

액체로켓엔진 가스발생기 연소시험에서 동압 데이터 비교

주성민* · 김현준* · 임병직* · 김종규* · 최환석*

Comparison of Dynamic Pressure Data in Hot-firing Tests of Liquid Rocket Engine Gas Generators

Seongmin Joo* · Hyeonjun Kim* · Byoungjik Lim* · Jonggyu Kim* · Hwanseok Choi*

ABSTRACT

In this study, a comparison of dynamic pressure data measured in hot-firing tests of liquid rocket engine gas generators with different types of dynamic pressure sensors is presented. The dynamic pressure sensors of different types and manufacturers have exhibited different dynamic pressure due to the influence of thermal shock. However, for the characteristic frequencies and RMS(root mean square) values which are important factors for the analysis of combustion instability, the differences between sensors have been found to be negligible.

초 록

본 논문에서는 액체로켓엔진 가스발생기 연소시험에서 서로 다른 동압 센서를 통해 측정된 동압 결과를 비교하였다. 열 충격에 의한 영향으로 서로 다른 방식 및 제조사의 센서는 시간에 따른 동압 차이가 발생함을 확인하였다. 하지만, 연소불안정 분석에 있어 중요한 인자인 특성주파수와 RMS 값에 있어서는 센서에 따른 차이가 미미함을 확인하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Gas Generator(가스발생기), Dynamic Pressure(동압), Combustion Instability(연소불안정)

1. 서 론

연소불안정은 어느 연소기에서나 발생 가능하나 액체로켓엔진에서 가장 두드러지게 발생한다. 연소불안정은 액체로켓엔진 개발 지연 및 경제

적 비용 추가 등 심각한 손실을 초래하기 때문에 이러한 현상을 이해하기 위한 노력이 필요하다. 액체로켓엔진의 연소불안정은 현재까지 이론적인 예측이 불가능하다. 따라서 연소불안정을 억제 및 방지하고자 연소시험을 통한 실험적 연구가 활발히 수행되고 있다[1-3].

연소불안정 발생 여부는 압전형(piezoelectric) 압력계를 통해 측정된 데이터를 분석하여 특성

* 한국항공우주연구원 연소기팀

† 교신저자, E-mail: smjoo@kari.re.kr

주파수(Characteristic frequency)를 바탕으로 판단 할 수 있다. 액체로켓엔진 연소기 및 가스발생기에서는 극저온 산화제와 재생냉각형 방식으로 인한 고온의 연료를 다루기 때문에 동압 센서의 손상 및 신호이상이 없이 이를 정확하게 계측하는 것은 중요하다.

본 논문에서는 액체로켓엔진 가스발생기 연소 시험에서 서로 다른 방식 및 제조사의 동압 센서를 이용하여 측정한 동압 데이터를 비교 및 분석하였다.

2. 본 론

2.1 가스발생기 연소시험

Table 1과 같이 설계가 동일한 가스발생기(GG #1, 2)에 대해 동일한 시험 조건으로 두 번에 걸쳐 각 20초간 연소시험을 수행하였다. 점화 방식은 산소와 메탄을 사용한 가스 토치 방식을 사용하였다.

Table 1 Information of Combustion Tests

	Test 1	Test 2
Hardware	GG #1	GG #2
Combustion Time	20 [sec]	
Ignition Type	Gas Torch	

2.2 동압 센서 종류 및 설치 방법

Table 2, 3과 Fig. 1은 연소시험에서 사용한 동압 센서 정보와 센서 설치 위치를 나타낸다. Sensor 1과 3은 감지 소자(Sensing elements)에서 발생된 전하를 센서 내부에 탑재되어 있는 전자 회로에서 증폭시키는 방식(ICP)의 A 제조사 센서이며, Sensor 1은 극저온용, Sensor 3은 상온용 동압 센서이다. Sensor 2는 센서 내부에 감지 소자만 존재하며, 감지 소자에서 발생된 전하를 센서 외부의 앰프(Amplifier)에서 증폭시키는 방식(Charge)의 B 제조사 센서이다. Fig. 1과 같이 가스발생기 상단 산화제 매니폴드 내측(FGGOIC)과 외측(FGGOIC2), 그리고 하단부 연

료링(FGGFRing)에 동압 센서를 장착하였고, 시험별 동압 센서 정보는 Table 3과 같다. 동일한 하드웨어 설계 및 시험 조건으로 두 번의 연소 시험을 수행하며 산화제 매니폴드 외측(FGGOIC2)에서 서로 다른 동압 센서를 장착하여 동압 데이터를 비교하였다.

Table 2 Information of Dynamic Pressure Sensors

	Type	Manufacture	Operating Temp. [°C]
Sensor 1	ICP	A	-196 to 100
Sensor 2	Charge	B	-196 to 350
Sensor 3	ICP	A	-73 to 135

Table 3 Information of Dynamic Pressure Sensor in Test 1, 2

Sensor ID	Test 1	Test 2
FGGOIC	Sensor 1	
FGGOIC2	Sensor 1	Sensor 2
FGGFRing	Sensor 3	

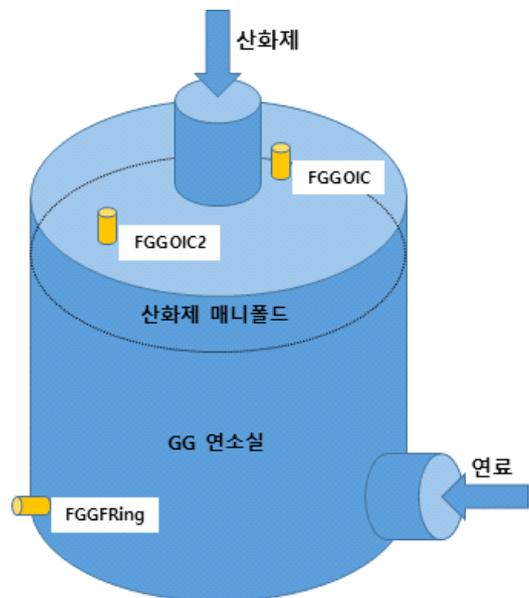
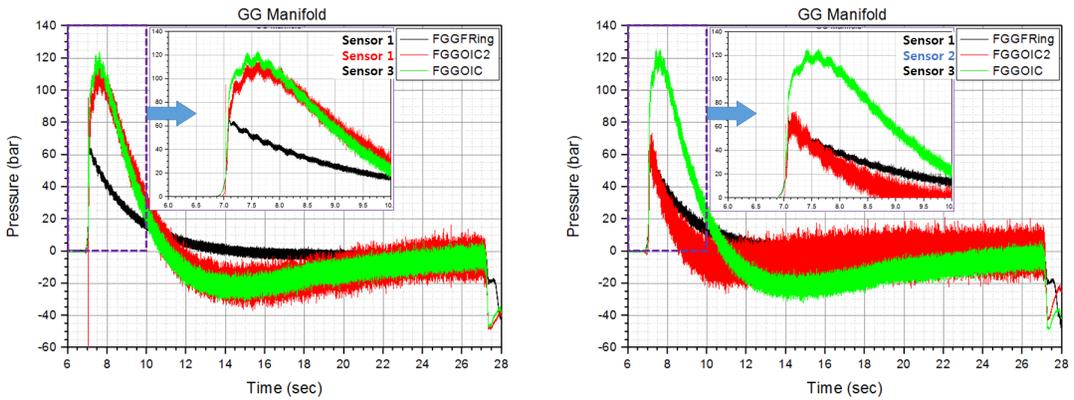
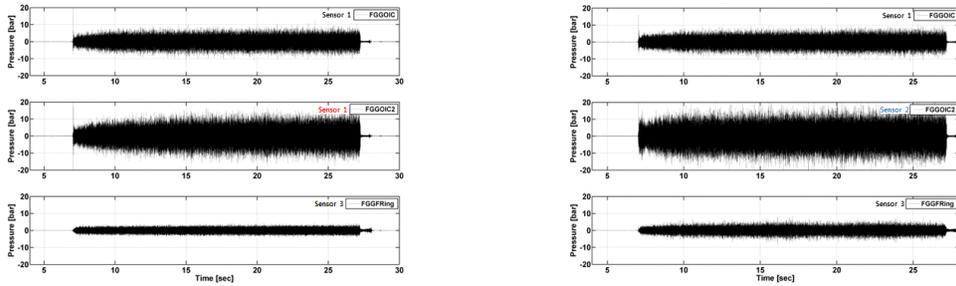


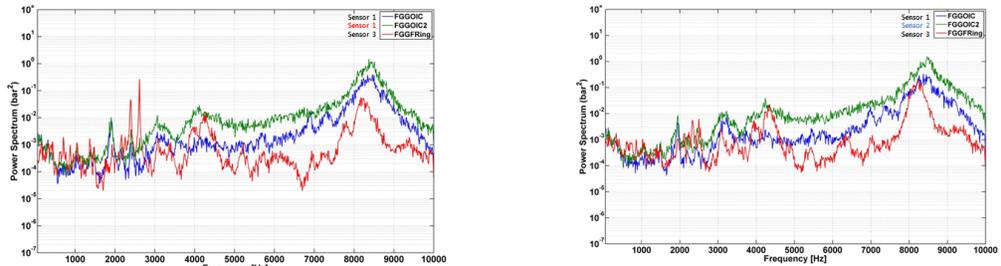
Fig 1 Configuration of Dynamic Pressure Sensor in Test 1 and 2



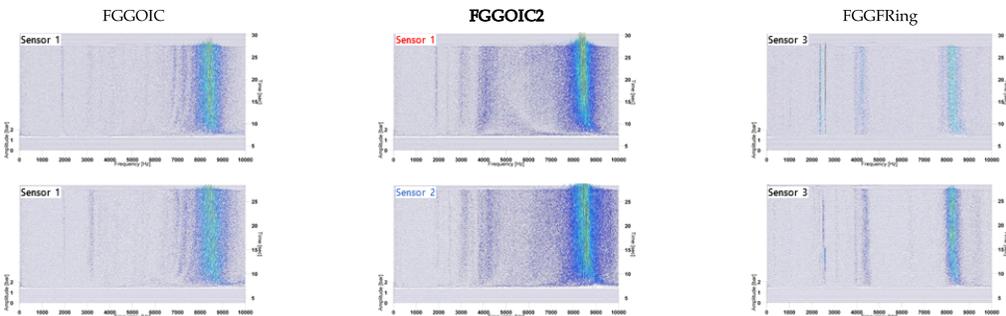
(a) Dynamic Pressure Plot with **Raw Data**(Left: Test 1 , Right: Test 2)



(b) Dynamic Pressure Plot with **Filtered Data**(Left: Test 1, Right: Test 2)



(c) Dynamic Pressure Plot with **Power Spectrum** Data in Steady Combustion Region(Left: Test 1, Right: Test 2)



(d) Dynamic Pressure Plot with **Waterfall** Data(Upper: Test 1, Bottom: Test 2)

Fig 2 Comparison of Dynamic Pressure Data in Test 1 and 2

3. 동압 데이터 비교

Figure 2(a)는 Test 1과 2 연소시험에서 DSA(Dynamic Signal Acquisition) 모듈이 탑재된 NI(National Instrument)사의 고주파 계측 장비를 통해 측정된 시간에 따른 동압의 계측 데이터(raw data)를 나타낸다. Sensor 3을 통해 획득한 연료링(FGGFRing) 동압 데이터는 두 시험에서 거의 동일하고, 점화 직후 최대 Peak(약 60 bar)값에 이르고 하강하는 경향을 보인다. Sensor 1을 통해 획득한 산화제 매니폴드 내측(FGGOIC) 동압 데이터 또한 두 시험에서 거의 동일하며, 점화 직후에서 약 0.5 초 지연되어 최대 Peak(약 125 bar)값에 이르고 하강하는 경향을 보인다. 산화제 매니폴드 외측(FGGOIC2) 동압 데이터는 Test 1에서 같은 방식 및 제조사 센서를 장착하여 획득한 FGGOIC 동압 데이터와 거의 유사한 경향을 보이는 반면, Test 2에서 FGGFRing 동압 데이터와 유사하게 점화 직후 최대 Peak(약 75 bar)값에 이르고 하강하는 경향을 보인다. 이러한 경향은 급격한 온도 변화를 보이는 산화제 매니폴드에서 Sensor 1이 Sensor 2에 비하여 열 충격(Thermal shock)에 민감하게 반응하기 때문으로 판단된다. Fig. 3은 상온(15 [°C])의 물에 서로 다른 동압 센서를 서서히 담궈서 시험한 것으로 열 충격이 가해졌다고 할 수 있다. 센서에 따라 동일한 열 충격에 대해 초기 Peak 값의 절대량과 0으로 수렴하는데 소요되는 시간이 다름을 알 수 있다. 이와 같이 Test 1과 2 연소시험에서 Sensor 1과 2가 열 충격에 대한 영향이 다르기 때문에 FGGOIC2에서의 시간에 따른 동압 계측 결과 차이가 발생한다고 판단된다.

액체로켓엔진의 연소불안정은 급격한 열 방출에 의한 압력 교란이 하드웨어의 특성주파수와 상호작용하여 연소실 압력의 5% 이상의 압력 섭동이 발생할 경우로 정의한다[4]. 따라서 연소시험에서 연소불안정 발생 여부는 정상 연소 구간(Steady combustion region)에서 평균 RMS(Root

Mean Square) 값과 특성주파수 분석을 하여 판단할 수 있다. Fig. 2(b), (c), (d)는 각 연소시험 동압 데이터에 대한 필터링(Filtering), 파워 스펙트럼(Power Spectrum), Waterfall 그래프를 나타내며, Table 4는 정상 연소 구간에서 50~5kHz 대역 통과 필터(Band-pass filter)를 사용하여 얻은 평균 RMS와 특성주파수를 나타낸다. Test 1과 2 연소시험에서 FGGOIC2의 시간에 따른 동압 데이터 차이가 많이 발생한 것과 달리, 평균 RMS와 특성주파수는 5% 이내의 미미한 차이를 보임을 알 수 있다.

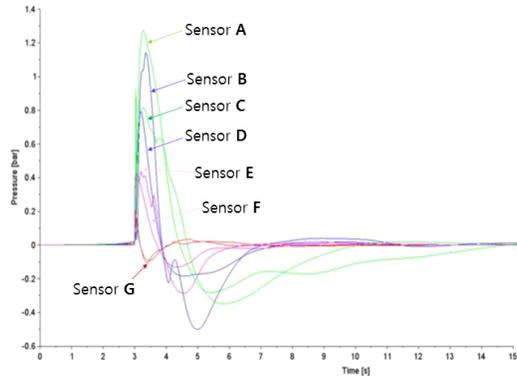


Fig 3 Results of Thermal Shock Test[5]

Table 4 Mean RMS and Characteristic Frequencies of FGGOIC2 in Steady Combustion Region

	Mean RMS [bar]	Characteristic Frequency [Hz]
Test 1	0.844	4112
Test 2	0.886	4237
Error [%]	4.77	2.95

4. 결 론

본 논문에서는 액체로켓엔진 가스발생기 연소 시험에서 서로 다른 동압 센서를 이용하여 측정된 동압 데이터를 비교하였다. 온도 변화가 급격하게 발생하는 산화제 매니폴드에서 열 충격에 의한 영향으로 서로 다른 방식 및 제조사 동압

센서에 따라 시간에 따른 동압 계측 데이터 차이가 발생함을 확인하였다. 하지만, 연소불안정 분석에 있어 중요한 인자인 평균 RMS와 특성주파수 결과에서는 최대 5% 미만으로 차이가 미미함을 확인하였다.

차후 온도 변화가 상대적으로 미미한 연료링 (FGGFRing)에 Sensor 1과 Sensor 2를 장착하여 동압 데이터 비교할 예정이다.

참 고 문 헌

1. 임병직 외 3명, "한국형발사체 75톤급 액체로켓엔진 가스발생기 개발현황," 한국추진공학회 2016년도 제47회 추계학술대회 논문집, 2016.12, pp.886-887
2. 김문기 외 3명, "한국형발사체 7톤급 액체로켓엔진 가스발생기 개발현황," 한국추진공학회 2016년도 제47회 추계학술대회 논문집, 2016.12, pp.871-873
3. 임병직 외 5명, "75톤급 액체로켓엔진 가스발생기 개발시제 연소시험," 한국추진공학회 2014년도 제42회 춘계학술대회 논문집, 2014.5, pp.428-431
4. Geogre P. Sutton, Donald M. Ross, "Rocket Propulsion Elements - An Introduction to the Engineering of Rockets," 4th edition, pp.44-88
5. <https://www.kistler.com>