

<학술논문>

DOI:10.3795/KSME-B.2008.32.9.659

둔체를 갖는 연소기에서 자러 연소 진동에 관한 수치해석

김현준* · 홍정구* · 김대희* · 신현동†

(2008년 4월 21일 접수, 2008년 6월 23일 수정, 2008년 7월 31일 심사완료)

Numerical Simulation of Self-excited Combustion Oscillation in a Dump Combustor with Bluff-body

Hyeon Jun Kim, Jung Goo Hong, Dae Hee Kim and Hyun Dong Shin

Key Words : Turbulent Combustion (난류 연소), Numerical Simulation (수치해석), Combustion Instability (연소 불안정), Self-excited Combustion Oscillation (자러 연소 진동)

Abstract

Combustion instability has been considered as very important issue for developing gas turbine and rocket engine. There is a need for fundamental understanding of combustion instability. In this study, combustion instability was numerically and experimentally investigated in a dump combustor with bluff body. The fuel and air mixture had overall equivalence ratio of 0.9 and was injected toward dump combustor. The pressure oscillation with approximately 256Hz was experimentally obtained. For numerical simulation, the standard $k-\epsilon$ model was used for turbulence and the hybrid combustion model (eddy dissipation model and kinetically controlled model) was applied. After calculating steady solution, unsteady calculation was performed with forcing small perturbation on initial that solution. Pressure amplitude and frequency measured by pressure sensor is nearly the same as those predicted by numerical simulation. Furthermore, it is clear that a combustion instability involving vortex shedding is affected by acoustic-vortex-combustion interaction. The phase difference between the pressure and velocity is $\pi/2$, and that between the pressure and heat release rate is in excitation range described by Rayleigh, which is obvious that combustion instability for the bluff body combustor meets thermoacoustic instability criterion.

1. 서 론

국내에서 가스터빈과 로켓 개발과 관련하여 연소불안정의 제어 기술이 큰 문제가 되어 점차 연구의 중요성이 부각되고 있는 실정이다. Sohn⁽¹⁾은 로켓 엔진 연소기 해석을 위해 ANSYS 를 이용하였다. 그는 배플이 없는 연소실 및 블레이드 배플이 장착된 연소실의 음향 특성을 비교 분석하여 배플 장착에 의한 주파수 감소효과를 조사하였다. Ko 등⁽²⁾은 상온 음향 시험을 통한 모드 분석을 수행하였다. 최적의 배플 선정을 위해 연소 불안정의 유해 주파수 모드인 1T 를 발견하였다. Sohn 등

⁽³⁾은 FEM(Finite Element Method)기법으로 연소에 의한 온도장의 불균일을 고려하여 유해주파수의 정량적인 량을 도출하였다. 이와 같은 배플의 사용은 Crocco 의 논문⁽⁴⁾에서 찾을 수 있다. 그들은 변동 에너지의 소산을 극대화 시키는 방법으로 비교적 낮은 주파수에 대해 배플을 이용하는 방법과 높은 주파수에 대해 acoustic cavity resonator 를 적용하는 방법을 자세히 설명하였다. Park 등⁽⁵⁾은 가스터빈 엔진 연소실에 장착된 음향 공명기에 의해 야기되는 음향학적 감소 효과를 선형 음향 해석을 통해 조사하였다.

한편, 국내에서는 로켓 개발과 더불어 발전용 가스터빈 개발이 두산 중공업을 중심으로 본격적으로 이루어지고 있다. 이러한 가스터빈 또한 환경적인 문제와 에너지 절감 문제로 인하여 예혼합 방식을 사용하면서 연소불안정에서 자유로울 수가

† 책임저자, 회원, 한국과학기술원 기계공학과

E-mail : hdshin@kaist.ac.kr

TEL : (042)869-8829 FAX : (042)869-8820

* 한국과학기술원 대학원 기계공학과

없어졌다. 따라서 가스터빈 개발에 있어서도 연소 불안정을 설계 단계에서 회피하는 디자인을 하거나 운전 중 불안정성이 발생하게 될 경우 연소 시스템을 제어할 인자에 관한 기초연구가 필요하다고 할 수 있다. 이러한 상황에서 연소기술센터(Combustion Engineering Research Center, CERC)는 일본 미쓰비시 중공업의 지원으로 연소 불안정에 관한 연구를 수행하였고 불안정 인자로 당량비의 변동에 초점을 맞추었다.⁽⁶⁾ 이러한 당량비 변동은 10Hz 정도의 저 주파수의 발생 원인에 대해 초점을 맞추고 있으며 실험적으로 그 원인이 압력에 의한 연료측 질량 유량의 변동을 초래하여 결국 당량비의 변동이 저 주파수의 발생에 기여한 것으로 분석하였다.⁽⁷⁾ 이러한 결과는 Kim 등⁽⁸⁾의 수치계산으로부터 그 원인을 규명하였다.

이렇듯 국내에서 연소 시스템의 개발과 관련하여 괄목할 만한 성장과 연구에도 불구하고 가장 중요하면서도 활발한 연구가 진행되지 못한 부분이 연소 불안정이다. 이를 고려하고 디자인하거나 운전 중 제어하는 기술은 업계 혹은 국가간 보안으로 취급될 만큼 가스터빈과 로켓 개발의 가장 중요한 기술이라 할 수 있다. 더욱이 아직도 연소 불안정에 관한 문제는 설계단계에서 완전한 해결이 불가능한 문제이다.

연소 불안정성 분석 방법은 그동안 음향학적으로 선형분석기법을 이용하였다. 그러나 이러한 방법은 몇가지 한계를 지니는데 연소의 화학 반응과 압력응답 특성에 관한 정보를 주지 못하고 비선형성에 의한 limit cycle 에서 최대 압력진동에 관한 정보를 주지 못한다. 이러한 한계로 인해 CFD 접근방법을 점차 이용하고 있다. 국내에서는 Kim⁽⁹⁾은 열음향 불안정에 관한 수치해석적인 접근 방법을 이용하였다. 그의 결과에서 당량비에 따라 열량의 변화가 다르므로 서로 다른 주파수가 나타남을 보고하였다. Sohn 등⁽¹⁰⁾은 CFD 기법을 적용하여 가스 터빈 연소기를 해석하였다. 국외에서는 Hantschk 와 Vortmeyer,⁽¹¹⁾ Robert C. Steele 등,⁽¹²⁾ Steven M. Cannon 등⁽¹³⁾이 연소불안정 현상을 분석하기 위해 이미 CFD 기법을 이용하였다. 이러한 CFD 기법을 이용한 연구는 비록 그 계산 비용과 시간이 많이 들지만 연소 불안정을 근본적으로 연구하는데 많은 도움을 주고 있다.

CFD 를 이용한 연구 방법에는 난류처리 방법에 따라 최근 점차 대중화 되어가는 LES(Large Eddy Simulation)와 전통적으로 사용되어온 URANS(Unsteady RANS)를 이용하는 방법이 있지만 LES는 여전히 계산 비용이 많이 들어간다. 그러므로 URANS가 아직도 범용적으로 많이 쓰이고 있기 때문에 이를 이용하여 단순히 불안정 여부를 판단하고 limit cycle에서 주파수 분석을 수행하는 방법에 이용되고 있다.^(12,13) 또한, 학술적으로 접근할

경우 연소 불안정에 영향을 미치는 물리량(압력, 속도, 열발생율)들의 변화를 시간 지연 효과에 의해 분석하는 방법을 이용하기도 한다.⁽¹¹⁾

Matveev 과 Culick⁽¹⁴⁾에 의하면 vortex shedding과 관련된 연소 불안정은 주로 chamber acoustics, unsteady combustion, vortex shedding, reactant supply system 이렇게 4 가지 요소에 의해 일어난다. 그리고 그들의 연구에서는 마지막 요소를 제외한 3 가지에 대해 연구를 하였고, 불안정 매커니즘은 불안정한 shear layer에서 기인한 와동(vortex)이 하류에서 소산(shedding)되고 특성 연소 시간에 지배 받게 된다. 이러한 비정상 연소는 연소기 내부의 acoustic mode의 가진에 의해 생성함으로써 작용하고 진동하는 유동장은 vortex shedding process에 영향을 주게 된다. 이러한 되먹임(feedback) 구조는 연소 시스템을 불안정하게 만든다. 이에 관한 연구는 과거 여러 연구자들⁽¹⁵⁻¹⁸⁾에 의해 수행되어 왔고, CFD를 이용한 구체적인 조사도 이루어지고 있다.⁽¹⁹⁻²⁴⁾

한편, 본 연구에서 관심을 가지고 있는 연소 불안정의 대표적인 매커니즘은 열음향 불안정 효과이다. 이 매커니즘은 열발생율과 음향이 상호 위상이 겹쳐졌을 때 연소 불안정성이 커지는 현상을 의미한다. Baron Rayleigh⁽²⁵⁾는 Rijke 튜브에서 발생하는 열음향 현상에 대해 고찰하였다. 그는 열원인 거즈(gauze)로부터 열전달 변화가 매질의 진동 운동에 달려 있고 반면, 열전달의 효과는 압력 변화에 의존한다고 언급하였다. 따라서 거즈는 양쪽 효과가 민감한 곳에 있어야 한다고 결론을 내렸다. 이론적인 결과는 Poinsot 과 Veynante⁽²⁶⁾에 유도되어 있는데 튜브압력과 열발생율의 진동의 최대값 사이의 시간지연 τ 가 $\pm 1/4$ 주기 사이에 있으면 진동이 발생하는 것으로 나타났다.

$$-\frac{1}{4}T_f < \tau < \frac{1}{4}T_f \quad (1)$$

위 조건은 이론적으로 plane wave로 가정하여 도출된 결과이므로 조화 진동에 가까울 경우 해석이 가능하다. 하지만 조화진동이 아닐 경우 위 식은 잘못 이해될 수 있기 때문에 Rayleigh 적분 방법을 통해 공간적인 진동을 해석하게 된다.

$$\int_{V_R} \int_{T_f} \dot{Q}(t, \mathbf{x}) p'(t, \mathbf{x}) dt dV = Ra \quad (2)$$

여기서 V_R 은 반응대를 나타내고 T_f 은 압력의 주기를 나타낸다. 열발생율과 압력의 곱은 음향 파워의 생성항을 나타낸다. Ra 가 만일 0보다 클 경우 자려 진동이 생기고 Ra 가 0보다 작을 경우 진동이 발생하지 않는다. 이러한 기준은 많은 연구자들에 의해 열음향 불안정을 판단하는 기준이

되고 있는데 이미 Hantschk⁽¹¹⁾ 등이 Rayleigh 의 예측을 바탕으로 수치계산을 수행한 뒤, 위에서 언급한 압력과 열발생율의 시간지연이 1/4 주기 사이에 있는 것을 확인하였다.

본 연구에서는 기존의 연구자들의 결과를 바탕으로 둔체를 가지는 연소기에 대해 연소 불안정 현상을 실험과 수치해석 방법으로 접근해 보았다. 기본적으로 URANS 기법을 이용하여 연소 불안정 현상을 acoustic-vortex-combustion 의 상호작용에 관한 측면과 열음향학적인 관점에서 살펴보았다. 먼저 계산의 타당성은 실제 실험으로부터 센서를 이용하여 시간에 따른 압력 변동 데이터를 얻고, 주파수 분석을 통해 계산에서 도출된 주파수를 서로 비교하였다. 그리고, 계산에서 얻어낸 데이터를 통해 acoustic-vortex-combustion 의 상호작용을 파악하고자 하였다. 이를 위해 각 시간 스텝에서 데이터를 저장하여 도시하였다. 열음향학적인 분석을 위해 방법론적으로는 Hantschk 등⁽¹¹⁾의 방법을 따르고, 기존의 주파수 분석과 더불어 어떠한 변수가 연소 불안정에 기여하고 중요한 인자가 무엇인지를 시간 도메인 상에서 time lag analysis 를 수행하여 연소 불안정을 해석하였다. 이를 통해 압력과 열발생율의 위상차이를 분석하여 둔체가 있는 연소기에서도 마찬가지로 Rayleigh 조건을 만족함을 보이고자 한다.

2. 실험 장치 및 실험 방법

2.1 실험실 스케일 연소기와 실험장치

본 연구에서 사용한 기하학적 형상은 Hong 등⁽²⁷⁾이 사용한 연소기를 그대로 이용하였다. 따라서 연소기와 버너의 기하학적 형상은 그대로 유지하면서 스월러(swirler)가 장착된 버너대신 둔체(bluff-body)를 장착하여 화염의 날림을 막고 2 차원 축대칭 문제로 쉽게 전환할 수 있게 하였다.

Fig. 1 은 본 연구에서 사용된 버너와 연소기를 도시하였다. 전체적으로 축대칭 구조로 X 축은 원통형 연소기의 중심과 덤프면을 기준으로 출구 방향을 가리키고, Y 축은 반경방향으로 좌표축을 설정하였다. 연료로써 LPG (~98% C₃H₈)를 사용하였고 안쪽으로 들어가며 주변으로 공기가 주입되는 구조를 갖고 있다. 둔체는 가로 직경 66 mm 그리고 세로 길이 22 mm 의 크기를 갖는 역 마름모꼴 구조로 이루어져 있다. 그러므로 화염은 반경방향으로 유동구조를 가지게 되어 화염의 상류측 체류 시간이 길어지게 되므로 스월러 없이도 덤프면에서 존재할 수 있게 된다. 연료 분사 노즐은 덤프면으로부터 아래로 285 mm 떨어진 지점에 90° 간격으로 직경 0.3mm 의 크기를 갖는 hole 이 총 4 개로 이루어져 있다. 연소 챔버의 높이는 덤프면 기준으로 700 mm 로 고정되어 있으며 본 연구에서

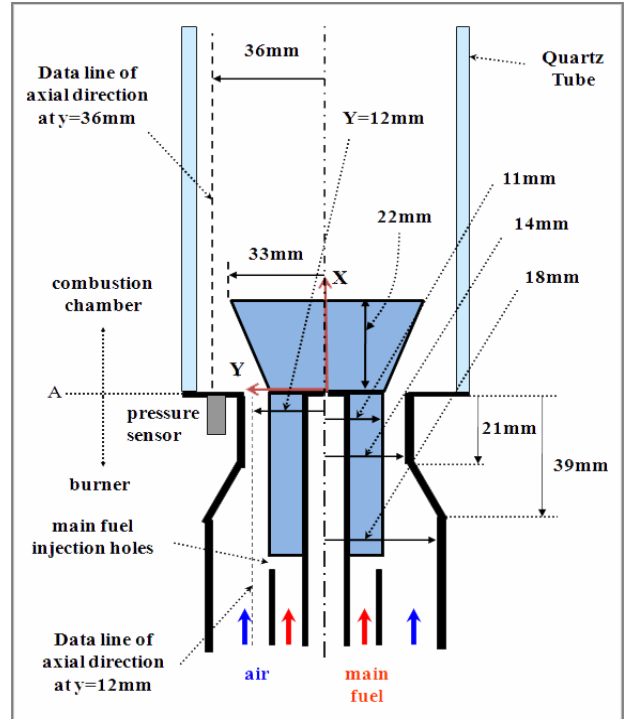


Fig. 1 Schematic diagram of combustor

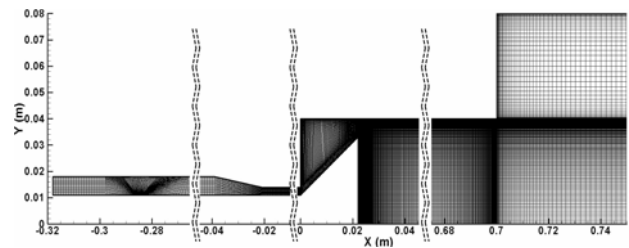


Fig. 2 Grid system for bluff-body combustor

사용되는 연소기는 구조상 longitudinal mode 만이 지배적으로 나타나게 설계되었다. 연소실 내부의 동압력 (dynamic pressure)은 덤프면 하단에 설치된 압력센서 (Piezoelectric pressure sensor, PCB Model 106B)를 이용하여 측정하였으며 고온의 열로부터 센서를 보호하기 위해 냉각수가 흐르도록 디자인 되었다.

격자계는 전체적으로 축대칭으로 높이 700 mm, 직경 80mm 의 Quartz 관에 높이 80mm, 반경 80mm 의 계산 도메인을 추가하였고 모두 대기압 조건으로 처리하였다. 총 145012 개의 격자를 사용하였으며 연료 분사구에 격자를 집중시켰다. 이 격자를 기준으로 격자수에 따른 해의 의존성을 알아 보기 위해 해당 격자를 2 배로 늘려 정상상태의 해인 축방향 온도 분포를 비교할 때 오차가 1% 미만이었다. 따라서 처음 결정된 격자는 해에 큰 영향을 미치지 못하는 것으로 보였다.

3. 수치해석 방법

3.1 경계조건 및 수치해석 방법

실험에서는 300 (l/min)의 공기를 기준으로 당량비 0.9 로 체적 유량을 고정하여 실험하였고 계산에서는 이를 고정된 질량 유량으로 주었다. 연소기의 출구는 압력 경계조건으로 설정하여 대기압 조건을 주었다. 덤프면을 포함한 연소기의 벽면은 600K 으로 가정하였고 혼합기의 분사 노즐부는 288K 으로 설정하였다. duct와 덤프면 하단부는 단열온도 조건으로 주었다. 본 연구에서는 solver로서 상용 코드인 FLUENT⁽²⁸⁾를 이용하여 비정상 해석을 수행하였다. 본 연구에서는 난류유동해석을 위해 일반적으로 사용되고 있는 표준 $k-\epsilon$ 난류 모델을 사용하였다. 압력과 속도와의 결합을 설명하기 위해 SIMPLEC 알고리즘을 적용하였고 밀도 (1st order)를 제외한 공간에 대해 2nd order upwind scheme 을 사용하였으며, 시간에 대해 2nd order implicit method 를 적용하였다. 시간 스텝은 CFD 를 사용한 여러 연구자들^(11,12,13)의 결과를 분석하여 5×10^{-5} sec 로 정하였고 Courant 수는 안정성을 확보하면서 효율적인 계산을 위해 화염대에서 25 미만의 값을 갖도록 조정되었다.

3.2 Combustion Model

연소장의 해석에 있어 난류와 화학반응의 상호작용을 정확히 설명하는 것이 가장 중요하다. 난류 해석은 기본적으로 DNS, LES 와 전통적인 방법인 RANS 기법이 존재하고 이러한 난류모델과 화학반응을 어떻게 결합시키는지 가 관건이다. 최근 많은 연구자들이 계산비용이 저렴해지면서 DNS 와 RANS 의 장단점을 보완한 LES 기법을 선호하고 있다. Steven M. Cannon 등⁽¹³⁾은 3D LES 와 URANS, 2D URANS 를 계산하여 서로 비교해 보았다. 그들의 결과에서 모두 동일한 압력 변동의 변화를 보였고 그 크기 또한 큰 차이가 없었다. 이와 같은 결과는 연소불안정 해석에 있어 URANS 는 적은 비용으로 LES 와 거의 동일한 재현성을 얻을 수 있다는 것을 의미한다. 그러므로 본 연소 불안정 해석에 있어 URANS 는 타당성을 보여준 결과라 볼 수 있다.

난류 모델링에 대해 RANS 와 화학반응은 크게 난류 혼합과 확률론적인 접근방법으로 모델링 된다고 볼 수 있다. 확률론적인 방법은 PDF (Probability density function) 을 이용하여 해석하는 기법이고 난류 혼합 모델은 난류 유동 시간 스케일에 의해 연소현상이 지배된다고 보고 모델링 된 것이다. 따라서 후자의 경우가 더욱 물리적인 의미에 가깝다고 볼 수 있다.

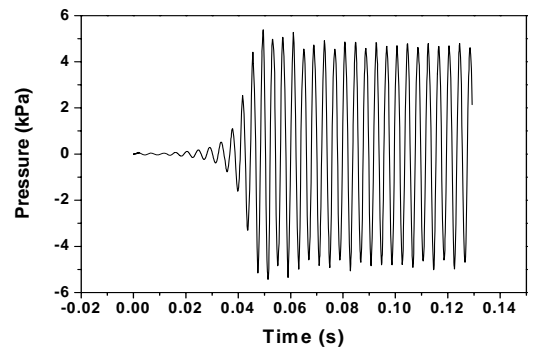
특히, 후자의 경우 난류 화염을 해석하는데 있

어 가장 간단한 모델이 Eddy Dissipation Model (EDM)이다. 이 모델은 Magnussen 와 Hjertager⁽²⁹⁾에 의해 개발된 모델로써 연료와 산화제가 만나면 바로 연소가 일어나는 모델이다. 기존의 eddy breakup 모델의 경우 과도한 열량이 방출되는 결점이 존재하였는데 EDM 의 경우 생성물의 농도를 고려함으로써 이러한 문제점을 해결할 수 있었다. 그리고 이 모델은 현상론적인 모델로써 엄밀한 의미에서 물리적인 모델로 볼 수 없고 공학적인 측면에서 현상을 잘 예측하고 CFD 에 쉽게 적용될 수 있는 이점이 있기 때문에 이용되고 있다.

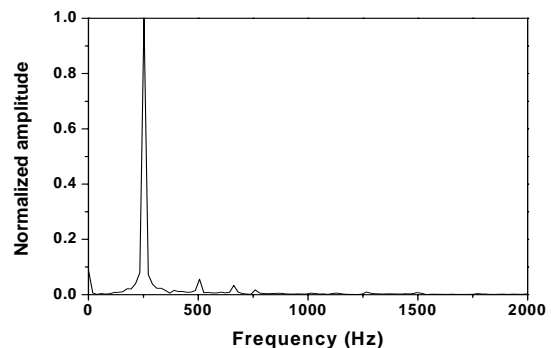
한편, 난류 유동 상황에서 반응이 미소혼합에 의해 지배되어 어디에서나 충분히 빠른 것은 아니다. 예를 들면 벽면 근처에서 난류에 의한 연소 효과가 지배적이지 않으므로 난류에 의한 혼합 효과와 화학반응에 의한 효과를 동시에 고려하는 방법이 적

4. 실험 및 계산 결과

4.1 시간에 따른 압력의 거동



(a)



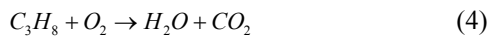
(b)

Fig. 3 Pressure signal of the combustor by numerical simulation (a) The time evolution of pressure amplitude after forcing a perturbation on boundary condition, (b) FFT

절하다. 수치적인 방법으로는 위의 두 가지 효과를 대표하는 반응물의 최소값을 계산 도메인상에서 반응물의 대표 값으로 적용한다. 이러한 방법을 통상적으로 Hybrid model 이라 부르기도 한다.

$$R_{Hybrid} = -\min[|R_{EDM}|, |R_{Kinetic}|] \quad (3)$$

여기서 $R_{Kinetic}$ 은 Arrhenius 반응 모델을 사용하며 Westbrook⁽³⁰⁾ 의 다음과 같은 Global 1-step 화학 반응을 사용한다.



이와 같은 연소 모델은 근본적으로 현상론적인 사고에 의해 도출된 모델이므로 난류와 화학반응의 상호작용에 관한 물리적인 현상을 정확하게 모사하는데 한계가 있다. 실제 연소 현상에서 난류와 화학반응의 상호작용은 상당히 복잡하기 때문에 난류 변동과 화학반응의 자세한 분석을 위해서는 더욱 정밀한 연소모델이 요구된다. 비록 이러한 결점에도 불구하고 본 연구에서 사용하는 연소 모델은 이미 Hantschk 와 Vortmeyer 의 결과⁽¹¹⁾에서 알 수 있듯이 실제 실험 결과를 잘 모사하고 있음을 알 수 있다.

실험 결과에서 연소 불안정에 관한 비정상 해석을 위해 시간지연효과를 분석하였다. 실험 결과는 덤프면의 압력 센서로부터 데이터를 수집하여 도시하였다. 이 데이터를 주파수 분석하면 256Hz 를 나타내었다. 이 결과는 매우 흥미롭다. 그 이유는 다음에 보이는 수치계산 결과와 매우 유사한 결과를 보였기 때문이다.

Fig. 3 는 유동장에 섭동을 가했을 때 불안정 조건으로 천이할 경우 대표적인 비선형 거동을 보이는 결과이다. Fig. 3(a)에서 Peak-to-peak pressure 는 약 10kPa 의 상당히 높은 크기의 압력 진동을 보이고 있고 그 거동은 전형적으로 limit cycle 로 연

소 불안정이 증가하는 모습과 동일하다.⁽²⁶⁾ 이러한 비선형 형태의 동적 거동은 기본적으로 limit cycle 형태의 attractor 를 가지며 van der pol 방정식의 해로 볼 수 있다.⁽³¹⁾ 한편, limit cycle 영역에서 FFT (Fast Fourier Transform)를 취해 주파수 분석을 하면 Fig. 3(b)와 같이 약 253 Hz longitudinal mode 를 얻을 수 있다.

이 주파수는 앞에서 도출한 실험 결과인 약 256Hz 와 비교할 때 약 3Hz 의 주파수 차이가 나타났다. 이러한 결과는 실험결과에 비해 수치계산 결과가 과소평가된 것으로 현재 CFD 를 이용한 여러 연구자들⁽¹¹⁻¹³⁾의 결과에서 계산된 주파수가 과대 평가되어 나타나고 있는 것과 비교할 때 상반된 결과를 보였다. 이러한 결과는 Cannon 등이⁽¹³⁾ 계산에 의한 과대평가된 주파수에 의문을 제시하였는데 그는 적은 화학반응개수, 스윌러에 의한 정확한 유동 모사의 실패를 그 원인으로 추측했다. 하지만, Sengissen 등⁽³²⁾의 LES 계산 결과에서 그 원인을 직접적으로 알 수 있다. 그들은 벽면 열손실을 고려함에 따라 주파수는 감소한다고 보고하였다. 본 연구에서는 600K 의 등온 벽 조건으

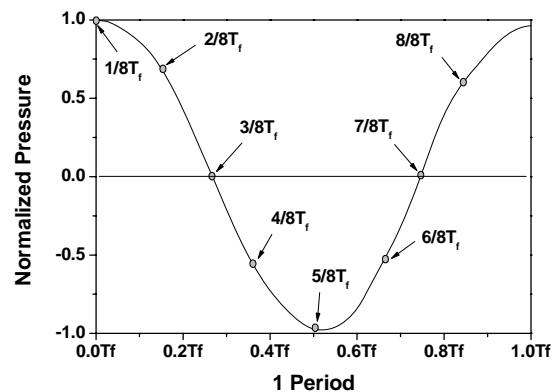


Fig. 4 Pressure history with 1 period

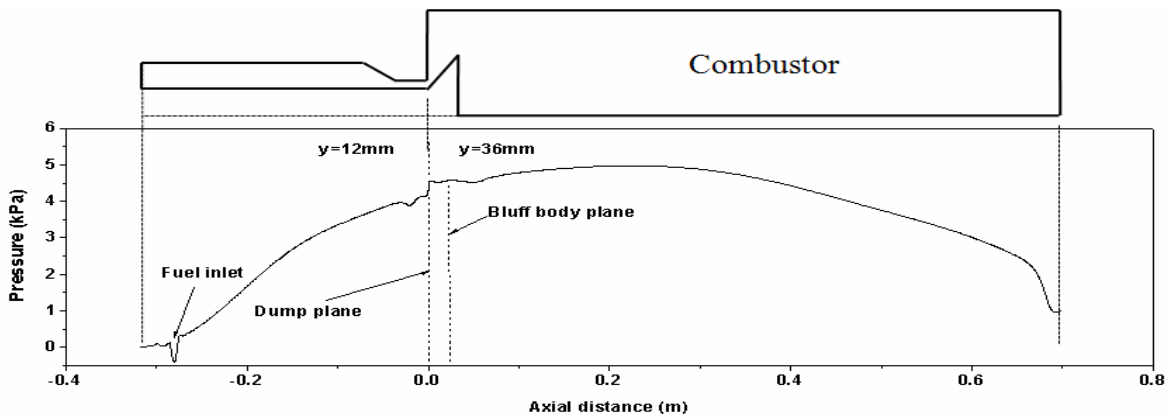


Fig. 5 Axial pressure profile to upstream direction of $y=12$ mm location and to downstream direction of $y=36$ mm location based on dump plane

로 가정하였기 때문에 주파수가 실험치 보다 과소 평가 되어 나타난 것으로 판단된다.

Fig. 4 는 한 주기 (T_f) 동안 압력 변동을 정규화 (normalized) 시킨 값을 도시하였다. 그러므로 압력 변동의 최대치는 “1”에서 대략 5kPa 을 갖고, 반대로 “-1”에서 약 -5kPa 의 값을 갖는다. 이와 같은 한 주기를 기준으로 위상을 $1/8T_f$ 에서부터 $8/8T_f$ 까지 8 개의 시간대에서 속도와 압력 변동을 조사 하였다.

Fig. 5 는 연소기의 압력 변동의 최대치가 되는 시간대($1/8T_f$)에서 압력의 공간적인 분포를 도시한 그림이다. 데이터는 덤프면을 기준으로 연소기측은 $y=36$ mm 가 되는 위치에서 X 축방향으로 압력 분포를 도시하였고 덤프면 기준으로 버너의 하류 부분은 $y=12$ mm 가 되는 지점에서 X 축방향으로 압력 분포를 도시하였다. 그래프에서 상류측 공기 입구 부근에서 급격한 압력 변동이 나타나고, 덤프면 기준으로 노즐에서 연소기로 갑작스런 팽창에 의해 다시 급격한 압력 변동이 나타나는 점을 알 수 있다.

Fig. 6 은 $y=36$ mm 위치에서 연소기의 X 축방향 속도를 도시한 그래프이다. 이미 앞에서 언급한 바와 같이 압력과 열발생율이 $1/4$ 주기 사이에 존재하면 불안정이 발생하는 것으로 알려져 있다. 압력의 1 주기를 기준으로 각 $1/4$ 주기인 $3/8T_f$, $5/8T_f$, $7/8T_f$ 의 세가지 시간 주기를 선택하였다. 그 이유는 압력과 속도의 위상차는 이론적으로 $1/4 T_f$ 값을 보이므로 속도의 변동은 $1/8T_f$ 을 기준으로 $1/4 T_f$ 이 뒤쳐진 위상차이부터 속도 분포의 최대치를 갖게 된다. 따라서 그림에서 연소기 내부의 최대 속도는 약 60 m/s 로 연소가 일어나는 연소기 상류 부분과 출구 부분에서 최대값을 갖는다. 연소기가 음향학적으로 quarter wavelength 를 갖기 때문에 속도 분포 또한 그 거동이 동일하게 나타나고 있음을 알 수 있다.

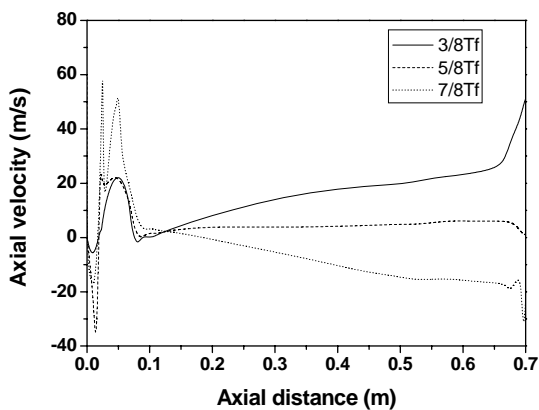


Fig. 6 Axial velocity profile at downstream direction of $y=36$ mm location, at times $3/8T_f$, $5/8T_f$, $7/8T_f$

4.2 Acoustic-Vortex-Flame Interaction

본 연구에서 사용된 버너의 구조상 화염은 둔체 하단과 상단에 동시에 존재하게 되며 거시적인 유동 재순환 영역도 마찬가지로 둔체 상하단에 1 개씩 존재하는 모습을 알 수 있다. 연소불안정에서 화염과 와동은 상호 작용을 하고 이에 대한 분석을 위해 열 발생과 flow streamline 을 동시에 나타내어 분석하였다. Fig. 4 의 압력 변동을 기준으로 (a)-(h)까지 총 8 개의 시간스텝에서 열발생과 vorticity magnitude, streamline 의 데이터를 저장하여 Fig. 7 과 같이 도시 하였다. 좌측 그림이 vorticity magnitude 와 streamline 을 나타내고 우측 그림이 열발생과 streamline 을 나타낸 그림이다.

압력은 $1/8T_f$ 의 시간스텝에서 높고 Fig. 7(a)에서 알 수 있듯이 vorticity 크기는 낮은 분포를 보이며 열발생은 큰 분포를 보이고 있다. 이어 $3/8T_f$ 이 될 때까지 압력 변동은 거의 0Pa 에 이르며 Fig. 7(c)와 같이 이때 vorticity 크기 분포는 점점 커지게 되고 열발생은 점차 작아져 가장 작은 분포를 갖게 된다. $4/8T_f$ 부터 Fig. 7(d)와 같이 streamline 의 분포를 통해 덤프면 노즐근처에서 작은 와동이 생성이 되며 이때 vorticity 크기는 와동 근처에서 크게 나타나고 열발생은 다시 커지기 시작한다. $5/8T_f$ 에서 새로 생성된 작은 와동이 둔체 아래의 재순환 유동과 합체되고 Fig. 7(e)에서 알 수 있듯이 vorticity 와 열발생은 점차 커지게 된다. 압력주기가 $7/8T_f$ 일 때 Fig. 7(g)에서 vorticity 의 크기가 가장 크며 열발생은 점차 증가하게 된다. 압력주기가 $8/8T_f$ 일 때 Fig. 7(g)에서 vorticity 의 크기는 다시 감소하는 모습을 보이고 열발생은 계속 증가하는 모습을 보이고 있다. 위의 관찰로부터 주기적인 특성을 관찰할 때 Matveev 와 Culick⁽¹⁴⁾이 제안하였던 이론대로 압력 변동이 vorticity 에 영향을 미치고 이는 다시 열발생에 영향을 미치는 구조를 관찰할 수 있다.

4.3 Time lag analysis

연소 불안정에 관한 비정상 해석을 위해 시간지연효과를 분석하였다. 이미 앞에서 언급한 바와 같이 압력과 열발생율이 $1/4$ 주기 사이에 존재하면 불안정이 발생하는 것으로 알려져 있다.^(11, 26)

$$(n+0.75) T_f < \tau_{total} < (n+1.25) T_f \quad (5)$$

$$(n=0, 1, 2, \dots)$$

비록 위 조건은 sine 파형의 경우라는 전제조건이 있지만 본 연구에서는 2nd harmonics 이상의 주파수가 겹쳐 나타나더라도 주기적으로 진동하는 변수에 대해 시간지연효과를 조사하였다. 이를 위해 비 정상 계산에서 주요 변수인 압력, 열발생율과 더불어 축방향 속도, 난류 시간 스케일의 역수 (Inverse turbulent time scale, ϵ/k)와 온도를 각 지점에서 추출하여 분석하였다.

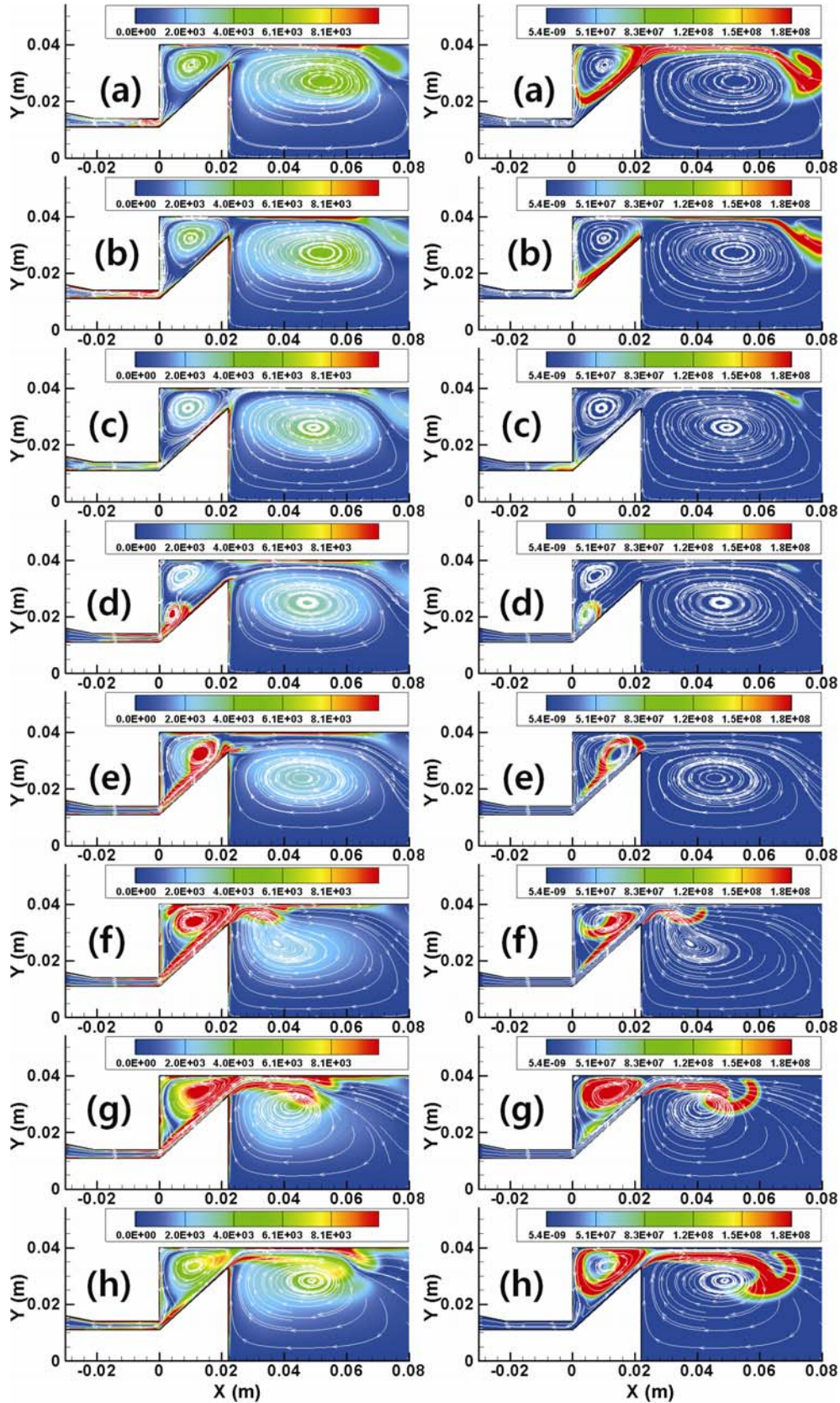


Fig. 7 Vorticity magnitude contour (s^{-1}) and flow streamline (left), and heat release contour (Wm^{-3}) and flow streamline(right); (a) $1/8T_f$, (b) $2/8T_f$, (c) $3/8T_f$, (d) $4/8T_f$, (e) $5/8T_f$, (f) $6/8T_f$, (g) $7/8T_f$, (h) $8/8T_f$,

Fig. 8 은 덤프면(Inverse turbulent time scale, ϵ/k)와 온도를 각 지점에서 추출하여 분석하였다.을 기준으로 연소기의 축방향 300 mm 인 지점에서 각각의 변화를 나타낸 결과이다. 압력과 온도는 동일 위상을 보이고 T_f 는 1 주기의 시간을 나타낸다. 압력과 열발생율의 시간 지연효과를 알아보기 위해 두 가지 변수의 총 시간 지연을 τ_{total} 로 나타내면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\tau_{total} = \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 \quad (6)$$

여기서 τ_1 은 압력과 축방향 속도의 시간지연을 나타내고, τ_2 는 축방향 속도와 난류 시간 스케일 역수, τ_3 은 난류 시간 스케일 역수와 열발생율의 시간 지연을 나타낸다. 위와 같은 식을 바탕으로 각 시간 스케일을 계산하면 $\tau_1 = 0.5375T_f$, $\tau_2 = 0.175T_f$, $\tau_3 = 0.1125T_f$ 가 된다. 따라서 τ_{total} 는 $0.825T_f$ 가 된다. 이러한 결과는 이미 불안정을 나타내는 조건 (5)을 만족하는 결과이므로 본 연구에서 사용된 버너를 포함한 연소기와 입구조건은 이미 열음향 불안정 조건을 만족하고 있음을 뜻하고 있다.

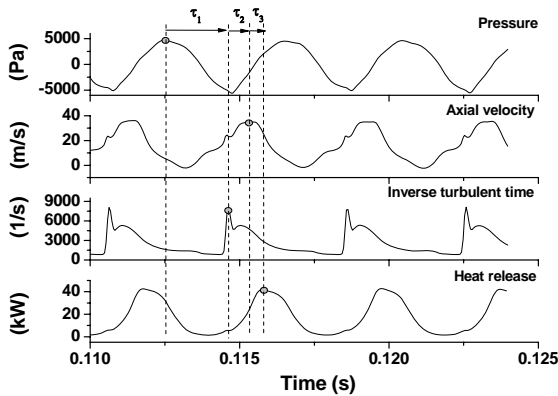


Fig. 8 Time evolution of physical properties at $x=22$ mm, $y=36$ mm location

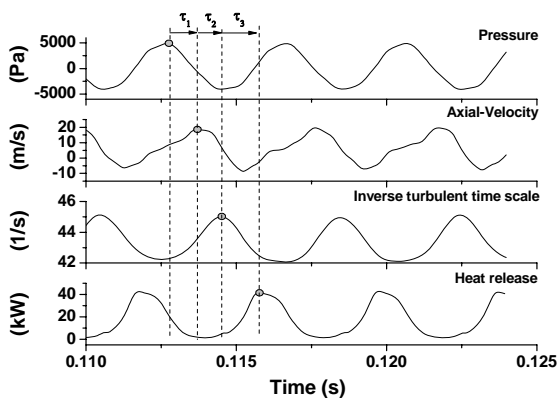


Fig. 9 Time evolution of physical properties at $x=300$ mm, $y=0$ mm location.

Fig. 9 에서 하류영역에서 물리량들의 시간 지연 효과를 나타내었다. Fig. 8 에서는 난류 변동이 속도 변동에 영향을 주는 구조를 보인 반면, 하류영역인 Fig. 9 에서는 속도 변동이 난류변동에 영향을 주는 구조를 보이고 있다. 이렇게 시간 지연 과정에 있어 차이가 발생한 이유는 명확하지 않으나 가능성 있는 가설로는 둔체 근처에서 강한 재순환 유동으로 인한 효과인 것으로 추측된다. 마찬가지로 시간 지연효과를 살펴보면 $\tau_1 = 0.2375T_f$, $\tau_2 = 0.2T_f$, $\tau_3 = 0.3125T_f$ 가 된다. 따라서 τ_{total} 는 $0.75T_f$ 이 되고 이 값은 열음향 효과가 일어나는 조건의 경계근처가 된다. 그러므로 이론적으로 화염의 위치는 둔체 근처에 있는 것으로 해석할 수 있다.

4.4 Rayleigh Criterion

앞 절에서 도시한 시간 지연 분석 방법은 공간상의 한 지점에서 시간에 따른 변수들의 상호관계를 분석 및 이해하는데 도움을 준다. 또한 이러한 방법으로 기존의 열음향의 이론적인 결과를 이용하여 연소 불안정을 판단하는데 유용하다. 하지만, 열발생율과 음향의 시간지연 해석 방법을 이용하는 방법은 이론식에 의해 열이 국부적으로 방출된다는 가정에 따르므로 제한이 따른다는 것을 판단할 수 있다. 즉, 열발생율과 압력 변동의 시간 지연은 공간적으로 균일하지 못하다. 그러므로 공간적인 서로 다른 화염의 거동에 따른 불안정 해석은 Rayleigh index 를 이용한다.⁽¹¹⁾

$$RI(x) = \int_{Area} \int_{T_f} \dot{Q}(t, \mathbf{A}) p'(t, \mathbf{A}) dt d\mathbf{A} \quad (7)$$

위 식은 기존의 Rayleigh 조건을 길이 방향으로 RI 분포를 분석하기 위한 표현한 식이다. 위 식은 근본적으로 음향 파워의 생성항이므로 $RI > 0$ 면 진동이 생성(gain)되고 반대로, $RI < 0$ 면 진동이 감소(loss)된다. 이와 같은 Rayleigh index 를 계산에 적용하여 시간에 동시에 계산하도록 하여 한 주기 동안 적분하였다. Fig. 10 은 이러한 Rayleigh 조건을 2 차원 공간에 대해 도시한 그림이다. 둔체 근처에서 화염이 존재하므로 압력과 화염의 상호작용이 크게 나타날 것으로 예상되는 지점인 $x=0$ mm 에서 $x=200$ mm 까지만 나타내었다. 이 구간을 제외한 영역에서는 RI 분포는 거의 0 에 가깝다. RI 데이터를 5 mm 간격으로 도시하였기 때문에 상류측에서 X 축방향으로 RI 의 급격한 기울기가 나타난다.

Fig. 10 은 그래프에서 둔체와 덤프면 근처에서 압력과 열발생율의 상호 작용이 가장 크게 나타나고 있는 것을 알 수 있다. 구체적으로 살펴보면, $RI=0$ 을 기준으로 양수측이 Gain, 그리고 음수는 Loss 를

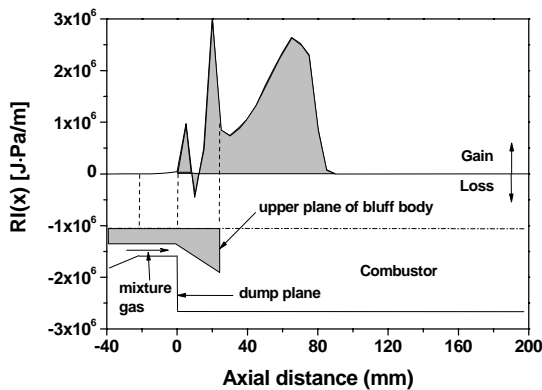


Fig. 10 Computed local Rayleigh index $RI(x)$ along the x axis within the combustion chamber showing segments exciting/dampening oscillations

나타낸다. 그래프에서 알 수 있듯이 상류측에서 양수를 갖는 RI 분포의 면적이 음수를 갖는 RI 분포의 면적보다 크게 나타나므로 공간적으로 매우 큰 열음향 상호작용이 존재함을 알 수 있다.

5. 결론

지금까지 덤프 연소기에서 연소 불안정에 관한 수치 해석을 수행하여 변수들의 시간에 따른 변화를 검토해 보았다. 그 결과를 다음과 같이 정리하였다.

- (1) 계산된 주파수는 실험적으로 측정된 주파수와 약 3Hz의 주파수 차이로 파소 평가되어 나타났다.
- (2) Acoustic-vortex-combustion의 상호작용 효과에 관한 분석으로부터 음향의 변동으로부터 유동의 변동을 초래하고 유체역학적 변동이 연소 불안정에 기여하고 있음을 확인하였다.
- (3) 시간지연 해석 방법을 통해서 열발생과 압력의 위상은 시간지연 τ 가 $\pm 1/4$ 주기 사이에 있는 것으로 확인하였다. 따라서 이러한 결과로부터 본 연소 시스템은 자려 진동을 만족한다고 볼 수 있다.
- (4) 화염이 둔체 근처에 집중되어 있으므로 RI 분석에서 둔체 근처에 높은 RI 분포를 보여주고 있다. 결과에서 Loss 보다는 Gain이 크게 나타나므로 본 실험에서 대략 10kPa 압력 변동의 크기를 잘 설명하고 있다. 따라서 이러한 결과를 토대로 본 연구에서 연소 불안정은 열음향 효과에 의해 지배된다는 것을 알 수 있다.

후 기

본 연구는 연소기술연구센터(CERC)와 BK21의 연구비 지원에 의해 수행되었습니다. 마지막으로

로켓과 관련하여 조언을 주신 KAIST 박철 교수님께 감사 드립니다.

참고문헌

- (1) Sohn, Chae Hoon, 2002, "A Numerical Study on Acoustic Behavior in Baffled Combustion Chambers," *Transactions of the KSME(B)*, Vol. 26, No. 7, pp. 966~975
- (2) Ko, Young Sung, Lee, Kwang Jin, Kim, Hong Jip, 2004, "Acoustic Tests on Atmospheric Condition in a Liquid Rocket Engine Chamber," *Transactions of the KSME(B)*, Vol. 28, No. 1, pp. 16~23
- (3) Sohn, Chae Hoon, Cho, Han Chang, 2004, "Numerical Analysis of Acoustic Characteristics in Gas Turbine Combustor with Spatial Non-homogeneity," *KSME Journal*, Vol. 18 No.8, pp. 1461~ 1469
- (4) Crocco, L., "Research on Combustion Instability in Liquid Propellant Rockets," *Combustion International Symposium*, Vol. 12, pp. 85
- (5) Park, I Sun, Sohn, Chae Hoon, 2005, "A Numerical Study on Acoustic Behavior in Gas Turbine Combustor with Acoustic Resonator," *Transactions of the KSME(B)*, Vol. 29, No. 1, pp. 95~102
- (6) Hong, J. G., 2006, "A Study on Combustion Instability of a Gas Turbine Combustor", *MHI technical paper*, Mitsubishi Heavy Industry, Japan, Aug.
- (7) Hong, Jung Goo, Oh, Kwang Chul and Shin, Hyun Dong, 2007, "An Effect of Pressure Fluctuations of a Combustion Chamber on the Modulation of Equivalence Ratio in the Channel of the Burner," *Transactions of the KSME(B)*, Vol. 31, No. 2, pp. 202~207
- (8) Kim, Hyeon Jun, Hong, Jung Goo, and Shin, Hyun Dong, 2007, "Numerical Simulation of the Effect of Pressure Fluctuation on the Modulation of Equivalence Ratio at the Fuel Injection Hole," *Transactions of the KSME(B)*, Vol. 31, No. 3, pp. 292~299
- (9) Kim, Hyeon Jun, 2005, "Numerical Simulation on Thermoacoustic Instability in the Dump Combustor," *M.S. Thesis*, KAIST
- (10) Sohn, Chae Hoon and Cho, Han Chang, 2005, "A CFD Study on Thermo-acoustic Instability of Methane/Air Flames in Gas Turbine Combustor," *KSME Journal*, Vol. 19, No.9, pp. 1812~ 1820
- (11) Hantschk, C. C. and Vortmeyer, D., 2002, "Numerical Simulation of Self-excited Combustion Oscillations in a Non-premixed Burner," *Combust. Sci. and Tech.*, Vol. 174, 189~204
- (12) Steele, Robert C., Cowell, Luke H., Cannon, Steven M., Clifford E. Smith, "Passive Control of Combustion Instability in Lean Premixed Combustors," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 122, pp. 412~419
- (13) Cannon, Steven M., Adumitroaie, Virgil, Smith, Clifford E., 2001, "3D LES Modeling of Combustion Dynamics in Lean Premixed Combustors," *Proceedings*

- of IGTI '01: ASME Turbo Expo 2001, June 4-7, New Orleans, Louisiana, USA
- (14) Matveev, Konstantin I. and Culick, F. E. C., 2003, "A Model for Combustion Instability Involving Vortex Shedding," *Combustion Science and Technology*, Vol. 175, No.6, pp.1059~1083
- (15) Sterling, J.D. and Zukoski, E.E., 1991, "Nonlinear Dynamics of Laboratory Combustor Pressure Oscillations," *Combust. Sci. Technol.*, Vol. 77, pp.225~238
- (16) Schadow, K., Gutmark, E., Parr, T., Parr, K., Wilson, K., and Crump, J., 1989, "Large-scale coherent structures as drivers of combustion instability," *Combust. Sci. Technol.*, Vol. 64, pp. 167~186
- (17) Poinso, T., Trouve, A., Veynante, D., Candel, S., and Espitito, E., 1987, "Vortex Driven Acoustically Coupled Combustion Instabilities," *J. Fluid Mech.*, Vol. 117, pp. 265~292
- (18) Yu, K.H., Trouve, AC., and Daily, J.W., 1991, "Low-Frequency Pressure Oscillations in a Model Ramjet Combustor," *J. Fluid Mech.*, Vol. 232, pp. 47~72
- (19) Angelberger, C., Veynante, D. and Egolfopoulos, F., 2000, "LES of Chemical and Acoustic Forcing of a Premixed Dump Combustor," *Flow, Turbulence and Combustion* Vol. 65, pp. 205~222
- (20) Kailasanath, K., Gardner, J. H., Oran, E. S., and Boris, J. P., 1991, "Numerical Simulations of Unsteady Reactive Flows in a Combustion Chamber," *Combustion and Flame*, Vol. 86, pp. 115~134
- (21) Schluter, J. U., 2001, "Large-eddy Simulations of Combustion Instability Suppression by Static Turbulence Control," *Center for Turbulence Research Annual Research Briefs*
- (22) Fureby, C., 2000, "A Computational Study of Combustion Instabilities due to Vortex Shedding," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 28, pp. 783~791
- (23) Kailasanath, K., Gardner, J. H., Boris, J. P., and Oran, E. S., 1989, "Acoustic-Vortex Interactions and Low-Frequency Oscillations in Axisymmetric Combustors," *J. Propulsion*, Vol. 5, No. 2, MARCH-APRIL
- (24) Kailasanath, K., Gardner, J.H., Boris, J.P., and Oran, E.S., 1987, "Numerical Simulations of Acoustic-Vortex Interactions in a Central-Dump Ramjet Combustor," *J. Propulsion*, Vol. 3, No. 6, NOV.-DEC.
- (25) Rayleigh, Baron, J.W.S, 1878, "The Explanation of Certain Acoustical Phenomena." *Nature* 18, pp. 319~321
- (26) Poinso, Thierry, and Veynante, Denis, 2001, "Theoretical and Numerical Combustion", *R.T. Edwards Inc.*
- (27) Hong, Jung Goo, Lee, Min Chul, Lee, Uen Do, Oh, Kwang Chul, and Shin, Hyun Dong, 2005, "An Experimental Study on the Instability of Combustion in a Dump Combustor with respect to Fuel and Air Mixing and Flow Conditions," *Transaction of KSME(B)*, Vol. 29, No. 8, pp. 963~970
- (28) Fluent User's Guide, Dec., 2001
- (29) Magnussen, B. F., and Hjertager, B. H., 1977, "On Mathematical Modelling of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion," *16th symposium(international) on Combustion*, The Combustion Institute, pp. 719~729
- (30) Westbrook, Charles K. and Dryer, Frederick L., 1984, "Chemical Kinetic Modeling of Hydrocarbon Combustion," *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 10, Issue 1, pp. 1
- (31) McQuarrie, Donald A., 2003, "Mathematical Methods for Scientists and Engineers," *University Science Books*
- (32) Sengissen, A.X., Van Kampen, J.F., Huls, R.A., Stoffels, G.G.M., Kok, J.B.W., Poinso, T.J., 2007, "LES and Experimental Studies of Cold and Reacting Flow in a Swirled Partially Premixed Burner with and without Fuel Modulation," *Combustion and Flame*, Vol. 150, pp. 40~53