

## 초음속 유동장 내의 공동을 이용한 연료/공기 혼합에 관한 실험적 연구

김채형\* · 정은주\* · 정인석\*\*

### Experimental Study on Fuel/Air Mixing using the Cavity in the Supersonic Flow

Chae-Hyoung Kim\* · Eunju Jeong\* · In-Seuck Jeung\*\*

#### ABSTRACT

To achieve efficient supersonic combustion within a manageable length, a successful fuel injection scheme must provide rapid mixing between fuel and airstream. In former days, various injection concepts have been investigated. Cavity flow is the open type, that is, length-to-depth ratio  $L/D=4.8$ , aft ramp angle is  $22.5^\circ$ . An experimental study on a transverse cross jet injection into a Mach 1.92 supersonic main stream which flows over a cavity was carried out to investigate the effect of the momentum flux ratio( $J$ ), the jet interaction characteristics, and the pressure distribution in the combustor and using the primary diagnostics : schlieren visualization and wall static pressure measurements. Fuel penetration height and jet interaction characteristics depend strongly on the momentum flux ratio.

#### 초 록

효과적인 초음속 연소를 위해 연료와 공기의 빠른 혼합이 필요하며, 혼합 향상을 위해 연료분사 방식에 대한 여러 연구들이 수행되어 왔다. 본 연구에서는 길이-깊이 비가 4.8, 후면 경사각이  $22.5^\circ$ 인 개방형 공동 모델을 사용하였으며, 마하수 1.92에서 운동량비에 따른 분사구 주변의 유동 특성 및 연소실 내 압력 분포를 슐리렌 가시화와 압력 측정을 사용하여 파악하였다. 운동량비는 연료의 침투거리와 분사지역의 유동에 큰 영향을 끼친다.

Key Words: Cavity(공동), Momentum Flux Ratio(운동량비), Transverse Injection(수직분사), Fuel Penetration Height(연료침투거리)

\* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

\*\* 서울대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: avalonkch@hanmail.net

## Nomenclature

$D_d$	: Downstream step height
$D_u$	: Upstream step height
$d$	: Injection hole diameter
$h$	: Penetration height
$J$	: Jet to main flow momentum ratio
$L$	: Cavity length
$L/D$	: Cavity length to depth ratio
$M$	: Mach number
$M_a$	: Main flow Mach number
$M_f$	: Jet flow Mach number
$P_a$	: Total pressure of main flow
$P_f$	: Total pressure of jet flow
$p$	: Static pressure
$T$	: Total Temperature
$u$	: velocity
$x$	: Main flow direction

## Greek

$\gamma$	: Ratio of specific heat
$\rho$	: Density

## subscripts

a	: main flow
f	: jet flow

## 1. 서 론

초음속 공기 흡입 엔진은 미래의 초고속 운송 수단의 핵심 기술이다. 마하6 이상의 비행에서 연소실로 흡입되는 공기는 초음속이며, 연소실에서는 연료 분사, 연료-공기 혼합 그리고 연소가 수ms의 매우 짧은 시간 안에 이루어 져야 한다. 효율적인 연료와 공기의 혼합을 위해 연소기의 길이가 길어져야 하나 그로 인해 증가하는 저항으로 인해 길이가 짧은 연소기가 필요하게 되었다. 이를 위해 공동이 고안되었다. 공동(Cavity)

은 유동의 잔류 시간을 증대시켜 줄 뿐만 아니라 음향적 교란으로 전단층에서의 혼합을 증진시켜 준다.

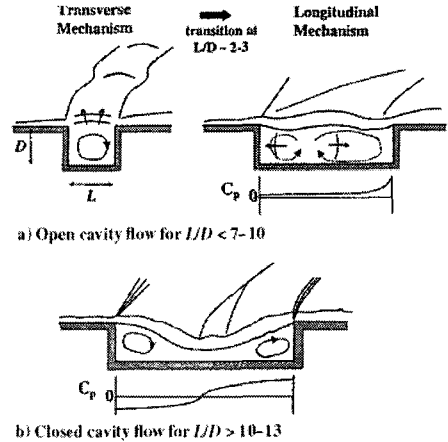


Fig. 1 Character of Cavity Flow

Figure 1에서와 같이  $L/D < 7-10$ 인 공동을 개방형 공동이라 하며  $L/D > 10-13$ 인 공동을 폐쇄형 공동이라 한다. 일반적으로 개방형 공동이 폐쇄형 공동에 비해 전압 손실이 적기 때문에 개방형 공동을 Scramjet 엔진에서 많이 사용한다. 하지만 개방형 공동에서는 강한 횡파가 발생하기 때문에 불안정한 연소 현상을 유발한다. 이를 제거하기 위해 후반부에 경사면을 주어 공동 내부에서 존재하게 되는 충격파의 형성을 제거함으로써 자유전단층의 비정상적 성질을 억제할 수 있다. [1-6]

전통적으로 Scramjet 엔진의 연료로 수소 연료를 많이 사용한다. 탄화수소 연료가 밀도도 작고 안전하게 저장할 수 있다는 이점 때문에 일반적인 비행연료로 많이 사용된다. 하지만 마하 8 이상에서는 연소실로 유입되는 공기가 초음속이기 때문에 연소지연 시간이 큰 탄화수소 연료는 적합하지 못하다. 따라서 연소실에서의 연소지연 시간을 최대한 줄이기 위해 화학 반응성이 좋은 수소를 사용한다. [6]

본 실험에서는 뒤에 경사면이 있는 개방형 공동모델을 사용하였으며, 수소와 분자량이 비슷한

헬륨을 사용하여 연료 분사압력에 따른 혼합 특성을 파악하기 위해 Schlieren 가시화와 압력 측정을 수행하였다.

## 2. 실험 장치 및 실험 모델

### 2.1 풍동 장치

본 연구는 서울대학교 추진·연소 실험실의 불어내기식 초음속 풍동에서 수행되었다.

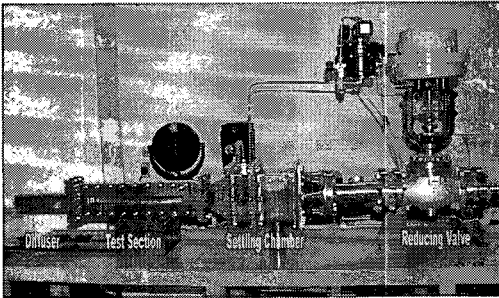


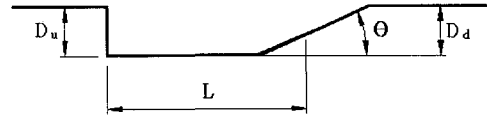
Fig. 2 Facility Schematic

Figure 2는 풍동의 전체 모습으로 감압밸브, Settling Chamber, Test Section, Diffuser로 이루어졌다. Settling Chamber의 전압력은 절대압 7 kgf/cm<sup>2</sup>을 유지하도록 하였고, Test Section의 단면의 면적은 30 mm × 20 mm이다. 노즐은 설계 마하수 2인 Half Nozzle을 사용하였으며, 실험시 측정된 마하수는 1.92이다. 가시화 창은 아크릴 유리를 사용하였다.

### 2.2 공동 모델 및 측정 방법

공동은 Fig. 3에서 보는 것과 같이  $L/D_u = 4.8$ , 후면 경사각( $\theta$ ) = 22.5°인 개방형 공동이다. 유동방향은 좌에서 우이다.[3]

Figure 4는 공동내의 분사구와 압력 측정을 위한 구멍위치를 나타낸다. 분사 출구면적은 지름 1 mm이며 Sonic 노즐이다. 120 kgf/cm<sup>2</sup>충전된 헬륨을 사용하며 유로와의 면적비가 20인 소형 정체통에 저장되어 있다가 개폐 밸브에 의해 시험부 모델의 분사구로 분출된다. 분사기체의 전



$$L = 0.5 \times (D_u / \tan(\theta))$$

Fig. 3 Cavity Geometry Specification

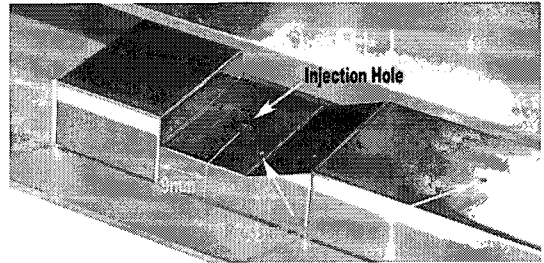


Fig. 4 Fuel Injector/Pressure Transducer Holes

압은 정체통에서 측정한다.

공동과 시험부 내에서의 정압 측정을 위해 PCB piezotronics 사의 Hi-Sensitivity Pressure Transducer를 사용하였다. 압력센서는 Fig. 5와 같이 공동 앞전에서 좌변으로 10 mm 위 벽면, 앞전에서 9mm 아래면, 공동에서 46.07 mm부분, 그 뒤 50mm 간격으로 압력 센서를 부착하였다.

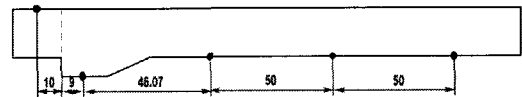


Fig. 5 The Locations of the Wall Mounted Pressure Transducers

압력 센서를 통해 얻은 아날로그 신호는 NI사의 PCI-6024E Board를 통해 디지털 신호로 변환되며 LabVIEW를 이용하여 1 kHz로 샘플링 하였다.

제논(Xe) 램프, Horizontal Knife edge, Color Filter를 이용한 Schlieren 방법으로 유동을 가시화 하였다.

### 3 실험 방법 및 결과

#### 3.1 실험 조건

실험에 사용된 주 유동의 조건은 Table 1과 같으며,

Table 1 Free-stream Flow Condition

$M_a$	$P_a$ ( $\text{kgf/cm}^2$ )	T (K)	u ( $\text{m/s}$ )
1.92	7	300	500.2

Table 2 Jet Flow Conditions

Inj. Gas	$P_f$ ( $\text{kgf/cm}^2$ )	$M_f$	T (K)	$\gamma$	Inj. Dia.(mm)	J
He	2	1	300	1.67	1	0.3
He	6	1	300	1.67	1	0.9
He	11	1	300	1.67	1	1.7
$\text{N}_2$	11	1	300	1.40	1	1.5

$$J = \frac{(\rho u^2)_a}{(\rho u^2)_f} = \frac{(\gamma p M^2)_a}{(\gamma p M^2)_f} \quad (1)$$

분사에 사용한 기체는 수소와 분자량이 유사한 헬륨을 사용 하였다. Eq. 1을 사용하여 연료와 공기의 운동량비를 구하였으며, 운동량비에 따른 유동 특성을 조사하기 위해 Table 2와 같은 조건을 주었다. 헬륨을 이용할 경우, 과소팽창 제트 유동으로 인해 생기는 Mach Disk나 연료 분사로 인한 여러 유동 특성을 선명하게 가시화하기 힘들기 때문에 질소 분사 실험을 병행하였다.

#### 3.2 공동에 의한 유동장 특성

Figure 6은 2-ms로 찍은 Schlieren 사진으로, 경사각에 따른 유동의 특징을 나타낸다. Fig. 6a는  $L/D = 6$ 인 개방형 공동이며 후면 경사각이 없는 형태이다. 경계층 두께는 약 1mm이며 공동 앞전에서 Shear Layer가 형성이 된다. 공동 앞전에서 Compressive Wave가 형성이 되는데

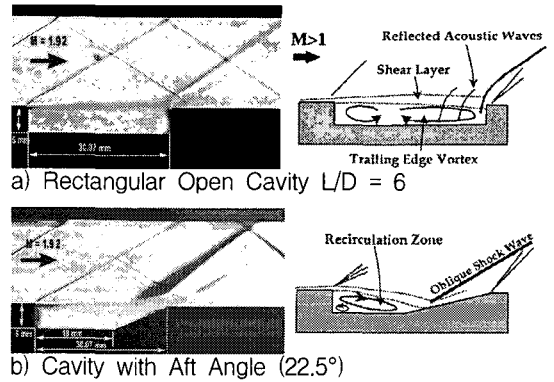


Fig. 6 The Effect of the Back Wall angle to the Flow Field Structure of a Cavity Exposed to a Supersonic Flow

이는 공동 내에서의 Vortex Shedding이나 Reflected Acoustic Wave에 의한 불안정성 때문에 생기는 것으로 해석된다. Shear Layer가 다시 붙는 뒷전에서는 Recompression Wave가 형성이 되며 이로 인해 항력이 발생할 뿐만 아니라 공동 내에서의 진동 발생으로 연소 불안정성을 일으킨다. Fig. 6b는 22.5°의 후면 경사각을 가지고 있는 개방형 공동이다. Fig. 6a와 같이 앞전에서 Compression Wave가 발생한다. 후면 경사각으로 인해 Shear Layer는 공동 내 방향으로 후면 경사면에 안정적으로 다시 붙게 되며, 공동 내 경사면에서 강한 Recompression Wave가 형성이 된다. Fig. 6b는 Fig. 6a에 비해 공동 주변의 유동이 보다 안정적이다. [2,3]

#### 3.3 수직분사에 의한 유동장 특성

2ms로 찍은 Schlieren 사진으로 운동량비(J) 1.5인 질소를 분사 했을 때의 유동장 구조를 가시화 하였다. Fig. 7의 연료 분사는 과소팽창 제트로 Mach Disk가 생성된 것이 보이며, 연료 분사로 인해 Flow Separation이 일어나며 이는 Bow Shock을 형성한다. [7] Bow Shock 후면부의 공동 내 밝은 부분은 Turbulent Mixing Layer가 생성된 것을 나타내며, 주 유동면의 어두운 부분에서 Reattachment Shock이 시작되는 지점이 Mixing Layer 침투 경계면이다. 연료와 공기의 혼합은 Mixing Layer의

## Perpendicular fuel injection (Billig et al., 1971)

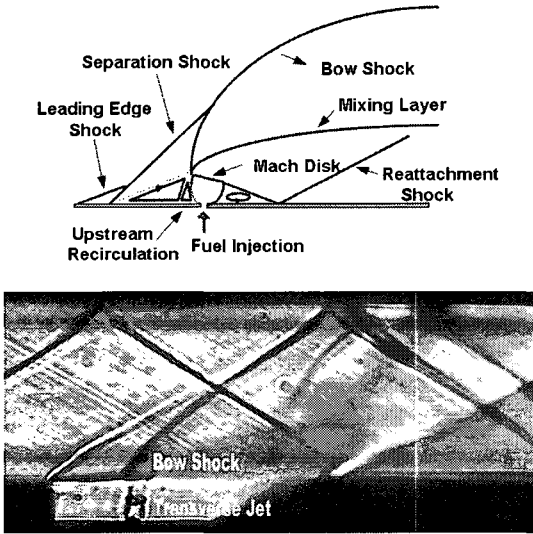


Fig. 7 Transverse Injection Flowfield Schematic and Schlieren Picture of the Flow Field

최고 침투 경계면과 바닥의 경계층 사이에서 이루어진다고 판단된다. [9] 공동 앞전에서의 경사 충격파와 연료 분사로 인해 생긴 Bow Shock이 위 벽면에서 서로 만나는 것을 볼 수 있다.

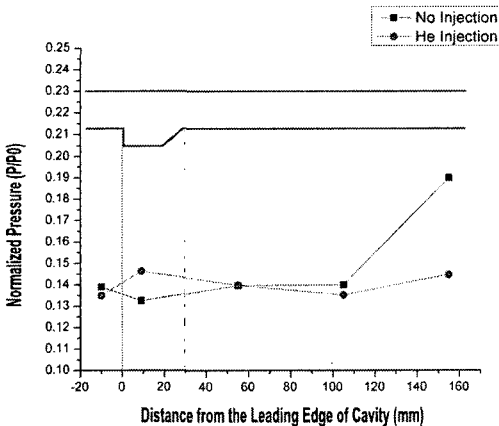


Fig. 8 Normalized Pressure Distribution along the Duct Wall

Figure 8은 연료분사가 없는 경우와 11 kgf/cm<sup>2</sup>로 헬륨을 분사했을 때, 연소실 내에서의 압력 분포를 나타낸다. 연료 분사가 없는 경우, 공동 앞부분에서의 압력비는 0.14이다. 공동 내에서 압력은 주 유동부의 압력에 비해 낮다. 공동 뒤 후류 수평부에서 압력은 점차적으로 증가한다. 이는 공동 후면에서 생성된 Reattachment Shock이 벽면 경계층과의 상호작용으로 유동이 충격파를 지나면서 압력이 증가하기 때문이다. 연료를 분사 했을 때, 공동 내에서의 압력이 올라가는 것을 볼 수 있다. 연료 분사로 인한 공동 내 질유량 증가와 분사압 영향 때문이라고 생각된다. 공동 후면 수평부에서 압력은 계속 감소하다가 110 mm 지점에서 다시 증가하는 것을 볼 수 있다.

### 3.4 운동량비에 따른 유동장 특성

연료 분사에서 침투거리는 연료 혼합과 공력적인 면에서 매우 중요한 요인이다. 침투거리에 따라 연료와 공기의 혼합 정도, Force, Moment가 달라지며, 연소실 내에서의 유동장에도 큰 영향을 끼친다. 연료의 침투거리에 따라 Bow Shock의 위치나 모양이 변하는데, 직접적으로 침투거리를 측정하는 것이 어려울 경우에는 Bow Shock의 경사각이나 모양을 이용하여 연료의 침투거리를 계산할 수 있다. [7]

일반적으로 과소 팽창에 의한 연료의 침투거리는 연료가 분사되는 바닥면에서 Mach Disk까지의 거리로 정의된다. 하지만 음속/초음속으로 분사할 경우 분사 지점의 배압 특성에 따라 과소 팽창이 일어나지 않을 수도 있기 때문에, 침투거리는 연료의 분사제도 최고 높이로 정의되기도 한다. [7,9] 본 실험에서 분사제도와 침투거리 측정은 Schlieren 가시화 데이터를 사용하였다.

Figure 9은 Color Schlieren을 사용하여 헬륨의 운동량비에 따른 유동장의 구조를 가시화 하였다. 질소를 이용했을 때와는 달리 운동량비 증가에 따른 Mixing Layer의 구분이 확인하지 못하지만, Bow Shock의 구조적 특징은 확실하게 알 수가 있다. 분사제도에 의해 생긴 Bow Shock의 모양이나 크기는 침투거리 측정의 방법으로 사용가능하며, 운동량비가 0.3, 0.9, 1.7로 증가함에 따라 Bow Shock의 크기와 경사각이 증가한다. [9] Fig. 10은 운동량비에 따른 침투거리를 나타낸 것으로서 운동량비가 증가함에 따라 연료의 침투거리가 증가한다.

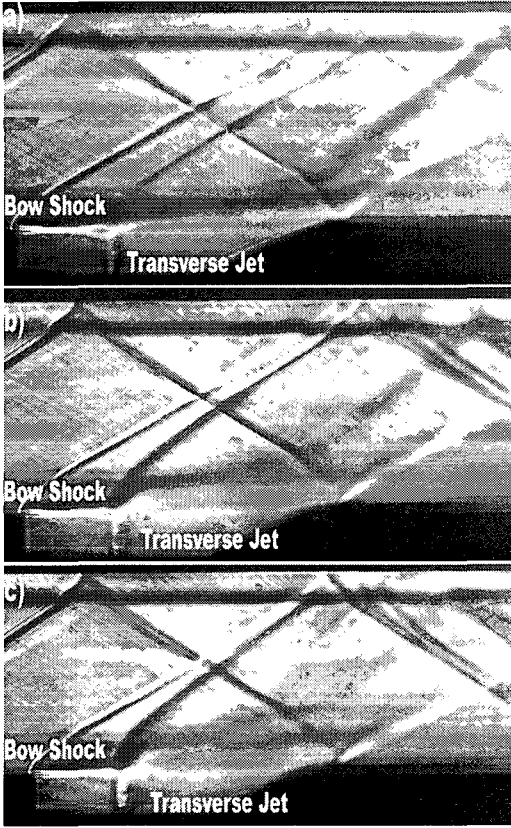


Fig. 9 Flow Visualization for Variable Momentum Flux Ratio(J) : a) J = 0.3, b) J = 0.9, c) J = 1.7

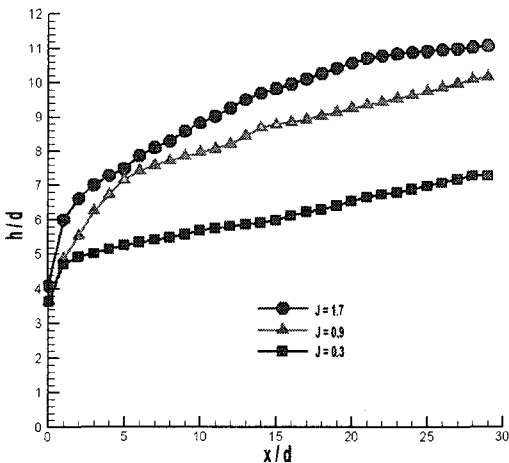


Fig. 10 Fuel Penetration for Variable Momentum Flux Ratio(J)

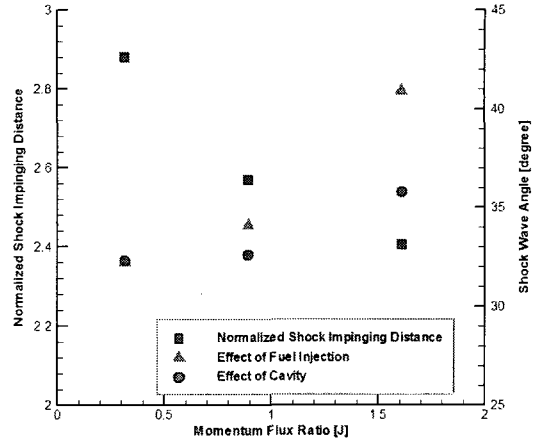


Fig. 11 Shock Wave Characteristics for Variable Momentum Flux Ratio

Figure 11에서 운동량비가 증가함에 따라 Shock의 경사각과 크기가 증가하며, 이로 인해 충격파가 벽면에 부딪히는 지점이 공동 방향으로 이동한다.

$$h \propto d \left( \frac{1}{M_a} \right) \left( \frac{P_f}{P_a} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

Equation 2는 침투거리와 분사구의 분사지름, 주유동의 마하수, 연료와 주 유동의 전압비에 따른 비례식이다. [8] 앞서 운동량비에 따른 연료의 침투거리에 대한 실험적 결과를 보였다. Eq. 2에서는 침투거리에 영향을 주는 것은 분사구, 주 유동의 마하수, 연료와 주 유동의 전압비만이 영향을 주며, 연료의 분자량에 관한 조건은 없다. 이에 대한 실험을 위해 Eq. 2에 있는 변수들은 고정하고 분자량이 다른 헬륨과 질소를 사용하여 분사 실험을 수행하였다. 헬륨과 질소는 운동량비가 차이가 나지만 Eq. 3에 의해 전압비를 같게 함으로써 분자량을 제외한 다른 조건은 같아진다. [9]

$$J = \frac{(\gamma p M^2)_a}{(\gamma p M^2)_f} = \frac{(1 + \frac{\gamma - 1}{2})^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} M_a^2}{(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_a^2)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \frac{P_f}{P_a} \quad (3)$$

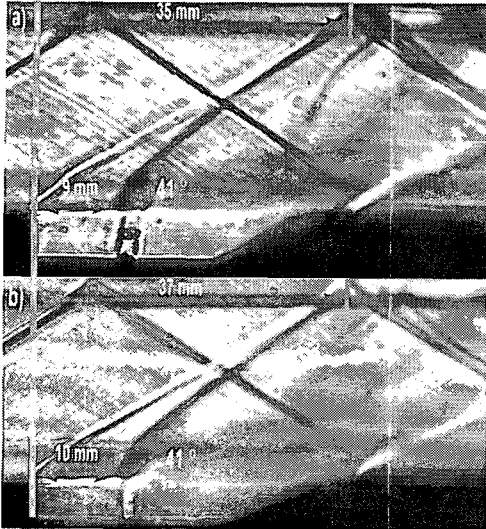


Fig.12 Characteristics of N<sub>2</sub> & He Flowfield  
a) N<sub>2</sub> J=1.5, b) He J=1.7

Figure 12a는 질소를 분사했을 때의 Bow Shock의 특징을 나타내며, Fig. 12b는 헬륨을 분사했을 때의 Bow Shock의 특징을 나타낸다. 두 그림을 비교했을 때 Bow Shock이 위 벽면에 부딪히는 위치와 경사각이 거의 유사하다.

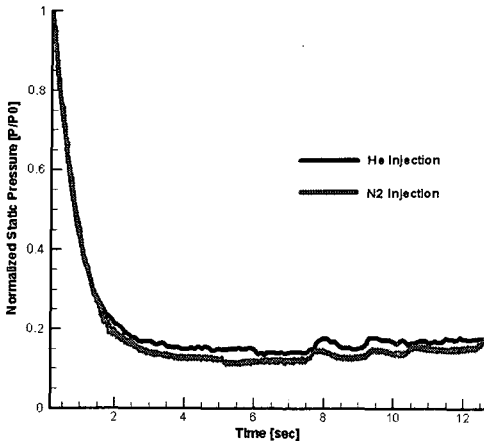


Fig. 13 Pressure Distribution in the Cavity

Figure 13은 시간에 따른 Cavity 내에서의 압력 분포를 나타내는데, 질소와 헬륨의 압력 곡선이 유사함을 알 수 있다. 따라서 Eq. 2처럼 분사 기체의 분자량은 연료의

침투 거리에 영향을 끼치지 않는다는 것을 알 수 있다.

### 3. 결 론

공동의 경사각 유무에 따른 실험에서 공동 주변의 유동장 특성을 조사하였으며, 개방형 공동에서 후면 경사각이 공동 주변의 유동장 안정성에 영향을 준다는 것을 알 수 있었다.

연료 혼합 실험에서는 연료와 주유동의 운동량비 또는 전압비에 따른 연료 침투거리와 유동장 특성을 조사하였다. 운동량비가 증가할수록 연료의 침투거리가 증가하였으며, 연료의 침투거리는 연료의 침투궤도를 직접 조사하는 방법뿐만 아니라, Bow Shock의 모양과 크기를 이용하여 알 수 있다. 또한 연료의 분자량은 연료의 침투거리에는 영향을 없음을 알 수 있었다.

앞으로의 연구에서는 운동량비에 따른 압력분포와 분사지점을 달리 하였을 경우의 유동장 특성과 압력 분포에 관한 실험을 수행할 계획이다.

### 후 기

본 연구는 항공우주연구소에 의해 지원된 연구과제 중의 일부이며 2005년 과기부 국가지정 연구실사업(NRL 과제 고유번호 M1050000072-05J000007210)의 지원으로 진행되었습니다.

### 참 고 문 헌

1. T. Mathur, M. Gruber, K. Jackson, J. Donbar, W. Donaldson, and T. Jackson, "Supersonic Combustion Experiments with a Cavity-Based Fuel Injector," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 6, November-December 2001
2. A. B. Yakar and 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
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
  4. K. Yu, K. J. Wilson, and K. C. Schadow, "Effect of Flame-Holding Cavities on Supersonic Combustion Performance," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 20-24 June 1999, Los Angeles, California
  5. P. J. Disimile and P. D. Orkwis, "Sound-Pressure-Level Variations in a Supersonic Rectangular Cavity at Yaw," Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No. 3, May-June 1998
  6. A. J. Neely, C. Riley, R. R. Boyce, N. R. Mudford, A. F. P. Houwing, M. R. Gruber, "Hydrocarbon and Hydrogen-Fuelled Scramjet Cavity Flameholder Performance at High Flight Mach Numbers," 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 15-19 December 2003, Norfolk, Virginia
  7. M. R. Gruber, A. S. Nejad, T. H. Chen, J. C. Dutton, "Mixing and Penetration Studies of Sonic Jets in a Mach 2 Freestream," 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, January 10-13, 1994, Reno, NV
  8. E. E. Zukoski and F. W. Spaid, "Secondary injection of Gases into a Supersonic Flow," Solid Propellant Rocket Conference, Palo Alto, California, January 29-31, 1964
  9. N. Kuratani, Y. Ikeda, T. Nakajima, S. Tomioka, T. Mitani, "Mixing Characteristics of Normal Injection into a Supersonic Backward-Facing Step Flow Measured with PIV," 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 14-17 January 2002, Reno, Nevada