

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 is supersonic speed. So residence time and mixing ratio are very important factors for efficient combustion. This study used open cavity on fuel/air mixing model and laser schlieren was carried out to investigate flow characteristics around a jet orifice and a cavity. A source of illumination has 10 ns endurance time so it can observe unsteady flow characteristics efficiently. Pressure was measured by varying momentum flux ratio. And the change of critical ignition point was observed to change of momentum flux ratio.

초 록

스크램제트 엔진의 연소기 내부 유동은 초음속이므로 유동의 잔류시간과 혼합율의 증대가 효과적인 연소를 가능하게 하는 주요 요인으로 작용한다. 본 연구에서는 연료-공기 혼합기로써 개방형 공동 모델을 사용하였고, 공동 앞에서의 경사 연료 분사 시 분사구 주위와 공동 주위의 유동특성을 살펴보기 위하여 레이저 슐리렌 기법과 압력측정을 실시하였다. 레이저 슐리렌은 10 ns의 광원 지속시간으로 공동 부근의 비정상 유동 현상을 효과적으로 관찰 할 수 있었다. 또한, 압력측정은 연료 분사 J(운동량비)를 변화시켜 가며 측정하였으며, 운동량비에 따른 연소기 내부 주요 연소발생 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)

1. 서 론

연료-공기의 혼합율은 속도가 증가 할수록 낮아진다. 따라서 고속 유동장 내에서 연소가 되기 위한 혼합이 이루어지려면 연소기의 길이가 길어져야 하는데, 이는 비행체의 항력을 증가시킨다. 따라서 짧은 연소기에서 잔류시간을 늘리고,

* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 서울대학교 기계항공공학부

연락처, E-mail: cool3870@hanmail.net

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 이전에 수행하였던 공동 앞 수직분사연료 시험[2]에서 나타난 강한 공형 충격파로 인한 전압손실과 항력의 증가를 줄이기 위한 방법으로 연료의 경사 분사를 수행하였다. 이와 같은 경우 연료의 침투거리가 연료의 수직분사보다 낮아 연료-공기 혼합을 감소시킬 수 있는 요인이므로 침투거리에 영향을 미치는 운동량비에 변화를 주며 내부유동의 특성을 관측하였다.

2. 실험 조건

2.1 실험 장치

실험에 사용된 풍동은 서울대학교 항공우주추진연구소연구실에 있는 초음속 불어대기식 터널로써 압축기, 건조기, 고압탱크, 정체실, 시험부, 확산부로 구성되어 있다.

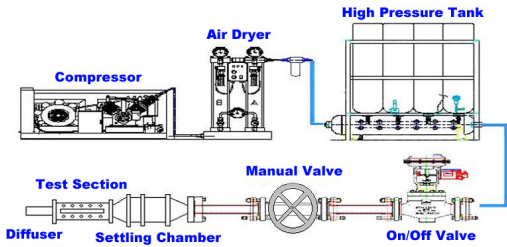


Fig 1. Schematic of Supersonic Wind Tunnel

유동은 865 kPa의 정체 공기가 노즐을 거쳐 설계 마하수 2의 속도로 유입되며, 시험부는 높이 20 mm, 폭 30 mm를 가지는 사각 덕트이다.

공동은 $L/D = 4.8$, 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 공동

앞전으로부터 전방 10 mm에 위치에서 15° 의 각도로 유입유동의 진행 방향으로 이루어졌다.

2.2 유동 조건

실험에 사용된 분사 기체는 수소와 몰 분자량이 비슷한 헬륨을 사용하였다. 운동량비는 식(1)과 같이 구하며, 연료 분사 조건은 Table 1과 같다.

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

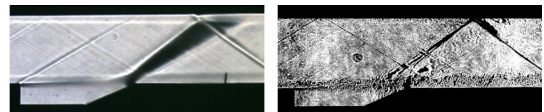
여기서, a: air-stream, f: fuel

Table 1. Injection Flow Conditions

P_f (Kpa)	M_f	T_0 (K)	γ	Inj. Dia. (mm)	J
300	1	300	1.67	1	0.39
900	1	300	1.67	1	1.17
2000	1	300	1.67	1	2.61
3000	1	300	1.67	1	3.92

3. 실험 결과

3.1 유동 가시화



(a) 2 ms

(b) 10 ns

Fig. 2 Schlieren Images in Two Configurations

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. 기존의 수직 분사 시 슐리렌 사진은 2 ms의 광원 지속시간으로 2 ms동안의 이미지를 평균적으로 표현되었으나 (Fig. 2 (a)), 10 ns 실험에서는 전단층 내부의 유

동 특성까지도 자세하게 사진으로 표현되었음을 확인할 수 있다(Fig. 2 (b)).

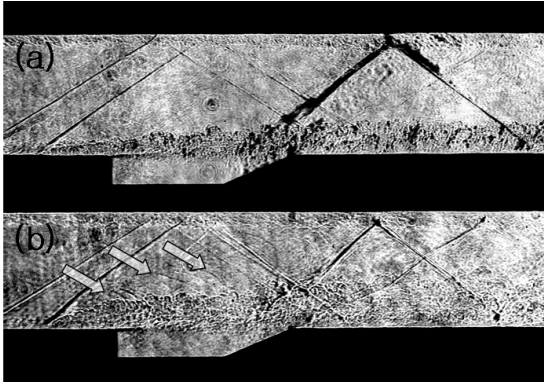


Fig. 3 Instantaneous Schlieren Images; (a) $P=90$ kPa, $J=1.17$ (b) $P=90$ kPa, $J=3.92$

레이저 슐리렌을 이용하여 전단층의 성장을 관측해 본 결과 전단층내의 유동특성 뿐만이 아니라 연료 분사압의 증가에 따라 전단층내의 유동간의 간섭부분에서 압축파를 관측할 수 있었고, 이 같은 결과는 연료 분사압이 아닌 운동량비에 따른 현상으로 운동량비가 높을 때 잘 관측되었으나(Fig. 3 (a)) 운동량비가 낮을 때는 관측되지 않았다(Fig. 3 (b)).

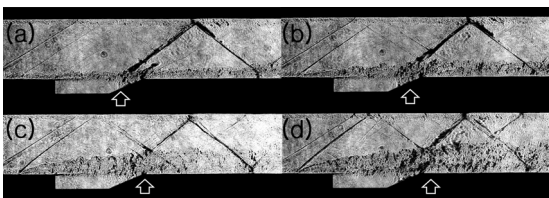


Fig. 4 Instantaneous Schlieren Images; (a) $J=0.39$ (b) $J=1.17$ (c) $J=2.61$ (d) $J=3.92$

Figure 4 는 운동량비 증가에 따른 충격파의 위치를 가시화 한 것이다. 모든 경우에 분사된 연료가 뒷전 경사 후미에 부딪치면서 부근에서 많은 압축파를 발생시켜 합쳐짐으로써 하나의 충격파를 구성한다. 이 같은 현상은 공동내부의 연료의 존재 유무에 상관없이 이 지점에서 연소가 발생할 확률이 가장 높다는 것을 시사하며

실제 연소 실험 사진과 비교 시에도 이 지점에서 연소가 일어나는 것을 확인 할 수 있었다.[3] 따라서 공동 뒷전이 연료-공기 혼합 및 연소 발생에 효과적인 지점임을 나타낸다.

일반적인 스크램제트의 연소기 내부 유동특성은 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 후 박리영역에서의 팽창으로 인해 압력과 온도의 하강이 일어나 소염을 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. 이는 소염구간을 감소 시킴으로 스크램제트 엔진의 연소기 설계 시 주요설계인자로 취급되어야 한다.

3.2 압력 분포

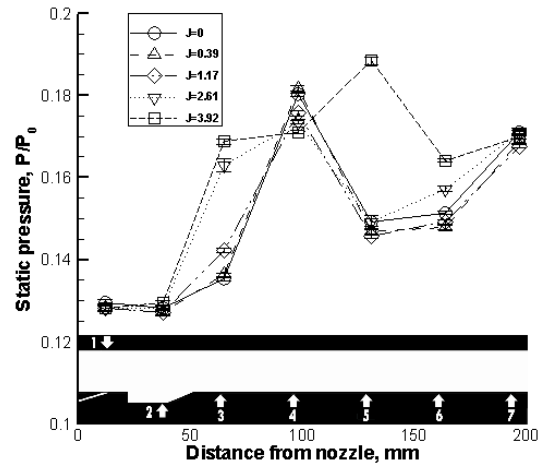


Fig. 5 Wall Pressure Distributions

Figure 5의 연소기 내부 압력분포를 살펴보면 (4) 구간의 경우 운동량비의 증가에 따라 압력은 낮아지는 경향을 보이는데, 이는 공동뒷전에서 생긴 충격파가 아래면에 재반사되는 지점(3)~(4)

사이)이 운동량비가 높을수록 앞으로 이동하여 팽창되는 부분이기 때문이다.

(5) 구간에서는 $J = 3.92$ 의 경우만 압력 값이 높게 나오는데 이는 (3)~(4)사이에서 반사된 공동 뒷전 충격파가 아랫면에 재반사되는 위치가 $J = 3.92$ 보다 작은 경우는 (5)번 뒤에 $J = 3.92$ 인 경우는 (5)번 근처에서 반사되었기 때문이라고 예상된다. 이로써는 솔리텐으로 가시화한 유동에 나타난 것처럼 운동량비가 증가 할수록 뒷전에서 생기는 충격파의 위치가 후퇴하고, 충격파 각도는 증가하여 후류지점의 반사위치를 앞당기는 역할을 하는 것을 확인 할 수 있다.

또한, 연료 분사시 운동량비를 증가함에 따라 연소기 내 유동의 압력이 증가하는 경향을 볼 수 있었다. 이러한 현상은 비행 시 추력의 증가를 나타낸다. 하지만 실제 연소 시에는 내부 연소반응으로 인하여 압력이 크게 상승하므로 연료-공기 혼합을 증가시키기 위해 운동량비를 증가시킬 때는, 연소 시 압력상승으로 인한 내부의 유동의 질식 가능성을 고려하여야 한다.

4. 결 론

뒷전경사가 있는 개방형 공동에서 경사 분사시 운동량비의 증대에 관한 유동장의 특성을 레이저 솔리텐 기법으로 관측하였으며, 다음과 같은 현상을 규명하였다.

- 1) 유동장의 연료-공기 혼합 특성은 운동량비에 따라 달라진다.(침투거리, 충격파 생성)
- 2) 운동량비 증가에 따라 공동에서의 충격파 생성 지점이 후퇴, 상승한다. 이는 공동 뒷전에 혼합층의 변화로 인하여 발생한다.
- 3) 운동량비 증가에 따라 공동 뒷전에서 발생한 강한 충격파의 반사 지점이 전진한다. 이 현

상을 이용하여 소염구간의 거리를 감소시킬 수 있다.

5. 후 기

본 논문의 저자는 서울대 항공우주신기술연구소의 일원으로, 국제과학기술협력재단/한이태리 협력기반조성사업(K20713000013-07B0100-01310)의 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 추계 학술대회, 2005년 11월, pp. 64-71.
3. 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.
4. 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.