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

안 광 호*, 인 병 구*, 차 동 진**†

A case study on combustion instability of a model partially-premixed gas turbine combustor with open source code OSCILOS

Kwang Ho Ahn*, Byung Gu In*, Dong Jin Cha**†

열음향적 관점에서 연소불안정은 연소 프로세스의 비정상적인 열발출과 연소실 음압 변화의 결합으로 발생한다[1,2]. 이러한 연소 불안정은 연소시스템의 다양한 문제를 유발시킨다. 연소불안정은 매우 복잡한 현상이므로, 비선형적인 연소반응에 대한 정확하고 실규모의 정량적인 해석은 매우 어렵다. 반면 단순모델에 대한 해석을 통해 신뢰성을 보장 할 수 있는 수준의 연소불안정 발생(onset) 예측은 가능하다. 이러한 해석법을 이용하면 상대적으로 간단히 불안정 발생조건을 이해할 수 있고 설계 및 운저에 대한 기초 자료를 얻을 수 있다.

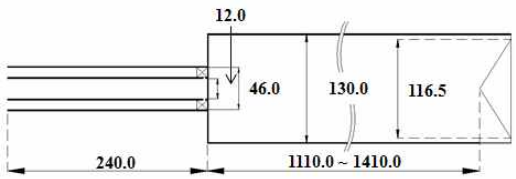
최근 Morgans 등에 의해 OSCILOS_long (open source combustion instability low order simulator for longitudinal modes)가 개발되어 온라인에 공개되었다[3]. 이 코드는 lumped network method의 일종으로 Matlab / Simulink[4]로 작성되었고, 현재 버전은 종방향 연소기에 대해 연소불안정을 예측할 수 있다.

본 연구는 발전용 가스터빈의 모델 희박 예혼합 연소기에서의 연소불안정 벤치마크 데이터를 [5] 이용하여 해석한 선행연구에[6] 이어서 부분 예혼합 발전용 가스터빈 모델 연소기의 연소불안정 실험결과에[7] 대해 OSCILOS를 이용하여 해석한 사례를 보고하고자 한다. 다만, 사용한 코드 버전의 제약에 의해, 구분되어진 공기 및 연료 유로를 하나의 단일 유로로, 연소 전 열물성치도 혼합기 또는 공기의 값을, 연소 후 열물성치는 CEA 코드를[8] 이용한 평형상태의 값과 유사한 값을 사용하였다.

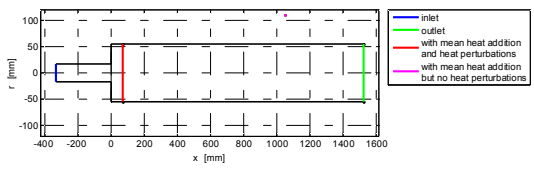
Figure 1(a)는 해석에 사용한 모델 부분 예혼합 연소기의 개략도이다. 석영 연소기 내경은 130 mm이고 길이는 연소실 음향장의 공진 특성을 변화시키기 위해 1,110-1,410 mm의 범위에서 조절할 수 있다. 그러나 본 연구에서 차용한 실험에서는 1,410 mm 길이에 대해서만 실험하였다. 연료노즐의 개략도는 Fig. 2(a)에서와 같으며, 공기유로 내 스월 블록으로 인해 선회유동이 형성되고 이 때 연료가 유입되어 부분 예혼합을 이룬다.

부분 예혼합 연소실험은 체계적인 화학 조성 변화에 따라 이루어졌으나 본 연구에 차용한 한 실험 조건은 Table 1과 같다. 표에서 보는 바와 같이 메탄(75%)과 수소(25%)의 합성가스를 연료로 사용하였다.

OSCILOS 시뮬레이션을 위해 Fig. 1(b)와 Fig. 2(b)의 형상을 이용하였다. 그림에서 좌표 원점은 덤프면 중심에 있고 치수는 실제 연소기와 연료 노즐의 제원을 이용하였다. 다만 Fig. 2(b)에서의 연료노즐부 등가반경은 실제 노즐(스월블록)의 공기 및 연료 유로 개구부와 동일한 면적을 갖도록 계산한 값이다.



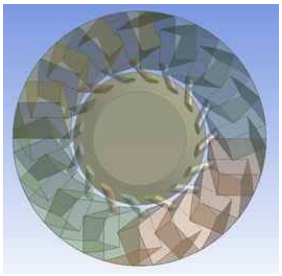
(a) Schematic[7]



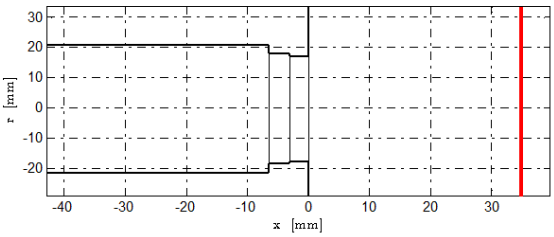
(b) OSCILOS geometry

Fig. 1 Schematic of a model partially-premixed gas turbine combustor and its OSCILOS geometry.

* 한밭대학교 설비공학과 대학원
** 한밭대학교 설비공학과
† 연락저자, djcha@hanbat.ac.kr
TEL : (042) 821-1182; FAX : (042) 821-1175



(a) Schematic[7]



(b) Zoom-in OSCILOS geometry near the nozzle

Fig. 2 Schematic of a fuel nozzle in the model combustor and its OSCILOS geometry.

Table 1 Test conditions for a partially- premixed flame[7].

Item	Value
Fuel composition (in vol.)	75% CH_4 + 25% H_2
Heat release rate	40 kW
Air temperature	201.5 ℃
Fuel temperature	122.1 ℃
Air flow velocity	21.49 m/s
Fuel flow velocity	8.79 m/s
Equivalence ratio	0.57
Air pressure	1.14 bar
Fuel pressure	1.04 bar

얇은 원판으로 가정하는 부분 예혼합 화염은 실험에서 확인한 화염중심에 위치하도록 설정하였다. 실험에서 얻은 부분 예혼합 화염의 OH^* 자발광 이미지로부터 계산된 화염 중심은 덤프면으로부터 약 35 mm 하류 측에 위치하였다. Figure 1(b)의 범례는 각 단면의 속성을 나타낸다. 따라서 연소기 형상 그림에서의 색깔이 다른 세 선분은 각각 연소기 입구, 화염, 그리고 연소기 출구를 나타낸다.

예혼합 화염의 연소불안정 예측에 사용하는 OSCILOS에 필요한 주요 열물성치 입력자료는 입구의 평균 물성치(예, 압력, 온도, 및 속도(또는 마하수)와 열입력 형태(화염 전후 온도 또는 연소열)이다. 본 연구에서는 부분 예혼합 화염을 다루고 있기 때문에 연소 전 열물성치로 혼합기 또는 공기의 값을, 연소 후 열물성치는 CEA 코드를 이용한 평형상태의 값과 유사하도록 연소효율 등의 변수를 조절하였다.

Table 2. Major thermo-physical properties of combustion products.

Item	CEA (75% CH_4 + 25% H_2)	OSCILOS (100% CH_4)
Heat release rate, kW	40	40.20
Temperature, K	1,755.45	1,705.64
Pressure, Pa	108,920	113,365
Sonic velocity, m/s	810.8	799.0

η = 0.961

Table 1의 실험 조건에서 CEA를 이용하여 계산된 연소후 주요 열물성치가 Table 2(두번째 열)에 정리되어 있다. 실험에서의 연료 조성 대신 100% CH_4에 대해 여타 실험 조건에서 연소후 주요 물성치가 평형 조건에서의 값과 유사하도록 연소효율을 0.961로 입력하여 계산된 해당 값들이 Table 2(마지막 열)에 정리되어 있다.

부분 예혼합 화염 응답 모델은 가진 주파수의 당량비 섭동 ϕ에 대한 연소 열방출율 변동 Q로 정의된 화염전달함수(FTF, flame transfer function)로 정의되어야 하나, 당량비 섭동을 실험적으로 측정하는 것이 여의치 않아 공기량이 일정하다고 가정하여 아래와 같이 연료 속도 섭동 u_f의 함수로 대신 근사하였다.

$$FTF(\omega) = \frac{\hat{Q}/\overline{Q}}{\hat{\phi}/\overline{\phi}} \cong \frac{\hat{Q}/\overline{Q}}{\hat{u_f}/\overline{u_f}} \qquad (1)$$

여기서 ^와 ▭ 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.

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

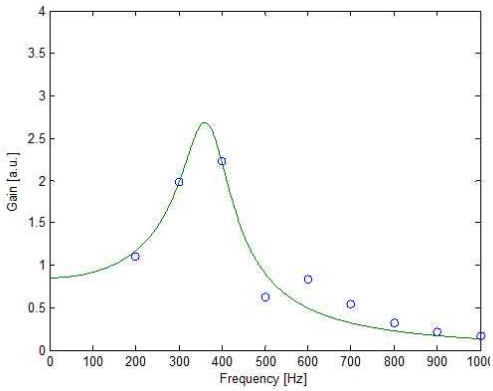
여기서 τ는 시간 지연이다. 실험적으로 얻어진 이득과 위상차 데이터는 아래와 같이 각주파수 ω의 2차 및 선형 함수로 각각 모델링될 수 있다.

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

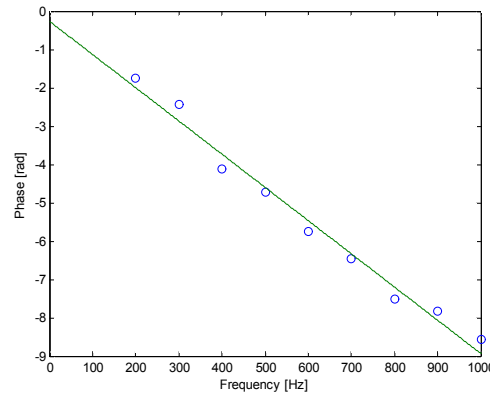
$$\Delta\phi = \omega\tau \qquad (4)$$

여기서 K, ξ, 그리고 ω_c는 각각 이득 상수, 감쇠계수, 그리고 연소기 각주파수이며, 이들 상수와 τ의 값은 최소자승(least squared) 곡선접합에서 결정된다. 실험에서 측정한 가진 주파수대 이득 및 위상차 데이터를 곡선접합 결과,

K=0.8514, ξ=0.1605, f=370.16 Hz, 그리고 τ=−1.4 ms로 계산되었다. Figure 3은 원 실험 데이터와 곡선접합 결과를 나타내며, 접합 결과는 시뮬레이션에 사용하였다.



(a) Gain



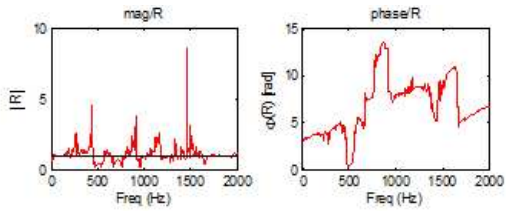
(b) Phase

Fig. 3 FTF data, superimposed their curve fits obtained in this study.

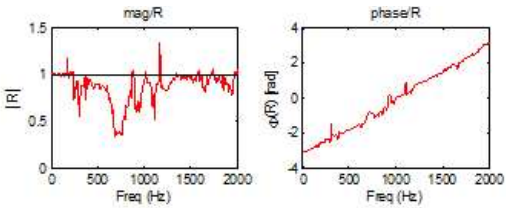
연소기의 입구 음향경계를 위해 TMM(two microphone method)를 이용하여 공기 및 연료 유로에서 각각 구한 음향 반사계수[9]를 사용하였다. Figure 4는 계산한 주파수의 함수인 음향반사계수 결과이다. 그러나 본 연구에서는 계산의 편의를 위해 우선 단일 평균값을 이용하였고, 각각의 평균값은 공기 유로에서 반사계수의 진폭 1.1405, 위상차 −0.0036 rad 그리고 연료 유로에서 반사계수의 진폭 0.992, 위상차 −0.077 rad로 계산되었다. 실제 OSCILOS 시뮬레이션에서는 두 유로를 구분하는 것이 불가능하여 두 유로의 값을 평균한 진폭 1.0663, 위상차 −0.0403 rad을 사용하였다. 향후 주파수의 함수로 결정한 음향반사계수를 활용하여 시뮬레이션을 시도할 예정이다. 출구 음향경계는 폐쇄(closed) 조건이다.

Figure 5(a)는 Table 1의 실험에서 얻은 연소기 덤프면에서의 연소동압을 나타낸다. 이 동압의 실효치 p_{rms}가 연소기 운전압력(상압)의 1.5%를 초과하면 불안정으로 평가하는데 이번 실험 조건에서는 1.75%로 계산되어 연소불안정이 발생한 것으로 판단하였다. FFT 분석 결과는 Fig. 5(b)와 같고, 연소불안정의 지배적인(dominant) 주파수는 509 Hz로 파악되었고 716 Hz 근처에서도 연소불안정에 영향을 주는 것을 알 수 있다.

Fig. 6은 OSCILOS 주파수 분석 결과이다. Figure 1(a)의 연소기 가변길이에 따라 연소불안정을 예측하였다. Figure 6(a)의 성장률(growth rate) 결과를 보면 실제 실험한 연소기 길이 1,410 mm에서 모드 2, 모드 4, 모드 3의 순서로 연소불안정에 영향을 미침을 예측하고 있다. 또한 Fig. 6(b)의 고유주파수(eigenfrequency) 결과에서는 1,410 mm 길이에서 모드 2의 주파수로 462 Hz, 모드 4에서는 774 Hz를 예측하였다. 이를 Fig. 5의 실험 결과와 비교하면, 509 Hz와 716 Hz의 연소불안정은 각각 모드 2 및 4 성분에 의한 것으로 판단된다.

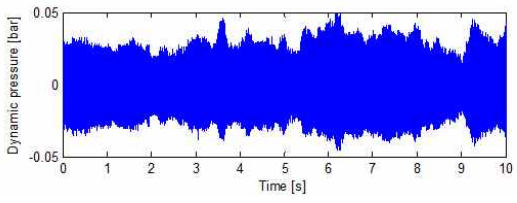


(a) Air line

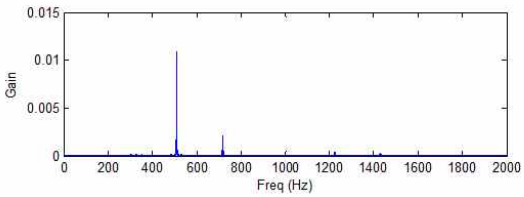


(b) Fuel line

Fig. 4 Measured acoustic reflection coefficients.

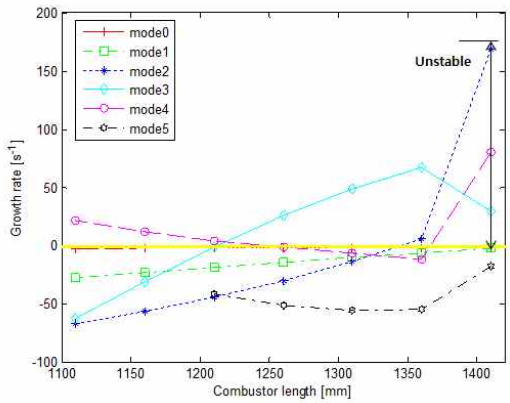


(a) Time trace[7]

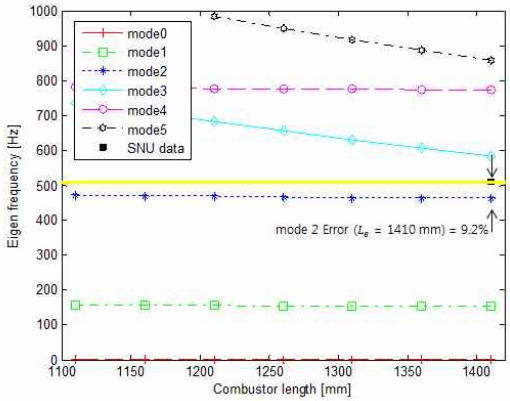


(b) FFT result

Fig. 5 Dynamic pressure at the dump plane of the combustor experiencing combustion instability.



(a) Growth rate



(b) Eigen frequency

Fig. 6 Results of frequency domain analysis of the combustion dynamics.

실험 결과의 1차 피크의 주파수 509 Hz와 모드 2의 고유주파수 462 Hz를 비교하면 약 9.2%오차가 발생한 것으로 이해되며, 2차 피크의 주파수에서는 약 8.1%로 근접하게 예측하였음을 알 수 있다.

부분 예혼합(메탄 75%와 수소 25%) 화염의 연소불안정을 OSCILOS를 이용하여 예측하다 보니, 공기 및 연료 유로, 연료 노즐, 연료 조성, 음향경계조건 등 여러 면에서 다소 거친 단순화를 시도하였다. 그럼에도 불구하고 연소불안정 예측 결과가 실험 결과에 비교하여 유의미하게 논의할 수 있는 수준임을 알 수 있었다. OSCILOS의 소스코드가 공개되어 있으므로 필요한 기능(features)을 갖도록 수정한다면 보다 의미있는 연소불안정 예측을 할 수 있을 것으로 기대한다.

후 기

산업통산자원부의 재원인 한국에너지기술평가원(KETEP) 사업(No. 2011951010001C)의 지원을 받아 본 연구를 수행하였고 이에 감사드립니다. 실험 데이터를 제공해 주신 서울대학교 윤영빈교수님께도 감사드립니다.

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] http://www.oscilos.com/

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

[5] 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.

[6] D. J. Cha, J. K. Song, and J. G. Lee, “A case study on combustion instability of a model lean premixed gas turbine combustor with open source code OSCILOS,” J. Korean Soc. Combust, To be published.

[7] Y. B. Yoon, et al, 2015.

[8] http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/

[9] 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.