

초음속 공기 유동장에서의 수소 확산 화염 특성에 대한 연구

김제홍* · 심재현* · 김지호* · 윤영빈**

The Characteristics of Unconfined Hydrogen Diffusion Flames in Supersonic Air Flows

Je-Heung Kim* · Jae-Heon Sim* · Ji-Ho Kim* · Youngbin Yoon**

ABSTRACT

The objective of this research is to understand the characteristics of a nonpremixed, turbulent, hydrogen jet flame which is stabilized in Mach 1.8 coflowing air flows. In order to investigate the flame structure, flame lengths and fuel trajectories were measured by using direct photography, acetone PLIF, Mie scattering techniques, and numerical simulation. Effect of increasing air velocity was investigated when fuel velocity is fixed. The subsonic flame length was decreased drastically, however the supersonic flame length was increased slowly. Then the change of flame blow out characteristics was observed as varying fuel nozzle lip thickness. The flame stability can be increased when fuel nozzle lip thickness was increased, which indicates that the minimum fuel lip thickness ratio is required for the stable supersonic flames. Also, it is found that fuel jet is blocked by high pressure zone and low scattering zone is made. Then the fuel that was moving along the recirculation zone had longer residence time within the supersonic flames, which made partially premixed zone.

초 록

Mach 1.8의 동축공기를 갖는 수소 난류 확산 화염의 특성을 이해하는 것이 본 연구의 목적이다. 화염길이와 연료유동의 자취에 대한 직접사진, Acetone PLIF, Mie scattering, 수치해석법을 이용하여 화염의 구조를 분석하였다. 연료의 유속을 고정시켰을 때, 공기의 유속 증가에 따른 변화를 측정하였다. 아음속 화염의 길이는 급격히 감소한 반면, 초음속 화염의 길이는 완만하게 증가하였다. 또한 연료 노즐 립의 두께 변화에 따른 화염의 소멸 특성을 관찰하였다. 노즐 립의 두께에 따라 화염 안정성이 증가하였는데 이는 초음속 화염의 안정화를 위한 최소 두께 값이 존재함을 나타낸다. 유동장 구조를 분석한 결과, 연료 제트가 고압영역에 가로 막혀서 축방향 모멘텀을 잃고, 저산란 영역이 만들어지는 것을 확인하였다. 또한, 모멘텀을 잃은 연료가 재순환 영역을 따라 순환하면서 긴 체류시간을 갖기 때문에 예혼합 영역이 만들어 졌음이 밝혀졌다.

*서울대학교 기계항공공학부 대학원(Seoul National University, Graduate School of Mechanical and Aerospace Eng.)

**서울대학교 기계항공공학부(Seoul National University, School of Mechanical and Aerospace Eng.)

기 호 설 명

R_L	: Lip thickness ratio
$U_{m,F}$: Mass weighted velocity of Fuel
$U_{m,A}$: Mass weighted velocity of Air
U_{BO}	: Blow out velocity limit
L_f	: Length of flame

1. 서 론

비행의 역사는 100여 년 정도로 짧지만 혁신적인 변화의 연속이었다. 라이트 형제가 최초로 동력 비행에 성공한 이후 제트 엔진, 터보 팬 엔진 등이 개발되었고 현재 군사적 목적과 우주 개발 목적으로써 극초음속 비행체에 대한 관심이 높아졌다. 극초음속 비행에 필요한 연소 방법으로써 초음속 연소가 유리함이 밝혀졌고 이에 대한 연구가 활발히 진행중이다. 초음속 연소는 큰 비행 마하수에서 전압 손실에 의한 조파 항력과 온도 증가에 의한 추력 손실이 아음속 연소에 비해 훨씬 작기 때문에 극초음속 비행시 유리한 연소 방법이다.

초음속 연소에서 연료의 화학 조성 및 상태 변화는 연소기의 동작 특성에 커다란 영향을 미치게 되므로 마하수 6-8까지는 JP 계열 연료를 사용하고 마하수 10 이상에서는 수소를 사용하는 것이 일반적이다. JP 계열 탄화수소 연료는 수소에 비해 점화 지연이 있고, 연소기가 고온일 경우 연료 수송관이 연소기로부터 발생한 열을 흡수하여 연료의 온도가 올라가 커다란 문제를 야기할 소지가 있음에도 불구하고, 체적 연료 밀도(volumetric fuel density)가 크므로 가장 가능성 있는 연료로 고려되고 있다. 하지만 Sobel 등[1]의 연구에서 나타나듯 마하수 10 이상에서는 비추력이 수소의 50%정도밖에 안 되는 탄화수소 연료의 한계가 나타나기 때문에 수소를 연료로 사용할 가능성이 높다.

효율적인 초음속 연소기 개발을 위해서는 초음속 연소가 일어나는 동안 나타나는 현상을 이

해하고, 그 이해를 바탕으로 연소기 및 분사기의 디자인을 최적화하고, 엔진의 정확한 성능을 예측할 수 있는 프로그램을 개발하는 것이 필요하다. 본 연구에서는 실험용 초음속 연소기를 제작하여 초음속 유동 내의 수소 확산 화염에서의 공기의 유량 변화, 연료의 유량 변화 그리고 연료 노즐의 lip 두께비(R_L) 변화에 따라 화염 모양, 화염 안정성, 화염 길이 및 화염 구조의 변화를 살펴봄으로써, 초음속 유동 내의 수소 확산 화염에 대한 특성을 파악하였다.

화염의 길이는 연료 혼합비를 이룬 당량비까지 회색시키는데 필요한 공기의 축방향 거리에 의해 결정되므로 연료/공기 혼합 정도를 나타내는 지표이고, 화염의 구조는 화염의 모양, 화염의 길이 그리고 화염의 안정성 변화를 설명하기 위한 근거로써 중요성을 갖는다. 또 측정된 화염의 길이와 2차원 평면 가시화를 통해 얻은 유동 구조는 초음속 화염 모델과 수치 해석의 타당성 검증에 이용될 수 있을 것이다.

2. 실험 장치 및 실험 조건

초음속 공기 노즐은 특성 곡선 해법(method of characteristic)을 이용하였고 스크램 제트의 연소실의 유동을 고려하여 노즐 출구에서의 마

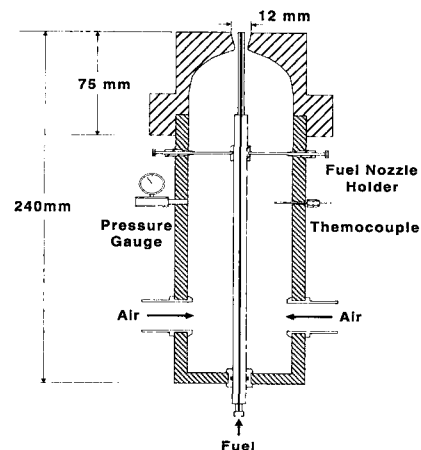


Fig. 1 Schematic of supersonic combustor

하수가 1.8이 유지되는 완전팽창이 가능한 이상적인 초음속 노즐을 제작하였다(Fig. 1). 연료 노즐의 출구 두께비(lip 두께비)의 변화와 관계없이 모든 경우에 대해서 초음속 유동장이 같은 유동 속도와 특성을 갖도록 각 경우에 대해서 초음속 공기 노즐을 설계하였다. 각 연료 노즐에 최적화된 공기 노즐은 아래 Table 1과 같이 A1~A5까지 분류하였다. A1 type을 쓰는 연료 노즐의 경우 화염이 존재하는 범위가 너무 작아 실험에서는 사용하지 않았다. 연료 노즐은 $L/d_{F,i} = 37$ 의 충분한 길이를 가진 스테인레스 관을 사용하여 유동장이 충분히 발달된 난류관 속도

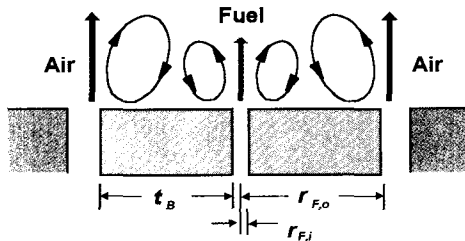


Fig. 2 Schematic of thick lip fuel nozzle for flame holding

분포를 가지게 하였다. 본 연구에서 사용하는 중요한 변수의 하나인 lip 두께비(R_L)의 정의는 다음과 같다.

$$R_L = \frac{r_{F,o} - r_{F,i}}{r_{F,i}} = \frac{t_B}{r_{F,i}}$$

여기서 t_B 는 bluff body의 두께를, $r_{F,i}$ 는 연료 노즐의 반지름을 의미한다(Fig. 2).

동일한 내경을 갖는 연료 노즐에서의 lip의 두께(t_B)를 증가시켜 lip 두께비에 따라 연소 특성이 어떻게 달라지는지 관찰하였다(Table 1).

공기 노즐에서는 일정 배압비 이상($P_{A,0}/P_a > 1.59$)에서 출구 마하수가 항상 1.8로 일정하게 유지되게 설계하였기 때문에 출구 마하수가 1.8 이상에서는 $P_{A,0}$ 를 증가시켜도 질량 유량(\dot{m})은 증가하지만 공기 속도(U_A)는 증가하지 않게 된다(즉, $U_A = M_A \sqrt{\gamma RT_A}$ 에서 온도

Table 1. Conditions of supersonic air nozzle

	$r_{F,i}$ [mm]	$r_{F,o}$ [mm]	t_B [mm]	R_L
A1	0.52	3.18	2.66	5.1
A2	0.52	3.57	3.05	5.9
A3	0.52	3.96	3.44	6.6
A4	0.52	4.37	3.85	7.4
A5	0.52	4.76	4.24	8.2

변화가 크지 않다면 U_A 는 일정). 따라서, 일반적으로 아음속 화염의 안정성을 표현하는데 있어 사용하는 공기와 연료의 속도에 관한 그래프를 그리고자 할 때, 본 연구와 같은 초음속 유동장에서는 U_A , U_F 값의 변화가 없으므로 적절히 속도의 변화에 대한 그래프를 그릴 수 없다. 그래서, 질량 유량을 기준 밀도(ρ_{ref} = density at 300K)와 기준 면적(A_{ref} = nozzle exit area)으로 나눈 값을 질량 가중 속도(mass weighted velocity) U_m 라 정의하고 이를 이용하여 화염 안정화 곡선을 작성하였다.

$$U_m = \frac{\dot{m}}{\rho_{ref} \cdot A_{ref}}$$

초음속 연소기는 압축기, 제어판, 공기 노즐, 연료 튜브로 구성되어 있다. 연료로는 99% 순도를 가지는 고압 수소 가스(H_2)를 이용하였고, 수소가 연소되지 않고 방출될 경우 폭발의 위험성이 있기 때문에 Mie 스퀘터링 실험을 수행할 때는 수소 가스 대신 압축된 공기를 사용하였다. 연료가 공급되는 라인에는 밸브를 거쳐서 두 갈래로 나뉘게 되는데, 한 라인은 Acetone PLIF 나 Mie 스퀘터링(scattering) 실험시 아세톤이나 입자를 공급하는데 사용하고, 다른 한 라인은 연료를 아세톤 주입기와 입자 주입기를 거치지 않고 곧 바로 연소기에 공급하는데 사용한다. 압축기를 통해 압축된 공기는 단속 밸브와 유량 조절기(regulator)를 통과한 후, 대칭성을 고려해 두 갈래로 나뉘어 연소기에 공급된다. 실험 장치의 정면에 설치되어 있는 압력계는 0.5 psi 단위로 압력 상승 및 하강을 감지할 수 있으며,

Table 2. Experimental conditions
(1psig = 1psi + 14.7psi, 1atm = 14.7psi)

Air Condition			Fuel Condition		
P_{0A} [psig]	\dot{m}_A [g/s]	$U_{m,A}$ [m/s]	P_{0F} [psig]	\dot{m}_F [mg/s]	$U_{m,F}$ [m/s]
10	4.6	95	10	16.4	227
20	9.1	190	20	44.9	620
30	13.7	285	30	57.8	798
40	18.2	380	40	66.8	922
50	22.8	475	50	79.6	1098
60	27.3	570	60	92.3	1275
70	31.9	665	70	105.1	1451

각각의 압력계는 노즐의 공기 정체압력(P_0)과 오리피스 직전의 연료 정체압력을 지시한다. 또 노즐의 상부에 배기 시스템을 설치하여, Acetone PLIF나 Mie 스퀘터링 실험을 수행할 때 노즐을 통해서 발생되어 신체에 해를 줄 수 있는 아세톤 입자와 미세 입자를 효과적으로 제거하였다. 실험에서 사용하는 공기의 유량이 크기 때문에 배기 시스템에 의한 오차는 크지 않은 것으로 확인되었다.

실험에서 사용한 공기와 연료의 실험 조건은 Table 2와 같다. 실험에 사용한 공기는 낮은 엔탈피를 갖는 실온의 공기를 이용하였고, 질량 유량의 경우 약 32 g/s까지 증가가 가능하고, 질량 가중 속도의 경우는 665 m/s까지 증가가 가능하도록 하였다. 배압비(P_0/P_a)는 약 5.1까지 가능하다. 연료의 경우 극초음속 비행체의 초음속 연소의 연료로 쓰이는 수소 기체를 사용하였다. 질량 유량은 0.11 g/s까지 증가가 가능하고 질량 가중 속도는 1500 m/s까지 증가가 가능하다. 연료 오리피스 직전의 압력($P_{0,F}$)이 일정 이상이 되면 연료 노즐에서 질식(choking)이 일어나 연료 노즐의 출구 마하수가 1이 된다.

3. 연구 결과

3.1 화염 길이 변화

화염 길이는 연료 혼합비를 이룬 당량비

(stoichiometric value)까지 희석시키는데 필요한 공기의 축방향 거리에 비례하기 때문에 가시 화염의 길이는 화염에서 발생하는 전체 연료/공기 혼합을 정량화 하는데 중요한 변수이다[2]. 무차원화 화염 길이에 영향을 주는 것으로 생각되는 무차원 변수는 다음과 같다[3].

$$\frac{U_F}{U_A}, \frac{\rho_F}{\rho_A}, \frac{(S_L^2/a)}{(U_F - U_A)/d_F}$$

U_F/U_A 와 ρ_F/ρ_A 는 각각 연료와 공기의 전단층에서의 속도비와 밀도비이다. 전단층에서의 공기 유입율을 조절하는 변수[4]인 $(S_L^2/a)/[(U_F - U_A)/d_F]$ 는 혼합 특성시간(τ_{mix})과 화학반응 특성시간(τ_{chem})의 비로써 Damköhler 수(Da)의 의미를 갖는다. 화학 반응 및 혼합의 빠른 정도의 분산을 나타내는 변수이다. (S_L^2/a) 은 특성 화학 반응률로써 화염속도(S_L)와 열 확산률(a)로부터 구한다.

화염의 길이 측정에는 다양한 방법이 있는데, 대표적인 방법으로는 암실에서 안정적인 화염 복사가 일어나는 가장 먼 지점의 위치를 측정하는 가시 화염 거리 측정법과 열전대나 샘플링 프로브를 이용하여 화염의 길이를 측정하는 방법이 있다. 본 연구에서는 각 상태에서의 화염 이미지를 CCD 카메라로 획득하여 이미지 최대 강도(image maximum intensity)의 20%인 곳까지의 거리를 화염 길이(L_f)로 정의하였다.

위에서 설명한 길이 측정법으로 각 노즐에서 화염의 길이 변화를 측정하면 공기와 연료의 질량 가중 유량이 화염 길이에 미치는 영향을 알 수 있는데, 화염의 모양이 연료보다는 공기의 유속 변화에 민감하게 반응하였다. 화염이 존재하는 영역이 아음속에서 초음속 유동으로 변화하면서 나타나는 대표적인 화염의 모양 사진이 Fig. 3에 나타나 있다.

일반적으로 수소/공기 화염은 푸른색과 흰색의 발광을 가지게 되는데, 이는 409.5nm를 중심으로 형성되는 O₂의 Schumann-Runge 밴드와 여러 개의 OH 밴드에서 발생되는 빛의 파장에

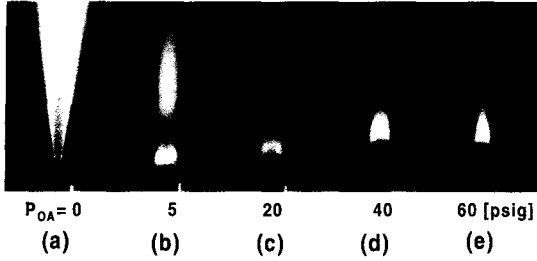


Fig. 3 Direct photographs of flame shape with $U_{m,A}$ varied and $U_{m,F}$ fixed ($U_{m,F} = 620$ m/s).

의한 것이다. Fig. 3의 첫 번째 그림과 같은 아음속 영역에서 수소/공기 화염은 화염의 끝 부분에 오렌지색이 나타나는데, Gaydon[5]은 이를 616.5nm와 645.7nm의 파장을 가지는 약한 H₂O 밴드와 [NO + O]의 재결합에 의해 발생하는 빛에 의한 것으로 설명하였다.

Fig. 3은 공기의 속도 증가(공기 노즐 챔버의 정체 압력증가)에 따른 화염의 형태 변화를 보여주고 있다. 첫 번째 그림(Fig.3.a)은 공급되는 공기가 없을 경우 단순 수소 확산 화염이다. 공기의 질량 가중 속도를 증가시키면 혼합이 잘 일어나기 때문에 화염의 길이가 짧아지게면서 난류 강도가 강한 영역인 화염 목(flame neck)을 가지게 되고(Fig.3.b) 공기의 속도를 20psig까지 더 증가시키면 화염 목 위 부분은 난류 화

염 전파 속도보다 속도가 빨라지게 되어 화염이 꺼지고 화염 목 아래 부분만 화염이 살아 있게 되어 화염의 끝이 열린 형상(open-tip shape)을 가지게 된다(Fig.3.c). 공기의 속도를 40psig까지 더욱 증가시키면 노즐 출구부의 재순환 영역에 의해 끝이 뾰족한 초음속 화염이 형성되고(Fig.3.d) 이어서 공기의 작용으로 화염의 끝이 뾰족한 형태를 가지게 된다(Fig.3.e).

공기 속도 증가에 따른 화염 길이의 변화를 Fig. 5에 나타내었다. 화염 길이(L_f)를 연료 노즐 내경($d_{F,i}$)로 나눈 값인 무차원 화염 길이($L_f/d_{F,i}$)를 사용하였다. 음속을 전후로 하여 속도에 따라 서로 다른 경향이 보인다. 아음속 영역에서는 공기의 질량 가중 속도의 증가에 따라 무차원 화염 길이가 급격히 감소하는 반면, 초음속 영역에서는 공기의 질량 가중 속도의 증가에 따라 화염 길이가 증가하다가, 이후에 화염 길이의 증가율이 감소하여 일정한 화염 길이를 가짐을 알 수 있었다.

공기의 질량가중 속도가 고정되었을 때, 연료의 질량가중 속도의 증가에 따라 무차원 화염 길이가 모두 증가하였다. 이는 연료를 증가시킬 경우 상대적으로 공기가 부족하게 되어 연료/공기 혼합이 미미하기 때문이다. 또 각 노즐에서 일정한 연료의 질량 가중 속도($U_{m,F}$) 이상

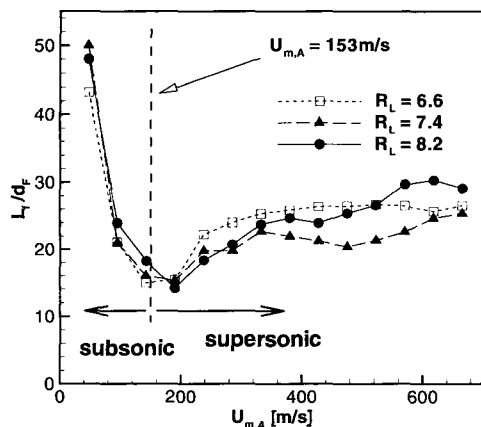


Fig. 4 Normalized flame length with $U_{m,F}$ fixed (= 620 m/s) as a function of fuel mass weighted velocity ($U_{m,A}$)

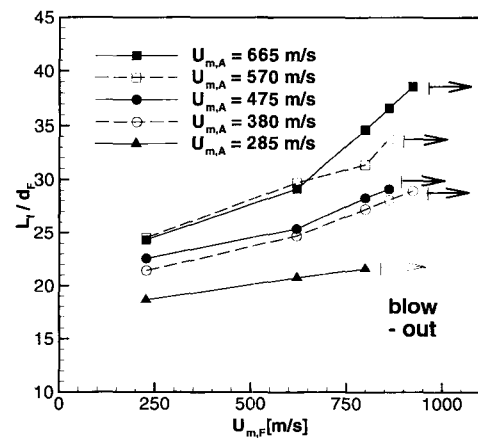


Fig. 5 Normalized flame length with $U_{m,A}$ fixed as a function of fuel mass weighted velocity ($U_{m,F}$)

에서는 화염이 꺼지는 현상(blow out)이 관찰되었는데, 이는 재순환 영역의 영향으로 생각된다. 여기서 화염이 꺼지는 연료의 질량 가중 속도를 소염 연료 속도(U_{BO})라 정의하였다.

3.2 화염 안정성 변화

화염의 존재 가능 조건을 나타내는 화염 안정화 곡선은 일반적으로 공기의 유량과 연료의 유량을 두 변수로 하여 나타낸다. 그리고 화염의 존재 가능 영역을 공기 양 증가에 따른 화염의 소염 한계를 소염 특성에 따라 두 부분으로 나누는데, 공기의 양(\dot{m}_A)이 적은 경우에 부상화염으로 천이한 후 꺼지는 원방 소염(far-field blow out) 한계를 갖는 영역과 공기의 양이 많은 경우에 부상화염으로의 천이 없이 갑자기 소염이 일어나는 근방 소염(near-field blow out) 한계를 갖는 영역이다.

본 연구에서 중심을 두는 부분은 초음속 영역으로 확장 가능한 근방 소염 영역으로, 많은 연구가 진행되어 온 원방 소염 영역과 달리 특성 연구가 진행 중이거나 아직 많은 점에서 밝혀지지 않은 현상이 존재한다. 근방 소염 특성을 지배하는데 중요한 영향을 준다고 판단되는 변수는 다음과 같다[6].

$$\frac{U_F}{U_A}, \frac{\gamma_{F,o} - \gamma_{F,i}}{\gamma_{F,i}}, \frac{\rho_F U_F^2}{\rho_A U_A^2}$$

U_F/U_A 는 연료와 공기의 속도비로서 이는 전 단층에서의 혼합에 영향을 준다. 또 이 값은 이론 반응선(stoichiometric contour)의 위치에 영향을 주는 스트레인률을 결정하게 된다. $(\gamma_{F,o} - \gamma_{F,i})/\gamma_{F,i}$ 는 노즐 립(lip) 두께비로, 근방의 속도장과 재순환 영역에 영향을 주는 변수이다. $\rho_F U_F^2 / \rho_A U_A^2$ 는 연료와 공기의 모멘텀비로, 역시 재순환 영역에 영향을 주고 유동의 구조를 변화시킨다.

초음속 연소기에서 lip 두께비(R_L)의 변화에 따라 화염의 안정성을 측정해 본 결과 Fig. 6과 같은 L자 모양의 화염 안정화 곡선을 얻을 수 있었다. 이 곡선은 아음속 영역에서는 공기의 속도 증가에 민감하였고 초음속 영역에서는 연료의 속도 증가에 민감하였다. lip 두께비(R_L)가 5.1인 경우에는 초음속 화염을 만들어 낼 수 없었고 R_L 이 5.9 이상일 때부터 초음속 화염이 만들어졌다. 초음속 연소가 가능한 연료 노즐 lip의 최소 두께비가 5.1과 5.9 사이에서 존재함이 확인되었다. 화염 안정 곡선의 왼쪽 부분과 아래 부분이 나타내는 화염 존재 영역이 lip 두께비(R_L)가 증가할수록 넓어졌다.

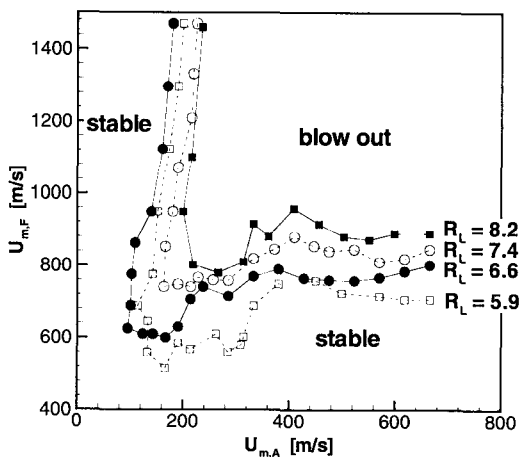


Fig. 6 Flame stability curve of supersonic combustor by varying fuel nozzle lip thickness ratio (R_L)

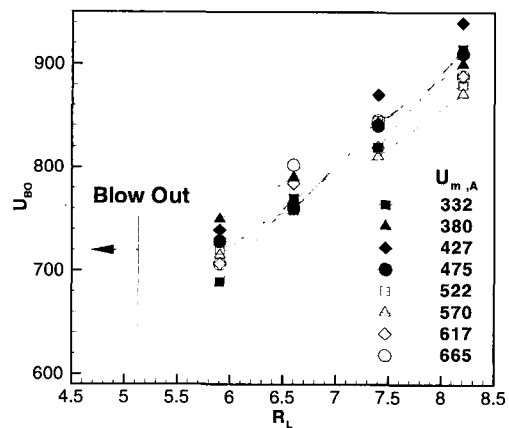


Fig. 7 Linearity between lip thickness ratio and blow out velocity of fuel

초음속 엔진의 성능을 비교할 수 있는 하나의 인자로 화염이 꺼지는 순간의 연료의 속도를 소염 연료 속도 U_{BO} 라 정의하였다. 공기의 질량 가중속도가 300m/s 이상인 경우에는 U_{BO} 값의 변화가 10% 이내로 일정하다는 특징이 보인다. 본 연구에 쓰인 연소기의 경우, 소염 연료 속도 U_{BO} 는 아음속 영역에서와 달리 초음속 유동장에서 공기 속도에 관계없이 일정한 값을 갖고 또한 화염 안정성의 척도가 되므로 연소기의 특성값으로 의미를 갖는다. Fig. 7은 소염 연료 속도(U_{BO})와 연료노즐의 lip 두께비(R_L)와의 관계를 나타낸다. R_L 이 최소값 이상이 되면 U_{BO} 가 R_L 의 증가에 따라 선형적으로 증가함을 보이고 있다. $R_L=5.9$ 에서는 $U_{BO} \sim 710$ m/s인 것에 비해, $R_L=8.2$ 에서는 $U_{BO} \sim 890$ m/s로써 화염이 안정적으로 존재할 수 있는 연료의 질량 가중 속도 범위가 25% 증가하였다. 따라서 $R_L=5.9$ 인 경우 보다 약 25%의 연료를 추가로 투입하여 출력을 증가시킬 수 있게 된다. 연소기 설계에 있어서, R_L 증가로 인한 출력 증가 이득과 R_L 증가로 인한 연소기 하중 증가 손실을 적절히 조절하면, 가장 효율적인 연소기를 제작할 수 있다.

3.3 화염 구조 변화

초음속 연소기의 화염 구조 분석을 위한 유동 가시화 연구를 수행하였다. Fig. 3(d)의 직접 사진의 초음속 화염을 분석 대상으로 삼았다. 이 때의 공기 유동조건은 $P_{0,A}=40$ psig, $U_{m,A}=380$ m/s 연료의 유동 조건은 $P_{0,F}=20$ psig, $U_{m,F}=620$ m/s 이다. 화학 반응이 있는 경우와 없는 경우에 대하여 쉐리렌 사진을 분석하였고 화학 반응이 없는 경우에 대해서는 실험적 방법으로 Acetone PLIF와 Mie Scattering을 이용한 입자 추적법을 이용하였고, 수치적 방법으로 축대칭 난류 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하여 유동장을 모사 하였다. 초음속 연소 과정은 유동 체류시간($\tau_{flow}=4 \times 10^{-4}$, for Mach 1.8, 20cm combustor)이 수소의 점화 시간($\tau_{chem}=5 \times 10^{-5}$)에 비하여 상당히 길기 때문에 혼합 과정에 의해 전체 유동장이 지배된다고 할 수 있다[7]. 따

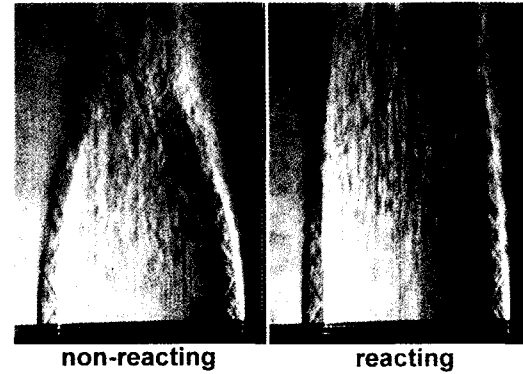


Fig. 8 Schlieren photographs showing increased recirculation zone size by thermal expansion in reaction case.

라서, 화학 반응이 없는 유동에 대한 연구로써 연료-공기의 혼합 특성을 보이고 화염의 위치를 예측할 수 있다.

Fig. 8은 쉐리렌 사진으로써 화학 반응의 유무가 유동 구조에 미치는 영향을 보여 준다. 화학 반응이 없는 경우에는 분사되었던 공기 제트의 경계면이 중심축 쪽으로 급격히 모아졌지만, 화학 반응이 있는 경우에는 분사되었던 제트가 진행 방향을 그대로 유지하다가 훨씬 후방에 가서야 중심축 방향으로의 속도 성분이 생겨났다. 이는 화학 반응이 있는 경우 재순환 영역 내의 유동이 온도 상승에 의하여 팽창(열적 팽창 현상)했기 때문이다. 열적 팽창 현상은 본 연구의 연소기와 유사한 형태의 연소기에 대한 수치해석을 수행한 Kim et al.[8]의 결과에서도 확인된다.

Fig. 9(a)는 아세톤 레이저 유도형광법(Acetone PLIF)의 이미지로서 연료에 섞여서 분출되는 미량의 아세톤에 Nd:YAG laser의 3차 하모닉(harmonic) 광인 355nm의 UV를 평면광으로 비추면 아세톤에 의한 형광 신호가 생긴다. 이를 ICCD 카메라로 촬영하여 이미지를 얻는다. Fig. 9(b)는 Mie 스퀠터링(Scattering) 법을 이용하여 얻어낸 이미지로써 연료에 작은 입자를 넣은 유동장에 Ar-ion laser 평면광을 비출 때 생기는 산란 신호를 CCD 카메라로 얻어냈

다. 포그(fog) 제너레이터를 이용하여 분무입자를 시딩(seeding) 하였다. Fig. 9(a)에서는 연료의 분포를 나타내는 아세톤 형광 신호가 T자 모양으로 분포하고, Fig. 9(b)에서는 스캐터링 신호가 급격히 줄어드는 저 산란 영역(low scattering zone)이 존재한다. 연료 제트가 후방으로 바로 전파되지 않고 무엇인가에 막혀서 방향을 바꾸어 옆으로 퍼진다는 것을 Fig. 9(a), (b)로부터 알 수 있었다. Fig. 9(c)는 난류 Navier-Stokes 방정식을 유한체적법을 이용하여 얻어낸 결과이다. 본 연구에 쓰인 수치 기법은 참고문헌[8]과 동일하다. 연료 제트의 후방 전파를 막는 것이 고압 영역임을 압력 선도로부터 알 수 있었다. 이 고압 영역에 의해 모멘텀을

잃은 연료가 재순환 영역을 따라 순환한 후 가장자리의 공기 제트를 따라 후방으로 전파됨에 따라 중간 부근에 연료 양이 희박한 영역이 생겨나고 이것이 Fig. 9(a), (b)에서 저 산란 영역(low scattering zone)으로 나타난 것이다. 고압 영역에 의한 감속 과정을 거치면서 수소 연료 분자의 유동 경로를 벗어나는 경향이 있어서 Fig. 9(c)의 연료 질량 분율 선도와는 많은 차이를 보이고 있다. 하지만 중심부의 연료 제트에서 급격한 연료량 감소가 존재함을 보이는데 있어서는 Fig. 9(a), (b), (c)의 결과가 모두 일치하였다.

Fig. 10(a)는 Fig. 9의 세 가지 가시화 방법을 통해서 얻어낸 결과를 근거로 만들어낸 유동장의 개략도이다. 분사된 연료 제트가 고압 영역에 의해 저지되어 저 산란 영역이 만들어지고, 연료가 재순환 영역을 따라 순환한 후, 공기 제트의 가장자리를 따라 후방으로 전파되는 모습을 그렸다. 연료가 저 산란 영역과 재순환 영역을 지나면서 긴 유동 체류시간을 갖기 때문에 예혼합 화염의 성격을 갖게 된다고 예측이 가능하다. Fig. 10(b)는 이론 당량비(stoichiometric)선에서 연료가 희박한 쪽에 화염이 존재[9]한다는 사실을 토대로 예측한 화염의 위치이다. 같은 유동 조건을 갖는 Fig. 3(d)의 직접사진과 비교해 볼 때 유사한 형태임을 확인할 수 있다.

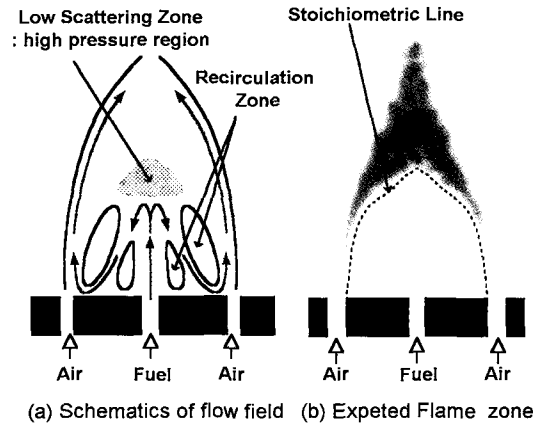
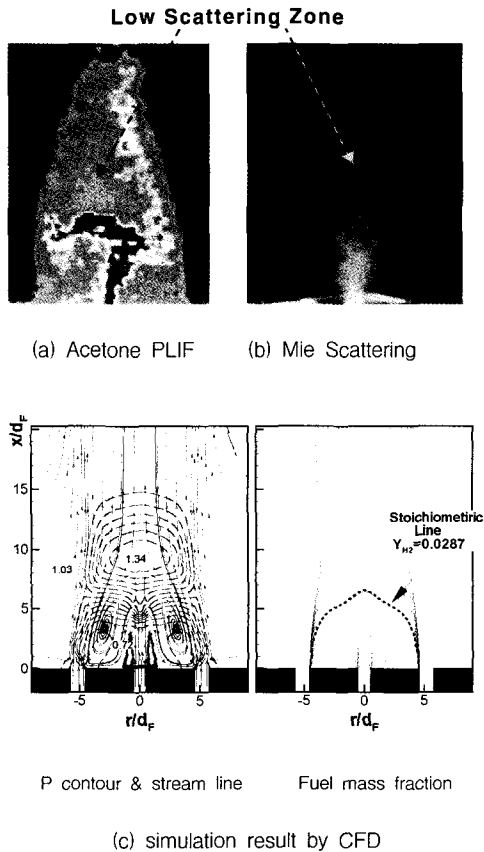


Fig. 9 Visualization of supersonic flame structure using Acetone PLIF, Mie scattering and CFD

Fig. 10 Schematic of supersonic flow structure obtained by various visualization method.

본 연구를 통해 밝혀진 고압 영역의 존재는 초음속 영역의 안정성 및 구조가 기존의 아음속 유동과는 달라지는 원인을 제공해 준다. 현재 고압영역이 형성되고 연료제트가 재순환 영역을 따라 순환하는 과정을 명확히 보여주기 위해 2 color PIV를 이용한 속도 측정 연구가 진행중이다.

4. 결 론

초음속 동축 공기를 갖는 수소 확산 화염에서 공기의 유량 변화, 연료의 유량 변화 그리고 연료 노즐의 lip 두께비 변화에 따라 화염 모양, 화염 안정성, 화염 길이의 변화 및 화염의 구조를 살펴본 결과, 다음과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

- 1) 무차원 화염 길이($L_f/d_{F,i}$)는 연료의 질량 가중 속도($U_{m,F}$)를 증가시키에 따라 증가하는 경향을 나타내었다. 그리고 공기의 질량 가중 속도($U_{m,F}$)를 증가시키면 아음속 영역에서는 급격히 감소하고, 초음속 영역에서는 증가하다가 일정한 값을 나타냄을 알 수 있었다.
- 2) 연료 노즐의 lip 두께비(R_L)의 증가에 따라, 소염 연료 속도값이 커지고, 화염의 안정성이 증가하는 것을 확인하였다.
- 3) Acetone PLIF, Mie 스퀘터링, 수치해석을 통하여 초음속 유동의 구조를 파악하고 화염의 구조와 연관지었다. 분출된 연료 제트가 후방의 고압 영역에 의해 모멘텀을 잃고 재순환 영역을 따라 순환한 후, 공기 제트의 가장자리를 따라 후방으로 전파되었기 때문에 중심부에 저 산란 영역이 만들어진다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 지원아래 수행한 98년도 특정기초연구 단기과제인 초음속 연소

특성 및 연료-공기 혼합 증대에 관한 연구(과제 번호98-0200-04-01-3)의 중간 결과입니다. 본 연구 지원에 깊은 감사를 드립니다.

참 고 문 헌

1. Sobel, D. R. and Spadaccini, L. J., "Hydrocarbon Fuel Cooling Technologies for Advanced Propulsion," *ASME-95-GT-226*, June 1995.
2. Hawthorne, W. R., Weddell, D. S. and Hottel, H. C., *Third Symposium (International) on Combustion*, The Combustion Institute., Pittsburgh, p.266, 1948.
3. Driscoll, J. F., Huh, H., Yoon, Y. and Donbar, J. "Measured Lengths of Supersonic Hydrogen-Air Jet Flames Compared to Subsonic Flame Lengths and Analysis", *Combustion and Flame* 107, pp.176-186, 1996.
4. Papamoschou, F., and Roshko, A., *Journal of Fluid Mechanics* 197, pp.453-477, 1988.v
5. Gaydon, A. G., *Spectroscopy of Flames*, p.47, Wiley and Sons, New York, 1957.
6. Yoon, Y., Donbar, J. M. and Driscoll, J. F., "Blowout stability limits of a hydrogen jet flame within a supersonic heated, coflowing airstream", *Combustion Science and Technology* 97, pp.134-156, 1994.
7. Ferri, A., "Mixing-controlled supersonic combustion," *Ann. Rev. Fluid Mech.* vol. 5. pp.301-338
8. Kim, J.-H., Sim, J., Kim, J., Yoon, Y., and Jeung, I., "Mixing enhancement of hydrogen diffusion flames in supersonic air using shock waves", *35th AIAA Conference*, June 20-24 1999, LA, California
9. Donbar J. M., Driscoll, J. F., and Carter, C. D. "Reaction Zone Structure in Turbulent Nonpremixed Jet Flames - Form CH-OH PLIF Images," *Combustion and Flames*, Vol. 122, pp 1-9, 2000.