

유한요소법을 이용한 부분 예혼합 가스터빈 연소기에서의 연소불안정 모델링

장세구* · 김대식*[†] · 주성필** · 윤영빈**

Combustion Instability Modeling in a Partially-premixed Gas Turbine Combustor using Finite Element Method

Segu Jang, Deasik Kim, Seongpil Joo and Youngbin Yoon

Key Words: Lean premixed combustion(희박 예혼합 연소), Combustion instability(연소불안정), Thermoacoustic analysis(열음향 해석), Helmholtz solver(헬름홀츠 솔버), Finite element method(유한요소법)

Abstract

The current study has developed an in-house 3D FEM code in order to model thermoacoustic problems in a gas turbine combustion system and compared calculation results of main instability characteristics with measured ones from a lab-scale partially-premixed combustor. From the comparison of calculation results with the measured data, the current model could successfully capture the harmonic longitudinal instability frequencies and their spatial distributions of the acoustic field as well as the growth rate of self-excited modes.

기호설명

p : 압력 [Pa]
 q : 열발생량 [W]
 ρ : 밀도 [kg/m^3]
 u : 속도 [m/s]
 t : 시간 [s]
 γ : ???
 ω : 각주파수 [rad/s]
 n : 이득값
 τ : 위상차 [rad]

1. 서 론

세계적으로 환경오염에 대한 심각성과 석유자원의 고갈로 인한 유가 상승 문제가 대두되면서 배출가스에 대한 규제 강화와 청정 고효율 연소시스템의 개발 및 적용에 대한 관심이 늘어나고 있다. 따라서 환경오염의 주원인 중 하나인 질소산화물의 배출을 비교적 적게 생성하면서 가스터빈의 효율을 증가시킬 수 있는 희박 예혼합 연소(lean premixed combustion)의 적용이 일반화되고 있다.

그러나 희박 예혼합 연소는 화염이 불안정하고 민감한 상태에서 연소함에 따라 미세한 외부 인자의 섭동에도 쉽게 반응하게 된다. 이는 화염에서 발생하는 열 발생 섭동을 야기하고, 연소기 전체의 압력 섭동에 영향을 미친다. 이렇게 외부 인자에 의해 변형된 압력 섭동은 입구의 연료 속도 섭동에 영향을 미친다. 이와 같은 과정이 반복되어 시스템 내부의 섭동량이 증폭되는 현상을 연소불안정 (Combustion Instability, CI)이라고 한다⁽¹⁻³⁾.

이러한 연소불안정 현상은 가스터빈 연소기의 개발단

(Received: 16 Jan 2018, Received in revised form: 7 Feb 2018, Accepted: 19 Feb 2018)

*강릉원주대학교 기계자동차공학부

**서울대학교 기계항공공학부

[†]책임저자, 회원, 강릉원주대학교 기계자동차공학부

E-mail : dkim@gwnu.ac.kr

TEL : (033)760-8728 FAX : (033)760-8721

계에서 실험을 통해 정의하기에는 많은 비용과 시간이 소모된다. 이를 절약하기 위해 시도되고 있는 다양한 연소 모델링 방법 중에서 3D 유한요소해석(FEM, Finite Element Method)을 기반으로 하는, 헬름홀츠 솔버(Helmholtz solver)를 이용한 모델링이 가장 주목받고 있다^(2,5,6). Kim *et al.*^(2,5)은 유한요소법(Finite Element Method, FEM) 기반으로 3D 열음향 해석 모델인 ASCI3D(Acoustic Solver for Combustion Instability in 3-Dimension)를 자체 개발하였다. 저자들은 이론해가 존재하는 이상적인 간단한 연소시스템[5] 및 Lab-scale의 완전 예혼합(perfectly premixed) 가스터빈 연소기 데이터⁽²⁾를 이용하여 모델의 타당성 및 정확도를 검증한 바가 있다.

그러나 실제 연소 시스템에서 완전 예혼합 상황에서의 연소 방식은 구현하기가 불가능하며, 대부분의 가스터빈 시스템은 부분 예혼합(partially premixed) 연소 방식을 채택하고 있다. 이에 따라 최근 국내외 많은 연구그룹⁽⁷⁻¹⁰⁾에서는 부분 예혼합 상황에서의 연소 불안정 메커니즘 규명을 위한 많은 연구를 진행 중에 있다. 본 연구에서는 기존에 개발된 헬름홀츠 솔버를 이용하여 부분 예혼합 시스템에서의 연소 불안정 예측으로 확장하고, 예측 결과를 Lab-scale 연소기에서의 실험 결과와 비교하고자 한다.

2. 해석 모델 및 방법 소개

2.1 지배 방정식

각 물리량에 대하여 조화 변동(harmonic variation)을 가정하면 시간(t)과 공간(x)에 대한 압력 섭동($p(x, t)$)은 다음과 같이 표현될 수 있다^(1,2).

$$p'(x, t) = \text{Re}\{\hat{p}(x)e^{i\omega t}\} = \text{Re}\left\{\hat{p}(x)e^{i\omega t}\right\} e^{\omega t} \quad (1)$$

여기서 w 는 복소 각진동수($\omega = \omega_r + i\omega_i$), \hat{p} 는 푸리에(Fourier) 변환된 복소 압력장을 의미한다. 식에서와 같이 \hat{p} 는 3가지 성분으로 표현되는데, 각각 $\hat{p}(x)$ 는 음향 모드의 공간상의 분포, ω_r 은 주파수, ω_i 는 성장률을 결정한다. 즉, ω_i 가 양의 값을 가질 경우 진폭은 시간에 대하여 지수함수로 증가하게 되고, 반대일 경우에는 감소를 의미한다.

가스터빈의 경우 연소 현상은 정압 과정으로 일어나므로 평균 압력장이 일정하고 평균속도 또한 음속에 비해 매우 낮다고 가정할 수 있다. 이로부터 선형 파동 방

정식에서^(1,2) 다음과 같은 섭동 성분에 대한 헬름홀츠 방정식을 얻을 수 있다.

$$\nabla \cdot \left(\frac{1}{\rho_0} \nabla \hat{p} \right) + \frac{\omega^2}{\mathcal{P}_0} \hat{p} = i\omega \frac{\gamma - 1}{\mathcal{P}_0} \hat{q} \quad (2)$$

여기서, ρ_0 , p_0 는 평균 밀도 및 평균 압력을 의미하고, γ 는 비열비, \hat{q} 는 푸리에 변환된 복소 열발생율을 의미한다.

식 (2)를 풀기 위해서는 비정상 열발생율 항(\hat{q})을 정의해 주어야 하는데, 가장 보편적인 방법이 주어진 속도 섭동(\hat{u})에 대한 열발생 섭동 반응을 정량화하는 화염 응답 모델(flame response model)을 이용하는 것이다^(1,5,7,8).

$$\frac{\hat{q}}{q_{total}} = \frac{\hat{u}}{u_{bulk}} n e^{i\omega \tau} \quad (3)$$

여기서, q_{total} 과 u_{bulk} 는 각각 무차원화를 위한 스케일 인자로 각각 단위체적당 열방출율 [W/m^3]과 속도 [m/s]의 기준값들이고, n 과 τ 는 음향속도에 대한 열방출을 섭동의 영향을 결정하는 연소 응답 파라미터로서, 각각 감응지수와 시간지연을 의미한다. 이외에 모델링에 적용된 지배 방정식은 참고문헌^(2,5)에 자세한 설명이 소개되어 있다.

2.2 Helmholtz solver

앞서 소개했듯이 열음향 모델은 가스터빈 연소기의 연소과정에서 음향파와 연소장을 간소화하여 관계식을 도출하게 되는데, 이것으로 연소불안정 특성을 예측하게 된다. ASCI3D 코드에서는 4가지 요소(사면체, 프리즘, 피라미드, 육면체)를 혼합한 비정렬 격자계(Hybrid Unstructured Grid)를 사용함으로써 보다 효율적이고 편리한 격자 구성이 가능하다. 또한 ARPACK(ARnoldi PACKage)에서 제공하는 Arnoldi 방법을 이용하여 고유치 문제를 해결하였으며, MUMPS(Multi-frontal Massively Parallel Solver)를 사용하여 대규모 복소 행렬식 계산의 수렴성을 향상시켰다⁽⁵⁾. 때문에 관심 대상인 열음향장에서 모드를 선별적으로 예측하는데 있어, 표준 해석방법에 비해 효과적이고 빠른 해석이 가능하다. 본 연구에 적용된 코드에 대한 세부 설명 및 해석 순서와 주요 서브루틴에 대한 세부 정보는 이전 논문^(2,5)을 통하여 얻을 수 있다.

2.3 모델링 연소기 및 해석 조건

본 연구에서는 모델검증을 위하여 Yoon *et al.*^(9,10)이

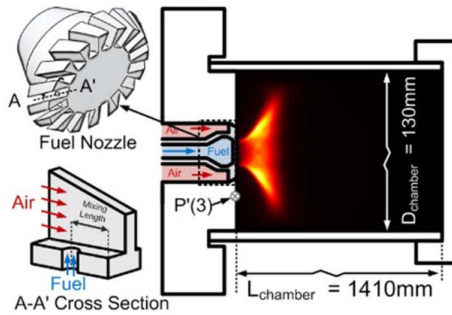


Fig. 1 Schematics of the partially-premixed model combustor⁽⁹⁾

발표한 부분 예혼합 연소기의 형상과 실험 결과를 사용하였다. Fig. 1은 부분 예혼합 연소기의 개략도이다. 그림에서 확인할 수 있듯이, 연소기 형상은 공기와 연료의 노즐 입구가 구분되어 유입되고, 연료와 공기는 스윙러 (swirl number = 0.832)에 위치한 구멍들을 통해서 분사되고, 연소실까지 혼합거리는 3 mm 이내이다. 노즐의 길이는 240 mm이고 연소실 입구부터 210 mm까지 석영관이 형성되어 있다. 또한, 음향장의 변화를 위하여 연소실의 길이를 800~1,800 mm까지 변화시킬 수 있는 가변 신장 연소기로 구성되어 있다. 연소실의 직경은 130 mm이고 음향장 해석을 위해 출구는 플러그를 형성하여 연소기에서 봤을 때 막힌 경계를 설정해 주었고, 연소기 길이에 따른 해석을 진행하였다. 해석의 검증을 위해 사용된 압력 신호는 그림에서 보이듯이 길이 방향 모드의 안티노드가 존재하는 덤프면에서 취득된 데이터 ($p'(3)$)를 사용하였다. 실험 조건에 대한 세부 설명은 참고문헌에서 더욱 자세하게 언급되어 있다^(9,10).

Figure 2는 Fig. 1에서 소개된 연소기의 FEM 해석을 위하여 생성된 격자계를 보여준다. 계산 시간을 절약하기 위하여 전체 시스템을 14 등분하였으며, 요소 (element)와 격자점 (node point)의 개수는 각각 67092개와 79364개로 설정하였다. 연소기 길이는 1410 mm에 초점에 두고 해석을 진행하였다. 또한, 입출구의 음향 경계 조건은 출구는 닫힌 (closed) 조건을 부여하였으며, 입구

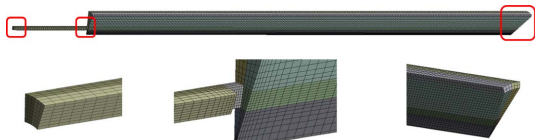


Fig. 2 Mesh of the model partially premixed for FEM analysis

Table 1 Analyzed gas properties

Condition	H25	H50	
Air velocity (m/s)	21.49	21.49	
Fuel velocity (m/s)	8.79	11.15	
Combustor pressure (bar)	1	1	
Inlet air temperature (K)	473.15	473.15	
Fuel temperature (K)	293.15	293.15	
Equivalence ratio	0.57	0.56	
Fuel composition (% in vol.)	H ₂	25	50
	CH ₄	75	50

는 연료와 공기 라인에서 각 주파수별로 사전 실험된 결과를 사용하였다⁽⁹⁾.

본 연구는 두 가지 연료 조건에서 해석을 진행하였다. Table 1은 본 해석에 적용된 연료 조건을 나열한 것이다. H25 조건은 수소 25%와 메탄 75%가 혼합된 상태를 의미하고, H50은 수소 50%와 메탄 50% 혼합연료를 의미한다.

3. 결과 및 고찰

3.1 화염전달함수 분석

식 (3)에서 소개된 화염 응답 모델을 정량화하기 위하여 가장 보편적으로 사용되고 있는 방법은 실험 및 수치 해석적 기법을 통하여 화염전달함수 (FTF, Flame Transfer Function)을 구하는 것이다. 화염전달함수는 열 발생 섭동 (\hat{q})과 속도 섭동(\hat{u}) 사이의 관계를 다음의 식에 따라 정의한 것이다.

$$FTF(\omega) = \frac{\hat{q}/q_{total}}{\hat{u}/u_{bulk}} = n(\omega)e^{i\phi(\omega)} \quad (4)$$

여기서 ϕ 는 시간지연 ($\phi = \tau\omega$)을 의미한다. 본 연구에서는 화염전달함수를 얻기 위하여 측정된 실험값을 커브 피팅을 통하여 구하였다.

Figures 3과 4는 서로 다른 두 연료 조성 H25와 H50에 대하여 연료 속도의 강제 진동에 대한 열 발생 섭동을 50~1100 Hz의 주파수 범위에서 구한 것이다. 그래프에서 도형은 화염으로부터 발생한 OH* 라디칼로부터 정의된 열섭동에 의한 측정값을 의미하고, 선은 각 조건에서 모델링에 반영하기 위한 커브 피팅된 결과를 나타

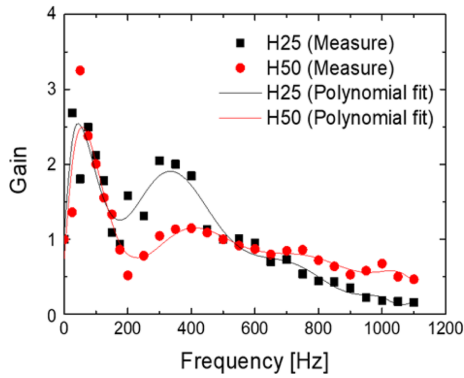


Fig. 3 Gain of flame transfer function (measurement data and their polynomial fits)

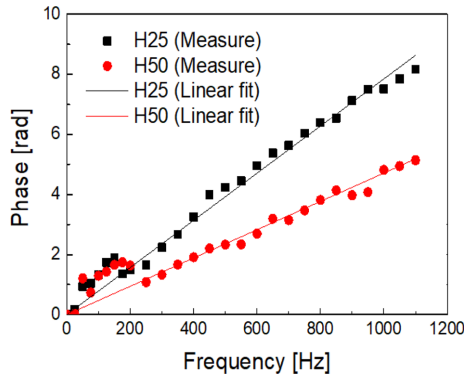


Fig. 4 Phase of flame transfer function (measurement data and their linear fits)

낸다. Fig. 3은 이득값 (n)의 결과이고, Fig. 4는 위상차 (ϕ)의 결과이다. 이득값의 주파수 함수 도출을 위하여 실험값을 토대로 10차 다항함수 커브피팅을 사용하였으며, 반면에 위상차에 대한 함수 도출을 위해서는 선형 피팅을 적용하였다.

3.2 연소불안정 발생 주파수 및 입력장의 공간 분포 예측

Figure 5는 H25 연료 조성에서 실험을 통해 측정된 연소불안정 발생 주파수와 수치해석을 통해 구한 불안정 주파수를 비교한 그래프이다. 본 연료 조성에서 예측된 불안정 주파수는 506 Hz와 713 Hz에서 가장 큰 불안정 압력 진폭이 발생하였고, Yoon *et al.*⁽⁹⁾은 각각의 주파수가 길이 방향 모드의 조화 성분인 2L 및 3L 모드에 해당한다고 하였다. 여기서 “2L”은 길이방향(longitudinal) 음향파의 두 번째 조화성분을 의미하여, “3L”은

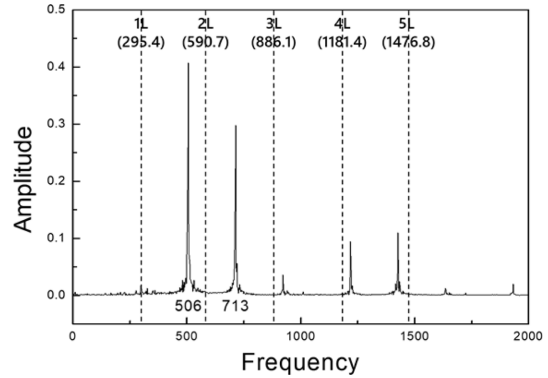


Fig. 5 Prediction vs. measurement for combustion instability frequency (H25)

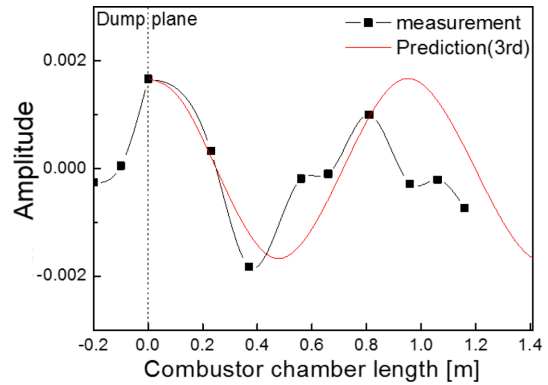


Fig. 6 Pressure distribution in combustor (H25)

길이방향 음향파의 세 번째 모드를 의미한다. 반면에 수치해석을 통하여 예측된 주파수는 2L의 경우 590.7 Hz, 3L의 경우 886.1 Hz로 계산되었다. 두 모드에서 모두 실험 결과와 차이를 보이고 있는데 각 모드가 2L 및 3L임을 확인하기 위하여 동일한 조건에서 측정 및 계산된 연소실에서의 압력장 분포를 비교하였다. Fig. 6은 H25의 조건에서 3L에 대한 압력장 분포를 연소기 길이 0 m (연소실 입구, 즉 덤프면)에서부터 0.141 m (연소기 출구, 즉 플러그)까지 도시한 것이다. 그림에서 보이듯이 실험 및 해석 결과 모두 주어진 연소기 길이에서 안티노드가 3곳에서 존재하는 전형적인 3L 모드의 특성을 보임을 확인할 수 있다. 이러한 동일 모드에서 주파수의 차이는 기존 열음향 해석 연구 결과^(3,4)에서 몇 차례 소개된 바가 있는데, 주요한 원인으로서는 연소실 내 온도차에 의한 음속의 차이에서 기인하는 것으로 알려져 있다. 본 연구에서는 H25의 연료 조성 및 주어진 당량비와 운전 조건에서 단열

화염온도 조건을 가정하여 설정한 반면에 실제 실험에서는 구조적인 안정성 문제로 인하여 연소실 벽면과 후단으로의 냉각에 의한 큰 열손실이 존재하게 되어, 실제 연소실의 평균 온도는 단일화염온도 조건보다 크게 낮을 것으로 판단되고, 이는 주파수의 감소로 연결된다.

기존의 해당 연소기에서의 실험 연구 결과들^(9,10)에 따르면 연료 조성 중, 수소의 증가는 동일한 연소기 길이에 대하여 불안정이 발생하는 주파수가 증가하는 결과를 초래한다고 보고하였다. 한 예로써, Fig. 7에서 보이듯이 H50의 경우 예측된 연소불안정 주파수는 1026 Hz로 4L에 해당한다. 동일 조건에서 수치해석으로 얻어진 4L의 주파수는 1199.9 Hz로 마찬가지로 주파수를 과대 예측하는 것으로 나타났다.

그러나 Fig. 8의 연료 라인 압력 분포의 해석 결과를 실험 결과와 비교한 결과, 4L 모드로 동일함을 확인하였고, 압력의 진폭 및 위상차에 있어서 예측 결과를 잘 예측하는 것을 나타냈다.

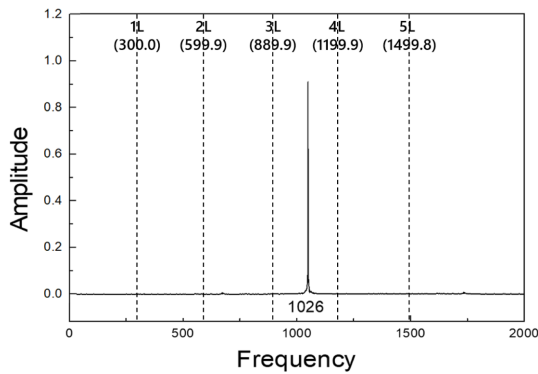


Fig. 7 Prediction vs. measurement for combustion instability frequency (H50)

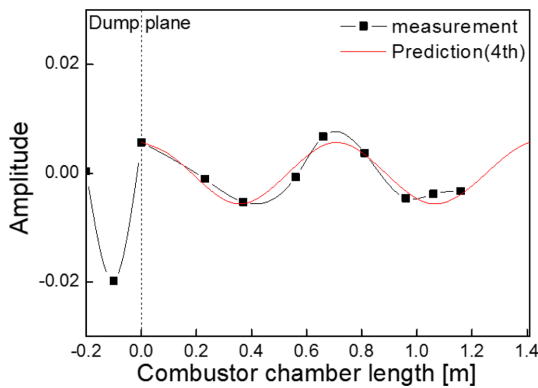


Fig. 8 Pressure distribution in combustor (H50)

3.3 성장을 해석 결과

앞 장에서 전술하였듯이, 연소불안정이 발생하는 조건은 모델링에서 성장률 (growth rate)로서 정의될 수 있다. 각 운전 변수에 대하여 성장률 그래프를 도시하여 그 값이 0보다 클 경우에는 해당 조건에서 연소불안정이 발생함을 의미한다.

Figure 9는 H25에 대하여 연소기 길이를 가변해 가면서 2L부터 4L까지의 성장률을 예측한 결과이다. Fig. 5의 실험 결과에서 보이듯이 1.41 m의 연소기 길이에서 본 연료 조성에서는 2L 및 3L에서 가장 강한 진동 및 4L에서 약한 불안정 압력이 예측되었고, 이는 성장률 예측 결과에서 잘 반영되어 있다. 즉, 가장 높은 압력 진폭이 예측된 2L 모드의 경우에 1.41 m의 연소실 길이에서 가장 큰 성장률과 3L에서도 양의 값으로 높은 성장률을 보이고, 또한 4L에서는 0 근처의 성장률 (즉, 안정과 불안정의 경계 상태)을 예측하였다.

동일한 해석을 H50에 대하여 수행하였고, 결과를 Fig. 10에 나타내었다. 본 연료 조성에서는 Fig. 7에서 나타났듯이, 4L 모드만이 불안정하였고, 2L 및 3L 모드

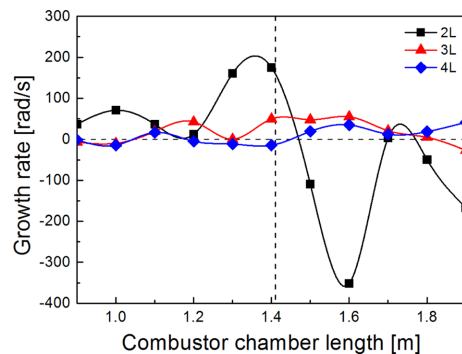


Fig. 9 CI modeling results of growth rate (H25)

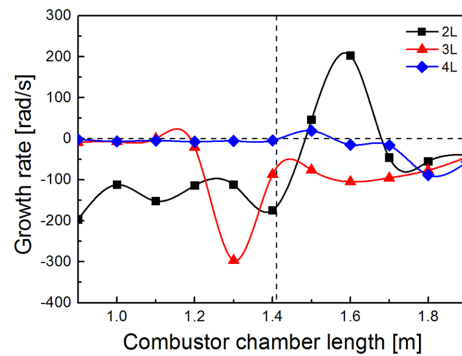


Fig. 10 CI modeling results of growth rate (H50)

의 불안정은 발생하지 않은 것으로 실험상에서 계측되었다. 성장률 예측 결과는 안정한 조건인 2L과 3L 모드는 음수를 갖는 것으로 실험 결과를 잘 예측하였다. 반면에 불안정이 발생하는 4L 모드에서는 양의 값을 갖는 성장률을 보여야 되나, 실제 예측 결과는 0 근처의 성장률을 나타내었다. 이러한 오차에 대한 다양한 원인이 있을 것으로 판단된다. 그 중 하나로서, 부분 예혼합 시스템에서 화염전달함수 측정에 있어서의 한계 등이 요인으로 작용할 수가 있다. 특히 화염전달함수를 정의하는데 있어서, 본 연구에서는 연료의 질량 섭동에 대한 화염응답모델이 적용되었는데, 연료 라인뿐만 아니라, 공기 공급부에서의 섭동에 대한 열발생 섭동이 현재의 연구에서는 고려되지 않았다. 이에 대한 세부적인 설명은 추후 연구를 통하여 보완해 나갈 필요가 있다.

4. 결론 및 향후 계획

이번 연구는 유한요소해석을 기반의 Helmholtz solver를 이용하여 부분 예혼합 가스터빈 연소기의 연소불안정 예측을 위한 해석을 진행하였다. 서로 다른 수소와 메탄 혼합율을 갖는 두 가지 화염에 대하여 해석하였으며, 각각의 화염전달함수는 동일한 노즐에서 측정된 계측 결과를 사용하였다. 해석 결과, 우선 길이방향의 음향 모드 및 압력장의 공간 분포는 실험값을 합리적으로 추종하는 것으로 나타났다. 그러나 연소 불안정 주파수 예측에 있어서 연소실 내의 물성치에 대한 불확실성으로 인하여 실험값 대비 과대 예측하는 것으로 나타났다. 또한 성장률의 경우 대부분의 조건에서는 정확한 불안정 조건을 예측하였으나, 일부 구간에서는 오차가 있는 것으로 나타났다. 향후 연구 과제로서, 이에 대한 세부 원인 분석을 위한 추가 연구가 필요하다.

후 기

이 논문은 2017년도 정부 (과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단-현장맞춤형 이공계 인재양성 지원사업 (XC201718) 및 기초연구사업 (NRF-2015 R1D1A1A01058410)과 산업통상자원부 항공우주부품 기술개발사업 (10067074)의 지원을 받아 수행된 결과입니다.

참고문헌

- (1) A. Dowling and S. Stow, "Acoustic analysis of gas turbine combustors", *Journal of the Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, 2003, pp.751-764.
- (2) J. Lim, D. Kim, S. Kim and D. Cha, "Effects of acoustic boundary conditions on combustion instabilities in a gas turbine combustor", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 5, 2015, pp. 286-293.
- (3) J. Kim and D. Kim, "Combustion instability prediction using 1D thermoacoustic model in a gas turbine combustor", *Journal of the ILASS-Korea*, Vol. 20, No. 4, 2015, pp.241-246.
- (4) J. Kim, J. Kim, J. Lee and D. Kim, "Effects of fuel composition on flame transfer function in lean premixed combustor", *Journal of the ILASS-Korea*, Vol. 20, No. 3, 2015, pp.135-140.
- (5) S. Kim, H. Choi and D. Cha, "Development of Helmholtz solver for thermo-acoustic instability within combustion devices", *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 38, No. 5, 2010, pp. 445-455.
- (6) C. Silva, F. Nicoud, T. Schuller, D. Durox and S. Candel, "Combining a Helmholtz solver with the flame describing function to assess combustion instability in a premixed swirled combustor", *Combustion and Flame*, Vol. 160, No. 9, 2013, pp. 1743-1754.
- (7) B. Franzelli, E. Riber, L. Gicquel and T. Poinot, "Large eddy simulation of combustion instabilities in a lean partially premixed swirled flame", *Combustion and Flame*, Vol. 159, No. 2, 2012, pp.621-637.
- (8) B. Cosic, J. Moeck and C. Paschereit, "Nonlinear instability analysis for partially premixed swirl flames", *Combustion Science and Technology*, Vol. 186, No. 6, 2014, pp.713-736.
- (9) J. Yoon, "High harmonic combustion instability in a fuel flexible partially premixed combustor", Ph.D. Dissertation, Seoul National University, 2017.
- (10) S. Joo, S. Kim, J. Yoon, J. Yoh and Y. Yoon, "A study of the flame transfer function characteristics using cold-flow transfer function in a partially premixed model gas turbine combustor", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 5, 2017, pp. 54-60.