

액체로켓엔진 가스발생기 개발에서의 연소불안정 경험 사례

김문기* · 임병직* · 김성구* · 김종규* · 최환석*

Experience Cases of Combustion Instability in Development of Gas Generator for Liquid Rocket Engine

Munki Kim* · Byoungjik Lim* · Seong-Ku Kim* · Jong-Gyu Kim* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

The gas-generator open cycle is adapted for liquid rocket engine of Korea Space Launch Vehicle-II. The combustion instability can interfere with combustion performance and cause a noise and vibration or carry the potential for serious damage. This study introduces the experience cases of combustion instability in development of the gas generator for liquid rocket engine.

초 록

한국형발사체에 적용되는 액체로켓엔진은 가스발생기 개방형 엔진 사이클을 채택한다. 가스발생기에서 연소 불안정이 발생하면 연소 성능이 변하고 진동, 소음 등의 문제점을 야기하거나 하드웨어의 손상을 초래할 수 있다. 본 연구에서는 액체로켓엔진의 가스발생기를 개발하면서 나타난 연소불안정 경험 사례를 소개하고자 한다.

Key Words: Combustion Instability(연소불안정), Korea Space Launch Vehicle-II(한국형발사체), Gas Generator(가스발생기), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진)

1. 서 론

현재 한국항공우주연구원에서 개발하고 있는 한국형발사체는 가스발생기 개방형 엔진 사이클을 적용한 3단형 우주발사체로 1, 2, 3단 엔진 모두 액체산소와 케로신(Jet A1)을 추진제로 사용하는 액체로켓엔진을 적용하고 있다[1-4]. 액체로켓엔진 개발에 있어서 연소 성능과 마찬가지로

연소 안정성 역시 매우 중요한 요소인데 고주파 연소 불안정이 발생하게 되면 하드웨어에 심각한 손상을 입혀 엔진 임무 수행을 실패할 수 있다. 또한 저주파 불안정이 발생하는 경우에도 엔진 작동에 영향을 끼치거나 진동 등에 의해 엔진 탑재체를 파손시킬 수 있다[5, 6].

본 논문에서는 한국형발사체용 액체로켓엔진의 주요 구성품 중의 하나인 가스발생기 개발과정에서 나타난 연소 불안정 사례에 대해 간략히 소개하고 불안정 발생 전후의 연소 성능 변화에 대해 설명하고자 한다.

* 한국항공우주연구원 연소기팀

† 교신저자, E-mail: kimun77@kari.re.kr

2. 가스발생기 개발

2.1 가스발생기 개요

한국형발사체용 가스발생기는 1, 2단 엔진에는 75톤급 가스발생기, 3단 엔진에는 7톤급 가스발생기를 개발하고 있다[3, 4]. 75톤 가스발생기의 경우 현재까지 단품시험용 개발시제와 엔진납품용 엔진개발시제를 제작하여 연소시험을 수행하였으나 연소 불안정은 발생하지 않았다[3].

7톤급 가스발생기는 Fig. 1과 같은 모델링 형상으로 설계되었으며 현재까지 다수의 개발시제 및 엔진개발시제를 제작하였다[4]. 가스발생기 시제는 연소 성능과 안정성을 검증하기 위하여 다수의 연소시험을 수행하였다. 시험 조건은 설계목표의 연소실 압력과 혼합비를 중심으로 상하, 좌우의 시험영역을 포함하여 연소시험을 수행하였다.

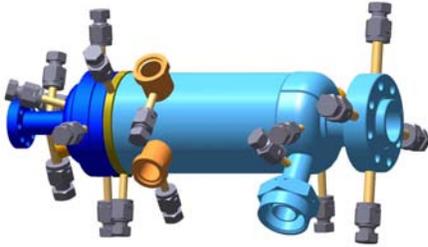


Fig. 1 7 tonf gas generator modeling

2.2 음향 해석

가스발생기의 연소실에서 생성된 연소가스는 터빈 매니폴드 내부의 터빈 노즐목에서 질식(choking)이 되기 때문에 가스발생기와 터빈 매니폴드는 하나의 음향 시스템으로 연동된 공진 특성을 나타내게 된다. 따라서 Fig. 2와 같이 가스발생기와 터빈 매니폴드와의 조합체에 대한 선형 음향 해석을 수행하여 각각의 공진 주파수에 해당하는 음향 모드를 분석하였다. 설계점 조건에서의 음향 해석 결과 Fig. 3과 같이 음향 모드 중에서 약 353 Hz의 1L 모드가 가장 강하게 나타나고 있음을 확인하였다. 이 주파수는 Fig. 2의 오른쪽 그림과 같이 터빈 매니폴드 형상에

서 긴 쪽의 유로에서 발생하는 공진 주파수를 의미한다.

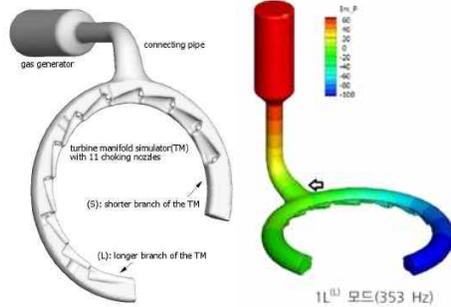


Fig. 2 Acoustic analysis model of gas generator and turbine manifold

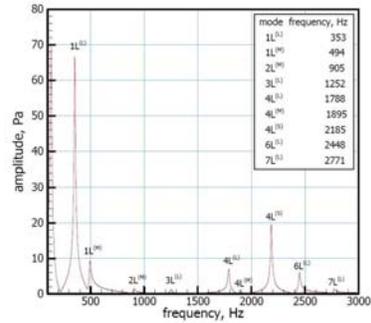


Fig. 3 Acoustic analysis result of gas generator and turbine manifold

3. 연소불안정 사례

3.1 개발시제 연소시험

7톤급 엔진용 가스발생기 개발시제에 대한 연소시험을 수행하였다. 연소시험 결과 일부 시제의 경우 연소실 압력이 낮은 탈설계점 조건이나 설계점의 long duration 시험 조건에서 연소 불안정이 발생하였다. 파워 스펙트럼 분석 결과 특성 주파수는 시험 조건에 따라 대략 260 ~ 350 Hz 범위에서 나타나며 이는 음향 해석 결과의 1L 모드의 공진 주파수에 해당하는 값이다.

가스발생기에서 1L 모드의 연소 불안정이 발생하게 되면 가스발생기의 연소 특성인 분사기

차압, 연소가스 온도, 혼합비, 압력섭동, 진동 등이 변하게 된다[7]. 즉, 연소 불안정이 발생하면 연소실 내부의 화염영역이 이동하게 되어 분사기의 차압 특성이 수류시험에 가까운 특성으로 변하게 되어 분사기 차압이 감소하였다. 이에 따라 추진제 유량이 변하게 되어 혼합비는 증가하였으며 이에 따라 연소가스 온도도 상승하였다. 또한 냉각채널을 통과하는 연료의 온도 상승분이 줄어드는 것을 확인하였으며 압력 섭동 및 진동의 크기가 줄어드는 경향을 보였다[7].

3.2 엔진개발시제 연소시험

7톤급 가스발생기 엔진개발시제의 연소시험 중 설계점 50초 연소시험의 가스발생기 압력선도 및 터보펌프(turbopump, TP) 회전수(rpm)의 결과를 도시하면 Fig. 4와 같다. 압력 결과를 살펴보면 대략 37초 경 가스발생기 압력 및 TP rpm이 급격히 변하는 지점을 확인할 수 있다.

Fig. 5는 같은 연소시험에서의 연소실 압력섭동 결과를 도시한 그래프이며 마찬가지로 37초 경 연소불안정이 발생하면서 압력섭동이 변동되는 지점이 발생하며 연소 종료까지 불안정이 유지되었다. Fig. 5의 아래 그림은 69초부터 69.1초까지의 압력섭동 결과인데 압력 섭동의 peak-to-peak은 대략 ± 10 bar로 나타나며 sine 파에 가까운 형태를 유지하고 있다.

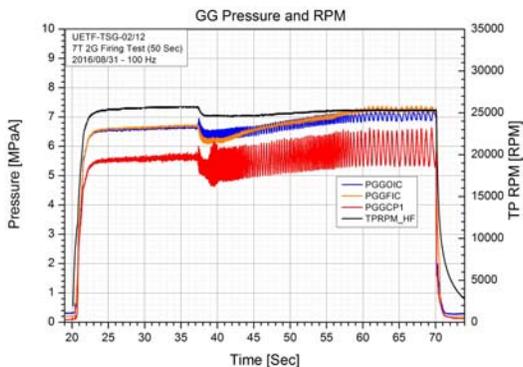


Fig. 4 Variation of gas generator pressure and TP rpm

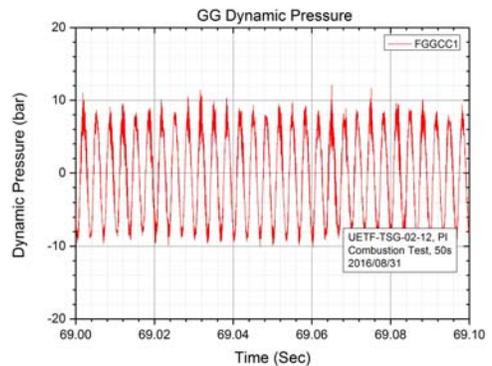
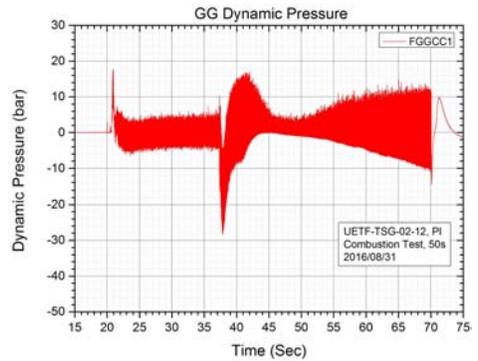


Fig. 5 Pressure fluctuation variation at gas generator chamber

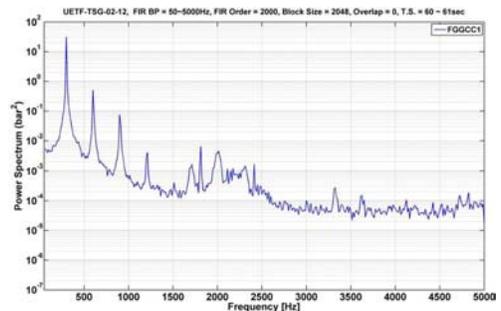


Fig. 6 Power spectrum of pressure fluctuation at gas generator chamber

가스발생기 연소실 압력섭동에 대한 파워 스펙트럼을 분석한 결과는 Fig. 6에 도시하였다. 그 결과 특성 주파수는 약 300 Hz에서 세기가 가장 크게 나타났으며 이는 앞서 음향 해석 결과의 1L 모드에 해당되는 것으로 판단하였다.

연소 불안정이 발생한 엔진개발시제의 경우 단품시험인 수락시험에서는 연소 불안정이 발생

하지 않았다. 단품시험과 엔진시험의 차이점을 살펴본 결과 가스발생기로 공급되는 산화제의 밀도가 엔진시험에서 더 높기 때문에 가스발생기의 산화제 분사기 차압이 줄어들어 따라 연소 안정성에 영향을 미치는 것으로 파악되었다. 주파수가 낮은 저주파 연소 불안정의 경우 분사기 차압을 증가시키는 경우 연소 안정성 마진이 증가하는 것으로 보고된 바 있다[5]. 따라서 향후 가스발생기 시제의 경우 분사기 차압을 증가시킨 설계로 제작하여 연소시험을 통해 검증할 예정이다.

4. 결 론

한국형발사체용 액체로켓엔진에 적용하는 가스발생기의 연소불안정 경험 사례에 대해 살펴보았다. 일부 개발시제 및 엔진개발시제의 경우 1L 음향모드에 해당하는 연소 불안정이 발생되었다. 연소 불안정이 발생되면 가스발생기의 연소 특성과 작동성이 변하게 되어 엔진 임무를 수행하는데 어려움을 주게 된다. 이에 가스발생기의 연소 불안정에 대한 해결 방안을 마련하였으며 이에 대한 검증 시험을 수행할 예정이다.

참 고 문 헌

1. 김종규, 김현준, 강동혁, 최환석, “한국형발사체 75톤급 엔진 연소기 개발현황,” 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2016.
2. 김현준, 김종규, 강동혁, 최환석, “한국형발사체 7톤급 액체 로켓 엔진 연소기 개발현황,” 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2016.
3. 임병직, 김문기, 김종규, 최환석, “한국형발사체 75톤급 액체로켓엔진 가스발생기 개발현황,” 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2016.
4. 김문기, 임병직, 김종규, 최환석, “한국형발사체 7톤급 엔진 가스발생기 개발현황,” 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2016.
5. Dieter K. Huzel and David H. Huang, “Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines,” Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol 147, AIAA, 1992.
6. D. J. Harrje and F. H. Reardon, “Liquid Propellant Rocket Instability,” NASA SP-194, 1972.
7. 김문기, 임병직, 김종규, 최환석, “연소 불안정에 의한 가스발생기 연소 특성 변화,” 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2014.