

# 환형연소기의 스월난류유동장에 대한 Large Eddy Simulation

김종찬\* · 성홍계\*\* · 차봉준\*\*\* · 양계병\*\*\*\*

## Large Eddy Simulation of Swirling Turbulent Flows in a Annular Combustor

Jong-Chan Kim\* · Hong-Gye Sung\*\* · BongJun Cha\*\*\* · GyeByeung Yang\*\*\*\*

### ABSTRACT

Production and dissipation of turbulent structure in a swirl stabilized combustor was investigated using three-dimensional Large Eddy Simulation analysis. The combustor of concern is the LM6000, lean premixed dry low-NOx annular combustor, developed by GEAE. Inlet condition was based on experimental data.

Strong vortex breakdown in main stream, vortex ring proceeding downstream, and the turbulent structure periodically oscillating have been observed. Reasonable agreement was obtained by comparison of the results with experiments and previous LES studies.

### 초 록

스월 연소기의 비반응 난류 유동특성을 파악하기 위하여 3차원 Large Eddy Simulation(LES)을 수행하였다. 연소기는 GEAE LM6000 연소기를 이용하였으며, 실제 실험 결과에 따른 인젝터 유입 형상을 적용하였다.

주 흐름 부분에서 강한 vortex breakdown, 중심 재순환영역, 모서리 재순환영역, 축방향으로 전진하는 스월링 형상, 주기적으로 나타나는 난류 구조를 관찰하였다. 계산된 결과는 실제 실험결과와 선행연구자들의 LES 계산결과와 비교하여 잘 맞음을 확인하였다.

Key Words: Annular Combustor(환형연소기), Swirling Flow(스월유동), Large Eddy Simulation

### 1. 서 론

최근의 가스터빈 개발의 경향은 NOx를 감소시키기 위해 희박조건에서의 연소를 하고 소형

화되는 추세이다. 이러한 추세에 맞추어 희박연소를 통해 NOx 발생을 줄이고, 연소실 내부에서의 효율적인 혼합을 통해 화염의 안정성을 확보하며 연소실의 길이를 줄이고 있다.

환형연소기는 연소실의 공간을 최대한 활용할 수 있고 엔진 지름을 최소화 할 수 있으며 연소실내 압력손실이 다른 연소기에 비해 낮다. 그러나 연소실의 복잡한 난류 유동특성으로 인해 연료-공기의 혼합과 출구연소온도가 균일하지 못할

\* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\* 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\*\* 한국항공우주연구원 엔진그룹

\*\*\*\* 국방과학연구소

연락처, E-mail: hgsung@kau.ac.kr

수 있다. 따라서 연소실 내의 난류 유동특성을 파악하는 것은 환형연소기를 설계하는데 있어 매우 중요하다.[1]

LES 난류모델은 vortex breakdown 현상의 해석과 복잡한 난류유동특성을 시각화하는데 적합한 난류 모델로 알려져 있다.

본 연구에서는 LES를 이용하여 환형 비연소 스윙 난류 연소기 내의 난류 특성 및 vortical 유동 구조에 대해 알아보고자 한다.

## 2. 이론 수식 및 수치해법

본 연구에서는 Favre average 된 질량, 운동량, 에너지 방정식을 사용하였으며, 이는 다음과 같다.

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

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

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

여기서 상첨자 'sgs'는 subgrid scale 난류 모델인 subgrid closure term을 의미한다. 'sgs' 항은 압축성 Smagolinsky 모델을 이용하였으며, 벽면에서의 불균질성을 계산하기 위해 Van-Driest damping function을 이용하였다. 지배방정식과 경계조건은 유한 체적 기법이 적용되었다. 공간에 대해서는 2차 중앙차분법을 이용하였고, 시간에 대해서는 2차 Runge-Kutta 법이 적용되었다. [2]

Message Passing Interface(MPI) Multi-block technique을 이용하여 LES의 방대한 계산효율을 증대하였다.

## 3. 계산 조건

실험 및 계산데이터가 제공되는 GEAE사의 LM6000 환형 연소기는 예혼합 co-axial 스윙 인젝터를 사용한다. 이 연소기는 다양한 가스터빈

의 응용과 희박 예혼합 난류 연소의 계산모델을 검증하기 위해 개발되었다.[3]

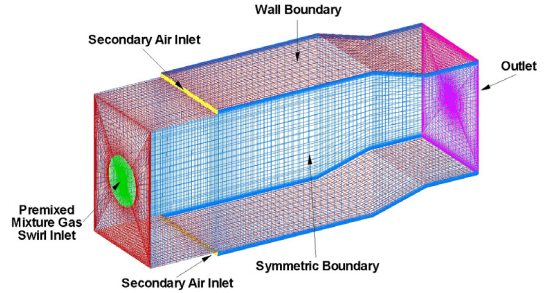


Fig. 1 Schematic of Boundary Condition and Grid system

연소기는 직경 34mm의 스윙수 0.56인 예혼합 스윙 인젝터를 가지며, 평균 유입속도 110m/s, 작동압력 6atm, 유입온도는 640K 이다. 인젝터에서의 유입속도형상은 실제실험에 의해 측정된 형상을 이용하였다.[3,4]

계산에 이용된 경계조건은 하나의 스윙 인젝터를 가지고 상·하면은 벽면, 좌·우면은 서로 상반되는 스윙 방향을 가지는 것으로 가정하여 Symmetric 경계조건을 적용하였다. 본 연구에서는 2차 냉각 공기의 유입은 고려하지 않았다 (fig.1). 전체 격자의 수는  $2.3 \times 10^6$ 개 이며, 계산 영역은 총 63개의 블록으로 나누어 MPI 고속 병렬 계산 기법을 적용하였다.

## 4. 결과 및 고찰

Figure 2는 x-y 단면과 x의 위치에 따른 와류의 강도를 나타낸다. 이 결과에서 볼 수 있듯이 인젝터를 통해 들어온 연료-공기 혼합기가 급팽창함을 확인할 수 있으며, 전형적인 스윙 유동구조를 보여준다. 또한 유입되는 혼합기를 중심으로 양면에 Shear layer가 생성되고 이 영역에서 강한 vortex breakdown이 일어남을 확인할 수 있다. Fig.2 (b)를 통해 이러한 현상이 축방향 뿐만 아니라 원주방향으로도 나타남을 확인할 수 있다.

또한 x-y 단면의 결과에서 벽면에 부딪친

vortex는 다시 2차적인 vortex를 생성하는 것을 확인할 수 있다.

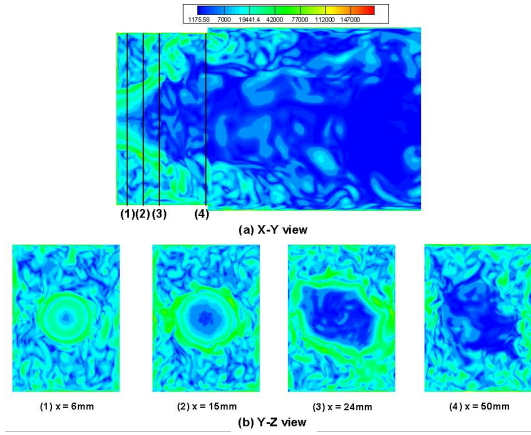


Fig. 2 Instantaneous vorticity magnitude contours

Figure 2(b) 의 경우 스월에 따른 vortex 강도의 형상이 원형이 아니라 타원형을 띄고 있음을 볼 수 있는데 이는 인젝터의 스월방향과 인접한 인젝터의 스월 방향이 다르므로 인해 형성된 것으로 보인다.

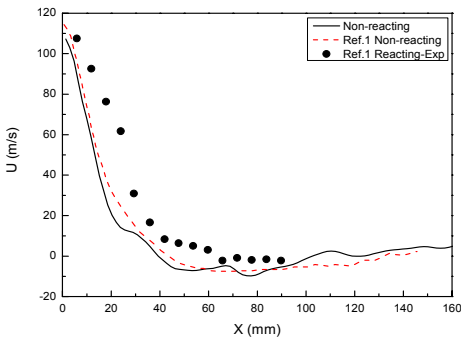


Fig. 3 Comparison U-velocity along the combustor centerline

Figure 3은 연소기 중심에서의 x방향의 평균 속도를 참고문헌[1]의 결과와 비교한 것으로 반응유동의 실험 결과에 비해 낮은 분포를 보이고 참고자료의 비반응 유동결과와 비교적 일치함을 확인할 수 있다. 이 결과에서  $x \approx 40\text{mm}$  부분에서 축방향 평균속도가 음의 값을 가짐을 볼 수 있고, 이는 중심재순환 영역에 따른 결과이다.

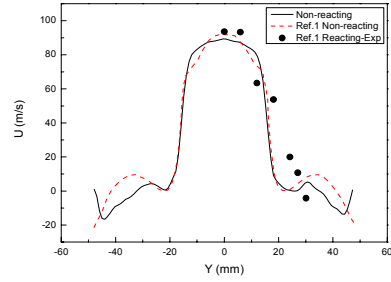


Fig. 4 Comparison of axial velocity along the y-axis at x=6mm

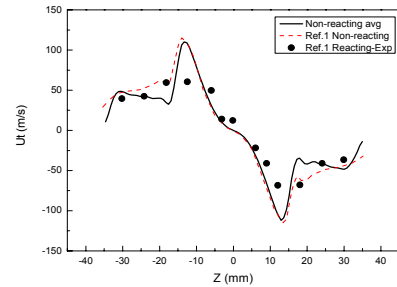


Fig. 5 Comparison of tangential velocity along the z-axis at x=6mm

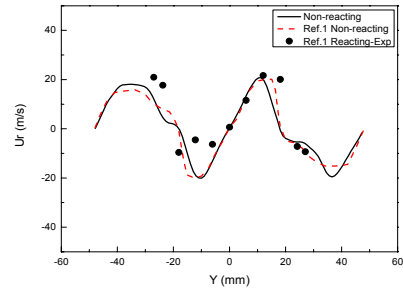


Fig. 6 Comparison of radial velocity along the y-axis at x=6mm

Figure 4는 y축에 따른 x축 방향의 평균속도 성분을 비교한 것이다. 양끝 벽면 부분의 x축 방향 속도의 부호가 바뀌므로 모서리 재순환영역이 발생함을 확인할 수 있다.

Figure 5, 6은 z축에 따른 평균 원주방향 속도 성분과 y 축에 따른 평균 반경방향 속도성분을 나타낸 것으로 선행연구자의 결과와 매우 유사

함을 확인할 수 있다. 스윙 중심에서의 강한 속도는 스윙 경계에서 shear layer를 벗어남에 따라 속도가 감소되는 경향을 보여준다. 그러나 스윙 방향의 속도(Fig.5)는 양쪽면이 벽이 아니므로 스윙 세기가 소멸되지 않고 존재함을 보여준다.

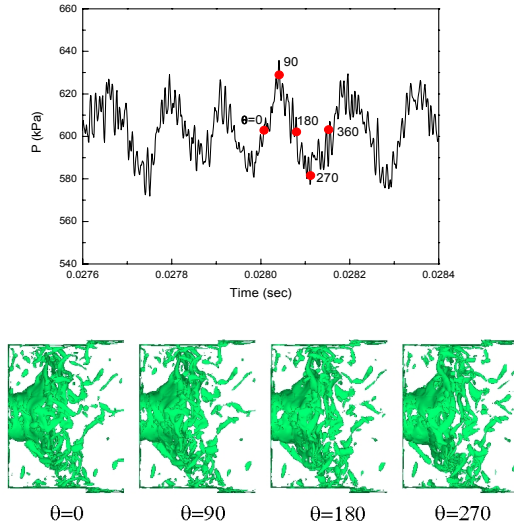


Fig. 7 Temporal evolution of iso-vorticity surface at  $\omega = 36000s^{-1}$

Figure 7은 주기성을 가지는 난류 유동 구조의 한 주기를 대상으로 난류 구조를 도시한 것이다. 주 유동에서 생성된 vortex ring이 축방향으로 전진해가며 커다란 줄기가 약화되어 잘게 부서지고, 최종적으로는 소멸됨을 알 수 있다. 벽면에 부딪친 vortex는 코어 재순환 영역과 전진방향으로 나뉘어 이동하는 것을 볼 수 있다. 이렇게 광범위한 크기의 난류 세기의 생성과 소멸은 유동 흐름에 영향을 주면서 압력 섭동을 일으키므로 압력 선도에서 다양한 주파수를 제공한다(Fig.7). 이는 음향진동은 물론 연소반응율의 변화를 동반함으로써 자세한 동적 유동구조의 파악은 안정된 연소기를 설계하는데 매우 큰 도움이 된다. 이를 위하여 압력 주기의 phase 별로 vorticity의 생성과 소멸을 살펴보았다(Fig.7(b)). 본 논문에서는 지면관계상 단면만 나타내었으나 3차원 영상분석을 통하여 환형연소기의 난류 구조를 분석하였다.

## 5. 결 론

환형 연소기의 비반응 난류 유동 특성을 MPI 병렬 계산 기법을 이용한 LES 해석방법을 통하여 모사해 보았다.

스윙러를 통해 유입되는 연료-공기 혼합기의 주 유동 주변에서 강한 vortex breakdown 현상이 일어남을 확인하였고, x 축 방향으로 vortex ring의 강도가 약해지며 전진해감을 볼 수 있었다. 0.56의 스윙수를 이용한 경우 중앙 재순환영역과 코너 재순환 영역이 생성됨을 확인하였으며, 또한 스윙에 따라 유동부가 확장되고 주변 인젝터 유동과 영향을 받는 부분에서 유동 형상이 타원형으로 변화됨을 확인하였다. 이러한 타원 구조는 원형(can type) 연소기에서는 나타나지 않는 것으로 환형연소기의 독특한 현상이다. 난류구조는 주기적으로 반복되며 주기에 따른 난류구조의 생성과 소멸을 관찰하였다.

선행연구자들의 결과와 비교하여 보았을 때 매우 유사한 결과를 제공함을 확인하였다.

## 후 기

동 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성 품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일부임.

## 참 고 문 헌

1. Philip Hill, Carl Peterson, *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, 1992, Addison Wesley
2. H.G. Sung, "Unsteady Flowfield in an Integrated Rocket Ramjet Engine and Combustion Dynamics of a Gas Turbine Swirl Stabilized Injector," Ph.D. Thesis, The Penn State Univ., 1999
3. W.W. Kim, S. Menon, H.C. Mongia., "Large-Eddy Simulation of a Gas Turbine Combustor Flow," *Combust. Sci. and Tech.*, 1999. Vol. 143, pp. 25-62
4. F.F. Grinstein, T.R. Young, G. Li, E.J. Gutmark, G. Hsiao, H.C. Mongia, "Flow dynamics in a swirl combustor," *J. Turbulence*, 2002, Vol. 3, No. 30, pp. 1-19