

환형노즐을 모사한 캔 연소기에서 Symmetry Breaking에 의한 종-방향 연소불안정성 제어 연구

이희도^a · 김재현^b · 이기만^{a,*}

Control of the Longitudinal Instability by Symmetry Breaking in the Can Burner Simulating Annular Nozzle

Huido Lee^a · Jaehyeon Kim^b · Keeman Lee^{a,*}

^aDepartment of Aerospace Engineering, Suncheon National University, Korea

^bSchool of Mechanical and Aerospace Engineering, Suncheon National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: kmlee@scnu.ac.kr

ABSTRACT

In this study, the effect of Symmetry Breaking was compared according to the equivalent ratio condition and the number of nozzles where combustion instability occurs in an annular combustor. Generally, due to the relatively short combustor length, a longitudinal instability was less likely to occur in the annular combustor, but the combustion instability sometimes happens when ducts such as transition piece in gas turbine power station are present. In this case, due to the duct, only the longitudinal instability mode is observed. The characteristics of Symmetry Breaking were investigated according to the number of five lean nozzles and the equivalent ratio combination, and as the equivalent ratio decreased, the effect of Symmetry Breaking rapidly occurred, and the instability was dramatically disappeared and the amplitude was greatly reduced. In addition, it was confirmed that as the number of lean nozzles increased, a phenomenon such as a reduction in the equivalent ratio appeared.

초 록

본 연구에서는 환형연소기에서 연소불안정성이 발생하는 당량비 조건과 노즐 개수에 따라서 대칭성파괴(Symmetry Breaking) 효과를 비교하였다. 일반적으로 환형연소기에서는 연소실의 길이가 짧으므로 종-방향 연소불안정성이 잘 발생하지 않으나, 발전용 가스터빈시스템의 트랜지션피스(Transition piece) 같은 덕트가 존재하였을 때는 연소불안정성이 발생하였다. 이 경우 덕트로 인하여 종-방향의 불안정성 모드만 관찰되었다. 5개의 희박노즐 개수와 당량비 조건에 따라서 대칭성파괴 특성을 조사하였는데, 당량비가 감소할수록 대칭성파괴 효과가 빠르게 발생하여 불안정성이 극적으로 사라지면서 진폭이 크게 감소하였다. 또한, 희박노즐 개수가 증가할수록 당량비 감소와 같은 현상이 나타나는 것을 확인하였다.

Key Words: Annular combustor(환형연소기), Thermo-acoustic instability(열-음향 불안정성), Symmetry breaking(대칭성파괴), Longitudinal instability(종-방향의 불안정성)

Received 28 December 2020 / Revised 9 March 2021 / Accepted 12 March 2021

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

발전(發電)용 기관과 항공 및 발사체 등 추진 기관의 가스터빈시스템에서 주로 발생하는 연소 불안정성 현상으로는 열-음향 불안정성(Thermoacoustic instability)이 대표적인데, 이 현상은 화염에서 발생하는 열-방출 섭동(Heat release fluctuation)이 연소 압력과 또는 속도의 섭동(Pressure or velocity fluctuation)이 연소반응대로 공급되는 혼합기의 당량비 섭동(Equivalence ratio fluctuation) 등과 피드백(Feedback) 기구로서 서로 맞물려 발생하는 불안정성으로 대개 커다란 소음과 진동을 동반하게 된다[1-5]. 이 경우 작은 소음과 진동은 무시할 수 있지만, 소음과 진동이 증폭된다면 운전 조건과 열효율에 큰 영향을 미치게 되며, 심한 경우 연관 부품들의 파괴와 운전정지 등 가스터빈시스템 전체에 큰 피해를 주게 된다[6-8].

일반적으로 열-음향 불안정성은 단일 노즐의 연소시스템에서 주로 종-방향의 불안정성 모드(Longitudinal instability mode)가 나타나지만, 다수의 노즐이 원주상으로 구성된 환형 노즐을 모사한 캔 연소기에서는 연소실의 원주 및 직경이 종-방향의 길이와 유사하거나 크게 되면 종-방향의 불안정성 모드와 함께 방위-방향의 불안정성(Azimuthal instability) 모드가 발생할 수 있다[9-11]. 이 경우, 로켓 인젝터를 포함한 환형연소기에서 발생하는 열-음향 불안정성은 접선 모드(Tangential mode)와 반경방향 모드(Radial mode)가 방위-방향의 불안정성 모드로 구분되며, 방위-방향의 모드가 발생하게 되면 종-방향의 불안정성보다 고주파의 불안정성이 발생하게 되어 위험한 것으로 알려져 있다[12].

환형연소기에서 발생하는 열-음향 불안정성 모드를 구분하는 방법에는 화염의 거동을 이미지로 취득하여 분석하는 방법보다는 다수의 압력센서를 이용하여 불안정성 모드를 판단하는 것이 명확하다. S. Candel은 4개의 압력센서를 사용하여 각 위치별 위상차를 통해 종-방향의 불안정성 모드와 방위-방향의 불안정성 모드를 구분하였으며, 다시 방위-방향의 불안정 모드를 회

전모드(Spinning mode)와 고정모드(Standing mode)로 구분하였다[13]. J.R. Dawson은 회전비율(Spin ratio) 개념과 확률밀도함수(Probability density function, PDF) 분포도를 통하여 3 개의 압력센서에서 취득한 데이터를 통하여 시계방향의 진폭크기와 반시계방향의 진폭크기를 각각 정의한 후 회전비율을 통하여 회전모드와 고정모드를 구분하였다[14-15].

열-음향 불안정성을 제어하기 위해 많은 연구들이 진행되었는데, 대표적으로는 헬름홀츠 공진기(Helmholtz resonator)를 사용하거나 스피커(Speaker)를 이용한 가진(Forcing)을 통해 화염의 응답을 확인하여 화염전달함수(Flame transfer function, FTF)로 분석하는 방법 등이 있다[16-19]. 또한, 환형연소기에서는 대칭성과파괴(Symmetry Breaking, 이하 S.B) 기법을 사용해서 열-음향 불안정성을 감쇠시키는 방법이 있는데, 대칭성과파괴는 방법에 따라서 기하학적인 대칭성과파괴(Geometrical symmetry breaking)와 유동적인 대칭성과파괴(Flow symmetry breaking)가 있다[20-24]. 기하학적 대칭성과파괴는 벽막(Baffles)을 원주 상의 노즐 사이사이에 설치하거나 형상이 서로 다른 노즐들을 설치하는 방법들이 있으며, 유동적인 대칭성과파괴는 다른 선회방향을 가지는 스윌러(Swirlers)를 설치하거나 각 노즐별 유량을 다르게 하는 방법 등이 있다.

한편, 대형 발전용 가스터빈 연소기는 대개 다수의 캔-버너(Can burner)가 환형(Annular type)으로 배치되는 캔-환형 형태의 연소시스템으로 구성되는데, 캔-버너는 Fig. 1에서 보는 바와 같이 환형으로 구성된 다수의 인젝터(Injector) 노즐들과 이들로부터 화염이 형성되는 연소실(Combustor) 그리고 연소실 후류에 트랜지션피스(Transition piece, 이하 TP)라는 덕트(Duct)형태로 일정한 길이를 갖는 연소가스 배출의 유로계 부분이 터빈노즐(Turbine nozzle)과 연결되게 된다. 이 경우 환형 노즐들로부터 형성된 다중(Multiple)화염의 연소불안정성은 수많은 인젝터 노즐의 로켓 엔진처럼 인젝터 군(群)의 노즐직경이 노즐길이와 비슷한 크기가 되어 발생하는 방위-방향의 연소불안정성 현상과는 달리, 비록 환

형연소기 형태라도 TP라는 길이가 긴 덕트 영향으로 인해 종-방향 불안정성이 주도적으로 발생할 것으로 예상된다.

이에 본 연구에서는 이와 같이 TP가 포함되어 연소실 길이가 긴 대형 발전용 가스터빈연소기

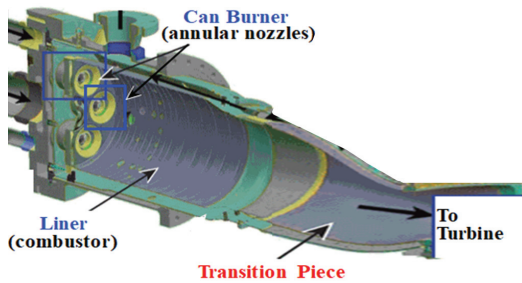


Fig. 1 Can combustor image of gas-turbine power.

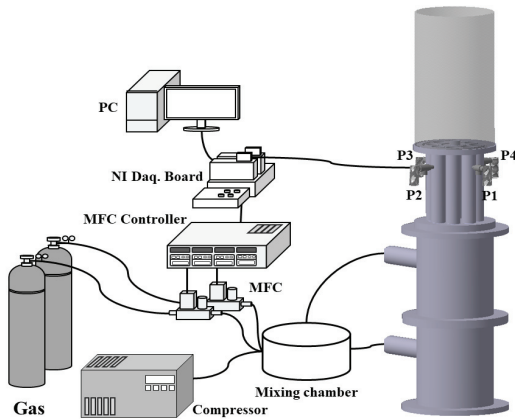


Fig. 2 Schematic diagram of annular combustor.

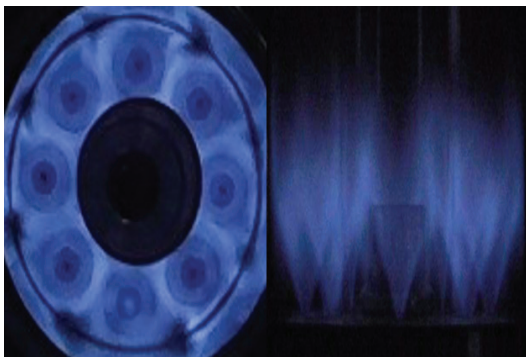


Fig. 3 An image of the momentary flames for checking the uniform flow.

의 실제시스템에서 연소불안정성을 제어하기 위해 기존 환형연소기에서 사용된 대칭성파괴법은 달리 환형 노즐간 당량비 분포를 다르게 조절하는 “당량비 대칭성파괴”를 통해 연소불안정성을 억제할 수 있는 새로운 방법으로 제시하고자 한다. 이를 위해 TP 덕트를 고려한 실험실 규모의 모델 환형연소기를 제작하여 연소기의 운전 당량비를 총괄 당량비(Global equivalence ratio)로 고정하되, 노즐 간 당량비를 서로 다르게 조절하는 경우 나타나는 연소불안정성 현상들에 대해서 조사하기로 한다. 따라서 본 연구는 이러한 “당량비 대칭성파괴”로 얻어진 연소불안정성 억제현상과 효과에 대한 선행적인 보고이며, 이러한 원인 규명에 대해서는 계속되는 후속 연구결과로 보고할 예정이다.

2. 실험 방법 및 조건

2.1 실험장치 및 측정방법

본 연구에서 사용된 환형연소기의 개략도를 Fig. 2에 나타내었다. 환형연소기는 8개의 캔 노즐로 구성되어 있는데 미리 예혼합된 연료와 연소용 공기의 혼합기는 당량비 변화에 의한 대칭성파괴 효과를 얻기 위해 플레넘(Plenum) 역할의 상부 챔버(Upper chamber)와 하부 챔버(Lower chamber) 안에서 각각 4개씩 구분된 캔 노즐튜브 하단의 홀(Hole)을 통해 연소기 덤프면(Dump plane)의 8개 노즐 출구에서 분사되도록 설계되었다. 이렇게 함으로써 각 챔버에서 캔 노즐 개수 조절과 노즐 튜브별 홀(Hole)들의 차단 정도에 따라 환형연소기의 총괄 당량비는 고정되면서 국부적으로 노즐별 당량비를 조절할 수 있게 된다. 덤프면에 위치한 각각의 캔 노즐 선단부에는 반시계 방향의 베인(Vane)형 스윌러(Swirlor)가 장착되었으며, 선회강도 수(Swirl number)는 다음의 식 (1)로 계산되는데 본 연구의 선회 강도 값은 0.83이다.

$$\text{Swirl number} = \frac{2}{3} \left[\frac{1 - (R_1/R_2)^3}{1 - (R_1/R_2)^2} \right] \tan\theta = 0.83 \quad (1)$$

이 경우, R_1 은 노즐 튜브의 반경이며, R_2 는 스윌러의 반경, θ 는 스윌러 각도를 의미한다.

화염 가시화를 위하여 연소실 역할은 투명한 석영(Quartz)을 사용하였으며, 스윌러 후단부분에 압력섭동을 측정하기 위한 홀이 90° 간격으로 8개의 노즐들 중에서 한 개씩 건너 4개의 캔에 존재한다. 조립된 두 개의 챔버에서 혼합기의 유동장이 균일하게 나오는지 확인하기 위하여 연소된 환형버너의 화염 이미지를 Fig. 3에 나타내었으며, 화염의 형상을 통해 8개 노즐에서 균일한 유동장이 형성되는 것을 확인하였다.

연료는 LNG 연료의 주성분인 순도 99.95%인 고순도 메탄(Methane, CH₄)을 사용하였으며, 산화제는 압축기로 공급된 공기를 사용하였다. 연료와 산화제 유량은 질량유량계인 MFC 밸브를 랩뷰 소프트웨어(Lab-VIEW software)와 NI 모듈

(Module)을 사용하여 제어하였다. 유량제어 시케이블 노이즈와 공급되는 가스압력에 의한 오차를 최소화하기 위하여 교정기(Calibrator)와 건식 가스미터(Dry gas meter)를 사용하여 전기신호에 따른 실제유량을 측정하여 교정된 값을 사용하였다.

4개의 음압센서(PCB Piezotronics Inc., 43.62 mV/kPa)가 압력섭동 측정에 사용되었으며, 측정된 신호는 시그널 컨디셔너를 통하여 10 배로 증폭시켜 NI 모듈로 취득하였다. 취득한 압력섭동 데이터는 NI의 시그널 익스프레스 소프트웨어를 사용하여 주파수 및 위상차를 실시간으로 확인하였으며, 매트랩(Matlab, R2020a) 코딩으로 고속푸리에변환(Fast fourier transform, FFT)과 위상궤적(Phase portrait) 방법으로 분석하였다.

Table 1. Experimental conditions without symmetry breaking for number of nozzles.

Parameter	Value
Fuel/Oxidizer	CH4/Compressor air
Quartz DIA. [mm]	30/70
Quartz length [mm]	50/50
Reynolds number	2500
One lean (ϕ) [Lean nozzle/Others]	0.8/0.8, 0.75/0.8, 0.7/0.81, 0.65/0.82, 0.6/0.83, 0.55/0.84
Two lean (ϕ) [Lean nozzle/Others]	0.8/0.8, 0.75/0.81, 0.7/0.83, 0.65/0.85, 0.6/0.86, 0.55/0.88
Three lean (ϕ) [Lean nozzle/Others]	0.8/0.8, 0.75/0.83, 0.7/0.86, 0.65/0.89, 0.6/0.92, 0.55/0.95
Four lean (ϕ) [Lean nozzle/Others]	0.8/0.8, 0.75/0.85, 0.7/0.9, 0.65/0.95, 0.6/1.00, 0.55/1.05
Five lean (ϕ) [Lean nozzle/Others]	0.8/0.8, 0.75/0.88, 0.7/0.97, 0.65/1.06, 0.6/1.15, 0.55/1.24

2.2 실험 조건 및 방법

본 연구의 실험조건을 선정하기 위하여 예비 테스트를 통해 자발 불안정성(Self-excited instability)이 발생하는 조건과 대칭성과의 효과를 확인하였다. 이를 통하여 초기 8개 노즐 전체를 희박한 총괄 당량비 0.8로 고정하되 국부적으로 당량비가 다른 노즐개수를 조절하면서 대칭성과의 효과가 나타나는 당량비 범위와 희박한 노즐개수 및 배치를 정하였는데, 본 연구에 사용된 실험조건과 노즐 배치를 표 1과 Fig. 4에 나타내었다. 한 예로 Fig. 4 (c)인 Two lean 경우

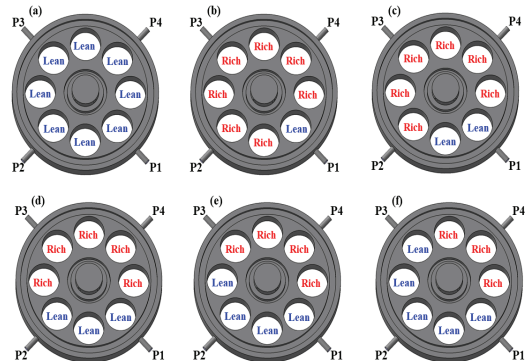


Fig. 4 Schematic diagram of nozzle arrangement. (a) Without S. B (b) One lean, (c) Two lean, (d) Three lean, (e) Four lean, (f) Five lean.

8개 노즐 중 2개의 노즐에서는 총괄 당량비인 0.8보다 상대적으로 희박(Lean)한 혼합기가 분사되며, 나머지 6개 노즐에서는 총괄 당량비를 0.8로 맞추기 위해 상대적으로 0.8보다 과농(Rich)한 혼합기가 분사되게 된다. 이 경우 희박상태로 조절되는 희박노즐인 경우, 당량비는 5가지 조건 모두에서 0.75~0.55까지 0.05 간격으로 조절되며, 상대적으로 과농한 노즐인 경우 총괄 당량비를 0.8로 맞추기 위해 해당되는 당량비로 조절하였다. 이런 식으로 나머지 조건들도 동일한 방법으로 당량비를 조절하였다. 다만, Six와 Seven Lean인 경우, 나머지 2개와 1개의 과농한 노즐로 총괄 당량비 0.8을 맞추기 위해선 이들 노즐의 당량비가 너무 과농해지며, 전체적으로 화염이 비예혼합 형태와 같은 휘염(Yellow flames)에다가 화염길이가 길어져 덕트 외부로 분출되는 경우라서 본 연구의 실험조건에서는 제외시켰다.

각 노즐에서의 레이놀즈 수는 2500으로 고정하였으며, 이 경우 노즐출구 유속은 5.7 m/s가 된다. 측정은 예비 테스트를 통해 찾은 당량비 0.8로 점화시키면 심한 소음과 함께 바로 연소불안정상태가 되는데, 이런 상태를 3 분 동안 유지한 후 각각의 노즐에 맞는 당량비로 조절한 후 역시 3 분 후에 50 kHz의 샘플링율로 5 초 동안의 데이터를 취득한 후 30 초 간격으로 5번씩 반복하여 측정하였다.

이렇게 측정한 데이터들의 에러 바(Error bar)

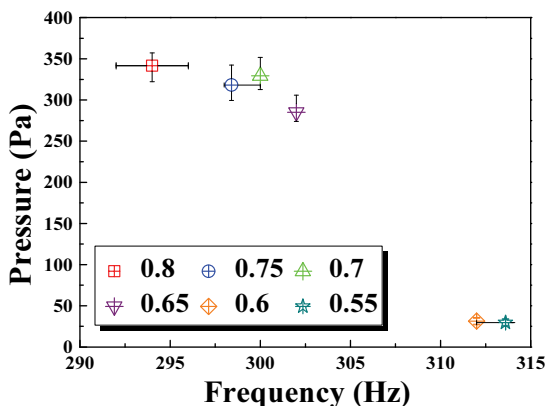


Fig. 5 Error bar for each experimental condition. (Two lean).

를 대표적으로 Two lean 경우에서 희박노즐의 당량비별로 Fig. 5에 나타내었다. 희박노즐의 당량비가 낮아지는 경우 주파수가 증가하는 것을 볼 수 있는데, 이는 희박노즐에 비해 상대적으로 과농한 나머지 노즐들에서 당량비가 양론비에 가까워짐에 따라 온도에 비례하여 음속(sound speed)이 증가함에 따른 주파수 증가로 판단이 된다. 대칭성과파괴를 위한 희박노즐 개수에는 무관하게 희박한 당량비로 옮겨갈수록 섭동압력의 진폭 값은 약간의 차이를 보이나 모든 조건에서 동일하게 감소하는 것으로 나타났다. 또한, 모든 조건에서 대칭성과파괴가 없는 당량비 0.8에서는 희박노즐의 개수와 상관없이 350 Pa 정도로 진폭이 비슷한 것으로 나타났다.

3. 결과 및 고찰

3.1 대칭성과파괴 효과 확인

본 절에서는 TP를 고려한 발전용 가스터빈시스템의 연소불안정성을 모사하기 위해 램-크기의 환형버너 후단에 연소실을 겸한 덕트를 설치하여 예비 테스트를 통해 연소불안정성 발생 여부에 해당하는 당량비, 레이놀즈 수 및 연소실 길이를 확인한 후, 연소불안정성이 크게 발생하는 조건들을 선정하여 대칭성과파괴 효과를 조사하였다. 대칭성과파괴 현상을 확인하기 위해 대표적으로 Two lean 조건에서 연소기 내부 압력섭동의 크기 변화를 Fig. 6에 나타내었으며, 압력 섭동 진폭은 서로 다른 노즐과 당량비로 인해 약간의 비대칭성이 보인다. 대칭성과파괴가 없는, 즉 Fig. 6(a)와 같은 Without S.B 상태에서는, 매우 큰 소음과 함께 압력섭동이 큰 진폭에 일정한 크기의 한계주기(Limit cycle)성으로 진동하는 것을 볼 수 있다. 이후, 대칭성과파괴 조건인 희박노즐 당량비가 0.55이고 과농노즐 당량비가 0.88인 Fig. 6(b)의 경우에는 연소소음이 갑자기 사라지면서 압력섭동의 크기가 대폭 감소되는 것을 볼 수 있다. 이처럼 대칭성과파괴 전·후에 따른 파형변화와 극적인 소음 감소현상은 나머지 모든 조건들에서도 동일하게 나타났다.

Fig. 7은 희박노즐이 한 개인 One lean에서 대칭성과파괴에 따른 FFT 분석을 보여주고 있다. 그 결과 Fig. 7(a)와 같이 대칭성과파괴를 하지 않은 당량비 0.8 상태에서는 322 Pa의 큰 진폭으로 연소불안정성이 발생하는 것을 볼 수 있다. 8개 노즐 중 7 개의 노즐을 통해 총괄 당량비를 0.8로 맞추는 대칭성과파괴 구조를 가질 때, 즉 One lean인 경우에는 당량비 조건에 따라서 진폭이 154~342 Pa 값들로 분포되는 것으로 나타났다. 그런데 One lean인 경우에는 모든 조건에서 대칭성과파괴가 약하게나마 발생하여 연소불안정성

이 발생하는 진폭들이 소폭 감소하였지만, 여전히 큰 불안정성이 존재하는 것을 볼 수 있다.

Fig. 8인 Two lean에서는 대칭성과파괴가 없는 당량비 0.8인 경우와 2개의 희박노즐에서 당량비가 0.65까지는 Fig. 7의 One lean인 조건과 비슷한 수준의 진폭 값으로 연소불안정성이 계속 발생하는 것으로 나타났다. 그런데 이후 2개의 희박노즐 당량비가 0.6이 되면서부터 대칭성과파괴 효과가 크게 발생하여 진폭이 1/10 수준인 33 Pa로 대폭 감소하였으며, 방금 전까지 발생하였던 큰 연소소음도 갑자기 사라지는 것으로 확인되

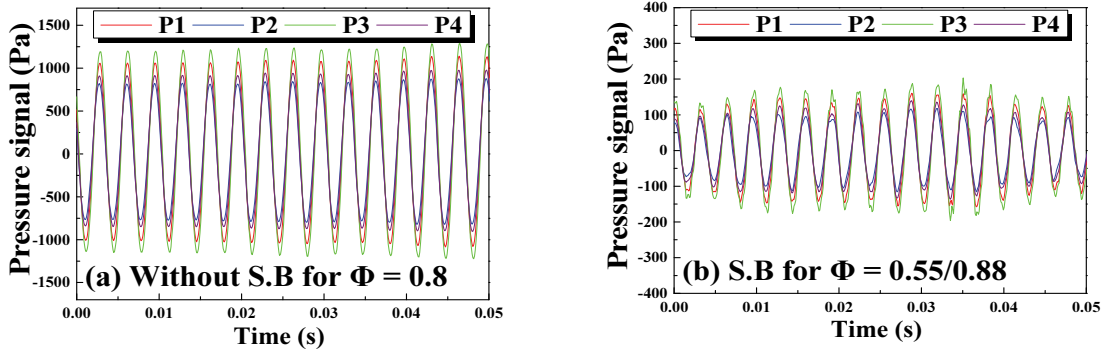


Fig. 6 Time signal on symmetry breaking with two lean.

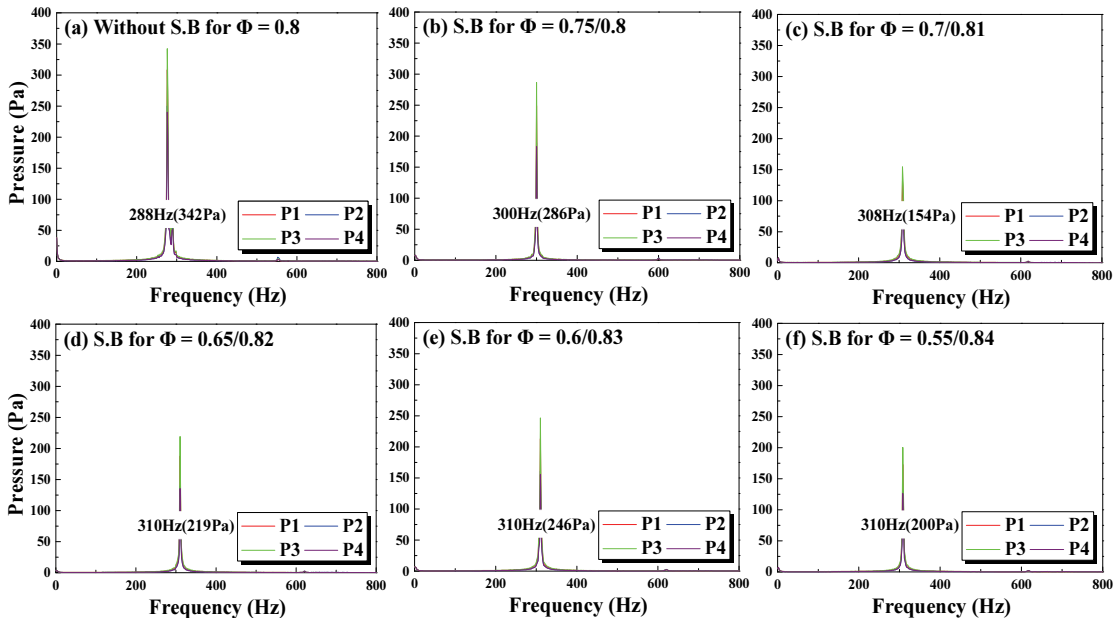


Fig. 7 FFT analysis results on symmetry breaking with one lean.

었다. 이 경우 당량비가 0.55가 되면 압력섭동 값이 25 Pa로 더욱 작아지는 것을 볼 수 있다. Fig. 9는 Three lean 경우로 Two lean보다 이른 당량비 0.65에서 대칭성과괴 효과가 일찍 발생하

였으며, 발생 시 진폭 값도 Two lean에서 33 Pa 이었던 값이 18 Pa로 압력섭동 값도 확연하게 감소하는 것을 볼 수 있다. 이 경우 가장 낮은 진폭으로는 당량비 0.55에서 15 Pa로 나타났다.

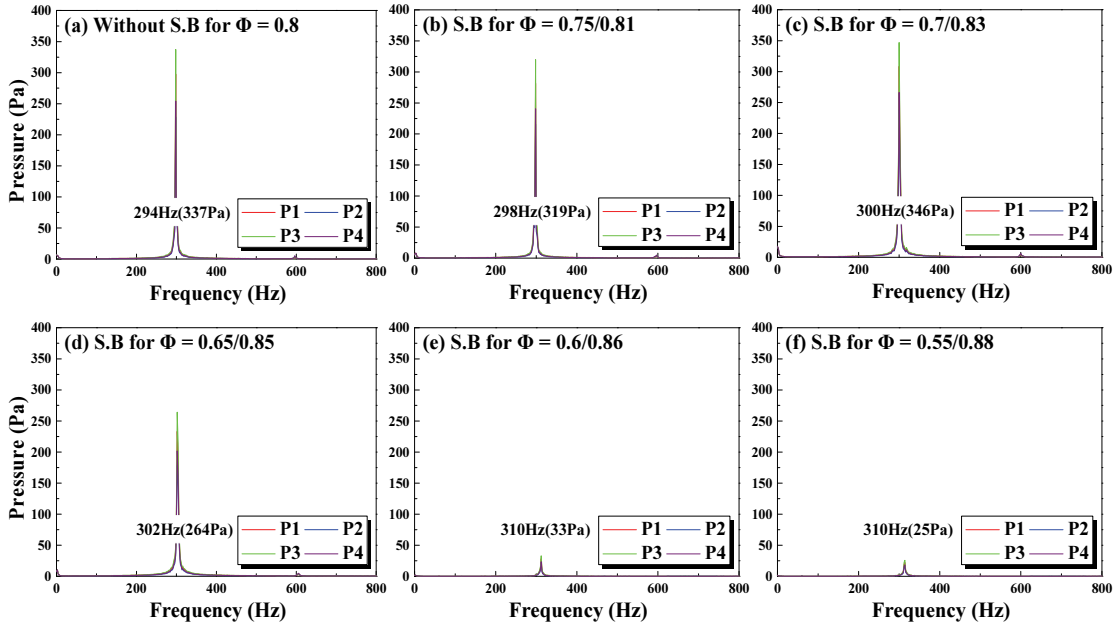


Fig. 8 FFT analysis results on symmetry breaking with two lean.

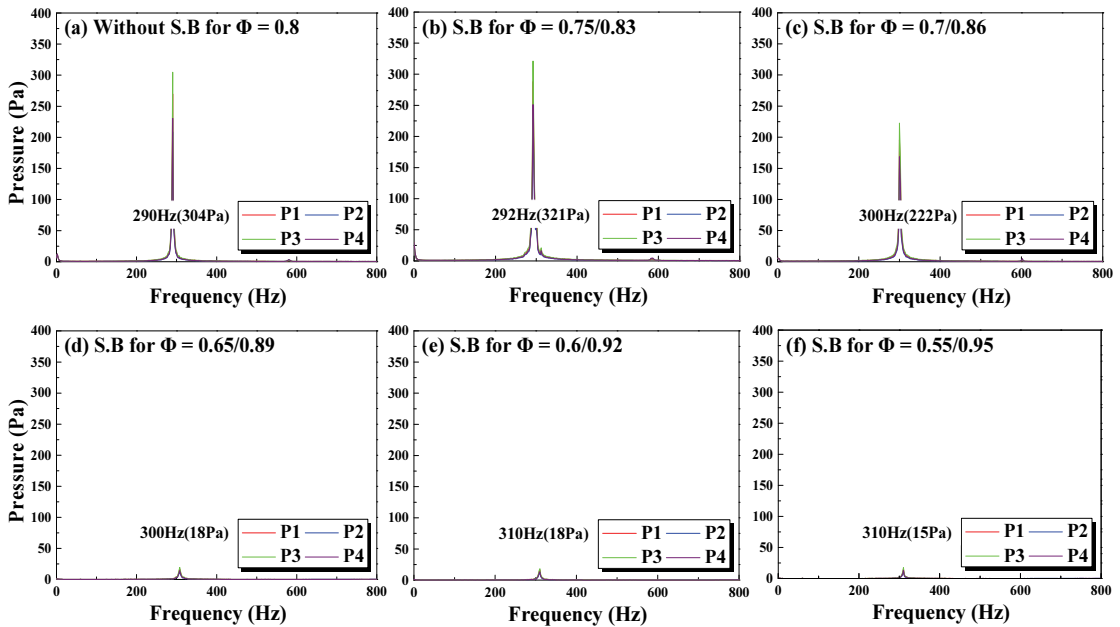


Fig. 9 FFT analysis results on symmetry breaking with three lean.

Fig. 10, 11은 Four lean과 Five lean 상태를 보여주는 것으로 앞서 Three lean인 경우와 유사하게 희박노즐의 개수가 증가하면서 대칭성과파괴가 발생하게 되는 희박노즐의 당량비가 증가하

게 되는 것을 볼 수 있으며, 이 경우에서도 대칭성과파괴 효과가 나타나면서 압력섭동 값과 연소소음이 극적으로 사라지는 것을 확인할 수 있다. 특히, Five lean인 경우 대칭성과파괴가 되자마자

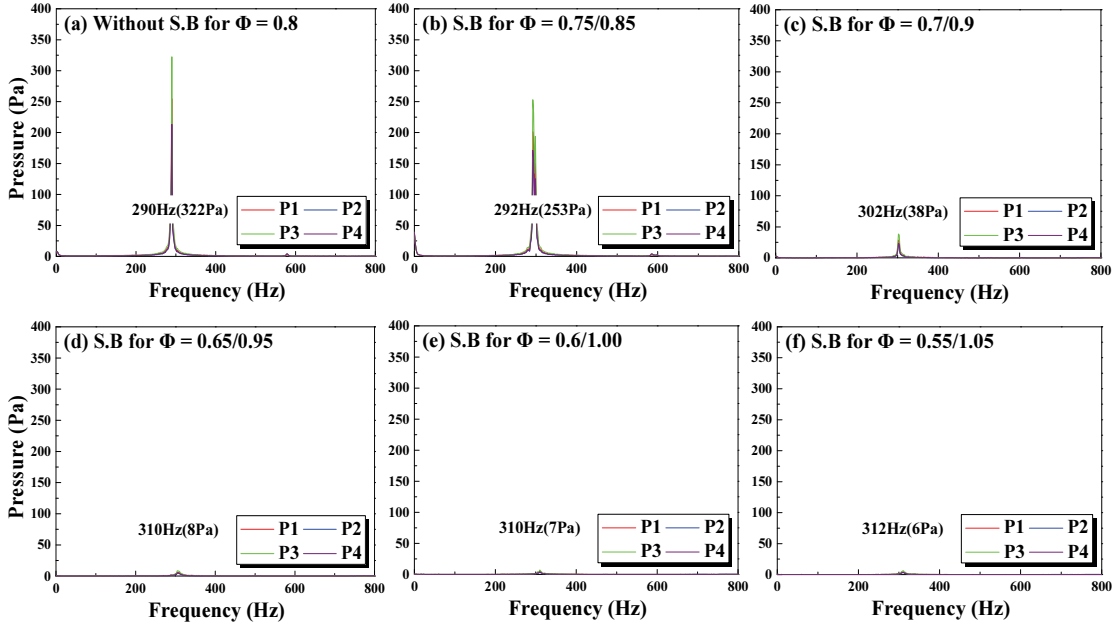


Fig. 10 FFT analysis results on symmetry breaking with four lean.

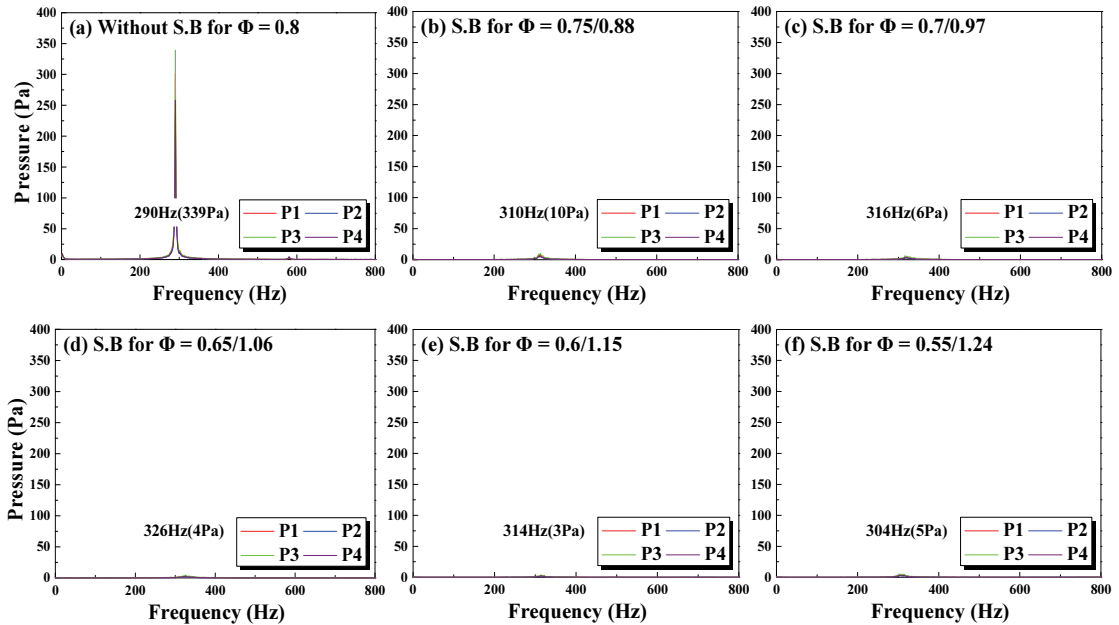


Fig. 11 FFT analysis results on symmetry breaking with five lean.

대폭 감소된 진폭 값들은 측정 케이블 등의 주변 잡음(Noise)과 구분하기 힘들 정도로 매우 낮은 값으로 측정됨에 따라 해당 주파수 값에서 약간의 오차가 발생하는 것을 볼 수 있다.

이상에서 살펴본 바에 의하면 희박한 노즐의 개수가 증가할수록 대칭성과의 효과가 빠르게 발생한다는 것을 알 수 있으며, 희박노즐의 당량비 상태가 낮으면 낮을수록 대칭성과의 효과가 강하게 발생하는 것을 확인하였다.

3.2 위상궤적법에 의한 효과 확인

이전 연구[25,26]에서와 같이 당량비 제어에 의한 대칭성과의 효과를 FFT 분석으로 확인하였으나, 동일한 경향성을 확인하기 위해 대량의 주파수 데이터를 비교하기 쉽게 3차원 시간 공간 내에서 궤적거동을 입체적으로 도식한 위상궤적도(Phase portrait diagram)를 대표적으로 Two lean 경우의 그래프를 Fig. 12에 나타내었다.

위상궤적 그래프는 동역학적 계(系)에서 초기 데이터에 차원별 간섭이 최소화되는 지연시간(Time delay) 값을 찾아 대량의 데이터를 3차원 공간에서 입체적으로 표현해 줌으로써 비선형시스템의 주기적인 거동을 시각적으로 구분하기 쉽게 보여주는 대표적인 모드분석 방법이다[26-27]. 이를 통해 표현되는 궤적도는 시간에 따른 데이터가 단일 혹은 복수의 어트랙터(Attractor) 그리고 한계주기진동(Limit cycle oscillation)을 갖는 정도에 따라 각각 일정한 형상의 궤적을 보여준다. 이 경우 궤적의 크기는 신호인 압력 진폭에 비례하며, 궤적의 굵기는 이런 거동의 어트랙터 숫자와 잡음신호(Noise) 등에 관여된다. 이때 궤적도의 기하학적 크기가 작은 점(Point) 형태로 나타나는 고정점 어트랙터는 동역학적 계에서 안정한(Stable) 상태를 유지하는 거동이며, 도우넛(Doughnut) 형태나 토러스(Torus) 모양의 (준)주기 어트랙터는 불안정한 상태를 의미한다.

본 절에서는 앞에서 살펴본 당량비 제어를 통해 나타난 대칭성과의 전·후의 압력섭동 데이터를 갖고 이들의 위상궤적도를 그린 후 궤적의 차이점과 특징에 대해서 조사하였다. 먼저, 대칭성과의 효과가 없는 Fig. 12(a)와 대칭성과의 효과가

미미한 Fig. 12 (b), (d)인 경우, 보는 바와 같이 압력섭동에서 진폭이 크게 변하질 않아 궤적의 크기가 여전히 크게 유지되나 궤적의 굵기는 Fig. 12 (c)에 비해 상대적으로 얇은 것을 볼 수 있다. 이는 비록 선(Line)처럼 굵기가 매우 얇지는 않으나, 일정한 굵기를 가지고 있는 단일 어트랙터의 거동으로 판단된다. 이에 비해 연소가 동일하게 불안정한 상태로 유지되고 있는 Fig. 12(c)인 경우에는, Fig. 8 (c)에서 보여진 진폭 값(346 Pa)에서도 확인할 수 있듯이 다른 불안정한 상태들인 Fig. 12 (a), (b), (d) 보다 궤적의 크기가 크게 나타났으며, 굵기 또한 이들에 비해 굵어지게 표시됨으로써 단일이 아닌 복수 어트랙터에 의한 거동임을 알 수 있다.

Fig. 12(d)까지는 동역학적으로 진동하는 계가 불안정한 상태인 관계로 궤적의 크기가 크고 (준)주기성 어트랙터 형태인 도우넛 혹은 토러스 모양을 보이다가, 대칭성과의 효과가 나타난 Fig. 12(e)에서는 궤적의 크기가 갑자기 작아지며 기하학적으로 점(point)과 유사한 크기로 수렴하여 고정점 어트랙터 형태로 진동모드가 바뀌는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 앞 절 Fig. 8 (e)의 FFT 분석값(33 Pa)에서도 확인할 수 있듯이 대칭성과의 효과가 강하게 발생하여 방금 전까지 매우 심했던 연소소음이 갑자기 소멸되는 것과 동시에 연소불안정성도 함께 사라졌다.

한편, 흥미로운 현상은 대칭성과의 효과가 발생하기 전에는 항상 Fig. 12(a)와 (b)처럼 단일 어트랙터로 거동하던 모드가 Fig. 12(c)처럼 궤적의 굵기가 굵은 복수 어트랙터의 거동으로 바뀌다가 다시 Fig. 12(d)와 같은 단일 어트랙터 거동으로 회귀하는 현상을 거치면서 고정점 어트랙터 거동으로 안정화되는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 본 연구의 조건들에서 매번 동일하게 발생하였는데, 대칭성과의 효과가 나타나기 전에 잠시 궤적의 진폭이 커졌다가 다시 소폭 감소하면서 완전히 작아지는 거동을 보여, 일종의 분기(Bifurcation) 현상으로 사료된다.

이처럼 “당량비 대칭성과의 효과” 효과로 연소불안정성이 급격하게 감소되거나 사라지게 되는 원인에 대해서는 본 연구의 범위 밖으로 현재 계

속되는 연구를 진행 중에 있으나 환형 노즐에서 형성된 화염들 간의 상호작용(Interaction)이 주된 기구라고 사료된다.

불안정성을 제어하는 새로운 방법으로 노즐 간 당량비 변화와 개수 조절을 통한 “당량비 대칭성과괴” 현상과 효과를 확인하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

4. 결 론

본 연구에서는 환형연소기에서 발생하는 연소

1. 발전용 가스터빈 연소시스템의 트랜지션패스(TP)처럼 덕트로 인해 연소실 길이가 길어지는 경우 캔-버너와 같은 환형연소기에

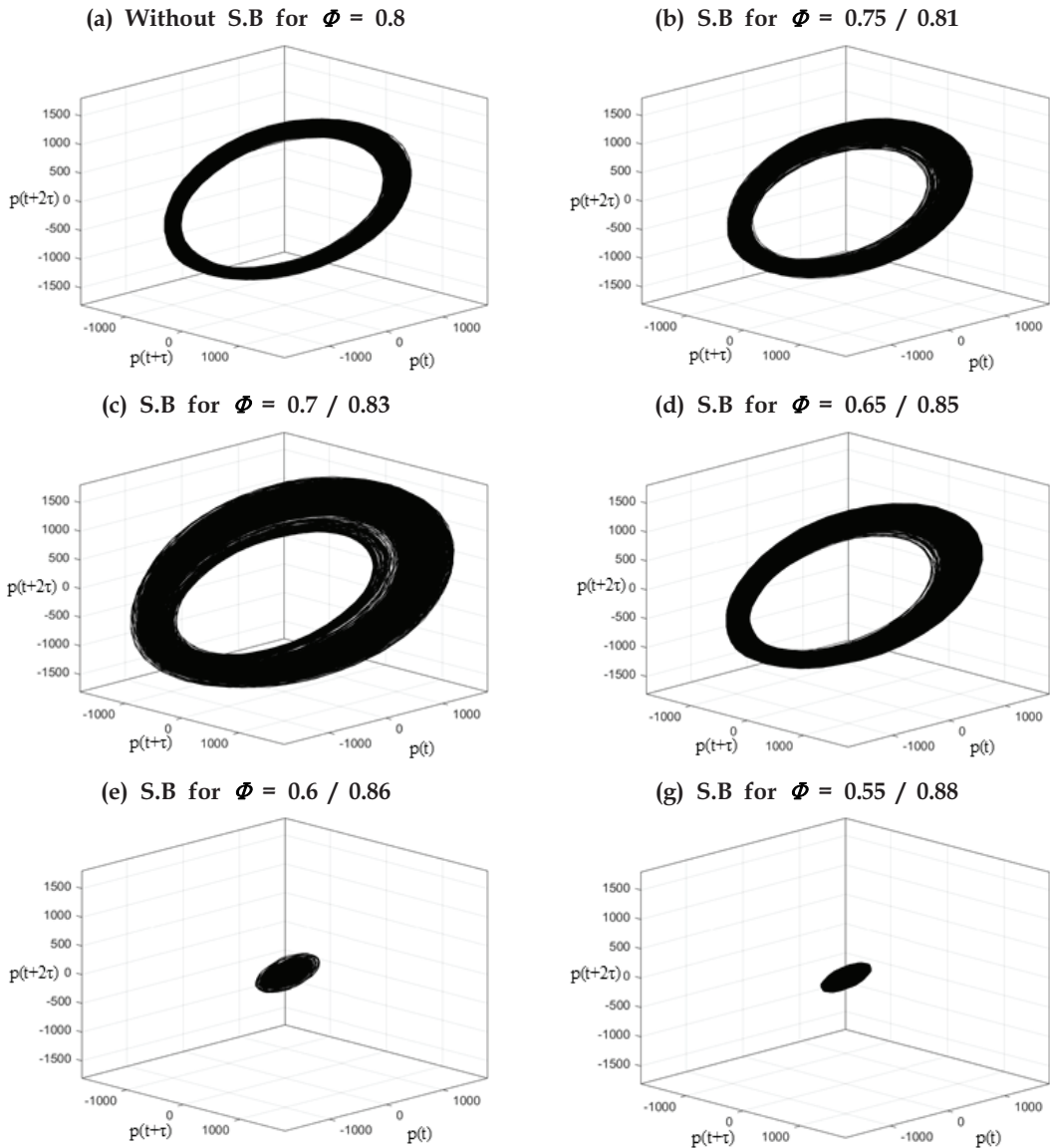


Fig. 12 FFT Phase portraits of combustor pressure signals for nozzle arrangement of two lean.

서 종-방향의 불안정성 모드가 발생하는 것을 확인하였다.

2. 본 연구 결과인 당량비 조건과 노즐 개수 조절을 통한 “당량비 대칭성과파괴” 방법으로 환형연소기의 연소불안정성을 제어할 수 있었으며, 대칭성과파괴 전후로 극적으로 연소불안정성과 연소소음이 감소되었다.
3. 대칭성 파괴 효과는 희박노즐의 당량비가 점차 낮아질수록 강해지며, 희박노즐의 개수가 증가할수록 대칭성과파괴 효과가 발생하는 당량비 조건이 당겨지는 것을 알았다.
4. FFT 분석과 위상궤적도의 모드분석을 통해 대칭성과파괴 효과를 파악하였으며, 두 가지 분석을 통해 같은 발생 효과를 확인하였다.
5. 대칭성과파괴 효과에 대한 원인 규명은 본 연구의 범위 이외이나 환형연소기의 다중 노즐에서 화염들 간 상호작용으로 예상되어 추후 계속된 연구결과에서 보고하기로 하였다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부(MOTIE)와 한국에너지기술평가원(KETEP)의 지원을 받아 수행한 연구과제입니다. (No. 20181110100290)

References

1. Schulz, O., Doll, U., Ebi, D., Droujko, J., Bourquard, C. and Noiray, N., “Thermoacoustic instability in a sequential combustor: Large eddy simulation and experiments,” *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 37, pp. 5325-5332, 2019.
2. Dawson, J.R. and Worth, N.A., “Flame dynamics and unsteady heat release rate of self-excited azimuthal modes in an annular combustor,” *Combustion and Flame*, Vol. 161, pp. 2565-2578, 2014.
3. Ferguson, D. and Ranalli, J., “Characterization of instabilities in a low-swirl injector with exhaust gas recirculation,” *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, pp. 2011-2517, 2011.
4. O'Connor, J., Acharya, V. and Lieuwen, T., “Transverse combustion instabilities: Acoustic, fluid mechanic, and flame processes,” *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 49, pp. 1-39, 2015.
5. Baillot, F. and Lespinasse, F., “Response of a lamina premixed V-flame to a high-frequency transverse acoustic field,” *Combustion and Flame*, Vol. 161, pp. 1247-1267, 2014.
6. Guan, Y., Larry, K.B.L., Ahn, B. and Kim, K. “Chaos, synchronization, and desynchronization in a liquid-fueled diffusion-flame combustor with an intrinsic hydrodynamic mode,” *Chaos*, Vol. 29, 053124, 2019.
7. Kheirkhah, S., Maxim Cirtwill, J.D., Saini, P. and Venkatesan, K., “Dynamics and mechanisms of pressure, heat release rate, and fuel spray coupling during intermittent thermoacoustic oscillations in a model aeronautical combustor at elevated pressure,” *Combustion and Flame*, Vol. 185, pp. 319-334, 2017.
8. Hoeijmakers, M., Kornilov, V., Arteaga, I.L., de Goey, P. and Nijmeijer, H., “Flame dominated thermoacoustic instabilities in a system with high acoustic losses,” *Combustion and Flame*, Vol. 169, pp. 209-215, 2016.
9. Poinot, T., Wolf, P., Staffelbach, G., Gicquel, L.Y.M. and Muller, J.D., “Identification of azimuthal modes in annular combustion chambers,” *Center for*

- Turbulence Research Annual Research Briefs*, pp. 249-258, 2011.
10. Xia, Y., Linghu, C., Zheng, Y., Ye, C., Ma, C., Ge, H. and Wang, G., "Experimental investigation of the flame front propagation characteristic during light-round ignition in an annular combustor," *Flow, Turbulence and Combustion*, Vol. 103, pp. 247-269, 2019.
 11. Poinso, T., "Prediction and control of combustion instabilities in real engines," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 36, pp. 1-28, 2017.
 12. Pirk, R., d'Andrade Souto, C., da Silveira, D.D., de Souza, C.M., and Goes, L.C.S., "Liquid rocket combustion chamber acoustic characterization," *J. Aerosp. Technol. Manag.*, Vol. 2, pp. 269-278, 2010.
 13. Prieur, K., Durox, D., Schuller, T. and Candel, S., "A hysteresis phenomenon leading to spinning or standing azimuthal instabilities in an annular combustor," *Combustion and Flame*, Vol. 175, pp. 283-291 2017.
 14. Evesque, S., Polifke, W. and Pankiewitz, C., "Spinning and azimuthally standing acoustic modes in annular combustors," *9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit*, pp. 1-8, 2003.
 15. Worth, N.A. and Dawson, J.R., "Effect of equivalence ratio on the modal dynamics of azimuthal combustion instabilities," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 36, pp. 3743-3751, 2017.
 16. Wang, J., Rubini, P., Qin, Q. and Houston, B., "A model to predict acoustic resonant frequencies of distributed helmholtz resonators on gas turbine engines," *Applied Sciences*, Vol. 9, 1419, 2019.
 17. Worth, N.A., Dawson, J.R., Sidey, J.A.M. and Mastorakos, E., "Azimuthally forced flames in an annular combustor," *Proceeding of the Combustion Institute*, Vol. 36, pp. 3783-3790, 2017.
 18. Balachandran, R., Ayoola, B.O., Kaminski, C.F., Dowling, A.P. and Mastorakos, E., "Experimental investigation of the nonlinear response of turbulent premixed flames to imposed inlet velocity oscillations," *Combustion and Flame*, Vol. 143, pp. 37-55, 2005.
 19. Yoon, J., Joo, S., Kim, J., Lee, M., Lee, J. and Yoon, Y., "Effects of convection time on the high harmonic combustion instability in a partially premixed combustor," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 36, pp. 3753-3761, 2017.
 20. Li, C., Yang, D., Li, S. and Zhu, M., "An analytical study of the effect of flame response to simultaneous axial and transverse perturbations on azimuthal thermoacoustic modes in annular combustors," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 37, pp. 5279-5287, 2019.
 21. Noiray, N., Bothien, M. and Schuermans, B., "Investigation of azimuthal staging concepts in annular gas turbines," *Combustion Theory and Modelling*, Vol. 15, pp. 585-606, 2011.
 22. Worth, N.A. and Dawson, J.R., "Modal dynamics of self-excited azimuthal instabilities in an annular combustion chamber," *Combustion and Flame*, Vol. 160, pp. 2476-2489, 2013.
 23. Dawson, J.R. and Worth, N.A., "The effect of baffles on self-excited azimuthal modes in an annular combustor," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 35, pp. 3283-3290, 2015.
 24. Bauerheim, M. and Poinso, T., "Analytical methods for azimuthal thermo-acoustic modes in annular combustion chambers," *Center for Turbulence Research*, pp. 77-88,

- 2015.
25. Moon, K., Jegal, H., Gu, J. and Kim, K.T., "Combustion-acoustic interactions through cross-talk area between adjacent model gas turbine combustors," *Combustion and Flame*, pp. 405-416, 2019.
26. Moon, K. and Kim, K.T., "Time Series Analysis of Acoustic Interactions in Multiple Gas Turbine Combustors," *J. Korean Soc. Combust.* 36-43, 2020.
27. Lee, J., Park, J., Han, D. and Kim, K.T., "Subcritical Bifurcation of Two Self-Excited Interacting Swirl Flames," *Kosco*, pp. 17-24, 2019.