

## 수치해석을 이용한 초음속 연소기 내의 2차원 Cavity의 종횡비 변화에 대한 혼합특성 비교연구

서형석\* · 김기수\* · 전영진\* · 변영환\*\* · 이재우\*

### The Numerical Analysis by the Change on the Length-Height Ratio of 2D Cavity in Supersonic Combustor

Hyung-seok Seo\* · Ki-su Kim\* · Young-jin Jeon\* · Yung-hwan Byun\*\* · Jae-woo 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 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. 8 different sized cavities of 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 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 단일분사 방법에서의 cavity를 이용한 혼합증대 특성을 알아보기 위해 수치해석을 수행하였다. 사용된 코드는 동일조건의 실험 결과와 비교하여 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 항공우주정보시스템공학과

\*\* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

연락처, E-mail: yhbyun@konkuk.ac.kr

## 1. 서 론

극초음속에서의 비행성능을 유지해 주는 스크램제트 엔진은 짧은 시간(수ms) 내에 엔진 내부에 초음속 압축 공기를 유입시키고 여기에 연료를 분사시켜 연소하게 하여 추력을 발생시키는 엔진이다. 이러한 스크램제트 엔진의 추력성능 향상을 위해서는 해결해야 될 몇 가지 문제가 있다.

첫 번째로 연소실 내에 공기와 연료의 혼합성능을 증대시키는 것이다. 두 번째로는 화염 안정 및 유지 문제, 세 번째는 엔진 내부에서 발생하는 열 부하의 문제, 마지막으로 구조의 안정성을 향상시키는 재료개발의 문제이다[1,2].

스크램제트 엔진 내부에는 초음속 압축 공기가 흐르기 때문에 공기와 연료의 혼합이 증대되어야만 한다.

공기와 연료의 혼합증대를 위한 여러 방법 중 많이 사용되고 있는 방법으로는 Cavity 분사(Cavity Injection)를 이용하는 것이다.

선행연구[3]에 의하면 Cavity의 형상은 다음의 두 가지 형태로 분류할 수 있다. 그 첫 번째 영역은 Cavity의 종횡비(Length/Height Ratio)가 10 이하인 열린 Cavity(Open Cavity)이고, 두 번째 영역은 Cavity의 종횡비가 10 이상인 닫힌 Cavity(Closed Cavity)이다. 이 두 가지 영역의 큰 차이점은 연소기와 Cavity사이에 발생하는 전단경계층의 형태가 다르다는 것이다.

본 연구에서는 한 가지 전단경계층 형태만을 전산수치해석하기 위하여 열린 Cavity에서의 종횡비를 변화시켜 Cavity 주변의 유동흐름을 관찰하고 이것이 공기와 연료의 혼합 성능과 어떠한 관계가 있는지에 관하여 살펴보았다. 그리고 혼합의 정도는 와도로 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.

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

식 (1)에서 보존변수  $\vec{Q}$  및 각 플럭스 벡터들은 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} \vec{Q} &= \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_t \end{bmatrix} & \vec{E} &= \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 \\ \rho v \\ (\rho e_t + p)u \end{bmatrix} & \vec{F} &= \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 \\ (\rho e_t + p)v \end{bmatrix} \\ \vec{E}_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \beta_x \end{bmatrix} & \vec{F}_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \beta_y \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

### 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[4].

### 2.3 모델형상, 초기조건, 경계조건

해석모델의 기본 형상은 가로 280mm, 세로 35.6mm로 하였다. Cavity의 종횡비는 0.5, 1, 1.5, 2.5, 3, 3.5, 5, 7로 총 8가지의 형태를 고려하였다.(Table 1 참고) 단일 분사되는 제트 분사구(Jet Injection)의 길이는 0.5mm이고 8가지 모두 Cavity의 뒷부분 5mm지점에 위치하였다. 또한 Cavity에 의한 혼합효과를 비교하기 위해 Cavity가 없는 경우도 추가 해석하여 총 9가지 경우에 대한 해석을 수행하였다.

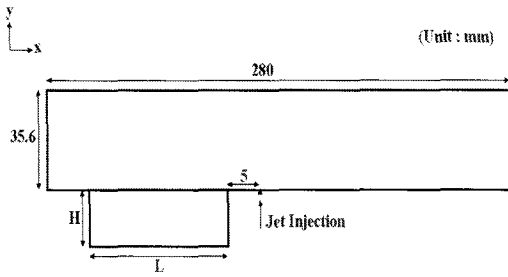


Fig. 1 Geometry of Numerical Analysis

자유류의 유동 유입조건은  $M=2.5$ 의 조건을 사용하였다. 유속  $U=569.2$  m/s, 압력  $P=26.3$  kPa, 온도  $T=129$  K 이다. (이 조건은 본 연구실에서 보유한 교육용 초음속풍동[5]과 같은 조건이다. 이 조건을 사용하게 된 이유는 실험 결과와 전산수치해석 결과를 비교하여 코드검증을 실시하기 위함이다.) 제트 분사구의 유동 유입조건은 압력  $P=98.7$  kPa, 온도  $T=241.7$  K이다. 유동의 속도는 따로 주지 않고 유동의 섞임을 고려하기 위하여 'Fixed Total Pressure'의 조건으로 해석하였다. 유동의 유출부(Outlet)는 'Extrapolated'의 조건으로 설정하였다.

Table 1. Configuration of Cavity (Unit : mm)

Case	Length	Height	L/H
1	10	10	1
2	30	10	3
3	50	10	5
4	70	10	7
5	10	20	0.5
6	30	20	1.5
7	50	20	2.5
8	70	20	3.5
9 (No Cavity)	0	0	0

유동 유입부(Inlet)와 제트 분사구, 그리고 유동 유출부를 제외한 모든 부분은 벽 조건(Wall Condition)을 주어 내부유동 해석을 실시하였다.

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

제트 분사조건은 계산의 편의를 위해 운동량 플럭스 비( $J$ )를 0.6으로 고정하여 해석하였다.

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

Table 2. Flow Conditions

	Freestream	Jet
Mach Number	2.5	1
Pressure[kPa]	26.3	98.7
Temperature[K]	129	241.7
Momentum Ratio	0.6	

#### 2.4 Vorticity

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

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

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 와도의 증가여부를 확인하기 위하여 Vorticity Ratio를 계산하였다. Vorticity Ratio는 다음과 같이 정의한다[7].

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

### 3. 전산해석결과

#### 3.1 코드검증

본 연구에서는 Cavity의 형상을 해석하기 위해 상용코드인 CFD-FASTRAN을 사용하였다[8].

앞서 설명한 바와 같은 동일조건으로 실험과 전산수치해석을 수행하였다. 코드검증에 사용된 모델은 종횡비가 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 계산결과와의 등밀도선과 비교하여 코드검증을 수행하였다.(Fig. 2)

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

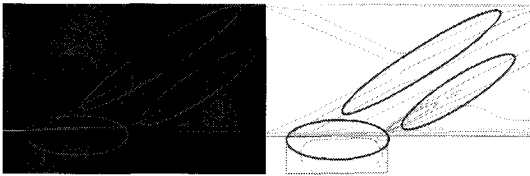


Fig. 2 Code Validation (L:Experiment, R:CFD)

#### 3.2 계산결과

Cavity의 종횡비가 1.5 이상인 경우 Cavity의 앞전에서 강한 충격파가 발생하여 뒷전에서 발생하는 충격파와 만나 높은 밀도장을 형성하였다. 그러나 Cavity의 종횡비가 0.5, 1인 경우 Cavity의 앞전에서 약한 충격파가 발생하여 뒷전에서 발생하는 충격파와 만나기는 하지만 그 세기가 약하여 낮은 밀도장을 형성하였다.

또한, Cavity의 종횡비가 커짐에 따라 연소기와 Cavity 사이의 전단경계층, Jet Injector 뒤편에서의 전단경계층의 두께가 점차 두꺼워 짐을 알 수 있었다.

Cavity의 깊이를 10mm와, 20mm로 나누어 살펴본 결과, 깊이가 10mm일 경우보다 20mm일 경우 Cavity의 앞전에서 더 강한 충격파가 발생

하였다. 이는 뒷전에서 발생하는 충격파를 뚫고 지나가는 모습으로 나타났다.

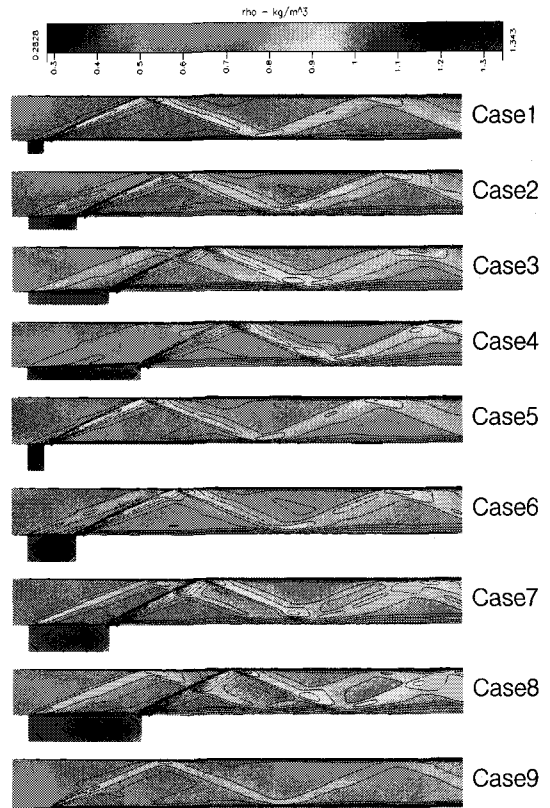


Fig. 3 Contour of Density  
(Procedure follow Table 1)

Cavity가 없는 경우를 포함한 9가지 모든 경우, 제트 분사구 이후 X축 방향으로 0.5mm 떨어진 지점으로부터 10mm씩 늘려 총 6지점에서 Vorticity를 계산하였다. Y축 방향으로는 일정한 간격으로 나누어 20지점을 계산하였다.(Fig. 4)

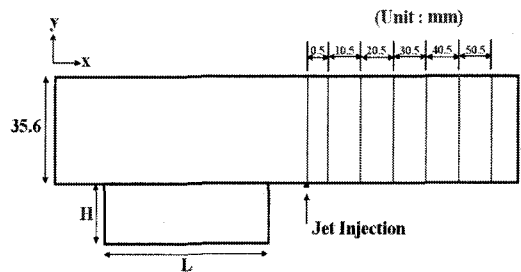
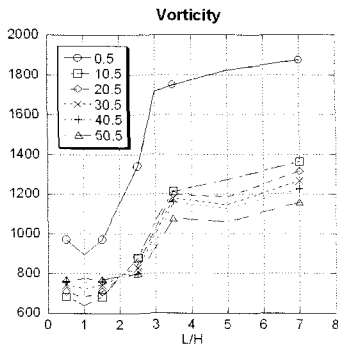
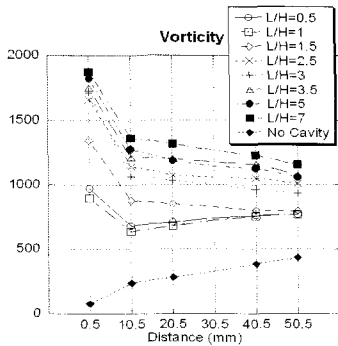


Fig. 4 Positions of Vorticity Analysis



(a) Vorticity of Each Case

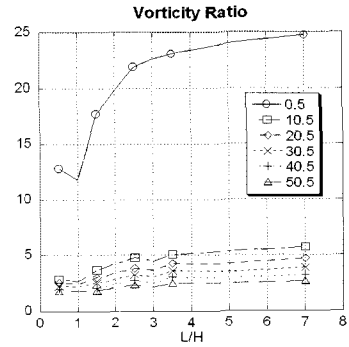


(b) Vorticity of X-axis Direction

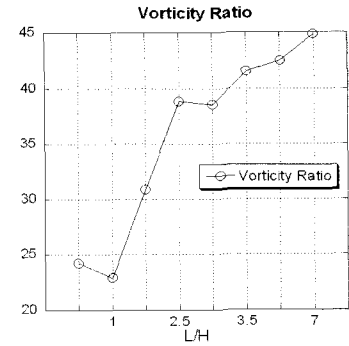
Fig. 5 Comparison of Vorticity Strength

Cavity가 있는 모든 경우를 살펴보면 종횡비가 1에서 3사이 급격한 Vorticity의 증가를 나타내었다. 또한 Cavity의 종횡비가 커질수록 Vorticity 역시 증가하는 것으로 나타났다.(Fig. 5.a)

X축 방향 거리별로 살펴보면, Cavity의 종횡비가 1.5 이상인 경우 제트 분사구 이후의 Vorticity 값이 가장 크게 나타났고 거리가 멀어질수록 점차 Vorticity의 값이 작아짐을 알 수 있다. Cavity의 종횡비가 1 이하인 경우 제트 분사구 이후의 Vorticity 값이 가장 크게 나타났고 이후 다음 지점에서는 급격히 감소하였다가 다시 X축 방향으로 거리가 멀어질수록 Vorticity의 값이 증가함을 알 수 있다. Cavity가 없는 경우에는 제트 분사구 이후의 Vorticity의 값이 가장 작게 나타났고 X축 방향으로 거리가 멀어질수록 Vorticity의 값이 점차 증가하는 경향을 나타내었다.(Fig. 5.b)



(a) Vorticity Ratio of Each Case



(b) Total Vorticity Ratio

Fig. 6 Comparison of Vorticity Ratio

Cavity의 유무에 따른 혼합성능 비교를 확인하기 위하여 Vorticity Ratio를 계산해 본 결과 Cavity가 있는 8가지 경우 모두 1.7 이상으로 Cavity가 없는 경우보다 Vorticity의 값이 더 큰 것으로 나타났다. 이는 Cavity가 있는 경우 혼합성능이 더욱 증대되었다는 것을 나타낸다.(Fig. 6.a) 또한 각각의 경우 Vorticity의 값을 합하여 Vorticity Ratio를 계산해 본 결과 최소 약 23배에서 최대 약 45배까지 Vorticity 값이 증가하였다.(Fig. 6.b)

각각의 경우에서 살펴보면 연소기 아랫벽 부근에서 가장 높은 Vorticity 값을 나타내었고 그 다음으로는 윗벽부근이었다.(Fig. 7)

#### 4. 결 론

Cavity의 종횡비 형상을 변화하여 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 해석을 수행하고 그

결과를 비교하였다.

Cavity의 종횡비가 증가함에 따라 연소기와 Cavity 사이의 전단경계층 두께 및 제트 분사구 이후 연소기 아랫벽 부근의 전단경계층 두께가 증가하였고, 혼합성능을 나타내는 Vorticity의 값 역시 증가하였다.

Cavity가 없는 경우와 비교해 봤을 때에는 최소 약 23배에서 최대 약 45배 정도의 Vorticity의 값이 증가하였다.

추후 Cavity의 종횡비가 1 이하의 경우에서 나타난 현상에 관하여 재해석 및 원인규명을 할 예정이다.

## 후 기

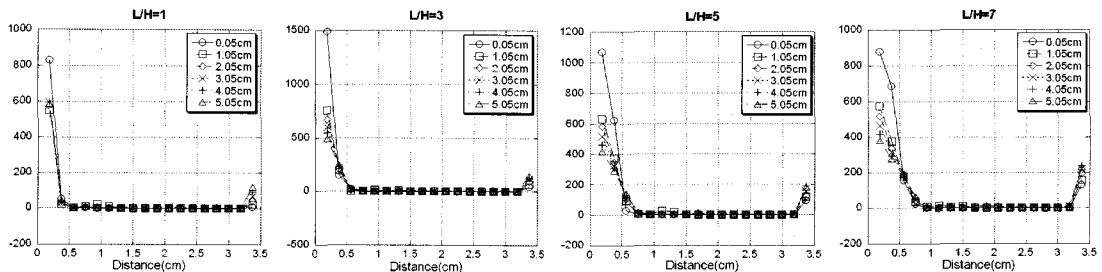
본 연구는 한국과학재단의 특정기초연구지원(과제번호 R01-2006-000-10034-0)으로 수행되었으며 연구비를 지원해 주신 한국과학재단에 감사드립니다.

## 5. 참고문헌

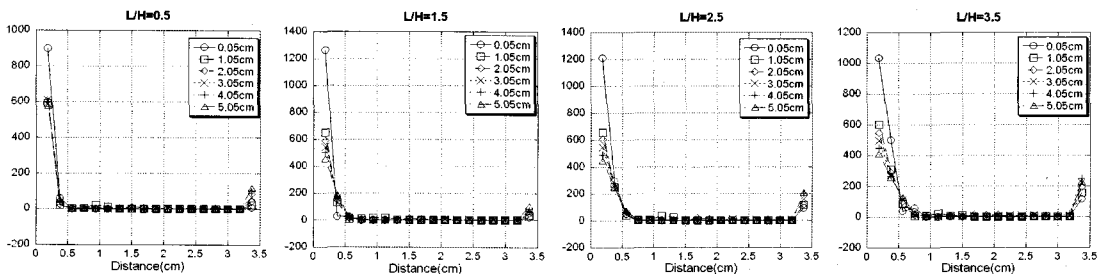
1. Andreadis, D., "Scramjet Integrate Air and Space", *The Industrial Physicist*, August -

September, 2004, pp. 24-27

2. Heiser, W. H, and Paratt, D. T, *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1994
3. Adela Ben-Yakar, *Experimental Investigation of Mixing and Ignition of Transverse Jets in Supersonic Crossflows*, Ph. D. Thesis, Dec 2000, pp.132-160
4. David C. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industries, Inc. La Canada, California, 1993
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. 오주영, *공동 형상변화에 따른 스크램제트 엔진 연소기 내부의 혼합 성능 특성에 관한 연구*, 공학석사학위논문, 건국대학교, 2005
8. CFD-FASTRAN Theory Manual, CFDRC, 경원테크, 2004



(a) Cavity Height 10mm



(b) Cavity Height 20mm

Fig. 7 Vorticity of Each Case