

터빈 결합 환경의 가스발생기 동적 연소 특성

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

Combustion Dynamics of a Gas Generator Assembled with a Turbine Manifold

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

ABSTRACT

This paper presents experimental results of dynamic characteristics of fuel-rich gas generators. Pressure fluctuation measurements in the chamber and manifolds have been analyzed. Gas-generator-alone tests revealed stable combustion regardless of a chamber pressure but low-frequency combustion instabilities occurred for cases of turbine-manifold tests at chamber pressure conditions below 50 bar. The instabilities are considered as an axial resonant mode and acoustic intensity increases along with a chamber pressure.

초 록

본 논문에서 연료 과농 가스발생기의 동적 연소 특성을 수록하였다. 연소실과 추진제 매니폴드 내에서 발생하는 압력 섭동을 계측하여 데이터 분석을 실시하였다. 단독 연소 시험에서는 연소압에 관계없이 연소가 안정적으로 이루어졌으나 터빈 매니폴드 장착의 경우, 산소 임계 압력에 해당하는 50 bar 이하의 저압 조건에서 저주파 연소 불안정이 발생하는 것을 확인하였다. 이는 연소실 특성 길이 증가에 의한 축방향 연소 불안정으로 여겨지며, 연소압 증가에 따라 압력 섭동이 증가함을 확인하였다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Dynamic Characteristics(동적 특성), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Powerpack(파워팩), Fuel-Rich(연료 과농)

1. 서 론

터보펌프를 사용하는 개방형(Open Cycle)방식의 액체로켓엔진은 터빈 구동 가스 생성을 위해

산화제 또는 연료가 과농한 상태에서 연소반응을 하는 가스발생기(Gas Generator)를 사용한다 [1]. 이원 추진제를 사용하는 가스발생기의 형상은 추력 생성을 위한 연소기와 매우 흡사하나 연소가 비평형 환경에서 이루어지며 추력 발생을 위한 노즐부위가 없다는 것이 특징이다. 본 연구에서는 개방형 액체로켓엔진에 적용할 수

* 한국항공우주연구원 연소기팀
연락처, E-mail: sxs223@kari.re.kr

있는 연료 과농(Fuel-Rich)방식의 가스발생기가 실제 터보펌프 연소 환경에서 어떠한 연소 특성을 보이는지 파악하고자 하였다.

가스발생기 개발 시 고려해야할 주요 사항은 비평형 연소반응을 통해 발생하는 고압 작동 가스의 열역학적 물성치 예측, 발생가스의 온도 균일성과 무엇보다도 안정적인 연소를 꼽을 수 있다. 본 연구의 궁극의 목적은 가스발생기가 실제 터보펌프의 터빈 부와 결합되어 연소 반응을 보일 시 나타낼 수 있는 동적(Dynamic) 특성을 미리 이해하고자 하는 것이다. 개발 초기단계에서 단품(Component)상태의 가스발생기는 음속 조건 형성을 위한 노즐이 없기 때문에 터빈 매니폴드 출구를 모사하는 노즐을 장착한 상태에서 개발시험이 진행된다[2]. 그러나 실제 엔진에서는 터빈 매니폴드에 있는 노즐에서 음속 조건이 형성된다. 따라서 최종적으로 가스발생기 기능 및 성능을 검증하기 위해서는 터보펌프의 터빈(Turbine, TB)부를 가스발생기와 연결한 상태에서 즉 연소실의 부피가 증가한 상태에서 연소 시험을 수행해야 한다.

본 연구에서는 연료 과농 가스발생기의 연소 특성, 특히 연소안정성과 관련된 사항들을 점검하고 그 발생 현상 파악 및 원인을 규명하고자 한다.

2. 시 험

액체로켓엔진의 심장이라 할 수 있는 파워팩(Powerpack)은 가스발생기와 터보펌프로 구성된다. 가스발생기로부터 생성된 고압 가스는 터빈 매니폴드 노즐을 통해 음속으로 분사되어 터빈 로터(Rotor)를 회전시켜주게 되는데 이와 같은 상태의 연소실 환경을 조성하기 위해 Fig. 1에서와 같이 가스발생기와 터빈 매니폴드를 연결 배관을 사용하여 조립하였다. 이 때 연소 반응이 실제로 벌어지는 공간은 가스발생기의 연소실과 연결부, 그리고 터빈 매니폴드 내부 공간이 된다. 산화제로는 액체산소, 연료는 항공유(Jet A-1)가 사용되었다. 본 시험에 사용된 가스발생

기들에 대한 좀 더 구체적인 내용은 이전의 문헌에서 찾아볼 수 있다[3]. 본 가스발생기는 산화제와 연료의 유량 혼합비에 따라 생성되는 연소가스 온도가 조절되는 특성을 갖는다[4]. 점화는 기체산소와 기체메탄을 이용한 토치(Torch) 화염에 의해 이루어졌으며, 수행한 연소시험 조건 및 결과는 Table 1에 나타내었다. 연소시험은 네 가지 형태의 하드웨어 조건에서 시행되었으며 총 22회의 결과를 수록하였다. 본 표에서 Injector Head A와 Injector Head B는 동일한 단일 분사기를 채택하나 분사기 배열이 서로 다른 분사기 헤드를 의미한다. 연소시험은 혼합비가 0.32 근처에서 형성되도록 계획되었다. 연소 시험 시 측정하는 온도, 정압, 유량등과 같은 물리량은 1 kHz의 샘플링 레이트(Sampling Rate)로 저장되었으며, 가속도, 압력 섭동 신호와 같은 동적 물리량은 압전방식의 센서를 사용하여 측정하였으며 50 kHz 또는 25 kHz의 샘플링 레이트로 추후 결과 분석을 위해 저장되었다.

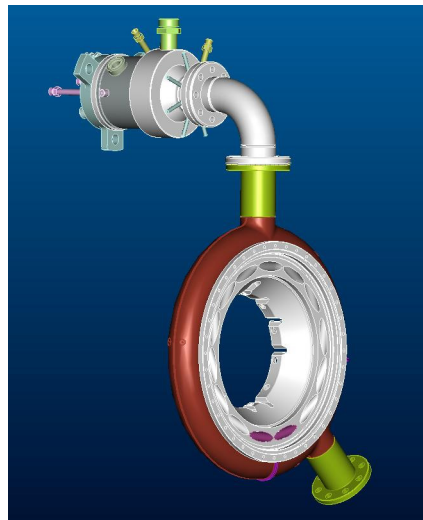


Fig. 1 A modelling of the gas generator assembled with a turbine manifold

3. 결 과

터빈 매니폴드 연결 연소 시험을 수행하기 전

가스발생기 단품상태에서의 연소 특성을 살펴보기 위해 터빈 모사 노즐을 가스발생기 끝단에 장착한 상태에서 연소시험을 수행하였다. A1~4 시험 시 가스발생기 연소실에서 발생하는 압력 섭동은 Root-Mean-Square(RMS) 값이 연소압 대비 3% 이하로 매우 안정적인 연소를 보여주었다. 연소 종료 직전 1초 동안 측정한 연소실 내 압력 섭동의 파워스펙트럼은 Fig. 2와 같다. 본 결과에서 특성 값이 122 Hz에 해당하는 저주파 섭동이 존재하고 있으며, 그 세기가 연소실 압력 증가에 따라 감소하고 있는 것을 알 수 있다.

분사기 배열 형태가 다른 B1~4 시험 결과는 Fig. 3에 나타내었다. 동일하게 저압에서 저주파 압력 섭동(특성주파수 122 Hz)이 발생하였으나 A1~4 시험 대비 감쇠가 압력 증가에 따라 빠르게 진행됨을 확인하였다.

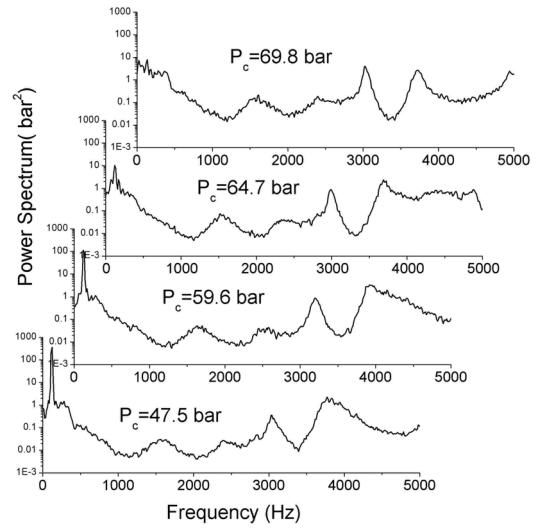


Fig. 2 Power spectra of chamber pressure fluctuations recorded for one second at steady combustion for A1~4

Table 1. Test Conditions

Test No	Configuration	Chamber Pressure (bar)	Mixture Ratio
A1	Injector Head A, Regenerative Cooled	59.6	0.34
A2		64.7	0.31
A3		47.5	0.30
A4		69.8	0.33
B1	Injector Head B, Regenerative Cooled	57.0	0.31
B2		64.9	0.33
B3		46.3	0.30
B4		72.4	0.34
C1	Injector Head A, TB Manifold	52.7	0.32
C2		52.7	0.28
C3		59.7	0.32
D1	Injector Head A, Regen. Cooled, TB Manifold	54.3	0.33
D2		59.1	0.31
D3		42.3	0.34
D4		44.6	0.32
D5		51.6	0.34
D6		51.2	0.34
D7		42.7	0.32
D8		41.0	0.30
D9		49.5	0.32
D10		66.5	0.31
D11		46.8	0.32

본 저주파는 분사기 자체의 특성이기 보다는 분사기 배열에 의한 2차 혼합으로 분사기면에 근접한 공간에서 형성되는 연소실 내부 온도 구배에 차이에 기인하는 것으로 판단된다.

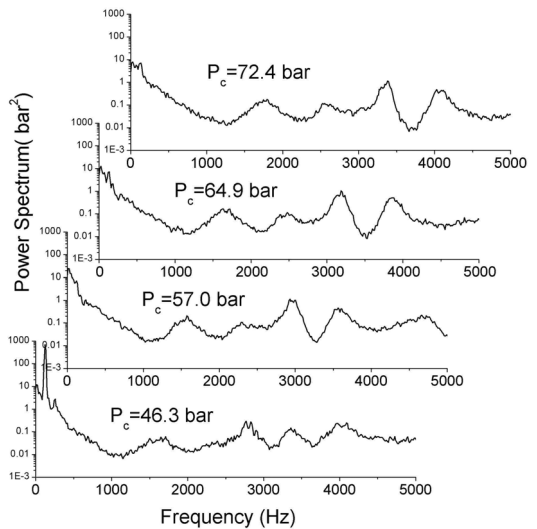


Fig. 3 Power spectra of chamber pressure fluctuations recorded for one second at steady combustion for B1~4

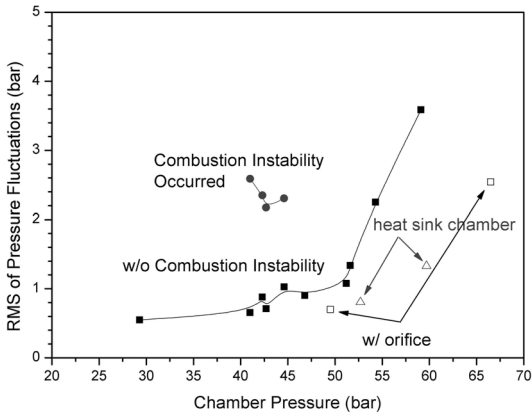


Fig. 4 RMS values of chamber pressure fluctuations with respect to a chamber pressure for C and D test series

터빈 매니폴드를 장착한 경우(Fig. 4), 연소가 안정할 시 RMS값이 연소압 50 bar를 중심으로 급격한 변화를 겪고 있음을 알 수 있다. 재생냉각 챔버 적용 시 압력 섭동 값이 증가한다.

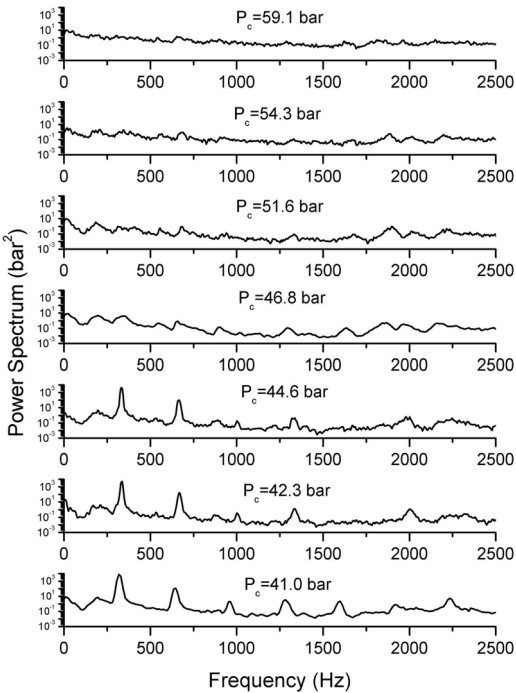


Fig. 5 Power spectra of chamber pressure fluctuations recorded for D test series

Figure. 5에서는 연소시험 종료 직전 1초간 측정된 압력 섭동의 파워스펙트럼 결과로 저압 조건에서 저주파 연소 불안정(330 Hz)이 발생하여, 연소압이 증가함에 따라 압력파가 감소하며 전반적인 굴곡도 완만하게 됨을 알 수 있다.

4. 맺음 말

가스발생기 단품시험에서는 연소압에 관계없이 연소가 안정적으로 진행되었다. 저압 조건에서 확인된 저주파는 분사기 차압 및 분사기면에서의 온도 구배 조건에 따라 발생하는 섭동인 것으로 파악된다. 터빈 매니폴드 장착의 경우, 산소 입계 압력에 해당하는 50 bar이하의 저압 조건에서 저주파 연소 불안정이 발생하는 것을 확인하였다. 이는 연소실 특성 길이 증가에 의한 축방향 연소 불안정으로 여겨지며, 연소 불안정에 의해 형성된 공진 압력파는 연소압 증가에 따라 감소하나 압력 섭동 계측 신호의 RMS 값으로 표현할 수 있는 전반적인 음향 에너지 세기는 증가한다.

참고 문헌

1. Liquid Propellant Gas Generators, NASA SP-8081, 1972
2. Dennis, H. J. Jr. and Sanders, T., "NASA Fastrac Engine Gas Generator Component Test Program and Results," 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2000-3401, 2000
3. 서성현, 안규복, 임병직, 김종규, 이광진, 한영민, 류철성, 김홍집, 최환석, "액체로켓용 연료 과농 가스발생기 개발," 한국추진공학회지, 제11권 제4호, 2007, pp.38-45
4. 서성현, 한영민, 김성구, 최환석, "연료 과농 가스발생기의 연소 가스 물성치에 관한 연구," 한국항공우주학회지, 제34권 제10호, 2006, pp.56-60