스크램제트 엔진 내부의 Cavity 형상 변화에 따른 혼합 성능 특성

오주영* · 서형석* · 변영환** · 이재우**

Mixing Characteristics of Various Cavity Shapes in SCRamjet Engine

Juyoung Oh* · Hyungseok Seo* · Yung Hwan Byun** · Jae-Woo Lee**

ABSTRACT

In combustor of SCRamjet of air-breathing engine type, the flow duration time is very short because of the supersonic air flow. In this short duration, the whole process of combustion should be done, so it is very important to study supersonic combustion technologies. In this study, we focus fuel-air mixing enhancement method using cavity and conducted 3-dimensional Navier-Stokes computational analysis . Cavity height is fixed by 10mm, length is changed from 0 to 40mm. There is a supersonic jet injection downstream of the cavity and the hole size is 1mm. As a result, the higher ratio of cavity length/height is, the higher value of vorticity gets. The increased area of vorticity expands to upper and sidewise combustor. However, the stagnation pressure loss which generates thrust loss becomes higher when the vorticity is higher. Considering these result, we can conclude that optimized design which considers the highest mixing performance and the least stagnation pressure loss is needed.

초 록

공기흡입식 추진 기관인 스크램제트 엔진은 연소기 내부 유동이 초음속으로 유동장의 연소기 내부 체류 시간이 수 ms로 매우 짧다. 이 짧은 시간동안 연소과정이 모두 이루어져야 하므로 초음속 연소 기술에 대한 연구는 매우 중요하다. 본 논문은 초음속 연소 기술 중 연료-공기의 혼합을 증대시키는 방법에 관심을 두고 Cavity를 이용한 방법을 선택하여 높이를 10mm로 고정시키고 길이를 변화시켰으며, Cavity 후류에서 지름 1mm의 분사구를 통해 음속 Jet을 분사시키는 유동장을 형성하여 3차원 Navier-Stokes 방정식을 통해 점성 유동장을 해석하였다. 해석 결과 Cavity 길이/높이비(L/H)가 클수록 Vorticity가 값이 증가하였고 Vorticity의 증가 영역이 유동장의 위, 옆 방향으로 확장되는 것을 볼 수 있었다. 하지만 Vorticity가 증가하는 만큼 추력특성을 떨어뜨리는 정체압력 손실이 증가하므로 연소기 설계 시 최대의 혼합과 최소의 정체압력 손실을 고려한 최적 형상 설계가 필요하다는 것을 확인하였다.

Key Words: Cavity(공동), CFD(전산유체역학), SCRamjet(스크램제트), Mixing(혼합)

† 2008년 1월 25일 접수 ~ 2008년 2월 18일 심사완료
* 정회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 대학원
** 종신회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과
연락저자, E-mail: yhbyun@konkuk.ac.kr

1. 서 론

초기 Cavity에 대한 연구는 항공기 외부의 틈을 통해 발생되는 항력저하 요인 제거를 위한 연구로 진행되었으나 고속 비행을 위한 흡입식 추진기관이 개발되면서 초음속 유동장에서의 Cavity 유동 특성을 이용한 화염유지, 연료-공기 혼합 증대에 대한 연구로 이어져오고 있다.

공기 흡입식 추진기관중 스크램제트 엔진은 연소기 내부를 통과하는 유동이 초음속으로 유동의 체류시간은 수 ms로 매우 짧다. 이 짧은 시간동안 연료 분사, 공기-연료 혼합, 연소의 과정이 모두 이루어져야한다[1]. 따라서 연소기 내부의 유동 현상의 특성을 예측하는 것이 매우 중요하다.

분사되는 연료와 산화제인 초음속 유동장 사이의 혼합은 운용 속도가 높아짐에 따라 더욱 커지는 압축성 효과에 의해 감소된다. 또한 연소기 효율을 결정하는 주요한 요소는 '혼합과 연소'에 요구되므로 효율적인 혼합 증대는 공기흡입식 극초음속 추진의 실행가능성에 중요한 기여를 제공할 수 있다.

엔진 성능 향상을 위한 혼합 증대는 Micro Mixing과 Macro Mixing 증가를 통해 이루어진다. Micro Mixing은 매우 작은 크기의 난류/분자에 의해 혼합을 증대시키고, Macro Mixing은 연료와 공기의 접촉 면적을 증가시키거나 스월(Swirl)을 이용하여 연소 경로를 증가시켜 혼합을 증대시킨다.

연료-공기의 혼합을 증대시키는 방법으로는 연료 분사의 형태와 혼합을 증대 시킬 수 있는 장치가 제시되고 있고 스크램제트 엔진 연소기에는 다음과 같은 모델이 있다[2~5].

첫 번째는 유입되는 공기에 수직으로 분사시키는 수직분사(Transverse Injection)로 연료를 쉽게 초음속 유동장에 침투시킬 수 있고 높은 분사압으로 빠르게 혼합시킬 수 있다. 특히 Gruber는 타원형태의 분사구 모델을 제시하여 폭 방향으로 넓은 Jet이 강력한 난류를 발생시키지만 공기로의 투과율은 약화시킨다는 결과를 보여줬다.

두 번째는 수직 분사 방식을 변형하여 분사방향에 경사를 준 경사분사(Angled Injection)로 수직분사 방법에 비해 궁형충격파(Bow Shock)가 약해지게 되고 궁형충격파에 의해 발생하는 정체 압력 손실을 줄일 수 있다.

세 번째는 유입되는 공기에 평행하게 분사시키는 평행분사(Parallel Injection)로 흐름방향의 분사 모멘텀이 추력으로 사용된다.

네 번째는 램프분사로 공력적으로 혼합을 증가시킬 수 있는 흐름방향으로 한 쌍의 와류를 발생시킨다.

다섯 번째는 공동분사(Cavity Injection)나 후향 계단 분사(Step Injection)로 형상을 통해 배압을 낮춰 혼합을 증가시킨다.

이 중 Cavity를 이용한 방법은 혼합과 점화 지연 모두 좋은 효과를 나타내는 방법으로서 이에 따른 다양한 연구가 이루어지고 있다.

본 연구는 3차원 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 Cavity 뒷부분에 수직으로 Jet을 분사시키고 Cavity의 길이/Cavity의 높이(L/H)를 변화시키며 Cavity의 형상 변화에 따른 혼합 증대 효과를 알아본다.

유동장과 Jet의 Momentum Ratio(J)가 커짐에 따라 연료-공기 혼합이 증가 된다고 알려져 있다. Momentum Ratio는 다음의 식으로 정의된다.

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

본 논문에서는 J=2로 고정시켜 해석을 하였다.

Cavity 높이(H)를 10mm로 고정시키고 길이(L)를 변화시키며 혼합의 정도를 Vorticity 분포를 통해 확인하고 어느 형상이 가장 높은 혼합을 발생시키는지 예측해보고자 한다.

2. 지배방정식 및 전산해석

2.1 지배방정식

초음속 연소기 내의 3차원 점성 유동장을 해

석하기 위하여 압축성 Navier-Stokes 방정식을 지배방정식으로 사용하였다. 지배방정식은 직교 좌표계에 대하여 계산 격자계에서 보존형으로 다음과 같이 나타날 수 있다.

$$\frac{\partial \vec{Q}}{\partial t}+\frac{\partial \vec{E}}{\partial x}+\frac{\partial \vec{F}}{\partial y}+\frac{\partial \vec{G}}{\partial z}=\frac{\partial \vec{E_v}}{\partial x}+\frac{\partial \vec{F_v}}{\partial y}+\frac{\partial \vec{G_v}}{\partial z}$$

식에서 보존변수 $\vec{Q}$ 및 각 플럭스 벡터들은 다음과 같이 정의된다.

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

$$\vec{E_v}=\begin{bmatrix}0\\ \tau_{xx}\\ \tau_{xy}\\ \tau_{xz}\\ \beta_x\end{bmatrix},\vec{F_v}=\begin{bmatrix}0\\ \tau_{yx}\\ \tau_{yy}\\ \tau_{yz}\\ \beta_y\end{bmatrix},\vec{G_v}=\begin{bmatrix}0\\ \tau_{zx}\\ \tau_{zy}\\ \tau_{zz}\\ \beta_z\end{bmatrix}.$$

2.2 전산해석기법 및 난류모델

공간 차분 기법으로는 Roe's FDS(Flux Difference Splitting)를 사용하였고 해의 진동을 제어하기 위해 Min-Mod Limiter를 사용하였다. 시간적분 방법으로는 완전 내재적인(Fully Implicit) 방법을 사용하였다.

난류 모델로는 Menter의 SST(Shear Stress Transport) 모델을 사용하였다. SST 모델은 전단 경계층 문제에 적합한 표준 k-ε 모델과 벽면 난류 현상 예측에 적합한 Wilcox의 k-ω모델을 혼합한 난류모델이다[6].

2.3 해석 모델 및 코드검증

Figure 1은 전산해석을 위한 형상이다. 이 형상은 실험과 동일한 조건으로 해석하기 위해 초음속 풍동의 Test Section 크기를 고려하여 구성하였다. Table 1은 전산 해석에 사용된 Case 별 Cavity 크기이다.

특히 Case 1의 경우는 Cavity가 없는 경우로 Cavity 유무에 따른 변화를 비교할 수 있다.

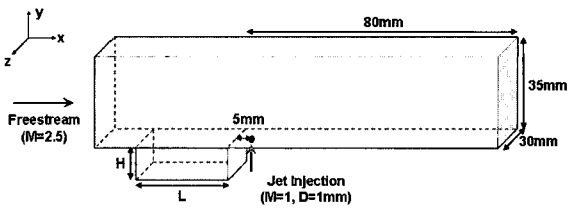

Fig. 1 Geometry of Computational Analysis

Table 1. Configuration of Cavity (unit:mm)

	Case1	Case2	Case3	Case4	Case5
Length	0	10	20	30	40
Height	10	10	10	10	10
L/H	0	1	2	3	4

전산 해석에 사용된 코드 검증을 위해 동일한 조건의 실험 결과와 비교하였다. 실험과 해석에서의 유동조건은 Table 2와 같다. 비교한 실험 결과는 Figure 2이다.

Table 2. Flow Condition

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

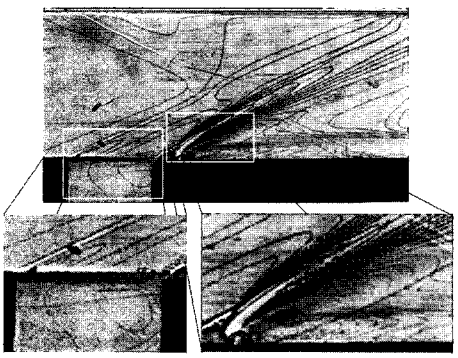

Fig. 2 Code Validation

Figure 2는 L/H=2인 가시화 실험 결과 전산해석 결과 등밀도선과 비교한 것이다. 전체적인

Shock의 형태가 잘 맞고 있는 것을 확인 할 수 있다. Cavity 앞부분에 발생하는 강한 충격파의 형태와 전단경계층의 형성 모양, Cavity 뒷단의 충격파 형태가 두 결과가 서로 일치한다. 또한 Jet 분사구에서 발생하는 Barrel Shock, Separation Zone, Bow Shock과 Cavity 뒷단에서 발생하는 충격파와 Bow Shock이 충돌하는 것도 일치하고 있다.

3. 전산해석 결과

3.1 등밀도선 분포

Figure 3은 z/D=0에서의 각 경우의 등밀도선이다. L/H=0인 경우 Cavity가 없이 수직 분사되는 경우로 수직 분사에 의해 분사구 입구에 Barrel Shock이 형성되었고 Barrel Shock과 자유류에 의해 앞에 커다란 Bow Shock이 발생한다. 분사구 앞쪽에는 이에 의한 Separation Zone이 형성된다. 분사구 뒤쪽에는 저압 생성에 의한 Recirculation Zone이 형성되고 이에 의해 후류에 Secondary Shock이 발생한다.

수직분사와 Cavity가 있는 경우 초음속 유동장에 놓인 Cavity는 앞전에 강한 충격파가 생기고 초음속 외부유동과 내부유동 사이에 자유 전단 경계층이 형성된다. Cavity 뒷전에도 충격파가 형성되면서 수직 분사에 의해 발생하는 Bow Shock과 만나게 된다. Cavity 앞전에서 발생되는 충격파는 윗벽(Upper Wall)을 치고 다시 반사되면서 Bow Shock, Secondary Shock과 만난다.

L/H=1인 경우 Cavity 앞전과 뒷전에서 발생되는 충격파가 매우 약하기 때문에 뒷전에서 발생하는 충격파는 Bow Shock에 크게 영향을 주지 못하고 Separation Zone의 형태에 약간의 변화만 일으켰다.

L/H가 점점 커지면서 앞전의 충격파가 강해지고 전단 경계층의 두께도 두꺼워진다. 두꺼워진 전단경계층과 뒷단의 충격파로 인해 Bow Shock의 형태가 수직분사만 되는 경우에 비해 많이 변형된다. 또한 Separation Zone 역시 L/H가 증가되면서 영역이 확장되었다. Separation Zone이 확장되면서 Bow Shock의 시작부분의 형태가 변형되었고 전체적인 두께가 증가한 것을 볼 수 있다.

L/H가 커지면서 Cavity 앞전에서 발생하는 충격파가 윗벽에서 반사되는 위치가 점점 Jet 분사구 방향으로 당겨진다. 이에 따라 Jet 분사구 이후 동일한 크기의 영역에서 L/H가 커질수록 Shock의 교란 빈도가 커진다.

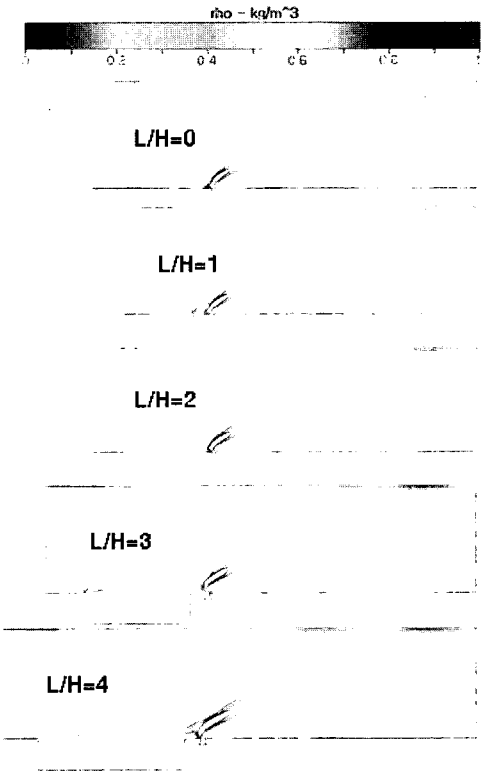

Fig. 3 Density Contour

3.2 와도(Vorticity) 분포

혼합률을 나타내는 값으로 와도(ξ:vorticity)를 사용하였다. 와도는 회전운동의 세기를 나타내는 값으로 아래와 같은 식으로 구한다. 와도의 크기가 커짐에 따라 회전하는 크기의 세기가 커지고 회전하는 세기의 증가는 공기-연료의 혼합을 증대시킨다.

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

Figure 4~6은 z의 단면 0, 5, 10mm에서의 와도의 비를 나타낸 것이다. 와도의 비는 다음의 식을 통하여 구한다.

Ratio of Vorticity

$$= \frac{\sum \text{각 단면 } y \text{위치에서의 와도}}{\sum \text{각 단면 } y \text{위치에서의 } L/H=0 \text{ 와도}}$$

와도의 비를 살펴보면 대체적으로 L/H가 증가할수록 와도비 역시 증가함을 볼 수 있다. 특히 L/H가 3이상인 경우 그 증가의 차이는 매우 크다. 이는 다음과 같은 원인으로부터 발생한다.

공동 외부와 내부 흐름의 경계인 전단경계층(Shear Layer)의 두께가 L/H가 증가함에 따라 두꺼워지고 두꺼워진 전단경계층이 초음속 분사로 인해 발생되는 separation 영역의 크기를 확장시킨다. 또한 전단경계층과 공동 뒷벽에서 발생되는 shock은 초음속으로 분사되는 jet 앞에 생기는 bow shock에도 영향을 주게 된다.

게다가 M_∞=2.5, L/H비가 2~3인 영역에서 공동의 진동 모드가 변함에 따라 L/H=2와 L/H=3의 와도크기의 차가 뚜렷하다.

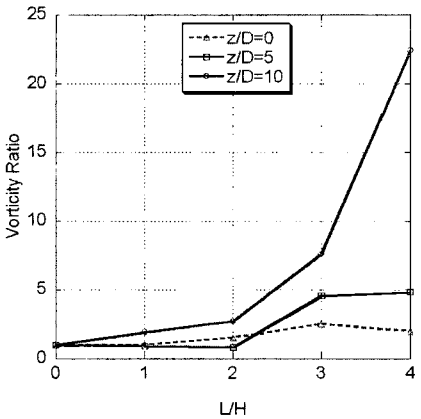

Fig. 4 Vorticity Ratio (y/D=5)

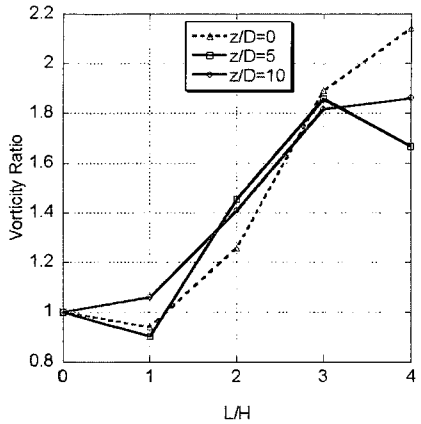

Fig. 5 Vorticity Ratio (y/D=15)

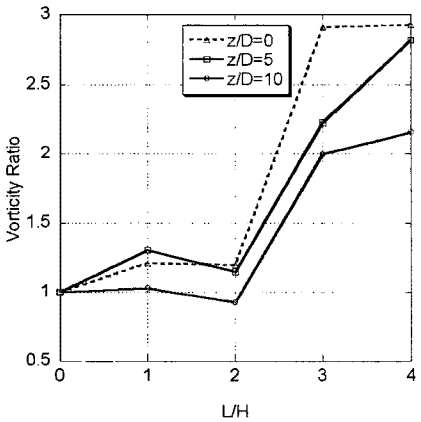

Fig. 6 Vorticity Ratio (y/D=25)

3.3 정압 분포

정체압력 손실(Stagnation Pressure Loss)은 추력 손실로 이어지는 값이므로 정체압력 손실에 대한 고려를 해야 한다.

Figure 7~9는 z/D=0에서 y/D=5, 15, 25에서의 C_{p_0} 분포이다.

Jet 분사가 되는 x/D=5이후에 정체 압력 손실이 급격히 발생되고 특히 L/H=3, 4의 경우에 정체압력 손실이 큰 것을 볼 수 있다.

Vorticity 분포와 연결시켜보면 정체압력 손실이 급격한 위치에서 Vorticity는 증가함을 볼 수 있다.

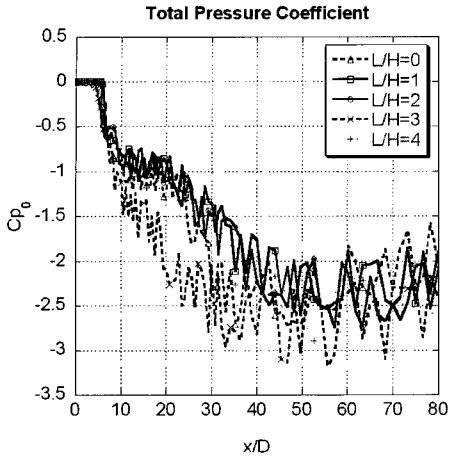

Fig. 7 C_{p_0} (y/D=5, z/D=0)

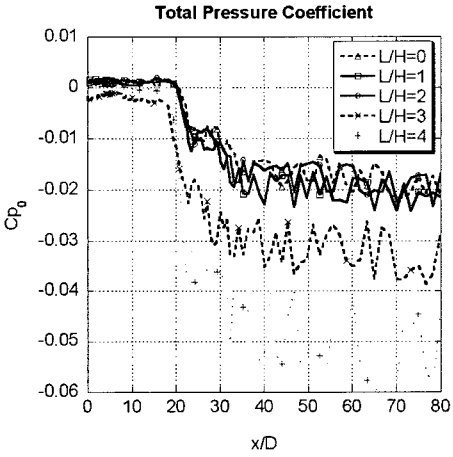

Fig. 8 C_{p_0} (y/D=15, z/D=0)

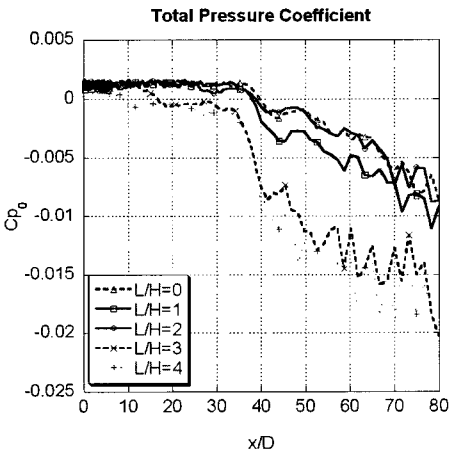

Fig. 9 C_{p_0} (y/D=25, z/D=0)

4. 결 론

자유류 M 2.5의 유동장에 사각 형태의 Cavity 후류에 직경 1mm의 분사구를 통해 M 1의 속도로 Jet을 분사시키고 Cavity의 길이/Cavity의 높이(L/H)를 변화시키며 연료-공기의 혼합 증대 특성에 대해 3차원 Navier-Stokes 방정식을 통해 전산해석을 수행하였다.

해석 결과를 통해 L/H의 증가에 따른 다음 경향을 볼 수 있었다.

1. L/H가 증가할수록 Cavity 내부, 외부 유동 사이의 전단경계층이 증가하였다. 전단경계층이 두꺼워지면서 후류에 Jet에 의해 발생되는 Bow Shock에 미치는 영향이 커졌고 이에 따라 Bow Shock의 형태가 변형되면서 유동장의 윗 방향으로 Vorticity가 증가하였다.
2. L/H가 증가할수록 옆 벽면으로 Jet 이후에 발생되는 한 쌍의 와류의 크기가 커지면서 다시 점성 효과로 벽면 근처의 Vorticity를 증가시켰다.
3. L/H가 증가할수록 Cavity 앞전의 Shock이 강해지고 이 Shock이 윗벽에 반사되어 다시 유동장으로 침투하면서 유동을 교란시킨다. 따라서 Jet 분사 이후 동일한 크기의 영역에서 L/H가 커지면서 Shock과 Shock의 교란 빈도가 높고 Shock과 Shock의 교란으로 Jet 분사 후류에 Vorticity가 증가하였다.
4. L/H가 증가할수록 분사구 주위의 압력이 높게 유지되고 분사 후류의 저압 영역의 회복속도가 빠르고 회복속도가 빠른 위치에서 Vorticity의 크기가 컸다.

위의 경향으로 다음과 같은 결론을 얻었다.

L/H가 증가할수록 유동장의 위, 옆 방향으로 Vorticity가 증가하였고 이런 Vorticity의 증가로 연료-공기 혼합을 더욱 증가시킬 수 있다. 혼합 영역이 확장됨에 따라 연소 과정이 일어날 때 연소 영역을 늘릴 수 있으며 이는 추력을 향상시킬 수 있고 연소 과정 시 발생되는 열 하중 분포를 분산시킴으로서 연소기의 소재의 피로도

를 줄일 수 있을 것으로 생각된다.

하지만 L/H가 커질 때 추력손실의 원인이 되는 정체압력 손실이 커져 Vorticity와 반대되는 양상이 생긴다. 따라서 스크램제트 엔진 연소기 설계시 혼합과 추력손실을 고려한 최적설계가 필요하다.

참 고 문 헌

1. 성홍계, 윤현걸, 램제트/스크램제트 기술동향과 기술분석 Ⅱ. 스크램제트 및 복합엔진, 한국추진공학회지, 제10권, 제2호, 2006 pp.115-127
2. Adela Ben-Yakar and Ronald K. Hanson, Cavity flameholders for ignition and flame stabilization in scramjets: Review and experimental study, 34th AIAA/ASME/SAE /ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-1998-3122
3. M. R. Gruber, L. P. Goss, Surface Pressure Measurements in Supersonic Transverse Injection Flowfields, Journal of Propulsion and Power, Vol. 15, No. 5, 1999, pp.633-641
4. Schetz, J. A., Weinraub, R. A., and Mahaffey, R. E., Jr., Supersonic Transverse Injection into a Supersonic Stream, AIAA Journal, Vol. 6, No. 5, 1968, pp.933-934
5. D. M. Bushnell, Hypervelocity Scramjet Mixing Enhancement, J. Propulsion, Vol. 11, No. 5
6. David C. Wilcox, Turbulence Modeling for CFD, DCW Industries, Inc. La Canada, 1993