

## 스크램제트 연소기 내의 난류 연소 유동 해석

최정열\* · 원수희\*\* · 정인석\*\*\*

### Numerical Analysis of Turbulent Combustion Flow in Scramjet Combustors

Jeong-Yeol Choi, Su-Hee Won and In-Seuck Jeung

#### ABSTRACT

A comprehensive DES quality numerical analysis has been carried out for reacting flows in constant-area and divergent scramjet combustor configuration with and without a cavity. Transverse injection of hydrogen is considered over a broad range of injection pressure. The corresponding equivalence ratio of the overall fuel-air mixture ranges from 0.167 to 0.50. The work features detailed resolution of the flow and flame dynamics in the combustor, which was not typically available in most of the pervious studies. Much of the flow unsteadiness is related not only the cavity, but also to the intrinsic unsteadiness in the flowfield. The interactions between the unsteady flow and flame evolution may cause a large excursion of flow oscillation. The roles of the cavity, injection pressure, and heat release in determining the flow dynamics are examined systematically.

**Key Words** : Scramjet Combustor, Transverse Injection, Turbulent Combustion

#### 1. 서 론

미래의 고속 비행체 개발의 많은 부분은 극초음속 공기흡입 추진 시스템의 개발여부에 달려있으며, 그 핵심에 초음속 연소기가 존재한다. 극초음속 속도영역에서 연소기에 유입되는 유동은 감속으로 인한 과도한 열과 공기의 해리를 피하기 위해 초음속으로 유지되어야 한다. 따라서 초음속 유동이 연소기 내부에 머무는 잔류시간은 전형적인 극초음속 비행조건에서 1 ms 정도이며, 이러한 짧은 시간 내에 효율적인 연료 분사, 연료-공기 혼합, 연소가 이루어져야 한다. 짧은 유동 잔류시간에 의해 발생하는 문제점을 극복하기 위해서 분사기의 형태와 분사방법, 혼합방법 등에 대한 다양한 연구가 수행되었다. 채널 연소기에 연료를 수직으로 분사하는 방법은 가장 기초적이며 간단한 형태로서, 호주 UQ(University of

Queensland)에서 주관하고 있는 HyShot 비행 프로그램의 스크램제트 엔진이 이와 같은 형태를 가지고 있다[1]. 한편, 연료-공기 혼합과 화염유지(flame holding)를 향상시키기 위해서 초음속 연소기 내에 공동(cavity)을 설치하는 방법이 이용되고 있으며, 러시아 CIAM(Central Institute of Aviation Motors) 및 미 공군 등이 수행한 초음속 연소실험이 좋은 예이다[2-3].

유체역학의 관점에서 볼 때, 초음속 유동장로의 수직분사 및 공동과 관련된 유동의 비정상성(unsteadiness)은 스크램제트 연소기와 같은 공학적 장치로의 응용가능성 때문에 중요한 관심사가 되어 왔으며, 이러한 현상을 이해하기 위해 광범위한 연구가 수행되었다. Papamoschou 등은 분사기 유동의 유체역학적 불안정성(instability)을 관찰하였다[4]. BenYaker 등은 초음속 연소실험에서 본질적으로 동일한 현상인 불안정 분사제트를 관찰하였으며, 초음속 연소가 불안정한 분사 제트의 큰 에디(eddy) 운동과 증착됨을 보였다[5]. von Lavante 등은 수직분사의 불안정성에 관한 수치적 연구를 최초로 수행하였으나, 물리적 특성에 대한 언급은 미미하였다[6]. 현재까

\* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

\*\* 학생회원, 서울대학교 대학원 항공우주공학과

\*\*\* 정회원, 서울대학교 항공우주공학과

† 연락처, E-mail : aerochoi@puasn.ac.kr

지 초음속 연소기의 동적 특성에 대한 포괄적인 연구는 찾아보기 어려우며, 이는 근본적인 메커니즘을 이해할 수 있을 정도의 시·공간적 분해능을 가진 고성능 실험 또는 계산을 통해 유동의 과도현상을 포착하기 어렵기 때문이다.

최 등은 수직 연료분사와 공동을 가지는 2차원 스크램제트 연소기 형상에 대한 연구를 수행하였다[7]. 이를 통해서 초음속 연소기에서 필연적인 Richtmyer-Meshkov 전단층의 불안정성 또는 공동에 의한 불안정성이 분사기 유동의 불안정성을 유발하여 연료-공기의 혼합 및 연소를 증진시키는 발견하였다[8-9]. 그러나 동일 단면적의 연소기 형상과 명확하지 않은 연소기 입구로 인해 안정된 연소현상 및 전반적인 연소특성을 규명하지는 못하였다. 본 연구에서는 수정된 형상의 실질적인 스크램제트 연소기 대해서 비정상 유동과 화염의 동적 특성에 대해 살펴보고자 한다.

## 2. 수치적 접근방법

### 2.1 지배방정식

비평형 화학반응을 수반하는 초음속 점성 유동장을 해석하기 위해 유동과 화학반응이 결합된 형태의 화학종 보존 방정식과 Navier-Stokes 방정식 및 에너지 보존 방정식을 직교 좌표계에서 보존형 벡터식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + W \quad (1)$$

위의 식 (1)에서  $Q$ 는 보존 변수 벡터를 의미하며,  $F$ 와  $G$  및  $F_v$ 와  $G_v$ 는 각각 비점성 유동 벡터와 점성 유동 벡터이며,  $W$ 는 반응 및 난류에 의한 생성항을 의미한다.

### 2.2 수치기법

수치적인 해석을 위해서 지배방정식을 유한체 적법을 이용하여 이산화 하였다. 대류 플럭스항은 일반 좌표계에서 Roe의 FDS 기법을 사용하여 차분하였으며, MUSCL 기법을 이용하여 고차의 공간차분 정확도를 유지하였고, TVD 성질을 유지하기 위하여 미분형 제한자를 사용하였다. 점성항의 차분에는 중심 차분법을 이용하였다. 차분된 방정식은 2차 정확도의 완전 내재적 시간적분을 수행하였으며, 시간 정확도와 해의 안정성을 위해 Newton 반복계산이 부차적으로 사용되었다. 수소-공기 연소에 대한 화학반응은 25단계 8화학종(H, H<sub>2</sub>, O, O<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O, OH, H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>, HO<sub>2</sub>)의 GRI-Mech 3.0 화학반응 모델을 사용하였으며[10], 질소의 해리에 의한 산화물의 생성은 연

소기 내부 유동장에 거의 영향을 미치지 않는 것으로 알려져 있으므로 질소를 비활성 기체로 가정하였다. 난류 모델은 일반적으로 자유전단 경계층 문제에 많이 쓰이는  $k-\epsilon$  모델과 벽면 경계층 문제에 유리한 Wilcox의  $k-\omega$  모델을 혼합한 Menter의 SST(Shear Stress Transport) 모델을 사용하였다[11]. Baridna 등은 SST  $k-\omega$  모델의 혼합층과 제트 유동에 대한 예측이 우수하며, 초기값에 덜 민감함을 보고하였다[12].

### 2.3 코드의 검증

앞선 연구들에서 충격과 유도 연소 현상 등을 포함하는 정상 및 비정상 유동에 대한 검증이 이루어졌다. 여기서는 추가적으로 평판 위의 초음속 유동장에 수직으로 분사되는 제트에 대한 모사를 통해서 격자계 선택 및 난류 모델에 대한 검증을 수행하였다. 해석모델로는 이전에 다른 연구자들에 의해 수행된 바 있는 Aso의 실험을 선택하였다[13-14]. 마하수 3.75의 초음속 유동장에서, 앞전으로부터 길이 33 cm에 위치한 폭 1 mm인 2차원 축소 노즐로부터 유동방향에 수직으로 질소 분사가 이루어진다. 분사기 출구의 마하수는 1이며, 자유류와 분사기 유동 사이의 압력비는 10.29 이다. 본 연구에서는 사용한 계산 영역은 Chenault 등의 것과 동일하다. 유동방향으로 71에서 351까지, 유동에 수직한 방향으로는 41에서 251까지의 격자수가 사용되었으며, 수직 분사 및 벽면근처에서 격자를 집중시켰다. 격자에 의한 차분오차 및 벽면거리에 따른 난류 해의 민감성을 고려한 체계적인 계산이 수행되었으며, 이를 통해서 281×201 이상의 격자에서 계산의 안정성 및 해의 수렴성을 얻을 수 있었다.

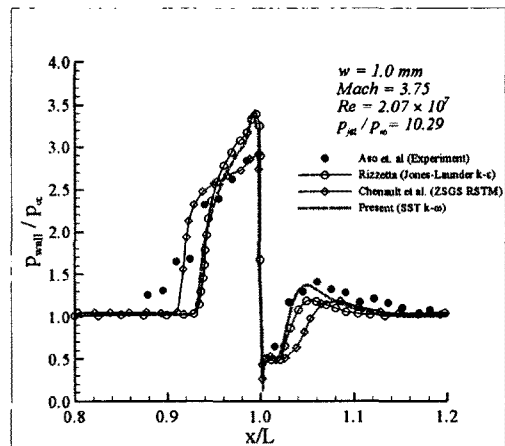


Fig. 1 Wall pressure distribution of the two-dimensional transverse injection across the supersonic flow over a flat plate.

Fig. 1에서 압력비 10.29에 대한 표면 압력분포를 Aso의 실험결과 및 Rizzetta와 Chenault의 해석결과와 비교해 보았다. Rizzetta는 저레이놀즈항과 압축성 효과가 고려된  $k-\epsilon$  난류 모델을 사용하였으며, Chenault는 RSTM(Reynolds-Stress Turbulence Model)을 사용하였다. 실험결과와 모든 전산해석 결과가 비교적 잘 일치하고 있다. 분사기 앞전의 압력상승구간에서  $k-\epsilon$ 과 SST  $k-\omega$  난류모델은 실험과 유사한 결과를 보여주고 있으나, RSTM은 상당한 차이를 보인다. 반면에 최대압력구간에서는 RSTM 결과가 다른 난류모델에 비해서 차이가 가장 적었다. 분사기 후류의 pressure well 구간에서는 SST  $k-\omega$  모델이 가장 유사한 결과를 보여준다. 따라서 SST  $k-\omega$  모델은 초음속 유동장에서 수직분사 유동의 해석에 있어 비교적 우수한 예측성능을 보여줌을 확인할 수 있었다.

## 2.4 난류-화학반응 상호작용

본 연구에서는 URANS(Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes)를 사용하였으나, 2차원 유동계산을 위해 충분한 수의 격자를 사용함으로써 불안정한 분사기 유동의 큰 에디 운동과 중첩된 연소 특성을 포착할 수 있었다. 이러한 결과는 SST  $k-\omega$  난류모델에 벽면격자거리 대신 국부 격자의 크기를 사용해 도달할 수 있는 LES와 RANS의 복합모델로서 DES(Detached Eddy Simulation) 결과와 비견할 수 있다.

또 다른 중요한 문제 가운데 하나는 초음속 유동장에서 난류와 화학반응 사이의 상호작용이다. 최근 들어 LES, PDF 및 다른 연소 모델을 통하여 난류와 화학반응 사이의 상호작용에 대한 설명이 시도되었으며, 많은 유용한 진전이 이루어졌음에도 불구하고 층류 연소와 실험 데이터로부터 얻어진 결과와 큰 차이를 보여주지 못하고 있는 것으로 Möbus는 보고하고 있다[15]. Norris 등의 결과를 포함하는 많은 연구로부터, 해의 정확성은 난류-화학반응 상호작용에 의한 영향보다는 격자의 해상도에 보다 의존하는 것으로 판

단된다[16]. 특히 초음속 유동장과 같이 난류-화학반응 상호작용에 대한 신뢰할만한 모델의 부재로 인해 본 연구에서는 화학반응에 대한 난류의 효과를 무시하였다.

충분한 격자를 사용한 고해상도 난류 유동은 연속 시간 평균(Reynolds average) 및 불연속 시간 평균(discrete time average)을 이용한 두 가지 시간평균 방법에 의해서 후처리 되었다. 연속 시간 평균은 주어진 위치에서 유동 변수에 대해 연속적인 시간 평균을 취한 것으로 긴 시간 노출을 통해서 얻어진 사진과 동일한 효과를 갖는다. 반면에 불연속 시간 평균은 주어진 시간 내의 몇몇 중간 결과물들의 평균으로 동영상의 중첩된 사진과 동일한 효과를 나타낸다. 본 연구에 연속 시간 평균은 최종 1.2 ms 물리적 시간경과에 해당하는 20,000번의 반복계산을 통해 평균되었으며, 불연속 시간 평균은 동일한 시간경과에 대해 20개의 중간결과에 대해 평균을 취하였다.

## 3. 초음속 연소기 모델

### 3.1 연소기 형상

본 연구에서 고려된 초음속 연소기 형상을 Fig. 2에 나타내었다. 수직 연료 분사기와 공동으로 구성된 높이 10 cm, 길이 131 cm의 채널형상 연소기로서, 공동을 제외하면 HyShot 시험모델과 유사하며, 연소기 앞전의 슬롯(slot)을 통해 흡입구에서 생성된 경계층을 제거하고 연소기의 시동을 가능하게 하였다. 공동은 길이 20 cm, 깊이 5 cm로 L/D가 4이며, 연료 분사기 후방 20 cm 지점에 위치한다. 연소기의 열적 질식 현상을 판단하기 위해서 흡입구 영역 또한 계산에 고려되었다.

### 3.2 작동 조건

연소기로 유입되는 흡입공기 유동은 마하수 3.0, 온도 600 K, 정압 0.1 MPa 이다. 이러한 연소기 흡입구 유동 조건은 흡입구 형상에 의해 정확하게 결정되나, 대략적으로 고도 20 km에서

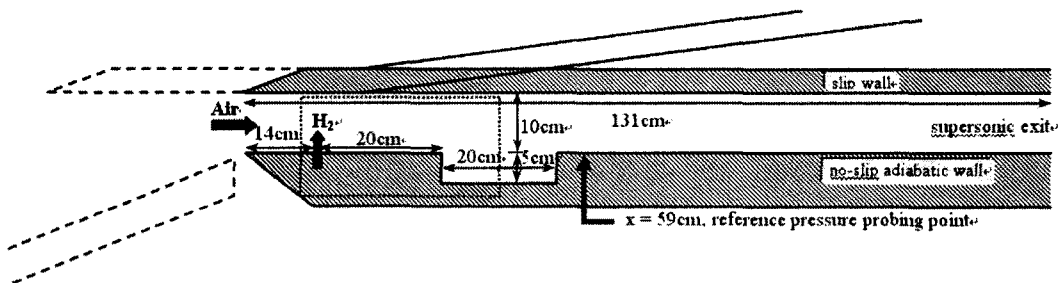


Fig. 2 Scramjet combustor configuration.

비행 마하수 5-6에 해당한다. 연료는 폭 0.1 cm의 2차원 축소 노즐로부터 기체 수소가 수직으로 분사되며, 이때의 온도는 151 K이다. 분사기 출구 압력은 각각 0.5, 0.75, 1.0, 1.5 MPa이며, 당량비는 0.167에서 0.5 사이에 존재한다.

### 3.3 계산 조건

연소기 내부 유동 계산을 위해 800×160의 격자계가 사용되었으며, 흡입구 카울과 공동 계산을 위해 50×50, 159×161의 격자계가 각각 사용되었으며, 분사기 주변과 벽면근처에서 격자를 집중하였다. 연료분사기 내부에 54개의 격자가 사용되었으며, 벽면근처의 최소격자 거리는 70  $\mu\text{m}$ 이다. 연소기 윗벽면을 제외한 모든 벽면에는 점착 및 단열조건이 주어졌다. 연소기 윗벽면은 미끄럼 경계조건을 취하여 계산 격자수 감소를 도모였으며, 이는 대칭조건에 해당하게 된다. 출구 조건은 외삽처리 하였다. 최소 격자 크기에 의해 결정되는 시간 간격은 6 ns이며, CFL수는 2.0이 사용되었다. 매 시간 간격마다 4번의 Newton 반복계산이 부차적으로 사용되었다. Fig. 3에 분사기, 공동 및 연소기 입구 부분 격자에 대한 확대 그림을 나타내었다.

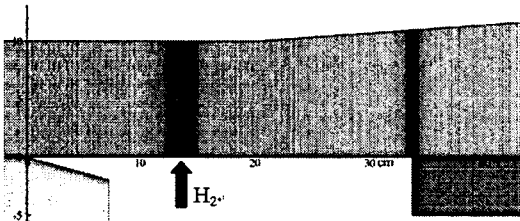


Fig. 3 Magnified plot of computational grid around the injector and the fore part of combustor.

## 4. 계산 결과 및 분석

각각 다른 형상과 연료분사 압력비에 따른 32가지 경우에 대한 수치모사가 수행되었다. 구체적인 구분기준은 1) 확장형 연소기와 동일 단면적 연소기 형상, 2) 공동의 존재 여부, 3) 반응 및 비반응 유동, 4) 연료분사 압력비 (5.0, 7.5, 10.0, 15.0) 이다. 모든 경우에 대해 초기조건으로부터 12 ms 경과시간 동안 계산이 수행되었으며, 이는 충격파 터널 등을 이용한 전형적인 지상실험시간에 비해 충분히 긴 시간이다. 다음에 보이는 순간 유동장은 모두 12 ms 순간을 포착한 것이며, 평균된 이미지는 이후 1.2 ms 동안 획득되었다.

Fig. 4-7은 연료분사 압력비에 따라 다른 연소기 형상에 대한 반응 유동의 순간 및 평균화된

결과를 나타낸 그림이다. 연소현상 및 충격파 구조를 나타내기 위해 온도 및 압력선도를 중첩시켜 표현하였다. 검은 실선은 유동의 질식을 보여주기 위한 음속선(sonic line)이다.

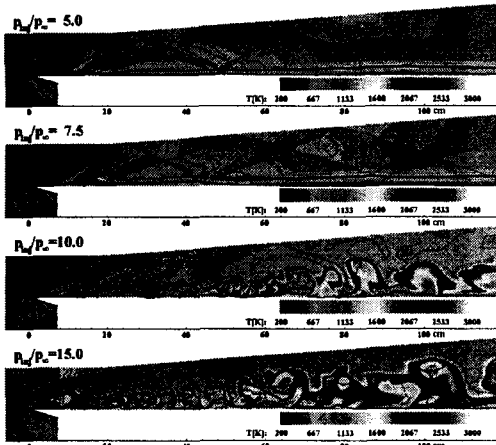
Fig. 4에 공동이 없는 확장형 연소기에 대한 계산 결과를 나타내었다. 유동은 교란이 거의 존재하지 않는 정상 상태에 가까우며, 이는 현재의 격자 해상도가 낮은 연료분사 압력비 유동의 불안정성 및 에디 운동을 포착하기에 불충분한 것으로 생각된다. 또한 RANS는 초음속 연료-공기 혼합을 설명하기에는 충분하지 못한 것으로 생각된다. 반면에 연료분사 압력비가 10.0 또는 15.0과 같이 높은 경우에는 에디 운동이 포착되었다. 이 경우들에 대한 평균된 결과는 교란이 거의 존재하지 않는 낮은 연료분사 압력비 결과에 비해 연료-공기 혼합 및 연소가 많이 증진되었음을 확인 할 수 있다.

평균 유동장에서 연소기 대부분의 영역은 초음속으로 유지되고 있으며, 연소가 활성화되기까지 상당한 지연이 존재함을 알 수 있다. 연료분사 압력비가 10.0의 경우 연소기 입구로부터 80 cm 지점에서, 연료분사 압력비가 15.0의 경우 연소기 입구로부터 50 cm 지점에서 대략적으로 연소가 활성화 된다. 두 경우 모두에서 안정화된 비정상 연소를 보여준다. 그러나 압력비가 10.0인 경우  $x=59$  cm에서 측정된 압력의 상승이 미미하였고, 압력비가 15.0인 경우에도 측정된 압력은 0.3 MPa 정도로 연료효율이 비교적 낮은 것으로 간주된다.

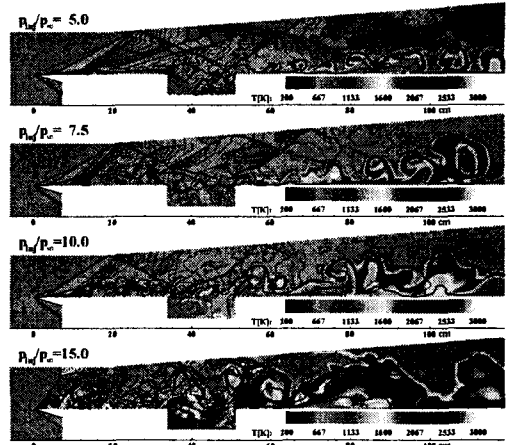
Fig. 5에서 공동의 존재로 인해 모든 연료분사 압력비에 대해서 유동이 교란됨을 확인할 수 있으며, 또한 공동이 없는 경우보다 높은 압력 수준을 유지하고 있음을 알 수 있다. 따라서 연소가 크게 증진되었다고 간주될 수 있으며, 특히 압력비가 15.0인 경우 활성화된 연소영역이 공동 주위에 부착됨을 볼 수 있을 뿐만 아니라 공동에서 유동이 부분적으로 질식되었다.

Fig. 6-7은 공동의 유무에 따른 동일 단면적의 연소기 형상에 대한 결과를 나타내었다. 안정화된 비정상 연소가 관찰되는 연료분사 압력비가 낮은 5.0의 경우를 제외한 모든 경우에서 열의 추가로 인해 압력이 연속적으로 상승한다. 어느 정도의 시간 지연이 발생하지만, 압력비 7.5의 경우에서도 압력상승이 보인다. 따라서 시간의 차이가 존재할 뿐, 대부분의 경우가 열적 질식 조건으로 진행된다.

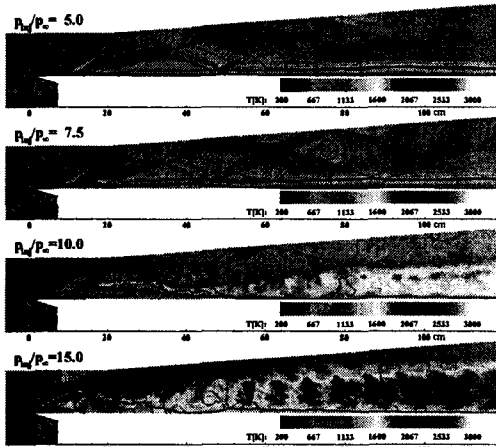
연소를 향상시키는 공동의 역할을 이 결과에서도 확인할 수 있다. 낮은 압력비 조건에서 공동이 존재하는 경우 보다 높은 압력 수준을 보여주지만, 높은 압력비에서 열적질식으로 진행되는 현상은 다르지 않다.



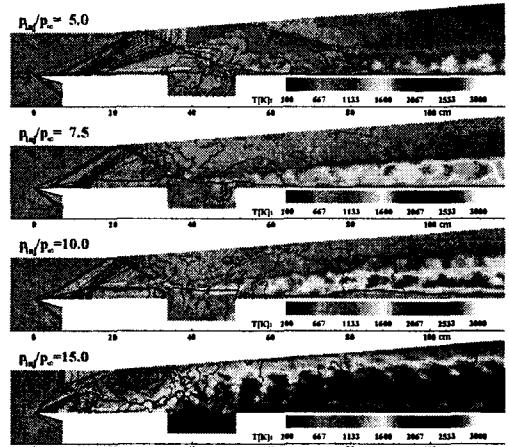
(a) Instantaneous Field



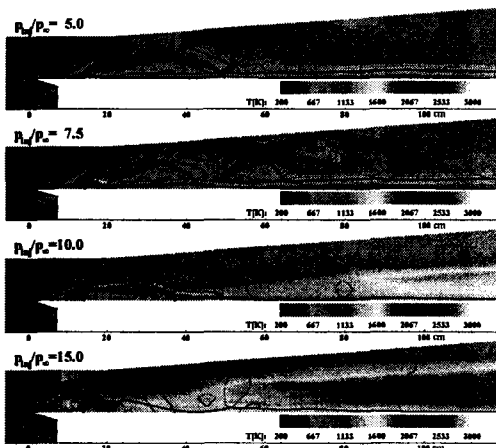
(a) Instantaneous Field



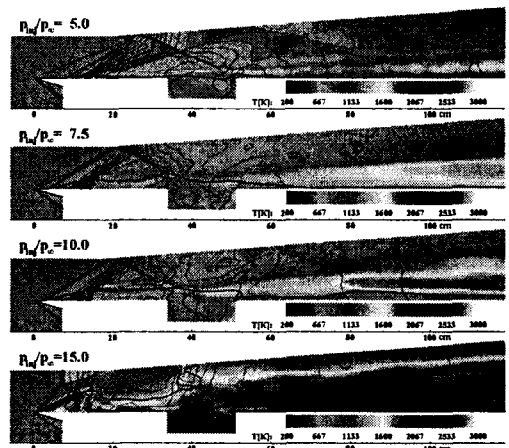
(b) Averaged Field of Discrete Frames



(b) Averaged Field of Discrete Frames



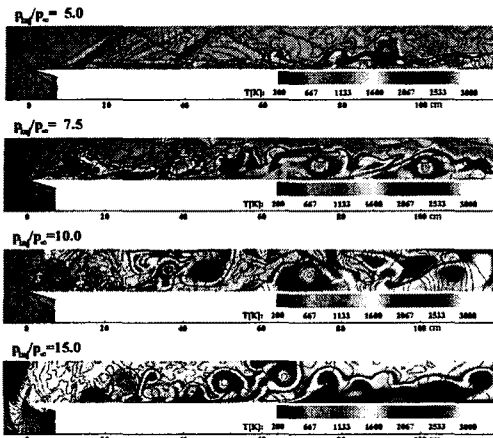
(c) Continuously Averaged Field



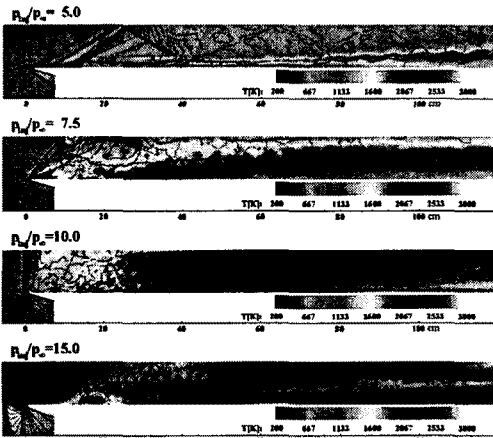
(c) Continuously Averaged Field

Fig. 4 Nozzle configuration without cavity.

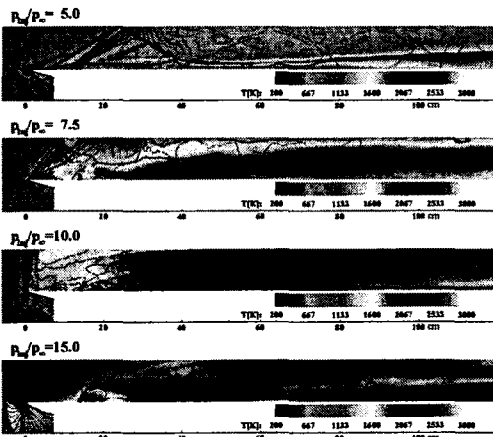
Fig. 5 Nozzle configuration with cavity.



(a) Instantaneous Field

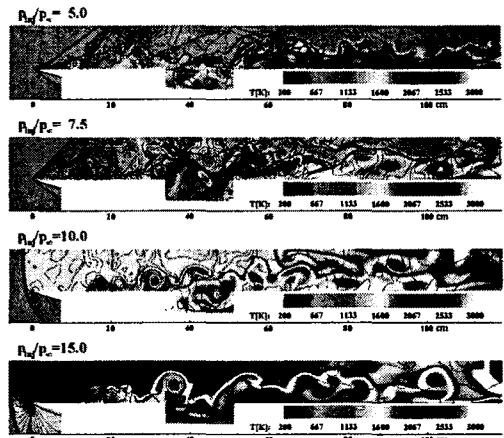


(b) Averaged Field of Discrete Frames

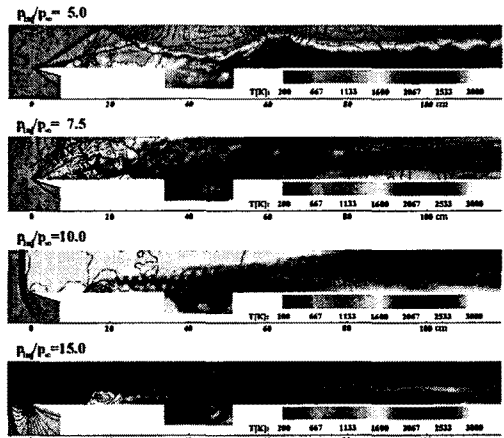


(c) Continuously Averaged Field

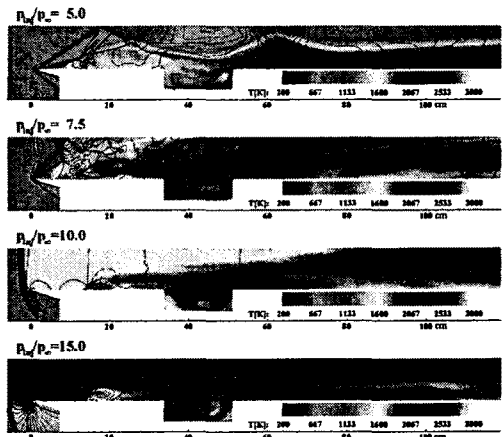
Fig. 6 Channel configuration without cavity.



(a) Instantaneous Field



(b) Averaged Field of Discrete Frames



(c) Continuously Averaged Field

Fig. 7 Channel configuration with cavity.

#### 4. 결론

포괄적인 수치해석을 통해서 스크램제트 연소기에서 반응 유동의 동적 특성에 대한 연구가 수행되었다. 본 연구는 연소기 면적에 따른 효과 및 분사유동, 충격파, 전단층 간의 상호작용과 진동하는 공동 유동에 의해 발생하는 넓은 범위에 걸친 현상을 보여준다. 전반적인 결과는 또한 비정상 유동장의 시간 평균을 통해서 언급되었다. 전반적인 연소특성을 정량화하고 명확하게 하기 위해서 보다 깊이 있는 연구와 분석이 요구된다.

#### 후 기

본 연구는 국방과학연구소 고에너지물질 특화 연구센터의 HM-22 과제 및 과학기술부 NRL(과제번호: M10500000072-05J000007210) 사업의 지원을 받아 진행되었으며, 이에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- [1] Centre for Hypersonics - HyShot Scramjet Test Programme,  
<http://www.mech.uq.edu.au/hyper/hyshot/>
- [2] McClinton, C., Roudakov, A., Semenov, V. and V. Kopehenov, "Comparative flow path analysis and design assessment of an axisymmetric hydrogen fueled scramjet flight test engine at a Mach number of 6.5," AIAA Paper 96-4571, VA, Nov. 1996
- [3] Mathur, T., Gruber, M. Jackson, K., Donbar, J., Donaldson, W., Jackson, T and Billig, F., "Supersonic Combustion Experiments with a Cavity-Based Fuel Injector," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.17, No.6, 2001, pp.1305-1312.
- [4] Papamoschou, D., and Hubbard, D.G., "Visual Observations of Supersonic Transverse Jets," *Experiments in Fluids*, Vol. 14, May 1993, pp. 468-471.,  
<http://supersonic.eng.uci.edu/scramjet.htm>
- [5] Ben-Yakar, A., Kamel, M .R., Morris, C. I. and Hanson, R. K., "Experimental Investigation of H<sub>2</sub> Transverse Jet Combustion in Hypervelocity Flows," AIAA Paper 97-3019, 1997.
- [6] Von Lavante, E., Zeitz, D. And Kallenberg, M., "Numerical Simulation of Supersonic Airflow with Transverse Hydrogen Injection," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.17 No.6, 2001, pp.1319-1326.
- [7] Choi, J.-Y., Yang, V. and Ma., F., "Combustion Oscillations in a Scramjet Engine Combustor with Transverse Fuel Injection," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 30/2, Dec. 2004, pp. 2851-2858, or AIAA Paper 2003-4515.
- [8] Papamoschou, D., and Roshko, A., "The Turbulent Compressible Shear Layer: An Experimental Study," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 197, 1988, pp. 453-477.
- [9] Ben-Yakar, A. and Hanson, R. K., "Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 4, 2001, pp.869-877.
- [10] Smith, G. P., Golden, D. M., Frenklach, M., Moriarty, N. W., Eiteneer, B., Goldenberg, M., Bowman, C.T., Hanson, R.K., Song, S., Gardiner Jr., W.C., Lissianski, V.V., and Qin, Z., GRI-Mech,  
[http://www.me.berkeley.edu/gri\\_mech/](http://www.me.berkeley.edu/gri_mech/)
- [11] Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Application," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp.1598-1605.
- [12] Bardina, J. E., Huang, P. G., and Coakly, T. J., "Turbulence Modeling Validation," AIAA 97-2121, 1997.
- [13] Rizzetta, D., "Numerical Simulation of Slot Injection into a Turbulent Supersonic Stream," AIAA Paper 1992-0827, 1992.
- [14] Chenault, C.F. and Beran, P.S., "K- $\epsilon$  and Reynolds Stress Turbulence Model Comparisons for Two-Dimensional Injection Flows," *AIAA Journal*, Vol.36, No. 8, 1998, pp.1401-1412.
- [15] Möbus, M., Gerlinger, P. and Brüggermann, "Scalar and Joint scalar-Velocity-Frequency Monte Carlo PDF simulation of Supersonic Combustion," *Combustion and Flame*, Vol. 132, 2003, pp.3-24.
- [16] Norris, J. W. and Edwards, J. R., "Large-Eddy Simulation of High-Speed Turbulent Diffusion Flames with Detailed Chemistry," AIAA Paper 97-0370, 1997.