

모델 가스터빈 연소기에서 인젝터 형태에 따른 종-방향 불안정성 특성에 관한 실험적 연구

안지환^a · 강연세^b · 이기만^{a,*}

An Experimental Study on Longitudinal Instability Characteristics with Injector Type in Model Gas Turbine Combustor

Jihwan Ahn^a · Yeonse Kang^b · Keeman Lee^{a,*}^aSchool of Mechanical and Aerospace Engineering, Suncheon National University, Korea^bDepartment of Aerospace Engineering, Suncheon National University, Korea*Corresponding author. E-mail: kmLee@scnu.ac.kr

ABSTRACT

In this study, the combustion instability characteristics of low-swirl injector and high-swirl injector is compared by model gas turbine combustor. To compare of unstable behavior in high-swirl injector and low-swirl injector, we performed lots of measurement of combustion instability, with variable of equivalence ratio, combustor length and injector type. The results shown that longitudinal instability occur dominantly in model gas turbine combustor. In addition, it was found that high-swirl injector has more wide range of unstable regime than low-swirl injector. The blockage ratio what one of a parameter in low-swirl injector has not much effected in aspects of overall combustor behavior. Also, revealed that combustion instability occurred in the same combustor length has same properties, regardless of the injector type.

초 록

이 연구에서는, 모델 가스 터빈 연소기에서 발생하는 저선회 인젝터와 강선회 인젝터의 열-음향 불안정성을 비교하고 있다. 인젝터 형태에 따른 불안정한 거동의 비교를 위하여, 다양한 당량비와 연소실 길이의 광범위한 범위의 실험이 수행되었다. 실험 결과, 연소기에서 발생된 대부분의 불안정성은 종-방향 불안정성이라는 것이 확인되었다. 또한, 강선회 인젝터가 저선회 인젝터에 비하여 더 넓은 연소실 길이 영역에서 강한 연소 불안정성이 발생됨이 발견되었다. 저선회 인젝터의 막힘률은 전체적인 거동 측면에서 큰 의미를 보이지 않았다. 또한, 인젝터의 형태에 무관하게 연소실 길이가 동일한 경우에 연소 불안정성이 발생한 경우에는 불안정성의 특성이 유사함이 발견되었다.

Key Words: Combustion instability(연소불안정성), Low-swirl flame(저선회 화염), Longitudinal instability(종-방향 불안정성), Model gas turbine combustor(모델 가스터빈 연소기)

Received 10 July 2020 / Revised 2 November 2020 / Accepted 6 November 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

σ	: Blockage ratio
S	: Total plate space (S)
$S_{perforatedplate}$: Perforated plate space
S_{hole}	: Hole size
n	: The number of holes
R.L	: Recess length
D_c	: Effective diameter of combustor
L_c/D_c	: Combustor length normalized with effective combustor diameter
ϕ	: Equivalence ratio
$\phi_{pc-\dot{q}}$: Phase difference of combustor pressure oscillation and heat release rate
p_c/\bar{p}	: Normalized pressure with absolute pressure
h_c/h_{max}	: Normalized heat release rate with maximum heat release rate
T_{ad}	: Adiabatic flame temperature
Re	: Reynolds number

1. 서 론

근래에 연구되고 있는 대부분의 가스터빈 연소기는 엄격한 배기가스 배출 규제를 충족시키기 위해 희박-예혼합 연소(Lean-premixed combustion) 기술을 사용하고 있다. 그러나 강선회 인젝터(High-swirl injector, 이하 HSI)를 사용하는 기존의 선회 안정화 연소기술은 강화되는 배기가스 배출 규제를 충족시키기에 한계를 보이기 시작하였다.

HSI 연소기술은 화염을 안정화시키기 위하여 혼합기 출구에 둔체(Bluff body)나 강한 선회류(Swirling flow)를 이용한다. 이 경우 둔체나 강한 선회류에 의해 생성된 유동장 내 내부재순환영역(Inner recirculation zone)은 고온의 연소생성물로부터 발생한 열과 연소되지 않은 반응물들을 다시 반응영역으로 순환시키면서, 지속적으

로 연소를 유지시키는 역할을 한다. 그런데 이러한 내부재순환영역은 국부적으로 높은 화염온도와 체류시간을 증가시키게 되어 그동안 NOx 생성 억제에 한계 원인으로 지적되어 왔다.

R. K. Cheng으로부터[1-4] 처음 제안된 저선회 연소(Low-swirl combustion, 이하 LSC)는 기존 HSI에서 단순히 낮아진 선회강도가 아닌 내부재순환영역을 통한 화염의 안정화 대신 중심부의 확대유동을 통하여 화염의 안정화를 유도하는 새로운 개념의 희박-예혼합 연소기술이다. 이처럼 LSC의 확대유동은 내부재순환영역을 없애 줌으로써 NOx 저감에 기여하는 것 외에도, 화염이 노즐로부터 안정되게 부상되어 둔체나 강한 선회유동으로 화염을 유지시키는 강선회 연소(High-swirl combustion)에 비해서 노즐 및 연소기 부품의 열적 피로를 획기적으로 줄일 수 있다. 이처럼 LSC에 의한 부상된 화염은 가스터빈 연소기 특성상 고온·고압 상태의 운전에도 역화(Flashback)에 대한 저항이 매우 큰 특징을 지니게 된다. 또한, Cheng [5]은 LSC 개념의 소개와 함께 강선회 화염과 저선회 화염의 여러 특성들에 대한 비교를 저술한 바가 있다.

국내에서도 Jeong 등[6-9]이 저선회 인젝터(Low-swirl injector, 이하 LSI)로 연료조성에 따른 화염 특성[7], 화염의 부상 높이[9] 등에 대하여 연구를 진행한 바가 있으나 연소불안정성에 대한 연구는 아직 제대로 이루어지지 않았다.

한편, 가스터빈 연소기에서 발생하는 연소불안정성은 시스템을 구성하는 부품 수명에 민감한 주제로서 국내·외에서 활발하게 연구가 진행 중인 주제이다. Oh 등[10]은 실제 가스터빈에서 발생하는 불안정성 현상의 원인규명을 위한 모델 가스터빈 연소기를 설계하였고, Kim 등[11]은 발전용 가스터빈 연소기에서 발생하는 연소불안정성이 주로 종-방향 불안정성(Longitudinal instability)임을 밝히고, 그 현상에 주되게 영향을 미치는 인자들을 연구하였다. Lee 등[12]은 당량비 변동(Equivalence ratio fluctuation)이 연소불안정성에 관여함을 밝혔으며, Kim 등[13-15]은 FTF(Flame transfer function)를 측정하였고 [13], 모델 가스터빈 연소기의 화염에 가진(Forcing)

을 주어 연료조성에 따른 결과를 분석하였다 [14]. 또한, 연소실 길이, 선회 수(Swirl number), 스윌러(Swirlер) 위치 등의 매개변수들에 대한 압력섭동 신호를 이용하여 불안정성의 기준으로서의 Rayleigh 기준의 한계를 논의하였다[15]. 이외에도 Lee 등[16,17]과, Moon 등[18]은 각각 독특한 형태의 연소기를 이용한 연구를 진행하였다.

LSC시 발생하는 연소불안정성과 관련된 연구로는, Kang 등[19]이 R. K. Cheng 그룹에서 고안한 저선회 연소기를 대상으로 다양한 주파수로 가진(Forced condition)을 가한 후, OH-PLIF을 이용하여 국부적 Rayleigh index를 측정함으로써, 화염의 경계층(Shear layer)영역에서 주된 열-음향(Thermo-acoustic)결합이 발생하는 것을 확인하였다. 이외에도 저선회 화염에 가진을 주거나[20,21], 연료조성에 변화를 주어 화염에 대한 응답을 살펴본 경우[22]가 있다. 그러나 대부분의 LSC의 연소불안정성 연구가 기초연구에 국한되어 있는 가운데 상대적으로 NOx 억제에 유리한 LSC 기술을 TP(Transition piece) 등으로 연소기 길이가 긴 발전용 가스터빈에 접목시키려는 연구[23]가 점진적으로 진행되고 있어 이에 대한 체계적인 연구가 필요한 실정이다.

본 연구에서는 본격적인 LSC의 연소불안정성에 대한 연구에 앞서 기존의 강선회 연소기와 저선회 연소기에서 발생하는 연소불안정성 차이를 비교하기 위하여, 노즐 인젝터(injector)를 선택적으로 적용시킬 수 있는 모델 가스터빈 연소기를 제작하여 연소실 길이와 당량비에 따라 이들 인젝터별 연소불안정성 특성을 선행적으로 조사하였다. 이에 관찰된 결과를 통해 저선회와 강선회 인젝터의 연소불안정성 특성이 FFT(Fast Fourier transform) 분석과 위상궤적 기법으로 비교될 예정이다.

2. 실험 장치 및 실험 방법

2.1 저선회 인젝터(Low-swirl injector)

Fig. 1은 본 연구에 사용된 LSI와 HSI의 형상을 보여주고 있다. 저선회 연소기가 강선회 연소

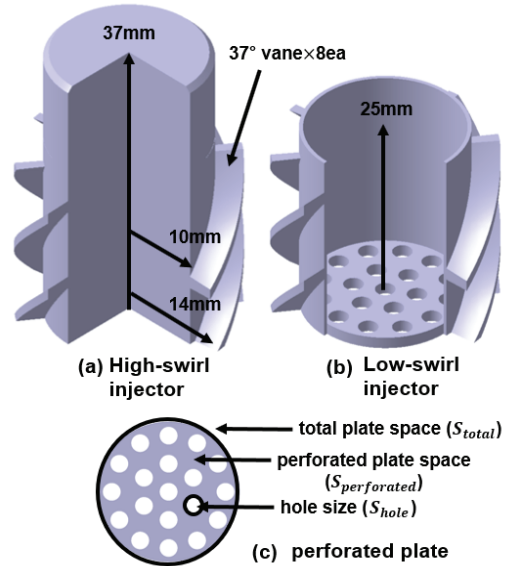


Fig. 1 Cross-sectional view and specification of high-swirl and low-swirl injectors.

기와 가장 큰 차이를 보이는 부품은 바로 노즐 인젝터이다. LSI와 HSI는 중앙 둔체(Bluff body)의 유무로 그 성격을 달리한다. LSI가 중앙 둔체 대신 가지는 타공판(Perforated plate)의 막힘률은 다음 식과 같이 정의된다.

$$\sigma = \frac{S_{\text{perforated plate}}}{S} \quad (1)$$

타공판의 막힘률은 저선회 화염의 중앙 유동의 유속을 조절해주고, 결과적으로 화염의 부상 높이를 결정하는 중요한 설계 인자이다. 본 연구에서는 사전 테스트를 통하여 $\sigma = 0.70, 0.65$ 두 종류의 막힘률을 갖는 그리드를 사용하였다.

Fig. 1 (a)와 Fig. 1 (b)는 본 연구에 사용된 HSI와 LSI의 단면도와 치수를 보여주고 있다. 두 인젝터는 모두 8장의 선회익(Vane)이 인젝터 주위를 감싸고 있는 선회익형 스윌러(Swirlер)를 사용하고 있다. LSI인 Fig. 1 (b)는 높이가 25 mm로 중앙에 두께가 1 mm인 타공판이 장착된 모습으로, 타공판과 인젝터 끝의 반경은 각각 10 mm, 14 mm이다. 따라서 선회익의 높이는 4 mm이고, 그 각도는 37°이다. HSI인 Fig. 1 (a)는

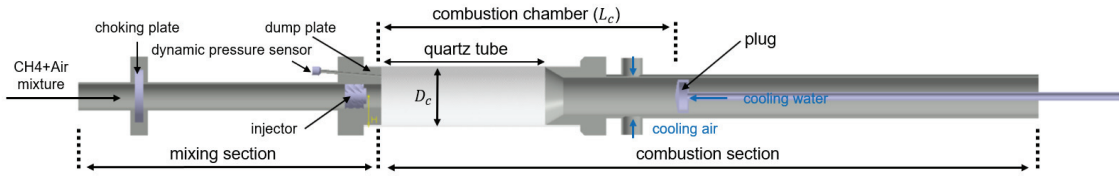


Fig. 2 Schematic view of test rig.

LSI의 그리드 대신 원기둥 형태의 둔체가 있는 구조로, LSI와 동일한 스윌러 구조를 사용한다. 그러나 인젝터의 길이가 LSI인 경우 25 mm인 것에 비하여, HSI는 12 mm가 긴 37 mm로 연소기 덤프면(Dump plate)에 HSI의 둔체 끝이 일치되는 구조이다.

저선화 연소기는 노즐 인젝터 이후 덤프면까지 일정한 길이의 완화길이(Recess length, R.L)를 확보하게 되는데, 이 완화길이는 화염이 부상되는 높이에 관련되게 된다. 본 연구에 사용된 LSI는 인젝터 반경에 대하여 0.86의 완화길이 비(Recess Length ratio)를 가지며, 따라서 비교를 위해 같이 사용된 HSI는 앞서 설명한 대로 별도의 완화 길이 없이 중앙 둔체의 끝이 덤프면과 일치되도록 길이를 37 mm로 설계하였다.

2.2 실험 장치 및 실험 방법

Fig. 2는 본 연구에서 사용된 실험용 리그에 대한 개략도를 보여주고 있다. 본 리그는 단일노즐을 사용하며, 여러 종류의 인젝터를 교환해 가면서 사용할 수 있도록 설계되어 있다.

연소기에 공급되는 연료는 순도 99.9% 메탄과 공기의 예혼합물(Pre-mixture)로, 각각 독립적으로 MFC(Mass flow controller)를 통해 유량이 조절된다. 공급된 연료와 연소용 공기의 혼합 성능을 위하여 충분한 혼합 길이를 두어 완전 예혼합 조건(Fully premixed condition)을 유도하였다. 예혼합된 혼합기는 초킹판(Chocking plate) 상의 초킹 홀(Hole)을 통해 사용한 인젝터와 연결된 유로계로 유입되는데, 이 경우 초킹판은 연소기 유로계 내에 음향 경계조건을 만들어주는 역할을 한다. 연소기 덤프면에는 점화기(Igniter)와 압력센서, 열전대(Thermocouple) 등을 선택

Table 1. Test conditions.

Injector type	HS-1, LS-1, LS-2
Combustor length(L_c/D_c)	10~34 L_c/D_c
Equivalence ratio(ϕ)	0.60, 0.65, 0.70
Adiabatic flame temperature(T_{ad})	1661~1834 K

* at 293.15K, 0.1013 MPa

** adiabatic flame temperature is calculated with GRI 3.0 mechanism

적으로 장착하여 연소실 내부의 상태를 실시간으로 관찰할 수 있도록 하였다. 또한, 열에 민감한 센서들을 고온의 연소열로부터 보호하고자 냉각수를 내부적으로 순환시키는 구조로 하였다. 연소실 역할을 하는 석영관 이후, 연소기 하류는 직접적으로 화염과 배기가스에 노출되는 관계로 이중관 구조에서, 관 사이에 압축기를 이용하여 강제로 바이패스 에어(By-pass air)를 흘려주어 부품을 보호하도록 하였다. 또한, 연소기 출구측의 음향 경계조건을 갖는 플러그(Plug)는 연소기 하류를 자유로이 움직일 수 있게 설계되어, 연소 중에도 연소실 길이를 자유롭게 조절할 수 있는 기능도 갖는다. 실험을 수행한 연소실 길이 (L_c)는 연소실의 유효 직경(D_c)을 기준으로 한 변수로 표현하였는데, 본 연구에서는 10 L_c/D_c 에서 34 L_c/D_c 까지 1.5 L_c/D_c 간격으로 변화시켜가며 관찰한 데이터를 사용하였다.

인젝터는 HSI인 HS-1(High-swirl injector 1) 한 종류와 막힘률이 다른 LSI인 LS-1(Low-swirl injector 1, $\sigma=0.65$), LS-2(Low-swirl injector 2, $\sigma=0.7$) 등 3가지를 사용하였다. 당량비(equivalence ratio, ϕ) 조건은 0.60~0.70에서 실험을 수행하였다. 연소실 내부의 압력섭동(Pressure perturbation)

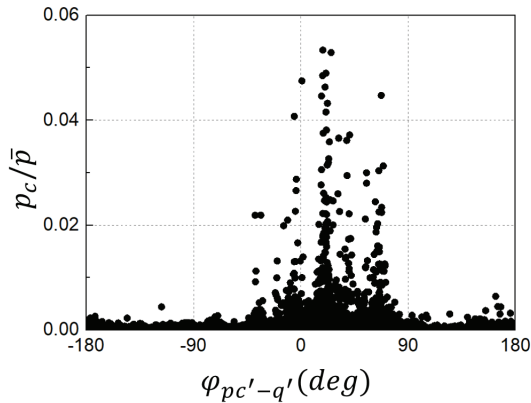


Fig. 3 Normalized combustor pressure amplitude according to phase difference between pressure perturbation and heat release rate.

은 압력 센서(PCB piezotronics社, 112A22, Sensitivity: 14.5 mV/ kPa)를 사용하여 덤프면 기준으로 측정되었다. 열방출율(Heat release rate, HRR) 신호는 Hamamatsu社의 PMT(H10722-110, 230~700 nm)를 사용하여 측정하였으며, OH 활성기 계측을 위하여 광학필터(Semrock社, 309±5nm)를 장착하였다. 센서들의 신호는 NI signal express를 이용하여 3 kHz의 취득 주파수(Sampling frequency)로 4 초 동안 수집되었다.

Fig. 3은 본 연구의 연소기에서 자려진동의 불안정성(Self-excited instabilities)이 발생한 짧은 구간에서 측정된 압력섭동과 열방출율의 위상 차이에 대한 연소실 압력섭동을 일반화시킨 크기의 관계를 보여주고 있다. 이를 통해 압력섭동과 열방출율의 위상이 서로 수렴(In phase)하는 $0^\circ < \phi_{pc'-q'} < 90^\circ$ 인 구간에서 연소불안정성이 강하게 증폭됨을 알 수 있다.

3. 결과 및 고찰

3.1 연소실 압력섭동 · 열방출율 경향

Fig. 4는 당량비(ϕ)별 연소기 길이 변화에 따른 연소실 압력섭동 경향을 보여주고 있다. 먼저 Fig. 4 (a)는 $\phi = 0.60$ 인 조건에서 연소실 길이에 따른 강선화(HSI)와 저선화(LSI) 인벡터별 연소

실 내 압력섭동의 크기를 보여주고 있다. HS-1은 연소실 길이 전체 구간에서 압력섭동의 크기가 작은 안정적인 형태를 보여주고 있는 반면, LS-1과 LS-2의 경우에는 연소실 길이가 짧아질수록 섭동의 크기가 점차적으로 증가하는 거동을 볼 수 있다.

그런데, $\phi = 0.65$ 인 Fig. 4 (b)에서는 세 가지 인벡터 모두 공통적으로 25~34 L_c/D_c 부근에서 강한 섭동이 발생함을 보여주고 있다. 특이한 점은 HS-1이 30 L_c/D_c 의 연소실 길이에서 최대 임계점에 도달하기 이전 길이인, 17 L_c/D_c 부근에서 첫 번째 큰 압력섭동구간을 거친다는 것이다. HS-1의 이런 현상은 $\phi = 0.70$ 인 Fig. 4 (c)에서도 유사하게 나타나는 것을 볼 수 있다.

$\phi = 0.70$ 인 Fig. 4 (c)에서 HS-1의 경우는 연소실 길이 전체에서 압력섭동이 다른 당량비 조건들에 비해 비교적 크게 나타나는 것을 볼 수 있다. 이 경우 이전 $\phi = 0.65$ 에서는 17 L_c/D_c 지점에서 첫 임계점에 도달했지만, $\phi = 0.70$ 의 경우에는 조금 더 후류인 20 L_c/D_c 부근에서 첫 임계점에 도달하였다. 첫 임계점 후 감소하다가 다시 증가하게 되는 경향은 실험 조건을 벗어난 34 L_c/D_c 이후에 다시 두 번째 임계점에 도달할 것으로 예상된다. 이에 비해 LS-1, LS-2 경우에는 $\phi = 0.65$ 에서보다 압력섭동의 크기가 낮아졌지만, 이전 조건과 유사하게 22~34 L_c/D_c 구간에서 임계점을 향해 압력섭동의 크기가 증가하였다가 다시 감소하는 거동을 보였다.

Fig. 5는 Fig. 4와 같은 조건에서 연소실 길이에 따른 열방출율 변화를 보여주고 있다. Fig. 5는 Fig. 4에서 나타난 연소불안정성에 따른 압력섭동의 변화가 열방출율 경향과 상당히 유사하게 추종하고 있음을 보여준다. 그러나 Fig. 5 (c)에서 보이는 것처럼 HS-1의 경우 $\phi = 0.70$ 에서 $\phi = 0.65$ 조건에 비하여 평균적으로 매우 높은 열방출율 추이를 보이지만, Fig. 4 (c)에서 나타난 실제 압력섭동 변화를 보면 열방출율 추이에 정확하게 일치하지는 않음을 볼 수 있다. 이러한 현상은 연소기 내에서 연소불안정성의 발생에서 열방출율이 기여 하지만, 지배적인 요인으로 작

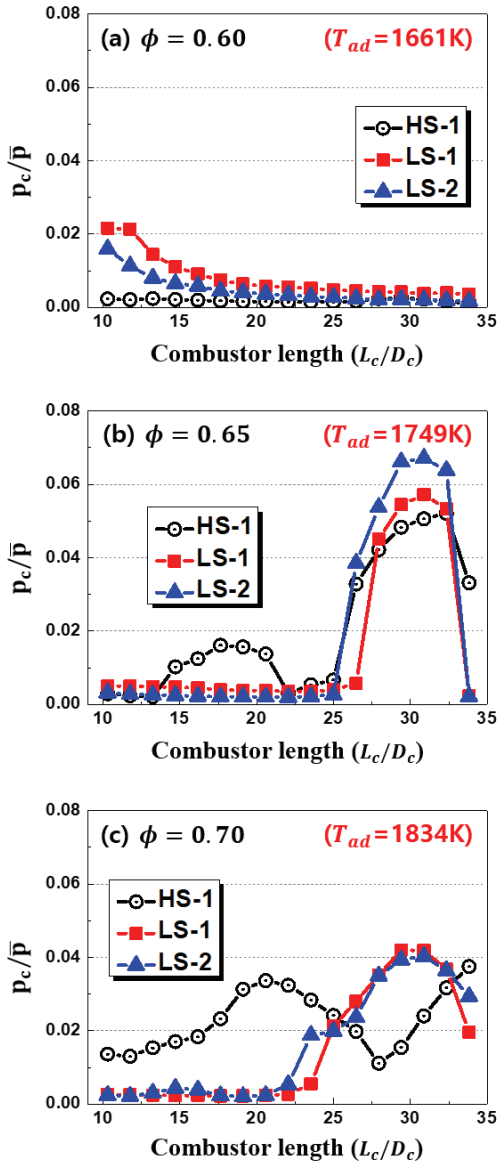


Fig. 4 Normalized combustor pressure(normalized with ambient pressure) as a function of combustor length(L_c/D_c)
(a) $\phi = 0.60$, (b) $\phi = 0.65$, (c) $\phi = 0.70$.

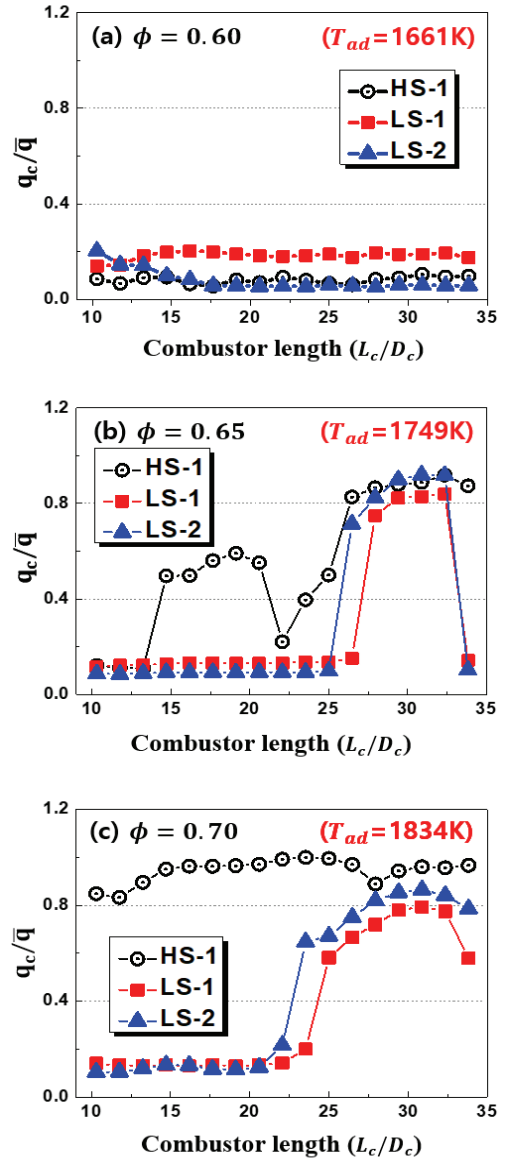


Fig. 5 Normalized heat release rate (normalized with maximum value of total measurements) as a function of combustor length(L_c/D_c)
(a) $\phi = 0.60$, (b) $\phi = 0.65$, (c) $\phi = 0.70$.

용하지는 않음을 보여주고 있다.

다음 절에서는, 연소불안정성이 관찰된 특정한 조건들에서 수집된 압력섭동 신호와 열방출율 신호를 FFT(Fast Fourier transform) 분석을 통해 주파수 정보를 분석하기로 한다.

3.2 주파수 분석

Fig. 6은 연소 불안정성이 관찰된 조건들 중 대표적인 네 가지 조건에 대한 압력 및 열방출율에 대한 정보를 보여주고 있다. 좌측 끝을 기준으로 첫 번째 열(Column)은 1초(1 sec) 동안의 시간에 따른 압력 그래프를 보여주고 있다. 두

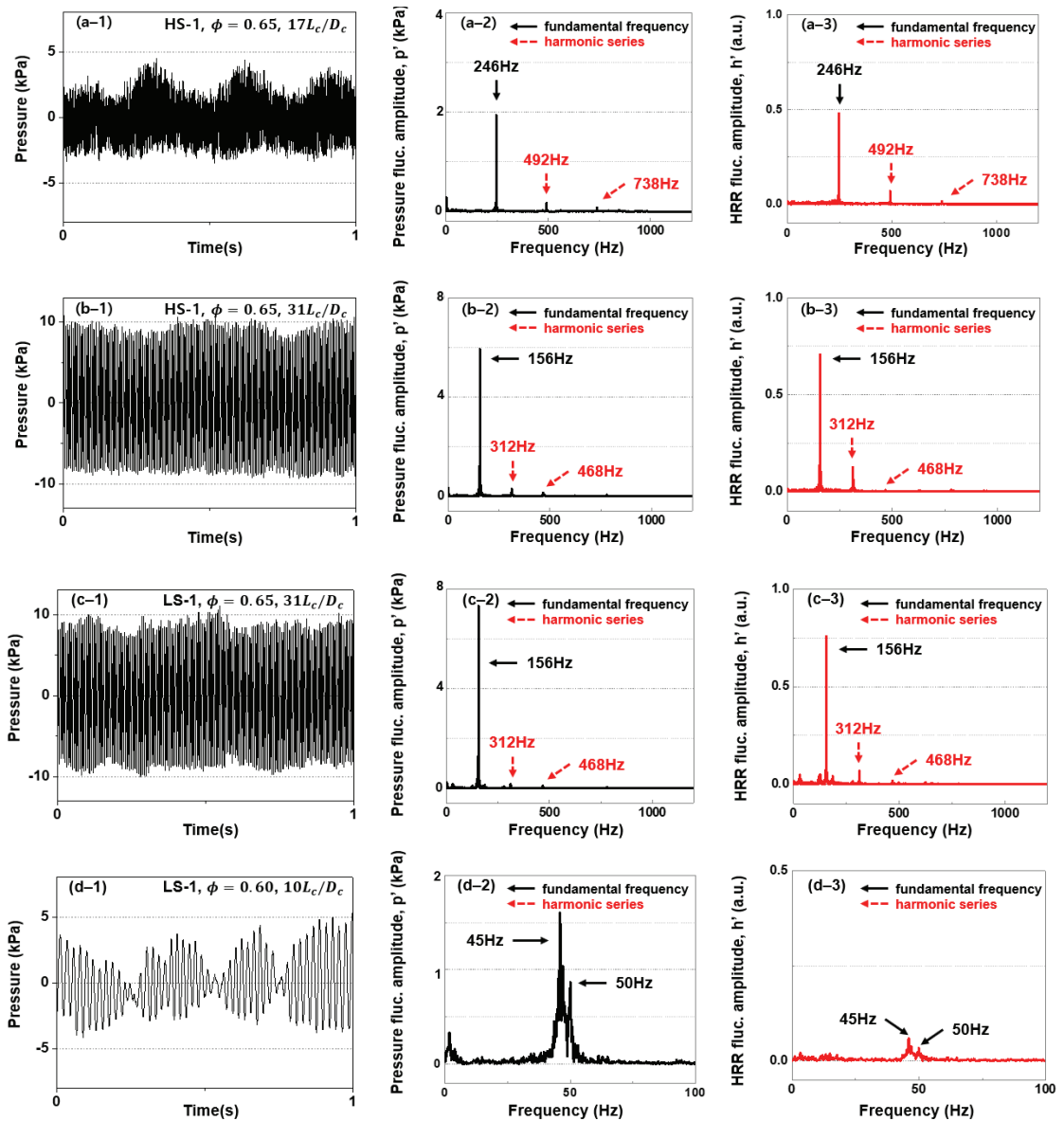


Fig. 6 Time domain data and frequency domain data of combustor pressure and heat release rate. Each row, shows different measurement case. From left to right, the columns show ‘pressure as a function of time(column 1)’, ‘FFT analysis of pressure signal(column 2)’ and ‘FFT analysis of heat release rate signal(column 3)’.

- (a) HS-1, $\phi = 0.65$, at $17 L_c/D_c$,
- (b) HS-1, $\phi = 0.65$, at $31 L_c/D_c$,
- (c) LS-1, $\phi = 0.65$, at $31 L_c/D_c$,
- (d) LS-1, $\phi = 0.60$, at $10 L_c/D_c$.

번째 열과 세 번째 열은 각각 압력신호(검은색 선)와 열방출율 신호(붉은색 선)를 FFT 분석한, 주파수 기반 정보와 그 크기를 나타내고 있다.

FFT 결과 그래프에서는, 고유 주파수(Fundamental frequency)와 조화급수(Harmonic series)의 정보를 각각 검은색과 붉은색의 글씨와 화살표로 표

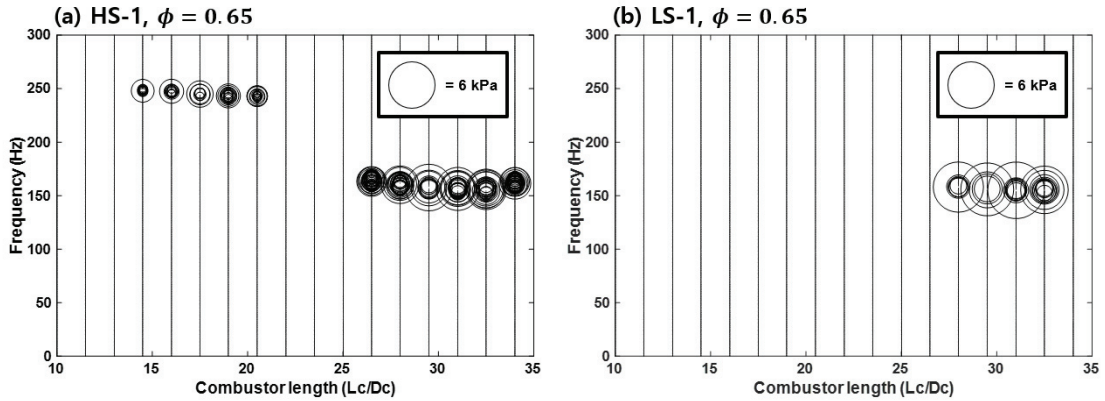


Fig. 7 Figure of FFT frequency domain data as a function of combustor length(L_c/D_c). Size of circles show relative pressure fluctuation amplitude. The representative size is shown in the upper right corner. All data points excluded that below 500 Pa or less than 10% of maximum value(in same combustor length condition)
(a) HS-1, $\phi = 0.65$ (b) LS-1, $\phi = 0.65$.

시하였다.

Fig. 6 (a)는 HS-1에서 $\phi = 0.65$ 일 때, 연소실 길이가 $17 L_c/D_c$ 인 경우에 측정된 압력신호의 파형을 보여주고 있다. 압력신호를 추세를 확인해 보면, 불규칙한 저주파들이 결합된 형태를 보이고 있다. Fig. 6 (b)는 Fig. 6 (a)와 같은 HS-1에서 $\phi = 0.65$ 전체 조건에서 압력섭동 크기가 최대치에 도달하는 $31 L_c/D_c$ 에서의 결과를 보여주고 있다. 이 조건 내에서의 압력신호를 시간에 대하여 도식한 결과, 강한 저주파 불안정성의 발생으로 인하여 강력한 한계주기진동(Limit cycle oscillation)을 보이고 있음을 알 수 있었다. Fig. 6 (c)는 Fig. 6 (b)와 같은 당량비와 연소실 길이 조건에서 연소불안정성이 나타났던 LS-1의 결과를 보여준다. 이 경우 HS-1인 경우와 유사하게 강한 저주파 신호의 한계주기진동이 관찰되었다.

그러나 Fig. 6 (d)에서 보여주는 것처럼 LS-1의 실험조건 중 상대적으로 희박한 당량비($\phi = 0.60$)에서 발생한 연소불안정성인 경우에는 맥놀이(Beating) 현상에서 나타나는 것과 유사한 독특한 저주파 신호가 나타났다. 압력신호의 FFT 분석 결과, 모두 45 Hz와 50 Hz 두 주파수에서 압력 섭동이 강하게 증폭됨이 확인되었다. 또한, 열방출율의 FFT 분석 결과 역시 압력신호의 결과와 동일했다.

다른 저자들의 이전 연구들에서도 이와 같은 복잡한 양상의 저주파들로부터의 불안정성에 대해 보고된 바가 있다[24,25]. 특히 Thampi 등[25]은 LBO(Lean blowout) 근처 조건인 매우 낮은 당량비와 높은 레이놀즈 수(Re) 조건에서 본 연구와 유사한 맥놀이성 저주파 불안정성이 발생함을 관찰한 바가 있다. Fig. 6 (d)의 현상의 경우에는 추후 지속적인 연구와 함께 다뤄질 예정이다.

Fig. 7은 $\phi = 0.65$ 에서 전체 연소실 길이 조건에서 수집된 HS-1, LS-1의 압력신호를 FFT 분석한 결과를 보여주고 있다. 연소불안정성이 발생함에 따라서 증가한 압력의 크기가 원의 크기로 표현되었다. 또한, 압력의 크기가 500 Pa 이하이거나, 각 조건별 최댓값의 10% 이하인 결과는 그래프에 표시되지 않았다.

Fig. 7 (a)를 통해서, HS-1은 연속적으로 큰 압력이 나타나는 두 영역에서 나타나는 것을 볼 수 있으며, 이는 Fig. 4 (b)를 통해서도 확인할 수 있다. 또한, Fig. 7 (a)와 Fig. 7 (b)를 비교하면 그리고 인젝터 형태와 무관하게 HS-1, LS-1 모두 연소불안정성이 발생한 $25 \sim 34 L_c/D_c$ 구간에서의 주파수 정보가 서로 유사함을 알 수 있었다. 또한, 연소불안정성이 나타난 구간에서는 연소실 길이가 길어짐에 따라 주파수가 선형적

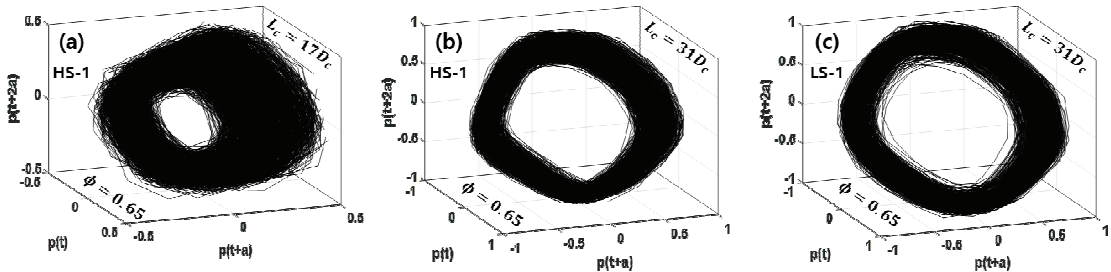


Fig. 8 Phase portrait plot of combustor pressure signal. All cases normalized with overall maximum pressure value. (a) HS-1, $\phi = 0.65$, at $17 L_c/D_c$, (b) HS-1, $\phi = 0.65$, at $31 L_c/D_c$, (c) LS-1, $\phi = 0.65$, at $31 L_c/D_c$.

으로 천천히 감소하는 것으로 관찰되었다. 이러한 현상들은 본 연구에서 사용된 연소기에서 발생한 연소불안정성이 연소실 길이에 의존적인 종-방향 불안정성(Longitudinal instability)이기 때문이라고 판단되며, 이러한 현상은 인젝터 종류와 무관하게 나타났다.

3.3 불안정성 모드 분석(Mode analysis)

앞 절에서 사용된 Fig. 6의 시간에 따른 압력 그래프는 매우 직관적인 방법으로서 짧은 시간 내에서 나타나는 파형을 비교하기에 강점을 가질 수 있지만, 대량의 데이터를 한눈에 비교하기에는 많은 어려움이 따른다. 따라서 본 연구에서는 불안정성이 일어난 특정 조건 내의 광범위한 시간 도메인 데이터를 비교하기 위하여 위상궤적(Phase portrait)기법[26-28]을 사용되었다.

위상궤적 기법은 시간에 대한 데이터를 이용해서, 초기 데이터에 일정한 단위 시간(Delay time)을 지연시킨 복수의 데이터를 3차원 공간 내에서 입체적으로 표현하는 도식화 방법이다. 위상궤적 기법의 최종 형상은 시간에 따른 데이터가 단일 또는 복수의 어트랙터(Attractor)나 한계주기(Limit cycle)를 가지는 정도에 따라서 주기성을 가지는 일정한 형상의 궤적을 보여준다. 이 경우 궤적의 크기는 압력신호의 진폭에 비례하고, 궤적의 굵기는 어트랙터의 숫자와 신호의 잡음 등에 관여된다.

Fig. 8은 HS-1과 LS-1에서 $\phi = 0.65$ 일 때, 불안정성이 나타난 대표적인 세 가지 조건에서 관찰된 압력섭동을 위상궤적 기법을 이용하여 시

각화한 형상이다.

먼저, HSI인 Fig. 8 (a)는 다른 조건들과 유사하게 도넛 형태의 궤적이 나타났지만, Fig. 8 (b)와 Fig. 8 (c)에 비해서 궤적이 더 두껍게 나타나는 것을 볼 수 있다. 이는 이 운전 조건에서 관찰된 압력섭동이 복수의 어트랙터에 의한 것임을 의미한다. 또한, 이 조건에서의 압력섭동의 대한 시간의 파형은 앞 절의 Fig. 6 (a)에서도 볼 수 있다. 이 조건은 후술하는 Fig. 8 (b)와 (c)의 불안정성과 비교해보았을 때, 그 발생원인과 발전과정이 다른 조건들과 차이를 보임을 알 수 있다.

반면에, $31 L_c/D_c$ 로 같은 연소실 길이에서 발생한 심한 압력섭동으로 나타난 궤적들은 Fig. 8 (b)와 (c)에서 보는 바와 같이 궤적의 크기가 (a)보다 크지만 인젝터 차이와 무관하게 유사한 단일 어트랙터의 형태를 나타냄을 볼 수 있다. 이는 Fig. 4, 6, 7에서 나타난 현상과 동일하게 두 조건에서 발생한 불안정성의 성질이 서로 유사하여 나타난 결과와 일치된 결과임을 재확인해 주고 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 강선회와 저선회 연소기의 인젝터를 선택적으로 적용 가능한 모델 가스터빈 연소기를 제작하여 인젝터별로 다양한 연소실 길이와 당량비 조건에 따른 연소불안정성을 관찰하였다.

그 결과, HS-1에서는 당량비가 0.60인 경우 때
우 안정적이었지만, 당량비가 높아지면 두 개의
임계점들을 중심으로 연소불안정성이 발생하여
압력섭동이 급격하게 증가되는 것이 확인되었다.
반면에, LS-1과 LS-2에서는 당량비가 높을 때,
연소실 길이가 매우 길 때 임계점 한 개를 중심
으로 한계주기성을 갖는 강한 연소불안정성이
발생되었다. 저선회 인젝터 사이에서 막힘률 차
이에 대해서는 연소불안정성 거동에서 큰 차이
를 보이지 않았다.

연소실 압력섭동 그래프 거동을 살펴보면, 열
방출을 그래프의 거동과 그 추세가 매우 유사함
을 알 수 있었다. 이를 통해 당량비 증가에 따른
연소 불안정성의 발생은 전체적인 열방출율의
증가로 인한 현상임을 유추할 수 있었다.

또한, 인젝터별로 연소실 전체구간에서 발생한
압력신호를 분석한 결과, 인젝터와 무관하게 연
소기에서 발생한 압력섭동들이 연소실 길이에
의존적인 종-방향 연소불안정성이 밝혀졌다.

마지막으로, 압력신호를 시간에 따른 위상궤적
기법을 이용하여 도식화한 결과 인젝터별로 연
소불안정성이 일어난 구간은 달랐지만, 같은 연
소실 길이 조건에서 발생한 연소불안정성의 특
성은 서로 유사함을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 산업통산자원부(MOTIE)와 한국에
너지기술평가원(KETEP)의 지원을 받아 수행한
연구 과제입니다.(No. 20181110100290)

References

1. Cheng, R.K., "Velocity and Scalar Characteristics of Premixed Turbulent Flames Stabilized by Weak Swirl," *Combustion and Flame*, Vol. 101, No. 1-2, pp. 1-14, 1995.
2. Cheng, R.K., Yegian, D.T., Miyasato M.M., Samuelsen, G.S., Benson, C.E., Pellizzari, R. and Loftus, P., "Scaling and development of low-swirl burners for low-emission furnaces and boilers," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 28, Issue 1, pp. 1305-1313, 2000.
3. Plessing, T., Kortschik, C., Peters, N., Mansour, M.S. and Cheng, R.K., "Measurements of the Turbulent Burning Velocity and the Structure of Premixed Flames on a Low-Swirl Burner," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 28, No. 1, pp. 359-366, 2000.
4. Littlejohn, D. and Cheng, R.K., "Fuel effects on a low-swirl injector for lean premixed gas turbines," *Proceedings of the Combustion Institute*, 31, pp. 3155-3162, 2007.
5. Cheng, R.K., *Low swirl combustion*, The Gas Turbine Handbook, pp. 241-255, 2006.
6. Jeong, H. and Lee, K., "Effect of Swirl Angles and Combustion Characteristics of low Swirl Model Combustor," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 4, pp. 40-49, 2016.
7. Jeong, H. Kang, K. and Lee, K., "A study on the combustion characteristics with hydrogen contents of SNG fuel in low-swirl combustor," *Trans. of Korean Hydrogen and New Energy Society*, Vol. 28, No. 2, pp. 181-189, 2017.
8. Jeong, H., Lee, B. and Lee, K., "Non-Reacting Flow Structure of a Low Swirl Combustion with respect to Inlet Velocities," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 6, pp. 56-63, 2018.
9. Jeong, H., Lee, B., Han, M. and Lee, K., "A study on the flame liftoff height in a lean-premixed low swirl combustor," *J. Korean Soc. Combust.*, Vol. 23, No. 3, pp.

- 36-42, 2018.
10. Oh, J., Kim, M., Heo, P., Lee, J. and Yoon, Y., "GE 7FA+e DLN-2.6 Gas Turbine Combustor : Part II Design of lab Scale Dump Combustor," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 12, No. 5, pp. 51-59, 2008.
 11. Kim, M.K., Lee, J., Park, S., Lee, J.G. and Yoon, Y., "An Experimental Study of Instability Mode Analysis in a Model Gas Turbine Combustor," *J. Korean Soc. Combust.*, Vol. 15, No. 1, pp. 12-21, 2010.
 12. Lee, J.G., Kim, K. and Santavicca, D.A., "Measurement of equivalence ratio fluctuation and its effect on heat release during unstable combustion," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 28, pp. 415-421, 2000.
 13. Kim, K.T. and Santavicca, D., "Linear stability analysis of acoustically driven pressure oscillations in a lean premixed gas turbine combustor," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 23, pp. 3436-3447, 2009.
 14. Kim, K.T., Lee, J.G., Lee, H.J. Quay, B.D. and Santavicca, D.A., "Characterization of forced flame response of swirl-stabilized turbulent lean-premixed flames in a gas turbine combustor," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 132, 2010.
 15. Kim, K.T., "Combustion instability feedback mechanisms in a lean-premixed swirl-stabilized combustor," *Combustion and Flame*, 171, pp. 137-151, 2016.
 16. Lee, T., Lee, J., Park, J., Han, D. and Kim, K.T., "Staggered swirler arrangement in two self-excited interacting swirl flames," *Combustion and Flame*, Vol. 198, pp. 363-375, 2018.
 17. Lee, T., Park, J., Han, D. and Kim, K.T., "The dynamics of multiple interacting swirl-stabilized flames in a lean-premixed gas turbine combustor," *Proceedings of the Combustion Institute*, 000, pp. 1-9, 2018.
 18. Moon, K., Jegal, H., Gu, J. and Kim, K.T., "Combustion (a)coustic interactions through cross-talk area between adjacent model gas turbine combustors," *Combustion and Flame*, Vol. 202, pp. 405-416, 2019.
 19. Kang, D.M., Culick, F.E.C. and Ratner, A., "Combustion dynamics of a low-swirl combustor," *Combustion and Flame*, Vol. 151, pp. 412-425, 2007.
 20. Tachibana, S., Yamashita, J., Zimmer, L., Suzuki, K. and Hayashi, A.K., "Dynamic behavior of a freely-propagating turbulent premixed flame under global stretch-rate oscillations," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 32, pp. 1795-1802, 2009.
 21. Yilmaz, I., Ratner, A., Ilbas, M. and Huang, Y., "Experimental investigation of thermoacoustic coupling using blended hydrogen-methane fuels in a low swirl burner," *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 35, pp. 329-336, 2010.
 22. Therkelsen, P.L., Portillo, J.E., Littlejohn, D., Martin, S.M. and Cheng, R.K., "Self-induced unstable behaviors of CH₄ and H₂/CH₄ flames in a model combustor with a low-swirl injector," *Combustion and Flame*, Vol. 160, pp. 307-321, 2013.
 23. Therkelsen, P.L., Littlejohn, D. and Cheng, R.K., "Extension of LSI Functionality for Gas Turbine Applications," *23rd ICDERS*, 2011.
 24. Gotoda, H., Nikimoto, H., Miyano, T. and Tachibana, S., "Dynamic properties of combustion instability in a lean premixed gas-turbine combustor," *Chaos*, Vol. 21, 2011.
 25. Thampi, G. and Sujith, R.I., "Intermittent burst oscillations: signature prior to flame

- blowout in a turbulent swirl-stabilized combustor," *Journal of Propulsion and Power*, 2015.
26. Rana, S.C. and Sujith, R., "Bifurcation characteristics and flame dynamics of a ducted non-premixed flame with finite rate chemistry," *Combustion Theory and Modelling*, 2015.
27. Karthik, K., Larry, K.B.L and Matthew, P.J., "Forced synchronization of periodic and aperiodic thermoacoustic oscillations: lock-in, bifurcations and open-loop control," *J. Fluid Mech.*, Vol. 838, pp. 690-714, 2018.
28. Lee, J., Park, J., Han, D. and Kim, K.T., "Subcritical Bifurcation of Two Self-Excited Interacting Swirl Flames," *J. Korean Soc. Combust.*, Vol. 24, No. 2, pp. 17-24, 2019.