

모델 연소시험을 통한 분사기 연소안정성과 화염구조에 대한 연구

송주영* · 이광진** · 서성현*** · 한영민**** · 설우석*****

Study on Combustion Stability and Flame Structure of Injectors Through Subscale Combustion Tests

Ju-Young Song* · Kwang-Jin Lee** · Seonghyeon Seo*** · Yeoung-Min Han**** · Woo-Seok Seol*****

ABSTRACT

The objective of the present study is to conduct model combustion tests for various injectors to identify their combustion stability characteristics. Three different double swirl coaxial injectors with variation of a recess number have been tested for the comparative study of stability characteristic and flame structure. Gaseous oxygen and mixture of gaseous methane and propane have been employed for simulating actual propellants used for a fullscale thrust chamber. Upon test results, the direct comparison between various types of injectors can be realized for the selection of the best design among prospective injectors.

초 록

본 연구에서는 다양한 분사기들의 연소 안정성 특성을 확인하기 위해 모델 연소 시험을 수행하였다. 다른 모든 조건이 동일한 경우 함몰 길이만 변경된 세 가지 경우의 이중 와류 동축형 분사기에 대해 안정성 특성과 화염 구조를 비교하였다. 실제 연소기에 사용되는 추진제를 모사하기 위해 기체 상태의 산소와 메탄과 프로판의 혼합기체를 사용하였다. 이러한 시험 결과를 통해 구해질 수 있는 동압특성과 CH 화염이미지를 이용하여 여러 후보 분사기 중에서 가장 안정적인 분사기를 선택할 수 있다.

Key Words: Fluid Combustion Stability (연소 안정성), Model Test (모델 시험), Liquid Rocket (액체로켓), Coaxial Injector (동축형 분사기), Emission Image (화염 이미지)

* 한국항공우주연구원 엔진그룹, jysong@kari.re.kr
** 한국항공우주연구원 엔진그룹, lkj@kari.re.kr
*** 한국항공우주연구원 엔진그룹, sxs223@kari.re.kr
**** 한국항공우주연구원 엔진그룹, ymhan@kari.re.kr
***** 한국항공우주연구원 엔진그룹, wsseol@kari.re.kr

1. 서 론

연소 불안정은 액체로켓엔진 개발 중에 발생

할 수 있는 여러 가지 기술적 문제 중에 그 현상의 복잡함으로 인해 그 해결 방법이 매우 난해한 것이라 할 수 있다.[1]

연소 불안정의 예측 방법 및 해결 방법에 대한 연구는 꾸준히 그리고 매우 다양하게 진행되어 왔으나, 불행하게도 연소 불안정 현상 자체의 복잡함에 의해 현재도 그 이해의 수준이 매우 낮으며 특히 개별 연소기에 대한 예측 방법이 거의 전무한 상태라 해도 과언이 아니다. 현재까지는 단순하게 연소기 내부에서 발생하는 연소 불안정 억제에 대한 전반적인 설계 지침 정도가 존재할 뿐 실제 크기의 연소기를 설계, 제작하였을 시에 나타날 수 있는 연소 현상에 대한 예측 방법은 없다. 언급한 바와 같이 이전 사례를 보면 실제 크기의 엔진이 설계되고 제작된 후 연소 안정성 문제가 거론되는 일들은 드물지 않게 발생하였으며, 결과적으로 엔진 개발의 일정상, 비용상 매우 나쁜 영향을 초래하게 되었다.

액체 로켓 엔진 개발에 있어서 실제 연소기에서 발생할 수 있는 현상들을 모사하기 위한 모델 시험은 매우 다양하게 진행되어 왔으며, 그 가운데 연소 불안정 특성 예측 및 해결 방안 모색을 위한 모델 시험이 구상되었다[2,3,4]. 본 연구에서는 상대적으로 안정성이 높은 분사기를 선정하기 위해 종전에 수행되었던 안정성 특성과 함께 iCCD 카메라를 이용한 화염 이미지 해석 방법을 연구를 통해 새롭게 정의 및 분석하였다.

2. 시험 방법

2.1 개요

본 연구에서는 기체 연료 및 산화제를 사용하여, 대기압 조건에서 모델 연소실 내에서 열 발생과 결합하여 자발적으로 발생하는 음향 특성과 CH 화염 이미지 결과를 제시하였다. 본 모델 시험이 실제 연소 조건을 상사한다고 간주할 수 있는 기본적인 물리적 가정은 연소기내에서 형성되는 열 발생을 지배하는 물리적 현상은 혼

합 과정(mixing process)이라는 것이다.[4,5]. 특히 본 연구에서 모사 대상으로 설정한 연소기와 같이 연소실 내의 압력이 추진제의 임계 압력을 초과하였을 시에는 연소실내로 분무되는 액적의 상을 분간할 수 없기 때문에 액적의 기화 메커니즘보다는 혼합 과정이 연소 현상에 영향을 미치는 주요 메커니즘이 된다고 가정할 수 있다.

이와 같은 가정 하에 모델 연소실에서 형성되는 공진 주파수가 실제 연소기에서 발생할 수 있는 음향 조건과 동일하도록 설정하며, 또한 유사한 추진제 유량 공급 조건을 위해 기체 추진제의 밀도비와 유량비가 실제 액체 추진제의 값과 같도록 모델 시험 조건을 설정하였다.[6] 이 시험조건 중에서 운전영역에 대해 5개의 영역과 운전영역 외의 지역에서 3개의 영역(저압·저O/F, 고압·저O/F 그리고 고압·고O/F 영역)등 8개의 영역을 선정하여 시험을 수행하였다.

2.2 시험 장치

모델 연소 시험에 사용한 장치의 개략도 및 사진을 Fig. 1과 2에서 보이는 바와 같다. 산화제로는 기체 산소, 연료로는 메탄과 프로판을 혼합한 기체를 사용하였다. 각 모사 추진제의 유량은 MKS사의 유량계를 통해 측정되며, 유량 조절은 니들 밸브를 이용하였다. 연료와 산화제는 단일 분사기 헤드의 메니폴드로 유입되게 된다. 단일 분사기 헤드는 하나의 분사기를 장착하고 있으며, Fig. 2에 보이는 test bed에서 탈 부착이 용이하게 설계되었다. 각 메니폴드 및 주요 부위에서 온도와 압력이 측정되며, 연소실 내부에서 발생하는 동압 신호 측정을 위해 동압 센서가 연소실 측면에 동일한 축방향에서 원주 방향으로 135도 간격을 두고 장착되었다. 시험 자료는 Dewetron 사의 데이터 저장 기록 장치를 통하여 각 유량 조건에서 3초 동안 데이터를 측정하여 하나의 분사기에 대해 8개의 데이터 셋을 저장하여 후 처리를 수행할 수 있도록 하였다. 화염 이미지는 모델 연소실 옆의 quartz window를 통해 가시화 되고, Princeton

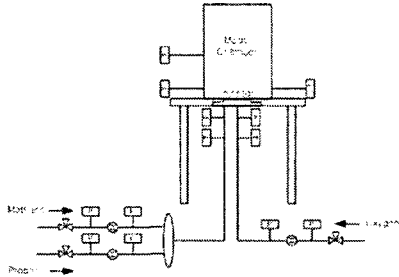


Figure 1. Schematic of test apparatus

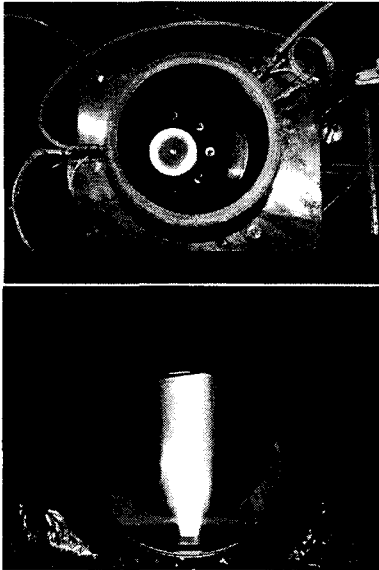


Figure 2. Test bed and quartz window

Instruments 사의 PI-MAX iCCD 카메라와 430nm CH filter를 사용하여 화염 구조를 촬영하였다.

2.3 분사기

본 연구에 적용한 동축형 분사기는 최적 설계가 진행되었을 때 다른 유형의 분사기에 비해 상대적으로 효과적인 연소 효율 및 안정성을 보이는 장점을 가지고 있다[5]. 이런 이유로 러시아를 포함한 많은 액체 로켓 엔진 기술 선진국에서는 자국에서 개발한 연소기에 동축형 분사기를 적용해 왔다. 본 연구에서 사용한 동축형 분사기는 연료가 외곽, 산화제가 내부에서 와류를 형성하며 분사되는 이중 와류 분사기 형태를

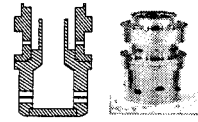


Figure 3. unielement Injector

Table 1. Specifications of injectors

Injector	A	B	C	Unit
$P_d(LOx/fuel)$	10.4/10.4			bar
2α	65/120			deg
d_{nozzle}	4.1/8.1			mm
n_o	8/4			EA
d_o	1.75/1.05			mm
L	6.4	3.2	1.9	mm
RN	2.0	1.0	0.6	-

가지고 있으며 Fig. 3에 보이는 바와 같다. 동축형 분사기에 의한 화염 특성에 큰 영향을 미치는 여러 가지 설계 인자 중에 함몰(recess) 길이가 있다. 본 연구에서는 Table 1에서와 같이 세 가지의 각기 다른 함몰 길이를 갖는 단일 분사기 헤드들을 적용하여 모델 연소 시험을 수행한 결과 및 토론을 수록하였다.

3. 시험 결과

3.1 동압 특성

유량 조건 변화에 따른 연소실 내에서 측정된 동압의 시간에 따른 변화 그래프는 Fig. 4에 보이는 바와 같다. (a)의 경우, 연소실 내의 압력 섭동이 거의 존재하지 않고 연소가 안정적인임을 알 수 있다. (b)의 경우 연소실 내부의 열발생과 음향 특성과의 결합으로 압력 섭동이 발생하는 것을 볼 수 있으며, 시간에 따른 진폭의 변화가 있음을 볼 수 있다. (c)의 경우 동압의 크기가 더욱 커지고 시간에 따른 압력 섭동의 진폭이 변화하고 있음을 볼 수 있다.

3.2 안정성 특성 및 화염 구조

이전에 발표된 문헌에서 함몰 길이에 따른 연

소 안정성 지도와 안정성 여분에 대해 연구하였다.[7] 본 연구에 대해 분사기 A의 안정성 지도를 작성하면 Fig. 5와 같이 나타낼 수 있다. X 변수로 q' 이라는 변수를 정의하였는데 이 변수는 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$q' = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f} \sqrt{\frac{\rho_f}{\rho_o}}$$

위 식에서 밀도비가 일정하므로 유량 조건의 변화를 의미한다고 볼 수 있다. Y 변수 Q_o 는 기체 산소의 volume flow rate로 표시하였다. 실제 연소기의 시험 조건에 대해서는 각각 산화제와 연료의 유량비 그리고 연소실내의 압력으로 변환할 수 있다.

분사기 A에 대해 동압 특성을 살펴보면 연소 안정성이 취약한 조건은 O/F비가 상대적으로

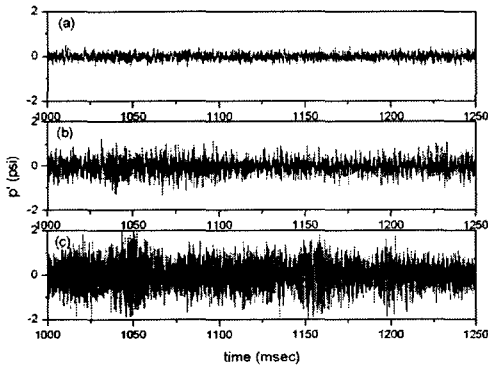


Figure 4. Typical time traces of dynamic pressure in the chamber

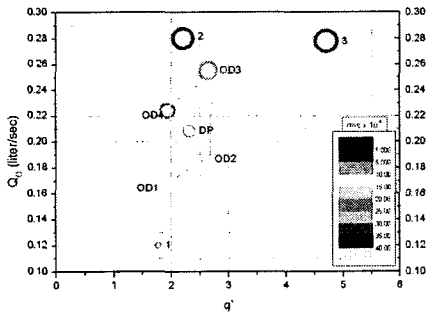


Figure 5. Stability map of injector A

높고 연소압이 높은 구간이 될 것이라는 것을 볼 수 있다. 분사기 B와 C에서도 같은 분포를 보여주었다. 그리고 함몰 길이의 증가에 따라 연소 불안정성 크기 변화가 상대적으로 낮은 O/F비 영역까지 넓어지고 있음을 알 수 있었다.

다음으로 각 분사기에 대한 평균화된 CH 화염 이미지에 대한 결과 중 설계점(DP)에 대해 Fig. 6~8에 나타내었다. 하나의 이미지는 비대칭이므로 각 조건에 대해 10개의 이미지를 촬영하여 평균을 구해 역시 10개의 이미지를 평균한 background 이미지로 감산하는 처리를 하였다. 이 이미지는 대칭적이고, Abel 변환을 적용할 수 있다.[8,9] 평균화된 CH 화염 이미지를 Abel 변환하여 CH intensity 분포를 구할 수 있으며 Fig. 9에 보이는 바와 같다. 또한 설계점(DP)에서의 축방향에 대한 intensity 합을 그림 Fig. 10에 나타내었다. 각 축은 분사기 연료 노즐 길이 $D_f=8.1\text{mm}$ 로 나누어 무차원화 하였다.

분사기 A에 대한 화염 이미지를 살펴보면, Q_o 이 증가할수록 분사기 출구면 부근에서 intensity가 증가하고 화염 길이가 축방향으로 넓게 분포하였으며, O/F비와 Q_o 가 모두 증가하면 분사기 출구 면에서 멀어질수록 intensity가 감소하였다. 1번과 3번 조건을 제외하고 y축 값이 2 이상인 영역에서 비슷한 intensity 경향을 나타내었다. 즉, 유량 조건이 변화하여도 화염 구조가 일정하였다. 이 분사기는 내부 혼합(internal mixing)을 나타내는 분사기로 혼합이 내부에서 이뤄지고 스윙에 의한 반경 방향 성분이 감소되어 축방향으로 일정한 화염구조를 나타낸다고 볼 수 있다.

분사기 C는 대부분의 조건에서 y축 0.25 부근 즉, 분사기 출구면 근처에서 최대의 intensity를 나타내며 다른 분사기에 비해 상대적으로 높은 값을 보이고 있다. 이 분사기는 외부 혼합(external mixing)을 나타내는 분사기로 산화제와 연료의 스윙에 의한 반경 방향 속도 성분이 분사기 내에서 감소되지 않아서 분사기 출구 이후 반경 방향으로 넓게 화염 영역이 분포하는 것으로 생각할 수 있다. Intensity 경향을 보면

분사기 출구면 부근에서 혼합이 이루어지고 있음을 짐작할 수 있다. 저O/F 영역에서는 대부분 화염이 반경방향으로 누운 화염을 보여주고, 고O/F 영역으로 갈수록 화염이 축방향 중심으로 화염이 분포하는 것을 볼 수 있다.

분사기 B는 화염이 반경 방향으로 넓고, 축방향으로 길게 분포하였으며, Q_0 가 증가하면 분사기 출구 면에서 멀어질수록 intensity가 감소하는 경향을 나타내었다. 이 분사기는 내부 혼합과 외부 혼합의 경계에 있는 분사기로 저O/F비에서는 외부 혼합 특성을 나타내고, 고O/F비로 갈수록 내부 혼합 특성을 나타내는 것을 볼 수 있다.

내부 혼합은 연료와 산화제 각각의 주파수가 내부에서 중첩되어 하나의 특정한 주파수를 가지며 일정하게 유지된 상태로 연소실로 들어가게 된다. 이 특정 주파수가 연소실 내부의 열발생과 결합하게 되어 불안정성으로 이를 수 있는 특성을 가지게 된다. 반면에 외부 혼합은 연료와 산화제 각각의 주파수가 외부에서 혼합되기 전에 압력 섭동이나 외부 환경 등에 의해 랜덤한 값으로 변하며 변화가 크다. 그리고 혼합영역이 공간적으로 넓게 분포하고 있다. 이로 인해 혼합시 발생하는 특정한 주파수는 일정하지 않으며 변화 폭이 크게 된다. 따라서 연소실 내부의 열발생과 결합하여도 불안정성으로 쉽게 천이되지 않게 된다.

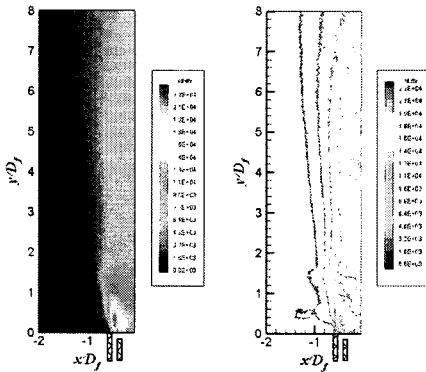


Figure 6. averaged CH flame image of inject A

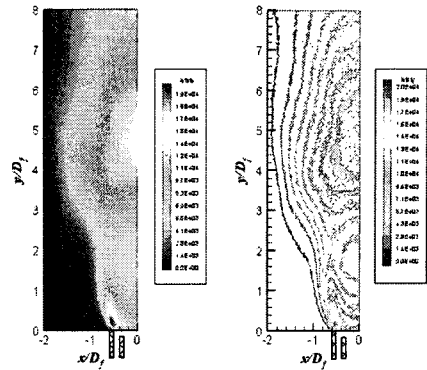


Figure 7. averaged CH flame image of inject B

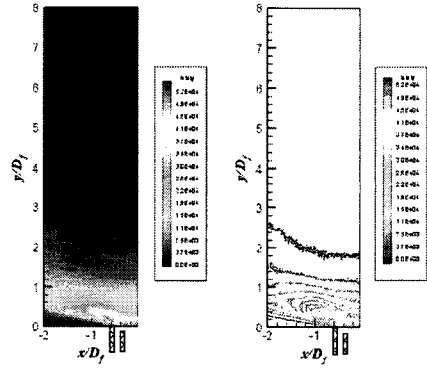


Figure 8. averaged CH flame image of inject C

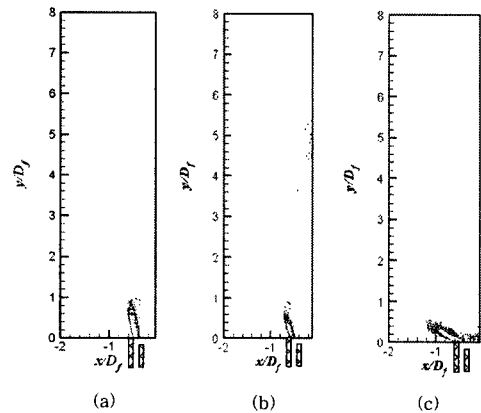


Figure 9. Abel-transformed CH intensities of (a) injector A, (b) B, (c) C

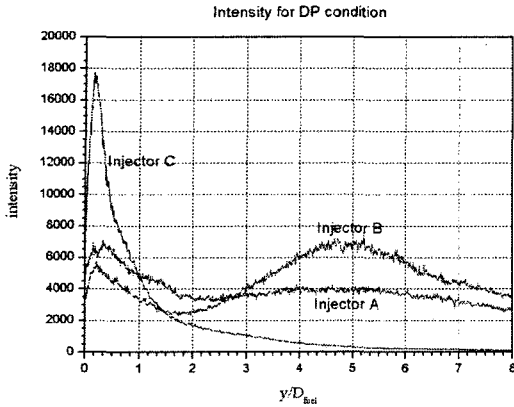


Figure 10. summed CH intensities

4. 결 론

다양한 분사기들의 연소 안정성 특성을 확인하기 위해 모델 연소 시험을 수행하였다. 다른 모든 조건이 동일한 경우 함몰 길이만 변경된 세 가지 경우의 이중 와류 동축형 분사기에 대해 안정성 특성과 화염 구조를 비교 분석하였다. 함몰 길이가 커질수록 불안정성 영역이 넓게 분포하며 연소 안정성 여유가 줄어든다는 것을 볼 수 있다.

단일 분사기에 대한 탈설계점 시험, 다중 분사기를 장착한 헤드를 적용한 시험 결과 및 동일한 분사기를 적용한 fullscale 연소기 시험 결과를 포함하여 전반적인 연소 안정성 특성에 대한 비교 및 분석이 이루어지고, 예측 및 해결 방법 등이 이루어진다면 향후 fullscale 액체 로켓 엔진 연소기의 안정성 측면에 많은 도움이 되리라 판단된다.

참 고 문 헌

1. Yang, V. and Anderson, W. E.(eds.), "Liquid Rocket Engine Combustion Instability," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, 1995
2. Fisher, S. C, Dodd, F. E., and Jenson, 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
3. 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
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. Natanzon, M. S., "Combustion Instability," Mashinostrojenie, Moscow, 1986
6. 서성현, 이광진, "분사기의 연소 안정성 평가를 위한 실험적 방법 연구," 한국항공우주학회지, 제32권, 제4호, pp.61-66, 2004
7. 서성현, 이광진, 송주영, 한영민, 설우석, "모델 연소 시험을 통한 분사기의 연소 안정성 비교 연구," 제3회 한국 유체공학 학술대회, 2005
8. B. Ivancic and W. Mayer, "Time- and Length Scales of Combustion in Liquid Rocket Thrust Chambers," Journal of Propulsion and Power, Vol. 18, No. 2, pp.247-253, 2002
9. Gerald Herding, Ray Snyder, Carlos Rolon, and Sebastien Candel, "Investigation of Cryogenic Propellant Flames Using Computerized Tomography of Emission Images," Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No. 2, pp.146-151, 1998