

## 액체로켓엔진 안정성 예측을 위한 시험적 기법 연구

이광진\* · 서성현\* · 문일윤\* · 한영민\* · 설우석\* · 이수용\*

### Experimental study of combustion stability assesment of injector

Kwang-Jin Lee\*, Seonghyeon Seo\*, Il-Yoon Moon\*, Yeoung-Min Han\*, Woo-Seok Seol\*,  
Soo-Yong Lee\*

#### ABSTRACT

The objective of the present study is to develop methodology for the assesment of combustion stability of liquid rocket injectors. To simulate actual combustion occurring inside of a thrust chamber, a full-scale injector has been employed in the study, which burns gaseous oxygen and mixture of methane and propane. 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. Single & multi split triplet injectors have been used with an open-end cylindrical combustion chamber. The characteristics revealed by excited dynamic pressures in gaseous combustion show degrees of relative acoustic damping depending on operating conditions. Upon test results, the direct comparison between various types of injectors can be realized for the selection of the best design among prospective injectors.

**Key Words** : Combustion Stability, Acoustic Damping, Split triplet injector

#### 기 호 설 명

$d_o$	Oxidizer orifice diameter	Km	O/F ratio
$d_f$	Fuel orifice diameter	$L_{eff. u}$	Actual chamber characteristic length
$U_o$	Oxidizer velocity	$q$	Test parameter

#### 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. 기본적으로

로 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. 만일 연소율 진동 폭이 크거나 연소율과 압력진동사이의 위상차가 작다면 불안정 현상이 발생할 수 있는 조건이 된다. 때로는 이 진동의 진폭은 분사기 면이나 노즐을 파괴 시킬 정도의 크기로 발생하기도 한다. 엔진 자체의 기능 및 성능에 치명적인 영향을 주는 이러한 연소 불안

\* 한국항공우주연구원 우주추진기관실 엔진그룹

† 연락처자, lkj@kari.re.kr

정 현상에 관한 연구는 미국에서 50~70년대에 활발히 수행 되었으며 특히 추진제로 LOx와 kerosene를 사용하는 총돌형 분사기 형태의 엔진의 경우 심각한 불안정 문제가 발생하는 것으로 알려져 있다. 불안정으로 인한 손상은 단위 체적당 에너지 밀도가 큰 경우, 즉 성능이 증가하는 만큼 많이 나타나며 또한 상대적으로 쉽게 발생한다. 이러한 연소 불안정은 에너지소산율의 공간상 분포, 연소지연시간, 에너지 감쇠력, 연소실 크기 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 논문에서도 이러한 모델 시험을 통한 분사기 연소 안정성 평가 구축을 목적으로 수행한 연구 내용을 서술하고자 한다. 본 논문에서 밝히고자 하는 내용은 분사기의 종류 및 형상에 대한 실험적인 방법으로서 분사기 개발 초기 단계에서 수행되어 다양한 후보 분사기들의 상대적인 연소 안정성 평가를 수행하는데 본 시험의 목적이 있다. 실제 분사기의 상압 기상 연소 시험을 통해 불안정성이 높은 영역을 선별하는 과정을 도출하여 상대적으로 안정성 높은 분사기를 선정할 수 있는 시험 기법을 구축하고자 한다.

## 2. 시험기법

### 2.1 물리적 가정

본 논문에서 수행한 액체로켓엔진 분사기의 연소 안정성 특성 파악을 위한 실험적 접근 방법은 다음과 같은 물리적 조건들을 가정한 상태에서 진행되었다 [2][3][4].

- 실제 액체로켓엔진 연소기 내에서 발생하는 여러 연소과정 중에서 음향학적 진동을 지배하는 물리적 현상은 혼합과정이라고 가정한다.
- 지연 시간,  $\tau$ (time delay)를 연소 과정에서 가장 긴 시간 인자로 가정한다.
- 액체연료에 대한 모의 추진제로 사용되는 기체 연료는 열 발생 변화에 의해 음향진동을 유발시킨다.
- 열 및 음향 에너지 변화는 분사기 출구 근처의 안정화된 초기 화염영역에서 주로 나타난다.
- 이원 추진제 분사기의 연소영역에서의 화염 형태는 주변 분사기에 의해 부분적인 영향을 받으며, 분사기 특유의 연소 과정에 의해 크게 영향 받는다. 특히 연소실 내의 압력이 추진제의 임계

압력을 초과하였을 시에는 연소실내로 분부되는 액적의 상(phase)을 분간할 수 없기 때문에 더욱더 액적의 기화 메커니즘보다는 혼합 과정이 연소 현상에 영향을 미치는 주요 메커니즘이 된다고 가정할 수 있다.

### 2.2 모델 연소실의 기하학적 상사

모델 연소실의 대상이 된 실제 연소실은 내경 420mm, 길이  $L_{eff,a} = 370.4mm$ 이다. 실제 연소 시험 시 음향학적 고유 주파수는 식(1)으로 계산된다[5].

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

위식에서  $\lambda_{nm}$ 은 각 모드에 대한 eigenvalue가 된다. 모델 연소실의 온도가 300°C까지 올라 갈 경우 음속은  $C=470m/s$ 으로 예측된다. 실제 연소실과 모델 연소실에서 발생하는 공진 음향 모드의 주파수를 일치시키려면 원통 모양의 한쪽 끝이 열린(Open end) 형태의 모델 연소실의 길이가  $L_c = 280mm$ , 그리고 연소실 내부의 반경이  $R_c = 82mm$ 로 계산되며 이러한 형상을 가진 모델 연소기가 본 시험에서 적용되었다. 여기에서 실제 액체 로켓 엔진 연소기내에서 가장 큰 파괴력을 가진 불안정 모드는 횡 방향 모드(transverse mode)가 대부분의 경우에 해당하므로 횡 방향 모드에 대한 모사가 주 관심사가 된다 [6].

### 2.3 모의 추진제

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 가정한 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.

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

$$q = \bar{\rho}^{0.5} \bar{U} \quad (2)$$

실 추진제 밀도비와 모의 추진제의 밀도비가 같다는 조건을 만족시키는 모의 추진제 연료의 밀

도는  $\rho_{f,m}=1g/l$ 가 된다. 이와 같은 밀도 값을 갖는 혼합기체를 얻기 위해서 연료로 사용되는 메탄과 프로판의 질유량 비는  $\chi_{methane}=0.44$ ,  $\chi_{propane}=0.56$ 과 같다. 식(2)에서와 같이 운동량 비는  $q^2$ 에 비례하므로 실제 조건과 모사 조건사이의 밀도비와 속도비를 동일하게 유지시키면 비례 인자  $q$ 는 동일하게 된다. 위와 같은 시험 구속 조건을 만족시키는 실제 연소기의 운전 영역 주위에 해당하는 운전 조건을 모사 연소시험 조건으로 설정하였다.

### 3. 시험장치 및 방법

#### 3.1 시험 장치

본 연구에서 모사 대상으로 정한 실제 연소기의 운전 조건은 표1, 2에 나타난 것과 같으며 본 시험에 적용된 단일요소 분사기(F-OO-F type)의 외형은 그림1과 같은 것으로서 산화제 오리피스 내경이 2.2mm, 연료 오리피스는 1.6mm이며 총돌각은 30°로 제작되었다. 동압센서(PCB, 123A24)는 분사기 면에서 축 방향으로 20mm 위치에 접선 방향으로 135° 간격으로 설치되었다. 또한 모델 연소실에는 연소장의 온도를 측정하기 위해 K-type의 열전대를 분사기 면에서 축방향으로 20mm, 50mm, 80mm 지점에 설치하였고, 이는 모델 연소실 내부로 10mm 침투하여 위치하였다 [7].

상압기상 연소시험장치의 개략도는 그림2에서와 같으며, 왼편은 기체 산소, 오른편은 메탄과 프로판으로 이루어지는 연료라인으로 구성되어 있다. 연료는 작은 저장 공간을 통과하면서 혼합된 기체가 분사기로 주입되며 산화제와 연료 매니폴드에는 온도 및 압력을 계측하도록 하였다. 모의 추진제의 유량은 MKS사의 유량계를 통하여 조절되며 시험 자료는 B&K사의 음향신호 분석장비(PULSE 3560D)를 통해 주파수 분석을 수행하고 Nicolet사의 데이터 저장 기록 장치(Odyssey)를 통하여 전 시험과정에서의 데이터를 저장하여 후 처리를 수행 할 수 있도록 하였다.

Table 1 Operating specifications of a fullscale thrust chamber

Item	Unit	Value	Note
Chamber Pressure	MPa	1.38	14.08kgf/cm <sup>2</sup>
Oxygen Flow Rate	kg/s	40.79	F-OO-F
Fuel Flow Rate	kg/s	17.07	F-OO-F
Oxygen Density	kg/m <sup>3</sup>	1030	-
Kerosene Density	kg/m <sup>3</sup>	779	-

Table 2 Hydrodynamic parameters of a fullscale thrust chamber

Mass Flow Rate of Injector	moi	g/s	189
	mfi	g/s	79
Orifice Size	$d_o$	mm	2.2
	$d_f$	mm	1.6
Velocities	Uo	m/s	24.13
	Uf	m/s	24.61
Parameter	$q = \frac{U_o}{U_f} \left( \frac{\rho_o}{\rho_f} \right)^{0.5}$	-	1.12

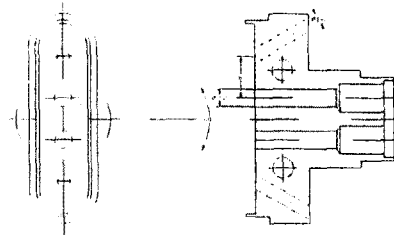


Fig. 1 Schematic of Uni-element FOF type impinging injector

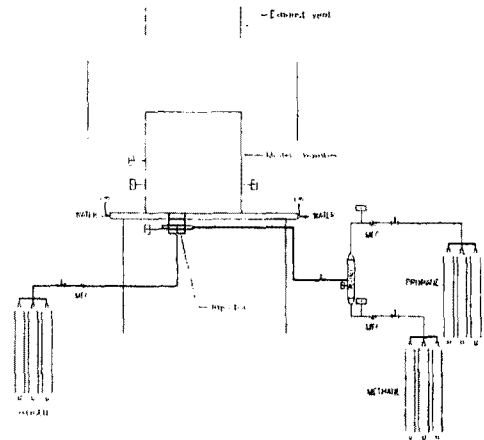


Fig. 2 Flow diagram of injector combustion stability test rig

#### 3.2 시험 방법

상압 상태에서 기체 상태의 모의 추진제를 이용한 분사기 연소안정성 시험 수행을 위해서는 우선 시험 조건을 설정해야 한다. 시험 조건 설정

을 위해서는 실 연소기 운전 영역에서 q값에 의한 산화제 분사기 출구 속도, Uo를 결정한다. 이와 같이 결정된 값에 대한 속도비가 구해지며, 속도비에 따라 이미 결정된 산화제 분사기 출구 속도에 따른 연료 분사기 출구 속도가 결정되어 궁극적으로는 기체 산소와 기체 연료의 유량 값이 결정된다. 따라서 독립 변수는 q인자가 되며, 종속 변수는 산화제 분사기 출구 속도, Uo, 연소압 등이 될 수 있다. 시험 변수를 결정한 후 초기 연소는 연료와 산화제의 유량을 시험조건 중에서 가장 작은 값에 설정하여 연소 시험을 시작한다. 이때 모의 추진제의 물성치를 기록한다. 정해진 시험 조건에서 연소 현상이 steady 상태가 되도록 유량을 고정한 후 동압 및 온도를 5초 동안 측정, 저장하였다. 다음은 연료의 유량을 시험 조건에서 최대 유량범위까지 증가시키며 자료획득을 수행한다. 위와 같은 과정을 반복 수행하여 원하는 영역 및 시험 조건에서의 한 차례의 시험을 완성한다.

### 4. 시험 결과

#### 4.1 연소 안정성 특성

전술한 바와 같이 분사기의 다양한 작동 조건에 따른 모델 연소실내에서의 음향장 생성에 대한 특성을 판단하는 것이 시험의 주요한 목적이 된다. 본 시험 결과를 통해 독립 변수와 종속 변수에 의해 이루어지는 공간에서 불안정 연소 구역과 안정 연소 구역이 구분 지어진다. 모델 연소기 시험에 의해 구해진 안정성 지도(stability map)상에서의 실제 연소기의 작동 구간에 대한 연소 안정성을 나타내는 정량적인 수치는 그림 3에서 도시된 바와 같은 무차원 인자의 정의를 통하여 구해질 수 있다. 이러한 무차원 인자 값은 여러 가지 분사기의 상대적인 안정성 평가를 위한 정량적인 수치로 사용될 수 있다.

$$R_{P_{ch}} = \frac{\Delta P_{ch}}{P_{ch,A}}, \quad R_{K_m} = \frac{\Delta K_m}{K_{m,A}} \quad (3)$$

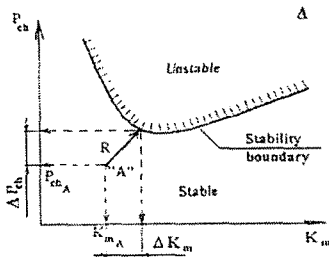


Fig. 3 Schematic of stability margin determination

#### 4.2 시험 결과 분석

앞서 서술한 것과 같이 본 시험에서는 독립 변수 q와 종속 변수 Uo(산화제 유속)를 기준으로 하여 시험조건을 설정하였다. Full scale engine 설계 점에서 산화제와 연료 유속은 각각 24.1m/s와 24.6m/s이며, 본 모델시험에서 적용된 산화제와 연료의 유속 범위는 10~40m/s이다. 그림 4~그림 9는 단일 분사기 시험결과를 나타내며 그림 10~그림 15는 multi-분사기(five-element) 시험 결과를 보여주고 있다. 그림 16~18은 multi 분사기 시험시 화염을 보여준다.

그림 4, 5와 그림 10, 11은 분사기 시험조건을 test number에 따라 도시한 것으로 동일한 시험 조건을 단일 분사기와 muti 분사기에 적용하려 노력하였다. 그림 6과 그림 10은 분사기의 시험 결과를 full scale 로 예측할 경우 나타날 수 있는 연소압을 보여준다.

그림 7~9와 그림 13~15는 시험 결과에 대한 주파수, amplitude, damping factor를 나타내는 것으로 주파수는 연소장에서 나타나는 다양한 성분들 중에서 1T관련 주파수만을 도시한 것이다. 이 주파수가 변하게 되는 이유는 시험 조건에 따라 연소장의 온도와 화염특성길이(분사기 면에서 max burning zone까지의 길이)가 변하기 때문이다. 또한 단일 분사기와 multi 분사기의 1T관련 주파수가 다르게 나타나는 주된 이유는 모델 연소실에서의 온도차로써 multi 분사기의 경우 단일 분사기보다 5배의 유량이 모델 연소기 내에서 연소됨으로 인해 전체적인 모델 연소기의 온도를 상승시키게 된다. 그림 8과 그림 14의 주파수 크기 역시 관심의 대상이 되는 것으로 그 크기가 크다는 것은 불안정 영역으로의 천이 가능성이 크다고 볼 수 있다.

그림 8과 그림 14의 주파수 크기의 차이는 data 계측시 10배의 gain setting 차이이다. 물론 주파수의 크기만으로 불안정 천이 가능성을 설명하기에는 부족한 점이 많아 에너지 소산 측면에 관한 damping factor를 고려해 보았다. 그림 9와 그림 15는 bandwidth method를 이용하여 구한 값으로 그 대상이 되는 주파수는 그림 7과 그림 13이 된다. 결과적으로 시험 조건이 되는 q와 Uo를 기준으로 q값이 1.2 미만인 경우에서 q와 Uo가 증가 할 경우 Uo의 증가분이 화염특성길이의 증가율 보다 크기 때문에 주파수가 증가하게 된다. 이는 multi의 경우에서 더 잘 나타난다. 반면 q 값이 1.2 이상에서 q와 Uo를 증가 시킬 경우 화염특성길이가 Uo의 증가율보다 크기 때문에 주파수가 감소하는 경향을 보인다. 하지만 이러한 특성이 시험조건 q가 1.2를 경계로만 이루어지는

특성인지 아닌지는 다른 종의 분사기 시험 및 시험조건의 확대를 통하여 확인해야 하는 부분이 남아 있다. 주파수의 크기는  $q$ 값이 1.2 미만인 경우가 이상인 경우에 비해 현저히 작은 값을 나타낸다. 이는 모델 연소실에서 연소가 되는 에너지 밀도를 고려할때 그만큼 연소되는 유량이 증가 되면 그 섭동의 크기도 증가한다고 볼 수 있다. damping factor측면은 일관성을 찾기 어려운 점이 있다. 특히 단일 분사기의 경우는 균의 형성이 없이 산란한 것을 볼 수 있으며 더 많은 시험을 통한 통계처리가 필요하다 하겠다. 이상의 값을 full-scale engine에서의 경우로 예측해보면  $q$ 값이 1.2 이상이고  $U_0$ 값이 큰 경우 IT관련 주파수의 amplitude는 크게 나타나며 연소압 역시 상승하게 된다. 이 값은 다른 형상의 분사기와 같은 시험 방법을 통하여 비교하여야 하며 비교시 그림 3의 방법을 통하여 안정성 margin을 구하게 된다.

## 5. 결론

본 연구는 분사기의 종류 및 형태에 따른 분사기의 안정성영역 및 안정성 여유 값을 구하는 시험 방법을 개발하는데 그 목적이 있다. 따라서 그 기초 단계로 분사기 중에서 FOOF 형식을 가지는 충돌형 분사기를 선정하여 시험을 수행하였다. 시험 결과를 종합하여 보면 음향학적 방법을 이용하여 모델 연소실을 설계하고 실 추진제와 모의 추진제의 시험조건을 상사시킴으로써 모델 연소시험을 수행할 수 있었으며 또한 단일 분사기 시험과 multi 분사기 시험을 비교 하여 나타나는 차이점을 확인 하고 모델시험의 결과를 full scale engine의 조건으로 상사시켜 영역별 비교를 수행하였다. 시험 방법 및 결과는 로켓엔진의 동일한 연소압을 달성하기 위한 후보 분사기의 상대적인 연소 안정성 비교를 위한 methodology로 적용할 경우 보다 높은 신뢰성 있는 엔진개발에 도움이 되리라 판단된다.

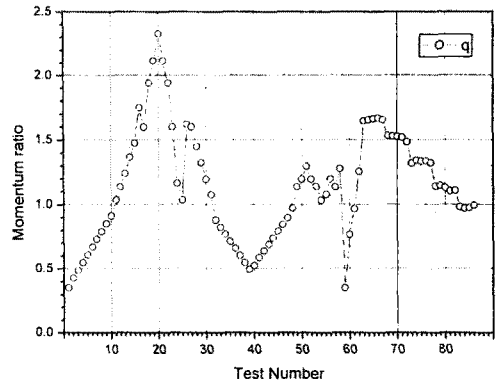


Fig. 4 Momentum ratio variation in uni-test

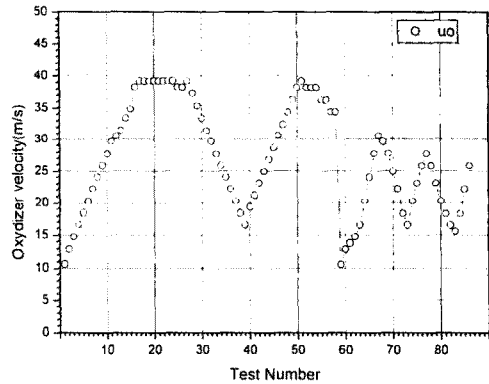


Fig. 5 Oxi-velocity variation in uni-test

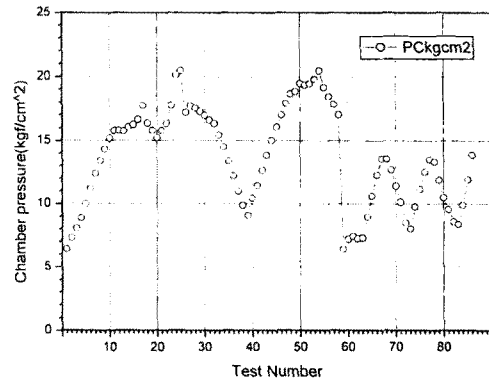


Fig. 6 Chamber pressure variation in uni-test

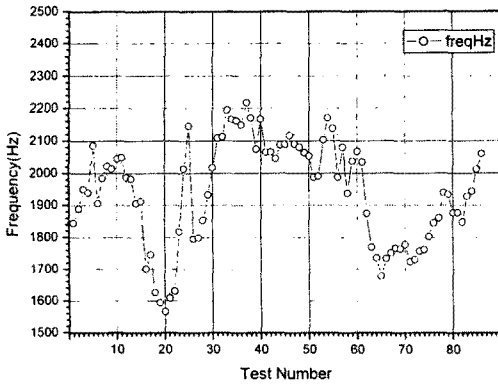


Fig. 7 1T&1T1L frequency variation in uni-test

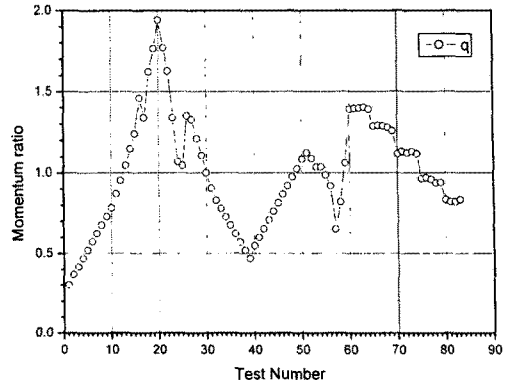


Fig. 10 Momentum ratio variation in multi-test

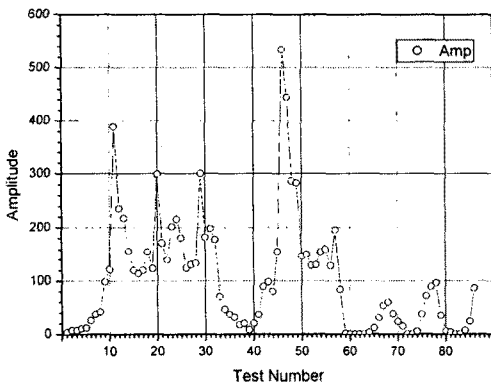


Fig. 8 1T&1T1L Amplitude variation in uni-test

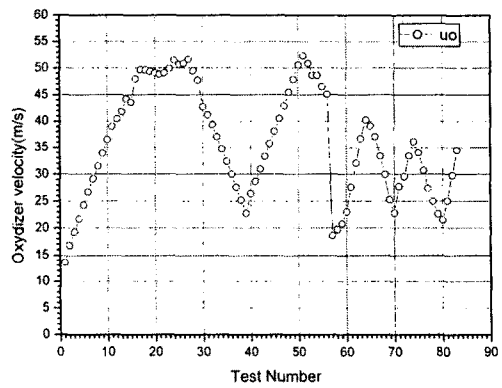


Fig. 11 Oxi-velocity variation in multi-test

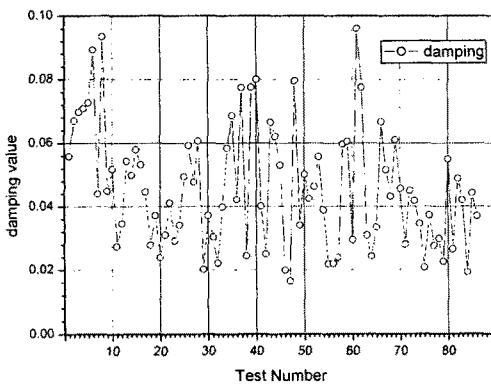


Fig. 9 Damping ratio variation in uni-test

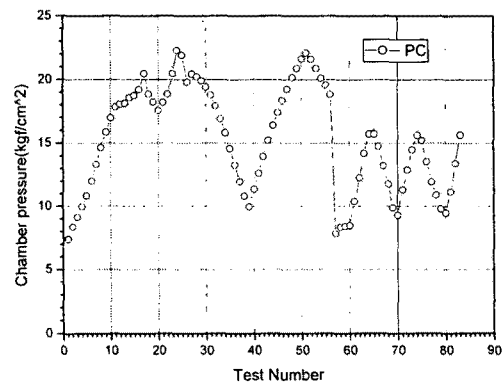


Fig. 12 Chamber pressure variation in multi-test

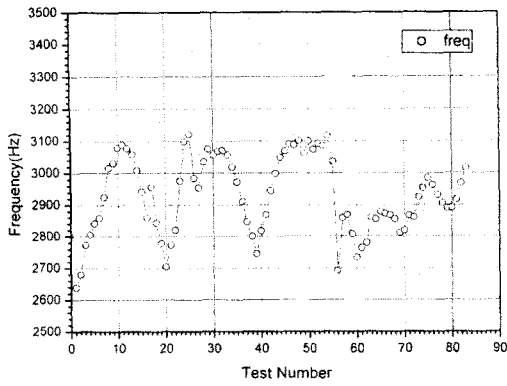


Fig. 13 1T&1T1L frequency variation in multi-test

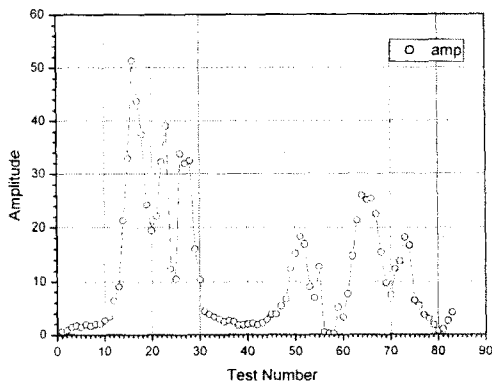


Fig. 14 1T&1T1L Amplitude variation in multi-test

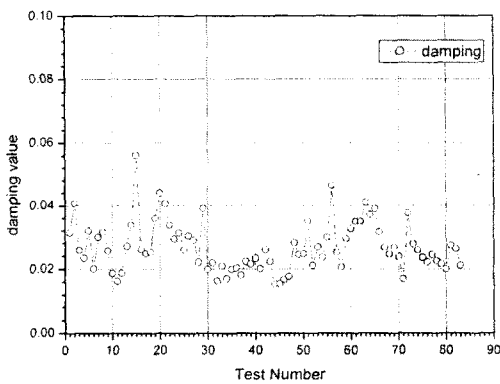


Fig. 15 Damping ratio variation in multi-test

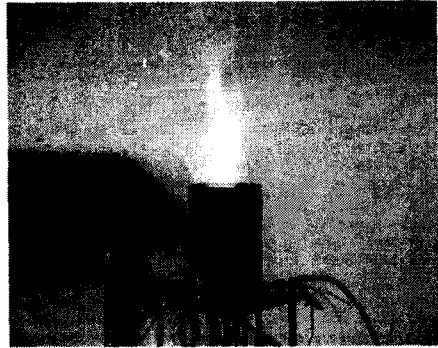


Fig. 16 Fuel=0.18g/s & Oxy.=0.3g/s



Fig. 17 Fuel=0.145g/s & Oxy.=0.36g/s

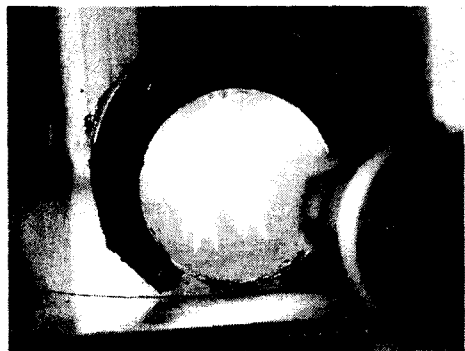


Fig. 18 combustion in model chamber

## 후 기

본 연구는 공공기술연구회의 정책연구과제인 “로켓엔진 연소기 핵심부품기술 개발”연구의 일부분으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

- [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]서성현, 고영성, 이광진, 박성진, 이수용, "액체 로켓엔진 연소 안정성 평가를 위한 압력 교란 장치 특성 연구," 한국항공우주학회지, 제31권, 제7호, pp. 94-99, 2003.
- [6]Seo, S., Ko, Y.-S., Kim, S.-H., Han, Y.-M., Seol, W.-S., and Lee, S.-Y., "Characteristics of Dynamic Pressures in Liquid Rocket Thrust Chamber," AIAA paper, 2003-4944, 2003.
- [7]이광진, 서성현, 문일윤, 김홍집, 설우석, "분사기 안정성 평가를 위한 상압 기상 연소시험," 제4회 우주 발사체 기술 심포지엄 논문집, pp. 28-32, 한국과학기술원, 2003.
- [8]Laudien, E., Pongratz, R., Pierro, R., and Preklik, D., "Expereimental Procedures Aiding the Design of Acoustic Cavities," Chapter 14, Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 169, 1995.