

3차원 Cavity 크기 변화에 의한 공기-연료 혼합특성의 수치적 해석 연구

서형석* · 전영진* · 변영환** · 이재우*

The Numerical Analysis Study about the Air-Fuel Mixing Characteristics by the Change on the 3D Cavity Size

HyungSeok Seo* · YoungJin Jeon* · YungHwan Byun** · JaeWoo Lee*

ABSTRACT

The air velocity flowing in inner combustion chamber of SCramjet is supersonic and the time of its stay is very short as a few milliseconds. Within this short time, fuel injection, air-fuel mixing, and combustion process should be accomplished. Several methods are suggested for mixing enhancement. Among these, cavity is selected to study for mixing characteristics. The numerical simulation is performed in the case of freestream Mach number of 2.5 and cavity located in front of fuel jet injection. 3 different sized cavities of the same length-height ratio were used in order to recognize the effect about cavity size. Also, the case without cavity was analyzed to find the effect of cavity. Used code compared with the result of experiment under identical conditions and it was verified. Through this comparison and verification, mixing enhancement by cavity size could be confirmed.

초 록

스크램제트의 연소실 내부로 유입되는 공기의 속도는 초음속으로 체류 시간은 수 ms로 매우 짧다. 이 짧은 시간 안에 연료분사, 공기-연료 혼합, 연소과정이 모두 이루어져야 한다. 공기와 연료의 혼합을 증대하는 방법은 여러 가지가 제시되었다. 이중 자유류 마하수 2.5의 단일 수직 분사 방법에서의 Cavity를 이용한 혼합 특성을 알아보기 위해 수치해석을 수행하였다. 사용된 코드는 동일조건인 실험결과와 비교하여 검증하였고 이를 통해 Cavity의 크기에 의한 혼합증대를 확인할 수 있었다.

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

* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

** 건국대학교 항공우주정보시스템공학과
연락처, e-mail: yhbyun@konkuk.ac.kr

1. 서 론

극초음속 영역에서 가장 효율적인 성능을 가지는 스크램제트 엔진은 짧은 시간 내에 초음속 압축 공기를 엔진 내부로 유입시키고 이때 연료를 분사하여 연소시켜 추력을 발생시키는 엔진이다. 스크램제트 엔진은 연소기 내부로 유입되는 유동의 체류 시간이 수 ms로 매우 짧다. 이 짧은 시간동안 연소과정이 모두 이루어져야 하며, 스크램제트 엔진 내부에는 초음속 압축 공기가 흐르기 때문에 초음속 연소 기술에 대한 연구는 매우 중요하다[1,2].

본 연구는 Cavity의 크기 변화에 따른 공기-연료의 혼합특성에 관심을 두고 Cavity와 수직 제트 분사(Vertical Jet Injection)를 이용한 방법을 선택하여 수치해석적인 방법으로 유동장의 특성을 파악하였다.

Cavity의 길이/높이비는 1로 고정시키고 크기만을 변화시켰으며, Cavity 후류에서 지름 1mm의 분사구를 통해 음속 Jet을 수직 분사 시켰다. 유동장을 관찰하기 위해 상용 소프트웨어인 CFD-FASTRAN을 사용하여 및 3차원 Navier-Stokes 방정식을 통해 점성 유동장을 해석하였다. 공기-연료의 혼합정도는 Vorticity로 나타내었다.

2. 지배방정식 및 수치계산

2.1 지배방정식

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

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

식 (1)에서 보존변수 \vec{Q} 및 각 플럭스 벡터들은

다음과 같이 정의된다.

$$\vec{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_t \end{bmatrix}, \vec{E} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho e_t + p)u \end{bmatrix}$$

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho e_t + p)v \end{bmatrix}, \vec{G} = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (\rho e_t + p)w \end{bmatrix}$$

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

2.2 수치해석기법

난류 모델은 Menter SST(Shear Stress Transfer)를 사용하였다. 공간차분 기법으로는 Roe's FDS(Flux Difference Splitting)을, 시간적분 방법으로는 완전 내재적(Fully Implicit)인 방법을 사용하였다. 그리고 해의 진동을 억제하기 위해서 Min-Mod Limiter를 사용하였다.

여기서 사용된 난류 모델은 전단 경계층 문제에 적합한 표준 k-ε 모델과 벽면 난류 현상 예측에 적합한 Wilcox의 k-ω 모델을 혼합한 난류 모델이다[3].

2.3 모델형상, 초기조건, 경계조건

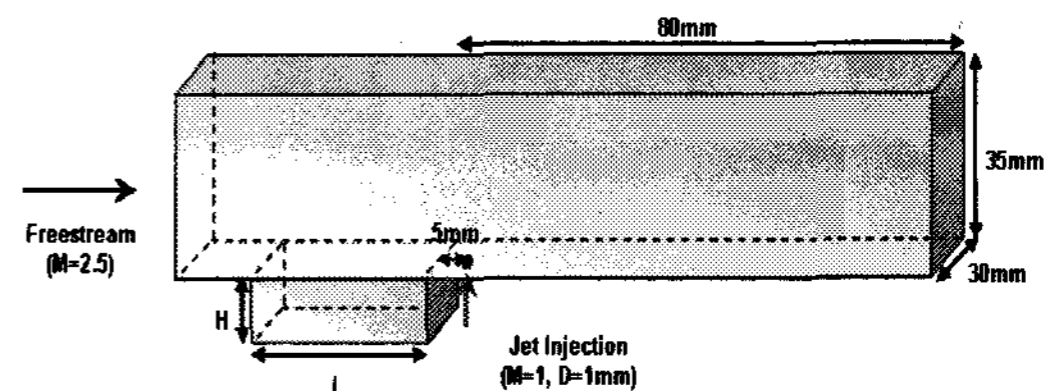


Fig. 1 Geometry of Numerical Analysis

선행연구에 의하면 Open Cavity(길이/높이비 10이하)에서의 Cavity의 길이/높이비가 커질수록

공기-연료의 혼합은 증대된다고 한다[4].

본 연구에서는 Cavity의 길이/높이비는 1로 고정하여 총 3가지의 크기를 고려하였다.(Table 1 참고) 단일 분사되는 제트 분사구의 지름은 1mm(D=1mm)이고 3가지 모두 Cavity의 뒷부분 5mm지점에 위치하였다. 또한 Cavity에 의한 혼합효과를 비교하기 위해 Cavity가 없는 경우도 추가 해석하여 총 4가지 경우에 대한 해석을 수행하였다.

자유류의 유동 유입조건은 M=2.5의 조건을 사용하였다. 유속 U=569.2 m/s, 압력 P=26.3 kPa, 온도 T=129 K 이다[5]. 제트 분사구의 유동 유입 조건은 압력 P=329.1 kPa, 온도 T=241.7 K이다. 유동의 속도는 따로 주지 않고 유동의 섞임을 고려하기 위하여 'Fixed Total Pressure'의 조건으로 해석하였다. 그리고 유동의 유출부(Outlet)는 'Extrapolated'의 조건으로 설정하였다.

Table 1. Configuration of Cavity (Unit : mm)

Case	Length	Height	L/H
1 (No Cavity)	0	0	0
2	10	10	1
3	20	20	1
4	30	30	1

유동장과 제트 사이의 운동량 플럭스비가 증가할수록 공기와 연료의 혼합은 증가된다고 알려져 있다[6].

$$J = \frac{(\rho u^2)_j}{(\rho u^2)_f} = \frac{(\gamma PM^2)_j}{(\gamma PM^2)_f} \quad (3)$$

Table 2. Flow Conditions

	Freestream	Jet
Mach Number	2.5	1
Pressure[kPa]	26.3	329.1
Temperature[K]	129	241.7
Momentum Ratio	2	

제트 분사조건은 계산의 편의를 위해 운동량 플럭스 비(J)를 2로 고정하여 해석하였다.

2.4 Vorticity

혼합정도를 나타내는 값으로 Vorticity(ξ)를 사용하였다. Vorticity는 회전운동의 세기와 그 축 방향의 벡터를 나타낸다.

$$\xi = \nabla \times \vec{V} = \left(\frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right) \vec{i} + \left(\frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial x} \right) \vec{j} + \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) \vec{k} \quad (4)$$

Vorticity가 커지게 되는 것은 회전운동의 세기가 커짐을 뜻하고 회전운동의 세기가 커짐은 공기와 연료의 혼합을 증가시킬 수 있는 유동이 더 커졌다는 것을 의미한다. 따라서 회전운동의 방향보다는 그 세기의 비교가 중요하다. 회전운동의 세기만을 비교하기 위해 식 (4)를 (5)와 같이 변형하여 Vorticity의 크기를 나타내었다.

$$\xi = \sqrt{(\xi_x)^2 + (\xi_y)^2 + (\xi_z)^2} \quad (5)$$

또한, Cavity의 유무에 따른 Vorticity의 증가 여부를 확인하기 위하여 Vorticity Ratio를 계산하였다. Vorticity Ratio는 다음과 같이 정의한다.

$$Vorticity Ratio(\lambda) = \frac{\text{각 Case 별 Vorticity의 합}}{\text{No Cavity에서 Vorticity의 합}} \quad (6)$$

3. 전산해석결과

3.1 코드검증

본 연구에서는 Cavity의 형상을 해석하기 위해 상용코드인 CFD-FASTRAN을 사용하였다[7].

앞서 설명한 바와 같은 동일조건으로 실험과 전산수치해석을 수행하였다. 코드검증에 사용된 모델은 길이/높이비가 3인 경우이다. 실험은 Cavity 모델을 벽면에 밀착시켜 최대한 2차원의 효과가 나타도록 하였다.

실험에 사용된 방법인 Shadow Graph는 밀도 차에 의한 광경로차로 인해 발생하는 결과를 나타내는 실험기법이므로 계산결과의 등밀도선과 비교하여 코드검증을 수행하였다.(Fig. 2)

Cavity의 앞전과 뒷전에서 발생하는 충격파와 연소기와 Cavity 사이에 발생하는 전단경계층의 형태가 두 결과 모두 잘 일치함을 볼 수 있다.

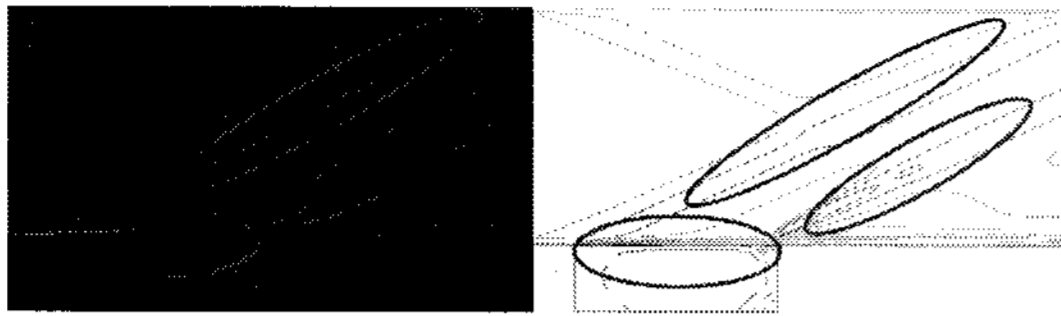


Fig. 2 Code Validation (L:Experiment, R:CFD)

3.2 계산결과

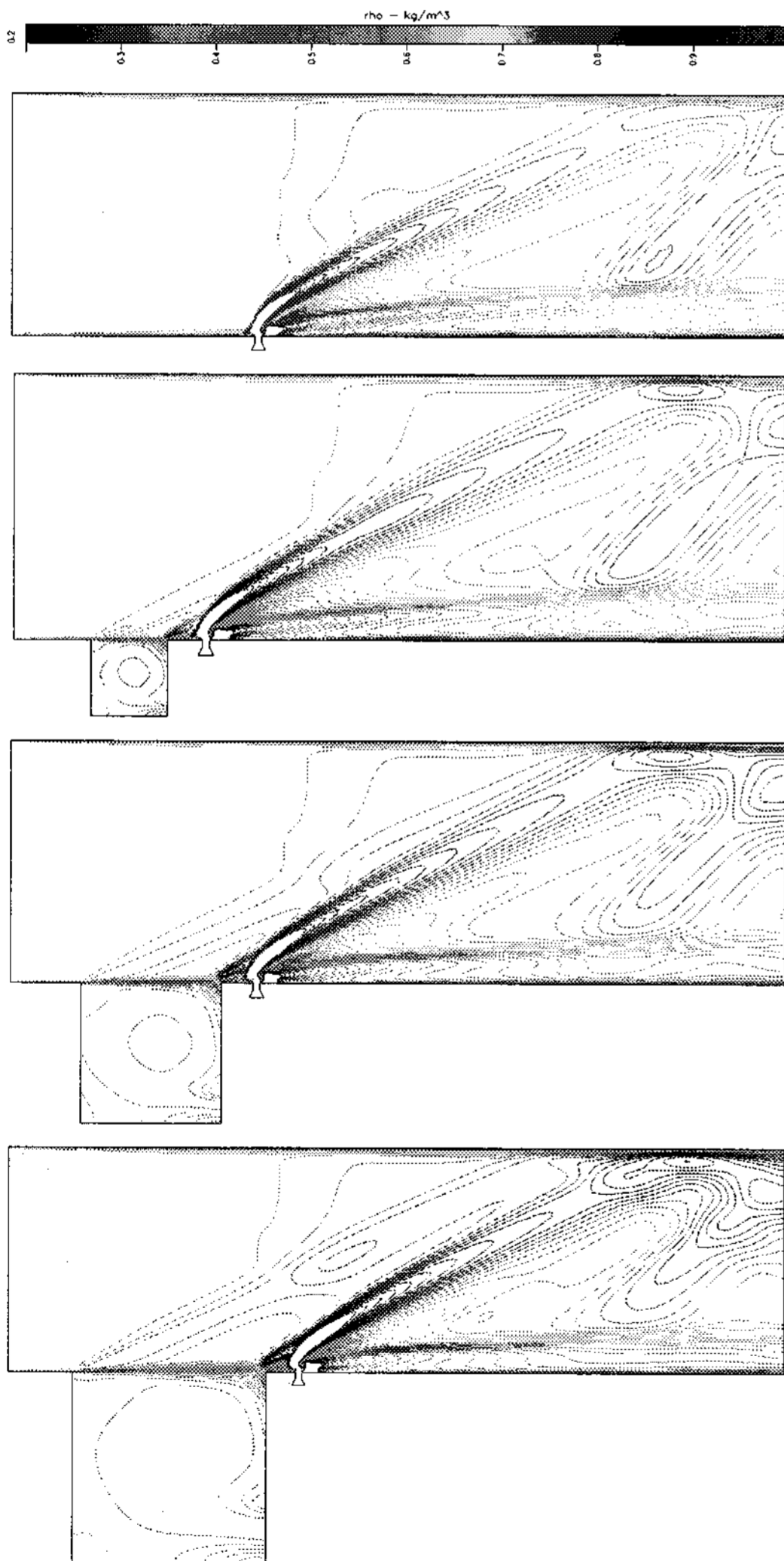


Fig. 3 Contour of Density
(Procedure follow Table 1)

Case 1의 경우는 Cavity가 없이 수직으로 Jet이 분사되는 경우이다. Jet의 수직 분사에 의해 분사구 입구에 Barrel Shock이 형성되었고, 자유류와 Barrel Shock에 의해 커다란 Bow Shock이 형성되었다. 분사구 뒤쪽에서는 저압 생성에 의한 Recirculation Zone이 형성되었고 이에 의해 후류에 Secondary Shock이 발생되었다.

Cavity가 있는 경우의 등밀도선을 살펴보면, Cavity 앞전에서 강한 충격파가 발생하였고 초음속 유동과 Cavity 사이에 자유 전단 경계층이 형성되었다. Cavity 뒷전에서도 강한 충격파가 발생되어 Jet의 수직 분사에 의해 발생하는 Barrel Shock과 만나게 된다. 특히 Case 4의 경우 Cavity 앞전에서 발생하는 충격파는 연소기 내부의 윗벽(Upper Wall)에 반사되어 Bow Shock 및 Secondary Shock과 만나게 된다. 반면 Case 2의 경우는 Cavity의 앞전에서 발생하는 충격파가 약하여 Bow Shock에는 크게 영향을 주지 못하였다.

Cavity의 크기가 커짐에 따라 Cavity의 앞전과 뒷전에서 발생하는 충격파의 크기가 점차 커지고, 전단 경계층의 두께 역시 두꺼워짐을 확인할 수 있다.

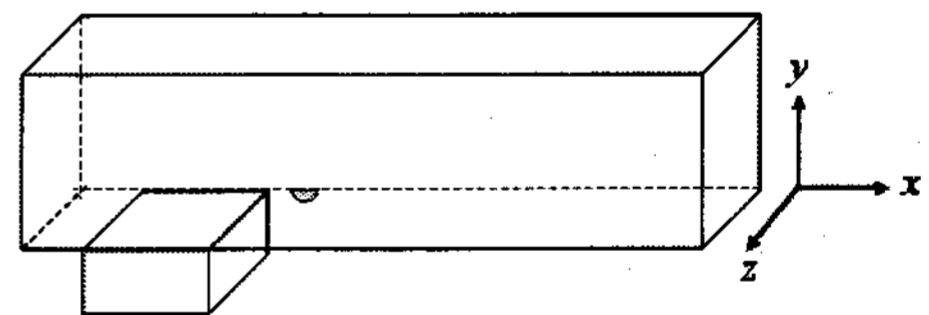


Fig. 4 Coordinate System

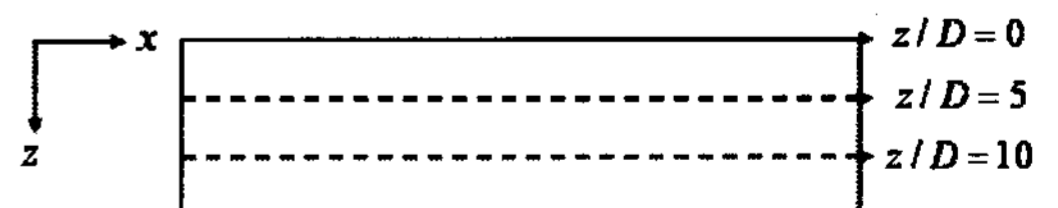


Fig. 5 x-z Plane

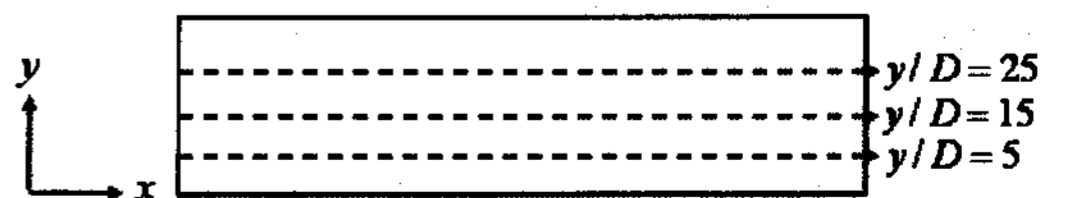


Fig. 6 x-y Plane

x축 방향으로 총 60이며 x축의 $x/D=0$ 은 Cavity 뒷전의 위치이며 $x/D=5$ 는 제트 분사구 위치이다.

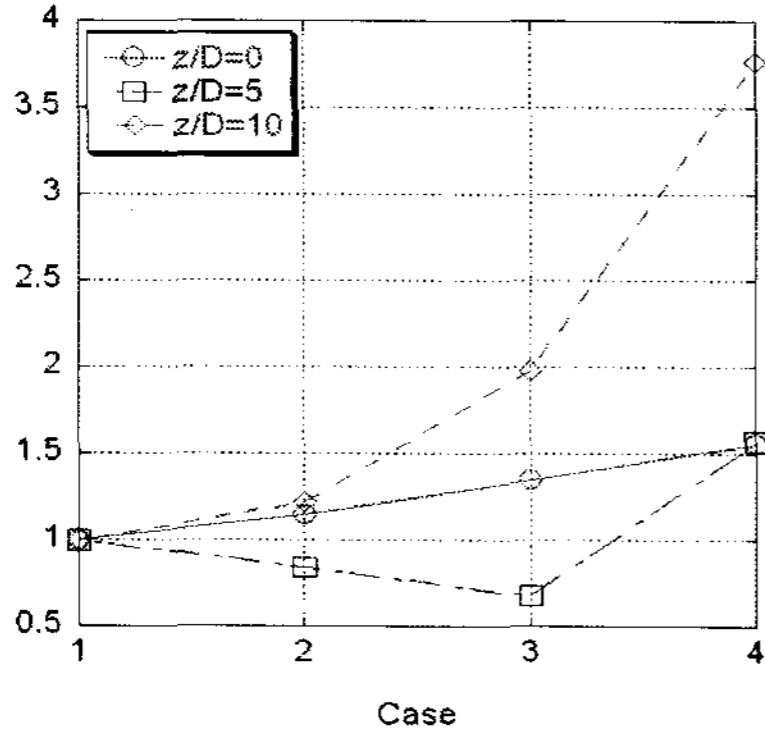


Fig. 7 Vorticity Ratio($y/D=5$)

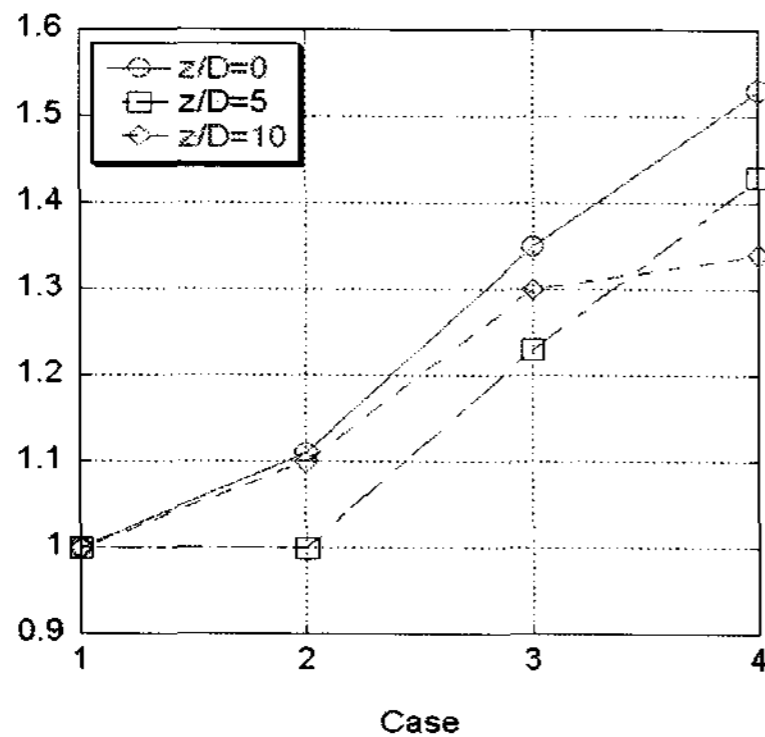


Fig. 8 Vorticity Ratio($y/D=15$)

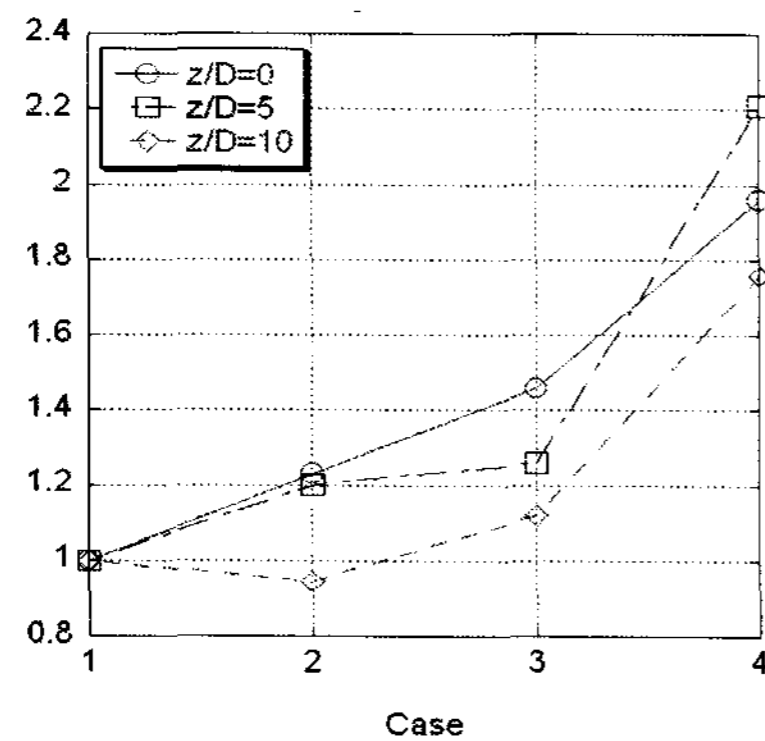


Fig. 9 Vorticity Ratio($y/D=25$)

펴보면 $y/D=5$, $z/D=0$ 일 때의 Vorticity가 가장 크다. 이는 제트 분사구에 의하여 발생하는 Barrel Shock과 자유류가 만나 형성되는 Bow Shock의 영향이다.(Fig. 12~14)

Vorticity Ratio를 $y/D=5$, 15, 25의 위치에서 $z/D=0$, 5, 10을 각각 계산해본 결과, $y/D=5$ 에서의 $z/D=5$ 일 때 Case 2와 3의 경우를 제외하고는 Cavity가 없는 경우보다 Vorticity가 더 크게 나타났다.(Fig. 7~9)

$y/D=25$ 에서의 $z/D=10$ 일 때에는 Case 2의 Vorticity가 1 이하로 Cavity가 없는 경우보다 Vorticity가 작게 나타났다. 그 외 모든 위치에서의 Vorticity는 Cavity가 없는 경우보다 더 크게 나타났다.(Fig. 9)

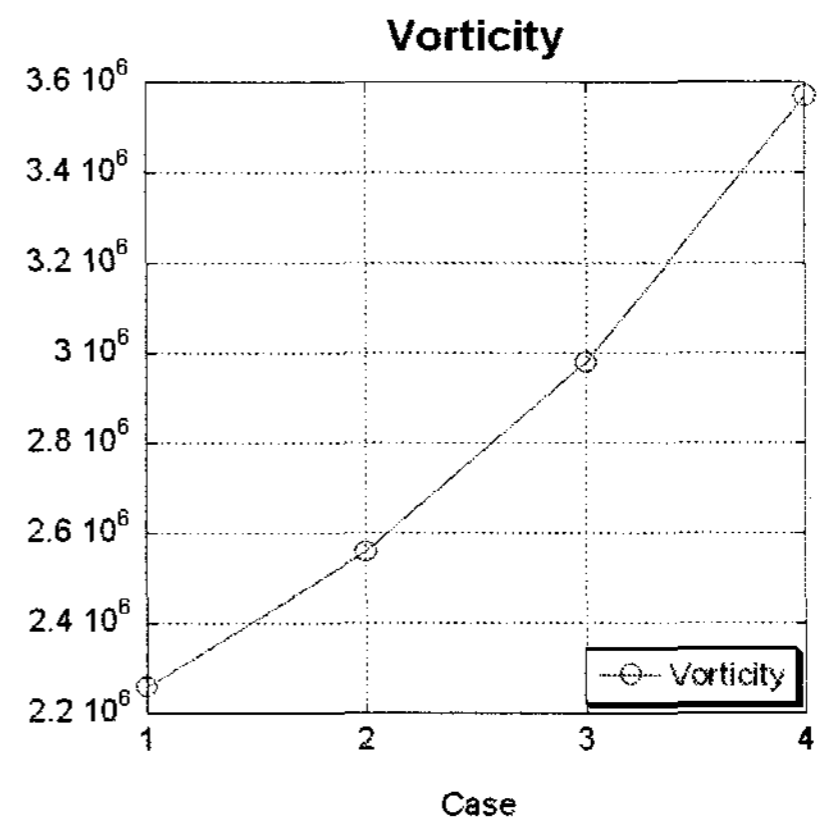


Fig. 10 Vorticity

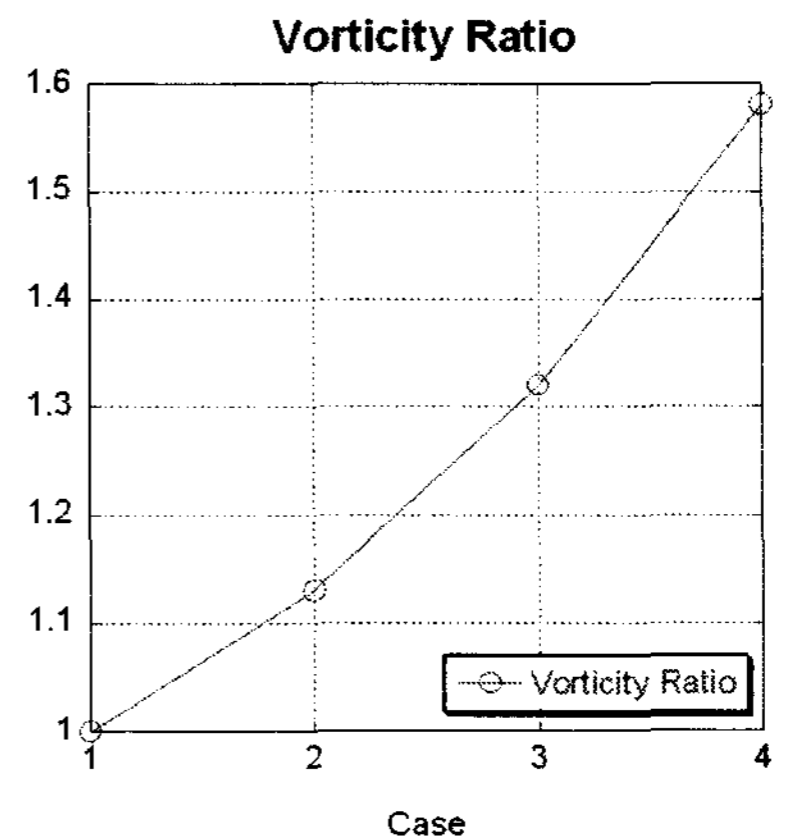


Fig. 11 Vorticity Ratio

Cavity가 없는 경우를 포함한 모든 경우를 살

전체 Vorticity를 비교해 보면 Cavity의 크기가 커질수록 Vorticity 역시 같이 증가함을 확인하였다.(Fig. 10) 또한 전체 Vorticity Ratio를 확인해본 결과 Cavity가 없는 경우와 비교하여 보았을 때 Vorticity가 최소 1.13배에서 최대 약 1.58배까지 증가하였다.(Fig. 11)

4. 결 론

Cavity의 길이/높이비는 고정하고 Cavity의 크기를 변화하여 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 해석을 수행하고 그 결과를 비교하였다.

그 결과 Cavity의 길이/높이비는 같지만 그 크기가 커질 경우 공기-연료 혼합성능 역시 증가하였다. 이는 공기-연료의 혼합성능에서 Cavity의 길이/높이비도 중요한 작용을 하지만 Cavity의 크기 역시 공기-연료의 혼합성능에서 중요한 작용을 한다는 것을 의미한다.

추후 Cavity의 다른 길이/높이비를 고정한 다음 그 크기를 변화하여 공기-연료의 혼합성능이 어떻게 달라지는지에 관한 연구를 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 특정기초 연구지원

(과제번호 R01-2006-000-10034-0) 및 방위사업청과 국방과학연구소의 지원(계약번호 UD070041 AD)으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. Andreadis, D., "Scramjet Integrate Air and Space", *The Industrial Physicist*, August - September, 2004, pp. 24-27
2. Heiser, W. H, and Paratt, D. T, *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1994
3. David C. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industries, Inc. La Canada, California, 1993
4. 오주영, 공동 형상변화에 따른 스크램제트 엔진 연소기 내부의 혼합 성능 특성에 관한 연구, 공학석사학위논문, 건국대학교, 2005
5. 이진호, 교육용 초음속 풍동 개발 및 성능검증에 관한 연구, 공학석사학위논문, 건국대학교, 2003
6. Sang-Hyeon Lee and Tohru Mitani, "Mixing Augmentation of Transverse Injection in Scramjet Combustor", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 1, 2003, pp. 115-124
7. CFD-FASTRAN Theory Manual, CFDRC, 경원테크, 2004

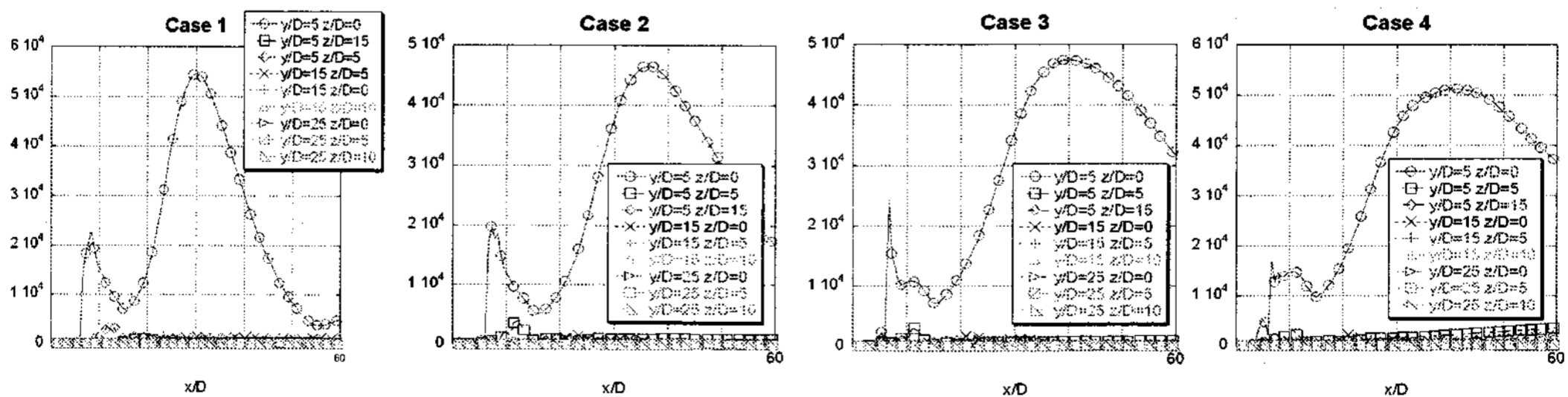


Fig. 12 Vorticity(Case 1) Fig. 13 Vorticity(Case 2) Fig. 14 Vorticity(Case 3) Fig. 15 Vorticity(Case 4)