다. 터빈에서 요구되는 동력에 의해 유량 및 압력 등의 주요 인자가 결정되지만, 가스발생기에서 허용 가능한 출구가스 온도는 터빈의 물성치에 의해 제한되며, 가스발생기 출구온도는 추진제의 O/F 비로 조절하게 된다. 액체로켓엔진의 추력조정 및 교정을 위해서는 가스발생기가 매우 넓은 범위에서 운영되어야 하며, 따라서 가스발생기는 설계점뿐만 아니라 탈설계점의 다양한 압력, 온도, 유량에서도 신뢰성 있게 작동해야 한다[1].

본 연구는 액체로켓엔진용의 약 1.5MW급 터빈을 구동할 수 있고, 액체산소와 케로신을 추진제로 하는 연료과잉 영역에서 작동하는 단일 연소영역 방식의 가스발생기 개발과정에서의 연소시험 결과에 대한 것이다. 가스발생기 또한 연소기와 마찬가지로 연소불안정에 의해 엔진의 성능에 심각한 영향을 끼칠 수 있다. 따라서 이번 연구는 연장부 배관과 인젝터 형상을 바꾸어가며, 이러한 연소불안정을 방지할 수 있는 연소실을 개발하는 것이다.

2. 가스발생기 및 시험조건

2.1 가스발생기

Figure 1은 본 연구에 사용된 실물형 가스발생기의 모습을 나타낸다. 실제적으로 사용되는 가스발생기는 Fig. 1(a)와 같은 형태를 가지나, 분사기 종류에 따라 분사기 헤드를 교체할 수 있도록 Fig. 1(b)와 같이 설계/제작하였다.

가스발생기 구성은 모듈 형태의 조립형의 경우 Fig. 2와 같이 구성되며, 고압 가스의 터빈으로의 유도 배관을 모사하기 위해 그림과 같이 연장부가 있는 가스 발생기 형태에 대한 시험도 수행하였다. 실물형 가스발생기의 연소시험은 한국항공우주연구원에 설치 운영중인 액체로켓엔진연소시험장(ReTF)과 소형액체로켓엔진연소시험장(mReTF)에서 이루어졌다. 연소실 냉각을 위

해 물공급 펌프를 사용했으며 기존의 추력측정 장치에 실물형 가스발생기를 장착하였다. 연소시험에 사용된 실물형 가스발생기 시제품은 외부 혼합형 이중 스월 분사기(혼합형, RN = 0.5)가 37개 배열된 형태의 조립형 가스발생기이다. 가스발생기의 설계점 및 각 탈설계점 조건마다 추진제 유량 및 혼합비가 다르고, 이에 따라 연료 및 산화제 run tank의 공급압력 및 자동밸브 개폐 시간도 실유체 수류시험과 연소시험 결과를 바탕으로 조절되었다.

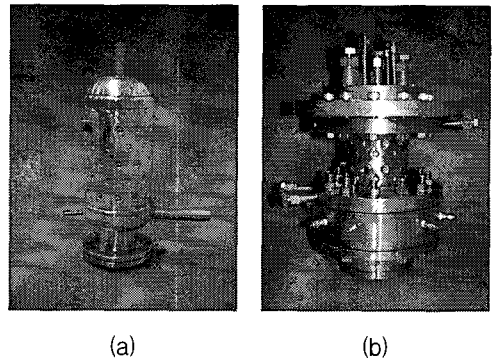


Fig. 1 실물형 가스발생기 모습 (a) 일체형 (b) 조립형

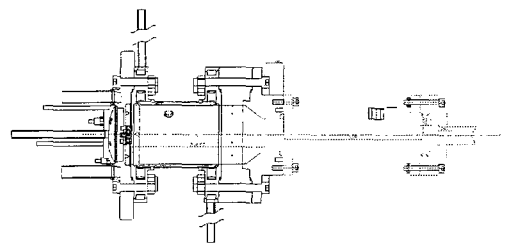


Fig. 2 가스발생기와 모사덕트의 기하학적 형상

가스발생기 노즐 출구 전단에서의 온도분포 및 동압, 정압을 측정하기 위해 측정 ring을 설치했는데, 동압 및 정압 센서, 6개의 K-type 온도센서를 장착하였다. 실물형 가스발생기 노즐 입구부에서의 연소가스의 공간적인 온도분포를 측정하기 위한 온도 센서를 장착하였는데 6개의 열전대가 반경방향 및 원주방향의 온도 분포를

측정할 수 있도록 가스발생기 중심부와 벽면, 면적평균 중심점 위치에 배치되었다.

2.2 시험조건

가스발생기 또한 연소기와 동일하게 엔진의 작동 영역이 15% 범위에서 변화하므로 이러한 범위 내에서 가스발생기의 작동성 및 안정성을 보장하기 위해 가스발생기의 성능이 매우 중요하다. 가스발생기의 설계점 뿐만 아니라 탈설계점 특히 고압, 고 O/F비에서는 출구온도가 높기 때문에 가스발생기 자체적인 손상뿐만 아니라 터빈의 블레이드를 손상시킬 수 있기에 매우 정확한 성능을 알아야한다. 탈설계점은 가스발생기 설계점 연소압력 및 O/F비 기준으로 $\pm 15\%$ 을 설정하여 Table 1과 같이 도출하였다. 탈설계점 1(OD1, 저압, 저혼합비)에서는 연소압력이 49bar 이고 연소가스의 온도가 830K로 산화제의 유량이 가장 작은 조건이다. 탈설계점 2(OD2, 저압, 고혼합비)는 연소압력이 49bar이고 출구온도가 970K가 되어 가스발생기의 재질면에서는 크게 문제가 없는 것으로 사료되는데 이는 터빈의 재질까지 고려한 운영이 되어야 하므로 가스발생기 운영 면에서는 문제가 없지만 엔진 차원의 운영에서는 OD2보다 낮은 O/F비에서 운영해야 할 것이다. 탈설계점 3(OD3, 고압, 고혼합비)는 가스의 온도가 높고 LOx 공급이 최대가 되는 곳이다. 탈설계점 4(OD4, 고압, 저혼합비)는 가스발생기 운영점 중 유량이 가장 많은 점이며 터빈의 출력을 높이기 위해서는 가스의 온도를 높이기보다는 유량을 증가시키는 쪽으로 운영이 된다면 가스발생기가 작동될 가능성이 높은 쪽이다.

가스발생기 점화순서는 torch ignitor에 spark 을 발생시키고 가스 메탄을 공급한 후 가스 산소를 공급해 연소실 안에 먼저 torch 화염이 존재하게 하였다. 화염의 존재로 torch ignitor안의 압력이 2bar 이상이 올라가면 가스발생기로 케로진을 보내고 약 0.3초 후에 산화제를 보내 연소실에서 연소가 이루어지게 하였다. 연소 종료시에는 질소 퍼지에 의한 산화제 순간 공급으로

인해 연소가스의 온도가 매우 빠르게 올라간다. 이는 열전대 및 노즐 파손을 가져오므로 케로신의 공급 중단 시기를 산화제보다 약 2초 후에 이루어지게 하였다.

Table 1 가스 발생기 설계점 및 탈설계점 시험 조건

| Item | DP | OD1 | OD2 | OD3 | OD4 |
|-----------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| O/F Ratio | 0.33 | 0.282 | 0.382 | 0.382 | 0.282 |
| Total Pressure [MPa] | 5.780 | 4.913 | 4.913 | 6.647 | 6.647 |
| Total Temperature [K] | 900 | 830 | 970 | 970 | 829 |
| Mass Flow Rate [kg/s] | 4.4 | 3.86 | 3.589 | 4.915 | 5.289 |

3. 연소시험 결과 및 검토

3.1 연장부 배관의 영향

실물형 가스발생기의 설계점 연소시험에서 가스발생기 연소기 벽면에서 측정된 고주파 압력의 주파수-시간 선도를 Fig. 3에 도시하였다. 터빈으로의 연결배관을 고려하지 않고 가스발생기 자체적으로 설계압까지 연소시험을 수행하기 위해 출구노즐에서 초킹을 시켜서 수행한 실물형 가스발생기 연소시험에서 주 연소 직후부터 고주파 압력섭동이 발생함을 관찰할 수 있다. 압력섭동의 특성주파수는 1250Hz 부근에서 최대값을 가지는데, 이 주파수는 자체적으로 초킹된 가스발생기의 축방향 길이에 해당하는 1L-mode 연소불안정 현상으로 파악되었다. 또한 연료 및 산화제 매니폴드에서도 동일한 주파수가 관측되었다. 액체산소 측 분사기 끝단 이외의 고주파 동압섭동에 의한 연소기 손상은 관찰되지 않았다. 탈설계점 연소시험에서도 이와 같은 연소불안정 현상은 지속적으로 관찰되었다.

터빈 모사 오리피스가 장착된 225 mm의 연장부 배관이 장착된 경우의 동압섭동 특성(Fig. 4)은 앞서 도시한 Fig. 3에 나타난 가스발생기 내부에서의 1-L mode의 고주파 압력섭동은 제거

되었으며, 연소 전후의 저주파 압력섭동을 제외하고는 유해한 압력섭동이 관찰되지 않는 것을 확인할 수 있다.

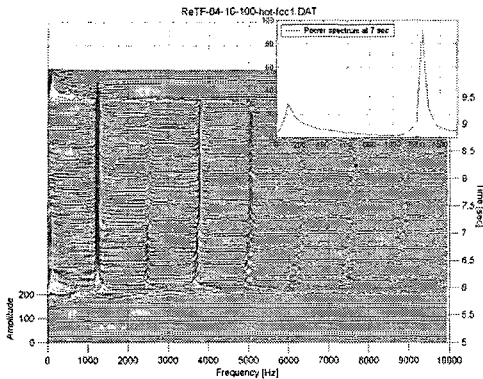


Fig. 3 연장부 배관이 설치되지 않은 설계점 동압 스펙트럼의 시간에 따른 변화 (RN = 0.5)

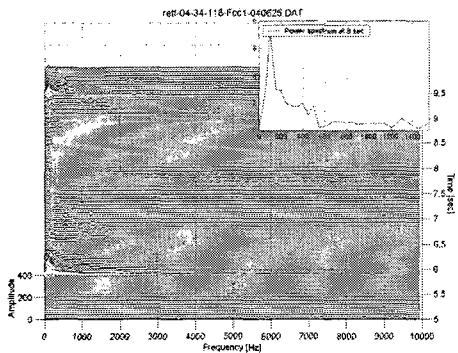


Fig. 4 225 mm의 연장부 배관이 설치된 설계점 동압 스펙트럼의 시간에 따른 변화 (RN = 0.5)

3.2 인젝터 형상에 따른 영향

지금까지는 recess number가 0.5인 실물형 가스발생기 시제품에 대한 연소시험에 대해서 살펴보았다. 다음으로 인젝터 형상에 따른 영향을 알아보기 위해, 같은 37개의 배열을 가진 recess number가 1.5인 실물형 가스발생기 시제품에 대한 연소시험 결과를 논의하겠다. Recess number가 1.5로 커짐에 따라 연료와 산화제는 인젝터 내부에서 혼합이 시작되게 된다. 설계점에서의 시험 결과 외부 배관부를 장착한 상태에서도

Fig. 4와 같이 연소불안정이 발생함을 확인할 수 있었다.

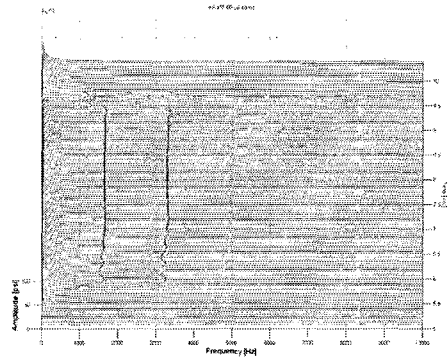


Fig. 5 225 mm의 연장부 배관이 설치된 설계점 동압 스펙트럼의 시간에 따른 변화 (RN = 1.5)

4. 결 론

연료과잉 가스발생기에 대한 연소시험을 연장부 배관의 설치와 recess number의 변화에 따른 연소불안정의 발생에 대하여 살펴보았다. Recess number가 커져서 연료와 산화제가 내부혼합되는 경우 연소불안정에 취약해짐을 알 수 있었고, 연장부 배관 길이를 알맞게 선택함으로써 연소불안정의 감소를 유도할 수 있음을 확인하였다. 하지만 아직도 가스발생기의 연소불안정 발생을 확실하게 감소시킬 수 있는 연구가 더 필요한 실정이며, 연장부 배관이나 turbulence ring 등을 고려한 연소실 변경과 시험이 수행중에 있다.

참고 문헌

1. 한영민, 김승환, 문일윤, 김홍집, 김종규, 설우석, 이수용, 권순탁, 이창진, "충돌형 분사기 형태의 액체로켓엔진용 가스발생기 연소 성능시험," 한국추진공학회지, 제 8권, 제 2호, 2004, pp. 10~17