

액체로켓엔진 연소기 개발에서의 연소불안정 경험 사례

김종규* · 김현준* · 김성구* · 최환석*

Experience Cases of Combustion Instability in Development of Thrust Chamber for Liquid Rocket Engine

Jonggyu Kim*† · Hyeon-Jun Kim* · Seong-Ku Kim* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

A combustion instability has been one of the most serious problems in the development of combustion devices including rocket engine and gas turbine. In particular, a high-frequency combustion instability generated by resonant coupling between combustion phenomena and acoustic oscillations within thrust chamber causes severe damage to the hardware. Because it is accompanied by high amplitude pressure oscillations and excessive heat flux to the chamber wall. Therefore, combustion instability is one of the difficult problems that must be resolved in developing liquid rocket engine. This paper describes the cases of combustion instability encountered during the development of thrust chamber for KSR-III and KSLV-II.

초 록

연소불안정은 로켓엔진과 가스터빈을 포함하는 연소장치의 개발에 있어서 가장 심각한 문제 중의 하나이다. 특히, 연소실에서의 연소와 음향섭동과의 공진에 의해 야기되는 고주파 연소불안정은 하드웨어에 심각한 손상을 초래한다. 왜냐하면 고주파 연소불안정은 높은 압력섭동과 연소실 벽면으로의 과도한 열유속을 동반하기 때문이다. 따라서 연소불안정은 액체로켓엔진 개발에 있어서 반드시 해결되어야 하는 문제 중의 하나이다. 본 논문에서는 액체추진과학로켓(KSR-III) 및 한국형발사체(KSLV-II) 엔진 연소기 개발에 있어서 연소불안정의 경험 사례를 소개한다.

Key Words: Combustion Instability(연소불안정), Korea Space Launch Vehicle-II(한국형발사체), Thrust Chamber(연소기), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진)

1. 서 론

액체로켓엔진 연소기 개발에 있어서 성능과 더불어 반드시 확인되어야 하는 것이 연소안정성 여부이다. 특히 로켓엔진 연소기에서 고주파 연소불안정은 연소실 내부에서 발생하는 공진 음향파와 연소과정에서 발생하는 열방출이 상호

* 한국항공우주연구원 연소기팀

† 교신저자, E-mail: bellstar@kari.re.kr

결합되어 나타는 것으로 높은 진폭의 압력 섭동과 연소실 벽면으로의 과도한 열전달이 수반되어 연소기 자체를 손상시키는 결과를 가져오므로 개발에 있어서 반드시 해결되어야 하는 난제 중의 하나이다. 연소불안정은 1930년대에 발견되어 이후 그 원인과 해결 방법을 찾기 위해 수많은 연구들이 진행되었음에도 불구하고 완벽하게 해결되지 못하고 있다[1, 2, 3].

한국항공우주연구원에서는 한국 최초의 액체 로켓엔진인 KSR-III 엔진, 30톤급 연소기 개발 완료 이후 한국형발사체용 75톤 및 7톤 연소기 개발이 진행되고 있다[4, 5, 6, 7, 8]. KSR-III 엔진 개발 시 연소불안정 문제로 상당히 어려움을 겪었고, 현재 개발 중인 75톤 및 7톤 연소기에서도 연소불안정 문제가 나타났다. 본 논문에서는 위의 연소기들의 개발과정에서 나타났던 연소불안정에 대해 소개한다.

2. 연소기

2.1 연소기 개발

현재까지 한국항공우주연구원에서 개발을 완료하였거나 개발 중인 액체로켓엔진 연소기에서 연소불안정이 발생되었던 연소기의 대략적인 규격을 Table 1에 정리하였다. KSR-III는 내열재 연소실로 구성된 연소기이며, 75톤급 및 7톤 연소기는 재생냉각형 연소기이다. 개발과정에서 나타난 연소불안정은 대부분 1T 모드였으며, 실제 연소조건을 감안한 각 연소기의 1T 모드 주파수도 함께 나타내었다. 연소안정성은 분사기의 형태에 따라 큰 영향을 받는데 KSR-III 엔진은 충

돌형 분사기를 적용하였고, 75톤 및 7톤 연소기는 연소안정성 측면에서 좀 더 유리한 동축 와류형 분사기를 채택하였다. 분사기 튜닝을 통한 연소불안정 해결이 쉽진 않고, 그나마 쉽게 접근할 수 있는 방법이 수동제어기구(passive control device)의 장착이 있다. 대표적인 수동제어기구는 배플(baffle)과 음향공(acoustic cavity)이 있다. KSR-III에서는 음향공을 선택하여 연소불안정 문제를 해결하려 했으나 결국은 배플 장착을 통해 해결하였고, 75톤 및 7톤 연소기는 30톤 연소기 개발과정에서 축적된 배플형 분사기 설계 노하우를 반영하여 연소불안정 문제를 해결하였다.

3. 각 연소기 별 연소불안정

3.1 KSR-III

KSR-III 엔진은 추력 13톤, 연소압력 1.38 MPa, 추진제 유량 60 kg/s의 규격을 갖는 엔진으로 1997년부터 2002년까지 개발되었다. 실물형 엔진 기준으로 EM(Engineering Model) 8기, PM(Protoflight Model) 4기, FM(Flight Model) 8기가 제작되었다. KSR-III 연소실에서는 분사기면 외곽 원주를 따라 Helmholtz 공명기 형태의 음향공을 설치하고, 그 주파수를 1T 모드에 동조시켰다. 그러나 실제로 음향공을 설치하지 않은 기본 연소실뿐만 아니라 음향공을 설치한 연소실에서도 시험 작동조건에 따라 연소불안정 현상이 발생되었고, 많은 시제들이 손상되었다. 시험분석 결과 1T 모드 연소불안정임을 확인하였고, 음향공을 설치하더라도 연소안정성에 기여를 하지 못하는 것으로 판단하였다. 이에 Fig. 3과 같이 최종적으로 1허브 6블레이드 형상의 배플을 설치함으로써 정적 안정성(Statistical Stability) 뿐만 아니라 연소 안정성 평가시험(SRT)을 통해 동적 안정성(Dynamic Stability) 까지 확보됨을 확인하였고, 마침내 2002년 11월 KSR-III 로켓은 성공적으로 발사되었다.

Table 1. Comparison of Thrust Chambers

	KSR-III	75-tonf	7-tonf
연소압[MPa]	1.38	6.0	7.03
총유량[kg/s]	60	243.4	20.5
연소실 타입	내열재	재생냉각	
1T mode[Hz]	1550	1366	4189
분사기 타입	충돌형	동축 와류형	
Stabilizing Device	음향공 → 배플	배플	None → 배플

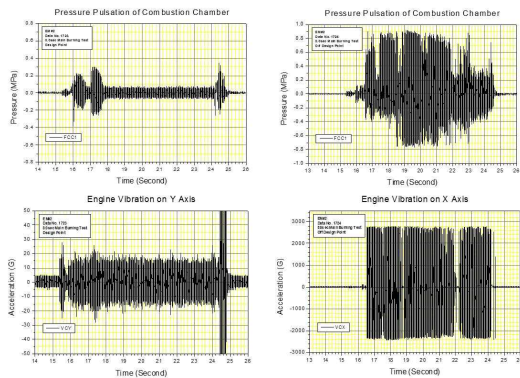


Fig. 1 Pressure Fluctuation(up) & Vibration(down) of Combustion Chamber with(right)/without(left) High Frequency Combustion Instability

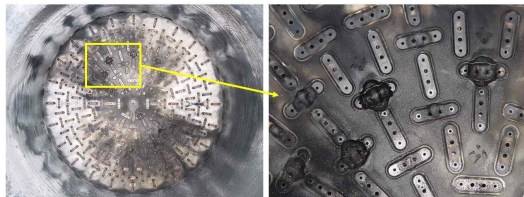


Fig. 2 Damage on Injector Face Plate of Combustion Chamber

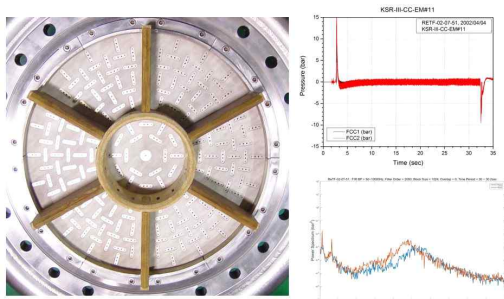


Fig. 3 Adaptation of Baffle and Test Result of KSR-III Engine

3.2 75톤 연소기

75톤 연소기는 한국형발사체 1단 및 2단 엔진에 적용되는 연소기로 연소압력 6.0 MPa, 추진제 유량 243.4 kg/s의 규격을 갖는다. 연소기 개발시제는 기술검증시제 2기부터 나로우주센터 연소기 시험설비에서 개발시험이 수행되었고, 현재까지 총 8기에 대해 연소시험이 수행되었고,

엔진 개발 시제 총 7기의 수락연소시험이 완료되었다. 75톤 연소기에는 그 전까지 개발을 진행했던 30톤급 연소기에 적용한 배플형 분사기를 75톤 연소기에 맞도록 2허브 12블레이드 배열 형상으로 설계하였다. 그러나 75톤 연소기도 기술검증시제 및 초기 개발시제의 연소시험에서 1T 모드 고주파 연소불안정이 발생되었다. Fig. 4에 75톤 연소기의 연소실 압력과 압력섭동을 나타내었다. 산화제 및 연료의 중단밸브를 각각 2개씩 이용하여 연소압력 3.0 MPa을 약 1초 유지하다가 최종적으로 연소압력 6.0 MPa이 되도록 시험을 수행하였는데 저압연소구간에서는 압력섭동이 나타나지 않다가 설계압으로 천이되는 구간부터 압력섭동이 커지기 시작하여 정상구간 동안 계속적으로 유지되었다. 주파수 분석 결과 약 1100 Hz 주파수 특성을 보여 1T 모드 연소 불안정임을 확인하였다. 연소시험 후 헤드부측의 상태는 Fig. 5에 나타난 것처럼 최외곽 배플 분사기가 심하게 손상되었고, 연소실의 압력을 측정하는 포트들이 절단되는 등 강한 진동에 따른 하드웨어의 손상이 발생되었다. 손상된 최외곽 배플 분사기를 제거하고 배플 외형과 동일한 STS 임시 배플을 장착하여 재연시험을 수행한 결과 마찬가지로 연소불안정이 발생되어 본 설계안은 연소불안정에 취약한 설계임을 확인하였다. 그 이후 최외곽 배플 구획(compartment)에 STS 임시 배플을 추가로 장착하고, 또한 2차 블레이드 분사기의 산화제 노즐을 막아 연료만 분무되도록 하여 배플에 의해 형성되는 화염 제거가 연소안정성 개선에 미치는 영향 등을 확인하였다. 그 결과 추가로 장착한 STS 임시 배플이 유효하게 작동하는 구간에서는 고주파 연소불안정이 억제됨을 확인하였다. 후속 모델에서는 위의 방안과 더불어 리세스 길이가 짧은 외부 혼합 분사기를 1T 모드의 에너지가 집중되는 2차 허브 외곽으로 배치하고, 내부 영역에는 리세스 길이가 긴 분사기를 배치하는 설계로 진행하였고, 결과적으로 초기 설계안 대비 압력 섭동의 크기가 상당히 작아 연소불안정이 해소되었음을 최종 확인하였다. 이 후 연소성능, 점화특성 및 열내구성 향상을 위해 2허브 배열 형상에서 1허브

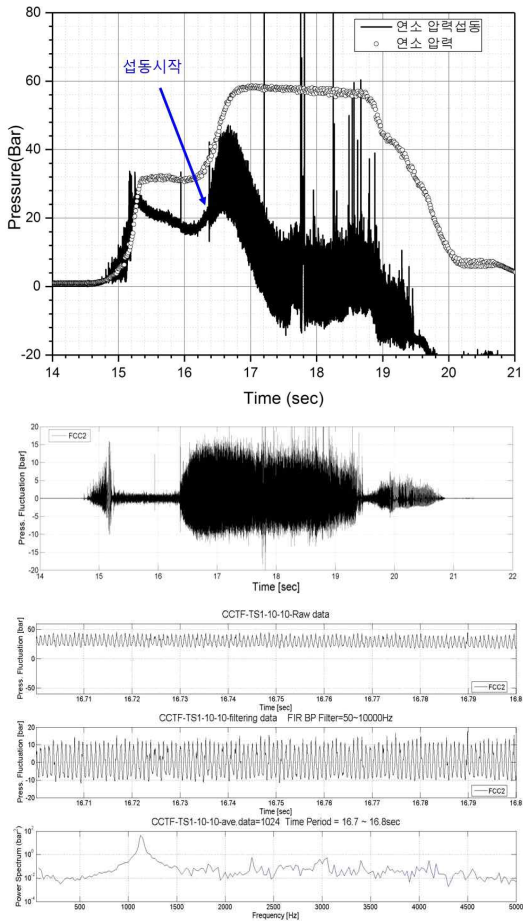


Fig. 4 Occurrence of Spontaneous Combustion Instability during Hot-firing Test of 75tonf Thrust Chamber



Fig. 5 Damage of Periphery Baffle Injectors

브 9블레이드 배열 형상을 적용하였고, 위의 효과를 충족하면서 연소 안정성에도 문제가 없음을 1차적으로 확인하였다. 향후 추가적인 검증이 예정되어 있다.

3.3 7톤 연소기

7톤 연소기는 한국형발사체 3단 엔진에 적용되는 연소기로 연소압력 7.03 MPa, 추진제 유량 20.5 kg/s의 규격을 갖는다. 실물형 기준으로 연소기 개발시제 7기, 엔진 개발시제 4기가 개발되었다. 7톤 연소기는 개발 초기 30톤 연소기 및 75톤 연소기에 적용하였던 배플형 분사기를 적용하지 않았다. 배플형 분사기를 적용하지 않은 시제들에 대한 연소시험들이 진행되었으나 우려했던 연소불안정은 발생되지 않았다. 그러나 연소안정성 평가시험을 수행한 결과 일부 시험 영역에서 1T 모드 고주파 연소불안정이 Fig. 6과 같이 발생되었다. 연소장에 임의의 가진을 주기 위한 펄스건(Pulse Gun)이 기폭되는 약 9.812 초 전에는 압력섭동이 낮은 매우 안정된 연소를 보이다 기폭이 됨과 동시에 상당히 큰 섭동으로 증폭됨을 보이고 있다. 주파수 분석 결과 약 4000 Hz 의 1T 모드 불안정임을 확인하였고, Fig. 7에 두 동압센서의 위상차가 180° 를 보임에 따라 더욱 확실하게 알 수 있었다. 이와 같이 동적 연소안정성을 만족하지 못함을 확인한 후 7톤 연소기에도 배플형 분사기를 적용하였고, 배열 형상은 1허브 3블레이드 형상이다. 배플을 적용한 이후 시제에서는 정적 및 동적 안정성이 있는 것으로 확인되었으며, 추가적으로 몇 가지 문제점들을 해결하기 위해 허브를 없애고 3블레이드로만 구성된 배플 배열 형상을 적용하여 연소성능 및 연소안정성 여부를 확인할 계획에 있다.

결론

액체로켓엔진 연소기 개발 과정 중에 나타난 연소불안정 사례들을 각 연소기 별로 소개하였다. 연소불안정 문제는 연소기 개발에 있어서

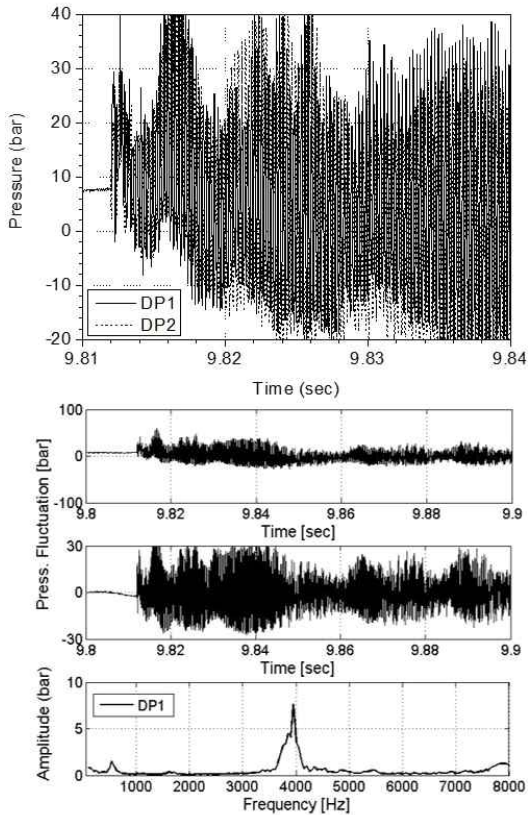


Fig. 6 Occurrence of Triggered Combustion Instability during SRT Hot-firing Test of 7tonf Thrust Chamber

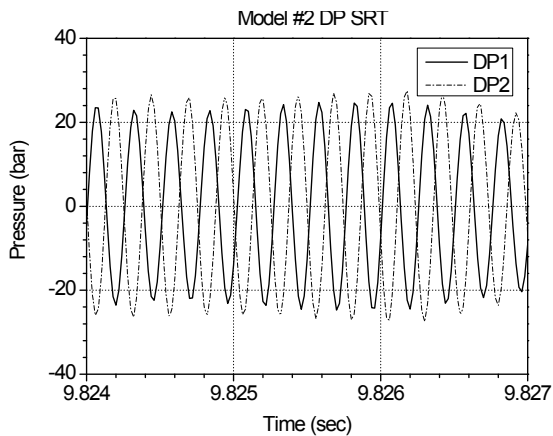


Fig. 7 Filtered Chamber Dynamic Pressure During 1T mode(4000 Hz) Combustion Instability.

반드시 해결해야 하는 중요한 문제이나 그 해결은 쉽지 않다. 현재까지 개발되어 온 액체로켓엔진 연소기에는 기본적으로 연소불안정을 억제할 수 있는 수동제어기구인 배플을 적용하여 연소불안정 문제를 해결하였고, 향후 좀 더 개선된 배플 배열안 시제에 대해 추가적인 검증이 수행될 예정이다.

참고문헌

1. 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
2. D. J. Harje and F. H. Reardon, "Liquid Propellant Rocket Instability," NASA SP-194, 1972
3. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements," 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
4. 최환석, 설우석, 이수용, "KSR-III 액체추진제 로켓 엔진 개발," 한국추진공학회지, 제8권, 제3호, 2004, pp.75~86.
5. 최환석, 한영민, 김영목, 조광래, "추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(I)-연소기," 한국항공우주학회지, 제37권, 제 10호, 2009, pp. 1027~1037.
6. 김종규, 김현준, 강동혁, 최환석, "한국형발사체 75톤급 엔진 연소기 개발현황," 한국추진 공학회 추계학술대회 논문집, 2016
7. 김종규, 임병직, 김문기, 황도근, 최환석, "7톤급 액체로켓엔진 연소기 개발시제 연소시험," 한국추진공학회도 춘계학술대회 논문집, 2015
8. 김종규, 김현준, 강동혁, 최환석, "액체로켓엔진 연소기의 배플 유무에 따른 연소안정성 평가시험 결과," 한국추진공학회도 춘계학술대회 논문집, 2015