

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.4.025>

## 기체 중심 스윙 동축형 분사기가 장착된 모형연소기의 운동량비 변화에 따른 연소불안정성 분석

손채훈<sup>a,\*</sup> · 김명섭<sup>a</sup> · Yuangang Wang<sup>a</sup> · 윤영빈<sup>b</sup>

### Effect of Momentum Flux Ratio on Combustion Instabilities in a Model Combustor with a Gas-Centered Swirl Coaxial Injector

Chae Hoon Sohn<sup>a,\*</sup> · Myeong Sub Kim<sup>a</sup> · Yuangang Wang<sup>a</sup> · Youngbin Yoon<sup>b</sup>

<sup>a</sup>Department of Mechanical Engineering, Sejong University, Korea

<sup>b</sup>School of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [chsohn@sejong.ac.kr](mailto:chsohn@sejong.ac.kr)

#### ABSTRACT

A numerical study on combustion instabilities in a model combustor was conducted with various momentum flux ratios. Five ratios are calculated based on an actual operating condition of rocket engine. As momentum flux ratio increases, the spreading angle on the injector outlet decreases. And, as increase of axial momentum flux, pressure fluctuation decreases inside the combustor. By using dynamic mode decomposition method, the acoustic modes inside the combustor are identified. Combustion stabilities are analyzed by comparing the damping coefficient of the 2<sup>nd</sup> longitudinal mode.

#### 초 록

모형 연소기에서 동축형 분사기에 의한 연소불안정성을 운동량비 변화에 따라 수치적으로 분석하였다. 실제 로켓 엔진의 경계조건을 기반으로 총 5개의 운동량비를 선택하였다. 운동량비가 증가할수록 분사기 출구에서의 확산각도는 감소하는 경향을 보였으며, 축방향 운동량이 증가할수록 연소기 내부의 압력진폭이 크게 감소함을 확인하였다. 동적 모드 분해 기법(dynamic mode decomposition)을 통해 연소기내의 음향 모드를 파악하였고 관심 섭동 주파수를 갖는 2L 모드(mode)의 감쇠계수를 구하고 이를 통해 운동량비가 증가할수록 연소기의 안정성이 증가함을 보였다.

Key Words: Combustion Instability(연소불안정), GCSC Injector(동축형 분사기), Momentum Flux Ratio(운동량비), Dynamic Mode Decomposition(동적 모드 분해 기법)

#### 1. 서 론

Received 3 April 2020 / Revised 28 May 2020 / Accepted 2 June 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

항공우주 산업에 있어 로켓 엔진 기술을 독자

적으로 확보하는 것은 어렵지만 반드시 필요한 일이다. 또한, 로켓 엔진의 연소과정 중에 발생하는 연소불안정은 지속적으로 발생하는 문제이며, 이를 해결하기 위한 연구는 과거에서부터 현재까지 꾸준히 진행되고 있다. 연구 결과 또한 수많은 문헌으로 보고되고 있다[1]. 연소불안정성은 주파수에 따라 저주파, 중주파, 고주파로 나누어진다. 이 중 고주파 연소불안정은 로켓 엔진 연소과정 중에 발생하는 열방출을 섭동이 연소실 내에서 압력진동과 전파하는 음향파와 공진하여 진폭을 어느 한계 이상으로 상승시키는 현상이며, 로켓 엔진의 파손을 초래하는 등 심각한 문제를 유발시킬 수 있는 치명적인 문제로 반드시 해결되어야한다[2].

로켓 연소실에서 연소불안정을 유발할 수 있는 요소는 연소기의 형상, 연소기에 장착된 분사기의 형상, 작동조건 등이 있다. 김 등[3]은 분사기의 길이를 조절하여 실험적으로 연소실내의 안정성을 분석하였다. 김 등[4]은 분사기의 주요 파라미터인 리세스 길이를 변화시켜 혼합특성, 분무특성, 연소안정성을 파악하였다. 또한, 분사기 리세스 길이가 증가할수록 연소실내의 압력진동이 감소하고 안정해지는 결과를 보고하였다. 손 등[5]은 분사기 출구의 분사형상에 대해 수치결과와 실험결과를 비교 분석하였다. 수력학적 상사성을 유지하기 위해 실제 로켓 엔진의 경계조건을 scaling method 기법을 통해 모델조건으로 변경하여 수치해석을 진행하였다. 위의 연구 외에도 연소불안정을 해결하기 위해 여러 측면에서 많은 연구가 수행되었다[6,7].

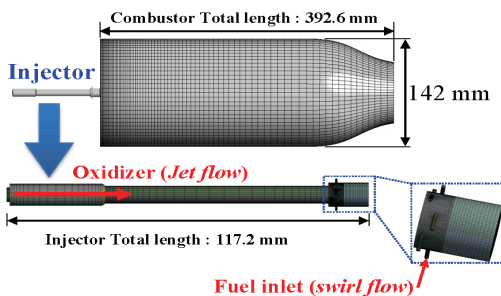


Fig. 1 Geometry and Mesh grids of GCSC injector and model combustor.

본 논문에서는 모델 로켓 연소기 내의 연소불안정을 분석하고자 연료/산화제 혼합 특성을 제어할 수 있는 파라미터 중 하나인 운동량비 (momentum flux ratio)를 변경하여 수치해석을 수행하였다. 앞서 언급한 연구[4,5]와 같이 실제 로켓 엔진의 경계 조건을 고려해서 모델 조건을 계산하였다. 그리고 연료유량을 유지하면서 산화제의 유량을 증가시켜 운동량비(MFR)를 변경시켰다. 이전 연구[4-5]에서 고려하지 않았던 MFR 변화에 따른 연소실내의 안정성을 분석하였다. 또한, 다단 연소 사이클(staged combustion cycle) 방식을 적용한 로켓엔진에서 많이 사용되는 기체 중심 스윙 동축형 분사기(gas-centered swirl coaxial, GCSC injector)를 대상으로 연구를 수행하였다. 분사기 출구의 분사특성, 연료/산화제의 혼합 및 유동특성을 파악하여 최종적으로 운동량비 변화에 따른 연소실내의 연소불안정성을 비교하였다.

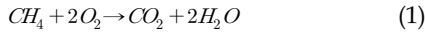
## 2. 연구 방법

### 2.1 수치해석 모델

본 연구는 다양한 분사기 중에서 기체 중심 스윙 동축형 분사기(GCSC injector)와 모형 연소기를 사용하여 연구를 진행하였다. 분사기와 연소기의 형상과 격자는 Fig. 1에 나타내었으며, 참고문헌에 자세히 설명되어있다[4,5]. 산화제는 가스 상태로 분사기 중앙에서 제트로 분사되며, 연료는 메탄으로서 접선방향의 홀(hole)을 통해 스윙을 형성하며 분사된다. 그리고 연료홀은 총 8개로 구성되어 있다. 산화제와 연료는 리세스에서 만나 혼합되며 연소실로 분사된다. 수치해석 형상의 총격자수는 격자의존성을 확인한 후 51만개로 결정하였다. 대부분 격자는 정렬격자를 사용하였고 연료홀 부분은 비정렬격자를 사용하였다. 분사기의 주요 인자 중 하나인 리세스와 연소실 앞부분은 연소가 일어나는 영역으로 유동의 변화가 빈번하며, 주요 관심 영역이므로 격자를 더 세밀하게 조절하였다.

유동 및 연소를 모사하기 위해 범용 열유체

해석코드(Fluent)를 사용하였으며 연속방정식, 운동량 방정식, 에너지 방정식, 화학종 방정식 그리고 상태방정식을 풀었다[8-9]. 또한, 난류 모델은 Realizable k-epsilon 모델을 사용하였으며, 난류 화학반응(turbulence-chemistry interaction)을 모사하기 위해 유한화학반응/에디소산 모델(finite-rate/eddy-dissipation)을 선택하였다[9]. 그리고 해석의 정확도를 위해 공간 차분으로 2차 차분법(2<sup>nd</sup> order upwind scheme)을 사용하였다. 다음과 같은 메탄의 일단계 반응모델을 채택하였다.



위 반응의 반응률은 Eq. 2의 Arrhenius 형태로 표현된다. 반응 모델의 자세한 내용은 참고문헌 [10]에 설명되어 있으며, 이전 연구자들에 의해 1-step 반응 모델은 GRI 3.0 메커니즘과 함께 다양한 관점에서 검증되었기에 본 연구의 당량비 범위에서 일단계 반응모델을 사용하였다.

$$k_{ch4} = 1.3 \cdot 10^8 \exp(-24372/T) \cdot [CH_4]^{-0.3} [O_2]^{1.3} \quad (2)$$

## 2.2 경계조건

실제 로켓 엔진에서는 산화제로 기체 산소, 연료로 케로신을 사용하며, 연료 과농(Fuel rich) 조건에서 연소된다. 하지만, 연소실 내부의 압력이 매우 높기 때문에 작동조건에서 연료는 임계 압력을 초과한다. 그렇기 때문에 초임계 조건에 근사한 상태를 가정할 수 있다[4]. 이러한 이유로 본 연구에서는 연료와 산화제 모두 기체 상태로 가정하였고, scaling method 기법을 적용하여 수력학적 상사성(hydrodynamic similarity)을 유지하였다. 수력학적 상사성을 유지하려면 연료 및 산화제의 밀도비와 속도비를 유지해야한다. 그래서, 운동량비(MFR; Momentum Flux Ratio)를 통해 연료와 산화제의 밀도비와 속도비를 유지하여 기체(산소)-액체(케로신) 조건을 기체(산소+질소)-기체(메탄)로 모사하였다[8].

Table 1. Numerical conditions for various momentum flux ratios.

Oxidizer (g/s) (O <sub>2</sub> /N <sub>2</sub> mixture)	0.59	0.75	0.98	1.06	1.21
Fuel (g/s) (Methane)	0.09				
Temperature (K)	300				
Momentum flux ratio (MFR)	10	15	25	30	40
Equivalence ratio (Φ)	1.8	1.4	1.1	1	0.9

운동량비는 경계조건뿐만 아니라 동축형 분사기의 분무특성을 결정짓는 중요한 인자이며, Eq. 3과 같이 정의 된다[4].

$$MFR = \frac{\rho_o U_o^2}{\rho_f U_f^2} \quad (3)$$

여기서 ρ는 유체의 밀도, U는 속도, 하첨자 o는 산화제, f는 연료를 나타낸다.

실제 로켓 엔진의 작동조건을 기반으로 운동량비를 계산하였다. 앞서 설명한 것과 같이 연료 유량을 고정하고 산화제 유량을 증가시켜 운동량비를 조절하였다. 여기서 산화제는 산소 물분율을 31% 이고 질소 물분율은 69%로 구성되었다. 이런 물분율을 선택해서 실제 로켓 작동조건의 O/F ratio를 유지시켜 실제 조건과 가장 유사한 확산각도를 구현할 수 있다[8]. 자세한 경계조건은 Table 1에 나타내었다. 실제 로켓 엔진의 연료는 케로신이기에 메탄으로 모사할 때, 운동량비를 고정시키기 위해서 table 1에 나타내는 것처럼 유량이 감소하였다. 이전 연구[8]에서 케로신과 메탄의 차이를 비교하여 타당한 조건을 설정하였다. 다른 분사기 및 연소실로 채택할 때에는 이러한 점을 고려해야 한다.

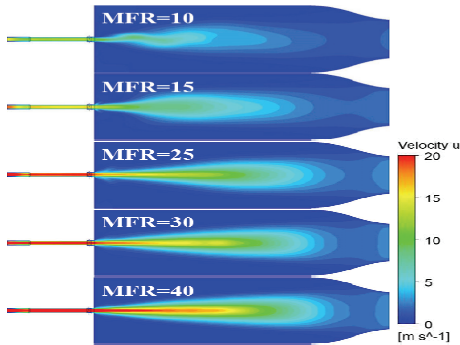
## 2.3 안정성 분석 방법

연소실내의 연소안정성을 상대적으로 비교하

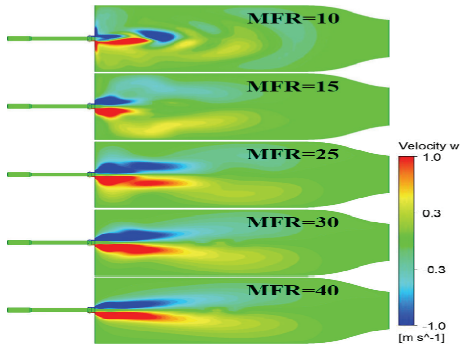
기 위해서 압력 섭동 신호와 고속 푸리에 변환 (fast Fourier transform) 결과, 그리고 동적 모드 분해(dynamic mode decomposition, DMD) 기법을 통해 구한 공진 모드와 관심 주파수의 감쇠 계수(damping coefficient,  $\xi_i$ )를 비교하였다[11]. 동적 모드 분해 기법은 동일한 시간 간격으로 수집된 데이터 집합의 순간 필드에서 선형변동(linear fluctuation)을 추출하는 방법이다. 데이터 행렬에 대해 특이값 분해 및 고유값 분해 처리하여 행렬의  $i$ 번째 고유값,  $\lambda_i$ 와 고유 벡터,  $E_i$ 를 얻을 수 있다. 공진주파수( $f_i$ )와 감쇠계수( $\xi_i$ ) 다음과 같이 정의된다[11].

$$\text{Arg}(\lambda_i) = 2\pi f_i N_{step} \Delta t + 2\pi T, \quad (4)$$

$$\xi_i = \frac{\ln|\lambda_i|}{N_{step} \Delta t}, \quad (5)$$



(a) Axial velocity fields



(b) Tangential velocity fields

Fig. 2 (a) Axial velocity fields and (b) Tangential fields in the model combustor.

여기서  $N_{step}$ 은 number of time step,  $\Delta t$ 는 time step,  $T$ 는 음향진동주기를 의미한다. 정의상, 감쇠계수는 진폭 성장률(growth rate)을 의미하기에 그 값이 크다는 것은 안정성이 낮다는 것을 의미한다. 동적 모드 분해 기법 알고리즘에 대한 자세한 내용은 이전 논문에서 자세히 기술되었다[12].

### 3. 결과 및 분석

#### 3.1 유동 및 혼합 특성

운동량비가 증가할수록 산화제 유량은 증가한다. 이 때문에 분사기 중앙으로 분사되는 산화제의 속도가 증가함을 알 수 있다.

Fig. 2(a)는 축 방향 속도(axial velocity)를 나타낸 것으로, 운동량비가 증가함에 따라 축 방향 속도가 증가하는 것을 볼 수 있다. 그리고 운동량비가 가장 작은 10에서는 축 방향 유동이 비대칭적인 형태를 보인다. 이 현상을 설명하기 위해서는 접선 방향 속도를 함께 비교해야 되며 이를 Fig. 2(b) 나타내었다. 연료 유량은 고정되어 있지만 산화제 유량의 증가로 인해 Fig. 2(b)에 보이는 것처럼 접선 방향 유동이 분사기 출구에서 점차 안정된다. 이는 축 방향의 운동량이 점차 증가하고 접선 운동량보다 영향이 커지기 때문이다. 즉, 운동량비 10에서 축 방향 운동량이 매우 작아지기 때문에 축 방향 유동을 유지하지 못하고 Fig. 2(a)와 같이 위아래 비대칭적인 유동이 나타난 것이다.

분사기 출구에서의 확산각도(spreading angle)은 아래 Eq. 4와 같이 정의된다[4].

$$\text{Spreading angle}(\beta) = \tan^{-1}\left(\frac{U_T}{U_A}\right), \quad (6)$$

여기서  $U_T$ 는 접선 속도,  $U_A$ 는 축 방향 속도를 나타낸다.

확산각도를 구하기 위해 분사기 출구에서 반경 방향으로 5.5 mm 떨어진 곳에서 데이터를 추출하였고, 결과는 Fig. 3에 나타내었다. 운동량

비가 증가함에 따라 축 방향 속도는 증가하고  
접선 방향 속도는 고정해서 확산각도는 감소하

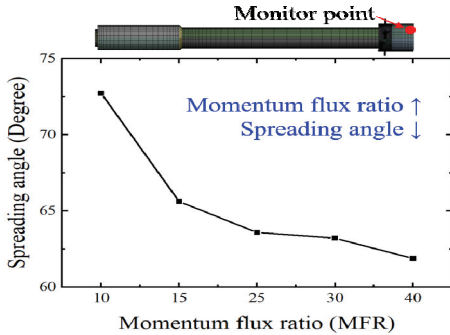


Fig. 3 Spreading angle changes as momentum flux ratio increases on the monitor point near the injector outlet.

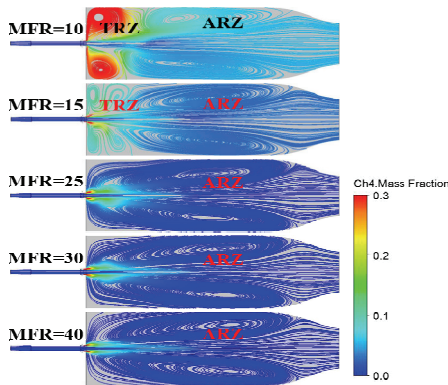


Fig. 4 Streamline in the combustor with the variable of fuel mass fraction.

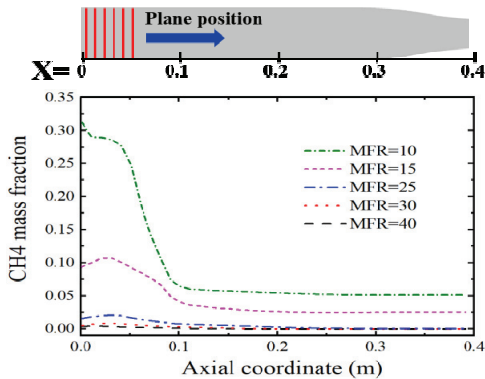


Fig. 5 Area-averaged CH4 mass fraction on the cross-section plane along the axial coordinate.

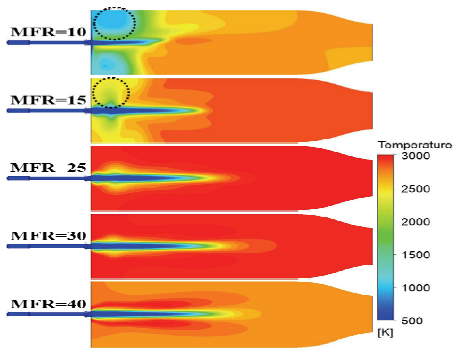
는 경향성을 보였다.

Fig. 4에 CH<sub>4</sub> 질량분율분포를 나타내었다. 연소실내의 유선(streamline)을 함께 표시하여 Fig. 2에서 보이지 않는 재순환영역(recirculation zone)을 나타내었다. ARZ(axial recirculation zone)는 축 방향 유동이 연소실의 노즐과 만나서 발생한 재순환 영역을, TRZ(tangential recirculation zone)는 접선 방향 유동이 연소실의 벽과 충돌해서 형성된 재순환 영역을 의미한다. 운동량비 10과 15는 축 방향 유동이 약해서 ARZ를 형성할 뿐만 아니라 TRZ도 형성한다. 하지만, 운동량비 25부터는 축 방향 유동이 충분히 강해져서 TRZ은 형성되지 않았다. 또한, 운동량비가 작은 경우에는 연료 과농(fuel rich) 상태가 되기 때문에 TRZ가 형성된 영역에서 CH<sub>4</sub> 질량분율이 높은 것을 확인할 수 있다.

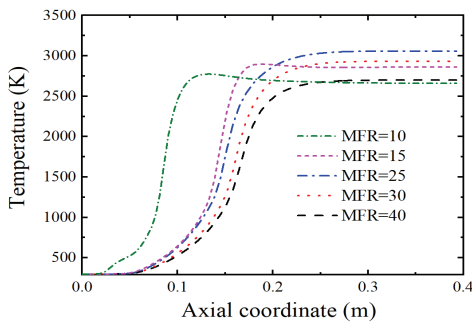
Fig. 5에 연소기를 일정한 간격으로 잘라 연소기 전체에 대한 연료의 면평균(area-averaged) 데이터를 추출한 결과를 나타냈다. 그림을 보면, 운동량비가 증가할수록 분사기 출구 근처에서 CH<sub>4</sub> 질량분율이 감소하는 경향성을 확인할 수 있다. 이러한 결과를 통해 Fig. 4에 나타낸 운동량비가 증가할수록 CH<sub>4</sub> 질량분율이 점차 감소하는 결과를 정량적으로 확인할 수 있다.

Fig. 6에 운동량비 변화에 따른 연소실내의 온도 분포를 나타내었다. 연소실내 온도는 연료과농(MFR=10) 조건부터 연료희박(MFR=40) 조건까지 당량비가 증가함에 따라 화염온도가 증가하다가 감소하는 경향성을 보인다. 연소가 되기 위한 가장 최적의 조건이고, 메탄 단일 화염온도가 가장 높다고 알려진 당량비 1.05 근처(MFR=25)에서 연소실 온도가 가장 높았다[13].

Fig. 6에 나타낸 온도장과 연소기 중심선을 따라가며 추출한 축 방향 온도결과를 자세히 설명하면 다음과 같다. 운동량비가 25 될 때, 즉 당량비 1.05 근처에서 온도는 가장 높고 연료 과농인 운동량비 10과 연료 희박 조건인 운동량비 30, 40의 온도는 당량비 1.05에서 멀어지기 때문에 낮아진다. 또한, Fig. 6(a)에서 검정색 점선으로 표시한 영역에서는 접선 방향 유동으로 분사된 연료의 농도가 높고 반응이 잘 일어나지 않



(a) Temperature fields



(b) Temperature on the centerline

Fig. 6 (a) Temperature fields in the combustor, (b) Temperature on the centerline of the combustor along the axial coordinate.

기 때문에 온도가 낮다. 운동량비가 10 일 때는 Fig. 4에서 설명한 것과 같이 유동이 비대칭적으로 나타나서 화염이 불안정한 형태를 보인다.

### 3.2 안정성 분석

지금까지 연소기 내의 유동 및 반응을 분석하였으며 다음으로, 운동량비에 따른 압력진동과 연소불안정성 (combustion instability)을 분석한다.

Fig. 7에 데이터를 추출한 관찰점 (monitor point)에서 모든 운동량비 범위의 시간에 따른 압력 섭동을 나타내었다. 운동량비가 증가할수록 압력 진폭이 크게 감소하는 것을 볼 수 있다.

본 연구는 여러 음향 모드 중 2L 모드를 주요 분석대상으로 정하였다. 왜냐하면 실제 로켓 엔진 연소실의 입구와 출구는 음향학적으로 닫힌 조건에 해당하지만 수치해석에서는 입구는 닫힌

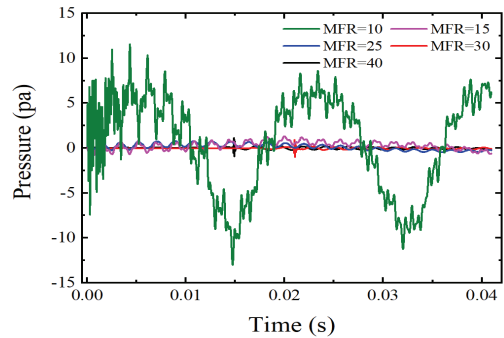


Fig. 7 Pressure signal recorded on the monitor point near the combustor wall.

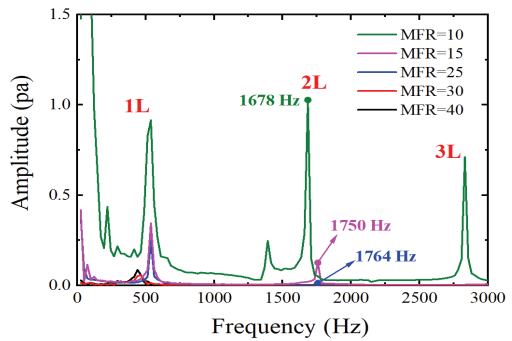


Fig. 8 FFT results of the pressure signal in the combustor.

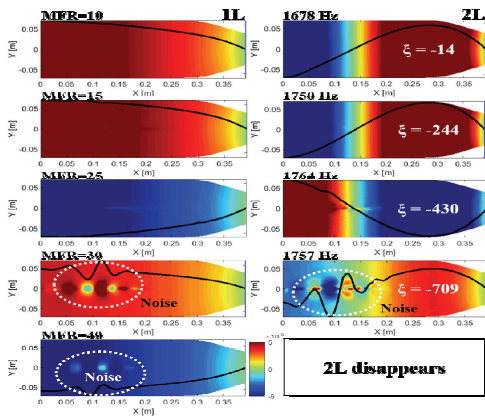
조건이 출구는 열린 조건에 해당하므로 실제 연소기에서의 1L 모드의 파동형태가 수치해석에서 2L 모드의 파동형태에 해당하기 때문이다. 이는 연소실 길이 및 공진 파장(wavelength)의 관계식으로부터 파악할 수 있다[14].

섭동의 크기와 공진주파수를 더 명확하게 보기 위해 Fig. 8에 각 압력 신호의 고속 푸리에 변환(FFT) 결과를 나타내었다. 운동량비 10 조건에서 2L 모드의 주파수가 1,678Hz로 나타났고 가장 큰 진폭을 보였다. 운동량비 증가할수록 2L 모드의 진폭이 작아지고 운동량비 40에서 잘 나타나지 않았다. 그 이유는 운동량비가 증가할수록 축 방향의 운동량이 강해지고 분사기 출구에서 접선 방향의 확산각도가 작아져서 유동이 주로 축 방향으로 형성되기에 유동 및 화염 진동이 약화되었다. 따라서 연료 및 산화제의 혼합

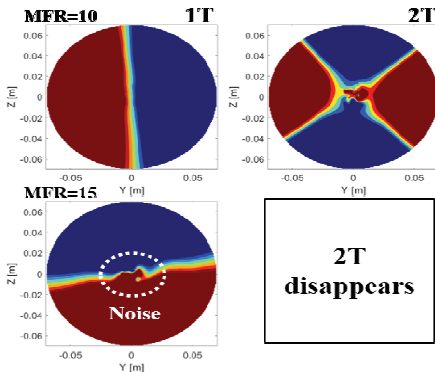
불균일로 생긴 열 방출을 섭동이 작아지고 강한 접선 운동량으로 인해 생긴 비대칭 축방향 유동이 안정화된다. 연소실 내부의 화염 열방출을 섭동 및 유동 섭동의 상호작용으로 생성한 압력 데이터를 분석하면 연소실의 연소 안정성을 판단할 수 있다.

다음으로, 앞서 언급한 동적 모드 분해 기법을 적용하여 파악한 연소실내의 압력 데이터 분석 결과를 Fig. 9에 나타내었다. 동적 모드 분해 기법의 적용을 위해, 연소기를 자른 단면에서 추출한 압력 데이터를 이용하였다. 압력 진동이 가장 큰 운동량비 10에서 종방향 모드인 1L과 2L 모드뿐만 아니라 접선방향 모드인 1T와 2T 모드도

명확하게 관찰되었다. 운동량비 15에서는 2T 모드가 없어지고 운동량비 20까지 증가할 때는 1T 모드도 사라졌다. 운동량비가 증가하면 접선 방향 운동량의 영향이 작아지기에 접선방향 모드가 사라진다. 운동량비가 계속 증가하면 앞서 설명한것과 같이 연소실내의 진동이 매우 작아져서 종방향 모드에서 자랄한 노이즈가 생기고 모드 형태(mode shape)이 뚜렷하지 않게 된다. 운동량비 40에서는 2L 모드가 사라졌다. 동적 모드 분해 기법 결과를 통해 각 운동량비에서 2L 모드의 감쇠계수( $\xi$ )를 구하였다. 운동량비 증가함에 따라 2L 모드의 감쇠계수의 크기가 감소하였으며, 이는 연소기의 안정성이 증가함을 의미한다.



(a) Longitudinal modes( $\xi$ : damping coefficient)



(b) Tangential modes

Fig. 9 Acoustic modes calculated by using DMD method in all cases.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 운동량비 변화에 따른 모형연소기의 연소불안정을 분석하기 위해 수치해석을 진행하였다. 운동량비가 증가할수록 축 방향으로 분사되는 산화제 유동이 강해지고, 접선 방향 운동량의 영향이 작아지기 때문에 축방향 유동의 비대칭성이 없어진다. 또한, 운동량비가 증가할수록 분사기 출구의 확산각도가 감소하는 경향성을 확인하였다. 축방향 유동이 주도적으로 형성되고 유동의 섭동이 작아지는 것을 압력진동을 통해서 확인하였다.

동적 모드 분해 기법을 통해 운동량비가 증가할수록 접선방향 모드의 섭동이 약해지고 2L 모드도 사라지는 것을 관찰할 수 있었다. 최종적으로 관심 모드인 2L 모드의 감쇠계수를 구하여 운동량비가 증가할수록 연소실내의 연소 안정성이 증가한다는 결론을 얻을 수 있었다.

#### 후 기

본 연구는 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)의 연구 결과입

니다. 저자중 손채훈과 김명섭은 정부(과학기술 정보통신부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심 기술개발사업(2018M1A3A3A03051917)의 지원을 부분적으로 받았습니다. 이에 감사드립니다.

### References

- Sutton, G.P., "History of Liquid-Propellant Rocket Engines in Russia, Formerly the Soviet Union," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 6, pp. 1008-1037, 2003.
- Sung, D.H., Huh, H.I. and Sohn, C.H., "Combustion Instability of Liquid Rocket Engines," *Journal of The Korean Society Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 9, pp. 153-161, 2004.
- Kim, S.H., Kim, Y.J. and Sohn, C.H., "Acoustic Damping of Gas-liquid Scheme Injectors with a Recess in a Subscale Combustor," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 28, No. 9, pp. 3813-3823, 2014.
- Kim, Y.J., Sohn, C.H., Hong, M.G. and Lee, S.Y., "An Analysis of Fuel - oxidizer Mixing and Combustion Induced by Swirl Coaxial Jet Injector with a Model of Gas - gas Injection," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 37, pp. 37-47, 2014.
- Son, J.W., Sohn, C.H., Park, G.J. and Yoon, Y.B., "Spray Patterns and Injection Characteristics of Gas-Centered Swirl Coaxial Injectors," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 30, No. 5, pp. 04017035-1-8, 2017.
- Yoon, W.S. and Huh, H.I., "Prediction of High Frequency Combustion Instabilities of a Liquid Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 7, No. 3, pp. 61-68, 2003.
- Pyo, Y.M., Yoon, M.G. and Kim, D.S., "Combustion Instability Analysis Using Network Model in an Annular Gas Turbine Combustor," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 3, pp. 72-80, 2018.
- Wang Y.G., Son J.W. and Sohn C.H., "A Study on Factors Affecting Combustion Characteristics of GCSC Injector," *Journal of The Korean Society of Combustion*, Vol. 24, No. 1, pp. 32-38, 2019.
- ANSYS, *Ansys fluent theory guide*, 2019 R2, ANSYS Inc., 2019.
- Westbrook, C.K. and Dryer F.L., "Simplified Reaction Mechanisms for the Oxidation of Hydrocarbon Fuels in Flames," *Combustion Science and Technology*, Vol. 27, pp. 31-43, 1981.
- Schmid P., "Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 656, pp. 2-28, 2010.
- Son J.W., Sohn, C.H., Yoon, J.S. and Yoon. Y.B., "Evaluation of Combustion Instability in a Model Gas Turbine Adopting Flame Transfer Function and Dynamic Mode Decomposition," *Journal of The Korean Society of Combustion*, Vol. 22, No. 2, pp. 6-13, 2017.
- Turn, S.R., *An Introduction to combustion : Concept and Application*, 3rd ed., McGraw-Hill Inc., New York, N.Y., U.S.A., 2012.
- Sohn C.H., Seol, W.S., Shibanov. A.A. and Pikalov V.P., "On the Method for Hot-Fire Modeling of High-Frequency Combustion Instability in Liquid Rocket Engines," *KSME International Journal*, Vol. 18, No. 6, pp. 1010-1018, 2004.