# 연소장치에서 발생하는 고주파 연소 불안정 특성

서 성 현\*\*

# Characteristics of High-Frequency Combustion Instabilities Occurring in Combustion Devices

Seonghyeon Seo

#### **ABSTRACT**

Dynamic characteristics of combustion occurring in various combustion devices have been extensively studied since most of high-performance combustion devices are susceptible to hazardous, unstable combustion that deteriorates combustor's lifetime. One of the most severe unstable combustion phenomena is high-frequency combustion instability in which heat release fluctuations from combustion are coupled to resonant modes of the combustor. Here in this study, characteristics of high-frequency combustion instabilities observed in three different combustion devices have been presented. Lean-premixed combustion instability occurs mainly due to equivalence ratio fluctuations which induce large heat release oscillations at lean conditions. Liquid-fueled combustion also shows high-frequency instability from energy coupling between pressure and heat release oscillations.

**Key Words:** Combustion instability, Dynamics, Lean-premixed, Liquid fuel, Injector, Bulk mode, High-frequency, Coaxial, Impinging.

#### 기호설명

#### **Alphabets**

C : concentrationc : speed of sound

e' : acoustic energy density

f : frequencyL : Lengthp : pressure

q: heat release rate

t : time

U: unmixedness u: velocity

x : axial direction

#### Greeks

 $\phi$ : equivalence ratio  $\gamma$ : specific heat ratio

ρ : density

#### Subscripts

c : combustion chambercr : critical condition

f: fuel g: gas

most: most energetic
o : oxygen
p : pressure

rms: root-mean square 1T: first tangential

#### Superscripts

' : fluctuating quantity - : mean quantity

# 1. 서 론

세계는 지금 에너지의 대폭적인 수요 증가에 따른

화석 연료 사용으로 환경 문제에 대한 우려가 어느때보다도 높은 실정이다. 따라서 오염 물질을 최소로 배출함과 동시에 최대의 에너지를 생산하는 고성능에너지 시스템에 적용 가능한 연소 장치에 대한 연구가 절실하다. 우수한 성능을 보이는 에너지 변환 장치를 개발함에 있어서 가장 큰 기술적 난제는 안정적

<sup>\*</sup> 한밭대학교 기계공학과

<sup>\*</sup> 연락저자, shseo@hanbat.ac.kr

인 작동을 보장하는 장치의 신뢰도 향상이다. 연료가 지닌 화학에너지를 열에너지로 변환하는 연소 장치 에 있어서 작동 안정성은 곧 안정적인 연소가 지속 적으로 이루어지는 것을 의미한다. 특히 고성능 연소 장치의 연료로 주로 사용되는 탄화수소를 사용하는 연소장치는 단위 부피당 발생하는 에너지 밀도가 수 소를 사용했을 시에 비해 상대적으로 높다. 게다가 연 소장치가 고성능 실현을 위해 높은 압력에서 작동할 수록 에너지밀도는 큰 폭으로 증가하여 연소 안정성 은 더욱 취약해진다. 연소가 불안정해지는 현상 즉 연 소불안정(combustion instability)은 흔히 고르지 않은, 거친(rough) 연소라 불리기도 한다. 연소 불안정 현상 에 대한 관심은 1940년대에 액체로켓엔진에 대한 개 발이 본격적으로 진행되면서 높아졌다. 로켓엔진 연 소장치는 그 설계 특성상 에너지 밀도가 높은 반면 발 생하는 에너지가 감쇠되는 요소가 상대적으로 매우 적어, 외부교란에 대한 저항한계가 매우 낮아 연소 안정성이 취약하다[1]. 1990년대에 들어서 에너지 효 율 증가와 환경 문제 해결을 위해 희박 예혼합 연소 (lean premixed combustion) 방식을 적용한 가스 터빈 연소기에서 액체로켓엔진에서 발생한 것과 유사한 연 소 불안정 문제가 대두되었다[2]. 연소가 불안정해지 는 원인과 과정은 매우 다양하여 액체로켓엔진과 가 스터빈 연소기를 제외하고도 램제트엔진, 애프터버 너, 보일러, 소각기 등과 같이 다양한 연소 장치에서 각기 다른 형태로 발생한다. 이러한 연소 불안정의 발 생 원인과 메커니즘은 다를 수 있지만 연소장치에서 연소 불안정이 발생했을 때 높은 소음과 함께 과도한 열이 발생한다는 점은 모두 동일하다. 즉 연소불안정 발생 시 두 종류 에너지의 급격한 변화를 관찰할 수 있는데, 첫째는 음향에너지이며 둘째는 열에너지이 다. 이러한 에너지 발산은 최악의 경우에는 연소장치 를 파괴하며, 그렇지 않더라도 궁극적으로는 장치의 수명을 단축시킨다[3].

본 논문은 희박 예혼합 가스터빈 연소기, 액체로켓 엔진 연소기, 연료과농(fuel-rich) 연소조건에서 작동하는 액체로켓엔진 가스발생기와 같은 세 가지 서로 다른 연소장치에서 자발적으로 발생하는 고주파 연소 불안정에 대해 본 논문의 저자가 수행한 실험적 주요 연구 결과를 비교 정리한 것이다. 각각의 장치에서 발생하는 연소 불안정의 원인과 압력 섭동 계측결과 분석을 통해 파악되는 주요 특성에 대해 서술하였다.

# 2. 배 경

#### 2.1. 에너지 교환

연소 불안정은 연소에 의한 열에너지와 음향에너

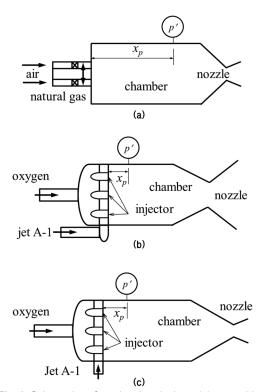
지 간 에너지 교환이 반응 유동을 매개체로 이루어지면서 발생하는 동적인 현상(dynamic phenomenon)이다. 음향에너지 밀도 섭동 값은 다음의 식 (1)과 같이운동에너지와 압력으로 표현되는 전위에너지의 섭동 값의 합으로 표현할 수 있다. 즉 두 종류의 에너지형태가 서로 교환하면서 전체 에너지가 증폭되거나감소된다[4].

$$e' = \frac{\bar{\rho}u'^2}{2} + \frac{p'^2}{2\bar{\rho}(\bar{c})^2} \tag{1}$$

정지상태의 비점성 유체에서 주변으로의 열전도가 무시할 정도로 작다는 가정 하에서 일차원 질량, 모멘 텀, 에너지 보존 법칙들과 이상 기체 방정식을 이용하 면 다음과 같은 식 (2)를 유도할 수 있다.

$$\frac{\partial e'}{\partial t} = (\gamma - 1) \frac{p'q'}{\overline{\rho(c)}^2} - \frac{\partial (p'u')}{\partial x}$$
 (2)

즉 식 (2)에 의하면 음향에너지 밀도의 시간당 변화는 Rayleigh criterion으로 알려진 압력과 열발생 섭동



**Fig. 1.** Schematics of combustion devices: (a) gas turbine combustor, (b) thrust chamber, and (c) gas generator, presents the locations of pressure fluctuation measurements of  $x_p/L_c$  = (a) 0.78, (b) 0.22 and (c) 0.18.

32 서성현

의 에너지 결합(p'q')과 음향에너지 플릭스(p'u')의 출입에 의해 결정된다. 실제 유동에서는 열전도와 유동점성 등에 의한 손실이 음향 에너지 밀도 감소에 영향을 미치게 된다.

### 2.2 시험 방법

본 논문에서는 서로 다른 고압 연소장치에서 자발 적으로 발생하는 연소불안정 특성을 실험을 통해 연구하였다. 희박 예혼합 연소기는 천연가스와 공기를 사용하고, 액체로켓엔진 연소기와 가스발생기는 케로신(Jet A-1)과 액체산소를 사용하였다. 연소기는 공통적으로 분사기와 연소실 그리고 연소실 압력 상승을 위해 음속조건이 형성되는 노즐로 구성된다. 연소에참여하는 유체는 모두 분사기를 통해 연소실로 유입된다. 본 연구에서는 연소의 동적 특성 파악을 위해연소실 벽면에서의 압력섭동의 시간적 변화를 측정하는 압전방식(piezoelectric type)의 dynamic pressure sensor를 적용하였다. 압력변화 신호는 25 kHz 이상의 sampling rate으로 계측한 다음 데이터 후처리를 위해저장되었다. 시험 방법 및 장치와 관련한 좀 더 자세한 내용은 이전 문헌에서 찾을 수 있다[5-7].

# 3. 본 론

#### 3.1. 희박 예혼합 가스터빈 연소기

기존의 확산화염(diffusion flame) 방식 연소기와 달 리 화염온도를 낮추어서 산화질소 생성을 억제하기 위해 고안된 희박 예혼합 가스터빈 연소기는 연소 안 정성이 매우 취약하다. 당량비가 0.6 정도로 희박조 건에서 작동하는 가스터빈 연소기를 모사한 모델 연 소기에서 연소 안정성에 대한 연소압, 연소공기온도, 와류세기, 예혼합정도등과 같은 시험 인자의 영향도 를 살펴보았다. 예혼합화염이 쉽게 불안정해지는 원 인을 살펴보면 희박조건에서의 당량비 변화가 완전 연소 조건에서보다 더 큰 특성시간 변화를 야기하기 때문이다[8]. 희박연소조건에서 시간과 공간에 따른 당량비 변화를 증가시키는 원인 중의 하나는 연료와 산화제의 불균일한 혼합이다. 연소과정 전 혼합시간 변경으로 구현되는 불균일한 예혼합정도 변화에 따른 연소실 내에서 발생하는 압력섭동의 세기 변화를 Fig. 2에 나타내었다. Unmixedness,  $U(=\overline{C_f'^2}/(\overline{C_f}(1-\overline{C_f})))$ 로 표현되는 세 가지 경우 혼합 조건에 따라 연료(천 연가스)와 공기의 희박연소 조건에서 연소불안정 현 상이 발생함을 확인하였다[9]. 연소 불안정은 U가 증 가할수록 즉, 공기와 연료의 예혼합상태가 나쁠수록 연소불안정이 발생하는 당량비 대역,  $\Delta\Phi_{\rm BWHM}$ , (bandwidth at half-maximum)이 그림에서와 같이 증가(0.044, 0.128, 0.202)하고 있음을 관찰할 수 있다. 본 사실은 예혼합정도의 변동 폭이 클수록 연소불안정을 야기할 수 있는 확률이 높아짐을 의미한다. 한 가지 주목할 사실은 연료와 공기의 혼합이 충분하게 이루어진 조건(U=0.0024)에서도 연소불안정이 발생한다는 것이다.

이렇듯 기체연료인 천연가스를 적용한 예혼합 연 소기에서 발생하는 연소불안정은 희박연소조건에서 예혼합 정도에 따라 영향을 받는다. 또한 동일 유량 공급 조건에서 연소실로 유입되는 공기의 온도를 상 승시킴에 따라 자발적인 연소불안정이 발생하는 특 성을 보인다. 연소불안정 발생 시 연소실내에 형성되 는 압력섭동은 연소실 축 방향으로 입구 노즐과 출구 노즐을 경계로 half-wave에 해당하는 압력파의 특성 주파수 값을 보인다. OH 래디컬 평면 레이저 형광기 법을 적용해서 계측한 화염형상을 살펴보면 연료 노 즐 모서리의 전단유동에 의해 발생하는 vortex의 shedding 주파수가 압력파 주파수 값과 동일하다[5]. 연 소실의 half-wave의 특성 주파수는 1700 Hz대역에 해 당한다. 이와 같은 연소불안정이 유발될 시 연소실 내 부 압력파 특성 변화를 Fig. 3에 나타내었다. 고주파 압력섭동으로 천이하기 바로 직전에 압력 섭동은 315 Hz 근처의 저주파 특성을 그림과 같이 보인다. 이 저 주파는 연소실을 Helmholtz 공명기라고 간주하였을 시 발생할 수 있는 주파수와 유사하다. 축 방향 위치 가 다른 두 개의 센서로부터 측정된 압력 변화를 살 펴보면 이 저주파 압력파는 동일한 위상과 진폭을 갖 고 있어 bulk mode로 파악된다. 저주파 압력 섭동은 고주파에 비해 더 큰 화염 표면 변화를 야기하여 고 주파 연소 불안정 발생경로를 생성시키는데 큰 역할 을 하는 것으로 보인다[10].

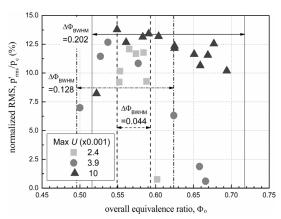


Fig. 2. Variations of pressure fluctuation intensity for three degrees of premixing. Inlet air temperature and chamber pressure are 670 K and 0.452 MPa, respectively.

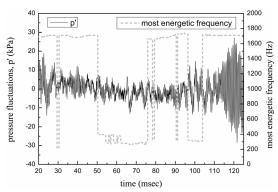
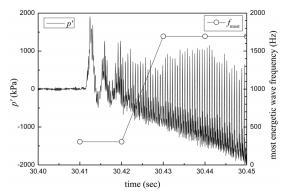


Fig. 3. Switch of the acoustic mode at the onset of highfrequency combustion instability.

# 3.2. 액체로켓엔진 연소기

액체로켓엔진 연소기는 희박 예혼합 가스터빈 연소기와 마찬가지로 분사기와 노즐을 제외하고는 밀폐된 공간에서 연소가 이루어진다. 공기를 산화제로 사용하는 가스터빈 연소기에 비해 순수한 산소만이산화제로 사용되는 액체로켓엔진 연소기는 동일 압력에서 가스터빈 연소기보다 에너지밀도가 높다. 또한 연료를 액체 상태로 분사하기 때문에 액체가 기체로 변하는 상변화과정이 연소과정 중에 포함된다. 또한 연소가 연료와 산화제의 임계압력을 넘어선 초임계상태에서 진행될 경우 현상의 복잡도가 증가한다.

액체연료 연소기 부품 중에서 연소 성능에 가장 큰 영향을 미치는 요소는 분사기이며 본 연구에서는 충 돌형(impinging-type) 분사기가 적용되었다. 충돌형 분 사기는 분사공(injection hole)을 통해 고속으로 산화 제와 연료를 분사하고 충돌시켜 운동에너지가 액상 의 연료와 산화제를 증발에 용이한 액적상태로 미립 화하는데 쓰이도록 한다. 액체연료는 이와 같이 분사 공에서 토출되어 충돌, 미립화, 증발, 혼합, 점화지연 과정을 거치면서 연소된다. 이와 같은 단계를 거치면 서 전체 시간 지연(time delay)이 연소실 내부의 음향 모드와 결합할 수 있는 특정 값이 되었을 때 연소가 불안정해진다[11]. Fig. 4는 연소 불안정 발생 시 연소 실 내 압력 섭동과 최대 에너지를 갖는 특성 주파수 변화를 보여준다. 연소장(combustion field)과 음향장 (acoustic field)간의 결합(coupling)이 이루어지는 최초 의 순간에는 bulk mode의 저주파 섭동(306 Hz)이 발 생한다. 원주 방향으로 서로 135 deg가 떨어진 위치에 장착한 두 개의 압력섭동 센서에서 측정한 압력섭동 신호 간의 위상차가 4.3 deg로 위상이 거의 일치하며, 고주파 압력섭동 발생 시 166 deg로 위상이 정반대에 가깝게 형성된다. 고주파 연소불안정 발생 시 저주파 섭동이 잠시 발생되는 원인은 저주파 섭동에 대한 화 염 열 발생 섭동의 반응이 고주파에 비해 더 크기 때 문인 것으로 판단된다. 이와 같은 고주파 연소 불안



**Fig. 4.** Variations of pressure fluctuations as a function of time at the onset of high-frequency combustion instability for chamber pressure of 14.4 bar and O/F ratio of 2.43.

정의 자발적인 발생 순간에서 관찰되는 저주파 bulk mode 현상은 희박 예혼합 가스터빈 연소기 시험에서 관찰된 결과와 동일하다. 이 때 발생한 저주파 섭동은 화염 열 발생 섭동을 증가시켜 결국에는 연소실의 공진 음향 모드와 결합하여 고주파 연소 불안정으로 이르게 한다. 본 시험에서는 1694 Hz의 연소실 첫째 횡 방향 공진 모드에 해당하는 고주파 연소 불안정이 발생하였다.

본 연소기에서 연소불안정이 발생하는 원인은 충돌형 분사기의 작동원리로부터 찾을 수 있다. 분사공에서 토출되는 분무젯의 특성주파수가 연소실 내부의 공진 주파수에 근접한 값을 갖게 되면 연소불안정이 발생할 수 있다. Weber 수, 연소가스와 액상의 분무젯의 밀도비가 유동의 특성을 결정짓는 주요 인자가 되는데 이 때 횡 방향 압력 섭동에 노출된 분무젯의 특성주파수는 다음과 같이 표현할 수 있다[12].

$$f_f = \sqrt{\frac{48\rho_g \sigma}{\left[(\rho_f + \rho_g)d^3\right]}} \tag{3}$$

위 식 (3)에서 σ는 연료의 표면장력이며 d는 연료 분사공의 지름이다. 케로신이 연료로 적용된 액체연 소불안정 해석모델의 대부분이 케로신에 의해 연소 불안정 메커니즘이 결정된다고 보는데 이유는 케로신 이 액체산소에 비해 휘발성이 적고, 연소 반응율을 결정하기 때문이다[13]. Fig. 5에 도시한 것과 같이 충 돌점에서 연료젯의 섭동 특성주파수에 연동된 가연 성 혼합기가 생성되며 이 혼합기가 연소과정을 통해 열 발생 섭동을 보이며 연소실내부의 공진주파수와 결합될 수 있는 경로를 찾았을 때 에너지 증폭이 이 루어진다. 결과적으로는 서론에서 밝힌 것과 같이 에 너지증가가 다른 에너지 감쇄 량을 넘어서면 연소불 안정이 발생하게 된다. 34 서성현

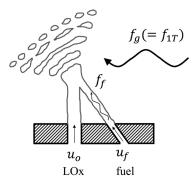


Fig. 5. Schematic of liquid jets impinging on each other under the external acoustic excitation.

본 연구에서 적용한 충돌형 분사기의 연료 측 분사 공의 지름은 1.6 mm이며, 평형상태의 연소를 가정한 연소가스의 밀도와 연료의 표면장력을 27.7 mN/m 이라 했을 시[12], 식 (3)에서의 특성주파수가 659 Hz로 계산된다. 첫 번째 횡 방향 접선공진 음향모드의주파수는 시험결과에서와 같이 1694 Hz라 볼 수 있으므로 firlff 값이 2.6에 해당하는데 이는 이전 문헌에서 제시한 경계 값 3 이하 값을 가지므로 연소불안정이 발생할 수 있는 상태의 분무 제트의 특성 주파수형성을 의미한다.

#### 3.3. 액체로켓엔진 연료과농 가스발생기

가스발생기는 액체로켓엔진 터보펌프 구동을 위 해 필요한 고압기체 생성을 위해 산화제에 비해 연 료를 과다 공급하여 연소가스 온도를 터빈 블레이드 가 허용하는 값 이내로 발생시키는 연소장치이다. 산화제와 연료의 공급 질량비가 약 0.32에 해당하는 연료과농 연소는 액체로켓엔진 연소기의 정상연소에 비해 에너지 밀도가 낮다. 그럼에도 불구하고 케로신 과 액체산소를 적용한 연료과농 가스발생기 연소에서 고주파 연소불안정 현상이 관찰되었다. 가스발생기 에는 연소기에서와 달리 이중 와류 동축형(bi-swirl coaxial) 분사기를 적용하였다. 동축형 분사기는 축방 향 대칭 분무를 이루면서 이상적으로 충돌형 분사기 와 달리 점(point)에서 추진제 혼합이 이루어지는 것 이 아니라 선(line)에서 추진제 혼합이 이루어지기 때 문에 공간적인 혼합비 섭동이 적어 연소불안정에 강 한 저항 특성을 갖고 있다. 그러나 동축형 분사기는 충돌형 분사기에 비해 복잡한 동적 특성을 갖고 있 으며, 고유의 수력학적 저주파 특성 주파수를 지니고 있다[14]. 가스발생기 단품 연소시험을 위해 가스발 생기 출구에 연소실 압력 유지를 위한 음속 노즐을 장 착한 상태에서 연소시험 시 Fig. 6에서와 같은 압력섭 동에 대한 주파수 특성을 보인다. 본 가스발생기의 경 우, 연료와 산화제가 분사기 내부에서 초기 충돌해서

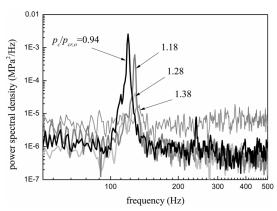


Fig. 6. Plots of power spectral density as a function of a reduced pressure for fuel-rich combustion with a short characteristic length.

혼합이 시작되는 형상을 지니고 있는데 이와 같은 경 우 연소기에 적용된 동축형 분사기 결과와 동일하게 저주파 압력 섭동(~128 Hz)이 관찰된다. 저주파 압력 섭동은 본 그림에서와 같이 연소실 압력이 산소 임 계압을 상회함에 따라 감쇄되고 있음을 알 수 있다. 가스발생기의 실제 작동 시 연소환경은 단품 연소시 험 환경과는 달리 터빈 매니폴드와 결합하여 연소실 특성길이가 긴 상태에서 작동한다. 특성길이가 증가 한 상태로 연소가 진행될 시 연소실 내 축방향 음향 공진 모드와 결합한 고주파 연소불안정이 발생한다. 고주파 연소불안정은 330 Hz에서 특성 주파수를 보 이며, 연소압이 산소 임계압 이하 $(p_d/p_{cr,o} < 0.9)$ 에서 형성될 때 발생하며, 초임계 연소압 조건에서는 연 소실 내부 음향에너지가 연소압에 따라 크게 증가하 지만 연소실 공진모드와 결합하지는 않는다. 가스발 생기 단독 실험에서 관찰되는 아임계 조건에서 발생 하는 저주파섭동이 연소불안정을 유발시킨다고 할 수

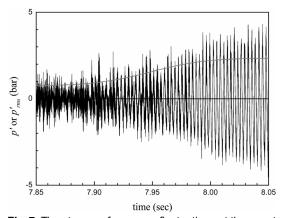


Fig. 7. Time traces of pressure fluctuations at the onset of high-frequency combustion instability for fuelrich combustion with a long characteristic length.

있다. 이 저주파 섭동이 미약해지거나 사라지는 초임 계상태에서는 연소불안정이 발생하지 않았다. 이 결 과로부터 액체 상태의 액적이 외부 압력 섭동에 의해 증발, 혼합, 연소과정에서 영향을 받아 좀 더 큰 열 발 생 섭동을 보이고 있음을 알 수 있다.

가스발생기에서 연소불안정 발생 시 시간에 따른 연소실 내 압력섭동을 Fig. 7에 나타내었다. 우선 희박 예혼합 가스터빈 연소기나 액체로켓엔진 연소기에 비해 아주 완만한 압력 섭동 크기 증가를 보인다. 또한 다른 연소불안정에서 보였던 저주파 벌크 모드가 보이지 않는데 이는 고주파 불안정 발생 천이 구간에서 보이는 저주파 섭동과 음향 공진 주파수간의차이가 적어 벌크 모드에 의한 섭동 단계를 거치지않고도 고주파 연소불안정이 바로 발생하는 것으로보인다.

# 4. 맺음말

밀폐된 연소실 공간과 음속 노즐을 갖는 세 가지 의 서로 다른 연소장치에서 자발적으로 발생하는 연 소 불안정에 대한 실험 결과를 분석하여 다음과 같 은 결론을 얻었다. 희박 예혼합 가스터빈 연소기의 경 우, 연소실 축 방향 공진 모드에 결합한 고주파 연소 불안정이 발생하였다. 연료와 공기의 예혼합 상태가 좋지 않을수록 연소불안정이 발생하는 당량비 영역 구간이 증가함을 관찰 할 수 있었으며 예혼합 정도의 변동 폭이 클수록 연소불안정을 야기할 수 있는 확률 이 증가함을 밝혔다. 또한 연료와 공기의 혼합이 충 분하게 이루어졌을 경우에도 연소불안정이 발생하고 있음을 확인하였다. 액체로켓엔진 연소기의 경우, 첫 째 횡 방향 공진 모드에 해당하는 고주파 연소 불안 정이 발생하였다. 연소 불안정 발생 최초의 순간에는 저주파 압력 섭동이 발생하는데 이 원인은 저주파 섭 동에 대한 화염 열 발생 섭동의 반응이 고주파에 비 해 더 크기 때문인 것으로 판단된다. 이와 같은 현상 은 희박 예혼합 가스터빈 연소기 시험에서도 관찰되 었다. 연소 불안정의 원인으로는 연료와 산화제의 충 돌점에서 연료젯의 섭동 특성주파수에 연동된 가연 성 혼합기가 생성되어 발생하는 열 발생 섭동이 연소 실 공진주파수와 결합되었을 때 에너지 증폭이 이루 어지는 것으로 여겨진다. 액체로켓엔진 연료과농 가 스발생기의 경우, 연소실이 터보펌프의 터빈 노즐까 지 연결된 형태를 지니고 있기에 축 방향 공진모드와 결합한 연소불안정이 발생한다. 와류가 유발되는 동 축형 분사기는 고유의 수력학적 저주파 특성 주파수 를 지니고 있는데 이로 인한 혼합기 섭동이 연소 불안 정의 원인이 되는 것으로 판단된다.

끝으로 연소 불안정을 포함한 연소의 동적 특성 이 해에 있어서 가장 중요한 것은 연소장과 연소실 내부 의 음향장 간에 어떤 방식으로 에너지 교환, 즉 에너지 증폭 메커니즘이 구성되는지 파악하는 것이 우선한다. 본 현상은 화학반응을 수반한 유동의 난류 특성으로 인해 혼돈(chaotic)특성을 지니고 있다. 이러한비선형적인 특성 파악을 위해서 시험결과를 분석할시에는 기존 방식과는 다른 혼돈계 현상 파악을 위한새로운 기법 적용이 필요하다.

#### 후 기

본 논문은 제42회 KOSCO Symposium에서 발표한 내용을 수정한 것으로 2011년도 한밭대학교 교내학술 연구비의 지원을 받았음

# 참고문헌

- Harrje, D. T. and Reardon, F. H. (eds.), "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability", Princeton University, SP-194, 1972
- [2] Lieuwen, T. and Yang, V., "Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experience, Fundamental Mechanisms, and Modeling", Vol. 210, Progress in Astronautics and Aeronautics Series, AIAA, 2006
- [3] Dranovsky, M. L., "Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines: Testing and Development Practices in Russia", Vol. 221, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, 2007
- [4] Dowling, A. P. and Efowcs, J. E., Sound and Sources of Sound, Ellis Horwood Limited, West Sussex, England, 1983
- [5] Seo, S., "Parametric Study of Lean Premixed Combustion Instability in a Pressurized Model Gas Turbine Combustor", Ph. D. Dissertation, The Pennsylvania State University, 1999
- [6] Seo, S., "Investigation of Self-Excited Combustion Instabilities in Two Different Combustion Systems", Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 18, No. 7, 2004, pp. 1246-1257
- [7] Seo, S., Kim, S.-K. and Choi, H.-S., "Combustion Dynamics and Stability of a Fuel-Rich Gas Generator", Journal of Propulsion and Power, Vol. 26, No. 2, 2010, pp. 259-266
- [8] Zukoski, E. E., "Afterburners", The Aerothermodynamics of Aircraft Gas Turbine Engines, (editor) Gordon C. Oates, chapter 21, 1978.
- [9] Dimotakis, P. E. and Miller, P. L., "Some Consequence of the Boundedness of Scalar Fluctua-

36 서성현

tions", Physics of Fluids A, Vol. 2, 1990, pp. 1919-1920

- [10] Fleifil, M., Annaswamy, A. M., Ghoneim, Z. A., and Ghoniem, A. F., "Response of a Laminar Premixed Flame to Flow Oscillations: A Kinematic Model and Thermoacoustic Instability Results", Combustion and Flame, Vol. 106, 1996, pp. 487-510
- [11] Crocco, L. and Cheng, S.-I., Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors, AGARDograph No. 8, Butterworths scientific publications, London, 1956
- [12] Chao, C.-C. and Heister, S. D., "Contributions of

- Atomization to F-1 Engine Combustion Instabilities", Engineering Analysis with Boundary Elements, Vol. 28, 2004, pp. 1045-1053
- [13] Anderson, W. E., Ryan, H. M., Santoro, R. J., and Hewitt, R. A., "Combustion Instability Mechanism in Liquid Rocket Engines using Impinging Jet Injectors", AIAA 95-2357, AIAA Joint Propulsion Conference, July, 1995.
- [14] Seo, S., Han, Y.-M. and Choi, H.-S., "Combustion Characteristics of Bi-Liquid Swirl Coaxial Injectors with Respect to a Recess", Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 53, No. 179, 2010, pp. 24-31

접수일: 2012. 01. 26

심사완료일: 2012. 03. 13