

# LES기반 연소모델과 Helmholtz 방정식을 이용한 LIMOUSINE 버너의 연소불안정 해석

신영준\* · 전상태\* · 김용모\*\*

한양대학교

## Combustion Instability Analysis of LIMOUSINE Burner using LES-based Combustion Model and Helmholtz Equation

Youngjun Shin\*, Sangtae Jeon\* and Yongmo Kim\*\*

Hanyang University

(Received 13 July 2017, Received in revised form 29 August 2017, Accepted 11 September 2017)

### ABSTRACT

This study has numerically investigated the flame-acoustics interactions in the turbulent partially premixed flame field. In the present approach, in order to analyze the combustion instability, the present approach has employed the LES-based combustion model as well as the Helmholtz solver. Computations are made for the validation case of the partially premixed LIMOUSINE burner. In terms of the FFT data, numerical results are compared with experimental data. Moreover, Helmholtz equation in frequency domain is solved by combining CFD field data including the flight time from a nozzle to the flame zone. Based on numerical results, the detailed discussions are made for the essential features of the combustion instability encountered in the partially premixed burner.

**Key Words** : Partially premixed, Flame-acoustics interaction, Flame structure, Combustion instability, Helmholtz equation

### 1. 서론

가스터빈 엔진은 선회유동(Swirl)에 의해 증가된 화학반응시간에 의해 높은 비출력을 갖고 있으며, 왕복엔진에 비해 왕복에너지손실이 적고, 형상이 간단하여 발전소나 항공기 등에 많이 사용된다. 하지만 가스터빈은 높은 온도로 인해 발생하는 기계적 문제와 더불어 공해물질 배출도 많다. 가스터빈엔진의 단점인 높은 공해물질 배출의 문제점을 줄이기 위해 희박연소조건에서 가동되는데 이는 연소불안정을 유발할 수 있다. 불안정한 연소반응을 통해 급격히 확장된 화염가스에 의해 발생된 높은 압력이 파

동을 통해 전파되고 벽면에서 반사된 압력이 mixture의 비율을 변경시키거나, 화학반응을 늦추는 등, 다시 화염장에 영향을 주며 불안정한 연소반응을 일으킨다. 연소기 내부의 압력 섭동은 원활한 연소를 방해하는 것뿐 아니라 기계적 진동을 발생시키며, 연소기의 손상을 일으키기도 한다. 하지만 아직 어떤 경로로 열 발생과 압력 섭동이 불안정성을 유발하는지에 대해 아직 명확하게 밝혀지지 않았으며, 경우에 따라 원인이 다르다. 이러한 문제를 예측하기 위해 사용되는 방법 중 대표적인 것이 LES이다. 출구에서의 impedance값을 통한 반사계수를 고려하기 어렵고, 오랜 계산시간을 요구하지만, 유속 당량비 등 직관적으로 알 수 있는 물성치를 통해 연소불안정을 예측할 수 있으며, 모델링이 상대적으로 적어 계산결과를 통해 많은 데이터를 분석할 수 있다 [1]. 반대로 형상계수를 이용하여, 각 영역을 회로와 같이 구성하는 Lumped network방법이 있다. 이러한 방법은 복잡한 형상을 고려할 수 없고, mode의 모양

† Corresponding Author, ymkim@hanyang.ac.kr

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

을 알 수 없지만, 실제 가스터빈과 같이 여러 단계로 구성되어 있는 복잡한 장치를 단순화하여 계산할 수 있다[2,3]. 선형화 된 음향파(wave)식을 frequency 도메인으로 변경한 helmholtz식을 이용한 방법은, 형상의 frequency별 mode를 알 수 있으며, 불안정한 화염 역학을 설명하기 위해 화염 응답 함수(Flame Transfer Function)의 개념을 도입하여 불안정성을 판별할 수 있다[4].

$$FTF(f) = \frac{\hat{Q}}{\hat{u}|_{ref}} = n(f)e^{i\tau(f)} \quad (1)$$

식 (1)에서 Q는 heat release rate, n과  $\tau$ 는 각각 gain index와 time delay이고,  $u_{ref}$ 는 속도 섭동을 측정하는 위치인 reference point에서의 속도이며, 위첨자와  $\wedge$ 는 각각 평균값과 섭동을 의미한다. 하지만 정확한 화염 응답 모델을 적용해야 하며, 복합적인 원인으로 불안정성이 발생하기 때문에, 형상이나 구동 조건 등에 따라 압력섭동과 발열량 간의 영향력을 나타내는 n과 시차를 나타내는 tau에 대한 값 등이 매번 달라지게 되며, 실험을 통해 얻어진다. 이런 방법을 수치해석적인 방법으로 적용하기 위해, RANS를 통해 얻어진 정지된 물성치 값, 메탄노즐에서 화염장까지의 convection time의 값을 Helmholtz-FTF방법에 적용하는 방법이 있다[5].

## 2. LIMOUSINE 버너

### 2.1. 연소기의 특징 및 구동조건

연소불안정성을 예측하는 방법을 비교하기 위해 University of Twente에서 실험한 단순화된 형태의 부분 예혼합 연소기[6] 조건을 기준으로 LES와 Helmholtz-FTF방법을 이용하여 해석해보았다. Fig. 1은 LIMOUSINE 연소기의 형태를 나타낸다. 연료( $CH_4$ )가 양방향 45도의 각도로 공기의 역방향으로 분사되며 이 과정에서 부분 예혼합 된 혼합기가 wedge에 의해 막혀진 좁은 통로를 통해 연소기 내부로 유입된다. 이러한 형상은 wedge를 이용해 회전효과를, 작은 노즐을 통한 메탄분사로 부분예혼합 조건을 유지하면서,

2d로 계산할 수 있다는 장점이 있다. 연소기의 출구는 완전히 대기에 개방되어 Closed-Open 경계조건에서의 진동 특성을 살펴볼 수 있다. 수치해석 조건은 실험과 수치해석을 비교한 두 논문[7], [8]의 해석 조건을 기본 조건으로 설정하여, 각각 실험과 수치해석 결과와 비교하였다. 기본 케이스는 발열량 40kW, air-factor 1.4이고 여기서 air factor는 당량비

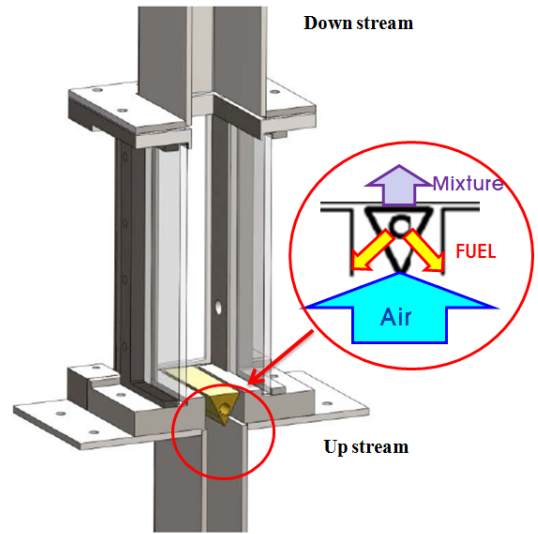


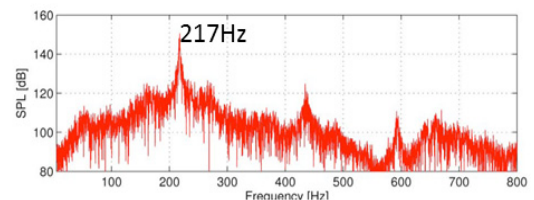
Fig. 1. Geometry of LIMOUSINE combustor.

의 역수이다.

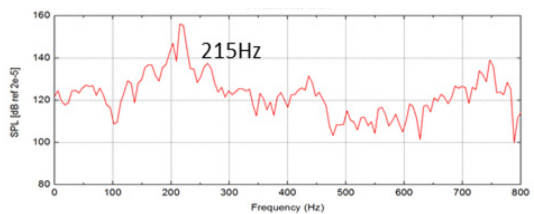
### 2.2. LES기반 연소모델을 이용한 연소불안정 해석

#### 2.2.1. 실험 및 해석 FFT 결과

Fig. 2는 LIMOUSINE연소기의 기본 조건에서의 FFT 결과이다. 실험과 Tufano의 수치해석, 이번 해석결과 모두 maximum pressure가 나타나는 주파수를 217 Hz 내외로 예측하였다. 1<sup>st</sup>axial모드인 첫 번째 resonance frequency의 2배 및 3배 영역에서 발생하는 약 440, 660 Hz 부근에서는 실험의 430, 600 Hz에 비해 과다 예측하는 것을 알 수 있다.



(a) Experiment FFT



(b) LES-FFT

Fig. 2. Measured and predicted FFT result.

### 2.2.2. 화염장 해석결과

Fig. 3-5와 6은 각각 1사이클에서의 온도, 단위부피당 발열량, 압력장 및 속도벡터를 나타낸다. 1사이클이 약  $4.0 \times 10^{-3}$ 으로 5단계로 나누어 1~4단계까지 표시하였으며, 5단계는 1단계와 유사하므로 생략하였다. 1번에서는 swirl연소기와 유사하게, inner recirculation영역에서 mixture가 머무르면서, 후방의 높은 공기의 영향을 받아 화염이 유지된다. 2번째 사이클에서는 급격한 연소반응으로 인해 outer recirculation의 영역이 사라지고, 연소기 내부 압력이 증

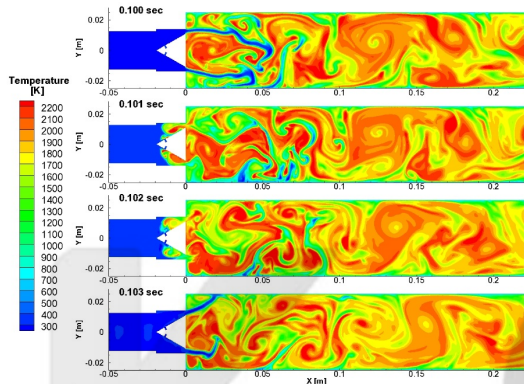


Fig. 3. Temporal evolution of temperature field during one cycle.

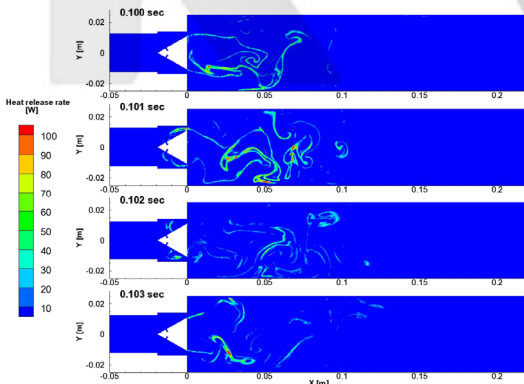


Fig. 4. Temporal evolution of heat release rate field during one cycle.

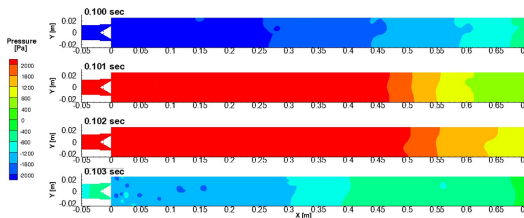


Fig. 5. Temporal evolution of Pressure field during one cycle.

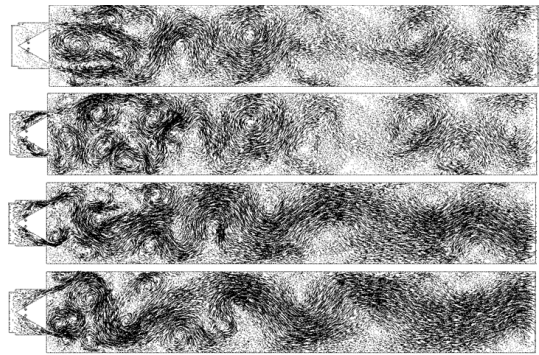


Fig. 6. Temporal evolution of velocity field during one cycle.

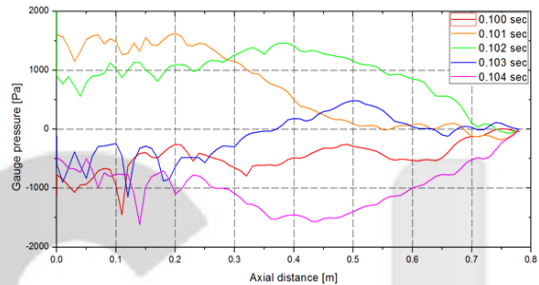


Fig. 7. Temporal evolution of pressure along the center line during one cycle.

가하여, 역압력이 발생한다. 압력에 의해 화염이 상류로 역화하게 되며 해당 위치에서의 메탄을 모두 태우게 된다. 3과 4사이클 사이에서는 지속적으로 들어오는 공기에 의해 역화염이 밀려나며, 당량비가 일시적으로 낮아진다. 낮은 당량비에 의해 꺼진 화염에 메탄이 공급되면서, 재발화가 일어나 1번째 사이클의 과정으로 돌아간다. Fig. 7은 축방향을 따른 시간에 따른 압력의 변화를 나타낸다. 다양한 주파수가 나타나지만, 연소기 이전인 plenum과 연소기 전부를 포함한 영역에서의 1<sup>st</sup> axial모드가 두드러지게 나타난다. 이는 연소기 전체 영역에서의 closed-open 조건에서의 1~3 axial모드의 음향장을 나타낸 Fig. 11에서 알 수 있다.

### 2.3. Helmholtz 방정식을 이용한 연소불안정 해석

해당 과정을 보면, 부분예혼합 화염이나 확산화염의 경우에서 당량비의 변화에 화염이 영향을 받으며, 메탄 노즐에서부터 화염장까지 convection에 의해 재발화가 일어나는 것을 알 수 있다. 따라서 압력과 발열반응을 연소장과 메탄노즐에서의 압력 전파와 노즐에서부터 화염장까지 mixture의 convection time, 그리고 화학반응에 소모되는 시간의 관계로 단순화 할 수 있다. 따라서 노즐에서부터 화염까

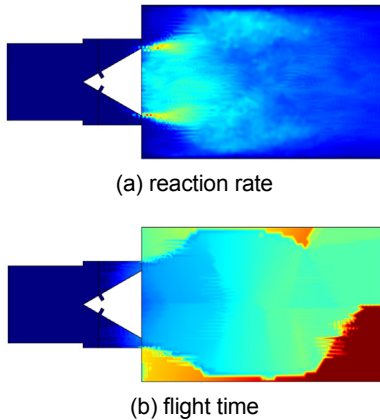


Fig. 8. Mean field of reaction rate and flight time of LES.

지의 convection time을 추적하여 연소장과 time delay의 관계를 Helmholtz식의 source항으로 추가하였다.

Helmholtz식에서 필요한 음속과 밀도는 일반적으로 기준에 plenum에서의 차가운 공기와 연소기 내부 뜨거운 화염장 2개의 상수를 적용하지만, CFD결과를 이용한 field data를 이용하여 정확성을 향상시켰다. 앞서 계산한 LES 및 URAN의 경우 수렴 이후에도 오랜 시간 섭동 데이터를 추출하여 FFT변환을 통해 불안정성을 판별할 수 있지만, CFD-Helmholtz를 연동하는 경우 수렴 이후 field data만 이용하기 때문에 짧은 시간에 불안정성을 판별할 수 있다. 추가적으로 helmholtz의 source항에 적용된 n-tau모델을 적용하기 위해 reaction rate와 time delay값이 필요하다. 앞서 설명한 단순화된 time delay값은 in-house 코드를 통해 field data를 추출하였다. Fig. 8에서는 reaction rate와 flight time을 나타낸다. 화염 이후 복잡한 선회유동에 의해 time delay값이 크게 나와 정확성이 떨어지지만, source항은 실제 화학반응이 일어나는 상류부분에서만 적용되므로, 문제가 되지 않는다.

2.3.1. RAN 및 LES 기반의 화염장해석 결과

Fig. 9와 10은 RAN와 LES의 밀도와 음속의 field data를 비교한 결과이다. LES는 큰 섭동으로 인해 화염장이 이동하는 결과까지 포함하여 변화되는 화염의 평균값을 추출하였기 때문에, 최고화염 온도가 상대적으로 낮으며, 급격한 연소로 인해 recirculation 영역이 사라지는 사이클도 포함하므로, 해당 부분에서의 온도가 더 높게 나타난다. 이는 Helmholtz식에서 쓰이는 데이터의 차이로 나타나 resonance frequency를 다르게 예측하리라는 것을 알 수 있으며, 이런 문제는 섭동이 극단적으로 크지 않는 경우 차이가 발생하지 않으며, 섭동이 큰 경우 URANS를 이용한 방법으로 계산시간을 크게 늘이지 않고 평균값을 추

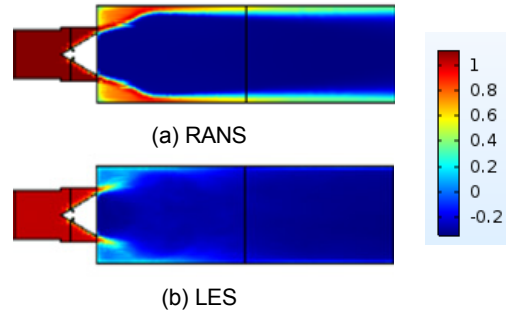


Fig. 9. Mean field of density.

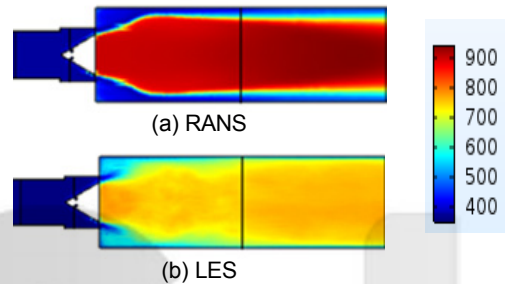


Fig. 10. Mean field of speed of sound.

출하는 방법을 사용할 수 있다.

Fig. 11은 각 모드에 해당하는 압력섭동의 2차원 및 1차원 결과이다. 압력 섭동값은 mode의 형상을 보기 쉽게 양수로 표현하였으며, 2<sup>nd</sup> mode의 경우 연소기 내부는 plenum과 반대의 위상을 갖고 있다.

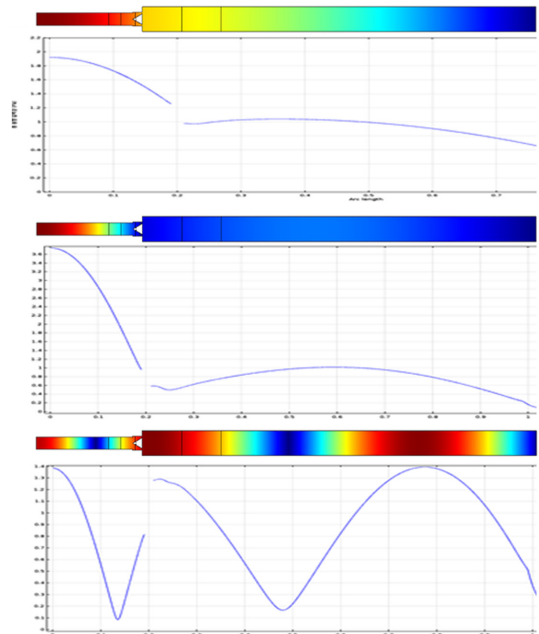


Fig. 11. Mode shape (1 L, 2 L, 3 L).

**Table 1.** Resonance frequency

		1 L	2 L	3 L
Experiment[6]	frequency [Hz]	217	430	600
Ref. LES[8]	frequency [Hz]	242	-	720
LES	frequency [Hz]	215	440	740
LES-Helmholtz	frequency [Hz]	251	372	609
	growth rate [-/s]	40	32	23
RANS-Helmholtz	frequency [Hz]	219	405	762
	growth rate [-/s]	21	23	-36

각 모드에 대한 frequency와 growth rate를 얻을 수 있으며, growth rate가 양수로 나타나는 경우 해당 모드가 크게 나타나며, 음수인 경우 모드가 줄어든다. Helmholtz식에서는 점성과 선회유동 등 damping에 대한 항목을 생략하였으므로, growth rate가 양수로 나타나는 경우에도 섭동이 감소되어 모드가 나타나지 않는다. 또한 섭동이 다소 발생하더라도 내구력에 문제가 되지 않는 경우 무시할 수 있다. 따라서 실제 상황에서 growth rate를 허용하는 기준을 설정하여 불안정성의 지표를 정해야 한다.

Table 1에서는 실험, 다른 논문에서 다룬 LES, 이번 LES결과, 그리고 복합 방법인 LES-Helmholtz,와 RANS-Helmholtz의 결과를 frequency로 나타낸 것이다. Helmholtz방식에서는 growth rate가 양수인 경우 해당 모드가 크게 나타난다. 실험에서는 1<sup>st</sup> axial 모드는 220 Hz로 나타났으며 2<sup>nd</sup>, 3<sup>rd</sup>모드의 크기 1<sup>st</sup> 모드에 비해 순차적으로 작게 나타났다. 타 논문의 LES결과는 1<sup>st</sup> 및 3<sup>rd</sup> 모드를 예측했으며, 이번 논문의 LES결과는 Fig. 2에서와 같이 모든 모드를 예측하였다. 3<sup>rd</sup> 모드의 경우 실험에서의 600 Hz와 다르게 740 Hz로 크게 예측했으며 이는 기존 LES논문에서도 유사한 경향을 나타낸다. 오차에 대한 원인은, 연소기 출구에서 압력이 완벽하게 anti-node가 된다고 가정하는 것이 가장 크다고 볼 수 있으며, 이는 압력의 빠져나감을 impedance를 이용하여 적용하여 수정하거나, 연소기 출구 이후 대기영역까지 확장하여 계산하면서 오차를 줄일 수 있다. 또한, 기초적인 연소 모델을 사용함에 따라 reaction time에 따른 화염장의 생성위치를 예측하지 못한다는 것을 원인으로 들 수 있다. LES와 RANS 데이터를 이용하여 Helmholtz식

을 계산한 경우를 비교해보면, LES를 기본으로 하는 경우 모든 모드의 growth rate를 통해 1<sup>st</sup> 2<sup>nd</sup> 3<sup>rd</sup> 모드의 크기를 순차적으로 잘 예측하였다. frequency에 대해서는 다소 어긋난 결과를 얻었지만, 이는 boundary에서의 impedance값을 통해 실제와 유사한 조건을 설정함으로써 수정할 수 있고, 이는 각 연소기와 출구에서의 대기조건, 연소기 이후의 형상에 따라 다르기 때문에 실험을 통해 얻어 적용할 수 있다. RANS 데이터를 이용한 결과는 3<sup>rd</sup> 모드가 나타나지 않는다고 예측하였으며, 1<sup>st</sup> 2<sup>nd</sup> 모드 또한 상대적으로 작게 예측하였다. Fig. 9에서와 같이 steady RANS를 이용하는 경우 reaction이 발생하는 위치가 LES의 mean field데이터와 크게 다르며 이는 LIMOUSINE과 같이 화염의 변화가 큰 경우 더욱 차이가 두드러지게 된다. 화염장 위치의 잘못된 예측으로 인해 예측능력이 떨어진다는 것을 알 수 있다.

### 3. 결론

LES모델을 이용한 CFD결과는 실험결과와 유사한 결과를 얻을 수 있었다. 하지만, 출구에 대한 유동 특성 및 연소반응에 대한 모델에 의해 오차가 발생하였다.

LES-Helmholtz의 경우 짧은 시간 동안 얻은 mean data를 이용하여 불안정성을 예측할 수 있다. 이는 LES에서와 같이 섭동 데이터를 오랜시간 출력하여 FFT분석을 하는 것에 비해 짧은 시간으로 계산할 수 있다. boundary에 의한 영향에 따른 오차가 크지만, 이는 transient CFD에서도 동일한 문제가 있다.

RANS-Helmholtz는 이번 결과에서는 크게 어긋난 결과를 얻었지만, 상대적으로 화염섭동이 적은 다른 PRECCINSTA 연소기 및 GE가스터빈의 단일노즐의 경우 RANS-Helmholtz도 실제와 유사하게 예측하였다. 이 경우 연소의 특성에 따라 영향을 크게 받는다는 단점이 있지만, 극단적으로 짧은 계산시간으로 불안정성을 예측할 수 있다.

### References

- [1] S. Roux, G. Lartigue, T. Poinso, U. Meier, C. Bérat. Studies of mean and unsteady flow in a swirled combustor using experiments, acoustic analysis, and large eddy simulations, *Combust. Flame*, 141 (2005) 40-54.
- [2] M. Bauerheim, M. Cazalens, T. Poinso, A theoretical study of mean azimuthal flow and asymmetry effects on thermo-acoustic modes in annular combustion, *Proc. Combust. Inst.*, 35 (2015)

- 3219-3227.
- [3] J. Kim, J. Yoon, S. Joo, S. Kim, C. Sohn, Y. Yoon, Combustion Instability Analysis of Partially Premixed Model Gas Turbine Combustor with 1D Lumped Method, *J. Korean. Soc. Combust.*, 22 (1) (2017) 39-45.
- [4] Jean-François Parmentier, Pablo Salas, Pierre Wolf, Gabriel Staffelbach, Franck Nicoud, Thierry Poinsot, A simple analytical model to study and control azimuthal instabilities in annular combustion chambers, *Combust. Flame*, 159 (2012) 2374-2387.
- [5] F. Nicoud, L. Benoit, C. Sensiau, T. Poinsot, Acoustic modes in combustors with complex impedance and multidimensional active flame, *AIAA Journal* 45(2) (2007), 426-447.
- [6] J. C. Roman, J. B. W. Kok, Non linear Effects in a Lean Partially Premixed Combustor During Limit Cycle, *Proc. of ASME Turbo Expo 2012*, June 11-15, 2012, Copenhagen, Denmark.
- [7] S. Tufano, P. Stopford, J.C.R. Casado, J.B.W. Kok, Modelling Flame-generated Noise in a Partially Premixed, Bluff Body Stabilized Model Combustor, *Proc. of ASME Turbo Expo 2012*, June 11-15, 2012, Copenhagen, Denmark.
- [8] I. Hernandez, G. Staffelbach, T. Poinsot, J.C.R. Casado, J.B.W. Kok, LES and Acoustic Analysis of Thermo-acoustic Instabilities in a Partially Premixed Model Combustor, *Combust, spray and flow dynamics for aerospace propuls.*, Vol. 341, 2013, pp. 121-130.

K C I