

모의 추진제를 이용한 액체로켓엔진용 다중 분사기의 연소안정성 평가 방법

이광진* · 서성현* · 송주영* · 설우석*

Combustion stability assessment of multi-injector using simulant propellant in LRE

Kwang-Jin Lee* · Seonghyeon Seo* · Joo-Young Song* · Woo-Seok Seol*

ABSTRACT

The objective of the present study is to conduct model combustion tests for double swirl coaxial injectors to identify their combustion stability characteristics. Gaseous oxygen and mixture of methane and propane have been used as simulant propellants. Two model chambers tuned to the 1T acoustic resonance mode of a full-scale thrust chamber were manufactured to be used as a combustion cylinder. The main idea of the experiment is that the mixing mechanism is considered as a dominant factor significantly affecting combustion instability in a full-scale thrust chamber. Self-excited dynamic pressure values in a model chamber show different combustion stability zones with respect to a recess number. Upon test results, couplings between combustion conditions and the 1T acoustic resonance mode become strengthened with the increase of a recess length.

Key Words: Combustion Stability(연소 안정성), Acoustic resonance mode(음향 공진 모드), double swirl coaxial injector(이중 와류 동축형 분사기)

1. 서 론

액체로켓엔진 연소실 내에서 발생하는 연소 불안정 현상은 지금까지 연소기 개발에 있어서 가장 큰 난제로 여겨져 왔으며, 따라서 많은 연구자들에 의해 본 현상의 이해 및 해결 방법이 현재까지 지속적으로 연구되어지고 있다. 기본적인

으로 음향학적으로 제한된 연소실은 공진 진동에 대한 무한개의 모드를 갖으며, 연소과정에 관련된 열소산은 잠정적으로 음향학적 진동을 유발시키는 조건을 제공한다. 결과적으로 음향학적 압력 및 속도 진동은 국부적인 연소율 변화를 유발한다. 단일 연소율 진동 폭이 크거나 연소율과 압력진동사이의 위상차가 작다면 불안정 현상이 발생할 수 있는 조건이 된다. 불안정으로 인한 손상은 단위 체적당 에너지 밀도가 큰 경우, 즉 성능이 증가하는 만큼 많이 나타나

* 한국항공우주연구원 엔진그룹
연락처, E-mail: lkj@kari.re.kr

며 또한 상대적으로 쉽게 발생한다. 이러한 연소 불안정은 에너지소산율의 공간상 분포, 연소 지연시간, 에너지 감쇠력, 연소실크기 등과 관련이 있다. 이러한 이유로 액체 로켓 엔진은 개발 초기 단계에서부터 연소 불안정에 대한 세심한 고려가 필요한데, 실제 크기 엔진의 연소 시험을 수행하기 전에 경제적, 시간적으로 효과적인 개발 진행을 위해 subscale 단위의 모델 연소기 시험을 이용하여 fullscale 연소기에서 발생할 수 있는 연소 불안정 현상을 예측하거나 비교할 수 있는 여러 방법들이 고안 또는 개발되었다 [1]. 본 논문에서는 분사기의 안정성 평가 방법으로 모의 추진제의 상사조건을 이용한 모델 연소시험을 적용하였으며 이 과정에서 이루어지는 시험절차 및 방법에 대하여 서술하고자 한다.

2. 시험방법

2.1. 개요

본 논문에서 수행한 액체로켓엔진 분사기의 연소 안정성 특성 파악을 위한 실험적 접근 방법은 몇 가지의 물리적 조건들을 가정한 상태에서 진행되었다. 실제 액체로켓엔진 연소기 내에서 발생하는 여러 연소과정 중에서 음향학적 진동을 지배하는 물리적 현상은 혼합과정이라고 가정하고 지연 시간 τ (time delay)를 연소 과정에서 가장 긴 시간 인자로 가정한다는 것이다. 또한 액체연료에 대한 모의 추진제로 사용되는 기체 연료는 열 발생 변화에 의해 음향진동을 유발시키며, 열 및 음향 에너지 변화는 분사기 출구 근처의 안정화된 초기 화염영역에서 주로 나타난다는 조건하에 이원 추진제 분사기의 연소영역에서의 화염 형태는 주변 분사기에 의해 부분적인 영향을 받으며, 분사기 특유의 연소 과정에 의해 크게 영향 받게 된다.[2][3][4]

특히 연소실 내의 압력이 추진제의 임계 압력을 초과하였을 시에는 연소실내로 분무되는 액적의 상(phase)을 분간할 수 없기 때문에 더욱 더 액적의 기화 메커니즘보다는 혼합 과정이 연소 현상에 영향을 미치는 주요 메커니즘이 된다고 가

정할 수 있다.

2.2. 모델연소실

모델 연소실의 대상이 된 실제 연소실은 내경 380mm, 길이 $L_{eff,a} = 446mm$ 이다. 실제 연소 시험 시 음향학적 고유 주파수는 식(1)으로 계산된다[5].

$$f_{lmn} = \frac{C}{2\pi} \sqrt{\frac{\lambda_{lmn}^2}{R_c^2} + \frac{l^2 \pi^2}{L_c^2}} \quad (1)$$

위 식을 통해 예측되는 실물형 연소기의 경우 1T모드는 설계점 영역에서 1850Hz가 되며 이 주파수를 동조시키는 조건으로 모델연소실의 크기를 결정하게 된다. 그 결과 얻어진 다중분사기용 모델연소실의 크기는 $R_c = 87mm$,

$L_c = 306mm$ 이 된다. 또한 장시간의 시험을 위해 모델 연소실은 이중채널구조로 되어 있으며 210g/s의 냉각수로 벽면을 보호하게 설계 되었다.

2.3. 모의추진제의 적용

실 유체를 적용한 연소 시험 시에는 액체산소를 산화제로 케로진을 연료로 사용하게 되는데, 본 시험에서는 앞에서 기술한 바와 같이 혼합 과정이 연소 불안정에 가장 큰 영향을 미치는 메커니즘이라 가정된 상태에서 산화제로는 기체 산소를 연료로는 메탄과 프로판의 혼합기체를 모의 추진제로 사용하였다. 혼합 과정에 가장 큰 영향을 끼치는 물리량은 연료와 산화제의 분사기 출구 운동량 비가 된다. 따라서 실제시험과 모델시험에서의 밀도비와 속도비를 식(1)과 같이 동일하게 유지하면 궁극적으로 운동량 비가 같게 된다.[6][7]

$$\bar{\rho} = \frac{\rho_o}{\rho_f} = \frac{\rho_o m}{\rho_f m}, \quad (1)$$

$$q = \bar{\rho}^{0.5} \bar{U} = \frac{A_f}{A_o} \times \frac{m_o}{m_f} \times \sqrt{\frac{\rho_f}{\rho_o}} \quad (2)$$

2.4. 분사기 선정

시험에 사용된 분사기는 이중스웰 동축분사기 로써 최적 설계가 진행되었을 때 다른 유형의 분사기에 비하여 상대적으로 효과적인 연소 효

을 및 안정성을 보이는 장점을 갖고 있다. 이런 이유로 러시아를 포함한 많은 액체로켓엔진 기술선진국에서는 자국에서 개발한 연소기에 동축형 분사기를 적용해 왔다. 본 연구에 사용된 분사기는 Fig.1에 나타난 것과 같은 형태로 실제 실물형에서 사용될 예정에 있다.

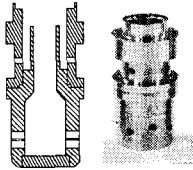


Fig.1 시험용 분사기

시험은 합몰길이가 다른 두가지의 분사기를 가지고 수행하였으며 그에 대한 분사기의 사양은 Table1에 나타나 있다.

Table 1. 시험용 분사기 사양

분사기	A	B	단위
차압(산화제/연료)	10.4/10.4		bar
분산각(2 α)(산화제/연료)	65/120		deg
노즐내경(산화제/연료)	4.1/8.1		mm
홀 개수(산화제/연료)	8/4		-
홀 내경(산화제/연료)	1.75/1.05		mm
합몰길이	1.9	3.2	mm
합몰비	0.6	1.0	-

2.5. 시험장치

본 연구의 전체적인 시험장치에 대한 모습이 Fig.2 에 나타나 있으며 시험장치는 크게 모델 연소실과 다중분사기가 장착되는 시험대와 유량 공급 및 제어가 이루어지는 유공압 라인 그리고 자료 획득 및 분석이 이루어지는 계측설비로 구성된다. Fig.3은 시험대의 모습을 보여 주는 것으로 시험대에 장착되는 모델연소실에는 내부에서 발생하는 동압신호 측정을 위한 PCB사의 123A21 센서가 원주방향으로 135도 간격으로 2개가 장착된다. 그리고 분사기에 공급되는 모의 추진제의 압력 및 온도측정을 위한 센서가 각 메니폴드에 장착되어 있다. 유량제어는 오리피스와 니들밸브를 이용하여 이루어지며 시험자료는 B&K사의 PULSE 3560D와 DEWETRON사

의 데이터 기록 장치를 이용하여 각 유량 조건에서 3초 동안 자료를 측정하게 된다.

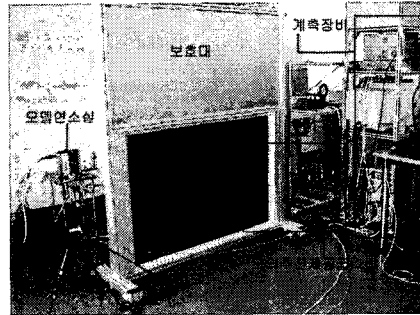


Fig.2 시험 설비

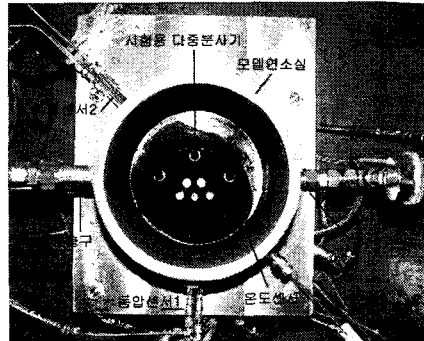


Fig.3 다중분사기와 모델연소실

2.6. 시험조건

실물형 연소기에서의 시험조건에 근거하여 본 연구의 조건을 설정 하였으며 실물형 연소기의 운영조건은 Table 2에 나타나 있다. 이 값은 설계점 영역에서 혼합비 및 연소압 조건으로 10~15% 상향 및 하향된 조건이 된다. 여기서 Q_0 는 산화제의 volume flow rate를 의미한다. 본 연구에서 적용된 조건은 분사기간의 비교평가를 위해 실물형 운영조건을 넘어선 영역까지 확대하게 되었다.

Table 2. 실물형 연소기의 운영 조건

조건	q	Q_0 (liter/sec)
#1	1.990	0.168
#2	2.691	0.189
#3	2.691	0.255
#4	1.989	0.226

3. 시험결과

Fig.4에서부터 Fig.6까지는 A분사기의 시험결과를 나타내는 것으로 Fig.4는 전 시험영역에서의 주파수 변화를 보여주고 있다. 이것을 보면 특정 주파수의 변화가 시험조건에 따라 천이되는 것을 알 수 있는데 이는 모델연소실내에서의 연소현상과 연소실의 음향공진 모드가 coupling되어 발생된 것으로 판단된다. 앞서 언급한 실물형 연소기의 1T모드 주파수가 1850Hz라고 할 때 Fig.4를 통해 관찰되는 주파수 중 1500Hz에서 2200Hz 영역의 주파수를 보면 동조하고자 하는 주파수에 모델 연소실이 적절히 일치되어 설계되었음을 알 수 있다. 이 사이에서 주파수가 변화되는 이유는 시험 조건에 따른 모델 연소실내에서의 온도변화로 인한 음속의 변화를 꼽을 수 있으며 이는 공진 주파수의 변화를 가져오게 된다. 다음으로 관심의 대상이 되는 것은 이 주파수의 진폭값이라고 할 수 있다. 주파수의 진폭이 클수록 그 주파수에 구조물의 공진모드가 일치하게 되면 구조물의 파괴가 이루어지므로 그 주파수를 발생시키는 시험조건은 악조건이 되게 된다. 따라서 이 조건이 실물형 연소기의 운영조건에서 멀수록 그 분사기는 좀더 안정한 분사기로 평가 할 수 있게 된다.

Fig.5는 본 연구에서 적용된 시험넘버를 시험변수 q 와 Q_0 축에 나타낸 것으로 넘버의 순서대로 시험조건을 변경해 가며 연구를 수행하였다. 숫자와 더불어 그려진 원의 크기는 1400Hz에서 2300Hz사이에서 최대 진폭의 값을 나타낸 것이다. 이해를 돕고자 Fig.6에 그 값을 다시 도시화하였다. 이 값을 살펴보면 시험넘버 1~10, 20번 영역, 40번 영역에서는 연소현상이 음향모드와 coupling이 되지 않고 있음을 알 수 있다. 반면 시험넘버 15번, 25번, 32번, 48번 영역에서는 연소현상이 음향모드와 coupling이 되면서 불안정성을 보여 주게 된다. 이 값을 보면 불안정성이 커지는 특정 주파수의 범위가 존재하는 것처럼 보이며 다른 조건에서는 충분히 자발 불안정의 가능성을 갖고는 있지만 연소현상이 음

향공진모드와 coupling이 되지 않는 것은 깊이 있게 관찰 될 부분으로 판단된다.

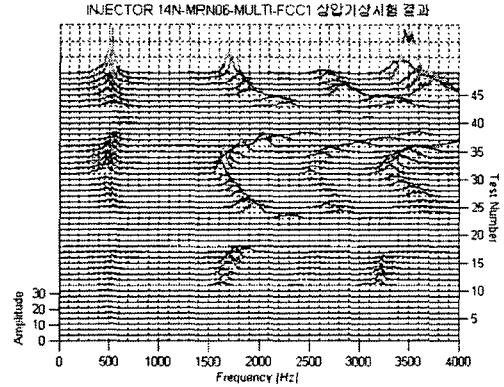


Fig.4 다중분사기 A의 주파수 변화

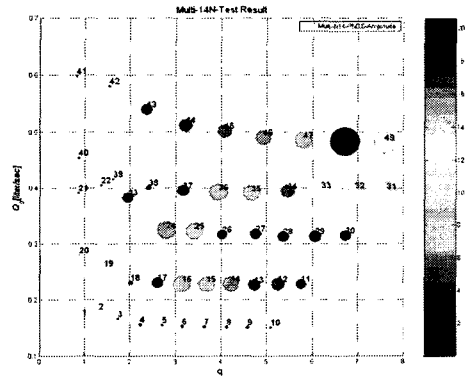


Fig.5 다중분사기 A의 1T관련 주파수의 진폭변화

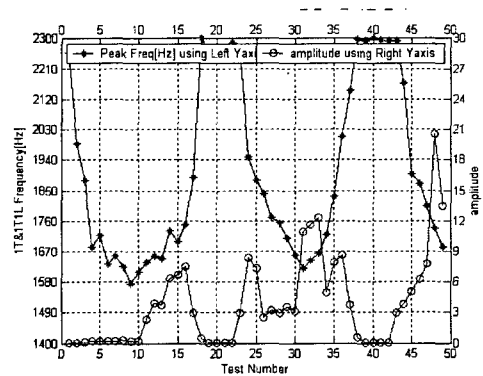


Fig.6 다중분사기 A의 최대진폭변화

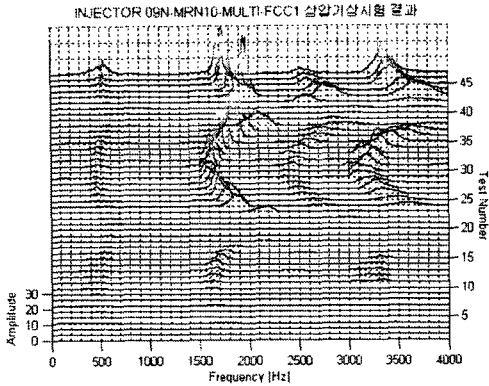


Fig.7 다중분사기 B의 주파수 변화

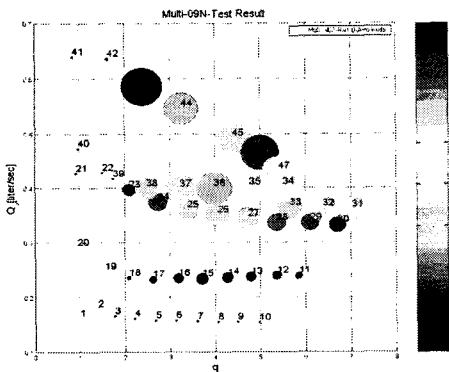


Fig.8 다중분사기 B의 1T관련 주파수의 진폭변화

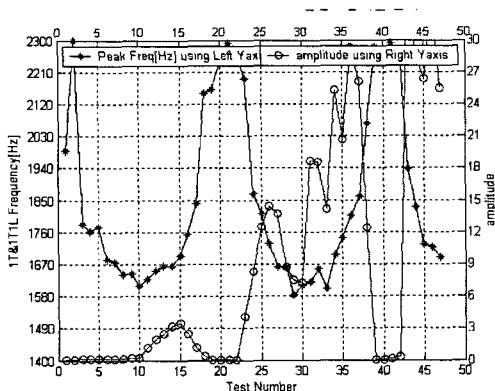


Fig.9 다중분사기 B의 최대 진폭변화

Fig.7에서 Fig.9는 B분사기의 시험결과를 나타내는 것으로 그림이 갖고 있는 의미는 앞서 설명한 것과 같다. B분사기의 경우 Fig.9를 보면 시험넘버 15번, 26번, 31~38번, 43~49번 영역이 연소현상과 음향공진모드의 coupling이 나타나는 영역으로 판단되며 15번 영역을 제외한 다른 영역에서는 그 크기가 A분사기에 비해 크게 나타남을 알 수 있다. 앞서 분사기의 사양에 대해서도 설명을 하였지만 A분사기와 B분사기가 다른 점은 함몰비가 A분사기는 0.6, B분사기는 1.0이라는 것이다. 이를 볼 때 시험넘버 1~23번까지는 두 분사기 모두 거의 비슷한 경향을 보이지만 그 이상의 다른 조건에서는 분사기의 함몰비가 갖는 특성에 따른 연소현상의 변화가 동일한 음향공진모드를 갖는 모델연소실을 사용하였을 경우 다르게 나타남을 알 수 있다. 앞서 언급한 실물형 연소기의 시험조건을 본 연구에서의 시험넘버와 비교하여 보면 시험넘버 3번, 5번, 19번, 17번이 이루는 사각형의 범위 정도로 표시되며 이 영역 내에서는 두 분사기 모두 안정적인 연소현상을 보여 준다고 할 수 있다.

4. 결 론

모의추진제의 상사를 통한 상압 조건하에서의 모델연소시험을 함몰비가 다른 분사기를 가지고 수행하였다. 실물형 연소기가 갖는 1T음향공진모드를 동조시킨 모델연소실을 제작하여 연구에 사용하였으며 그 결과 원하는 주파수 영역에서의 변화를 관찰 할 수 있었다. 시험에 사용된 두 종류의 분사기 모두 실물형 연소기가 운영되는 영역 내에서는 안정된 연소현상을 보였으나 특정 조건에서 연소현상과 모델연소실의 음향공진모드가 coupling되는 현상이 관찰 되었고 그 값이 두드러지게 나타나는 주파수 대역이 존재함을 알 수 있었다. 앞으로 액체로켓엔진의 음향불안정 제어기구로 사용되고 있는 음향공과 배플을 적용한 시험이 이뤄질 경우 실물형 액체로켓엔진의 개발에 더욱더 의미 있는 시험결과를 얻게 되리라 사료된다.

참 고 문 헌

- [1]Fisher, S. C., Dodd, F. E., and Jensen, R. J., "Scaling Techniques for Liquid Rocket Combustion Stability Testing," Chapter 21, Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 169, 1995.
- [2]Pikalov, V. P., Shibanov, A. A., Narizhny, A. A., Agarkov, A. F., and Nedashkovsky, A. K., "Studies of the Combustion Stability to Acoustic Oscillations Using KARI Injectors of Basic Configuration under Model Operation Conditions," Progress Report of KARI-00-14, Phase 2, PART C, January, 2001.
- [3]Natanzon, M. S., "Combustion Instability," Mashinostrojenie, Moscow, 1986.
- [4]Dexter, C. E., Fisher, M. F., Hulk, J. R., Denisov, K. P., Shibanov, A. A., Agarkov, A. F., "Scaling Techniques in Liquid Rocket Engine Combustion Devices Testing," the 2nd International symposium on liquid rocket engines, Paris, 1995.
- [5]V. Yang and W.E. Anderson, "Liquid Rocket Engine Combustion Instability," Vol.169
- [6]서성현, 이광진, "분사기의 연소 안정성 평가를 위한 실험적 방법 연구", 한국항공우주학회지, 제32권, 제4호, pp.61-66,2004
- [7]이광진, 서성현, 문일윤, 김홍집, 설우석, "분사기 안정성 평가를 위한 상압 기상 연소시험," 제4회 우주 발사체 기술 심포지엄 논문집, pp. 28-32, 한국과학기술원, 2003.