

공동을 이용한 초음속 연소의 수치적 연구

정은주*† · 정인석**

Numerical Simulation Study on Supersonic Combustion using the Cavity

Eunju Jeong and In-Seuck Jeung

ABSTRACT

To achieve efficient combustion within a manageable length, a successful fuel injection scheme must provide rapid mixing between the fuel and airstreams. The aim of the present numerical research is to investigate the flame holding and combustion enhancement. Additional fuel into the cavity prevents shear flow impingement on the trailing edge of the cavity. The high temperature freestream flow mixes with the cold hydrogen fuel that is injected into the cavity and raises the fuel temperature remarkably and become to start combustion. The high pressure in the cavity due to the cavity structure and combustion leads the hydrogen fuel to upstream. The shock in the cavity to be generated by the fuel injection joins together and reflects off the ceiling wall. This makes high pressure and low mach number region and makes a small recirculation in this region. This high stagnation temperature is nearly recovered in the shear layer in front of the cavity and leads to start combustion. In the downstream of the cavity, the wall pressure drops significantly. This means that the combustion phenomenon is diminished. Because fuel lumps at the trailing edge of the cavity then it spreads after the cavity so, in this region there is a strong expansion.

Key Words : Cavity, Supersonic Combustion, Fuel Injector Location

1. 서 론

초음속 유동장내에서의 공동은 스크램제트 엔진 내에서 화염 안정화부와 연료/공기 혼합 증진과 초음속 노즐과 제트 유동의 제어를 위해 다년간 연구되어왔다. 공동으로 인한 유동의 진동은 초음속 전단층에서 혼합을 증진시키는데 실질적으로 사용되어 왔다. 연료/공기 혼합은 음향적 교란에 의해 증진되고, 혼합 증진 정도는 공동의 형상에 의해 결정이 된다. 그러나 공동은 전파되는 파의 비정상적 성질로 인해 유동이 불안정해지고 또한 연소기 내에서 불안정한 연소현상을 유발할 수 있다. 공동내에서 발생하는 진동현상

을 억제하기 위해 여러 제어 방법이 연구되어왔으며, 후방부에 경사면을 가진 공동이 공동내부에서 존재하게 되는 충격파의 형성을 제거함으로써 자유전단층의 비정상적 성질을 억제할 수 있다. 뿐만 아니라 공동을 포함하는 초음속 연소 유동장 내에서의 적절한 연료분사 위치는 공동이 연료/공기 혼합 증진과 더불어 점화기, 화염 안정부 역할까지 할 수 있게 한다[1-4,10-11].

본 연구는 초음속 유동장에서의 공동내의 연료 역분사에 따른 연료/공기 혼합 정도와 연소에 미치는 영향을 살펴보고자 하는데 그 목적이 있다. 본 연구에서 비교 대상이 된 실험 자료는 은 Neely의 논문을 참고로 하였다[5].

* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

† 연락처, E-mail : newaerol@snu.ac.kr

** 서울대학교 기계항공공학부

2. 실험 및 수치해석적 방법

2.1 실험장치 및 모델

본 연구의 실험은 호주국립대학에 있는 T3 자유 피스톤 충격파 관을 이용하여 수행하였다. 스크램제트 비행은 높은 유동속도와 엔탈피를 필요로 하는데, T3 자유 피스톤 충격파 관의 경우 반사되는 충격파 양식에 의해 이러한 조건들을 만족시킨다. Fig. 1 은 T3 자유 피스톤 충격파 관의 개략도를 나타낸 것이다.

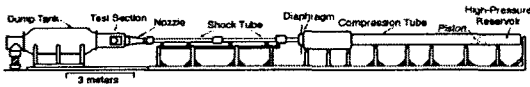


Fig. 1 T3 Free-Piston Shock Tunnel

실험 조건으로는 연소기 입구에서의 마하수가 3.8이 되도록 하였는데, 이는 비행 마하수가 대략 9에서 작동하는 스크램제트 엔진을 모사하기 위함이다. 또한, 연소기 공기 흡입구에서의 압력은 110kPa, 온도는 1100K, 속도는 2390m/sec 이다. 연료는 상온의 수소를 사용하며, 마하수 1로 모델 면에 대해 수직으로 분사된다. 당량비는 연료의 분사 압력에 의해 조절된다. 자세한 실험조건은 Table 1에 제시하였다.

	Inlet	Fuel Injection
Mach number	4.12	1.0
Static Pressure	86.2 kPa	240 kPa
Static Temperature	1190 K	250 K
Static Enthalpy	6MJ/kg	-
Equivalent Ratio	0.13	

Table 1. Inlet and Fuel Injection Conditions

Fig. 2 는 연소기내 공동의 개략도를 나타낸 것이다. 공기 흡입구는 높이 25mm, 폭 52mm으로 이루어져 있고, 연소기 입구로부터 152.5mm 지점에 깊이 5mm의 공동이 있다. 공동의 경사면의 중심에는 4개의 연료 분사구가 존재한다[5].

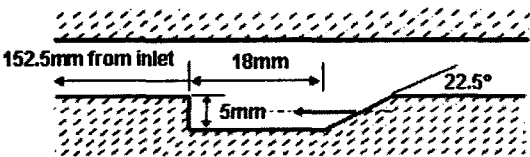


Fig. 2 Schematic of Supersonic Combustor with the cavity



Fig. 3 Experimental Model

벽면 압력을 측정하기 위해 모델의 바닥부분에 PCB 113M65인 압력 센서를 설치하였고, 옆 벽면 부분에 유리창을 설치하여 가시화를 가능케 하였다.

2.2 지배방정식 및 수치해석적 기법

2차원 초음속 연소기내 비평형 화학반응을 수반하는 초음속 점성 유동장을 수치적으로 해석하기 위하여 유동과 화학반응이 완전히 결합된 형태의 화학종 보존 방정식과 Navier-Stokes 방정식 및 에너지 보존 방정식을 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + W$$

GRI-Mech 2.11에 기반한 25단계-9화학종 상세 반응 모델에 기초하여 사용하였다. 본 연구에서는 연소 반응에 큰 영향을 미치지 않는 N_2 의 해리 반응을 제외하여, $H, H_2, O, O_2, H_2O, OH, H_2O_2$ 및 HO_2 등을 반응성 화학종으로, N_2 를 비활성 기체로 고려한 25단계 화학 반응 모델을 이용하였다. 각 화학종의 비열은 6000K까지 유효한 NASA 다항식을 이용하였다[6]. 각 화학종의 동점성 계수와 열전달 계수는 6000K까지 유효한 온도의 다항식 표현을 인용하였다. 초음속 연소기 내의 레이놀즈 수는 매우 높기 때문에 완전 난류 유동으로 가정하였다. 본 연구에서는 난류 모델로 Menter의 SST(Shear Stress Transport) 모델을 사용하였다. SST모델은 전단 경계층 문제에 많이 쓰이는 표준 $k-\epsilon$ 모델과 벽면 난류 현상 예측에 유리한 Wilcox의 $k-\omega$ 모델을 혼합한 후, 역압력 구배 유동 문제에 중요한 전단응력의 전달효과를 고려한 모델이다. 연소기 내부의 유동장을 수치적으로 해석하기 위하여 지배 방정식을 유한 체적법을 이용하여 이산화하였다. 점성항은 중심 차분법을 이용하여 이산화하였다. 대류 플럭스항은 일반 좌표계에서 다원 혼합기체에 대하여 유도된 Roe의 FDS

(Flux Difference Splitting)기법[7]을 사용하여 차분하였고, MUSCL (Monotone Upstream Method for Scalar Conservation Law)기법[8]을 이용하여 고차의 공간 차분 정확도를 유지하였으며, TVD 성질[6]을 유지하기 위하여 미분형 제한자를 사용하였다. 또한, LU-SGS기법[9]을 이용하여 완전 내재적인 시간 적분을 수행하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 비 화학 반응 유동

연료분사가 없는 경우

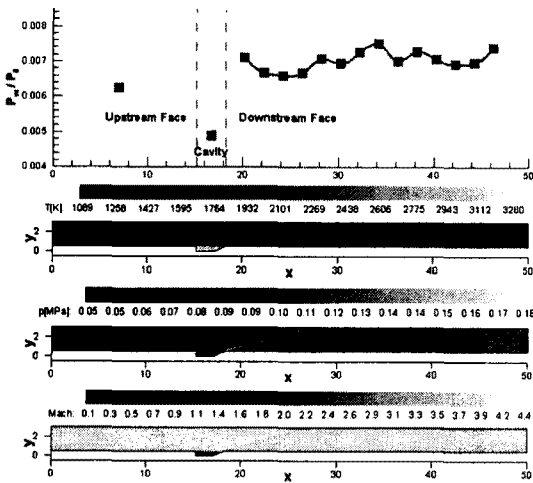


Fig. 4 Normalized Wall Pressure Distribution

Fig. 4는 연소기 내의 경사충격파의 구조를 나타낸다. 공동이 없는 단순한 연소기의 경우에는 단지 연소기 입구부터 성장한 경계층으로 인해 약한 파가 형성되지만, 공동이 있는 경우 공동의 뒷부분에서 발생한 경사충격파가 공동 이후 연소기 위, 아래 벽면에 반사되면서 진행된다.

공동 유동의 경우, 연소기 입구로부터의 주 공기 유동은 더 이상 공동 위를 평행하게 흐르지 못한다. 따라서 공동의 앞부분에서 유동의 전단층이 박리되기 시작하고 비교적 높은 주 공기 유동의 마하수로 인해 공동의 뒷부분 근처에서 부착된다. Fig. 5에 나타낸 바와 같이 전단층의 재부착으로 인해 공동의 뒷부분에서 주 공기 유동의 3배의 높은 압력이 형성된다.

또한, Fig. 6에 나타난 바와 같이 공동의 내부에 크고 작은 재순환 영역이 형성되고, 약하게 요동치는 유동이 공동 위를 흐르게 되어 이로 인해 몇 개의 경사 충격파가 형성된다.

공동 내부의 재순환 영역은 높은 온도와 낮은 온도를 포함하므로, 초음속 연소기 내 공동 내부

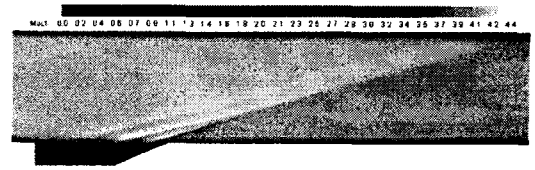


Fig. 5 Mach Contour

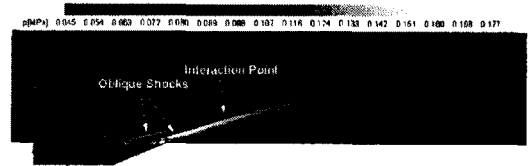


Fig. 6 Pressure Contour and Streamline in the Cavity

로 연료가 분사될 경우, 연료와 공기의 혼합이 증대된다.

연료분사 경우

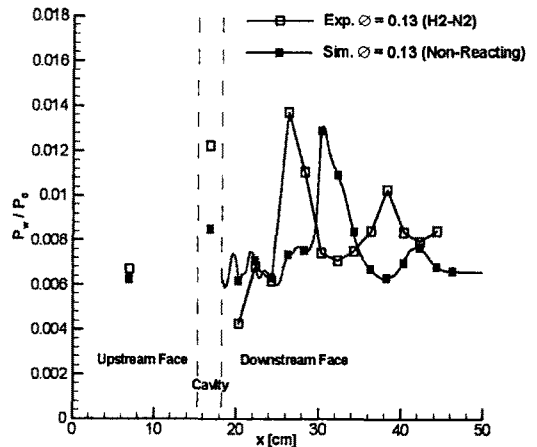


Fig. 7 Wall Pressure Distribution in Non-Reacting Flow

Fig. 7은 비 화학 반응의 벽면 압력 분포를 나타내고 있다. 실험 및 수치 계산에서의 압력 분포는 연소기 내부 아래 벽면에서 측정되었다. 공동 내부에서 연소가 일어나지 않았음에도 불구하고 연소기의 입구에서의 주 유동에 비해 현저한 정압력 증가를 나타내고 있다. 이러한 압력증가는 공동 내부로의 부가적인 연료 공급으로 인해 나타나는 결과이다. 또한 역방향으로 분사되는 연료로 인해 발생된 강한 경사 충격파는 연소기 내의 위, 아래 벽면에 반사되면서 진행되고 이는 Fig. 7에 나타난 압력 분포를 통해 확인할 수 있

다.

이러한 연료 분사의 위치와 공동 내의 재순환 영역으로 인해 공동 내부에 연료가 채워지게 되고 따라서 공동의 앞부분에서 경사 충격파를 형성 시킨다 (Fig. 8,9). 그러나 비록 공동 내부에서 주 공기 유입 유동의 역방향 평행하게 연료 분사가 된다 하더라도 Fig. 10에 제시된 바와 같이 공동 내의 높은 압력 분포가 연료 분사의 방향이 휘어지게 한다. 따라서 이러한 현상은 Fig. 9에서와 같이 연료가 분사된 부분 근처에서는 강한 경사 충격파가 발생하나 공동의 끝부분에서는 팽창파를 발생시키고 따라서 낮은 온도 분포를 형성한다 (Fig.10).

Fig. 11에서 알 수 있는 바와 같이, 공동으로 인해 발생하는 공동 내부와 외부 유동의 속도차는 전단층에서 높은 온도를 유지하게 되고, 연소를 유발하게 된다. 따라서 공동은 초음속 연소기 내의 점화기의 역할을 하게 된다.

공동 내에서 연료 분사를 하지 않은 경우와는 다르게 공동 내부로 연료를 분사 하는 경우 공동의 뒷부분 근처에서 발생하던 유동의 진동 현상이 나타나지 않음을 확인할 수 있다. 이는 공동

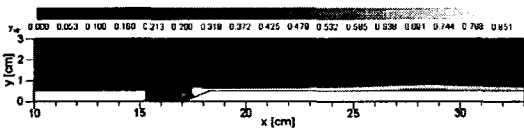


Fig. 8 H₂ Concentration Contour in Non-Reacting Flow

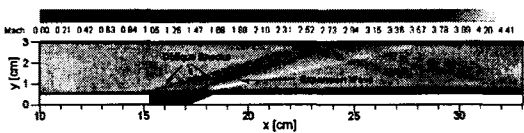


Fig. 9 Mach Contour in Non-Reacting Flow

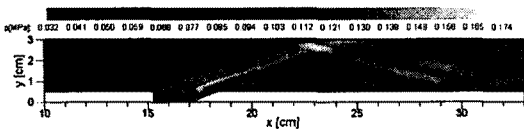


Fig. 10 Pressure Contour in Non-Reacting Flow

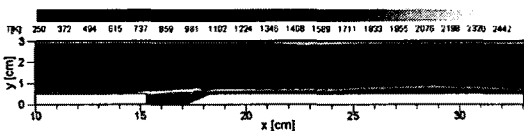


Fig. 11 Temperature Contour in Non-Reacting Flow

내부에 채워지는 연료로 인해 공동의 앞부분에서 박리된 전단 유동이 공동의 뒷부분에서 부착되는 것을 방해하기 때문이다.

3.2 화학 반응 유동

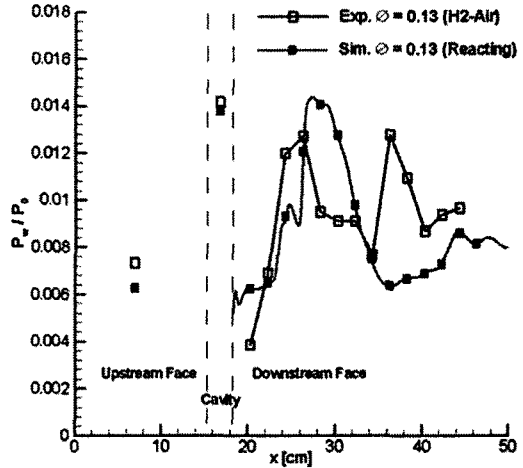


Fig. 12 Wall Pressure Distribution in Non-Reacting Flow

Fig. 12는 연소기 내 연소현상으로 인해 Fig. 7에 비해 전반적으로 높은 벽면 압력 분포를 나타내고 있다. 실험과 수치 계산 모두 자발 점화에 의한 연소 현상이 발생되었다. 높은 주 공기 유동의 온도는 상온 상태의 수소 연료의 온도를 증가시키고 연소가 발생할 수 있게 한다. 공동의 구조와 연소로 인해 증가된 공동내의 높은 압력은 연료를 공동 상부로 이끈다 (Fig. 13). 그러므로 이 연료층은 공동 이전부에서 웨지 형상으로 작용하며 Fig. 14에서 알 수 있는 바와 같이 경사 충격파를 발생시킨다.

높은 주 공기 유입유동의 전온도는 공동 이전의 전단층에서 거의 회복되고 이로 인해 연소가 유도된다. 따라서 공동 이전의 전단층에서 높은 온도가 OH 분포를 가지게 된다 (Fig. 16, 17). 따라서 이러한 공동을 이용한 연소 기법이 안정된 화염을 유지할 수 있게 한다.

공동 뒷부분에서는 벽면 압력이 현저하게 감소한다. 이는 앞서 설명한 바와 같이 공동 뒷부분에서 연료 분사 위치로 인한 팽창파가 온도를 감소시켜 연소 현상을 소멸시키기 때문이다.

화학 반응에서는 연소 현상이 영향으로 인해 비 화학 반응에서보다 공동 이후 부분에서 압력 상승부분이 앞서 나타난다.

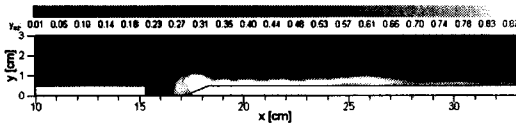


Fig. 13 H₂ Concentration Contour in Reacting Flow

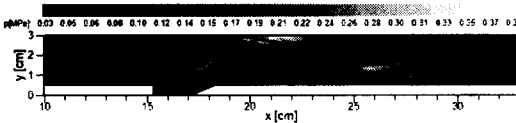


Fig. 14 Pressure Contour in Reacting Flow

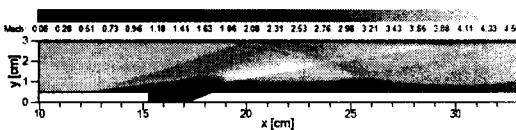


Fig. 15 Mach Contour in Reacting Flow

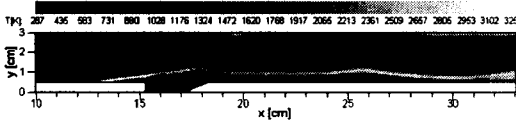


Fig. 16 Temperature Contour in Reacting Flow

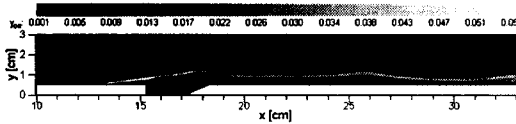


Fig. 17 OH Concentration Contour in Non-Reacting Flow

4. 결론

초음속 유동장내의 공동위를 흐르는 주 공기 유동은 더 이상 평행하게 흐르지 못하고 공동의 앞부분에서 박리되어 약하게 진동하고 공 뒷부분에서 재부착된다. 공동내로 연료가 역분사 되는 경우 부가적인 질유량의 증가로 인해 연소가 일어나지 않음에도 불구하고 공동내에 높은 압력이 형성된다. 또한 공동의 내부와 외부의 높은 속도 차로 인해 높은 온도를 가진 전단층이 발생하게 되고 이는 자발 점화를 일으키는 원인이 된다. 따라서 초음속 유동장내의 연료를 포함한 공동은 점화기 역할을 한다. 또한, 연소로 인해 공동 내부에 발생하게 되는 높은 압력은 연료를 공동 이

전부로 이동시키고 이로 인해 발생하는 경사 충격파와 전온도 회복으로 인해 공동주위에 연소 현상이 유지된다.

후 기

본 연구는 NRL 2005 (M10500000072 - 05J000007210) 및 한국항공우연구원의 재정적 지원으로 진행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] K. H. Yu, K. J. Wilson, K. C. Schadow, "Effect of Flame-Holding Cavities on Supersonic-Combustion Performance," *Journal of Propulsion and Power*, Vol 17, No. 6, 2001, pp. 1287-1295
- [2] A. Ben-Yakar, R. K. Hanson, "Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.17, No.4, July-August 2001, pp. 869 - 877
- [3] M. R. Gruber, R. A. Baurle, T. Mathur, K.-Y. Hsu, "Fundamental Studies of Cavity-Based Flameholder Concepts for Supersonic Combustors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.17, No.1, January-February 2001, pp. 146 - 153
- [4] R. Boyce, C. Riley and N. Mudford, F. Houwing, A. Neely, M. Gruber, "Hydrocarbon and Hydrogen-Fueled Scramjet Cavity Flameholder Performance at High Flight Mach Numbers," AIAA-2003-6989, 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Norfolk, Virginia, Dec. 15-19, 2003
- [5] Andrew J. Neely, Ingo Stots, Sean O'Byrne, Russell R. Boycem Neil R. Mudford, Frank Houwing, "Flow Studies on a Hydrogen-Fueled Cavity Flameholder Scramjet," AIAA-2005-3358, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 16-20, 2005
- [6] W. C. Gardiner, Jr., "Combustion Chemistry," Springer-Verlag, New York, 1984.
- [7] P. L. Roe, "Approximation Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference

- Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, 1981, pp. 357-372
- [8] C. Hirsch, "Numerical Computation of Internal and External Flows," Vol. 2, *John Wiley & Sons*, New York, 1990
- [9] S. Shuen and S. Yoon, "Numerical Study of Chemically Reacting Flows Using a Lower-Upper Symmetric Successive Overrelaxation Scheme," *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 12, 1989, pp. 1752-1760
- [10] R. Krishnamurthy, D'Anthony M. Woods and S. Chandra, "Mixing in Hypervelocity Flows," *Flow, Turbulence and Combustion* 64, pp. 29-41, 2000
- [11] J.-H. Kim, Y. Yoon, I.-S. Jeung, H. Huh, J.-Y. Choi, "Numerical Study of Mixing Enhancement by Shock Waves in Model Scramjet Engine," *AIAA Journal*, Vol.41 No.6 pp. 1074-1080, 2003