

# 연료-공기 비혼합도가 희박예혼합 연소 특성에 미치는 영향

김대현\* · 이종호\* · 전충환\*\* · 장영준\*\*

## Effects of Fuel-Air Unmixedness on Lean Premixed Combustion Characteristics

Dae Hyun Kim\*, Jong Ho Lee\*, Chung Hwan Jeon\*\* and Young June Chang\*\*

### ABSTRACT

The lean premixed technique has been proven very efficient in reducing NOx emissions from gas turbine combustors. However combustion instability is susceptible to occur in lean premixed combustor. So laboratory-scale dump combustor was used to understanding the underlying mechanisms causing combustion instabilities. In this study, tests were conducted at atmospheric pressure and inlet air was up to 360°C with natural gas. The observed instability was a longitudinal mode with a frequency of ~341.8 Hz. At selected unstable conditions, phase-resolved OH chemiluminescence images were captured to investigate flame structure with various equivalence ratio. Combustion instability was observed to occur at higher value of equivalence ratio(>0.69). This study was performed to investigate the effects of equivalence ratio and fuel split measuring NOx and acoustic wave. The results reveal the effect of fuel-air unmixedness on lean premixed combustor.

**Key Words** : LPP(Lean Premix Prevaporize), Combustion instability, Sound level, Gas Turbine, OH chemiluminescence, Fuel-air unmixedness, NOx

### 기 호 설 명

$\sigma$	Fuel split degree	$\phi$	Equivalence ratio
V	Mean velocity of mixture	$T_{inlet}$	Inlet air temperature

### 1. 서 론

가스터빈은 항공기용 엔진에 처음 적용된 이후로, 최근 들어서는 발전설비 및 열병합설비 뿐만 아니라 자동차용 엔진에 이르기까지 그 적용범위가 점차 확장되고 있다.

이러한 가스터빈의 보급은 가스터빈의 고온·고압화 개발동향에 기인하나, 고온연소기는 NOx

발생의 증가를 수반하게 된다.[1]

특히 항공기용 가스터빈 엔진에서는 양질의 연료를 사용하고 연속연소가 이루어지므로 스모그, CO, HC 등의 문제는 비교적 용이하며 NOx의 절감이 가장 중요한 문제가 된다. 이러한 NOx는 공기중에 질소가 고온상태에서 산화되어 생성되는 thermal NOx가 대부분이며 연료 중의 질소 성분에서 기인하는 fuel NOx의 발생은 고려하지 않는다.[2]

NOx 저감을 위해 가스터빈에 적용되는 기술로는 다양한 형상의 일차연소 영역을 설계하거나, 축방향과 반경방향으로 연소구역을 나누고

\* 부산대학교 기계공학과 대학원

† 연락처자 chjeon@pusan.ac.kr Tel) 051-510-3051

\*\* 부산대학교 기계공학부, 기계기술연구소

다른 공연비를 사용하는 다단연소의 사용, 예멸전을 연소기 내부에 분사하여 화염온도를 낮추는 방식, 배기가스내의 NO<sub>x</sub> 성분을 암모니아와 촉매환원반응을 시키는 선택적 환원 촉매(SCR), 화염온도를 떨어뜨려 NO<sub>x</sub>발생을 억제하는 LPP와 과농연소-급속냉각-회박연소(RQL)등이 있다.

그러나 추가적인 설비가 필요없고, 가스터빈내의 부식 및 침식 현상을 방지하며, NO<sub>x</sub> 수준을 급격히 저감할 수 있는 제어방법으로 주목받는 것이 LPP 기술이다.[3]

LPP는 연료를 예혼합하고 예증발하여 액적 연소를 피하고 회박한 공연비로 완전연소시켜 화염의 온도를 떨어뜨리고 "Hot Spot"를 제거함으로써 NO<sub>x</sub>를 줄인다는 개념이다. 화염내의 온도가 1900K을 넘지 않아 체류시간(residence time)이 길어져도 NO<sub>x</sub>의 양이 증가하지 않으며 긴 체류시간으로 인해 낮은 수준의 NO<sub>x</sub>를 유지하면서 CO와 미연탄화수소(UHC)를 줄일 수 있다.

LPP의 결점은 완전증발과 혼합을 위한 긴 시간이 연료 준비 덕트에서 자연발화와 화염의 역류를 일으킬 수 있고, LPP 연소기의 공진으로 압력변동과 열방출(heat release)사이의 상호작용에 기인한 불완전연소 및 소음이 발생할 수 있다.[4] 이러한 문제는 다단연소나 다양한 연소실형상의 설계를 통해 보완 가능하다.

그리고 다른 결점인 큰 압력변동으로 나타나는 연소불안정성은 연소기에 손상을 가할 뿐만 아니라 상당한 소음을 발생시킨다. 이러한 문제점을 해결하는 방법에는 능동적 제어(Active control)와 수동적 제어(Passive control)가 있다. 먼저 수동적 제어는 연소기의 형상을 바꾸거나 방음재를 추가하는 것이다.[5-6] 그러나 이러한 방법은 작동조건에 한계가 있으며 연소기의 변형등 비용이 많이 든다는 단점이 있다. 이에 반해 능동적 제어에는 그러한 번거러움과 비용 문제가 없어 많은 연구자들에 의해 연구가 수행되어지고 있다 [4, 7-10]

능동제어에 대한 연구의 대부분은 유동에 교란을 주어 압력변동과 열방출의 위상이 어긋나도록 열원(heat source) 또는 음파(acoustic wave)를 첨가하는 방법을 사용하고 있다. 그 중에서도 2차연료를 분사하여 연소 불안정성을 제어하려는 연구가 많이 시도되고 있다.[11]

본 연구의 목적은 능동제어에 앞서 제어 대상인 연소기의 특성 및 연소불안정 영역을 파악하고, 당량비( $\phi$ )와 연료-공기의 비혼합도가 회박예혼합 연소 특성에 미치는 영향을 음파의 변화와 NO<sub>x</sub>를 취득함으로써 파악하고자 함이다. 즉, 능동제어시 효율적인 제어방법을 결정하기 위한 예비단계적 실험연구라 할 수 있다.

## 1. 실험장치 및 방법

### 2.1 연소기

Fig. 1은 본 연구에 사용된 동축 덤프 연소기의 개략도이며, 실험은 대기압 하에서 수행하였다. 본 연구에 사용된 연소기는 직경 12mm, 길이 500mm의 혼합부와 직경 42mm, 길이 410mm의 연소부로 구성되어 있다. 연소부는 광학측정이 가능하도록 석영관을 사용하였으며 혼합부와 연소부는 황동으로된 어댑터로 연결되어 있다. 석영관과 어댑터 사이에 열팽창을 고려한 0.5mm의 공간이 있으며 이 공간은 세라믹 테이프로 밀봉하여 연소기의 길이를 가변 시킬 수 있도록 하였다.

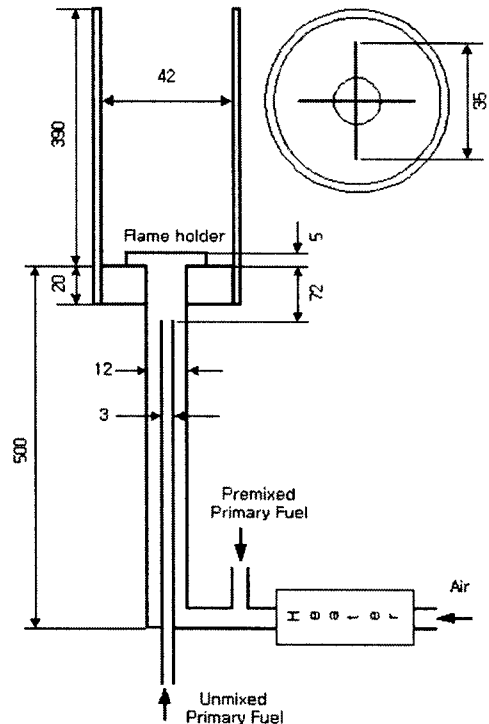


Fig. 1 Schematic of the Combustor

어댑터 스텝상에서의 화염 안정화를 도와주는 십자(+) 형태의 보염기를 어댑터 상단 5mm 지점에 설치하였다. 본 실험의 주운전 영역에서 어댑터 스텝에 의한 재순환영역이 화염안정화에 충분히 도움을 주지만, 화염위치의 변동이 없도록 하기 위해 보염기를 사용하였다.

연료는 메탄을 사용하였고, 부분예혼합의 영향을 알아 볼 수 있도록 두 곳에서 공급하였다. 하나는 히터를 통과하여 혼합부를 통해 공급되며 다

른 하나는 직경 3mm의 관을 통해 황농 어댑터로부터 혼합부 직경의 4배, 6배, 8배 되는 위치에 동축방향으로 공급이 된다. 연료는  $\sigma$ 가 100, 75, 50, 25, 0%의 5조건으로 공급이 가능하며 혼합부를 통해 연료가 모두 공급되는 예혼합의 경우를  $\sigma=100\%$ , 혼합부와 3mm관에 반씩 연료를 주입한 경우를  $\sigma=50\%$ , 3mm관에 모두 주입한 경우를  $\sigma=0\%$ 로 정의하였다.

실제 가스터빈의 흡입공기 온도(180~630℃)와 유사한 조건에서 실험을 행하기 위해 발열용량 2kW인 히터를 사용하였다. 외부로의 열손실을 최소화하기 위해 혼합부 외벽에 단열재를 사용하였으며 히터의 온도조절기를 950℃로 하였을 때 혼합부 끝에서 혼합기 온도가 최고 550℃까지 예열이 가능하였다.

## 2.2 측정장치

연소기내에서 연소불안정이 발생할 경우 화염은 일정한 주파수를 가지고 움직이게 된다. Fig. 2는 이러한 주기에 따른 위상에 맞추어 화상을 획득하기 위한 실험장치의 개략도이다. 연소기에서 발생하는 음원을 실시간 측정하기 위해 실용소음계(SLM, Sound level meter)를 사용하였다.

이 장치는 음원에서 발생하는 음압을 측정하여 수치를 dB 단위로 보여 줄 뿐만 아니라 전압으로 출력이 가능하다. 음압 측정에 일관성을 가지기 위해 연소기 끝부분에서 축상으로 5cm, 반경 방향으로 7cm 떨어진 곳에 소음계를 고정하여 모든 실험을 수행하였다. 소음계에서 나온 신호를 일정크기로 증폭시켜 게이트 조절기의 트리거 신호로 입력하여 ICCD 카메라와 동기시켰으며 ICCD 카메라에서 위상별로 측정된 화상은 PC를 통해 보여지게 된다. 또한 배기가스를 석영관의 끝단에서 15cm 높이에서 측정하였다.

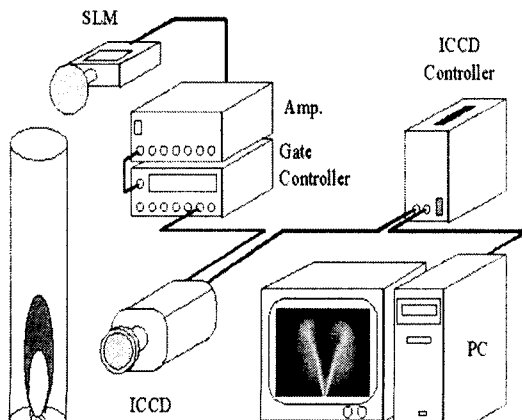


Fig. 2 Schematic of experimental setup

## 2.3 실험방법

본 연구에서는 LPP 연소기에서 연소에 영향을 미칠 수 있는 변수를  $\sigma$ ,  $T_{inlet}$ ,  $\phi$ , 연료-공기 혼합거리(L)라고 가정하고 예비실험을 한 결과  $T_{inlet}$  과 L이 본 연소기에서 음압과 NOx발생에 미치는 영향이 작음을 알게되었다. 따라서 본 연구에서는  $\sigma$ 와  $\phi$ 를 Table 1과 같이 변화시킴에 따라 NOx와 음압을 측정하였다.

Table 1 Experimental conditions

Parameter	Test range
Fuel split degree( $\sigma$ )	$\sigma=100, 75, 50, 25, 0\%$
Inlet temperature( $T_{inlet}$ )	$T_{inlet} = 360^\circ\text{C}$
Equivalence ratio( $\phi$ )	0.495 ~ 1.219
Pressure	1atm

## 3. 실험결과

Katsuki, Whitelaw[12]와 Heitor[13]등은 각각의 연구에서 운전조건의 작은 변화에 압력변동이 크게 증가하는 것을 연소불안정성의 시작으로 정의하였다. 본 연구에서는 LPP 조건에서 연소불안정성이 얼마나 나타나는가를 알아보기 위해 불안정 영역(Instability map)을 당량비에 대한 음압으로 나타내었다. 각 운전조건에서  $\sigma$ 와  $\phi$ 를 변화시켜 음압과 NOx를 측정하고 당량비에 따른 화염의 형태를 살펴보았다.

### 3.1 연소기 특성

Fig. 3은 410mm 석영관 연소기에서 연소불안정성이 발생한 경우의 시간에 대한 음압의 변동을 나타낸 것이다. 주기성을 가지는 음압을 FFT 변환을 하면 Fig. 4와 같이 341.8Hz의 단일 주파수만을 가지는 진형적인 종파모드 불안정 연소특징을 나타낸다. 연소기의 길이 대 직경의 비가 8배 이상인 경우 압력파는 연소기 내부에서 1/4파(quarter wave)의 주파수를 가지며 그 값은 다음과 같다.

$$\text{Quarter wave(Hz)} = \frac{\text{Sound speed(m/s)}}{\text{Tube length(m)} \times 4}$$

연소기의 길이가 440mm이고, 연소기내의 온도가 1100 K이라고 가정을 했을 경우 음속은 640 m/s 이므로 위의 식을 적용하면 1/4파의 주파수는 364.1 Hz가 된다. 연소기내의 온도를 가정하여 계산한 값임에도 비교적 실험결과와 잘 일치함을

알 수 있다.

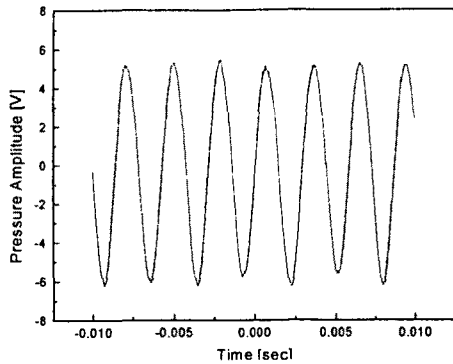


Fig. 3 Pressure vs. time signal for an unstable flame.

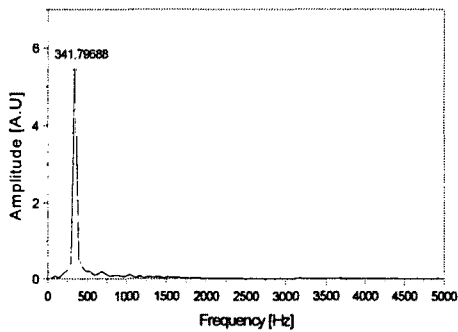


Fig. 4 Frequency spectrum of an unstable flame in the combustor.

3.2 결과

불안정 연소가 발생할 경우 화염은 341.8Hz, 즉 약 2.9ms의 주기를 가지고 진동을 한다. 한 주기 사이에 45° 간격으로 각 위상당 50개의 화상을 평균하여 17장의 화상을 취득하였다

Fig. 5는  $\phi=0.76, 0.82, 0.89$ 인 경우  $\sigma=100\%$ ,  $V=10\text{ m/s}$ ,  $T=360^\circ\text{C}$ 에서 45° 간격으로 촬영한 OH 자발광 화상이다. 당량비가 증가할수록 공급되는 연료의 양이 증가하여 열방출이 강해지고 이로 인해 화염이 커지는 것을 알 수 있다.

열방출은 화염이 성장하는  $270^\circ \sim 90^\circ$  에서 활발하고 화염이 소멸되는  $90^\circ \sim 270^\circ$  에서는 작아짐을 알 수 있다. 이로부터 능동 제어시 2차 연료는 열방출이 활발한  $270^\circ \sim 0^\circ$  사이의 약 1.45ms 사이에 분사되는 것이 연소 불안정성을 효율적으로 제어할 것이라 사료된다.

Fig. 6은 각각의  $\sigma$ 에 대해  $\phi$ 에 따른 NOx를 취득하였다. 메탄유량을 2.2L/min로 고정시키고 공기량을 18L~40L/min 변화시켜 당량비를 조절하였다.

먼저,  $\phi=0.52$ 에서 희박가연한계를 관찰할 수 있고 0.55~0.7 가량의 희박한 영역의 같은 당량비에서는  $\sigma$ 가 증가함에 따라 NOx의 양이 줄어들지만 이론당량비근처의 당량비 조건에서는 반대의 경향을 보임을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서 관심을 가지는 LPP기술에서는 연료-공기의 혼합이 잘 될 수록 낮은 량의 NOx를 배출함을 알 수 있다.

Fig. 7에서는 같은 조건에서 음압의 측정을 통해 불안정성의 영역을 알아보았다. Fixed air flow rate(A)는 공기의 량을 25L/min로 고정하고 메탄을 늘여가면서 당량비를 조절하였고, Fixed air flow rate(M)은 메탄을 2.2L/min로 고정하고 공기의 량을 늘여가면서 당량비를 조절하였을 때의 음압의 변화 그래프이다.

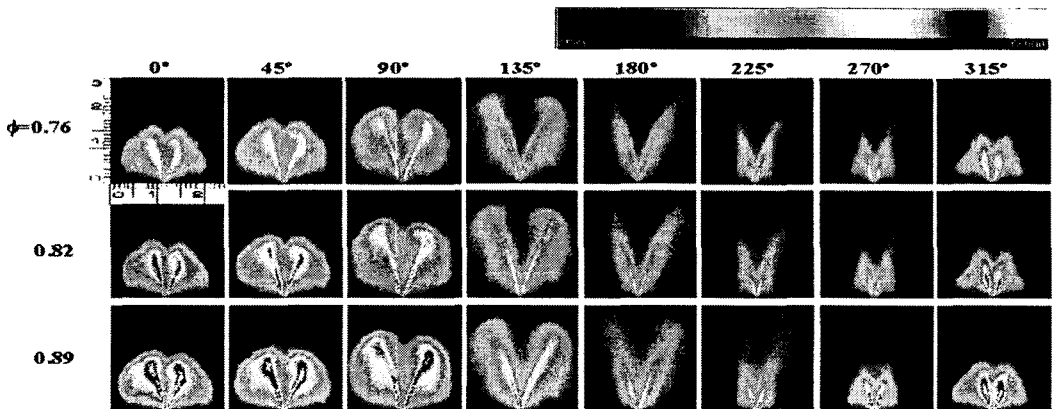


Fig. 5 Image evolution of phase-averaged OH chemiluminescence for unstable flame over one period. ( $\sigma=100\%$ ,  $V=10\text{ m/s}$ ,  $T=360^\circ\text{C}$ )

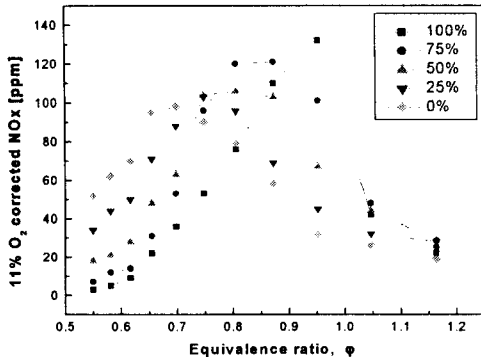


Fig. 6 Emission map for  $T_{inlet}=360^{\circ}\text{C}$

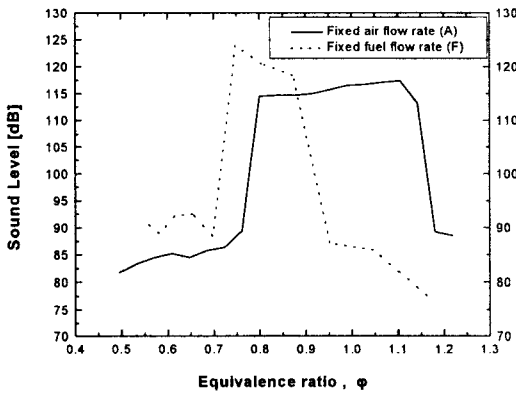


Fig. 7 Instability map for  $\sigma=100\%$ ,  $T_{inlet}=360^{\circ}\text{C}$

A의 경우에 비해 F가 희박한 좁은 영역에서 연소불안정성을 발생시킴을 관찰 할 수 있고, 또한 희박가연한계가 더욱 짧다는 것을 알 수 있다. 이는 A의 경우가 당량비를 조절함에 있어 변수가 되는 연료의 양 보다 F에서의 당량비 조절을 위해 변하는 공기량이 더욱 많기 때문에 노즐 출구에서의 속도 차가 크므로 일어나는 현상이라 사료된다.

Heneghan[14]등의 결과를 비롯하여 대다수의 선행연구에서는 당량비가 줄어들며 따라 압력파의 진폭이 커져 불안정성이 발생한다고 보고하고 있다. 그러나 Shih[15]등도 본 실험의 A의 결과와 같은 경향을 나타내는 현상을 관찰한 바 있다고 보고하고 있다. 이러한 현상의 원인으로는 희박혼합기의 열발생율이 연소기가 가지고 있는 고유 음소멸(inherent acoustic damping) 능력을 극복하기에 충분하지 못하기 때문인 것으로

여겨진다. 즉, 본 실험에 사용된 모형 연소기의 고유한 특징일 수도 있으며, 향후 속도와 연소기 형상에 대한 연구가 필요하다 하겠다.

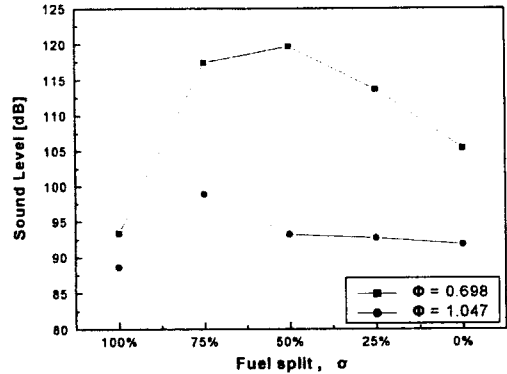


Fig. 8 Effect of fuel split on sound Level in  $T_{inlet}=360^{\circ}\text{C}$

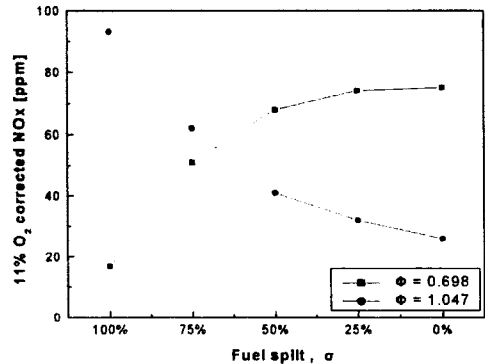


Fig. 9 Effect of fuel split on NOx at  $T_{inlet}=360^{\circ}\text{C}$

Fig. 8과 Fig. 9는 메탄을 2.2L/min로 고정하고 공기를 30L/min, 20L/min로 바꾸어서 당량비를 다르게 하여 음파와 NOx를 측정하였다.

Fig. 8에서는 희박 ( $\phi=0.698$ )영역과 상대적으로 과농( $\phi=1.047$ )한 경우의  $\sigma$ 에 따른 연소특성을 보기 위해 음파를 측정해 보았다. LPP 연소기의 특성처럼 희박한 경우에 연소불안정성이 일어남을 알 수 있고, 두 조건 모두  $\sigma=75\sim 50\%$ 에서 더욱 연소가 불안해 짐을 알 수 있다. 반면  $\sigma=100\%$  즉, 연료-공기 혼합이 잘 되면 연소불안정성이 일어나지 않음을 알 수 있다.

Fig. 9에서 Fig 6과 비교하여 보았을 때, LPP

기술이 적용되는 희박한 영역에서 혼합이 잘되면 NOx의 발생량이 아주 낮다는 것을 확연히 알 수 있다. 그러한 이유로 현재 대폭적인 NOx의 절감을 목표로 예혼합 연소기에 관한 항공기용 엔진에 관한 연구가 적극적으로 추진되고 있다.[2]

반대로 Stoichiometry 조건에서는  $\sigma$ 가 감소할수록, 즉 Unmixedness가 커질수록 NOx의 발생량이 줄어든다.

#### 4. 결론

메탄을 연료로 한 모형 가스터빈 연소기에서 연료-공기의 비혼합도가 희박예혼합 연소 특성에 미치는 영향을 NOx와 음파를 통해서 예측하고 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 본 연구에 사용한 모형가스터빈 연소기는 LPP 조건에서 불안정 연소시 341.8Hz의 단일 주파수를 가진다.

(2) ICCD 카메라를 통해 OH 자발광을 촬영하여 당량비가 증가할수록 공급되는 연료의 양이 증가하여 열방출이 강해지고 이로 인해 화염이 커지는 것을 관찰했다. 또한 차후 능동제어시 2차연료는 열방출이 활발한  $270^\circ \sim 0^\circ$  사이의 약 1.45ms 사이에 분사되는 것이 연소 불안정성을 효율적으로 제어할 수 있을 것임이 예측 가능했다.

(3) 0.55~0.7 가량의 희박한 영역의 같은 당량비에서는  $\sigma$ 가 증가함에 따라 NOx의 양이 줄어들지만 이론당량비 근처의 당량비 조건에서는 반대의 경향을 보임을 알 수 있었다. 따라서 본 연구에서 관심을 가지는 LPP기술에서는 연료-공기의 혼합이 잘 될수록 낮은 양의 NOx를 배출함을 알 수 있었다.

(4) 같은 당량비 조건일 지라도 공기량을 조절하여 당량비를 조절한다면 좀더 좁은 희박한 영역에서 연소불안정성이 발생함을 관찰하였다.

즉, 속도가 빨라짐에 따라 더 낮은 당량비에서 연소 불안정성이 발생함을 알 수 있고 향후 속도와 연소기의 형상에 대한 연구가 더욱 필요함을 알게되었다.

(5) 본 연소기에서도 LPP 연소기의 특성처럼 희박한 경우에 연소불안정성이 일어남을 알 수 있고, 대표적인 두 조건( $\phi=0.698$ ,  $\phi=1.047$ ) 모두  $\sigma=75\sim50\%$ 에서 더욱 연소가 불안정해 짐을 알 수 있었다. 반면  $\sigma=100\%$  즉, 연료-공기 혼합이

잘 되면 연소불안정성이 일어나지 않음을 알 수 있었다.

#### 참고 문헌

- [1] 김광호, 이찬, "가스터빈 응용시스템의 개발 현황," 대한기계학회 춘계학술대회 논문집(II), 1992, pp.345-351
- [2] 이상직, 운영빈 편저, "항공우주용 추진시스템," 1998.
- [3] Arthur H. Lefebvre, 1999, Gas turbine combustion - 2nd ed., Taylor & Francis.
- [4] C. M. Jones, J. G. Lee, and D. A. Santavicca, July-August 1999, "Closed-loop Active Control of Combustion Instabilities Using Subharmonic Secondary Fuel Injection," J. of Propulsion and Power, Vol. 15, No. 4,
- [5] Schadow, K. C., and Gutmark, E., July 10-12, 1989, "Review of Passive Shear-Flow Control Research for Improved Subhamonic and Supersonic Combustion," AIAA paper 89-2786, 25th Joint Propulsion Conference, Monterey, CA.
- [6] Zinn, B. T., and Neumeier, Y., Jan. 6-10, 1997, "An Overview of Active Control of Combustion Instabilities," AIAA paper 97-0461, 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV.
- [7] K. Kim, J. G. Lee, and D. A. Santavicca, November 18-19, 1999, "Active Control of Combustion Instability in a Model Gas Turbine Combustor," 11th Annual Symposium, The Pennsylvania State University.
- [8] K. K. Venkataraman, J. G. Lee, and D. A. Santavicca, November 18-19, 1999, "On the Testing of a Model for Heat Release Fluctuation During Unstable Combustion," 11th Annual Symposium, The Pennsylvania State University.
- [9] K. R. McManus, T. Poinso and S. M. Candel, 1993, "A Review of Active Control of Combustion Instabilities," Prog. Energy Combust. Sci., Vol. 19.
- [10] 전충환, D. A. Santavicca, 1998, "가스터빈 연소기내 2차연료분사에 의한 불안정성의 제어," 한국연소학회지 Vol. 3, No. 1.
- [11] JONG GUEN LEE, KWANWOO KIM and D.A. Santavicca, 2000, "Effect of Injection Location on the Effectiveness of An Active Control System Using Secondary Fuel Injection," Proceedings of the Combustion Institute,

Volume 28, pp. 739-746

[12] Katsuki M. and Whitlaw J. H., 1986, "The Influence of Duct Geometry on Unsteady Premixed Flames," *Combustion and Flame*, Vol. 63.

[13] Heitor M. V., Taylor A. M. K. P. and Whitlaw J. H., 1984, "Influence of Confinement on Instability of Premixed Flames with Axisymmetric Baffles," *Combustion and Flame*, Vol. 57.

[14] S.Heneghan, A.L.Lesmerises and G.J.Sturgess, 1990, "Acoustic Characteristics of a Research Step Combustor" *AIAA Paper*, No. 90-1851.

[19] Shih, W. P., Lee, J., Santavicca, D. A., 1996, "Stability and Emissions Characteristics of a Lean Premixed Gas Turbine Combustor", 26th Symposium on Combustion.