J. Korean Soc. Combust. 20(4) (2015) 10-18

〈기술논문〉 http://dx.doi.org/10.15231/jksc.2015.20.4.010 ISSN 1226-0959

온라인 개방코드 OSCILOS를 이용한 모델 희박 예혼합 가스터빈 연소기의 연소불안정 해석 사례

차동진*† · 송진관** · 이종근**

*한밭대학교 설비공학과

**신시내티대학교 항공/역학공학과

A Case Study on Combustion Instability of a Model Lean Premixed Gas Turbine Combustor with Open Source Code OSCILOS

Dong Jin Cha*†, Jin Kwan Song** and Jong Geun Lee**

*Hanbat National University Dept. of Building & Plant Engineering

**University of Cincinnati Dept. of Aerospace Engineering & Engineering Mechanics

(Received 18 July 2015, Received in revised form 13 October 2015, Accepted 19 October 2015)

ABSTRACT

Combustion instability is a major issue in design and maintenance of gas turbine combustors for efficient operation with low emissions. With the thermoacoustic view point the instability is induced by the interaction of the unsteady heat release of the combustion process and the change in the acoustic pressure in the combustion chamber. In an effort to study the combustion dynamics of gas turbine combustors, Morgans *et al* (2014) have developed OSCILOS (open source combustion instability low order simulator) code and it is currently available online. In this study the code has been utilized to predict the combustion instability of a reported case for lean premixed gas turbine combustion, and then its prediction results have been compared with the corresponding experimental data. It turned out that both the predicted and the experimental combustion instability results agree well. Further the effects of some typical inlet acoustic boundary conditions on the prediction have been investigated briefly. It is believed that the validity and effectiveness of the open source code is reconfirmed through this benchmark test.

Key Words : Combustion instability, Gas turbine combustor, Thermoacoustics, OSCILOS, Eigenfrequency, Growth rate

1. 서 론

열음향적인 관점에서 보면 연소불안정은 연소 프로세스의 비정상적인 열방출과 연소실 음압 변화의 결합 효과에 기인한다[1,2]. 이러한 연소불안정은 저효율, 부품의 조기 품질저하, 및 시스템의 치명적인 파손 등의 다양한 연소시스템의 문제를 유발할 수 있다. 연소불안정은 매우 복잡한 현상이므로, 비선형적인 연소반응에 대한 정확하고 실규모의 정량적인 해석은 매우 어렵다. 반면 단순모델에 대한 해석을 통해 신뢰성을 보장할 수 있는 수준의 연소불안정 발생(onset) 예측은 가능하다. 이러한 해석법을 이용하면 상대적으로 간단히 불안정 발생의 조건을 이해할 수 있고 설계 및 운전에 대한 기초 자료를 얻을 수 있다.

연소불안정 해석기술은 목적에 따라 다양한 방법들이 있다. 연소시스템의 각 부분을 균일한 음향 요소들로 나누고 각 요소간의 경계에서 일치조건을 통해 전체를 해석하는 lumped network method[3,4], 음향 섭동에 대한 선형 방정식을 시간 영역[5,6] 또는 주파수 영역[7,8]에서 해석하는 acoustic perturbation method, 마지막으로 LES(large eddy simulation)을 이용한 연소해석[9,10]으로 분류할 수 있다. 각 해석기

† Corresponding Author, djcha@hanbat.ac.kr

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (http://creativecommons.org/licences/by-nc/4.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

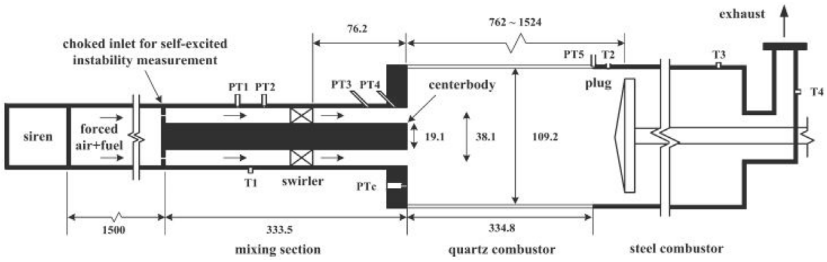
술에 대한 주요 장단점은 다음과 같다[7]. Lumped network 기법은 복잡한 연소기 형상을 소수의 음향 요소로 기술하여 예비설계 단계에서 유용한 파라메트릭 결과를 손쉽게 얻을 수 있는 반면 복잡한 형상 정보를 반영할 수 없고 종방향(longitudinal) 또는 직교 모드만을 해석하는 단점이 있다. 시간 영역의 음향 섭동법은 직관적이며 한계 사이클도 해석이 가능하나 최대 증폭된 모드에 한정하며 복소 경계조건(임피던스)을 처리할 수 없는 한계가 있다. 주파수 영역의 음향섭동법은 여러 모드를 처리할 수 있고 복소 경계조건을 처리할 수 있으나 비선형 고유치 문제로 해석하여야 하는 번거로움과 비선형 연소불안정 현상을 예측할 수 없는 단점이 있다. 마지막으로 LES 해석기법은 연소불안정을 현상학적으로 규명할 수 있는 뛰어난 예측능력이 있으나 과도한 계산시간이 요구되고, 그 자체 결과만으로는 예측된 연소불안정을 어떻게 억제하고 제어할 것인가에 대한 직접적인 해답을 제시할 수 없는 한계가 있다.

최근 Morgans 등에 의해 OSCILOS_long (open source combustion instability low order simulator for longitudinal modes)가 개발되어 온라인에 공개되었다[11]. 이 코드는 lumped network method의 일종으로 Matlab / Simulink[12]로 작성되었고, 현재 버전은 종방향연소기에 대해 연소불안정을 예측할 수 있다. 이 코드는 연소기를 서로 연결된 다수의 열음향 요소로 간주하며, 열음향파를 1차원 평면파로 모델링한다. 처리할 수 있는 입, 출구 음향 경계조건은 개방(open), 폐쇄(closed), 질식(choked), 그리고 사용자 정의(user defined) 조건 등이다. 개방 조건(압력섭동 p'=0; 임피던스 0)은 대표적으로 큰 압력용기에 연결된 연소기 면을, 폐쇄 조건(속도섭동 u'=0; 임피던스 ∞)은 음향파가 전부 반사되는 고체면을, 질식 조건은 노즐 목 등에서의 질식유동을 나타낸다. 사용자 정의 조건은 주로 실험에서 측정된 반사계수 또는 임피던스 값으로 정량화하는 조건이다. 음향파에 대한 화염 응답은 화염 모델을 통해 표현되며, 선형 화염전달함수(FTF, flame transfer function) 모델부터 비선형 G 방정식 모델까지의 다양한 화염 모델을 사용할 수 있다. 참고로 이들 모델은 해석적인 결과 또는 실험/수치해석 데이터로부터 도출된다.

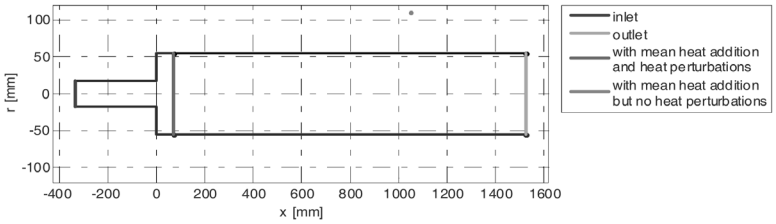
본 연구에서는 발전용[13] 및 항공용[14] 가스터빈의 연소불안정을 해석하는 연구의 일환으로 열음향 코드[4,15]를 개발 또는 활용하던 과정에서 경험하게 된 OSCILOS 활용 사례를 관련 분야 연구자들과 공유하고자 하였다. 이를 위해 실제 희박 예혼합 가스터빈 화염이 갖고 있는 연소응답특성을 적절히 모델링할 수 있고 충분한 실험 데이터가 있는 모델 연소기의 벤치마크 데이터[16]를 활용하여 이 코드의 연소불안정 예측 성능을 확인하였다. 이 과정에서 모델 가스터빈 연소기의 입구 음향 경계조건의 효과에 대해서도 조사하였다.

2. 벤치마크 희박 예혼합 화염

본 OSCILOS 코드를 활용하여 모델 가스터빈 연소기의 연소불안정을 정확히 예측할 수 있는 지를 확인하기 위해, 대상 연소기의 실제 화염이 갖고 있는 연소응답 특성이 잘 알려져 있고 관련된 실험 데이터가 충분히 존재하는 모델 연소기를[16] 검증 대상으로 연소불안정 해석을 수행하였다.



(a) Schematics[16]



(b) OSCILOS chamber dimension

Fig. 1. Schematics of a model lean premixed gas turbine combustor and its OSCILOS chamber dimension.

Fig. 1(a)는 해석에 사용한 모델 희박 예혼합 가스터빈 연소기의 개략도(Fig. 1, 참고문헌 16 참조)이다. 예혼합부는 원환 형태로 내경 및 외경은 각각 19.1 및 38.1 mm이고 길이는 333.5 mm이다. 석영 연소기 내경은 109.2 mm이고 길이는 762-1,524 mm의 범위에서 조절할 수 있다. 이는 연소기 길이를 변경하여 연소실 음향장의 공진 특성을 조절하기 위함이다.

벤치마크 데이터의 실험 조건은 Table 1과 같다. 대표적인 100% 메탄 연료의 희박 예혼합 화염을 모사한 경우이다. OSCILOS와 같은 lumped model 연소불안정 예측에서는 일반적으로 1차원 평면 압력파를 가정하며, 화염은 얇은 원판(thin disk)으로 가정하여 다루게 된다. 얇은 화염(thin flame)의 위치가 해석에 중요한 정보 중의 하나이고, 본 연구에서는 화염 중심(center of flame 또는 center of mass)에 화염이 존재하는 것으로 가정하였다. 연소기 예혼합부의 입구 음향 경계조건의 영향을 파악하기 위해 음향반사계수를 측정하여 사용하였다. 반사계수는 파분해법(wave decomposition method)[17]을 이용하여 연소기 예혼합부의 입구 위치에 대해 도출하였다.

2.1. 연소기 제원 및 화염위치

Fig. 1(a)에 소개한 모델 가스터빈 연소기에 상응하는 OSCILOS 해석용 연소기 제원이 Fig. 1(b)에 나타나 있다. 그림에서 좌표 원점은 덤프면 중심에 위치한다. 예혼합기의 길이는 실험장치의 제원을 사용하였고 반경은 원환부 단면과 동일한 면적을 갖는 등가반경으로 입력하였다. 연소기 길이 및 반경은 실험장치의 제원을 사용하였다. 그림에서는 연소기의 길이가 가장 긴 1,524 mm의 경우를 보이고 있다.

얇은 원판으로 가정하는 화염은 실험에서 확인한 화염중심에 위치하도록 설정하였다. 벤치마크 화염의 CH^* 자발광 이미지로부터 계산된 화염 중심(Fig. 4, 참고문헌 16 참조)은 덤프면으로부터 약 68 mm 하류 측에 떨어져 위치하였다. Fig. 1(b)의 범례는 각 단면의 속성을 나타낸다. 따라서 연소기 제원 그림에서의 색깔이 다른 세 선분은 각각 연소기 입구, 화염, 그리고 연소기 출구를 나타낸다.

Table 1. Test conditions for a lean premixed flame[16].

Item	Value
Operating pressure	1 atm
Inlet temperature	200℃
Mean mixture velocity	70 m/s
Vel. modulation amplitude	6%
Equivalence ratio	0.6
Fuel composition (in vol.)	100% CH_4 + 0% H_2
Adiabatic temperature	1591 K
Heat release rate	73.49 kW
Dilution ratio	-

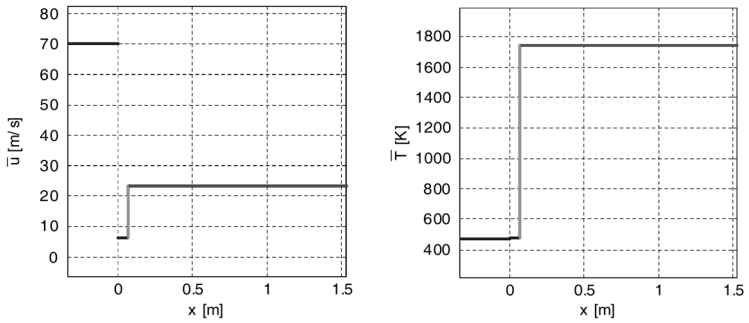
2.2. 열물성치

OSCILOS 연소불안정 예측에 필요한 주요 열물성치 입력자료는 입구의 평균 물성치(예, 압력, 온도, 및 속도(또는 마하수)와 열입력 형태(화염 전후 온도 또는 연소열)이다. Table 1의 실험 조건을 입력하였다. 연소효율은 계산된 연소 열방출율이 실험치와 일치하도록 입력하였다. 코드 내의 물성치 계산 기능을 실행하면, 음속, 밀도, 비열비 등 예측에 필요한 화염 전후의 열물성치가 계산된다. 참고로 계산된 평균 속도 및 온도를 Fig. 2에 도시하였다.

2.3. 화염 응답 모델

화염 응답 모델은 가진주파수의 속도 섭동 u에 대한 연소 열방출율 변동 Q로 정의된 화염전달함수(FTF)로, 벤치마크 실험을 통해 아래와 같이 결정되었다[16].

$$FTF(\omega) = \frac{\hat{Q}/\overline{Q}}{\hat{u}/\overline{u}} \tag{1}$$



(a) Mean velocity (b) Mean temperature

Fig. 2. OSCILOS plots of some calculated thermal properties to be used.

여기서 ^와 ¯는 각각 섭(변)동의 크기(amplitude)와 평균치를 나타낸다. 상기 식은 아래와 같이 이득(gain) $n(\omega)$과 위상(phase)차 $\Delta\phi(=\omega\tau)$로 표현할 수 있다.

$$FTF(\omega)=\frac{\hat{Q}/\overline{Q}}{\hat{u}/\overline{u}}=n(\omega)e^{i\omega\tau} \tag{2}$$

여기서 τ는 시간 지연이다. 실험적으로 얻어진 이득과 위상차 데이터는 아래와 같이 각주파수 ω의 2차 및 선형 함수로 각각 모델링될 수 있다.

$$n(\omega)=\left|\frac{K}{1+j2\xi(\omega/\omega_c)-(\omega/\omega_c)^2}\right| \tag{3}$$

$$\Delta\phi=\omega\tau \tag{4}$$

여기서 K, ξ, 그리고 ω_c는 각각 이득 상수, 감쇠계수, 그리고 연소기 각주파수이며, 이들 상수와 τ의 값은 최소자승(least squared) 곡선접합에서 결정된다. 벤치마크 실험의 이득 및 위상차 값과 해당 연구에서 얻은 각각의 곡선접합은 참고문헌16에도 소개되어 있으며(Fig. 13, 참고문헌 16 참조), 본 연구에서 조사된 아래의 곡선접합 결과와 비교될 예정이다.

본 연구에서는 벤치마크 실험 이외의 추가적인 실험에 적용할 목적으로 상기 네 상수 중 첫 세 상수(K, ξ, 그리고 ω_c)의 결정 과정을 보다 체계적으로 살펴보았다. 즉 최소자승 개념을 유지하되 각 상수를 결정하는 과정을 Table 2와 같이 네 가지로 변화시켜 보았다. 이 조사를 하게 된 동기는 위 세 상수를 모두 변화시키며 곡선접합을 하는 Method 4의 결과가 참고문헌의 결과 Fig. 13과 상이하여 그 계산절차를 이해하기 위함이었다. 이득 상수를 Methods 1 및 3에서와 같이 1로 고정하거나 나머지 경우와 같이 변수로 두었다. 상수로 고정한 이유는 참고문헌 16의 보고와 동일하게 주파수 0 Hz에서의 이득 값을 1로 지정하기 위한 때문이다. 감쇠계수는 모두 변수로 처리하였고, 연소기 각주파수는 측정값의 최대치를 보이는 각주파수를 선택(Methods 1 및 2)하거나 변수(Methods 3 및 4)로 처리하였다.

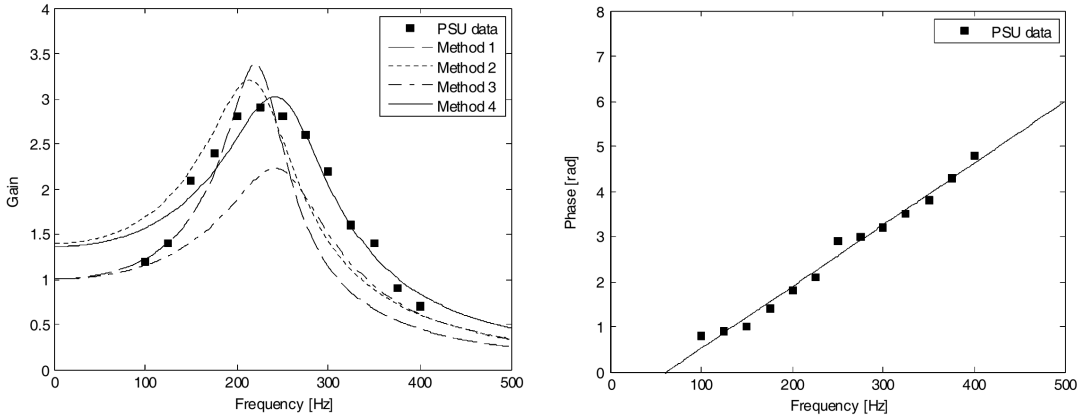
Table 2. Four methods for determining three parameters of gain function

Method	K	ξ	ω_c
1	fixed (=1)	varied	fixed (=ω at max data)
2	varied	varied	fixed (=ω at max data)
3	fixed (=1)	varied	varied
4	varied	varied	varied

벤치마크 곡선접합 결과(Fig. 13, 참고문헌 16 참조)를 생성할 때 사용하였을 것으로 추정되는 Method 3의 결과를 Fig. 3(a)에서 보면, 참고문헌의 결과와 상당히 상이함을 볼 수 있다. 또한 나머지 세 방법의 결과도(Fig. 3(a) 참조) 벤치마크 결과와는 다름을 알 수 있다. 즉, 본 연구에서 조사한 네 최소자승법 절차와는 다른 방법이 사용된 것으로 판단된다. 조사한 네 방법 중 Method 4의 결과가 실험값을 가장 긴밀하게(closely tight) 곡선접합하는 것으로 보인다.

위상차 곡선접합(τ 결정) 결과는 Fig. 3(b)에 나타내었으며, 벤치마크 데이터 결과(Fig. 13, 참고문헌 16 참조)와도 매우 유사한 결과를 보였다. 대표적으로 Method 4에 의한 이득과 위상차 곡선접합의 결과는 K=1.36, ξ=0.2308, ω_c=1603 rad/s, 그리고 τ=0.0022 s이었다.

OSCILOS의 선형 FTF 화염응답 모델을 선택한 후 위의 값에 대해 ω_c의 단위를 Hz로 바꾸는 등의 필요



(a) Gain (b) Phase

Fig. 3. Benchmark FTF data[16], superimposed their curve fits obtained in this study.

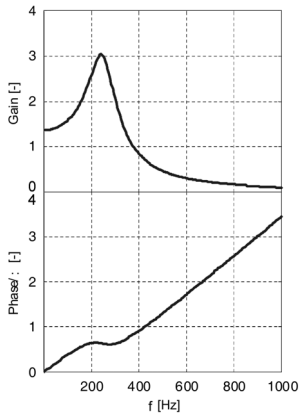


Fig. 4. OSCILOS plots of a benchmark FTF that is curve-fit based on Method 4.

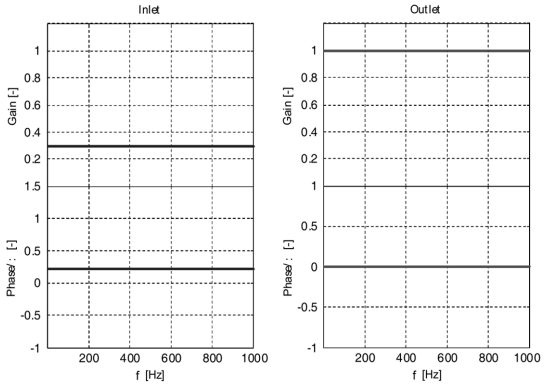
한 환산을 한 후 입력하여 얻은 결과가 Fig. 4이다. 그림에서 400 Hz 이상의 정보는 외삽된 결과이다. 이득 곡선은 Fig. 3(a)의 Method 4의 결과와 같게 입력된 것으로 보이나, 위상차 곡선은 Fig. 3(b)와는 다소 다르게 입력된 것을 알 수 있다. 이 현상은 OSCILOS 입력 과정에서 일차항 계수만을(즉 절편 값없이 기울기 값만 입력) 입력한 점이 한 원인으로 생각된다. 사용자의 필요에 따라 보다 유연하게 위상차 함수를 입력할 수 있도록 향후 코드가 개선되어야 할 것으로 사료된다.

2.4. 음향 경계 조건

벤치마크 실험에서는 연소기 입구(Fig. 1(b) 참조)에서의 음향 반사계수를 파분해법[17]을 이용하여 측정하여, 그 값이 0.2293-0.1894i 임을 보고하였다. 이 복소수 값을 크기(amplitude)와 위상(phase)로 표현하였을 때 각각 0.2973과 -6.1415 rad이 된다. 입구 음향 경계조건을 사용자 정의("Amp. and Phase")를 선택하여 전술한 값을 OSCILOS에서 요구하는 환산 후 입력하고, 출구 음향 경계조건은 폐쇄 경계조건을 선택하였다. OSCILOS에 입력된 결과가 Fig. 5이다.

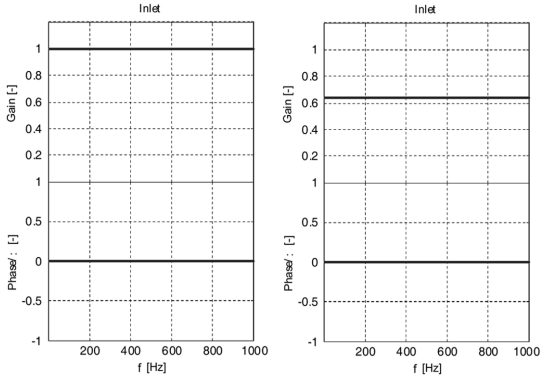
실험적인 입구 음향 경계조건 데이터가 없었던, 희박 예혼합 가스터빈 연소기의 연소불안정에 관한 많은 선행 연구[2-4]에서는 연료분사기(예혼합기)의 한 단면에서 질식 조건을 유지하거나 출구면(또는 연소기 덤프면)을 폐쇄 음향 경계조건으로 가정하였다. 본 연구에서는 비교를 위해 상기 두 입구조건에 대해서도 해석하였다. 이 두 음향 경계조건은 OSCILOS에서 사용자가 선택할 수 있으며, Fig. 6은 두 조건의 OSCILOS의 입력 결과이다.

또한 실제 음향 경계 조건은 벤치마크 데이터에서와 같이 상수로 나타나기보다는 화염 응답 모델과 유사하게 주파수의 함수[18]로 표현되는 것이 바람직하다고 사료되며, 이러한 변수 실험 데이터도 OSCILOS에서 여타 옵션(전달함수 모델 등)을 통해 반영될 수 있다.



(a) Inlet("User defined") (b) Outlet("Closed end")

Fig. 5. OSCILOS plots of acoustic boundary conditions.



(a) "Closed end" (b) "Choked"

Fig. 6. OSCILOS plots of two other inlet acoustic boundary conditions.

3. 연소불안정 해석 결과 및 논의

3.1. 벤치마크 데이터와 비교

전장에서 기술한 바와 같이, 벤치마크 데이터를 정리하여 연소기 제원 및 화염 위치, 열물성치를 계산하기 위한 연소 조건, Method 4로 곡선접합한 화염 응답 모델, 그리고 음향 경계조건(입구는 측정된 반사계수 값; 출구는 폐쇄 경계조건)을 OSCILOS에 입력하였다. 주파수 영역 분석(frequency domain analysis)을 하여 얻은 연소불안정 특성 주파수(eigenfrequency)와 성장률(growth rate) 결과가 각각 Figs. 7(a) 및 (b)이다. 각 그림에 표시된 실험값은 참고문헌 16의 해당 그림에서(각각 Figs. 14(a) 및 15(a), 참고문헌 16 참조) 차용하였다. 참고로 참고문헌에는 글로벌(global) 및 로칼(local) FTF를 측정하여 이들을 토대로 화염

길이가 서로 다른 두 화염에 대해 연소불안정을 각각 예측한 결과를 비교하였고, 본 연구에서 차용하여 비교하는 결과는(Figs. 14(a) 및 15(a)) 화염 길이가 긴 CH_4 100% 화염에 글로벌 FTF을 적용한 것임을 밝힌다. 또한 참고문헌의 해당 그림에는 자체적인 예측 결과도 포함되었다.

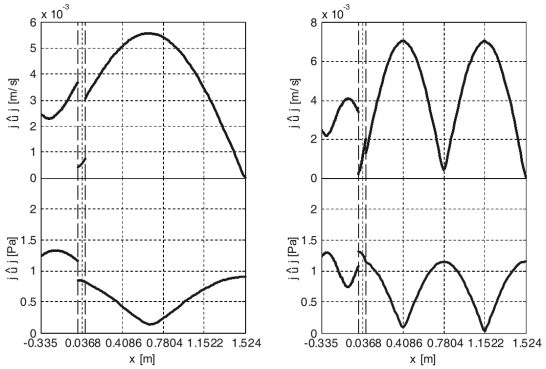
우선 특성 주파수 결과를 살펴보면, 실험이 수행된 연소기 길이 약 1,225-1,524 mm에서 실험값과 본 연구에서 예측한 모드 1의 주파수가 비교적 정확하게 일치하는 것을 알 수 있다. 특히 연소기 길이 1,524 mm에서는 참고문헌의 결과가 (글로벌 FTF 채택 시) 22%의 오차로 예측하는데 비해(로칼 FTF로 예측 시 8%) 본 결과에서는 9.5%의 오차로 보다 더 정확하게 예측하는 것을 알 수 있었다. 나머지 연소기 길이 구간에서는 참고문헌의 주파수 경향과 유사한 경향을 보임도 확인할 수 있었다.

연소불안정이 발생하는 연소기에서는 다수의 모드가 연소 응답 특성에 따라 증폭되어 불안정을 초래할 수 있다[1]. 이들 모드의 특성(공진) 주파수는 연소가 없는 순수 음향모드의 해당 주파수에서 다소 이동(shift)된다. 순수 음향의 종방향 모드의 덕트(연소기 및 예혼합기 모델)에서는 경계조건에 따라 파장이 덕트 길이의 4배인 1/4파 모드(개방-폐쇄 조건) 또는 2배인 1/2파 모드(폐쇄-폐쇄 조건)가 기본적으로 발생한다. 연소 현상이 수반되면 이들 기준(1 L) 모드이외에 고차(2 L 또는 그 이상) 모드가 증폭되어 연소불안정이 발생할 수 있으며, 이를 모드 호핑(hopping)이라 한다[1].

Fig. 7(a)에서 참고문헌의 결과가 모드 1만의 결과인데 비해, 본 연구에서는 그림에서 보는바와 같이 모드 2의 결과와 조합된 결과임을 밝힌다. 이러한 처리 결과는 곧 이어서 논의될 여타 음향경계 조건의 예측 결과에서도 반복되어 나타나는데, 이는 특성 주파수를 결정하는 특성 방정식(dispersion equation)의 해법(참고문헌 16에서는 Nelder-Mead simplex method 사용) 상 발생하는 문제점으로 우선 이해하며, 보다 체계적인 조사가 필요할 것으로 판단한다.

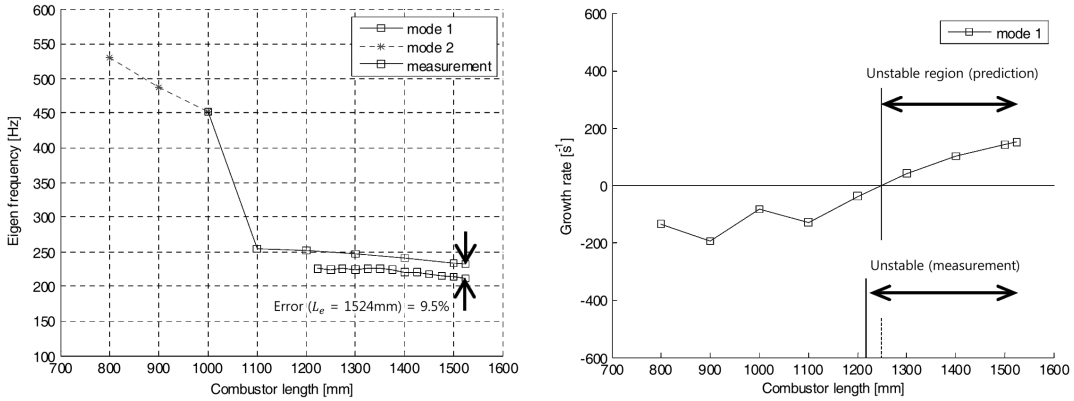
다음으로 연소불안정 여부를 판단하는 성장률 결과를 살펴본다. 성장률은 특성 각주파수의 허수부의 부호로 판단하며, (+)값은 불안정 상태를, (-)값은 안정 상태를 나타낸다. Fig. 7(b)의 실험 결과에서 보듯이 모드 1이 연소불안정에 영향을 미침을 알 수 있고, 이는 참고문헌 16의 결과와 일치한다. 또한 참고문헌 16에서는 연소기 길이 약 1,225 mm 이상의 실험에서 연소불안정을 실험적으로 관찰됨을 보고하였고, 본 예측에서는 약 1,250 mm 이상에서 연소불안정이 발생함을 예측하여 상당히 잘 일치함을 알 수 있다.(참고로 참고문헌에서는 약 900 mm 이상의 모든 연소기 길이에서 연소불안정이 발생하는 것으로 예측하였다.)

이상의 주파수 영역 분석 시 OSCILOS에서 생성한 모드 형상(mode shape)은 Fig. 8과 같다. 모드 형상은 속도와 압력 섭동의 공간적(본 연구에서는 길



(a) Mode 1 (b) Mode 2

Fig. 8. Mode shape results of frequency domain analysis with the benchmark data.



(a) Eigenfrequency (b) Growth rate

Fig. 7. Frequency domain analysis results with the benchmark data.

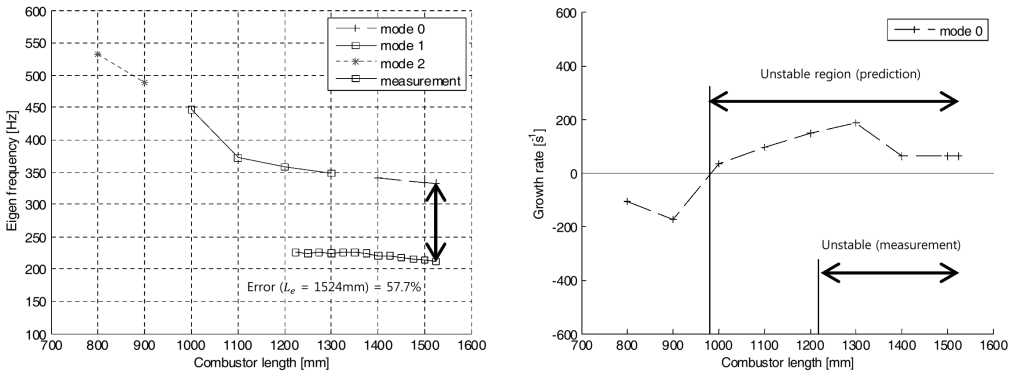
이 방향) 분포를 보여주며, 전술한 특성 주파수와 같이, 연소 현상의 유무, 연소 응답 특성, 음향 경계조건 등에 의해 지배된다[1]. 그림에서는 모드 1과 모드 2의 결과를 각각 나타냈으며, 예혼합기와 연소기의 전 길이 방향에 대한 속도 및 압력 모드의 형상을 보이고 있다.

3.2. 입구 음향 경계조건 효과

전술한 바와 같이 벤치마크 데이터는 예혼합기 입구의 음향 경계조건을 실험적으로 측정한 결과를 포함하고 있다. 반면 최근까지도 많은 연소불안정 예측 연구에서는 연소기 버너의 질식면에 대해 질식 음향 경계조건을 적용하거나 폐쇄 음향 경계조건을 가정하고 있다. 본 연구에서는 이들 입구 음향 경계조건의 효과를 OSCILOS 코드를 활용하여 조사하였다.

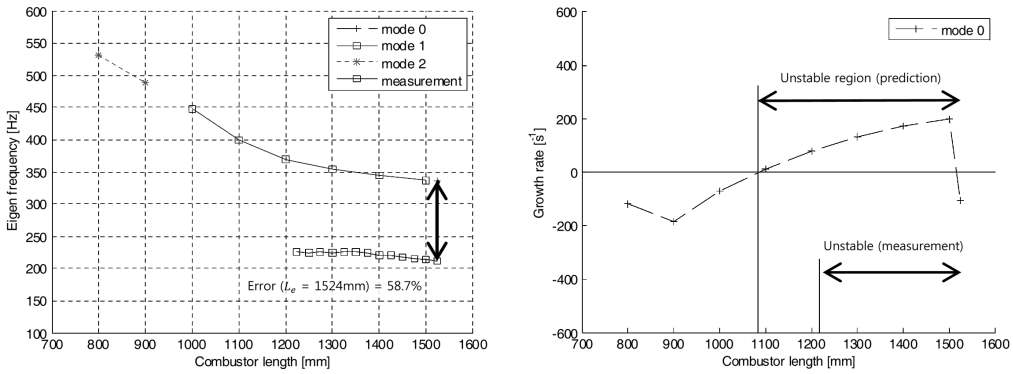
우선 연소기 입구가 폐쇄 음향경계로 유지됨을 가정하여 연소불안정을 예측하여 보았다. 전절의 모든 입력데이터를 동일하게 적용하고 다만 입구 음향 경계조건을 Fig. 6(a)와 같이 폐쇄 조건을 적용하여 얻은 연소불안정 예측 결과가 Fig. 9이다. Fig. 9(a)의 특성 주파수 결과는 참고문헌 16의 예측 결과 추이를 추종하도록 세 모드의 결과를 선택하여 얻은 것이다. 벤치마크 실험 데이터에 비해 비교적 큰 차이를 보이고 있고, 특히 연소기 길이 1,524 mm에서는 오차가 약 58%로 참고문헌 16에서의 22%, 또는 전절의 9.5% 오차에 비해 큰 차이를 보이고 있다. 연소불안정 발생 여부를 나타내는 Fig. 9(b)를 보면, 모드 0이 연소불안정을 주도하고 있고, 불안정이 연소기 길이 약 975 mm에서 시작되는 것으로 예측하고 있다. 참고문헌 16의 결과(약 900 mm) 보다는 실험값에 보다 근접하지만, 전절의 결과 보다는 부정확한 것을 알 수 있다.

유사하게 입구 음향 경계조건을 질식 조건(Fig. 6(b) 참조)으로 변경하고 나머지 모든 입력데이터를 동일하게 유지하여 얻은 연소불안정 예측 결과가 Fig. 10이다. Fig. 10(a)도 앞서 기술한 선택 작업이 실행된 결과이다. 특성 주파수는 폐쇄조건의 결과와 크게 다르지 않음을 알 수 있다.



(a) Eigenfrequency (b) Growth rate

Fig. 9. Frequency domain analysis results with the benchmark data except inlet acoustic boundary condition of "Closed end."



(a) Eigenfrequency (b) Growth rate

Fig. 10. Frequency domain analysis results with the benchmark data except inlet acoustic boundary condition of "Chocked."

성장률 결과(Fig. 10(b))를 보면, 이 입구 음향 경계조건에서도 모드 0이 우세함을 예측하고 있음을 알 수 있다. 연소불안정은 연소기 길이 약 1,075 mm에서 시작하는 것으로 예측하였다. 따라서 연소불안정이 발생하는 연소기 길이를 비교하면, 이 입구 음향 경계조건이 앞선 폐쇄 조건보다는 더 정확하게 예측하였다고 평가할 수 있다. 다만 실험 결과와는 달리 연소기 길이 1,524 mm에서 안정으로 예측한 점은 예외적이다.

OSCILOS 코드와 벤치마크 데이터를 활용하여 입구 음향 경계조건의 효과를 사례 조사한 결과에 의하면, 실험적으로 측정한 입구 음향 경계조건이 가장 정확한 연소불안정 예측결과를 제공하였고, 질식 조건 그리고 폐쇄 조건의 순서로 정확하게 예측하였다. 주파수의 함수로 음향경계조건을 입력할 수 있다면 보다 정확한 예측 결과를 얻을 것으로 기대된다.

4. 결 론

온라인에 개방된 OSCILOS 코드[11]와 기 보고된 벤치마크 데이터[16]를 활용하여 모델 가스터빈 연소기의 연소불안정을 예측하여 보았다. 동 코드는 비교적 손쉽고 빠르고 정확하게 가스터빈 연소기의 연소불안정을 예측할 수 있음을 확인할 수 있었다. 또한 연소기의 입구 음향 경계조건이 연소불안정 예측에 미치는 영향도 개략적이나마 파악할 수 있었다.

본 연구에서는 해당 코드의 많은 기능 중 일부만을 사용하였다. 사용한 주파수 영역 분석 기능 이외에도 시간 영역 분석(time domain analysis) 기능이 있어 과도 연소 동압 time trace도 예측할 수 있다. 또한 비선형 화염묘사함수(flame describing function), 비선형 G 방정식 모델 등 다양한 연소응답 모델과 전술한 주파수 함수로서의 음향경계조건 등 여러 음향경계조건을 처리할 수 있는 것으로 파악하고 있다. 다만 현재 버전에서 나타나는 연료 조성 변화에서의 제약 등은 아쉬운 점이다.

보다 많은 시간과 노력이 요구되는 LES 연소해석[9,10]이나 3차원 FEM 코드[15]에 앞서 본 코드의 활용으로 연소불안정 연구가 보다 활발해지기를 기대한다.

후 기

교신저자는 2015년도 한밭대학교 연구년교수 지원사업과 산업통산자원부의 재원인 한국에너지기술평가원(KETEP) 사업(No. 2011951010001C)의 지원을 받아 본 연구를 수행하였고 이에 감사드린다.

참고문헌

[1] T. Poinsot and D. Veynante, Theoretical and Numerical Combustion, R. T. Edwards, Philadelphia, PA, 2001.

[2] T. C. Lieuwen and V. Yang, Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experience, Fundamental Mechanisms and Modeling, American Institute of Aeronautics and Astronautics, USA, 2005.

[3] P. E. Dowling and S. R. Stow, “Acoustic analysis of gas turbine combustors,” J. of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 5, 2003, pp. 751-764.

[4] D. J. Cha, J. H. Kim, and Y. J. Joo, “Analysis of the combustion instability of a model gas turbine combustor by the transfer matrix method,” Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 23, 2009, pp. 1602-1612.

[5] C. Pankiewitz and T. Sattelmayer, “Time domain simulation of combustion instabilities in annular combustors,” Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 125, No. 3, 2003, pp. 677-685.

[6] J. Pierringer, T. Sattelmayer, and F. Fassl, “Simulation of combustion instabilities in liquid rocket engines with acoustic perturbation equations,” J. of Propulsion and Power, Vol. 25, No. 5, 2009, pp. 1020-1031.

[7] F. Nicoud, L. Benoit, C. Sensiau, and T. Poinsot, “Acoustic modes in combustors with complex impedances and multidimensional active flames,” AIAA Journal, Vol. 45, No. 2, 2007, pp. 426-441.

[8] C. Sensiau, F. Nicoud, M. van Gijzen, and J. W. Leeuwen, “A comparison of solvers for quadratic eigenvalue problems from combustion,” International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 56, 2008, pp. 1481-1487.

[9] A. Giauque, L. Selle, T. Poinsot, H. Buechner, P. Kaufmann, and W. Krebs, “System identification of a large-scale swirled partially premixed combustor using LES and measurements,” Journal of Turbulence, Vol. 6, No. 21, 2005, pp. 1-20.

[10] Y. Huang and V. Yang, “Dynamics and stability of lean-premixed swirl-stabilized combustion,” Progress in Energy and Combustion Science, Vol. 35, No. 4, 2009, pp. 293-364.

[11] http://www.oscilos.com/

[12] http://www.mathworks.com.

[13] S. B. Seo, D. H. Ahn, J. H. Park, and D. J. Cha,

Analysis of the combustion oscillation in a silo-type gas turbine combustor and its suppression, Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 26, No. 4, 2012, pp. 1235-1240.

[14] M. Knadler, A. Carmakci, and J. G. Lee, Response of soot temperature to unsteady inlet airflow under modulated condition and naturally-occurring combustion dynamics, ASME Turbo Expo, ASME Paper GT2014-26161.

[15] S. K. Kim, H. S. Choi, and D. J. Cha, 2010, Development of Helmholtz solver for thermo-acoustic instability within combustion devices, Journal of the Korean Society Propulsion Engineers, Vol. 38, No. 5, pp. 445-455.

[16] K. T. Kim, J. G. Lee, B. D. Quay, and D. A. Santavicca, “Spatially distributed flame transfer functions for predicting combustion dynamics in lean premixed gas turbine combustors,” Combustion and Flame, Vol. 157, No. 9, 2010, pp. 1718-1730.

[17] K. T. Kim, H. J. Lee, J. G. Lee, B. D. Quay, D. A. and Santavicca, in: Proceedings of ASME Turbo Expo, ASME Paper GT2009-60026.

[18] K. H. Ahn, W. J. Song, and D. J. Cha, “Determination of an acoustic reflection coefficient of a model gas turbine combustor burner for power generation,” Proceedings of KOSCO 2014 Spring Conference, pp. 261-265.