

경사 분사에 의한 초음속 유동 연료-공기 혼합에 관한 실험적 연구

이동주* · 정은주* · 김채형* · 정인석**

Experimental Study on Fuel/Air Mixing using Inclined Injection in Supersonic Flow

Dong-Ju Lee* · Eunju Jeong* · Chae-Hyoung Kim* · In-Seuck Jeung**

ABSTRACT

The flow of combustor in scramjet engine has supersonic speed so that the residence time and mixing ratio are very important factors for the efficient combustion. This study used open cavity($L/D=4.8$) as a fuel/air mixing model. Laser schlieren visualization and pressure measurement were carried out to observe the flow characteristics around a jet orifice and a cavity at the time of fuel injection. As a result of 10ns laser schlieren, unsteady flow which was around the cavity could be observed effectively. Pressure was measured that momentum flux ratio(J) was changed. And the change of critical ignition point could be observed by the momentum flux ratio changed.

초 록

스크램제트 엔진의 연소기 내부 유동은 초음속이므로 유동의 잔류시간과 혼합율의 증대가 효과적인 연소를 가능하게 하는 주요 요인으로 작용한다. 본 연구에서는 연료-공기 혼합기로써 $L/D=4.8$ 인 개방형 공동 모델을 사용하였고, 공동 앞에서의 경사 연료 분사 시 분사구 주위와 공동 주위의 유동특성을 살펴보기 위하여 레이저 슐리렌 기법과 압력측정을 실시하였다. 측정에 사용된 레이저 슐리렌은 10 ns의 매우 짧은 광원 지속시간을 보유하여 공동부근의 비정상 유동 현상을 효과적으로 관찰할 수 있었다. 압력측정은 연료 분사비 J (운동량비)를 변화시켜 가며 측정하였으며, 운동량비에 따른 연소기 내부 주요 압력상승 지점의 변화를 살펴 볼 수 있었다.

Key Words: Cavity(공동), Momentum Flux Ratio(운동량비), Mixing Ratio(혼합율), Supersonic Wind Tunnel(초음속 풍동), Fuel Injection(연료분사)

† 2008년 10월 10일 접수 ~ 2009년 7월 3일 심사완료

* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 중신회원, 서울대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: enjis@snu.ac.kr

연료-공기의 혼합율은 속도가 증가 할수록 낮아진다. 따라서 고속 유동장 내에서 연소가 되기 위한 혼합이 이루어지려면 연소기의 길이가 길어야 하는데, 이는 비행체의 항력을 증가시킨다. 따라서 짧은 연소기에서 잔류시간을 늘리고, 연료-공기의 혼합 효율을 높일 수 있는 시스템이 바람직하다[1]. 이러한 방법 중 한가지로 공동에 관한 연구가 수십 년에 걸쳐 진행되어 오고 있으나 공동 내의 유동이 비정상적이고, 내부 형상에 따른 특성이 복잡하여 명확한 답이 나오지 않고 있어, 계속적으로 연구되고 있다.

본 연구는 L/D (공동길이/공동깊이) = 4.8인 개방형 공동을 사용하였으며, 이전에 수행하였던 수직분사연료 시험[2]에서 나타난 강한 공형 충격파로 인한 전압손실과 항력의 증가를 줄이기 위한 방법으로써 연료의 경사 분사를 수행하였다. 이 같은 경사 분사의 경우 충격파로 인한 전압 손실을 감소시킬 수 있으나 연료의 침투거리가 연료의 수직분사보다 낮아 연료-공기 혼합을 감소시킬 수 있는 요인이므로 침투거리에 영향을 미치는 운동량비에 변화를 주며 내부유동의 특성을 관측하였다.

경사 분사 시 유동 특성을 관측하기 위하여 레이저 슐리렌을 통한 가시화 및 압력 측정을 수행하였다.

2. 실험 조건

2.1 실험 장치

실험에 사용된 풍동은 서울대학교 항공우주추진연소연구실에 있는 초음속 불어내기식 터널로써 압축기, 건조기, 고압탱크, 정체실, 시험부, 확산부로 구성되어 있다.(Fig. 1)

사용된 압축기는 공기를 4000 Kpa까지 압축시킬 수 있으며 압축된 공기는 에어 드라이어를 통하여 고압탱크에 저장된다. 시험유동은 865 kPa의 정체 공기가 노즐을 거쳐 설계 마하수 2의 속도로 유입되며, 시험부는 높이 20 mm, 폭 30 mm를 가지는 사각 덕트이다.

공동은 이전에 수행하였던 수직분사 모델과

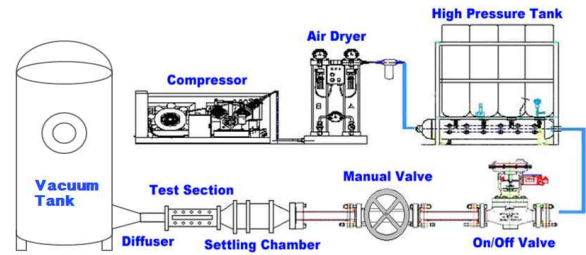


Fig. 1 Schematic of Supersonic Wind Tunnel

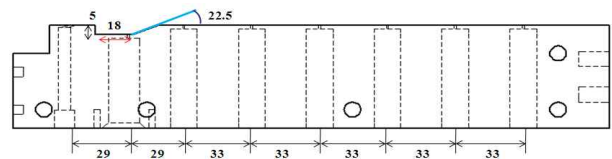


Fig. 2 Model of Experiment

같은 $L/D = 4.8$, 경사각 = 22.5° 로 제작되었으며 노즐 끝으로부터 22 mm에 위치해 있다. 연료는 실제 스크램제트 엔진 연소 시 사용되는 수소를 모사하기 위하여 분자량이 수소와 가장 유사한 헬륨을 이용하였다. 연료 분사는 1 mm의 지름을 가진 원형 구멍을 통하여 분사되며 공동앞면으로부터 전방 10 mm에 위치에서 15° 의 각도로 유입유동의 진행 방향으로 이루어졌다.(Fig. 2)

2.2 유동 조건

운동량비는 Eq. 1을 이용하여 구하였으며, 연료 분사 조건은 Table 1과 같다.

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

여기서, a: air-stream, f: fuel

Table 1. Injection Flow Conditions

P_f (kPa)	M_f	T_0 (K)	γ	Inj. Dia. (mm)	J
300	1	300	1.67	1	0.39
1000	1	300	1.67	1	1.31
2100	1	300	1.67	1	2.75
3100	1	300	1.67	1	4.06

P_f : Fuel Pressure, M_f : Fuel Mach, T_0 : Fuel Total Temperature.

2.3 가시화 장치

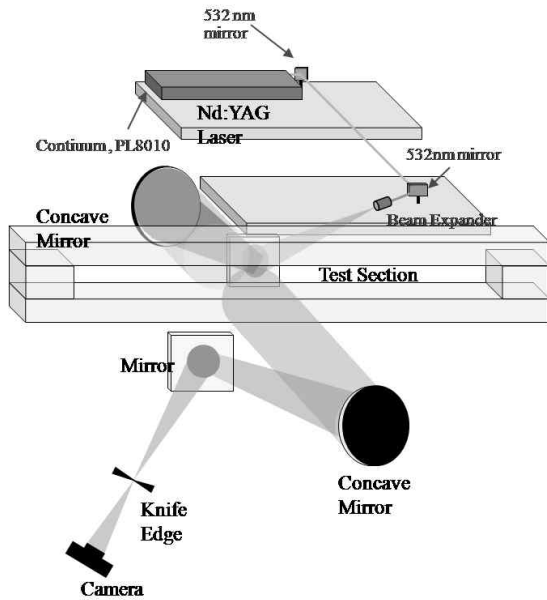


Fig. 3 Flow Visual Unit Arrangement

가시화 장치는 Nd:YAG Laser, 반사 경, 확대 경, 오목 거울, 평면경, 카메라로 이루어져 있으며, 전반적인 배치는 Fig. 3와 같다. Nd:YAG Laser에서 나온 빛을 반사경을 이용하여 확대경을 통과시켜 원하는 크기로 확대시킨 뒤 오목경을 이용하여 평행광으로 변환시켜 시험부를 통과시킨다. 이렇게 통과된 평행광은 시험부 내부 유동의 밀도차로 인하여 굴절되는 정도가 상이하하여 어둡고 밝은 부분이 나타나고 이를 다시 오목경으로 축소시킨 뒤 나이프 에지를 통과시켜 슐리렌 사진을 얻는다.

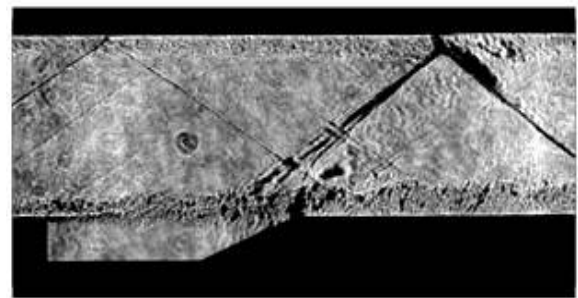
3. 실험 결과

3.1 유동 가시화

유동 가시화에 사용된 슐리렌 광원으로는 Nd:YAG Laser(Continuum사, PL8010)의 532 nm beam을 사용하였으며 이는 10 ns의 광원 지속시간을 가지고 있어서 순간적인 내부 유동을 효과적으로 표현할 수 있다.



(a) 2 ms



(b) 10 ns

Fig. 4 Schlieren Images in Two Configurations

Figure 4(a)는 이전에 수행하였던 슐리렌 사진으로써 2 ms의 광원 지속시간을 가지고 있어 2 ms 동안의 이미지를 평균적으로 가시화 하였으나, Fig. 4(b)는 이번 연구에서 사용된 10 ns의 광원 지속시간을 가지고 있는 Nd:YAG Laser를 이용한 슐리렌 사진으로써 전단층 내부의 밀도가 소밀한 지역과 연료와 공기가 만나는 혼합층의 에디형태까지도 자세하게 가시화되었음을 비교해 볼 수 있다. 또한 충격파가 벽면에 충돌되는 지점도 정확하게 보여지고 있다.

레이저 슐리렌을 이용하여 전단층의 성장을 관측해 본 결과 전단층내의 유동특성 뿐만이 아니라 연료 분사압의 증가에 따라 전단층과 주유동간의 간섭부분에서 후류로 확산되는 압축파를 관측할 수 있었고, 이러한 연료분사구로부터 퍼져나가는 압축파는 Papamoschou와 Hubbard의 연구에도 이와 같은 현상이 보이며 연료분사가 음속이상의 속도로 이루어지므로 분사류로 인해 발생하는 난류의 소용돌이가 주요 원인이라고 사료된다[3].

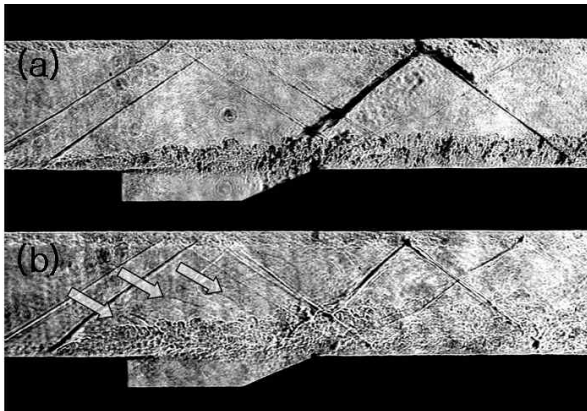


Fig. 5 Instantaneous Schlieren Images: (a) $P_f=1000$ kPa, $J=1.31$ (b) $P_f=1000$ kPa, $J=4.06$

이 같은 결과는 연료 분사압이 아닌 운동량비에 따른 현상으로 운동량비가 낮을 때 잘 관측되지 않았으나(Fig. 5(a)) 운동량비가 높을 때는 관측되는 것을 확인 하였다(Fig. 5(b)).

Figure 6 는 운동량비 증가에 따른 충격파의 위치를 가시화한 것이다. 분사된 연료는 뒷전 경사 후미에 부딪치면서 경사 후미부근에서 많은 압축파가 발생하며 압축파들이 합쳐지면서 화살표 위치에 하나의 충격파를 생성한다. 이 같은 현상은 공동내부의 연료의 존재 유무에 상관없이 이 지점에서 압력 구배가 가장 높다는 것을 시사하며 실제 연소 실험 사진과 비교하였을 때 이 지점에서 연소현상이 활발히 나타나는 것을 확인 할 수 있었다[4, 5]. 따라서 공동을 사용한 연소기 사용 시 공동 뒷전이 연료-공기 혼합 및 연소 발생에 효과적인 지점임을 나타낸다.

연소지연시간이 짧은 수소의 경우에는 전방 연료분사 시 발생한 충격파로 인한 온도와 압력 상승의 영향으로 인해 공동뒷전 강한 충격파 발생 지점 이전에서도 점화가 일어날 수 있으나, 추후 연소지연시간이 긴 액체연료 사용 시에는 이 부근이 점화 시 가장 중요하게 고려되어야 할 부분이라는 것을 예측할 수 있다[6].

또한, 유동은 J값의 증가에 따라 연료침투거리 증가와 공동뒷전 충격파의 생성위치가 뒤쪽 상단으로 이동하는 현상을 보였으며, 공동뒷전에서 생긴 충격파가 연소기 아랫면과 2차 충돌하는

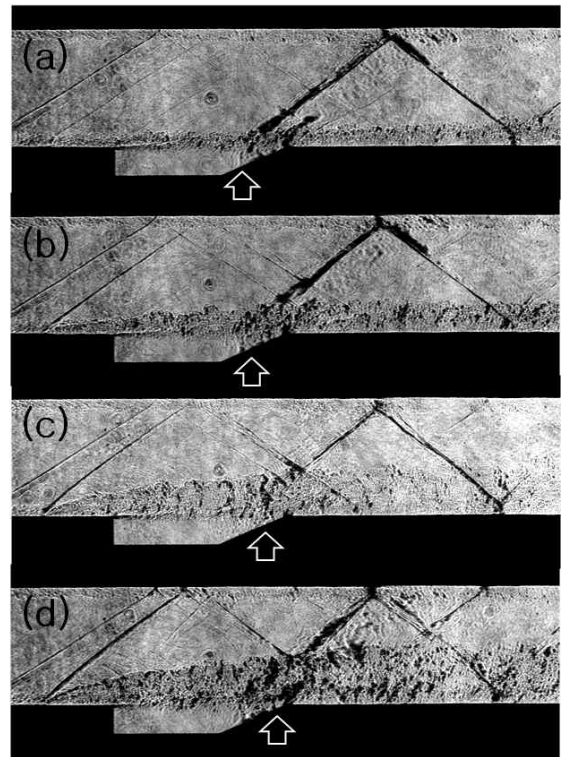


Fig. 6 Instantaneous Schlieren Images; (a) $J=0.39$ (b) $J=1.31$ (c) $J=2.75$ (d) $J=4.06$

지점의 위치가 전방으로 이동하는 현상을 보였다.(Fig. 6)

Figure 7은 J값에 따라 공동뒷전에서 생성된 충격파의 위치와 아랫벽면 충돌위치를 공동앞전에서 부터의 거리로 나타내었으며, 여기에서 J값이 증가할수록 공동뒷전에서 생성되는 충격파의 위치는 후퇴하고 아랫 벽면에 재반사되는 충격파의 위치가 전진하는 것을 알 수 있다.

이는 연료 혼합층의 높이 증대에 따라 충격파가 연료 혼합층 내부로 침투해지 못했기 때문이며, 충격파의 강도 또한 강해져서 각도가 증가하기 때문인 것을 2차원 가시화 사진을 통해 확인할 수 있었다.

일반적인 스크램제트엔진의 연소기 내부 유동 특성은 연료분사 시 발생한 충격파로 인한 온도와 압력상승에 의해 연소가 일어나지만, 당량비가 낮거나 연소 지연시간이 늦은 경우 공동뒷전에서 발생하는 강한 충격파로 인한 압력과 온도의 상승 부근에서 연소가 일어나며, 강한 충격파

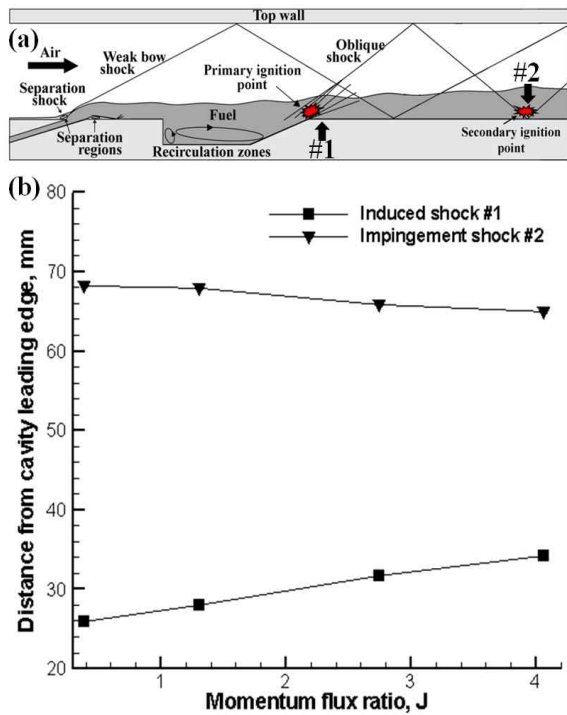


Fig. 7 Shock position; (a) Induced shock position (b) Impingement shock position

후 박리영역에서의 팽창으로 인해 압력과 온도의 하강이 일어나 소음을 일으킬 가능성이 있다.

따라서 2차 연소가 일어날 수 있는 반사충격파의 위치가 중요하며 레이저 슐리렌을 이용하여 관측한 결과 운동량비가 커질수록 공동 뒷전에서 발생하는 충격파의 생성지점은 후퇴하고 2차 연소지점인 반사충격파의 위치는 전진하는 것을 확인 할 수 있었다. 따라서 공동 후단의 충격파 발생지점과 이렇게 발생한 충격파의 아랫면(연료가 존재하는 구간) 반사 지점은 연소기 설계 시 주요설계인자로 취급되어야 한다.

3.2 압력 분포

Figure 8의 연소기 내부 압력분포를 살펴보면 (4) 구간의 경우 운동량비의 증가에 따라 압력은 낮아지는 경향을 보이는데, 이는 실험 사진과 비교해 보았을 때, 공동뒷전에서 생긴 충격파가 아랫면에 재 반사되는 지점((3)~(4) 사이)이고 이는 충격파 충돌 이후 팽창되는 영역이기 때문에 운동량비가 높은 경우 일수록 아랫면 충격파 반사

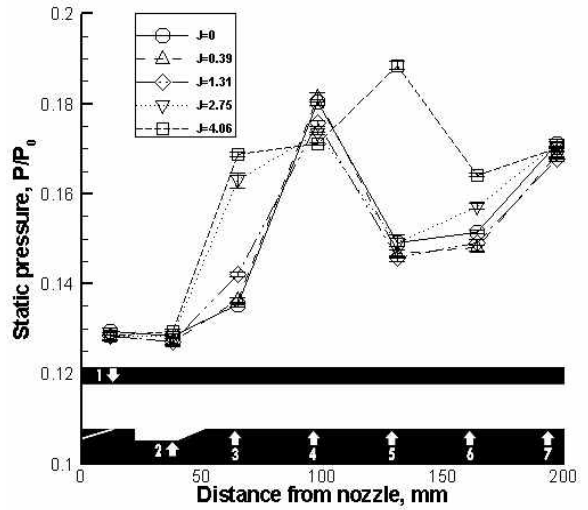


Fig. 8 Wall Pressure Distributions, (1) ~ (5) point

지점이 앞으로 전진한다는 앞의 결과를 뒷받침한다. (5) 구간에서는 $J = 4.06$ 의 경우만 압력 값이 높게 나오는데 이는 (3)~(4)사이에서 반사된 공동뒷전 충격파가 아랫면에 재반사되는 위치가 $J = 4.06$ 보다 작은 경우는 (5)번 뒤에, $J = 4.06$ 인 경우는 $J = 0.39, 1.31, 2.75$ 의 경우 보다 반사 충격파의 위치가 전진하여 (5)번 위치에서 반사되었기 때문일 것으로 추측되어진다.

이로써는 슐리렌으로 가시화한 유동에 나타난 것처럼 운동량비가 증가 할수록 뒷전에서 생기는 충격파의 위치가 후퇴하고, 충격파 각도는 증가하여 공동 이후 충격파의 아랫면 반사위치를 앞당기는 역할을 하는 것을 압력 측정을 통해서도 확인 할 수 있다.

연료 분사압 증가에 따른 연소기 내부의 전체적인 압력 상승을 확인하기 위하여 자유류의 조건은 동일한 상태에서 연료 분사압을 변화시켜 가며 공동 후방의 다섯 지점(Fig. 8의 3,4,5,6,7)에서 측정된 압력 데이터들의 평균을 전압력으로 정규화한 데이터를 보면(Fig. 9), 전반적으로 운동량비가 증가함에 따라서 연소기 내 유동의 압력이 증가하는 경향을 볼 수 있었다. 실제 연소 시에는 내부 연소반응으로 인하여 압력이 더욱 상승하므로 연료-공기 혼합을 증가시키기 위해 J 값을 증가 시킬 때는, 이러한 전압력 상승

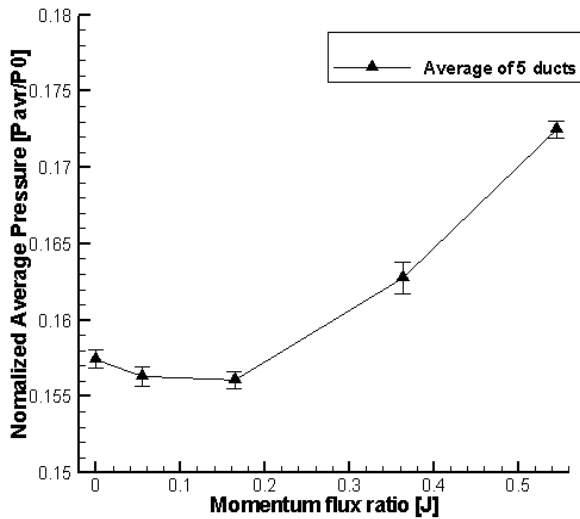


Fig. 9 Normalized average Pressure by varying J

요인에 더하여 연소 시 압력상승까지 고려하여 유동의 질식 가능성을 파악 하여야 한다.

4. 결 론

뒷전경사가 있는 $L/D=4.8$ 인 개방형 공동에서 경사 분사 시 운동량비의 증대에 관한 전반적인 유동장의 특성을 10 ns의 광원 지속시간을 갖는 레이저 슐리렌 기법과 압력측정을 통하여 관측 하였으며, 다음과 같은 현상을 규명하였다.

- 1) 연료 분사지점에서 발생하는 압축파의 확산현상을 포착하였으며, 이는 분사압이 아닌 운동량비의 증가에 따라 나타나는 압력구배가 두드러지게 나타난다.
- 2) 운동량비 증가에 따라 공동에서의 충격파 생성 지점이 후퇴, 상승한다. 이는 운동량 비에 따른 공동 뒷전에 혼합층의 변화로 인하여 발생한다.
- 3) 운동량비 증가에 따라 공동 뒷전에서 발생한 강한 충격파의 반사 지점이 전진한다.

1)의 경우 이러한 연료 분사구에서 부터 확산 되는 압력구배현상이 연료 공기 혼합에 미치는 영

향을 추후 아세톤 PLIF 등을 통해 더 자세히 연구될 필요가 있으며, 2),3)의 요인들은 스크램제트 엔진 설계 시에 운동량비에 따른 공동 후류의 충격파현상의 경향성을 파악 할 수 있도록 한다는데 의의가 있다.

후 기

본 논문의 저자는 서울대 항공우주신기술연구소의 일원으로, 국제과학기술협력재단/한이태리 협력기반조성사업의 지원으로 연구가 수행되었습니다. 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 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
2. 김채형, 정은주, 정인석, "초음속 유동장 내의 공동을 이용한 연료/공기 혼합에 관한 실험적 연구", 제25회 한국추진공학회 추계학술대회, 2005년 11월, pp.64-71
3. D. Papamoschou and D. G. Hubbard, "Visual observations of supersonic transverse jets", Experiments in Fluids 14, 1993, pp.468-476
4. 정은주, 정인석, Sean O'Byrne, A.F.P. Houwing, "공동 상류 경사 분사를 이용한 초음속 연소기의 실험적 연구, Part 1 : OH-PLIF 측정", 한국연소학회지 제12권 제1호, 2007, pp.11-20
5. 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

6. Jeong, E., O'Byrne, S., Jeung, I-S., and Houwing, A. F. P., "Investigation of Supersonic Combustion with Angled

Injection in a Cavity-Based Combustor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 6, November-December 2008, pp. 1258-1268