

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.4.015>

음향 경계 조건이 가스터빈 연소기에서의 연소불안정에 미치는 영향

임재영^a · 김대식^{a,*} · 김성구^b · 차동진^c

Effects of Acoustic Boundary Conditions on Combustion Instabilities in a Gas Turbine Combustor

Jaeyoung Lim^a · Deasik Kim^{a,*} · Seong-Ku Kim^b · Dong Jin Cha^c

^aSchool of Mechanical and Automotive Engineering, Gangneung-Wonju National University, Korea

^bSpace Propulsion Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea

^cDepartment of Building and Plant Engineering, Hanbat National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: dkim@gwnu.ac.kr

ABSTRACT

This study predicts the basic characteristics of combustion instabilities in a gas turbine lean premixed combustor using ASCI3D code which is a FEM(Finite Element Method)-based Helmholtz solver. The prediction results show the good agreement with the measured data in modeling the overall combustion instability features, however, the code is found to overpredict the unstable conditions. As one of the efforts to improve the model accuracy, the effects of acoustic boundary conditions on the instability growth rate are analyzed. As a result, it is shown that the acoustic reflection coefficient has a great impact on the instability and the prediction accuracy can be enhanced by defining the precise acoustic conditions.

초 록

본 연구는 유한요소해석 기반의 Helmholtz solver인 ASCI3D를 사용하여 예혼합 가스터빈 연소기에서 연소불안정 현상과 관련된 주요 결과들을 예측하였다. 해석결과는 실험결과와 비교할 때 일반적인 불안정 특성 예측에는 성공하였으나, 불안정 구간이 나타나는 영역을 다소 과대 예측하는 경향이 발견되었다. 이를 개선하기 위한 노력으로 반사계수가 불안정 특성에 미치는 영향이 분석되었다. 결과로부터 반사계수는 불안정 특성에 큰 영향을 미치고, 정확한 예측 결과를 얻기 위해서는 정확한 음향 경계 조건의 정의가 필수적인 것으로 나타났다.

Key Words: Combustion Instability(연소불안정), Reflection Coefficient(반사계수), Helmholtz Solver (헬름홀츠 솔버), Growth Rate(성장률)

Received 1 June 2015 / Revised 2 July 2015 / Accepted 7 July 2015

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2015년도 춘계학술대회(2015. 5. 28-29,

부산 해운대 그랜드호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

n : Gain of transfer function

p : Pressure
 q : Heat release
 R : Reflection coefficient
 u : Velocity
 γ : Specific heat ratio
 ρ : Density
 ω : Angular frequency
 \wedge : Fourier transform
 $\bar{\quad}$: Mean quantity
 $\bar{\quad}$: Mean value
 1 : Fluctuation amplitude

1. 서 론

회박 예혼합 연소기는 회박 가연 한계 근처 영역에서 연소가 진행되기 때문에 화염이 외부의 작은 유동 섭동에 쉽게 영향을 받게 된다. 이는 비정상 열방출율을 초래하게 되고, 다시 연소기 내부에서 발생하는 공진 음향파가 서로 결합되어 과도한 열전달과 높은 진폭의 압력 섭동을 수반하게 되는데, 이를 연소불안정(combustion instability)이라고 한다[1-3].

연소불안정 현상이 지속될 경우, 과도한 진동과 벽면으로의 열응력 축적 등으로 인해 연소기 부품의 손상을 야기시키며, 심하게는 가스터빈 전체 시스템의 파괴로 이어지게 되므로 반드시 해결해야 하는 과제이다.

그러나, 연소기 개발 단계에서 실험적인 방법을 통하여 직접 연소 불안정을 계측하고 이를 제어하기 위한 방법론을 제시하는 것은 시간과 비용 측면에서 제한적일 수 밖에 없다. 따라서, 전세계 여러 관련 연구 그룹에서는 다양한 접근법을 통하여 연소불안정을 예측하고 해석하기 위한 모델링 기술 개발에 주력하고 있다.

특히 Kim et al.[4]은 유한요소법(Finite Element Method, FEM) 기반으로 3D 열음향 해석 모델인 ASCI3D(Acoustic Solver for Combustion Instability in 3-Dimension)를 자체 개발하였다. 이는 가장 간단한 연소불안정 모델링 방법으로 여겨지는 열음향 네트워크 모델

(thermoacoustic network model)[3]과 비교하여, 전체 시스템을 세부적인 음향 요소로 나눌 필요 없이, 3D 영역을 직접 해석하고, 각 요소간의 경계를 구분하지 않기 때문에 해석 정확도가 뛰어난 뿐만 아니라, 다양한 음향 모드에 대하여 직접적인 예측 결과를 제공할 수 있다. 또한 LES(Large Eddy Simulation)를 통한 불안정 해석 기술[6]은 높은 해석 정확도에 있어서 장점을 보이고 있으나, 과도한 계산 시간과 자체 결과만으로는 예측된 연소불안정을 억제하고 제어 방법을 제시하기 위한 직접적인 해답을 제시하는데 한계가 있다는 측면에서, ASCI3D와 같이 주파수 영역에서 시스템을 직접 해석하는 3D 열음향 모델은 비교 우위에 있다고 할 수 있다. 이전 연구[3]에서는 개발된 ASCI3D 코드를 검증하기 위하여 이론해가 존재하는 이상적인 간단한 연소시스템을 가정하여 모델의 타당성을 증명하였다.

현재의 연구에서는 이전 연구를 바탕으로, 실제 가스터빈 회박 예혼합 연소기에 적용하여 연소 불안정 해석 결과를 제시하고자 한다. 모델링 결과의 검증을 위하여 Kim et al.[1,2]이 산업용 예혼합 연소기와 유사한 조건에서 계측한 자발 불안정 데이터가 사용되었다. 특히 본 논문은 연소 불안정 모델링 시 주요 변수 중의 하나인 음향장의 경계 조건이 불안정 특성에 미치는 영향을 분석하는데 주안점을 두었다.

2. 해석 방법

2.1 지배 방정식

연소실 내부의 음향학적 거동을 해석하기 위해서는 점성과 열확산을 무시한 이상기체의 보존방정식(질량, 운동량, 에너지)으로부터 이 연구에서 사용된 지배방정식을 유도할 수 있다. 또 가스터빈이나 로켓엔진과 같은 경우 연소 현상은 대부분 정압 과정으로 일어나므로 평균 압력장이 일정하고 평균속도 또한 음속에 비해 매우 낮다고 가정할 수 있다. 이때 압력은 시간에 대한 평균값과 섭동량으로 나눌 수 있는데, 섭동량

이 평균값에 비해 크기가 매우 작다는 선형 가정을 통해 다음과 같은 파동방정식을 얻을 수 있다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{1}{\rho_0} \frac{\partial p_1}{\partial x_i} \right) - \frac{1}{\gamma p_0} \frac{\partial^2 p_1}{\partial t^2} = -\frac{\gamma-1}{\gamma p_0} \frac{\partial q_1}{\partial t} \quad (1)$$

Eq. 1에서 하첨자 0은 시간에 대한 평균값을 의미하고, 하첨자 1은 섭동량을 의미한다. 이 식을 주파수 영역으로 변환하면 다음과 같은 Helmholtz 방정식을 얻을 수 있다[4].

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{1}{\rho_0} \frac{\partial \hat{p}}{\partial x_i} \right) + \frac{\omega^2}{\gamma p_0} \hat{p} = i\omega \frac{\gamma-1}{\gamma p_0} \hat{q}(x) \quad (2)$$

여기서 상첨자 ^는 Fourier 변환된 복소값을 의미한다. 조화 진동을 가정하여 시간에 대한 압력과 열방출율의 섭동량은 다음과 같은 관계를 갖는다.

$$p_1(x,t) = Re\{\hat{p}(x)e^{-i\omega t}\} \quad (3)$$

$$q_1(x,t) = Re\{\hat{q}(x)e^{-i\omega t}\}$$

이때 복소 각주파수($\omega = \omega_R + i\omega_I$)를 실수부와 허수부로 나누면 압력 섭동은 세 부분으로 구분할 수 있다.

$$p_1(x,t) = Re\{\hat{p}(x) e^{-i\omega_R t} e^{\omega_I t}\} \quad (4)$$

Eq. 2의 헬름홀츠 방정식을 풀기 위해서는 주어진 열섭동(\hat{q})에 대한 정보가 제시되어야 한다. 당량비의 섭동이 없는 예혼합 화염에 대해서 Eq. 5에서와 같이 속도 감응 시간 지연 모델이 일반적으로 사용된다[4].

$$\hat{q}(x) = \frac{\bar{q}}{u} n(x) e^{i\omega \tau(x)} \hat{u}(x_{ref}) \cdot n_{ref} \quad (5)$$

여기서 n 과 τ 는 음향속도에 대한 열방출율 섭동

의 영향을 결정하는 연소응답파라미터로서, 각각 감응지수와 시간지연을 의미한다. 또한 \bar{q} 와 \bar{u} 는 무차원화를 위한 스케일 인자로 각각 단위체적당 열방출율[W/m³]과 속도[m/s]의 기준값들이다. Eq. 5의 시간 지연 모델은 본 연구의 해석 대상 연소기에서 계측된 실험값이 적용되었으며, 이에 대한 세부 정보는 참고 문헌[4]에 자세히 언급되어 있다.

Eq. 4에서 우변의 첫 번째 항 $\hat{p}(x)$ 는 시간과 무관하게 음향 모드에 따른 공간적 분포를 나타낸다. 또한 복소 각주파수의 실수부를 가지고 있는 두 번째 항인 $e^{-i\omega_R t}$ 는 진폭의 변화 없이 $f_R(= \omega_R/2\pi$ [Hz])의 주파수를 가지고 시간변화에 따라 주기적으로 진동하는 값을 의미한다. 마지막으로 세 번째 항은 복소 각주파수 ω_I (성장률, Growth rate)가 양수이면 진폭이 지수 함수적으로 증가하며, 음수이면 진폭이 지수 함수적으로 감소함을 나타낸다[3-5].

또한 음향 경계조건인 반사계수(Reflection coefficient)는 어떠한 매질(본 연구에서는 연소기 입구와 출구)로 입사되는 압력파와 반사되는 압력파의 비로 나타내어 다음식과 같이 나타낼 수 있다.

$$R = \frac{p_{1,out}(x,t)}{p_{1,in}(x,t)} \quad (6)$$

반사 계수(R)는 복소수로 표현되고, 이 중 실수부는 입사 및 반사파의 크기 비율에 따라 결정되고, 허수부는 위상의 영향을 받게 된다. 이러한 입사파와 반사파의 크기 및 위상의 변화는 연소기 및 노즐 내에서 압력파의 공간적 분포를 결정하게 되고, 이는 열방출율과의 상호 관계에 따라 연소불안정시 성장률을 결정하게 된다[8,9].

2.2 해석 코드 소개

ASCI3D는 최근 항공우주연구원에서 연소불안정 해석기술을 확립하기 위해 개발한 모델로 Helmholtz solver를 이용하여 해석하게 된다. 4 가지 요소(사면체, 프리즘, 피라미드, 육면체)를

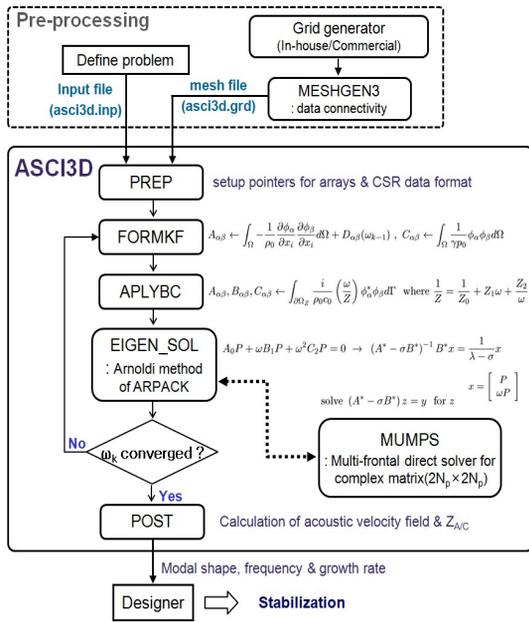
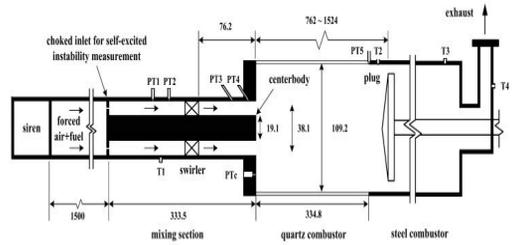


Fig. 1 Structure and subroutines of ASCI3D code.

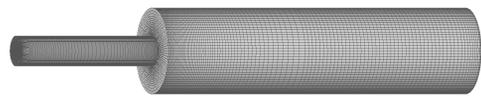
혼합한 비정렬 격자계(hybrid unstructured grid)를 사용함으로써 보다 효율적이고 편리한 격자 구성이 가능하다. 또한 ARPACK(ARnoldi PACKage)에서 제공하는 Arnoldi[6] 방법을 이용하여 고유치 문제를 해결하였으며, MUMPS (Multi-frontal Massively Parallel Solver)를 사용하여 대규모 복소 행렬식 계산의 수렴성을 향상시켰다. 때문에 관심 대상인 열음향장에서 모드를 선별적으로 예측하는데 있어, 표준해석방법에 비해 효과적이고 빠른 해석이 가능하다. ASCI3D코드의 해석순서와 주요 서브루틴들은 Fig. 1과 같다. 해석 코드에 대한 상세 설명은 이전 연구[4]에서 참고할 수 있다.

2.3 연소기 형상 및 해석 조건

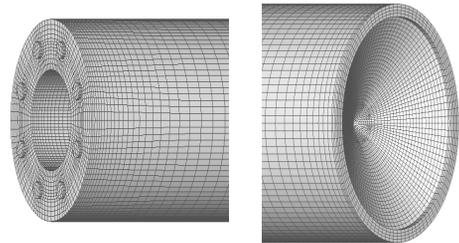
본 연구의 코드 검증을 위해서 Kim et al[1, 2]의 연구에서 소개된 연소기 모델을 사용하였다. Fig. 2(a)는 해석을 위해 선정된 연소기의 개략도이다. 예혼합기의 직경은 38.1 mm이고 연소기 직경은 109.2 mm이다. 또한 본 연소기의 특징은 동일 운전 조건에서 음향장의 특성 변화를 조절하기 위하여 연소기 길이가 800~1,800 mm



(a) Schematics of the model combustor



(b) Grid system



(c) choked inlets

(d) outlet choked by plug

Fig. 2 Schematic of the model combustor, Dimensions in millimeters.

의 범위에서 조절 가능하다. Fig. 2(b)~(d)는 대상 연소기의 FEM 해석을 위한 격자계를 보여준다. 요소(element)와 격자점(node point)의 개수는 연소기 길이에 따른 변동이 있으나 연소기 길이 1 m 조건에서 대략 30,000과 35,000이었다.

Table 1은 본 연구에서 사용한 해석 조건이다. 연료는 메탄(CH₄) 100%일 경우를 선정하였으며, 연소기 압력은 대기압 상태, 흡기 온도는 200°C 이었다.

또한 음향 경계 조건을 정의하기 위하여, 본 연구에서는 참고문헌[2]의 실험으로부터 제시한 입구 반사계수($R_{in} = 0.2292 - 0.1894i$)가 적용되었다. 참고 문헌에서는 반사계수의 정의를 위하여 가장 보편적으로 적용되는 TMM(Two Microphone

Table 1. Test condition for the validation case.

Operating pressure	1 atm
Inlet temperature	473 K
Mixture velocity	60 m/s
Equivalence ratio	0.6
Fuel composition (in volume)	100% CH ₄ + 0% H ₂

Method)[6]을 사용하여 측정하였었다. 그러나 대 상 논문에서의 반사계수는 측정의 편의상 임의 의 조건(세부 조건에 대해서는 언급되지 않았음) 에서의 값만이 제시되어 있을 뿐 연소 불안정 주파수에 대한 세부 반사계수에 대한 정보가 주 어져 있지 않다. 그러나 음향장에서의 반사 계수 는 주파수와 음향 매질의 특성에 따라 크게 의 존하는 것으로 알려져 있는 바[7], 본 연구에서 는 제시한 반사계수를 기준으로 실수부와 허수 부를 각각 -0.9~0.9까지 변경하여 불안정 특성 과 예측 결과에 미치는 영향이 분석되었다. 해석 의 모든 조건에서 음향장의 출구 경계 조건은 Fig. 2(d)에서와 같이 완전반사(즉 $R_{out} = 1.0$)를 가정하였다[2].

3. 결과 및 고찰

3.1 성장률 해석을 통한 기초 불안정 예측 결과

Fig. 3은 ASCI3D의 기초 해석 결과를 연소기 길이 변화에 따라 나타낸 것이다. 코드의 불안정 특성 모델링 결과를 실험 결과와 비교하기 위해 성장률 예측값이 사용되었다. 앞 절에서 설명 하였듯이, 성장률이 0이상(즉, 양수)이면 불안정 은 성장되어 연소불안정 구간으로 정의되고, 반 대로 음수이면 연소기의 운전 상태는 안정된 구 간을 의미한다. 이 조건의 경우 예측 결과는 연 소기 길이가 1.2~1.8 m에서 연소 불안정이 나타 나는 것으로 나타났다. 그러나 그림에서 보이듯 이 예측 결과상에서 얻어진 연소 불안정 구간은 연소기 길이 1.3~1.5 m로서, 해석 결과는

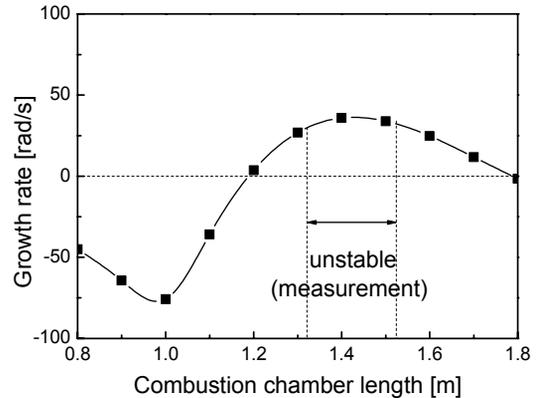


Fig 3 Prediction of growth rate for various chamber lengths.

불안정 구간을 실험 대비 크게 과대 예측하는 것으로 얻어졌다.

저자들은 이전 1D 네트워크 모델링[3]을 통하여 열음향 모델의 주요 오차는 여러 요인 중에서 다음과 같이 3가지가 주요 인자라고 분석한 바 있다.

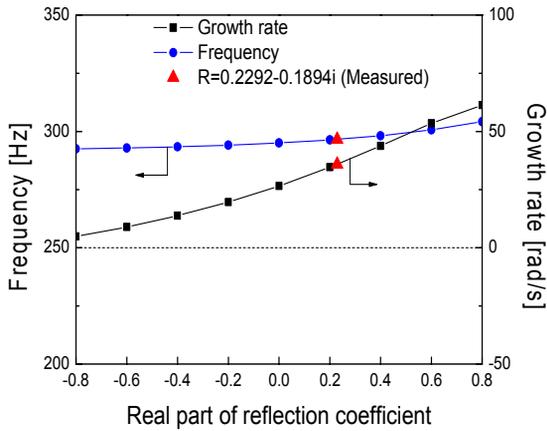
- 1) 연소 응답 모델에서의 오차
- 2) 연소 가스의 물성치 차이로부터의 오차
- 3) 음향 경계 조건에서의 오차

특히, Krebs et al.[7] 및 Tran et al.[8]은 연소 불안정 현상에 큰 영향을 미치는 인자들 중 하나는 음향장의 입출구 경계 조건이라고 하였고, 불안정 모델링시 정확한 예측 결과를 얻기 위해서는 경계 조건의 신중한 선택이 필요하다고 강조하였다. 따라서 다양한 음향 조건을 가변하여 동일 운전 조건에서 불안정 특성을 분석하였으며, 이에 대한 세부 결과는 다음 절에서 소개된다.

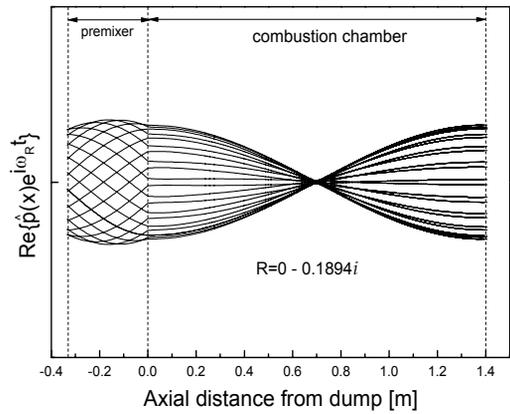
3.2 입구 음향 경계 조건이 불안정 특성에 미치는 영향

Fig. 4는 기준 반사계수로부터 (a)실수부 (b)허수부를 0.1씩 변화시켜 가면서 진동수와 앞서 설명한 ω_i (성장률)의 변화를 나타낸 것이다. Fig. 3의 결과로부터 연소기 길이는 불안정 현상이 가장 두드러지는 것으로 예상된(즉, 성장률이 가장 큰) 1.4 m로 고정하였다.

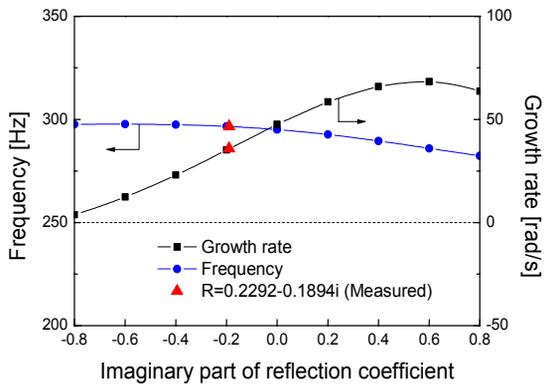
그림에서 볼 수 있듯이, 불안정 주파수의 경우



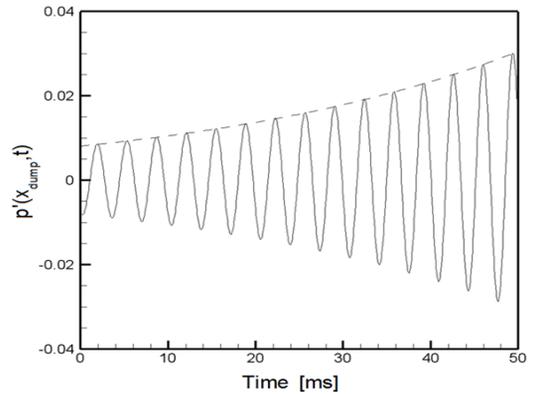
(a) Real part of reflection coefficient



(a) Modal shape



(b) Imaginary part of reflection coefficient



(b) p' at the nozzle inlet

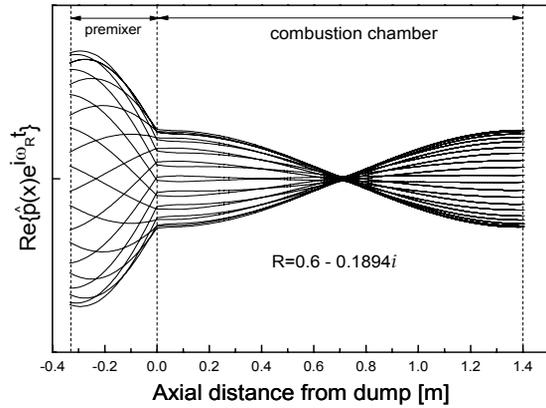
Fig 4. Effects of inlet acoustic inlet reflection coefficient on instability.

에 반사계수의 실수부가 증가함에 따라 주파수는 미소하게 증가하였고, 허수부는 반대로 약간 감소하였다. 그러나 실수부와 허수부 모두 불안정 주파수에 미치는 영향은 크지 않는 것으로 나타났다(모두 5% 이내). 한편 성장률은 상대적으로 반사계수의 영향을 크게 받는 것으로 드러났다.

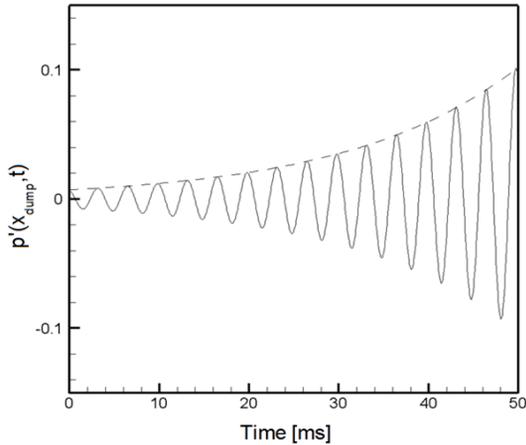
Figs. 5와 6은 예혼합기 입구에서의 음향 경계 조건이 예혼합기와 연소기의 음향 모드에 미치는 영향을 더 자세히 분석하기 위해 Eq. 4에서 복소 각주파수의 허수부를 제외한 나머지 부분들을 이용해 전체 시스템 내부에서의 시간에 따라 나타나는 압력섭동의 축 방향 분포를 한 주

Fig 5. Effects of inlet acoustic inlet reflection coefficient on modal shape and acoustic pressure variations ($R_{in} = 0 - 0.1894i$).

기 동안에 증첩한 그림이다. 허수부의 값을 기준 값인 $-0.1894i$ 로 고정하고, 실수부를 각각 0(Fig. 5)과 0.6(Fig. 6)으로 하였다. 각 그림에서 나타나듯이 선택된 반사 계수가 모두 성장률이 0보다 큰 영역(Fig. 4(a))에 존재하는 관계로 노즐 입구에서 음압(acoustic pressure) 섭동은 시간의 변화와 함께 지수 함수적으로 증가하고 있는 것을 확인할 수 있다. 그러나 반사계수의 값에 따라 그 증가하는 형태가 크게 달라지고, 반사계수가 $0 - 0.1894i$ (Fig. 5)에서 $0.6 - 0.1894i$ (Fig. 6)으로 변경되면서 섭동이 시간에 대하여 더욱 급격히 증가하게 되어 각 결과의 압력섭동의 축 방향



(a) Modal shape

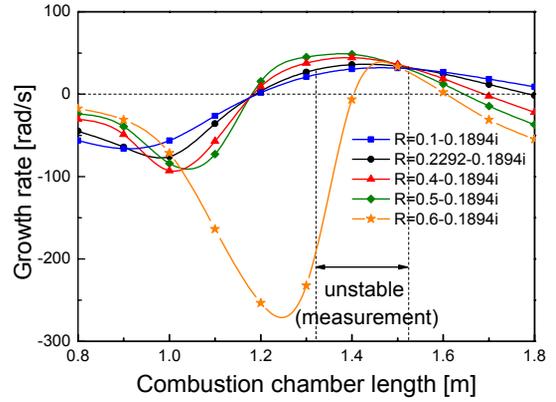


(b) p' at the nozzle inlet

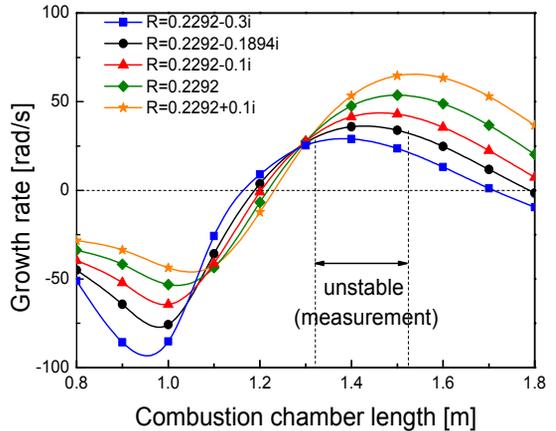
Fig 6. Effects of inlet acoustic inlet reflection coefficient on modal shape and acoustic pressure variations ($R_{in} = 0.6 - 0.1894i$).

분석 결과에서 나타나듯이 진폭이 더욱 증가하게 된다. 이러한 결과로부터 입구 경계를 통해 음향파의 입출구 조건에 따라 노즐 내부의 압력 진동의 증폭률에 큰 영향을 주게 됨을 확인할 수 있다.

Fig. 7은 연소기 길이 변화에 따른 불안정 성장률 특성을 반사계수에 대하여 도시한 것이다. Fig. 7(a)는 허수부를 기준값(-0.1894i)으로 고정하고 실수부를 변화시켰고, Fig. 7(b)는 실수부를 기준값(0.2292)으로 고정하고 허수부를 변화시켰을 때, 연소기 길이에 따른 성장률을 나타낸 것



(a) Real part of reflection coefficient



(b) Imaginary part of reflection coefficient

Fig 7. Effects of inlet acoustic inlet reflection coefficient on instability growth rate.

이다. Fig. 7(a)에서 볼 수 있듯이 실수부를 증가 시킴에 따라 연소불안정이 나타나는 연소기 길이의 과대 예측 현상이 줄어들고, 실제 연소불안정이 발생하는 연소기 길이와 유사해짐을 알 수 있다. 하지만 반사계수의 실수부가 0.6이상으로 증가하면 성장률의 곡선이 계측된 연소 불안정 구간의 형태와 달라지게 됨을 확인할 수 있다. Fig. 7(b)에서도 유사하게 허수부 역시 연소불안정이 발생하는 연소기 길이에 영향을 미치고 있음을 알 수 있다. 본 논문에서 소개된 결과들로부터 음향파의 입출구 상태를 결정하는 경계 조건의 변화는 전체 시스템의 음압 섭동 증폭(또는

감쇠)에 큰 영향을 미치게 되고, 이는 연소 불안정의 성장률 결정에 주요 변수가 됨을 알 수 있었다. 따라서 연소 불안정 모델링시 합리적인 예측 결과를 도출하기 위해서는 무엇보다 음향 임피던스에 영향을 미치는 매질과 시스템 구조 및 선형/비선형 음향 특성에 대한 세부 분석이 요구된다.

그러나, Fig. 7의 결과에서 보이듯이 실제 계측된 불안정 연소 구간 대비 넓은 영역의 불안정 발생 구간 예측의 현상이 여전히 존재하며, 이는 전술하였던 연소 응답 모델과 연소가스의 물성치에 대한 추가 고려를 통하여 개선될 수 있을 것으로 사료된다.

4. 결론 및 향후 계획

본 연구에서는 FEM 기반의 Helmholtz solver인 열음향 ASCI3D 코드를 통하여 가스터빈 연소기에서의 불안정 특성을 해석하였다. 기초 해석 결과로부터 정성적인 불안정 구간의 예측에는 성공하였으나, 정량적으로 분석할 때 불안정 구간이 계측값 보다 과대 예측되는 경향이 나타났다. 이러한 오차를 개선하기 위한 노력의 일환으로 음향장의 경계 조건이 불안정 특성에 미치는 영향이 상세하게 분석되었다. 연구 결과 반사계수는 불안정 주파수보다는 성장률에 미치는 영향이 두드러지는 것으로 나타났으며, 정확한 반사계수의 정의는 성장률의 예측 정확도 개선에 크게 기여하는 것으로 나타났다. 추가 예측 정확도 확보의 일환으로 향후 연구에서는 연소 응답 모델 및 연소장 물성치에 대한 세부 분석이 이루어질 계획이다.

후 기

이 논문은 2013년도 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 기초연구사업(NRF-2013R1A1A2 A10009253)과 산업통상자원부의 재원으로 한국에너지기술평가원(KETEP)의 지원을 받아 수행된

것임(201195101001C)

References

1. Kim, K.T., Lee, J.G., Lee, H.J., Quay, B.D. and Santavicca, D., "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, No. 4, pp. 41502-41510, 2010.
2. Kim, K.T., Lee, J.G., Quay, B.D. and Santavicca D.A., "Spatially Distributed Flame Transfer Functions for Predicting Combustion Dynamics in Lean Premixed Gas Turbine Combustors," *Combustion and Flame*, Vol. 157, No. 9, pp. 1718-1730, 2010.
3. Kim, D.S., "Introduction to Thermoacoustic Models for Combustion Instability Prediction Using Flame Transfer Function," *Journal of the Korean Society Propulsion Engineers*, Vol. 15, No. 6, pp. 98-106, 2011.
4. Kim, S.K., Choi, H.S. and Cha, D.J., "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, pp. 445-455, 2010.
5. Schmitt, P., Poinso, T., Schuermans, B. and Geigle, K.P., "Large-eddy Simulation and Experimental Study of Heat Transfer, Nitric Oxide Emissions and Combustion Instability in a Swirled Turbulent High-pressure Burner," *Journal of fluid mechanics*, Vol. 570, No. 4, pp. 17-46, 2007.
6. Seybert, A.F. and Ross, D.f., "Experimental Determination of Acoustic Properties using a Two-microphone Random-excitation Technique," *Journal of Acoustical Society of America*, Vol. 61, No. 5, pp. 1362-1370, 1977.

7. Krebs, W., Flohr, P., Prade, B. and Hoffmann, S., "Thermoacoustic Stability Chart for High-intensity Gas Turbine Combustion Systems," *Combustion Science and Technology*, Vol. 174, No. 7, pp. 99-128, 2002.
8. Tran, N., Ducruix, S. and Schuller, T., "Damping Combustion Instabilities with Perforates at the Premixer Inlet of a Swirled Burner," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 32, No. 2, pp. 2917-2924, 2009.