

7개 스월 인젝터 연소기의 스월 방향에 따른 유동 특성 LES

유광희* · 김종찬* · 성홍계** · Vigor Yang***

Large Eddy Simulation on Swirl Direction Effect of a Combustor with Seven Swirl Injectors

Kwang-Hee Yoo* · Jong-Chan Kim* · Hong-Gye Sung** · Vigor Yang***

ABSTRACT

To identify the turbulent flow characteristics resulted from the swirl direction of a combustor with seven swirl injectors, a 3D Large Eddy Simulation(LES) was implemented. The combustor of concern is the LRE combustor, designed by Aerospace Combustion Laboratory of Georgia Institute of Technology. The seven-clockwise-swirl-injectors combustor produces stronger flow interference among injectors, specially obvious tangential velocity near the wall, than the combustor with four-clockwise and three-counterclockwise swirl injectors. In addition, pressure fluctuations in the combustor with seven-clockwise-swirl-injectors was more amplified

초 록

7개 스월 인젝터 연소기의 스월 방향에 따른 유동 특성을 파악하기 위하여 3차원 Large Eddy Simulation(LES)을 수행하였다. 해석에 이용된 연소기 모델은 Georgia 공대 Aerospace Combustion Laboratory의 LRE combustor를 이용하였으며, 경계 조건은 실험에서 얻어진 값을 적용하였다. 7개 인젝터의 스월 방향을 모두 동일한 방향으로 설정하였을 경우, 스월 유동간의 간섭이 증가하게 되고, 연소실 벽면에서 강한 원주방향의 속도 분포가 형성되는 것을 관찰하였다. 또한 연소실 내 압력변동 폭은 인젝터의 스월 방향을 상반되게 설정하였을 때보다 현저히 증가한 것을 확인하였다.

Key Words: Large Eddy Simulation(LES), Multiple Swirl Injectors(다중 스월 인젝터), Swirl Direction(스월 방향)

1. 서 론

액체추진기관에서의 동축형 스월 인젝터는 연료와 산화제의 미립화 및 혼합에 매우 효과적이며, 연소 안정성 측면에서 우수한 성능을 보인다 [1]. 하지만 다중 스월 인젝터 연소기의 경우, 인젝터의 상호작용에 의하여 동적 특성이 단일 스월 인젝터 연소기와는 다른 복잡한 현상이 나타

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과
** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
*** School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology
연락처, E-mail: hgsung@kau.ac.kr

난다[2]. 특히 인젝터의 스윙 방향에 따라 연소실 내 압력 변동 및 유동 구조가 상이하게 변화하게 되고, 이는 화염 보염 및 음향 모드에 영향을 주어 연소 안정성에 기여 또는 불안전을 야기할 수 있다. 따라서 연소실 내 다중 스윙 인젝터간의 상호 작용을 이해하고, 난류 유동 특성을 파악하는 것이 연소기를 설계하는데 있어서 매우 중요하다.

Large eddy simulation(LES)은 동적현상을 모델링에만 의존하지 않고 직접 계산하므로 스윙 유동의 특징인 vortex breakdown과 같은 복잡한 난류 유동을 해석하는데 매우 적합한 수치기법이라 할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 LES 수치기법을 이용하여 다중 스윙 인젝터 연소기 내의 스윙 방향에 따른 난류 특성 및 와류 유동 구조에 대하여 알아보고자 한다.

2. 이론 수식 및 수치해법

본 연구에서는 Farve 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-Kutta법이 적용되었다[3]. Message Passing Interface(MPI) Multi-block technique을 이용하여 LES의 방대한 계산효율을 증대하였다.

3. 계산 조건

실험 및 계산데이터가 제공되는 Georgia 공대 Aerospace Combustion Laboratory의 LRE combustor는 2단 동축형 스윙 인젝터를 사용한다. 이 연소기는 액체 로켓에서 발생하는 연소 불안정성을 수동 및 능동적으로 제어하기 위하여 개발되었으며, 비반응 및 반응 유동에 대한 지속적인 연구가 이루어지고 있다[4, 5].

연소기와 인젝터의 직경은 각각 104mm, 11mm이며, 모두 7개 스윙 인젝터로 이루어져 있다. 산화제는 예열된 공기(150℃)를 사용하였으며, 유량은 74g/s, 작동압력은 대기압이다. 인젝터에서의 유입속도 분포는 실제실험에 의해 측정된 데이터를 참고하였다[4, 5]. 연료는 Jet-A의 surrogate 모델을 이용하였으며[6], 연소실로 유입되기 전 모두 기화되었다고 가정하였다.

7개의 스윙 인젝터의 스윙 방향에 따른 효과를 알아보기 위하여 서로 상반되는 스윙 방향을 가지는 경우와 모두 같은 스윙 방향을 가지는 경우를 나눠서 해석을 수행하였다.(Fig. 1). 전체 격자의 수는 12.1×10^6 개 이며, 계산 영역은 총 140개의 블록으로 나누어 MPI 고속 병렬 계산 기법을 적용하였다.

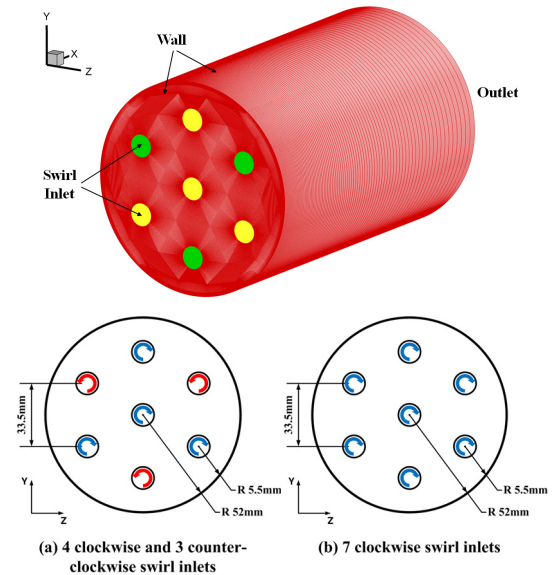


Fig. 1 Schematic of boundary condition and grid system

4. 결과 및 고찰

Figure 2는 $x=5\text{mm}$ 인 지점에서 $z-y$ 단면상의 스윙 방향에 따른 와류의 강도를 나타낸 것이다. 연소실로 유입된 유동은 각 인젝터를 중심으로 원형의 전단층(shear layer)이 생성되고, 이 영역에서 강한 vortex breakdown 현상이 일어남을 확인할 수 있다. 7 시계방향 인젝터의 경우가 4 시계방향과 3 반시계방향 인젝터 경우 보다 인접한 면에서의 와류 강도가 급격히 증가한 것을 볼 수 있는데, 이는 스윙 유동이 인접한 면에서 모두 반대 방향의 속도분포를 가지게 되고, 이로 인해 인접면의 속도 구배가 현저히 증가하게 되어 강한 와류가 생성되었기 때문이다. 특히 중심 인젝터의 스윙 유동의 경우, 가장자리 인젝터의 스윙 유동과 모두 충돌하므로 이러한 현상이 더욱 뚜렷이 나타남을 확인할 수 있다.

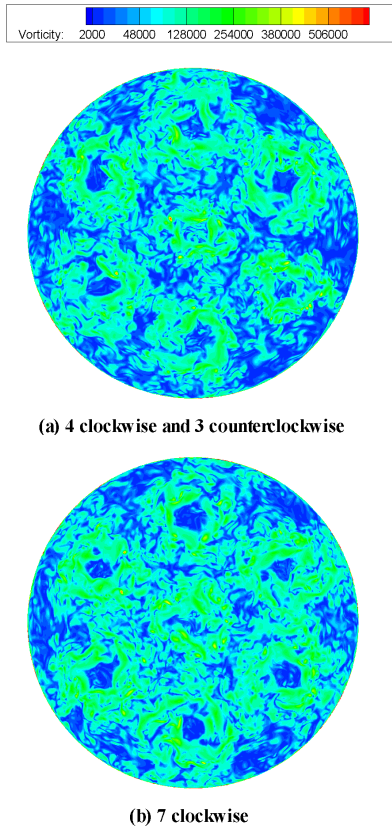
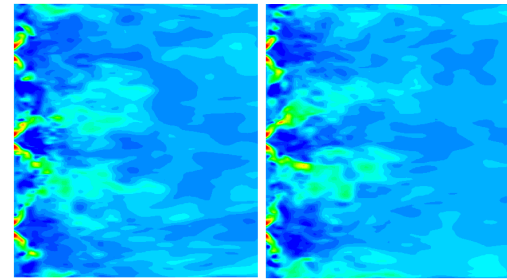
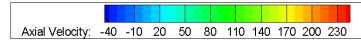


Fig. 2 Instantaneous vorticity magnitude contours (1/s), $z-y$ view, $x=5\text{mm}$



(a) 4 clockwise and 3 counter-clockwise (b) 7 clockwise

Fig. 3 instantaneous axial velocity contours (m/s), $x-y$ view, $z=0\text{mm}$

Figure 3은 $x-y$ 단면에서의 축방향 속도 분포를 나타낸 것이다. 이 결과에서 볼 수 있듯이 7 시계방향 인젝터의 중심 스윙 유동은 인접한 인젝터의 간섭 영향으로 원주방향의 속도가 감소하여 스윙각이 작아지게 되고, 이로 인하여 축방향 속도가 증가한 것을 확인할 수 있다.

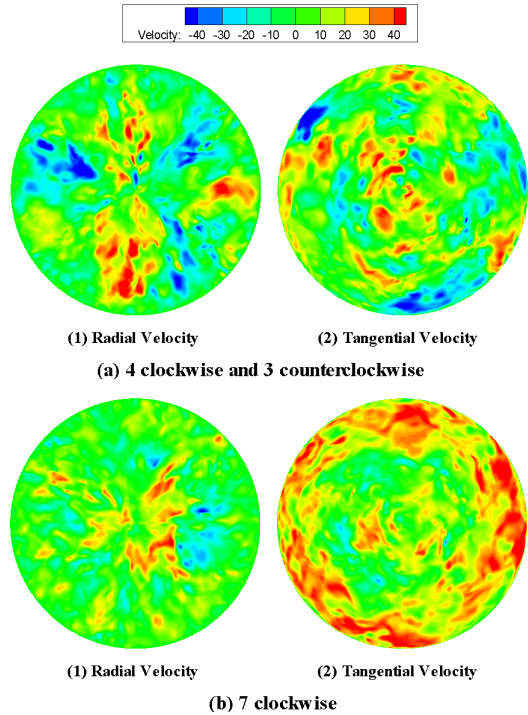


Fig. 4 Instantaneous radial and tangential velocity contours (m/s), $z-y$ view, $x=30\text{mm}$

Figure 4는 $x=30\text{mm}$ 인 지점에서 z - y 단면상의 스윙 방향에 따른 반경방향과 원주방향의 속도 분포를 나타낸 것이다. 먼저 4 시계방향과 3 반시계방향 인젝터의 가장자리 6개의 스윙 유동 결과를 살펴보면, 인접면에서 모두 같은 방향을 나타내게 되므로, 반경방향으로 강한 \pm 속도 분포가 형성 되는 것을 볼 수 있다. 반면 7 시계방향 인젝터 경우에는 인접한 인젝터의 상호 충돌로 인해 이러한 현상이 약하게 나타나지만 원주방향으로 인젝터의 스윙 방향(시계 방향)과 같은 높은 속도 분포가 형성되는 것을 확인할 수 있다.

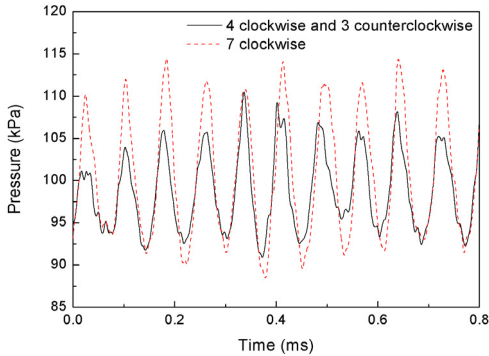


Fig. 5 Pressure fluctuations at 5mm downstream of center injector

Figure 5는 중심 인젝터 후방 5mm 지점에서의 시간에 따른 압력 변동을 나타낸 것으로 7 시계방향 인젝터의 경우가 압력변동 폭이 크게 증가하였다는 것을 확인할 수 있다. 이는 인접면에서의 스윙 유동간의 충돌과 연소실 벽면 근처에서의 강한 원주방향 속도 분포가 주된 원인인 것으로 판단된다.

5. 결 론

7개 스윙 인젝터 연소기의 스윙 방향에 따른 비반응 난류 유동 특성을 MPI 병렬 계산 기법을 적용한 3차원 LES 해석방법을 통하여 분석하였다.

인젝터의 스윙 방향에 따라 반경방향과 원주방향의 속도 분포가 상이하게 변화하는 것을 확인하였고, 특히 스윙 방향이 모두 동일할 경우,

연소실 벽면에서 강한 원주방향의 속도 분포가 형성됨을 알 수 있었다. 또한 상반된 스윙 인젝터의 경우에 비해 연소실 압력변동 폭이 크게 증가함을 확인할 수 있었다.

후 기

본 논문은 2008년도 교육 인적 자원부의 재원으로 한국 연구 재단의 우주 기초 원천 기술 개발 사업(National Space Lab.)으로 수행된 연구(2008-2006287)이며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," AIAA, 1992
2. Kim, J. C., Yoo, K. H., Sung, H. G., Zhang, L., and Yang, V., "A Numerical Study of Flow Dynamics in an Annular Combustor with Multiple Swirl Injectors," AIAA paper, 2010-583, 2010
3. Sung, H. G., "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
4. Conrad, T., Bibik, A., Shcherbik, D., Lubarsky, E., and Zinn, B. T., "Feasibility of "Intermittent" Active Control of Combustion Instabilities in Liquid Fueled Combustors using a "Smart" Fuel Injector," Proc. Combust. Inst., Vol. 31, 2007, pp.2223-2230
5. Lubarsky, E. and Zinn, B. T., "Heat Release Distribution in the LRE Combustor Simulator Operating in Stable and Unstable Modes," AIAA paper, 2008-1007, 2008
6. Tucker, K. C., "A Flash Vaporization System for Detonation of Hydrocarbon Fuels in a Pulse Detonation Engine," Ph. D. Dissertation, Air Force Inst. of Tech., 2005