

설계 인자에 따른 연료 과농 가스발생기의 연소 안정성 특성 연구

안규복* · 문일윤* · 서성현* · 한영민* · 최환석*

A Parametric Study on Combustion Stability Characteristics of Fuel-rich Gas Generators

Kyubok Ahn* · Il-Yoon Moon* · Seonghyeon Seo* · Yeung-Min Han* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

An experimental study on a fuel-rich gas generator was carried out. Thirty seven double-swirl injectors with recess number of 1.5 were distributed and installed in the injector head, which significantly influences the combustion performance. In the paper, the characteristics of combustion stability are inspected by the parametric variations such as changing length and diameter of a combustion chamber and installing a turbulence ring. The experimental results show that as a resonant frequency took place in a high region, the amplitude of the dynamic pressure generally diminished, however, the combustion instability could not be suppressed perfectly.

초 록

연료 과농 가스발생기에 대한 실험적 연구가 수행되었다. 연소 성능에 주요한 영향을 미치는 분사기 헤드에는 1.5의 리세스 수를 갖는 내부 혼합형 이중 스월 분사기 37개가 배치되었다. 본 논문에서는 연소실 길이, 직경, 그리고 교반링 등의 연소실 설계 변경에 따른 실험형 가스발생기의 연소 안정성 특성에 대하여 살펴보았다. 연소시험 결과 공진 주파수가 고주파 영역에서 생성됨에 따라 동압의 세기는 전반적으로 감소하였으나, 연소 불안정을 완전히 억제시키지는 못하는 것으로 나타났다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Combustion Stability(연소 안정성), Combustion Chamber(연소실), Turbulence Ring(교반링), Dynamic Pressure(동압)

1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 가압방식으로 추진

제를 공급하던 13톤급 KSR-III 과학로켓과는 달리, 추진제 공급방식으로 터보펌프를 이용하는 30톤급 액체로켓엔진 개발을 진행중에 있다. 추진제를 탱크에서 연소기로 전달하는 터보펌프를 구동하기 위해서는 터빈을 돌리기 위한 가스를 공급해야 하는데, 이 역할을 수행하는 것이 가스

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

발생기이다. 가스발생기는 엔진이 사용하는 추진제를 이용하는 것이 일반적이며, 주요 인자로는 추진제 혼합비, 유량, 연소 압력, 가스 온도, 가스의 분자량 및 비열비 등이 있다.

터빈에서 요구되는 동력에 의해 공급 가스의 유량, 압력 등의 주요 인자가 결정되지만, 가스의 온도가 너무 높으면 터빈의 블레이드를 녹일 우려가 있기 때문에 가스발생기의 연소가스 온도는 터빈의 재질에 의해 1000 K 내외에서 제한되게 되며, 가스 온도는 추진제 혼합비로 조절하게 된다[1]. 따라서 가스발생기에서는 연소 온도를 낮추기 위해 일반적으로 연료 과농이나 산화제 과농 상태에서 연소가 일어나게 된다. 한국항공우주연구원에서는 액체로켓엔진용의 1.5 MW급 터빈을 구동할 수 있고, 액체산소와 케로신을 추진제로 연료과잉 조건에서 작동하는 가스발생기를 개발하고 있다.

이러한 액체로켓엔진 가스발생기 개발은 여러종의 단일분사기에 대한 설계/제작/수류시험 및 2- 또는 4-분사기 가스발생기 연소기에 대한 연소시험을 통한 후보 분사기 검증/선별/설계변경 단계, 그리고 실물형 가스발생기 개발단계로 진행되고 있다[2]. 지금까지 실물형 가스발생기의 경우 총 5개의 분사기 헤드 모델에 대하여, 29번의 연소시험이 수행되었다.

연소시험 결과 크게 두 가지 문제가 제기되었는데 하나는 LOx post의 손상 문제, 다른 하나는 연소 안정성 문제에 대한 것이다[3]. 본 논문에서는 연소 안정성 문제에 대하여 초점을 맞추어, 연소실 길이, 직경, 그리고 교반링(turbulence ring) 등의 연소실 설계 변경에 따른 실물형 가스발생기의 연소 안정성 특성에 대하여 살펴보았다.

2. 가스발생기 및 시험조건

2.1 가스발생기 형상

Figure 1은 본 연구에 사용된 실물형 가스발생기의 모습을 나타낸다. 비행용으로 사용되는 가스발생기는 Fig. 1(a)와 같은 일체형 형태를 가지

나, 개발비 절감을 위하여 분사기 종류에 따라 분사기 헤드를 교체할 수 있도록 Fig. 1(b)와 같은 조립형 가스발생기를 제작하였다[2]. 지금까지 제작된 총 6대의 가스발생기는 Fig. 1(a)와 같은 일체형이 1개, Fig. 1(b)와 같은 조립형이 5개로, 조립형의 경우 시험조건에 따라 분사기 헤드를 교체하지만 연소실과 노즐은 서로 공유하게 된다.

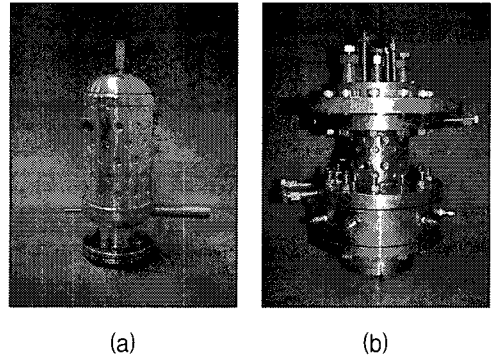


Fig. 1 실물형 가스발생기 모습: (a) 일체형, (b) 조립형

가스발생기 구성은 모듈 형태의 조립형의 경우 Fig. 2와 같이 구성되며, 연소가스의 터빈으로의 유도 배관을 모사하기 위해 그림과 같이 연장부가 있는 가스발생기 형태에 대한 시험도 수행하였다.

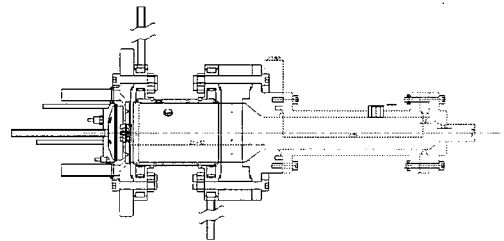


Fig. 2 가스발생기와 모사덕트의 기하학적 형상

본 연구의 연소시험에 사용된 실물형 가스발생기 시제품은 내부 혼합형 이중 스웰 분사기(혼합형, RN = 1.5)가 37개 배열된 형태의 조립형 가스발생기이다. 가스발생기의 설계점 및 각 탈설계점 조건마다 추진제 유량 및 혼합비가 다르

고, 이에 따라 연료 및 산화제 런탱크의 공급압력 및 자동밸브 개폐 시간도 실유체 수류시험과 연소시험 결과를 바탕으로 조절되었다. 보다 자세한 가스발생기 형상에 대한 자료는 참고문헌 [2-4]에 나와 있다.

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 $\pm 15\%$ 를 설정하여 Table 1과 같이 도출하였다.

Table 1 가스발생기 설계점 및 탈설계점 시험 조건

Item	DP	OD1	OD2	OD3	OD4	OD5	OD6	OD7	OD8
O/F Ratio	0.32	0.27	0.37	0.37	0.27	0.27	0.32	0.37	0.32
Total Press. [MPa]	5.78	4.91	4.91	6.65	6.65	5.78	4.91	5.78	6.65
Total Temp. [K]	900	827	974	974	827	827	901	974	901
Mass Flow Rate [kg/s]	4.40	4.25	3.34	4.52	5.76	5.00	3.74	3.93	5.06

연소실 형상 변화에 따른 연소 안정성 특성에 대하여 살펴보기 위하여 Table 2에서와 같이 4가지의 다른 형상을 가진 연소실을 사용하여 시험을 수행하였다. 연소실 #1은 연소실 실린더 #1과 노즐 #1을 사용하여 직경이 95 mm, 노즐을 포함한 연소실의 유효 길이는 195 mm이다. 연소실 #2의 경우 연소실 #1에 비하여 직경이 확대되고 길이 방향으로 축소된 연소실 실린더 #2를 사용하였고, 연소실 #3은 연소실 #2와 같은 연소실 실린더 #2를 사용하지만, 축소각이 증가된 노즐 #2를 이용하여 전체 연소실의 유효 길이는 감소된 경우이다. 연소실 #4의 경우는 연

소실 #2와 연소실 실린더와 노즐은 같은 모델을 사용하지만 연소실 벽면에 면적의 60%를 차지하는 교반링이 분사기 헤드면으로부터 80 mm가 되는 위치에 설치된 형상을 갖고 있다. 교반링은 연소실 형상을 고려하여 수치계산 후 압력의 노드에 해당하는 위치에 설치하였다. 교반링 삽입으로 인하여 연소실 유효 길이는 160 mm가 되었다. Table 2에서 Dc는 연소실의 직경, Lc는 노즐을 포함한 연소실의 유효 길이를 나타내며, 모든 조건에서 노즐의 직경은 28.4 mm로 동일하였다.

Table 2 연소실 형상 변화 조건

연소실 모델	#1	#2	#3	#4
실린더 모델	#1	#2	#2	#2
노즐 모델	#1	#1	#2	#1
교반링 장착	X	X	X	○
Dc [mm]	97	107	107	107
Lc [mm]	195	145	124	160

3. 연소시험 결과 및 검토

3.1 연소시험 결과(연소실 모델 #1)

먼저 연소실 #1을 이용하여 225 mm의 배관연장부를 장착하여 설계점에서 수행한 연소시험의 정압과 온도 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 연료 및 산화제 매니폴드, 그리고 연소실에서 측정된 정압 결과는 예상 결과와 큰 차이를 보이지 않았으나, 연소가스 온도는 면적 평균 956 K로 설계점 예상값인 900 K 보다 약간 높게 나왔다.

다음으로 시간에 따른 연소실내의 동압 스펙트럼 결과를 Fig. 4에 나타내었다. 그림에서 알 수 있듯이 연소실 축방향 공진 주파수에 해당하는 1133 Hz의 동압 섭동이 정상 연소 구간내에서 지속적으로 발생하였으며, 30 Hz highpass 필터링을 한 후 RMS 값으로 2.51 bar, 연소압 대비 4.66%의 강도를 나타내었다.

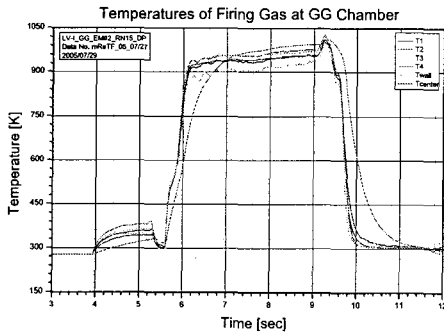
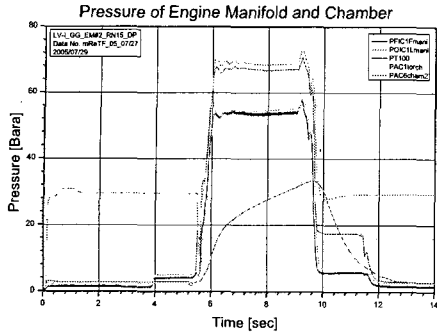


Fig. 3 설계점 조건에서 매니폴드 및 연소실 압력과 연소실 내의 연소가스 온도 분포

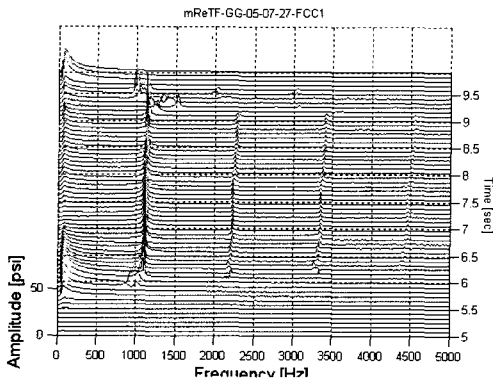


Fig. 4 시간에 따른 동압 스펙트럼 결과

3.2 연소시험 결과(연소실 모델 #2)

Case #2 연소실을 이용한 시험의 경우 Case 1에 비하여 연소실 직경 증가에 따라 연소실 축방향 길이가 감소하여 연소실 내에서 발생할 수

있는 축방향 공진 음향 주파수가 고주파 쪽으로 이동될 것이므로 연소 불안정이 억제될 것으로 판단되었다.

Table 3. 동압 결과 비교(연소실 모델 #1 & #2)

연소실 모델	#1	#2
O/F ratio	0.352	0.326
Peak frequency(Hz)	1115	1655
FCC1(%)	4.66	1.66
FOIC(%)	3.36	0.37
FFIC(%)	6.65	5.15

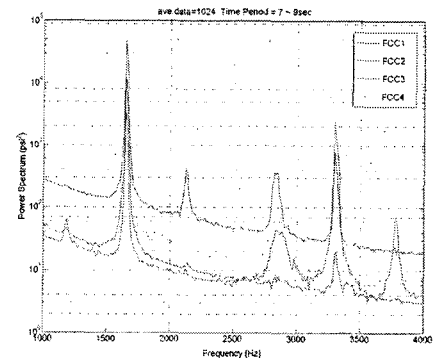
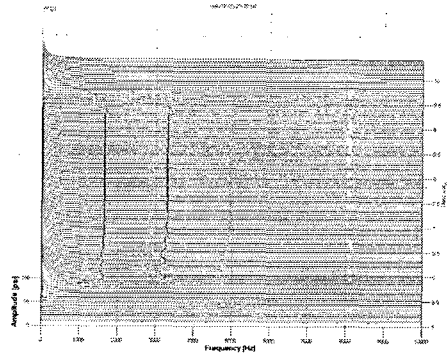


Fig. 5 동압 스펙트럼 결과(연소실 모델 #2)

225 mm의 배관연장부를 장착한 설계점에서의 연소시험 결과를 같은 조건에서 Case #1 연소실을 사용한 연소시험 결과와 비교하여 Table 3에 나타내었다[4]. 여기에서 FCC1은 연소실, FOIC는 산화제 매니폴드, FFIC는 연료 매니폴드에서의 동압 결과를 나타낸다. 예상과 같이 공진 주

파수는 1655 Hz로 증가하였으며, 공진 주파수의 증가로 인하여 분사기 헤드에서 60 mm 떨어진 위치에서 측정된 동압의 세기 및 매니폴드 내에서 발생한 동압의 세기가 감소되었다. 하지만 Fig. 5의 동압 스펙트럼 결과로부터 초기 섭동을 제외하고 전체적인 동압 섭동은 감소하였으나 연소 불안정을 완전히 억제시키지는 못한다는 것을 알 수 있다.

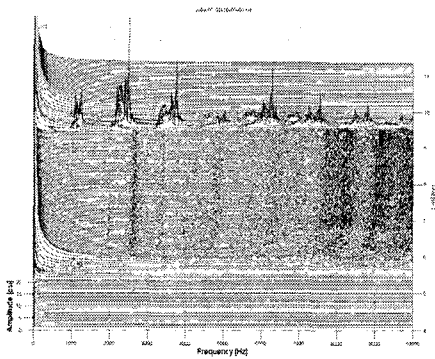


Fig. 6 동압 스펙트럼 결과(연소실 모델 #3)

Table 4 동압 결과 비교(연소실 모델 #2 & #3)

연소실 모델	#2	#3
O/F ratio	0.354	0.324
Peak frequency(Hz)	1593	2649
FCC1(%)	0.86	1.72
FOIC(%)	0.11	0.38
FFIC(%)	0.99	0.91

3.3 연소시험 결과(연소실 모델 #3)

Figure 6은 Case #3 연소실을 이용하여 연장 배관부 없이 설계점에서 시험한 동압 스펙트럼 결과를 나타낸다. 예상과 같이 노즐의 축소각 증가로 인한 연소실 유효 길이의 감소로 연소 불안정은 2000 Hz 이상의 고주파 영역에서 발생하였다. 연소실 길이 감소는 동일한 연소실 온도에서 축방향 공진 주파수의 증가를 가져오며, 음파 감쇠율은 주파수의 제곱에 비례하므로 섭동이 고주파 영역에서 존재할수록 연소 안정성 측면에서는 좋을 것으로 판단된다.

하지만 Table 4에서 나타내었듯이 연소실 길이 감소로 동압의 공진 주파수는 2649 Hz에서 발생하지만 섭동의 크기는 오히려 증가하는 경향을 나타내었다. 이는 연소실 노즐에서의 축소각이 급격해짐에 따라 동압 섭동이 고주파 영역에서 발생하긴 하지만 연소실의 급격한 면적 감소로 인한 음파의 모드가 집중됨에 따라 섭동의 강도가 증가된 것으로 생각된다.

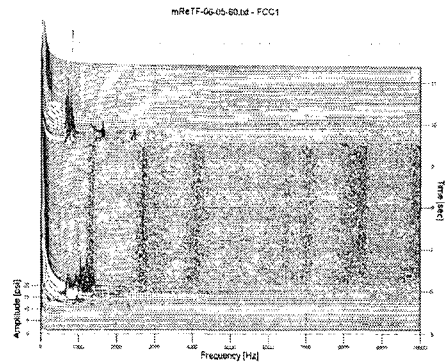
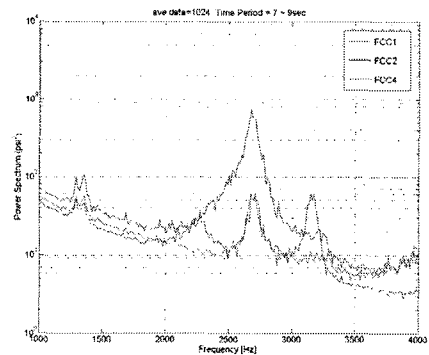


Fig. 7 동압 스펙트럼 결과(연소실 모델 #4)

3.4 연소시험 결과(연소실 모델 #4)

교반링은 일반적으로 가스발생기 출구의 온도 분포를 균일하게 만들기 위해 사용되나 본 연구에서는 이와 더불어 연소 안정성을 증가시키려는 측면에서 이를 이용하였다[5, 6]. Figure 7은 Case #4 연소실을 이용하여 연장배관부 없이 설계점에서 시험한 동압 스펙트럼 결과를 나타낸다. 교반링 적용에 따른 순간 배압 증가 효과로 점화시 초기 연소실 압력 섭동이 상대적으로 크



게 나타나고 있으며, 실제 유효 길이의 감소로 공진 주파수가 2000 Hz 이상에서 발생하고 있다.

같은 조건에서 연소실 모델 #2와 #4를 가지고 연소 실험을 수행한 결과를 Table 5에 나타내었는데, 교반링 적용시 실제 유효 길이의 감소로 공진 주파수가 2673 Hz에서 발생하고 있으며, 연소실내의 동압 성분은 연소압 대비 0.57% 수준으로 감소하는 것으로 확인되었다.

Table 5. 동압 결과 비교(연소실 모델 #2 & #4)

연소실 모델	#2	#4
O/F ratio	0.354	0.315
Peak frequency(Hz)	1593	2673
FCC1(%)	0.86	0.573
FOIC(%)	0.11	0.423
FFIC(%)	0.99	0.984

4. 결 론

연소실 길이, 직경 그리고 교반링 설치 등 연소실 설계 변경에 따른 연료 과농 조건에서 작동하는 실물형 가스발생기의 연소 안정성에 대한 실험적 연구가 수행되었다. 연소실내 추진제의 잔류 시간을 맞추기 위해 연소실 직경을 늘리면서 길이를 줄인 연소실을 사용하는 경우 공진 주파수가 고주파 영역에서 생성됨에 따라 동압 섭동의 크기는 감소하였다. 연소실 유효 길이를 줄이기 위해 연소실 노즐의 축소각을 급격히 증가시키는 경우에는 동압의 섭동이 고주파 영역에서 발생함

에도 불구하고 크기는 증가되는 결과가 초래되었다. 교반링 설치에 따른 유효 길이 감소는 공진 주파수를 증가시켜 동압의 섭동이 줄어드는 결과를 나타내었다. 하지만 이러한 연소실 설계 변경으로 인하여 동압 섭동의 크기는 상당히 줄일 수 있었지만, 근본적으로 축방향 공진 주파수에 해당하는 동압 섭동을 완전히 억제시키지는 못하는 것으로 판단된다.

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. 송주영, 김종규, 문일윤, 한영민, 최환석, "가스발생기 분사기 LOx post 손상 방지를 위한 분사기 개발," 제25회 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2005, pp.353-357
4. 안규복, 이광진, 임병직, 한영민, 최환석, "액체로켓엔진용 가스발생기에서 연소불안정 방지를 위한 연소실 개발," 제25회 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2005, pp.207-210
5. Kim, S. and Trinh, H. P., "Design Study of an Advanced Gas Generator," AIAA Paper 93-2158, 1993
6. Dennis, H. J., Jr. and Sanders, T., "NASA Fastrac Engine Gas Generator Component Test Program and Results," AIAA Paper 2000-3401, 2000