

## 모델 스크램제트 연소기에서 충격파 영향에 대한 실험적 연구

허 환 일

### An Experimental Study of Shock Wave Effects on the Model Scramjet Combustor

Hwanil Huh

#### ABSTRACT

An experimental study was carried out in order to investigate the effect of shock waves on the supersonic hydrogen-air jet flames stabilized in the Mach 2.5 model scramjet combustor. This experiment was the first reacting flow experiment interacting with shock waves. Two identical  $10^\circ$  wedges were mounted on the diverging sidewalls of the combustor in order to produce oblique shock waves that interacted with the flame. Schlieren visualization pictures, wall static pressures, and combustion efficiency at two different air stagnation temperatures were measured and compared to corresponding flames without shock wave-flame interaction. It was observed that shock waves significantly altered the shape of supersonic jet flames, but had different effects on combustion efficiency depending on air temperatures. At the higher air stagnation temperature and higher fuel flow rates, combustion efficiency showed a better result.

#### 초 록

마하수 2.5인 모델 스크램제트 연소기내에서 초음속 수소-공기 화염에 대한 충격파의 영향을 실험적으로 연구하였다. 본 실험은 충격파가 초음속 화염에 미치는 영향을 연구한 최초의 실험연구이다. 동일한 모양과 크기의  $10^\circ$  췌기를 연소기 팽창 벽면에 각각 부착시켜 평면경사충격파를 발생시켰고 충격파가 화염에 미치는 영향을 연구하였다. 쉬릴렌 가시화 사진과 벽면정압, 그리고 두개의 다른 공기온도에서의 연소효율을 측정하였으며 충격파가 없는 경우와 비교하였다. 충격파에 의해서 화염 모양은 크게 변화하였다. 연소효율은 공기온도에 따라 상이한 결과를 보였는데 공기정체온도가 증가하고 연료유량이 증가한 경우에 충격파에 의한 연소효율은 더 좋은 결과를 보였다

## 1. 서 론

1947년 음속이 돌파된 이래, SR-71은 마하수 3 이상을 기록했고 1960년대 중반에는 로켓 엔진을 장착한 X-15가 마하수 6 이상을 기록한 바 있다. 마하수 6 이상인 극초음속 비행에는 스크램제트(SCRamjet: Supersonic Combustion Ramjet) 엔진이 가장 적합한 엔진으로 알려져 있고, 현재 미국을 중심으로 이 엔진의 개발에 많은 노력을 기울이고 있다.

스크램제트 엔진의 성공적인 개발을 위해서는 초음속 공기내에서 연료의 분사를 통한 가장 효율적인 연소를 유도할 수 있어야 한다. 스크램제트 엔진에서는 연소기에 유입되는 공기의 속도가 초음속이므로 아주 짧은 시간에 공기와 연료가 혼합되고 연소가 되어야 한다. 초음속 상태의 공기와 연료의 혼합을 증대시키기 위해서 경사충격파를 도입하는 방안이 Marble 등에 의해 최초로 도입되었다<sup>1)</sup>. 그 이후로 다양한 연구결과가 발표되었는데 충격파에 의한 연료-공기 혼합증대를 보고하고 있다. 그러나, 기존의 연구결과들은 연소가 없는 비반응 유동장에서 도출한 결론이며 연소과정을 고려한 충격파 영향은 보고된 바 없다. 스크램제트 엔진의 개발을 위해서는 연소기내의 연료-공기 혼합증대 뿐만 아니라 혼합기의 연소효율 증대도 동시에 고려되어야 하므로 반응 유동장에서의 충격파 영향을 연구할 필요가 있다. 따라서, 본 연구에서는 스크램제트 엔진의 연소기를 모사한 초음속 수소-공기 화염에서 충격파가 어떠한 영향을 미치는지 실험적으로 연구하고자 한다. 특히, 충격파에 의한 반응유동장의 변화, 벽면정압, 그리고 연소 효율을 측정하고자 한다.

충격파가 화염에 미치는 영향으로는 (1)바깥쪽 공기의 흐름을 안쪽(즉, 연료쪽)으로 향하게 해서 공기의 유입률(air entrainment rate)을 증가시키고, (2)바로크리닉 토크(baroclinic torque)로 인한 추가 와류가 발생하여 혼합물을 향상시키고<sup>1)</sup>, (3)역압력구배를 발생시켜 화염안정화에 중요한 재순환영역의 크기를 증대시키며<sup>2,3)</sup>, (4)정압, 정온도를 증가시키고 결과적으로 반응속도를 증가시키며, (5)혼합기의 유동속도를 감소시켜서 체류시간(residence time)을 증가시킨다. 본 연구에서는 마하수 2.5의

초음속 공기 유동 중앙에 음속의 수소 제트를 분사하여 초음속 수소-공기 화염을 만들고 연소기의 측면에 동일한 모양과 크기의 썰기를 각각 부착시켜 평면 경사충격파를 발생시켰다. 썰기로부터 발생한 경사충격파가 초음속 수소-공기 제트 화염과 상호작용한 결과를 쉬릴렌사진과 직접사진, 벽면정압, 그리고 연소효율을 측정하고 이를 충격파가 없는 경우와 비교 연구하였다.

## 2. 실험장치 및 실험방법

Fig. 1은 실험장치의 개략도이다. 본 연구에서 사용한 초음속 연소기는 저자가 미시간대학에서 유학 중에 설계, 제작한 장치로서 스크램제트 엔진의 연소실을 모사할 수 있도록 고안되었다<sup>4)</sup>. 고도에 따른 정압력 변화를 반영하기 위해서 정체압력을 조절할 수 있고, 유입공기의 램효과(ram effect)에 의해 상승한 공기온도를 반영하기 위해서 정체온도를 1100K까지 증가시킬 수 있는 250kW 전기히터(electric air heater)가 연소기 전방에 설치되어 있다. 본 실험에서는 편의상 유입공기의 정체온도를 285 K 와 497K로 고정하였다.

초음속 노즐은 특성치 방법(method of characteristics)으로 설계하였고 이에 따른 연료분사면에서의 공기마하수는 2.5이다. 사용된 연소기의 길이는 55cm이며 연료분사면에서 5.7cm×4.1cm이다. Fig. 2는 초음속 연소기의 개략도이다. 연소기의 두 벽면은 서로 평행하고 나머지 두 벽면은 열적질

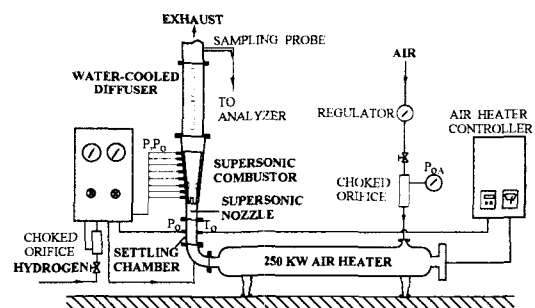


Fig. 1. Schematic diagram of experimental apparatus.

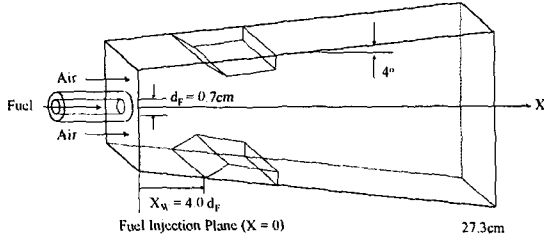


Fig. 2. Schematic of the supersonic combustor

Table 1. Experimental conditions at the fuel injection plane

	M	U(m/s)	T(K)	P(atm)
Air	2.5	539	127	0.6
Fuel	1.0	1192	245	1.2

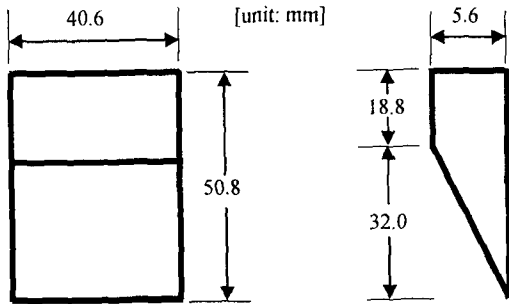


Fig. 3. Schematic of the 10° wedge

식 (thermal choking) 을 피하기 위해서 4의 각으로 팽창된다<sup>5)</sup>. 연료 제트는 마하수 2.5의 공기유동장에 음속으로 분사된다. 연료노즐의 내경( $d_f$ )은 0.70cm, 외경은 2.54cm로서 노즐의 두께는 0.92cm이다. Table 1은 연료분사면에서의 대표적인 유동 조건들을 나타낸다.

충격파의 영향을 보기 위하여 연소기 팽창벽면에 쐐기를 설치하였다. 10의 기울기를 가진 쐐기의 전두부 위치는 연료분사면으로부터 2.8cm(4.0dF) 후방이다. Fig. 3는 사용된 쐐기의 제원을 나타낸다. 3차원 충격파를 회피하기 위해서 쐐기의 너비는 연소기 평행벽면의 너비와 동일한 크기를 사용하였으며 이로부터 2차원 경사충격파를 얻을 수 있었다. 정압 분포는 평행벽면에 일정한 간격으로 설치된 압력

probe를 이용하여 측정했다. 연소효율의 측정을 위해서는 연소기 후방에 위치한 배기관에서 probe를 이용, 불안전 연소된 수소의 질량을 측정하였다.

### 3. 실험결과 및 토론

#### 3.1 반응유동장의 변화

초음속 유동장에서 연소의 영향과 쐐기에 의한 충격파의 영향을 알아보기 위해서 Fig. 4, Fig. 5와 같이 쉬틀렌사진으로 유동을 가시화하였다. Fig. 4(a)는 쐐기가 없는 상태에서의 비반응 유동장이다. 연료노즐 외곽으로부터 연소기 벽면쪽으로 팽창파가 발생하였고, 연료노즐 후방의 혼합지역과 공기 유동을 분리시키는 자유면(free surface)이 연료쪽으로 향하고 있다. 연료노즐 중심부에서 음속으로 분사된 수소가스는 과대팽창노즐 후방에서 나타나는 다이아몬드 형태의 반사파를 보여준다. 비반응 유동장에 10° 쐐기를 부착하면 Fig. 4(b)에서처럼 평면 경사 충격파가 쐐기 앞전에서 발생한다. 이 충격파는 연소기 중심에서 교차되어 연소기 후방으로 진행된다. 또한, 쐐기 바로 후방에서는 재순환영역이 발생하고 이로 인해 자유면을 따라 생성된 압축파가 충격파로 발전하는 재압축 충격파(recompression shock wave)가 연소기 후방에 발생한다.

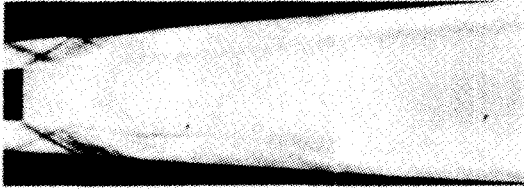
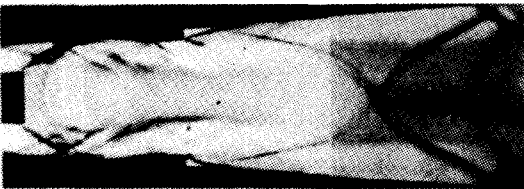
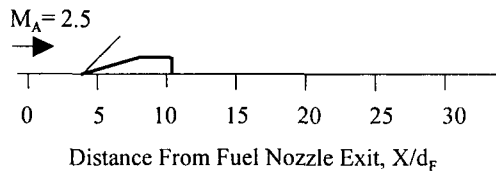
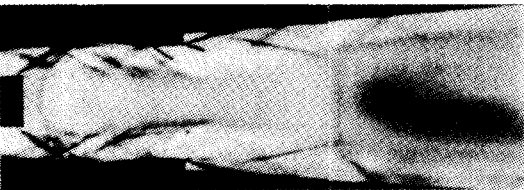
(a) No Wedge, No Combustion;  $\phi = 0.035$



(b) 10° Wedge, No Combustion;  $\phi = 0.035$



Fig. 4. Schlieren photographs of supersonic flows, without combustion.  $\phi$  = equivalence ratio

(a) No Wedge, Combustion;  $\phi = 0.035$ (b) 10° Wedge, Combustion;  $\phi = 0.035$ (c) 10° Wedge, Combustion;  $\phi = 0.051$ Fig. 5. Schlieren photographs of supersonic flows, with combustion.  $\phi$  = equivalence ratio

연소가 발생한 반응유동장은 비반응유동장과 큰 차이를 보였다. Fig. 5(a)는 썬기가 없는 상태에서 연소가 발생한 경우이다. 비반응유동장에서 팽창파가 발생하였던 것과 달리 연료노즐외곽에서 충격파(lip shock wave)가 발생하였다. 연료제트를 따라 보이는 원호(arc)는 이러한 노즐외곽충격파가 벽면 유리에 반사되는 모습이다. 이는 열발생에 의해서 연료노즐 직후방의 아음속영역의 압력이 증가하여 혼합기체가 초음속 공기유동쪽으로 체적팽창을 일으킨 결과이다. Fig. 5(a)의 자유면이 Fig. 4(a)와 달리 공기유동쪽으로 기울어져 있는 것이 그 증거이다.

화염에 대한 충격파의 영향은 Fig. 5(b)에 잘 나타나 있다. 동일한 조건에서 충격파가 없는 Fig.

5(a)와 비교하면 노즐외곽충격파의 강도가 증가했음을 알 수 있다. 이는 노즐외곽충격파가 유리에 반사되는 궤적이 노즐출구면으로 이동했다는 사실에서 확인할 수 있다. 노즐외곽충격파는 벽면의 경계층과 상호작용을 일으켜 박리기포(separation bubble)를 발생시키고 그 결과 썬기충격파(wedge shock wave)보다 더 강한 충격파로 반사된다. 한편, 썬기충격파는 경계층 확대(boundary layer thickening) 또는 박리<sup>6)</sup>에 의해서 썬기각도가 완화(smooth out)된 결과로 강도가 약화된 것으로 보인다<sup>7)</sup>. 다시 말하면, 노즐외곽충격파와 썬기충격파는 경계층을 통해서 상호작용을 하는 것으로 짐작된다. 연소가 없는 경우인 Fig. 4(b)에 비해서 연소가 발생한 Fig. 5(b)에서는 썬기 후류에서의 재압축 충격파의 교차점이 연료노즐 방향의 상류로 이동했는데 이는 연소로 인해 충격파의 강도가 증가했음을 의미한다. Fig. 5(c)는 연료량을 증가시킨 결과이다. Fig. 5(b)와 비교해 보면 재압축 충격파의 교차점이 연료노즐 방향으로 더욱 이동하였으며 경사충격파는 마하 디스크(Mach disk)로 성장하였다. 연소기 중반에 생긴 이러한 강력한 충격파(또는 마하 디스크)는 바로클리닉 토크(baroclinic torque)에 의해 와류를 증가시켜 혼합을 증대시키고, 또한 충격파 후방의 밀도, 압력, 온도를 크게 증가시키며 혼합기의 유동속도를 감소시켜 전반적으로 반응속도를 증가시키는 역할을 한다. 이로 인해서 불완전 연소

(a) No Wedge



(b) 10° Wedge

Fig. 6. Direct photographs of supersonic flames.  $\phi = 0.051$

된 반응물질 (leaked reactants)이 이곳에서 강력한 연소반응을 일으키는데, 이는 화염의 직접사진에서 확인할 수 있었다. 그 결과로, 전반적인 연소효율이 약간 증가하였다. Fig. 6는 화염의 직접사진을 보여 준다. 동일한 당량비에서 썬기에 의해 화염길이가 짧아졌고, Fig. 5(c) 에서 나타난 마하 디스크로 인해서 화염의 모양이 변했음을 알 수 있다.

### 3.2 압력 분포

Fig. 7은 벽면에서의 정압 분포를 보여준다. 연소가 발생한 경우 열발생에 의한 체적팽창 (volumetric expansion) 때문에 벽면에서의 정압은 비연소 경우에 비교해서 항상 높게 나타난다. 썬기에 의해 발생한 충격파는 화염이 있는 연소실 벽면의 정압을 변화시켰는데, 상류지역(upstream region)과 하류지역(downstream region)에서 각각 다른 결과를 보여준다. 썬기가 없는 경우와 비교하면, 상류지역( $X/dF < 10$ )에서는 압력이 더 높아졌고, 하류지역( $X/dF > 15$ )에서는 압력이 낮아졌다. 이는 다음과 같이 설명할 수 있다. 벽면정압에 영향을 끼치는 가장 중요한 인자는 단위길이당 열발생율( $dQ/dX$ )인데, 이는 평균유동속도와 반응속도에 의해서 결정된다. 열발생분포는 아음속 화염인 경우 가우시안 분

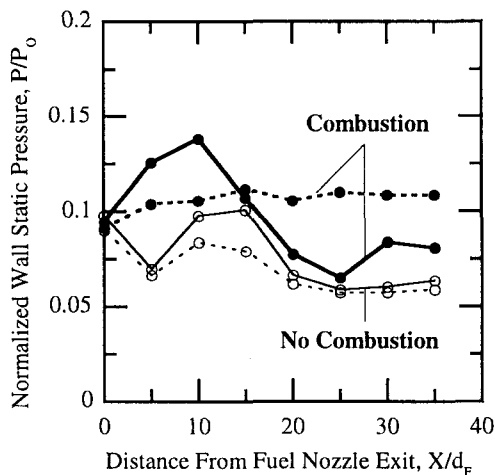


Fig. 7. Wall static pressures along the centerline of the supersonic combustor. --- : no wedge, — : wedge

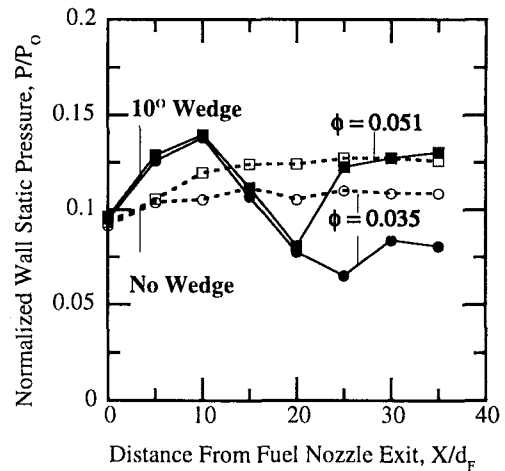


Fig. 8. Wall static pressures for two different values of heat release, with and without wedge

포(Gaussian pattern)인 반면에 초음속 제트화염에 선 로그노말 분포(lognormal pattern)이며 이러한 특성상 초음속화염에서의 최대열발생은 상류지역에서 나타난다<sup>5)</sup>.  $X/dF < 10$ 인 상류지역에서는 충격파에 의해 공기의 유입율이 증가하고 유동속도는 감소하며 반응속도는 증가하므로  $dQ/dX$ 가 더 커진다. 이 지역에서 썬기에 의해 급격히 증가된 압력은 역압력구배에 의한 재순환영역의 크기를 증대시켜 연소안정성에 중요한 역할을 수행하리라고 본다<sup>3)</sup>.

Fig. 8은 연료의 유량을 증가시켜 당량비가 증가된 경우의 벽면에서의 정압 분포이다. 썬기 존재 여부에 상관없이 연소가 발생한 경우 비연소 경우보다 벽면정압이 증가했다. 한편, 썬기가 존재하는 경우에  $X/dF < 20$ 인 지역에서는 차이가 없으나  $X/dF > 20$ 인 지역에서는 증가된 당량비가 증대된 정압으로 나타났다. 이는 Fig. 5(b), 5(c)를 살펴보면 설명이 가능하다. 즉, Fig. 5(c)를 살펴 보면  $X/dF = 20$ 에서 강력한 충격파인 마하디스크가 생성되었음을 알 수 있다. 불완전연소된 반응물질이 이곳에서 활발한 연소반응을 일으켜 급격한 열발생에 의한 팽창에 의해 벽면정압이 급증한 것이다. 이러한 과정에 의해서 전체적인 연소효율도 증가하였음을 Fig. 9에서 보여준다.

### 3.3 연소효율

충격파가 연소기 성능평가에 중요한 인자인 연소

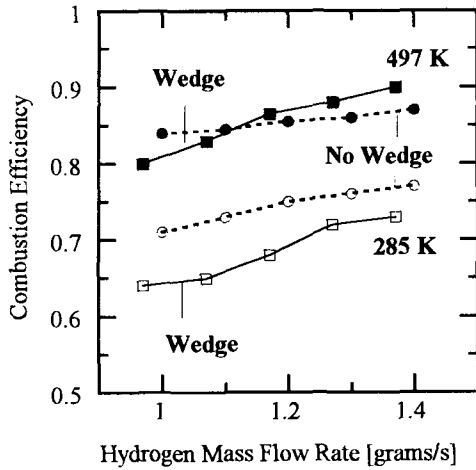


Fig. 9. Effect of shock waves on combustion efficiency

효율에 미치는 영향을 알아보기 위해서 불완전 연소된 수소의 양을 측정하였다<sup>8)</sup>. 공기정체온도가 각각 285K와 497K인 두 경우에 연료유량을 증가시키면서 연소효율을 측정하였다. Fig. 9는 충격파가 연소효율에 미치는 영향을 나타낸다. 연료유량이 증가하면서 연소효율이 증대되었다. 이는 본 실험의 경우 당량비 0.03~0.05 정도의 회박연소의 영역이기 때문이다. 실제로 스크램제트엔진은 당량비가 1 이상인 과농연소영역에서 작동되므로 연소효율의 증대문제는 중요한 연구영역이라고 할 것이다.

Fig. 9에서 공기정체온도가 올라가면 연소효율이 20%~25% 증가하였다. 이는 높은 화염온도와 낮은 주위공기온도와의 차이 때문에 발생하는 화염면에서의 열손실이 감소하여 국지적인 소염현상이 줄어들기 때문이다. 썩기가 존재하면 연소효율 증대효과가 두드러졌다. 특히, 공기정체온도 497K인 경우에 썩기에 의해서 연소효율이 급증하여 썩기가 없는 경우의 연소효율을 상회하였다. 이는 앞 절에서 설명한 마하디스크의 영향 때문이다. 하지만, 본 연구에서는 실제 스크램제트 연소기와 다르게 회박연소, 낮은 공기정체온도를 사용하였으므로 연소효율에 대한 충격파의 영향에 대해서 일반적인 결론을 내리기는 부족하며 앞으로 많은 연구가 진행되어야 될 분야이다.

#### 4. 결 론

스크램제트 엔진을 모사한 초음속 연소기 내에서, 초음속 수소-공기 화염에 썩기를 이용한 경사충격파를 발생시켜 상호작용을 실험적으로 연구하였다. 본 연구의 범위 내에서 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 충격파는 초음속 화염의 모양을 크게 변화시켰는데 이는 쉬릴렌 사진과 직접사진으로 확인할 수 있었다. 특히, 썩기로 인한 유동장 변화에 의해서 초음속 화염이 크게 굴절되었고 이는 벽면 압력 및 연소효율에 직접적인 영향을 주었다.
- (2) 연소에 의한 열발생에 의해 벽면정압은 전반적으로 상승하였지만, 충격파에 의해서 상류지역( $X/dF < 10$ )에서는 압력이 더 높아졌고, 하류지역( $X/dF > 15$ )에서는 충격파가 없는 경우보다 압력이 낮아졌다. 이는 단위길이당 열발생율( $dQ/dX$ )이 충격파에 의해서 각각 다르게 영향을 받기 때문이다. 또한, 연료유량에 따라서 충격파는 각각 다른 결과를 보여 주었다.
- (3) 연료유량이 증가하면 연소효율도 증대되었다. 이는 본 연구가 회박연소 영역인 당량비 0.03~0.05에서 행해졌기 때문이다. 공기정체온도 285K에서는 연소효율이 65%~75%이었다. 연소효율은 공기정체온도가 497K로 상승함에 따라 80%~90%로 증가하였다. 충격파에 의한 연소효율 변화는 연료유량에 따라서 상이한 결과를 보였다. 연료유량이 증가하고 공기정체온도가 높은 경우에 충격파에 의한 연소효율 증대 효과는 더 좋은 결과를 보였다.

#### 후 기

본 연구는 대한민국 교육부의 국비유학 장학금과 미국 Michigan 대학의 장학금, 미공군 산하 Wright-Patterson Air Force Laboratory의 연구비 지원으로 수행되었으며 이에 감사사를 드린다. 특히, 지도교수인 Michigan대학의 Prof. James F. Driscoll께 감사사를 드린다.

## 참 고 문 헌

1. Marble, F.E., "Gasdynamic Enhancement of Non-Premixed Combustion," Twenty-fifth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, Pittsburgh, 1994. pp. 1~12.
2. Winterfeld, G., "On the Burning Limits of Flameholder Stabilized Flames in Supersonic Flow", AGARD CP 34, Part 2, 1968, pp. 28-1 to 28-12.
3. 김 지호, 허 환일, 윤 영빈, 정 인석, "초음속 확산화염 내의 혼합과 재순환 영역에 대한 충격파의 영향", 한국연소학회 제17차 심포지엄, 1998.
4. Huh, H., An Experimental Study of Supersonic Hydrogen-Air Flames for SCRamjet Applications, Ph.D. Thesis, The University of Michigan, August, 1996.
5. Yoon, Y.B., Donbar, J.M., Huh, H.I., and Driscoll, J.F., "Measured Supersonic Flame Properties: Heat Release Patterns, Pressure Losses, Thermal Choking Limits", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 12, No. 4, 1996, pp. 718~723.
6. Unalms, O.H., and Dolling, D.S., "Experimental Study of Causes of Unsteadiness of Shock-Induced Turbulent Separation," *AIAA Journal* Vol. 36, No. 3, 1998, pp. 371~378.
7. Roy, C.J., and Edwards, J.R., "Numerical Simulation of a Three-Dimensional Flame / Shock Wave Interaction", AIAA Paper 98-3210, July 1998.
8. Ratner, A., Driscoll, J.F., and Huh, H.I., "Effects of Shock Waves on Combustion Efficiency of Supersonic Flames", Submitted to *AIAA Journal*.