

공동내부 연료분사방식 초음속 연소기의 수치해석 연구

정은주* · 정인석**

Numerical Investigation on Cavity-Enhanced-Supersonic Combustion Engine of Upstream Fuel Injection in Cavity

Eunju Jeong and In-Seuck Jeung

ABSTRACT

A numerical study is carried out to investigate combustion phenomena in a model SCRamjet engine, which has been experimentally studied at the Australian National University using a T3 free-piston shock tunnel. The Mach number is 3.8, the static pressure 110kPa and the static temperature 1100K in the main air flow. The fuel is hydrogen, which is injected in the cavity. Equivalence ratio is set to either 0.25 or 0.5 to access its effect on the fuel-air mixing combustion phenomena. The results show that the cavity generates several recirculation zones, which increase the fuel-air mixing. Self ignition occurs near the point of fuel injection. The flame is anchored by the cavity and generates the precombustion shock on the step. For a high equivalence ratio, the recirculation zones are bigger and the flame is present throughout the combustor.

Key Words : SCRamjet Engine, Supersonic Combustion, Cavity

기 호 설 명

○ 당량비

1. 서 론

높은 비행 속도를 가지는 차세대 비행체의 실현가능한 엔진으로 스크램제트 엔진이 잘 알려져 있다. 이는 초음속 상태로 유입된 공기가 연소기에서 연료와 혼합되고 연소되어 노즐을 통해 팽창되며 추력을 발생시키므로 램제트 엔진에서와 같은 과도한 감속으로 인한 추력 손실 문제는 나타나지 않는다. 그러나 초음속으로 유입된 공기가 연소실에 잔류하는 시간은 불과 수 ms밖에 되지 않기 때문에 연료-공기의 혼합 효율을 높이기 위해서는 연소기의 길이를 증가시켜야 한

다. 그러나 엔진의 추력 대 저항의 비는 연소기의 직경과 길이 사이의 비에 개략적으로 비례하므로 짧은 연소기의 길이가 요구된다.[1] 이렇게 연소기의 길이를 줄이기 위한 방법으로 초음속 연소기 내에 공동을 설치하는 것인데, 이는 화염을 유지하기 위한 적당한 재순환 영역을 형성시키기 때문이다. 이러한 목적으로, 공동이 있는 초음속 연소기에서의 혼합과정과 그에 따른 연소 현상을 연구하기 위해 호주국립대학(ANU : Australian National University)과 국제 공동 연구를 수행하고 있다. 본 연구는 호주국립대학에서 수행하고 있는 실험 조건에 기초하여 당량비에 따른 공기-연료의 혼합과정과 이것이 연소 현상에 미치는 영향을 살펴보는데 목적이 있다.

* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

† 연락저자, E-mail : newaerol@snu.ac.kr

** 서울대학교 기계항공공학부

2. 실험 장치 및 수치 해법

2.1 실험 장치

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

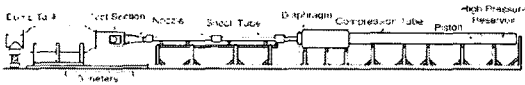


Fig. 1 T3 shock tunnel schematic

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.

Fig. 2 는 공동이 있는 연소기의 개략도를 나타내었다. 공기 흡입구는 높이 25mm, 폭 50mm 으로 이루어져 있고, 연소기 입구로부터 152.5mm 지점에 깊이 5mm, 폭 30mm의 공동이 있다. 공동의 경사면에는 4개의 연료 분사구가 존재한다.

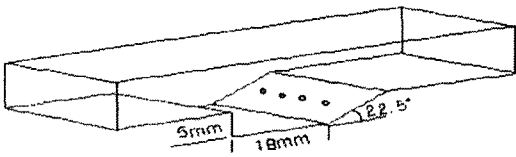


Fig. 2 Combustor with a cavity



Fig. 3 Experiment model

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

2.2 수치 해법

연소기 내의 화학반응이 있는 초음속 점성 유동장을 해석하기 위하여, 다원 혼합기체에 관한 2차원 레이놀즈 평균 Navier-Stokes 방정식을 이용하였다. 유동장의 해석을 용이하게 하기 위하여 지배 방정식을 무차원화하고 일반화된 곡선 (ξ, η) 좌표계로 변환하면 다음과 같다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} + \frac{1}{J} H = \frac{1}{J} W + \frac{\partial F_v}{\partial \xi} + \frac{\partial G_v}{\partial \eta} + \frac{1}{J} H_v$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho_1 \\ \rho_2 \\ \vdots \\ \rho_N \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix}, \quad F = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_1 U \\ \rho_2 U \\ \vdots \\ \rho_N U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ U(e+p) \end{bmatrix}$$

$$G = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_1 V \\ \rho_2 V \\ \vdots \\ \rho_N V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ V(e+p) \end{bmatrix}, \quad W = \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ \vdots \\ w_N \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$F_v = \frac{1}{JRa} \begin{bmatrix} -\rho_1 U_1^d \\ -\rho_2 U_2^d \\ \vdots \\ -\rho_N U_N^d \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} \\ \xi_x \tau_{xy} + \xi_y \tau_{yy} \\ \xi_x \beta_x + \xi_y \beta_y \end{bmatrix}$$

$$G_v = \frac{1}{JRa} \begin{bmatrix} -\rho_1 V_1^d \\ -\rho_2 V_2^d \\ \vdots \\ -\rho_N V_N^d \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} \\ \eta_x \tau_{xy} + \eta_y \tau_{yy} \\ \eta_x \beta_x + \eta_y \beta_y \end{bmatrix}$$

ρ 는 각 화학종의 밀도 ρ_k 의 총합이고, u, v 는 직교 좌표계에서의 속도이다. 총 에너지 e 는 내부에너지와 운동에너지의 합으로 나타낸다. U 와 V 는 곡선 좌표계에서의 반전 속도이다. $\xi_x, \xi_y, \eta_x, \eta_y, J$ 등은 좌표변환에 쓰이는 값들이다. 압력은 이상기체 상태방정식에 의해 구할 수 있다.

$$P = \sum_{k=1}^N \frac{\rho_k}{M_k} RT$$

여기서, M_k 는 화학종 k 의 분자량이고 R 은 일반

기체 상수이다. 온도 T 는 정의된 총 에너지 양으로부터 Newton-Raphson 반복법을 이용하여 구하였다.

수소-공기 혼합기체에 대한 화학반응은 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.[2] 각 화학종의 동점성 계수와 열전달 계수는 6000K까지 유효한 온도의 다항식 표현을 인용하였다. 스크램젯 연소기 내의 레이놀즈 수는 매우 높기 때문에 완전 난류 유동으로 가정하였다. 본 연구에서는 섭동이 전단응력 항에 미치는 영향을 고려하기 위해 비교적 간단한 형태의 난류 모델인 Baldwin-Lomax의 대수적 와 점성 모델 (algebraic eddy viscosity model)[3]을 사용하였다. 난류 열전달 계수와 질량 확산 계수를 구하기 위해 난류 Prandtl 수와 난류 Schmidt 수는 각각 0.9로 가정하였다.

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[4]을 사용하여 차분하였고, MUSCL (Monotone Upstream Method for Scalar Conservation Law)기법[5]을 이용하여 고차의 공간 차분 정확도를 유지하였으며, TVD 성질[5]을 유지하기 위하여 미분형 제한자를 사용하였다. 또한, LU-SGS기법[6]을 이용하여 완전 내재적인 시간 적분을 수행하였다. 수치적 영역은 351×231 의 격자로 이루어져 있고, 벽면에는 착벽조건과 고정온도조건을 부여하였다. 외부 유동의 경계 조건으로는 0차의 외삽기법을 이용하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 비화학 반응 유동

Fig. 4는 당량비 0.25와 0.50에 대한 공기와 연료의 혼합에 대해 나타내고 있다. 공동의 후방단에 의해 재순환 영역이 발생하고, 공동의 경사면에 의해 발생된 충격과 전후로 여러 개의 재순환 영역이 발생됨을 확인 할 수 있다. 또한 공동의 경사면의 수직 방향으로 분사되는 연료로 인해

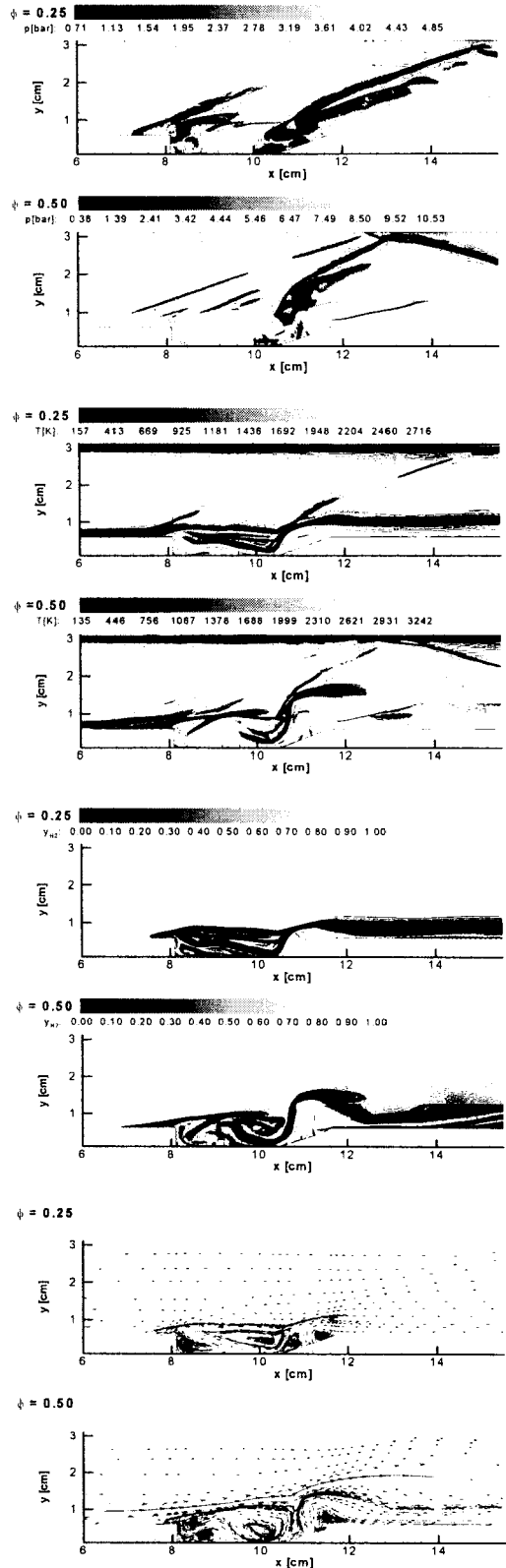


Fig. 4 Non-reacting flow

충격파가 발생하고, 연료 분사 주위로 비교적 작은 영역의 재순환 영역이 발생하였다. $\phi=0.50$ 의 경우, 높은 분사 압력으로 인해 $\phi=0.25$ 보다 연료가 후방단 위로 더 많이 역류해 있음을 알 수 있다. 또한 $\phi=0.25$ 의 경우, 재순환 영역의 크기는 대략 공동의 길이 정도로 발생을 하지만, $\phi=0.50$ 의 경우, 재순환 영역의 크기가 공동의 크기보다 더 크게 나타나며 공동의 개수도 $\phi=0.25$ 보다 더 많이 나타나 공기와 연료의 혼합을 증가시킬 수 있다.

3.2 화학 반응 유동

계산 결과 공동의 연료 분사 부분 근처에서 자발 점화가 발생하여, 공동으로 인해 효율적으로 이루어진 공기-연료 혼합에 의해 화염이 폭넓게 형성되었다. 연소로 인해 공동 내에서의 재순환 영역은 그 크기가 증가되며 이는 공기와 연료의 혼합이 쉽게 이루어지도록 하는 피드백 과정이 형성된다. 또한 후방단 위쪽 부분에 연소로 인한 강한 충격파가 형성되며, 이로 인해 충격파 뒤의 압력은 상승하고, 재순환 영역의 범위가 증가되어 연소를 더욱 촉진시키고, 이는 후방단 위의 충격파를 더욱 강하게 하는 또 다른 피드백 과정이 형성된다.

$\phi=0.25$ 의 경우 실험 모델의 수평면을 따라 화염이 형성이 되고, $\phi=0.50$ 의 경우에는 공동 뒤의 거의 대부분의 영역에 걸쳐 화염면이 분포함을 확인할 수 있다. 이는 $\phi=0.50$ 의 높은 분사 압력으로 인해 분사된 수소 연료 앞에서 강한 충격파를 발생시킨다. 따라서 분사된 연료 전후로 보다 넓은 범위에서 재순환 영역이 발생하고 이는 후방단 위의 강한 충격파와 결합하여 연소기 대부분의 영역에서 화염면을 발생시킨다.

4. 결론

공동이 있는 스크램제트 엔진에서의 공기-연료의 혼합과 연소에 미치는 영향을 살펴보기 위해 호주국립대학에서 수행하고 있는 실험조건에 대해 본 수치 연구를 수행하였다. 당량비에 따른 연소의 변화를 살펴보기 위해 연료 분사 부분의 압력을 조절함으로써 당량비를 조절하였다. 수치 계산 결과 공동으로 인해 재순환 영역이 형성되고 이는 공기와 연료의 혼합이 쉽게 이루어지게 하였다. 높은 압력의 연료 분사는 강한 충격파를 만들어 내고 공동과 상호 작용하여 공동의 크기보다 큰 범위에 걸쳐 재순환 영역을 발생시켜 강한 연소를 유발하고, 연소기 대부분의 영역

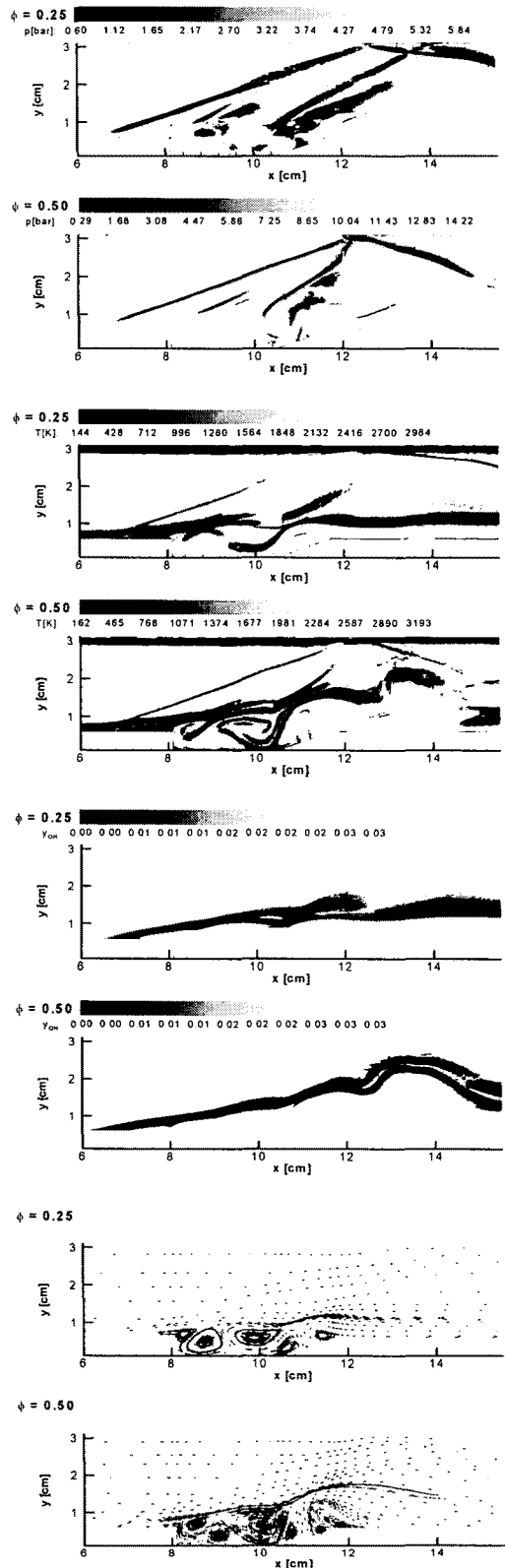


Fig. 5 Reacting flow

에서 화염면을 형성시켰다.

후 기

본 연구는 서울대학교 BK21 기계 분야 사업의 일환으로 호주국방대학(ADFA) 호주국립대학(ANU)과의 국제 공동연구의 일부이며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Ken H. Yu, Ken J. Wilson, Klaus 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] Gardiner, W.C., Jr., "Combustion Chemistry," Springer-Verlag, New York, 1984.
- [3] Baldwin, B. S. and Lomax, H., "Thin layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flow," *AIAA Paper* 78-257, Jan., 1978
- [4] Roe, P.L., "Approximation Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, 1981, pp. 357-372
- [5] Hirsch, C., "Numerical Computation of Internal and External Flows," Vol. 2, *John Wiley & Sons*, New York, 1990
- [6] Shuen, S. and Yoon, S., "Numerical Study of Chemically Reacting Flows Using a Lower-Upper Symmetric Successive Overrelaxation Scheme," *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 12, 1989, pp. 1752-1760