

스윙연소기의 난류와 화학반응 간섭효과

성홍계* · 김종찬* · Vigor Yang** · 차봉준*** · 안이기***

Interaction Effects of Turbulent Flow and Chemical Reaction in a Swirl Combustor

Hong-Gye Sung* · JongChan Kim* · Vigor Yang** · BongJun Cha*** · Iki Ahn***

ABSTRACT

Large Eddy Simulation(LES) has been conducted to insight interaction effects of turbulent flow and chemical reaction of a lean-premixed swirl combustor. The unsteady turbulent flame is carefully simulated so that the motion of flow and flame can be characterized in detail. Fuel lumps escaping from the primary combustion zone move downstream and consequently produce local hot spots conveying large vortical structures in the azimuthal direction. The correlation between pressure oscillation and unsteady heat release is examined by the spatial and temporal Rayleigh parameter.

초 록

회박 예혼합 스윙 연소기의 난류 연소와 화학반응간의 간섭 메커니즘을 파악하기 위하여 Large Eddy Simulation(LES)을 수행하였다. 난류 화염의 유동 특성을 자세히 살펴보기 위하여 비정상 난류 연소 수치해석 기법을 적용하여, 약간의 연료 덩어리가 일차연소영역(Primary combustion zone)에서 빠져나와 선회 방향으로 흘러 국부적 핫스팟(hot spot)을 발생시키며, 이는 large vortical structure를 만들어 내는 것을 관찰 할 수 있었다. 압력변동과 비정상 열 방출 사이의 관계는 공간 및 시간적 Rayleigh parameter에 의해 고찰되었다.

Key Words: 스윙 난류 연소 (swirl turbulent combustion), 예혼합 연소 (Premixed Combustion), LES (Large Eddy Simulation), Rayleigh Parameter

1. 서 론

가스터빈은 연소기내 일차연소영역으로 반응 물을 공급하기 위하여 일반적으로 확산형태(diffusion-style)의 연소기를 이용한다. 확산연소기는 연료와 공기가 이론조건(stoichiometric condition)에 근접해서 연소가 일어나므로 일차영역 내에 안정된 화염(stable flame)을 유지시키고, 2차 혼합과 3차 공기유입으로 터빈 입구에

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

** The Pennsylvania State University, Mechanical & Nuclear Engineering Dept.

*** 한국항공우주연구원 엔진그룹

연락처, E-mail: hgsung@kau.ac.kr

서 원하는 온도까지 가스의 온도를 감소시킨다. 확산연소기의 또 다른 장점은 연료와 공기가 연소기 내에서 혼합되어 화염의 역류(flashback)를 예방할 수 있다. 그러나 환경오염 문제로 인하여 NOx에 대한 규제가 엄격해져 희박 예혼합 연소기 (lean premixed(LPM) combustor)로 대체 되어가고 있다. LPM은 반응영역 상부에서 연료와 공기를 예혼합시켜 국부적 이론연소를 피함으로써 thermal NOx의 발생을 방지한다. 그러나 LPM 연소기에서는 과도한 진동이 자주 발생되어, 엔진의 비정상 작동과 수명 단축에 직접적 영향을 미치며, 연소기내의 진동은 연소와 acoustic processes 간의 상호작용이 서로간의 폐루프(closed loop)를 형성하기 때문인 것으로 제시되었다 [1].

대부분의 LPM 연소기는 스윙유동에 의해 발생하는 재순환(recirculation)으로 화염을 안정시키므로, 이번 연구에서는 3차원 dynamic compressible LES 기법을 적용하여 동적 스윙유동에 의한 비정상 열방출 구조를 관찰하고, 압력진동과 열방출사이의 폐루프 cycle의 기본 메커니즘을 이해한다.

2. 이론 수식

압축성, 화학반응 유동에서의 질량, 운동량, 에너지, 화학종 보존방정식을 기본으로 하여 Favre average 한 지배방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j + \bar{p} \delta_{ij})}{\partial x_j} = \frac{\partial (\bar{\tau}_{ij} - \tau_{ij}^{sgs})}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{E}}{\partial t} + \frac{\partial ((\bar{\rho} \tilde{E} + \bar{p}) \tilde{u}_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\tilde{u}_j \bar{\tau}_{ij} + k \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i} - H_i^{sgs} + \sigma_i^{sgs} \right) \quad (3)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{Y}_k}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{Y}_k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{U}_{k,j} \tilde{Y}_k - \Phi_{k,j}^{sgs} - \Theta_{k,j}^{sgs}) + \bar{w}_k \quad (4)$$

여기서 상첨자 "sgs"는 subgrid scale 난류 모델에서 요구하는 subgrid closure term을 의미한다.

3. 수치 해법

본 연구에는 Semi-implicit Runge-Kutta time marching scheme에 기초한 3차원 time-accurate scheme과 유한체적 공간적분기법이 적용되었다.

유동에서의 화학반응의 stiffness 문제를 해결 하면서 시간적 정확도도 유지하고, 경제적 계산을 위하여 semi-implicit 기법이 적용되었다. 지배방정식 내에서 stiff 항과 non-stiff 항을 분리하여, stiff 항은 implicit로 non-stiff 항은 explicit로 처리한다. 고차의 시간정확도와 수치적 안정성을 동시에 증진시키기 위하여 semi-implicit R-K (Runge Kutta) 수치기법[2]을 적용하였다.

Multi-block technique를 사용한 MPI(Message Passing Interface) 병렬 계산 기법을 사용함으로써 LES의 방대한 계산 효율을 증대하였다.

4. 계산 조건

NG(Natural Gas, 천연가스)를 이용하는 가스 터빈 연소기는 하나의 스윙 인젝터, 연소실 그리고 노즐로 이루어져 있다 (Fig.1) [3]. 스윙수 (Swirl number, S)는 스윙러 형상을 기초로 하여 다음과 같이 정의된다.

$$S = \frac{2}{3} \left[\frac{1 - (D_h/D_n)^3}{1 - (D_h/D_n)^2} \right] \tan \varphi \quad (5)$$

여기서 D_h , D_n , φ 는 각각 hub 직경, hub 외경, 그리고 스윙깃 (swirl vane) 각도이다. 45도의 스윙러는 0.69의 스윙수를 나타낸다.

계산영역 내 연소기의 기본 치수는 실험장치와 동일하지만, 효율적인 계산을 위하여 종방향으로 1L mode가 발생된다는 실험 결과를 고려하여 계산 영역을 연소실 길이의 반으로 선택하였다. 본 연구에서는 실험에서 불안정 연소가 나타난 조건인 0.6의 당량비와 670K의 입구 전온도를 수치모사 조건으로 선택하였다.

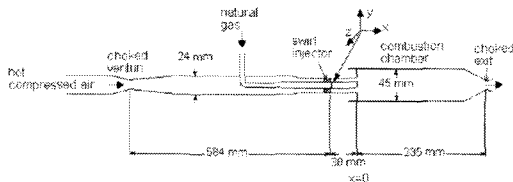


Fig. 1 Schematic of a swirl combustor [3]

5. 결과 및 고찰

5.1 vortex breakdown

Figure 2는 x-y, y-z 면에서의 와류 강도를 표현한 것으로 국부적으로 매우 활동적임을 볼 수 있다. 특히 연소기 입구의 전단층과, wrinkled 화염면 주변, 그리고 선회 속도에 의한 vortex breakdown 영역에서 매우 활동적이다.

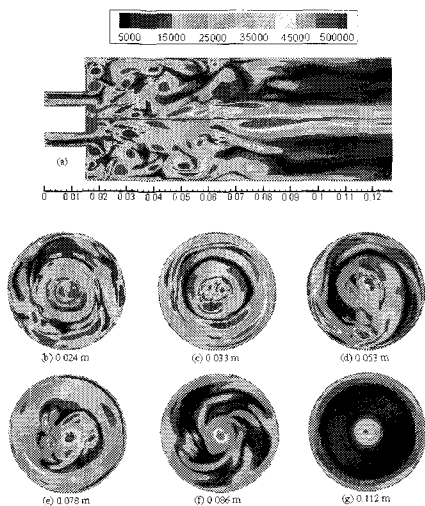


Fig. 2 Vorticity intensity structures on x-y and y-z cross sections at a typical time

연소기의 확장 면에서 강한 와류가 하류로 이동하면서 소멸되는데 이 와류는 연료덩어리 주위로 wrinkled 화염이 발생하면서 존재하는 것이다. 더욱이 와류는 불규칙적인 breaking strength를 수반하고(예, vortex breakdown) 하류로 전진하면서 core 안으로 나선형으로 움직임을 알 수 있는데, 이는 이전의 연구자들이 주목한 vortex processing에 해당되는 것으로 강한 스윙 유동의 전형적인 유동 패턴이다 [4].

5.2 압력진동과 열 방출 변동 사이의 결합

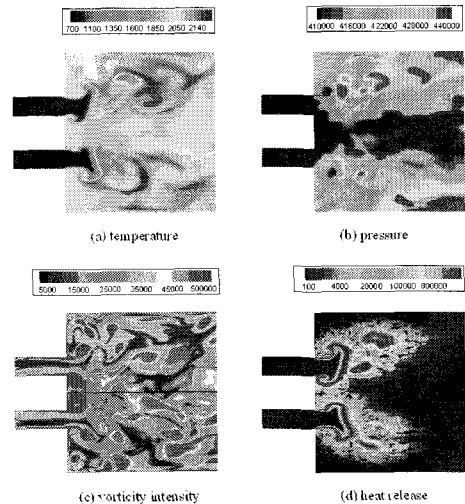


Fig. 3 The relations among temperature, pressure, vorticity, and heat release at a typical time

Figure 3은 유동과 열구조간의 영향을 보여준다. 높은 온도는 주 연료와 국부적인 연료 덩어리 주위의 화염면에서 나타난다. 연료 덩어리가 일차연소영역에서 빠져나가 핫스팟과 선회 방향으로 큰 와류를 만들어 내며, 이러한 와류 생성은 압력 진동을 유발하고 이로 인해 화염 주변은 연소불안정성이 유발될 수 있을 정도로 진동한다.

연소기내에서 압력 파동과 화학반응에 의해 일어나는 열 방출 변동간의 상호 영향은 Rayleigh parameter (R)를 이용하여 나타낼 수 있다.

$$R(x) = \frac{1}{T} \int_T p'(x,t)q'(x,t)dt \quad (6)$$

여기서 T는 진동 주기이다. 압력파동은 $R(x) > 0$ 이면 증폭되고, $R(x) < 0$ 이면 안정된다.

Figure 4는 x-y 평면과 y-z 평면에서의 최대 $R(x)$ 를 기준으로 Rayleigh index를 표현한 것이다. 연소기내의 특정부분을 제외하면 압력파동과 비정상 열 방출은 서로 증폭시키는 관계를 보인다. 연소실내 총 열유량은 실험에서 관찰된 것처럼 연소실 압력의 1/4보다 더 작은 지연을 가지며 진동한다 (Fig. 5). 이러한 결과는 압력진동이 열 방출 변동에 앞서고, 특성주파수가 공진 주파수보다 작다는 것을 의미한다.

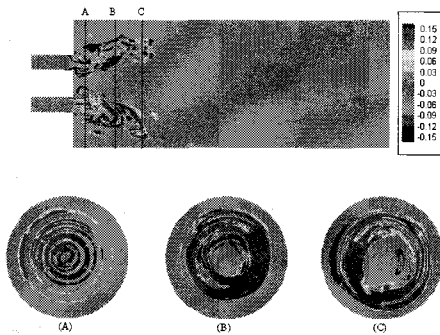


Fig. 4 Spatial Rayleigh parameters on the x-y and y-z planes

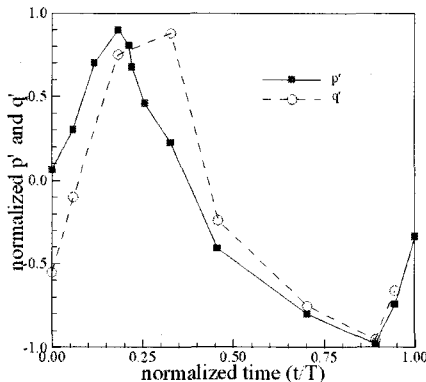


Fig. 5 Normalized pressure (p') and heat release (q') fluctuation

6. 결 론

스윙 연소기의 난류유동과 화학 반응간의 간섭 영향을 MPI 병렬 계산 기법을 이용한 3차원 LES 해석을 통해 연구하였다. 주연료와 주연료에서 떨어져나가는 연료 덩어리를 둘러싼 영역에서 강한 와류가 발생되어 압력 파동이 발생되고, 이는 다시 공기/연료 혼합 비율을 바꾸어 wrinkle 화염면을 형성하며, 불규칙한 연료 표면으로 연료가 다시 떨어져나가는 양상이 반복된다. 주 연료흐름에서 떨어져 나오는 순간에 큰 와류가 형성될 뿐만 아니라 thermal NOx 형성을 촉진하는 핫스팟을 만들어 내는 것으로 관찰되었다. 비정상 열 방출과 압력변동 사이의 결합은 1/4보다 작은 지연을 보이며, Rayleigh parameter는 대부분의 화염면에서 양의 값을 가지므로 유동과 화염의 섭동 관계를 증폭시킨다.

참 고 문 헌

1. Richards, G. A., "Gas Turbine Combustion Instability," Technical Meeting of the Central State Section of the Combustion Institute, St. Louis MD., May 5-7, 1996
2. Zhong, X., "Additive Semi-Implicit Runge-Kutta Method for Computing High-Speed Nonequilibrium Reactive Flows," J. Computational Physics, 128, 1996, pp.19-31.
3. Seo, S., "Combustion Instability Studies in Model Gas Turbine Combustors," Ph.D. Thesis, The Pennsylvania State University, University Park, PA., 1999
4. Gupta, A. K., Lilley, D. G., and Syred, N., Swirl Flows, Abacus Press, 1984