

초음속 유동 내 공동을 이용한 수직 분사 혼합 및 연료 침투거리에 관한 연구

김채형* · 정은주* · 정인석** · 강상훈*** · 양수석****

Mixing and Penetration Studies of Transverse Jet into a Supersonic Crossflow

Chae-Hyoung Kim* · Eunju Jeong* · In-Seuck Jeung** · Sang-Hun Kang*** · Soo-Seok Yang****

ABSTRACT

A non-reacting experimental study on a normal injection into a Mach 1.92 crossflow which flows over various geometries(flat plate, small cavity, large cavity) was carried out to investigate the effect of the momentum flux ratio(J). The aft ramp of the cavity advances the increase of the penetration height and the strong two-dimensional shock from recompression region mainly affects the shock structure and mixing layer at the downstream flow. As flow runs downward, the transverse penetration height increases with increasing J ($J = 0.9, 1.7, 3.4$). However, above some critical ratio, jet penetration height growth with increasing J is not appeared in flow-field. Large scale cavity has a good mixing efficiency but it increases the drag loss in the combustor.

초 록

마하 1.92 초음속 유동 내에서 평판, 작은 공동, 큰 공동을 사용하여 운동량비(J)에 따른 연료 혼합 실험을 수행하였다. 공동 후면 경사부는 연료의 침투거리를 급격히 증가시키며, 경사부에서 형성되는 이차원 충격파는 후류부의 충격파 구조와 혼합층에 주요한 영향을 미친다. 운동량비가 증가함에 따라 ($J = 0.9, 1.7, 3.4$) 연료의 침투거리가 증가하지만, 후류부에서는 운동량비가 증가하더라도 연료 침투거리는 특정 지점 이상 증가하지 않았다. 큰 공동의 경우 다른 모델에 비해 좋은 혼합 효율을 보이지만 압력 손실 또한 증가하는 경향을 보인다.

Key Words: Scramjet(스크램제트), Cavity(공동), Penetration Height(침투거리), Mixing(혼합), Shock Structure(충격파 구조), Pressure Loss(압력 손실)

† 2007년 12월 31일 접수 ~ 2008년 4월 14일 심사완료

* 학생회원, 서울대학교 항공우주공학과, IAAT

** 종신회원, 서울대학교 항공우주공학과, IAAT

*** 정회원, 한국항공우주연구원, 첨단추진기관팀

**** 종신회원, 한국항공우주연구원, 첨단추진기관팀
연락처, E-mail: avalonkch@hanmail.net

1. 서 론

스크램제트 엔진은 고 마하수에서의 공기흡입

추진기관으로 사용할 수 있는 차세대 엔진으로 많은 연구가 진행되고 있다. 스크램제트 엔진 내 연소기로 유입되는 유동은 초음속 유동이다. 따라서 유동의 짧은 잔류 시간동안에 연료와 공기의 혼합 증진을 위해 연료 분사 방식을 바꾸거나, 혼합기 설치를 통한 혼합 증대 연구가 진행되고 있다[1].

초음속 연소에서의 연료 혼합 방식 중 연료의 수직 분사 방식은 수평분사 방식에 비해 연료와 공기 혼합 성능이 좋기 때문에 스크램제트 엔진의 연료 분사 방식으로 많은 연구가 이루어져 왔다. 초음속 유동장 내에서 연료를 수직으로 분사하게 되면, 주 유동장과외 간섭에 의해 궁형 충격파가 연료 분사 지점 앞쪽에서 형성된다. 수직 분사에 의해 형성된 궁형 충격파는 분사구 앞부분에서는 재순환영역을 형성하며, 후류부에서는 난류 유동을 형성하여 공기와 연료의 혼합을 증대시킨다. 또한 분사된 연료는 후류로 흐르면서 말굽 와류(horseshoe vortex)에 의해 공기가 연료로 유입되며, 연료와 공기의 경계면에서는 궁형 충격파에 의한 난류 유동으로 인해 혼합이 이루어진다[2, 3]. 수직 분사 방식은 와류 유동에 의해 혼합 성능이 증대하는 효과가 있지만, 강한 궁형 충격파에 의해 큰 압력 손실을 발생하는 단점이 있다(Fig. 1).

본 연구에서 연료 분사는 수직 분사 방법을 사용하였으며, 연료 혼합기로 공동(cavity)을 사용하였다. 공동의 일반적인 특징은 Fig. 2(a)와 같다. 공동의 길이-깊이 비가 2-3일 경우 횡파를 발생하며, 그 이상에서는 종파를 발생한다. 횡파의 경우 강한 유동간섭을 일으키기 때문에 본 연구에서는 길이-깊이 비가 4.8인 공동을 사용하였으며, 유동의 진동크기를 최소화시키기 위해 후면 경사각을 두었다[4]. Fig. 2(c)는 공동 내 재순환 영역을 수분을 이용하여 가시화한 사진이며, 이론적으로 설명한 재순환 영역(Fig. 2(b))이 형성된 것을 볼 수 있다[5-9]. 현재 미국, 호주 등 여러 나라에서 공동을 이용한 연구가 진행 중이며, 본 연구에서는 공동의 스케일 효과에 의한 유동 특성을 실험을 통하여 분석하였다.

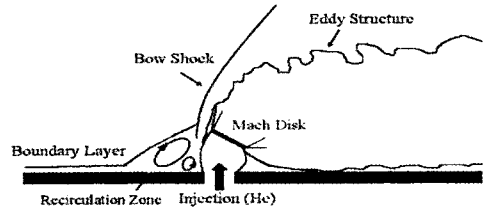
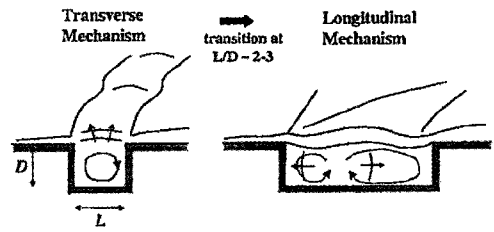
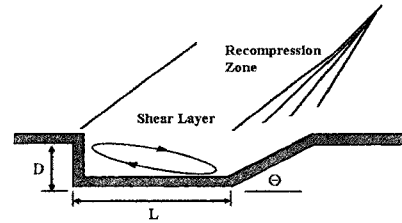


Fig. 1 Schematic of Normal Injection



a) Mode of Cavity[7]



b) Schematic of Cavity



c) Instantaneous Schlieren Image[9]

Fig. 2 Characteristics of Flowfield in the Cavity

2. 실험 방법

2.1 풍동 장치 및 모델

실험에 사용된 풍동장치는 불어내기식 초음속 풍동 장치이며, Fig. 3에서와 같이 크게 정체부, 시험부, 확산부 세부분으로 이루어져 있다. 정체부에는 유동 안정화를 위해 스프레더(spreader), 타공판(perforated plate), 스크린(screens)을 장착하였다. MOC 코드를 사용하여 마하수 2 반쪽 노즐(half nozzle)을 설계하였으나, 경사각이 10도인

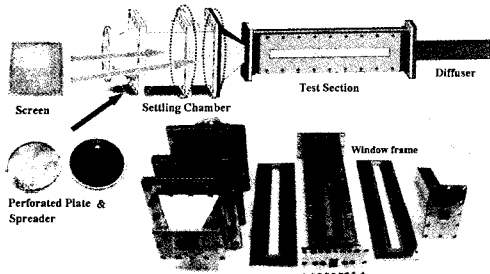
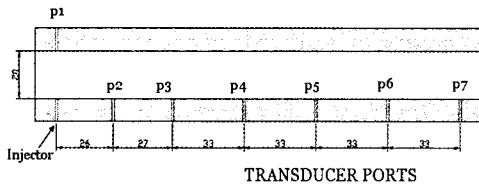
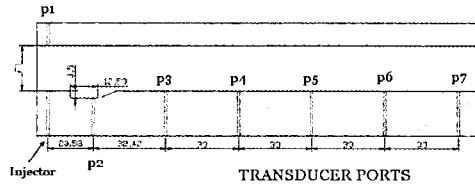


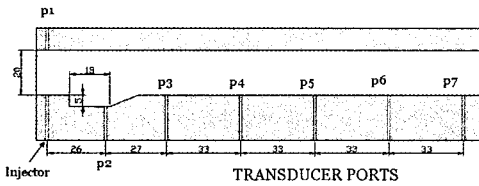
Fig. 3 Wind Tunnel Parts



a) Flat Plate



b) Small Cavity



c) Large Cavity

Fig. 4 Experimental Models

웨지(wedge)를 사용한 측정에서 충격파 각도는 41도가 나왔으며, θ - β -M 관계식에서 구한 마하수는 약 1.92이다. 시험부 단면적은 30 mm × 20 mm이며, 가시화 창은 파이렉스 유리를 사용하였다. 실험에 사용된 공동의 길이와 깊이 비는 4.8로 일정하며, 후면 경사각은 22.5°이다. 큰 공동의 길이(바닥 길이+0.5×(깊이/tan θ))는 약 24 mm, 깊이는 5 mm이며, 작은 공동의 길이는 약 16.8 mm, 깊이는 3.5 mm로 달리 하여, 공동의 스케일에 따른 유동특성을 분석하였다(Fig. 4)[5].

2.2 계측 방법 및 실험 조건

실험에 사용된 계측 방법은 솔리덴 가시화 방법과 벽면에서의 정압력 측정 방법을 사용하였다. 실험에 사용된 광원은 V-TEK사의 LS-201 모델의 플래시램프를 사용하였으며, Canon의 EOS 20D 수동 디지털 카메라를 사용하여 촬영하였다. 압력 센서는 Sensys사의 PSH 모델(압력 측정 범위: 0 - 350 kgf/cm², 정확도: 0.15 % FS)을 사용하였으며, 압력 센서의 위치는 Fig. 4에 나타내었다. 정체 챔버 내부의 압력 변화와 주 유동의 정압 분포는 Fig. 5와 같이 일정하다.

실험에 사용된 분사 기체는 수소와 물 분자량이 비슷한 헬륨을 사용하였다. Eq. 1처럼 분사 압력에 따라 운동량비(J)는 달라지며, 연료 분사 조건은 Table 1과 같다.

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

여기서, a: air-stream, f: fuel

Table 1. Transverse Jet Injection Conditions

Injectant	Pf (kPa)	Mf	γ	R (J/kgK)	J
He	250	1	1.67	2077.03	0.9
He	500	1	1.67	2077.03	1.7
He	1,000	1	1.67	2077.03	3.4

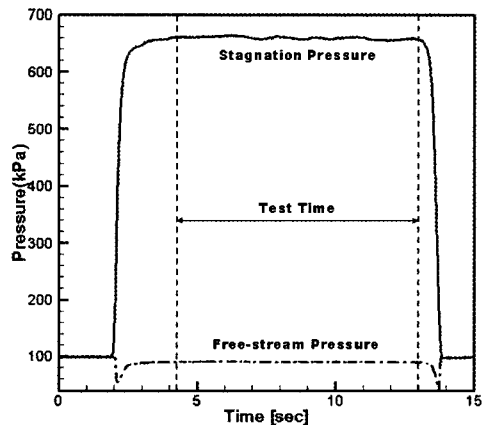


Fig. 5 Experimental Pressure Conditions

3. 실험 결과

3. 1 가시화 사진을 통한 유동 특성 분석

평판에서 운동량비(J)에 따른 유동장 특성을 Fig. 6에 나타내었다. 운동량비가 증가함에 따라 분사구 앞에서 형성된 충격파의 기울기가 증가하며, 분사구 앞전 재순환 영역이 증가하는 것을 볼 수 있다. 분사구 앞전 재순환 영역의 증가는 혼합 효율을 증가시키기 때문에, 운동량비 증가는 연료의 침투 높이 증가뿐만 아니라 혼합 효율 증대 효과가 있는 것을 알 수 있다. 또한 후류부에서의 연료 혼합층이 증가하는 것을 볼 수 있다. 운동량비가 증가함에 따라 충격파가 앞으로 이동하며, 이는 충격파 강도 증가로 연소기 내부의 전압력 손실을 가져온다.

Figure 7은 작은 공동을 설치하였을 때, 운동량비에 따른 유동 특성을 나타낸다. Fig. 6에서처럼 운동량비가 증가함에 따라 분사구에서 형성된 충격파와 재순환 영역이 커지는 것을 볼 수 있다. 운동량비가 증가함에 따라 공동에서 전단층이 증가하는 것을 볼 수 있으며, 공동 뒤 경사 벽면에서 유동이 공동 내부 쪽으로 출렁이는 것을 볼 수 있다. 이는 연료의 일부가 공동 내부로 흘러들어가 재순환하는 것으로 Fig. 2(c)에서 확인할 수 있다. 후류 쪽으로는 강한 충격파와 팽창파가 형성되는 것을 볼 수 있다. 분사구에 의한 충격파보다 공동에 의해 만들어진 충격파가 후류 쪽에서 더 짙게 나타나는 것을 볼 수 있는데, 이는 2차원 충격파로 인한 강한 밀도구배를 보이기 때문이다. 따라서 후류 쪽 유동장과 충격파 구조는 공동에 의한 영향을 많이 받는 것을 알 수 있다.

Figure 8은 큰 공동을 사용할 때, 운동량비에 따른 유동 특성을 나타낸다. 전반적인 유동 형태는 Fig. 7과 유사하다. 공동에 의해 발생하는 충격파가 후면 경사부 끝단을 기준으로 위 벽면에 충돌하는 지점을 비교해보면 큰 공동의 경우가 충돌하는 지점이 짧은 것을 알 수 있다. 이는 똑같은 기울기 각(22.5°)을 가지는 공동이지만, 스

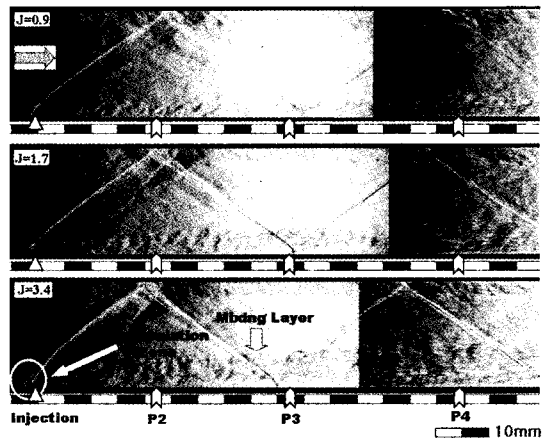


Fig. 6 Schlieren Images of Flat Plate

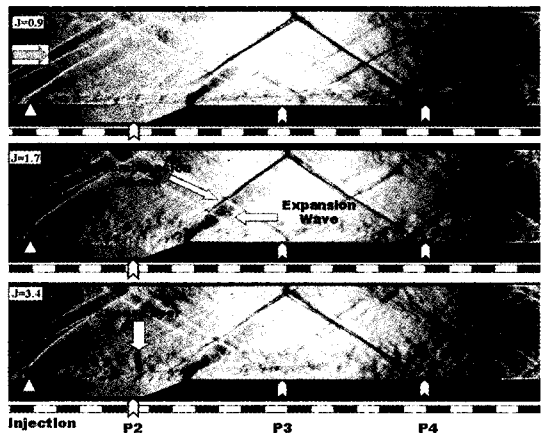


Fig. 7 Schlieren Images of Small Cavity

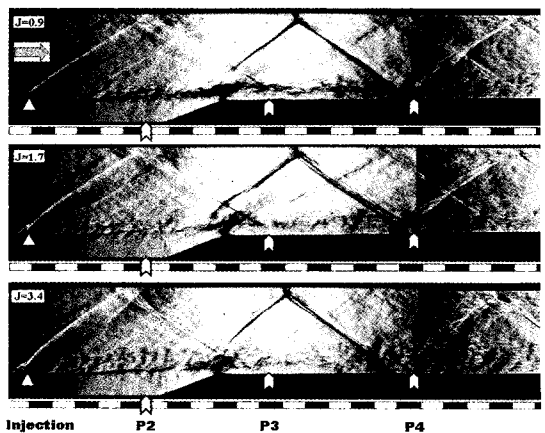


Fig. 8 Schlieren Images of Large Cavity

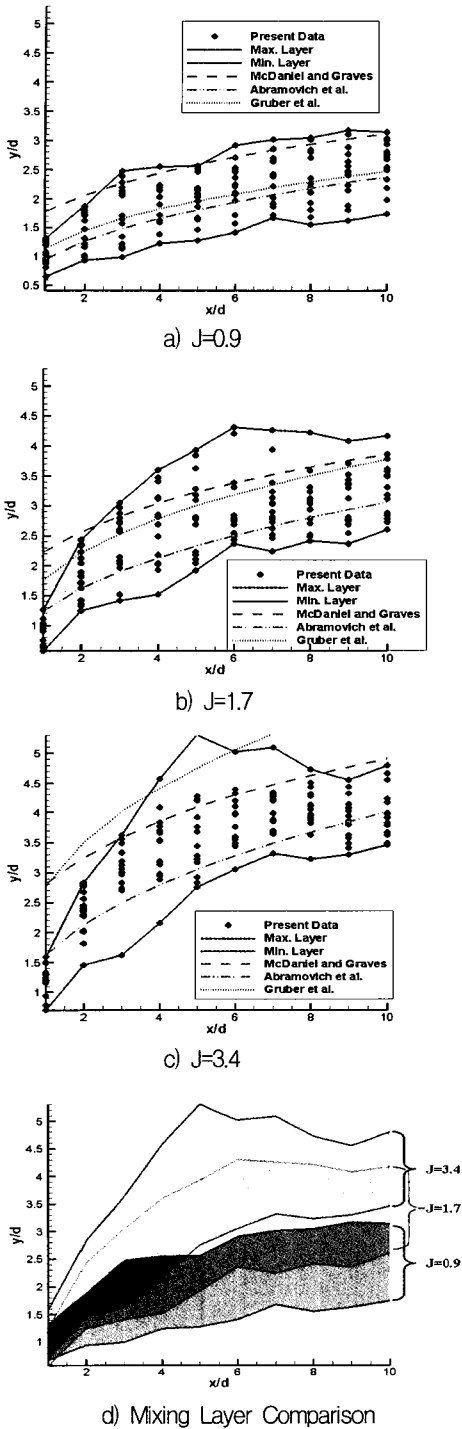


Fig. 9 Mixing Layer Thickness in the near-field

케일 효과에 의해 스케일이 큰 공동이 보다 많은 유량을 후류부로 팽창을 시키며 이로 인해 기울기가 급한 충격파가 생기는 것이다.

3. 2 근거리 영역과 원거리 영역에서의 혼합 특성

일반적으로 혼합영역은 크게 두 영역으로 구분된다. 분사구 지름의 약 10 - 20 배 되는 지점까지를 근거리 혼합 영역(near-field mixing)이라 정의 하며, 그 이상부터는 원거리 혼합영역(far-field mixing)이라 정의한다. 근거리 혼합영역에서의 혼합은 주로 분사된 제트 유동에 의한 큰 규모의 와류에 의한 거시 혼합이 주를 이루며, 원거리 혼합영역에서는 더 이상 거시 혼합은 이루어지지 않으며 작은 크기의 난류 혼합에 의하여 혼합이 이루어진다[10]. 본 연구에서도 연료분사에 의한 영향을 받는 근거리 혼합 영역을 분사구 지름의 10배 되는 지점까지 정의하였으며, 다른 연구 결과와 비교 분석하였다. Fig. 9는 각 운동량비에 따라 15장의 가시화 사진에서 혼합층을 측정된 자료를 평균 처리한 것이다. Fig. 9(a)-(c)는 실험을 통해 측정된 데이터의 분포도를 바탕으로 McDaniel & Graves[11, 12], Abramovich et. al[3, 13], Gruber[2]의 자료를 사용하여 비교 분석하였다.

McDaniel & Graves[11, 12]은 I₂ PLIF기법을 사용하여 연료의 침투거리를 측정하였다. 본 연구에서 측정한 침투거리보다 McDaniel & Graves에 의한 침투거리가 보다 높은 것을 볼 수 있는데, 이는 McDaniel & Graves이 I₂ PLIF를 사용하였고, 경계층 두께가 다르기 때문이다. McDaniel & Graves이 실험에 의해 얻은 연료 침투거리 관계식은 Eq. 2와 같다.

$$y/d = (J)^{0.344} \ln(2.077 \times ((x/d) + 2.059)) \quad (2)$$

Abramovich et. al[3, 13]는 아음속 유동(40m/s)에서의 연료 침투거리에 대한 실험을 수행하였으며, Abramovich et. al가 실험을 통해 얻은 연료 침투거리 경험식은 Eq. 3과 같다.

$$y/d = (J \times (x/d))^{0.394} \quad (3)$$

Gruber[2]가 실험을 통해 얻은 경험식은 Eq. 4와 같다.

$$y/d = J \times 1.2 \times (x/(J \times d))^{1/3} \quad (4)$$

본 연구에서 power law 식을 이용하여 연료의 침투거리 관계식을 구하면 Eq. 5와 같다.

$$y/d = (J \times (x/d))^{0.4} \quad (5)$$

본 연구의 경험식 Eq. 5는 Abramovich 경험식 Eq.3과 유사하다. Papamoschou[14]의 실험결과와 유사하게, 본 연구에서 M=1.92에서의 침투거리와 Abramovich의 아음속에서의 침투거리의 관계식이 많은 차이가 나지 않음을 확인할 수 있다. Fig. 9(d)에서 운동량비가 증가함에 따라 전반적으로 혼합층의 높이가 증가하는 것을 볼 수 있다. 이는 주유동이 연료 내로 유입되어 연료와의 혼합 면적을 증가시키는 효과가 있다.

공동에 의한 혼합층 침투효과를 알아보기 위해 power law 방법을 사용하여, 분사 지점에서 120d 지점까지의 침투 정도를 알아보았다(Fig. 10). 운동량비가 3.4인 경우에 평판, 작은 공동,

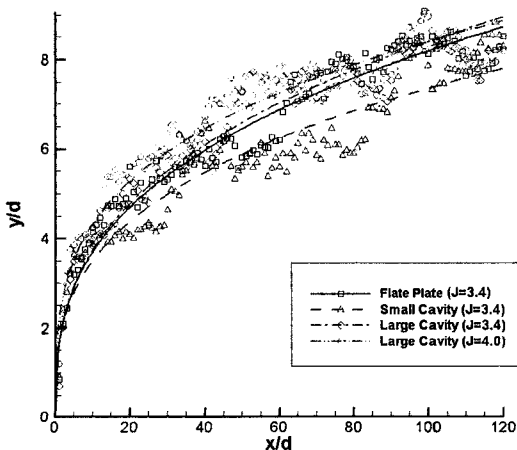


Fig. 10 Comparison of Maximum Penetration Heights

큰 공동을 비교해 보면 power law를 사용할 경우 작은 공동의 연료 침투거리가 평판 보다 낮게 나온다. 공동을 이용할 경우, 경사부에서 형성된 강한 충격파의 영향으로 혼합층이 영향을 받게 되는데, 이로 인한 혼합층의 출렁임으로 인해 증가 값이 일정하지 않게 된다. 따라서 power law를 사용한 혼합층 계산은 충격파와 팽창파의 영향을 받는 원거리(far-field) 혼합영역에서는 적합하지 않다는 것을 알 수 있다. 분사 압을 높여 운동량비가 4.0일 경우, 큰 공동을 사용하여 연료 침투거리를 비교하는 실험을 수행하였다. 근거리(near-field) 혼합 영역에서는 운동량비가 3.4인 경우보다 침투거리가 증가하는 것을 볼 수 있으나, 후류부로 감에 따라 운동량비가 3.4인 경우와 같아지는 것을 볼 수 있다. 이를 통해 운동량비 증가에 따른 연료 침투거리 증가는 분사부로부터 일정 거리까지이며, 후류부로 감에 따라 운동량비 증가에 의한 연료 침투거리 증가 효과는 줄어드는 것을 알 수 있다.

3. 3 압력 분포 분석

Figure 4의 압력 센서 위치에서 측정된 벽면 정압력 분포를 Fig. 11-13에 나타내었다. 평판에서 연료 분사가 없을 경우, 압력은 후류부로 감에 따라 운동에너지 감소에 따른 순차적인 압력 증가를 보이고 있다(Fig. 11). 연료를 분사하면 충격파가 발생하며, 이로 인해 압력의 증감을 보인다.

위 벽면에서 반사된 충격파가 아래 벽면과 충돌하는 지점(약 50 mm)에서 급격한 압력 증가를 보이고 있다. 이와 같이 수직분사 시 생기는 충격파는 연소기 내 급격한 압력 증감을 가져와 내부 항력을 증가시키는 원인이 된다.

공동이 있는 연료분사의 경우, 분사부에서 형성된 충격파는 공동 후면부에서 형성된 충격파와 팽창파를 지나면서 충격파의 강도가 약화되는 것을 볼 수 있다. 50 mm 지점에서 평판에서는 최고압력이 약 1.3 이지만 공동이 있는 경우에는 약 1.26 정도 감소한 것을 볼 수 있다(Fig. 12). 50 mm 지점에서의 운동량비에 따른

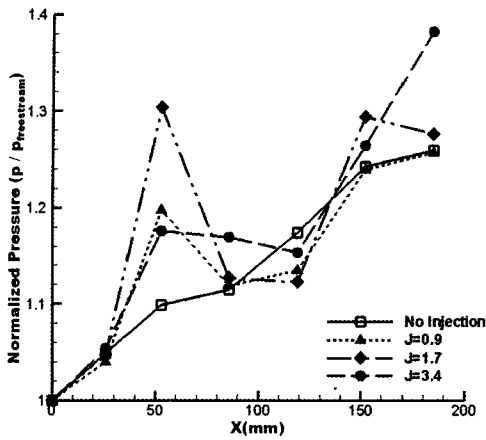


Fig. 11 Pressure Distributions on Flat Plate

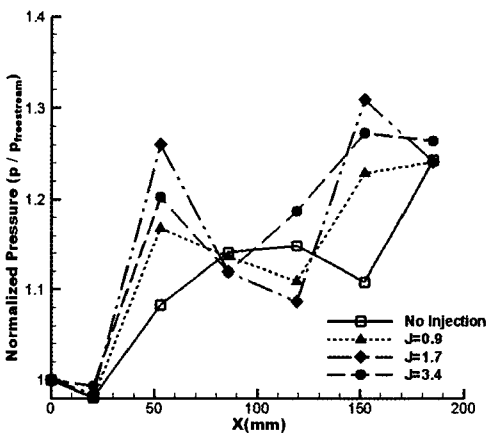


Fig. 12 Pressure Distributions using Small Cavity

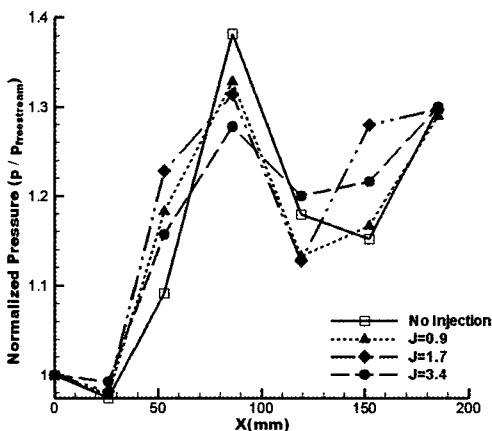


Fig. 13 Pressure Distributions using Large Cavity

압력 분포는 평판의 경우와 비슷하지만, 후류부
로 감에 따라 공동에 의한 영향으로 압력 분포
가 다르게 나타나는 것을 알 수 있다. 특히, Fig.
13에서는 약 90 mm 지점에서 다른 경우와 달리
압력이 약 1.38 이상 올라가는 것을 볼 수 있는
데, 큰 공동이 작은 공동에 비해 강한 충격파를
형성하는 것을 알 수 있다. Fig. 11과 12를 비교
해보면, 작은 공동을 사용한 압력 분포의 격차가
평판에서의 압력 분포 격차보다 작은 것을 볼
수 있다. 이는 작은 공동을 사용할 경우 오히려
수직 분사로 인해 생기는 압력 손실을 줄이는
효과가 있다. 큰 공동에 비해 작은 공동의 혼합
효율은 떨어지지만, 대신 수직 분사에 의한 압력
손실을 줄일 수 있으며, 공동의 스케일 효과는
공동의 유동 특성에 영향을 미치는 것을 알 수
있다.

4. 결 론

본 실험에서는 수직분사에 의한 유동 특성과
공동의 스케일에 따른 특성을 알아보았으며, 다
음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 운동량비가 증가함에 따라 연료분사에 따른 충격파의 기울기가 증가하며, 연료 분사부 앞부분에서의 재순환 영역이 증가하는 것을 볼 수 있다.
- 2) 운동량비가 증가함에 따라 연료의 침투거리는 증가한다. 초음속 유동과 아음속 유동의 경우 근거리 혼합 영역(near-field mixing) 내에서는 연료의 침투 경향성은 같으며, 후류로 가면 연료의 침투거리는 더 이상의 운동량비의 영향을 받지 않는다.
- 3) 공동 내에서는 연료와 공기가 혼합될 수 있는 재순환 영역을 제공하며, 공동 후면 경사부에서는 연료의 침투거리를 증가시켜 혼합 효율을 증대시키며 후류부의 유동에 주요한 영향을 미친다.
- 4) 큰 공동은 작은 공동에 비해 공동 내 넓은 재

순환영역 형성과 연료 침투 거리 증대 등 혼합 효율 면에서는 좋지만, 압력 손실 또한 혼합 효율에 비례해서 증가한다.

5) 작은 공동의 혼합효율은 큰 공동보다 작지만 수직 분사로 인한 압력 손실을 줄여주는 역할을 한다. 따라서 공동의 선택에 있어 공동의 스케일 효과는 주요한 요소로 작용한다.

후 기

본 논문의 제 1, 2, 3 저자는 서울대 항공우주 신기술연구소의 일원으로 2007년도 2단계 두뇌 한국 21사업, 한국항공우주연구원, 과학기술부의 국가지정연구실사업(NRL code: M1050000072-05J000 007210)의 지원으로 연구가 수행되었습니다. 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 원수희, 정인석, 최정열, "극초음속 스크램제트 엔진 개발의 개관", 한국추진공학회지, 제 9권, 제1호, 2005, pp.67-83
2. M. R. Gruber, A. S. Nejad, T. H. Chen, J. C. Dutton, "Compressibility Effects in Supersonic Transverse Injection Flowfields," *Physics Fluids Journal*, Vol. 9 No. 5, 1997, pp.1448-1461
3. Richard C. Orth and John A. Funk., "An Experimental and Comparative Study of Jet Penetration in Supersonic Flow," *AIAA 5th Aerospace Sciences Meeting*, New York, 1967, pp.1-9
4. 정은주, 정인석, Sean O'Byrne, A.F.P. Houwing, 강상훈, 양수석, "스크램제트 엔진 내 후퇴각 공동의 주파수 특성 분석", 제29회 한국추진공학회 추계학술대회, 2007년 11월, pp.293-296

5. M. R. Gruber, R. A. Baurle, T. Mathur and K. -Y., "Fundamental Studies of Cavity-Based Flameholder Concepts for Supersonic Combustors," *AIAA Journal*, Vol. 17, No. 1, 2001, pp.146-153
6. A. Ben-Yakar and R. K. Hanson, "Supersonic Combustion of Cross-Flow Jets and the Influence of Cavity Flame-Holders," *AIAA 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, 1999, pp.1-12
7. Adela Ben-Yakar and Ronald K. Hanson, "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
8. 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," *AIAA 12th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies*, Norfolk, Virginia, 2003, pp.1-11
9. 김채형, 정은주, 정인석, "초음속 유동장 내의 공동을 이용한 연료/공기 혼합에 관한 실험적 연구", 제25회 한국추진공학회 추계학술대회, 2005년 11월, pp.64-71
10. William. H. Heiser, David. T. Pratt, *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, *AIAA Education Series*, AIAA, New York, 1994 pp.305-307
11. M. P. Lee, B. K. McMillin, J. L. Palmer and . Hanson, "Two-Dimensional Imaging of Combustion Phenomena in a Shock Tube using Planar Laser-Induced Fluorescence," *AIAA 29th Aerospace Sciences Meeting*, Reno, NV, 1991, pp.1-10
12. J. C. McDaniel and J. Graves Jr.,

- "Laser-Induced-Fluorescence Visualization of Transverse Gaseous Injection in Nonreacting Supersonic Combustor", J. Propulsion, Vol. 4 No. 6, 1988, pp.591-597
13. Abramovich, G. N., The Theory of Turbulent Jets, MIT press., 1963
14. D. Papamoschou and D. G. Hubbard, "Visual Observations of Supersonic Transverse Jets," Experiments in Fluids, Vol. 14, 1993, pp.468-476