

Cavity를 이용한 초음속 연소기 내의 혼합특성

오주영* · 배영우 · 김기수 · 전영진 · 이재우 · 변영환**

Mixing Characteristics in Supersonic Combustor with a Cavity

Juyoung Oh* · Young-Woo Bae · Ki-Su Kim · Young-Jin Jeon
· Jae-Woo Lee · Yung-Hwan Byun**

ABSTRACT

In SCRamjet engine, combustion occurs in supersonic flow with airbreathing. SCRamjet is characterized by very short combustion time in combustor, so it is very important to be mixing the air and fuel in short duration. Several methods are suggested for mixing enhancement. Among these, cavity is selected to study for enhancement of mixing. The numerical simulation is performed in the case of freestream Mach number of 2.5 and cavity located in front of fuel jet injection. CFD-Fastran, commercial code with three-dimensional Navier-Stokes equation with the Menter SST turbulence model were used. The results are obtained validate experiment results for same condition. Therefore, the numerical results show the mixing enhancement characteristics with a cavity.

초 록

스크램제트 엔진은 대기중의 공기를 흡입하여 연소실에서 초음속으로 연소하는 방식으로 짧은 시간 동안 연료와 공기가 혼합하고 연소되어야하는 특징이 있다. 연료와 공기 혼합을 증대하는 방법은 여러 가지가 제시되었다. 이 중 자유류 마하수 2.5의 단일분사 방법에서의 cavity를 이용한 혼합증대 특성을 알아보기 위해 수치해석을 수행하였다. 수치해석은 상용코드인 CFD-Fastran의 3차원 Navier-Stokes 방정식과 Menter SST(Shear Stress Transport) 난류모델을 적용하였다. cavity 뒤쪽 0.5 cm 떨어진 곳에 지름 0.1cm의 Jet 분사구를 통해 수직분사를 시켜 cavity의 유무에 따른 혼합특성을 살펴보고, cavity에 대한 영향을 알아보기 위해 3×2×1 cm 크기의 cavity를 사용했다. 계산된 결과는 동일조건에서의 실험으로 검증하였고 이를 통해 cavity에 의한 혼합증대 특성을 확인할 수 있었다.

Key Words: SCRamjet Engine(스크램제트 엔진), Mixing Enhancement(혼합증대), Cavity(공동), Navier-Stokes, Menter SST Turbulent Model(난류모델)

* 건국대학교 항공우주공학과

** 건국대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: yhbyun@konkuk.ac.kr

1. 서 론

1947년 X-1로 음속이 돌파된 이래, 초음속으로 비행하는 비행체에 대한 연구가 꾸준히 이루어졌다. 이에 1950년대부터 대기중의 공기를 흡입하고 엔진의 연소실에서 초음속(Mach 2~2.5)으로 연소하는 SCRamjet Engine(Supersonic Combustion Ramjet Engine)이 가장 적합한 엔진으로 알려져 있고, 현재 미국을 중심으로 이 엔진의 개발에 많은 노력을 기울이고 있다. 최근 개발된 X-43A는 스크램제트 엔진을 사용하여 Mach 6.8에 이어 Mach 9.6 비행에 성공했다.

스크램제트 엔진은 Mach 6 이상으로 들어온 공기를 약 1/3으로 감소시켜 연소기 내부로 공급해주고 초음속 상태에서 연소과정을 진행, 노즐을 통해 추력을 발생시킨다. 초음속 상태에서 연소과정이 이루어지므로 램제트(Ramjet) 엔진에서처럼 과도한 감속으로 인한 추력손실은 없다.

연소기 내부로 유입되는 공기의 속도가 초음속을 유지하기 때문에 연소실에서 공기가 머무는 시간은 수 ms 정도로 매우 짧다. 이 짧은시간 동안 분사되는 연료와 공기와의 혼합에 의해 효율적인 연소가 발생한다. 따라서 스크램제트 엔진의 연소에서의 주 연구대상은 안정성, 화염의 구조, 화염의 길이, 연료-공기의 혼합에 대한 것이다.[1-4]

연소기 내의 짧은 체류 시간에 의하여 발생하는 문제를 극복하기 위하여 연료 분사기의 형태, 분사 방법, 혼합 방법 등에 대한 다양한 연구가 수행되어왔다. 이중 혼합을 증대시키는 방법으로 수직 연료 분사, vortex generator, 경사충격파, step이후의 연료 분사, 경사 연료 분사, cavity를 이용한 방법 등이 제시되고 있다.(Fig. 1)[5]

본 연구에서는 jet만 분출되는 경우와 jet 분출 앞쪽에 cavity를 놓은 경우를 비교하여 혼합증대 특성을 살펴보았다. 연구에서 사용되는 형상은 실험과의 검증을 위해 3×2×1 cm 크기의 cavity가 사용되었다. cavity 유동 뒤쪽 0.5 cm 위치에 지름이 0.1 cm 인 jet 분사구를 위치시켰다. jet 분사는 278 kPa의 압력으로 출구에서 M=1로 분사된다.

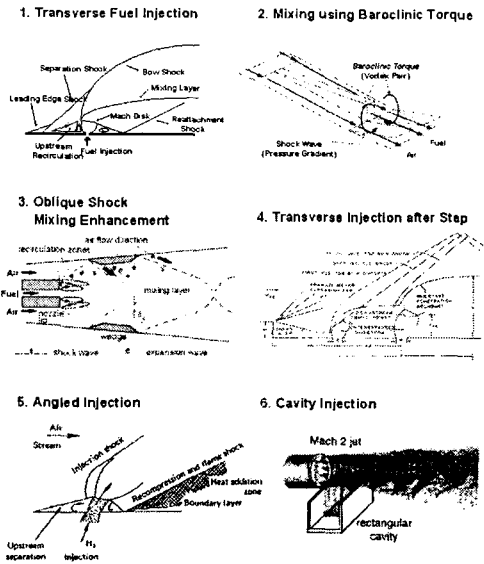


Fig. 1 Air-Fuel Mixing Enhancement Methods

수치해석은 상용코드인 CFD-Fastran을 사용하여 3차원 Navier-Stokes 방정식을 지배방정식으로 하고, Menter SST 난류모델을 이용하여 난류효과를 고려하여 수행하였다.

2. 지배방정식 및 수치계산

2.1 지배방정식

초음속 연소기 내의 점성 유동장을 해석하기 위하여 축대칭 압축성 Navier-Stokes 방정식을 지배방정식으로 사용하였다. 지배방정식은 축대칭 직교 좌표계에 대하여 계산 격자계에서 보존형으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{E}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{G}}{\partial z} = \frac{\partial \bar{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \bar{F}_v}{\partial y} + \frac{\partial \bar{G}_v}{\partial z} \quad (1)$$

$$\bar{Q} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_t \end{Bmatrix}, \bar{E} = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho e_t + p)u \end{Bmatrix}, \bar{F} = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho e_t + p)v \end{Bmatrix}, \bar{G} = \begin{Bmatrix} \rho w \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (\rho e_t + p)w \end{Bmatrix}$$

$$\overline{\mathbf{E}}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{zz} \\ \beta_x \end{Bmatrix}, \overline{\mathbf{F}}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \beta_y \end{Bmatrix}, \overline{\mathbf{G}}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \beta_z \end{Bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \beta_x &= u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x & q_x &= -k \frac{\partial T}{\partial x} \\ \beta_y &= u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y & q_y &= -k \frac{\partial T}{\partial y} \\ \beta_z &= u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - q_z & q_z &= -k \frac{\partial T}{\partial z} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \tau_{ij} &= \tau_{ji} = \mu \left(\frac{\partial \overline{V}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{V}_j}{\partial x_i} \right) & \overline{\mathbf{V}} &= [u, v, w] \\ \tau_{ii} &= \lambda (\nabla \cdot \overline{\mathbf{V}}) + 2\mu \frac{\partial \overline{V}_i}{\partial x_i} & \overline{\mathbf{x}} &= [x, y, z] \end{aligned} \quad (4)$$

$$\lambda = \mu' - \frac{2}{3}\mu \quad \mu: \text{dynamic Viscosity} \quad \mu': \text{bulk Viscosity}$$

$$\lambda = -\frac{2}{3}\mu \quad \text{by Stoke's hypothesis } (\mu' = 0 \text{ for monatomic gas})$$

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + 110.4}{T + 110.4} \quad \text{Sutherland's law}$$

2.2 난류 모델 및 적용수치해석기법

난류 모델로는 Menter의 SST(Shear Stress Transport)모델을 사용하였다. SST 모델은 전단 경계층 문제에 많이 쓰이는 표준 $\kappa-\epsilon$ 모델과 벽면 난류 현상 예측에 유리한 Wilcox의 $\kappa-u$ 모델을 혼합한 난류모델이다.

공간 차분 기법으로는 Roe's FDS를 사용하였고 시간적분 방법으로는 Fully Implicit Point Jacobi를 사용하였다.

2.3 모델형상 및 초기조건

모델형상은 코드 검증에 위한 실험장치와 동일한 크기의 형태로 구성하였고 그 형상은 Fig. 2와 같다. 단일 분사되는 분사기의 직경(D)은 1 mm이고 연소기 형상의 길이가 110D, 폭 15D, 높이가 35D이다. 분사되는 위치는 길이 20D, 폭 15D, 깊이 10D인 cavity 형상 뒤의 5D에서 연소기 중앙이다. cavity에 의한 혼합 효과를 비교하기 위해 cavity가 없이 동일 위치에서 jet만 분사

되는 경우를 추가하였다. 이 논문에서 각 경우에 대한 명칭을 jet 분사만 있는 경우를 JOCX라 하고 jet 분사와 cavity가 있는 경우를 JOCO라 칭한다.

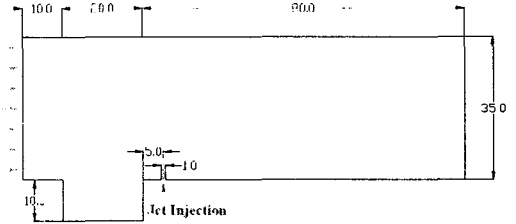


Fig. 2 Shape of Model (cm)

수치 계산에 사용된 격자는 계산 시간을 단축하기 위하여 대칭 경계조건을 이용하여 jet이 분사되는 연소기의 절반을 사용하였다.

계산 조건에 사용되는 유동 조건은 Table 1에 나타나 있다.

Table 1. Flow Condition

	Inflow Air	Fuel
Pressure (kPa)	22.235	278
Temperature (K)	121.3	273
Mach Number	2.5	1
Momentum Flux Ratio	2.0	

본 연구에서 분사조건은 운동량플럭스비(J) 2.0으로 고정하여 계산을 수행하였다.[6]

$$J = \frac{(\rho u^2)_j}{(\rho u^2)_c} = \frac{(\gamma P M^2)_j}{(\gamma P M^2)_c} \quad (5)$$

계산된 결과와 실험과의 비교를 위해 유동 조건을 동일하게 설정하고 계산과 실험을 수행하였다.

3. 결과

3.1 코드검증

본 연구실에서 보유한 장비와 동일한 조건으로 계산된 결과와 실험결과를 비교하여 코드 검

증하였다. 실험은 shadow graph를 이용한 가시화 결과로서 shadow graph는 밀도차에 의한 광경로차로 발생하는 값을 나타내므로 계산 결과의 밀도(ρ)장과 비교하였다. Figure 3에서처럼 두 결과가 비교적 잘 일치함을 볼 수 있다.

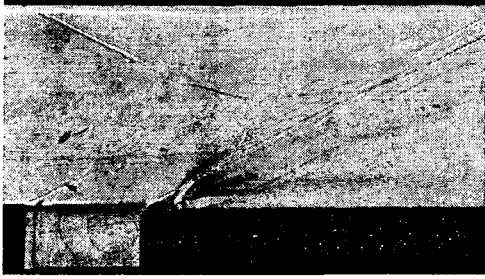


Fig. 3 Code Validation (ρ -contour)

3.2 계산결과

혼합률이 증대하려면 연소기 내부 jet 분사 뒷부분에 회전하는 힘이 커져야한다. 회전하는 힘을 나타내는 정도를 ξ (vorticity)라 하고 다음과 같이 정의한다.

$$\xi = \nabla \times \mathbf{v}$$

$$= \left(\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right) i + \left(\frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial u}{\partial x} \right) j + \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) k \quad (6)$$

ξ 의 x, y, z 방향의 성분을 합하여 유동입구의 ξ 로 무차원하여 나타내었다.

3.2.1 x-방향에 따른 ξ 분포

Figure 4~7은 각 유동 입구로부터 x만큼 떨어진 곳에서의 대칭면 i-성분에 따른 ξ 의 분포를 나타낸다. 결과로부터 연소기 중앙부분의 ξ 가 가장 큰 것을 알 수 있다. JOCX와 JOCO의 경향이 비슷한 것으로 이는 jet 분사의 영향으로 인한 ξ 의 증가로 생각된다. Figure 4~7로부터 JOCO가 JOCX 보다 ξ 가 좀더 큰 것을 확인할 수 있다.

3.2.2 y-방향에 따른 ξ 분포

Figure 8은 x-방향에서 ξ 가 가장 컸던 연소기 중앙부분의 대칭면 j-성분에 따른 ξ 의 분포를 나타낸다. 연소기 내부 jet 분사구 뒷부분에서 전체적으로 JOCO가 JOCX보다 높은 ξ 를 가짐을 알 수 있다. JOCX의 경우 jet 분사에 따른 ξ 의 증가에서 연소기 바닥면으로부터 1/3 지점에서 2/3 사이에서는 ξ 가 큰 차이를 보이고 있다. 반면

JOCO의 경우에는 바닥면으로부터 2/3 지점에서 ξ 의 값은 JOCX보다 큰 값을 갖는다. 이는 cavity 뒤쪽에서 발생하는 shock과 jet 분사와의 결합에 따른 영향으로 생각된다. 이에 따라 cavity가 있는 경우 연소기 내부의 ξ 는 cavity가 없는 경우보다 연소기 높이 방향으로 더욱 증가됨을 확인 할 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 cavity에 의한 초음속 연소기 내의 혼합특성을 자유류 마하수 2.5의 연소기 내부에서 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 해석하고 이를 같은 조건의 실험과 비교하여 검증하였다.

비교연구를 위해 jet 분사만 있는 경우와 jet 분사 앞쪽에 cavity를 둔 경우를 계산해 보고 cavity에 의한 혼합특성을 ξ 분포로 살펴보았다.

계산 결과 cavity가 있는 경우 jet 분사와의 상호작용으로 cavity가 없는 경우보다 연소기 중앙부분의 ξ 가 증가됨을 확인 할 수 있었다.

cavity에 따른 영향을 한 가지 형상에 대해서만 살펴보았다. 향후연구에서는 혼합특성에서의 cavity 영향을 연구하기 위해서 cavity 형상변화에 따른 효과에 대한 연구를 진행할 것이다.

참고 문헌

1. 윤영빈, "스크램 제트 엔진의 개발 동향", 한국항공우주학회지, 26권, 5호, 1998
2. Ji-Ho Kim, Jaeheon Sim, Jaehung Kim, Youngbin Yoon and In-Seuck Jeung, "Mixing enhancement of hydrogen diffusion flames in supersonic air using shock waves", 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1999
3. 원수희, 정은주, 정인석, 최정열, "극초음속 스크램제트 엔진의 연소특성", 한국추진공학

회지, 8권, 1호, 2004

4. Ben-Yakar, A. and Hanson, R. K., "Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjet: An Overview," Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 4, 2001, pp.869-877

5. D. M. Bushnell, "Hypervelocity Scramjet Mixing Enhancement", J. Propulsion, Vol. 11, No. 5

6. Sang-Hyun Lee, "Mixing Augmentation of Transverse Injection in Scramjet Combustor", Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 1, January-February 2003

7. Menter F.R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, 1994

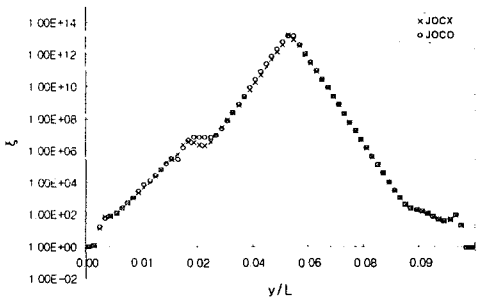


Fig. 4 Variation of Vorticity (x=3.25 cm)

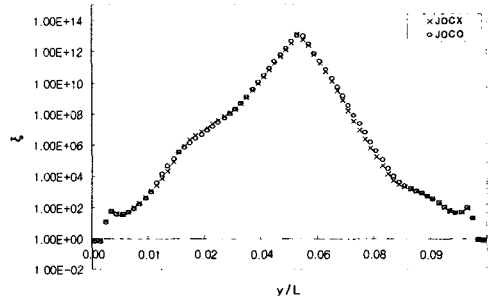


Fig. 5 Variation of Vorticity (x=5.78 cm)

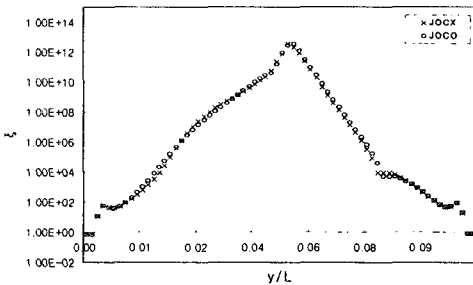


Fig. 6 Variation of Vorticity (x=8.27 cm)

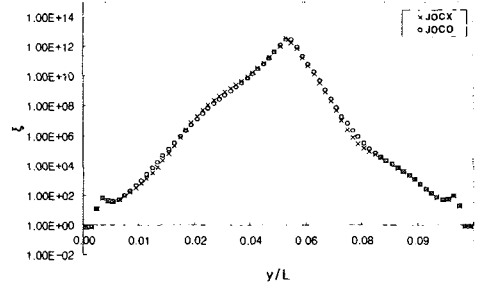


Fig. 7 Variation of Vorticity (x=10.2 cm)

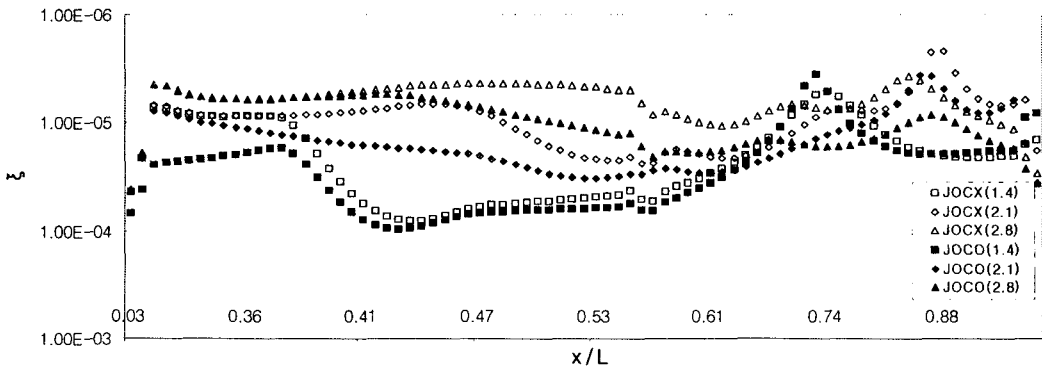


Fig. 8 Variation of Vorticity (y-axis)