

상류 분사 공동 화염 지지부를 가지는 스크램제트 엔진에 관한 실험적 연구

정은주* · 정인석** · Sean O'Byrne*** · A.F.P. Houwing****

Experimental Study on Upstream Fueled Cavity Flame-Holder Scramjet Engine

Eunju Jeong*, In-Seuck Jeung*, Sean O'Byrne** and A.F.P. Houwing****

ABSTRACT

The model cavity scramjet engine experiments are carried out using T3 free-piston shock tunnel. Upstream hydrogen fuel is injected before the cavity with different injection pressure. OH planar laser-induced fluorescence is used to investigate the combustion zone and piezoelectric pressure transducers are used to define the pressure rise due to the combustion. Main combustion region is a mixing layer which is between air and fuel. Also high OH fluorescence signal is appeared in the shear layer above the cavity in high equivalence ratio. From the OH signal in the cavity, this fuel injection system can be a role as a flame-holder.

Key Words : Cavity, Upstream Fuel Injection, Supersonic Combustion

1. 서 론

수십 년 동안 많은 나라들이 스크램제트 엔진 개발에 노력을 기울여왔으나 여전히 효율적인 연소 시스템이 요구되어지고 있다. 따라서 연소기 내에서 충분한 연료/공기 혼합 뿐 만 아니라 공기역학적 저항을 줄이기 위한 적절한 연료분사방법이 연구되어야 한다[1]. 따라서 현재 다양한 연료분사방법 중에서 연료와 공기의 혼합 증대와 화염 지지부의 역할을 동시에 할 수 있는, 공동을 이용한 연료분사 방법의 연구가 활발히 진행되고 있다[2]. 예를 들어, 공동의 경사면으로부터의 연료분사는 초음속 유동내에서 탄화수소 계열의 연소효율을 향상시켰다[3-4]. 뿐만 아니라 1994년, NASA와 CIAM의 연구 결과는 연소기

내 공동의 형상이 자발점화와 화염지지 장치로서의 비교적 효율적임을 보여준다[2].

본 연구에 앞서, Australian National University와 Australian Defence Force Academy에서는 공동내부에서 유입유동의 역방향 연료분사에 대한 스크램제트 엔진 실험을 수행하였다[5-6]. 이전 연구를 살펴보면, 공동위 전단층에서 OH기가 나타나는 것으로 보아 이 영역에서 화염이 형성되고 있고, 공동 내부에서는 OH기가 나타나지 않는 것으로 보아 공동내부에서의 연료 역분사 방식은 화염의 지지부 역할을 한다고 보기가 어렵다.

앞선 연구의 일련의 과정으로서, 본 연구에서는 공동이전의 상류 연료분사를 지니는 스크램제트 엔진 실험을 수행하였다. 본 연구에 사용된 모델 스크램제트 엔진은 기본적인 연소기이며, 따라서 본 연구의 주요한 초점은 연료와 공기의 혼합 및 화염의 구조에 맞추었다.

* 서울대학교 항공우주공학과 대학원

** 서울대학교 항공우주공학과

*** Australian Defence Force Academy

**** Australian National University

† 연락처자, newaerol@snu.ac.kr

2. 실험방법

2.1 모델 스크램제트 엔진 연소기 설명

본 연구에 사용된 공동 스크램제트 엔진 모델은 길이 500 mm, 폭 52 mm, 높이 25 mm를 가지는 사각형 덕트이다(Figure 1). 실험에 사용된 모델 연소기는 공기흡입구에 의한 압축 효과를 가지고 있지 않으며, 또한 덕트의 후미에 팽창되는 부분도 없다. 모델 스크램제트 엔진의 입구 부분은 시험 시간 동안에는 노즐의 출구 부분에 위치하게 된다.

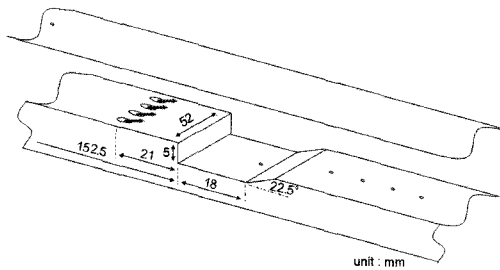


Fig. 1 Schematic of Cavity Scramjet Combustor

덕트의 입구로부터 152.5 mm 지점의 아랫면에 위치한 공동은 깊이가 5 mm이며, 22.5°의 경사각을 가지고 있다. 이 공동의 가로세로비는 4.8이며, 개방형 공동이다[2]. 시험부의 위와 옆면에 PLIF 시스템의 가시화를 위해 UV 용융-실리카 가시화 창을 장착하였다[5]. 레이저 평면은 위쪽 유리창을 통과하여 내려오며, 시험부의 옆 창문을 통하여 OH기 발광신호의 천이를 카메라를 통해 획득한다.

연료 분사 시스템으로는 Ludwig 튜브를 사용하였다. 본 실험에서는 이 튜브에 상온과 초기 설정 압력의 수소 기체를 채운다. 이 때 초기 연료 압력은 시험 시간 동안 연소실 내의 전체적 당량비를 결정한다. 수소 연료는 시험기체가 덕트 내로 유입되기 약 50 ms 전에 분사되며, 연

료 분사의 지속시간은 shock tunnel에서 시험기체의 지속시간보다 훨씬 더 길다. 따라서 시험 시간동안 연료의 질유량은 전반적으로 일정하다.

연소기 내의 압력을 측정하기 위해서 총 16개의 PCB社の 압력 센서를 사용하였다. 자유류의 압력을 측정하기 위해 덕트 입구로부터 70 mm 지점에, 공동 내부의 압력을 측정하기 위해 공동 전단으로부터 15 mm 지점에 압력 센서를 설치하였다. 또한, 덕트 입구로부터 203 mm부터 20 mm 간격으로 덕트 내 중심선을 따라 압력 센서를 설치하였다.

2.2 T3 자유 충격파 터널과 유동 조건

본 실험은 호주의 Australian National University에서 수행되었다. compression tube내의 피스톤은 고압 공기 저장소에 의해 밀어내지게 되고, compression tube 내에 존재하는 헬륨과 아르곤으로 구성된 driver gas를 압축시킨다. 피스톤이 compression tube의 맨 끝에 도달하면 compression tube내에 존재하는 driver gas와 shock tube내에 존재하는 test gas를 분리시키고 있던 철제 격막이 정체 상태의 driver gas에 의해 파열된다. 곧이어, shock tube 내에서 강한 충격파가 전파되고, 시험 기체가 가속된다. 이후 shock tube의 끝에서 충격파가 반사되어 정체되고, 노즐을 통해 빠져나간다.

연속적인 형태의 풍동 장비와는 달리 펄스 형태의 장치이므로, 실험 시간은 shock tube의 부피와 노즐로부터의 질유량에 의해 결정된다. 본 실험장치의 경우 일정한 압력의 시험 시간은 노즐 정체실의 전 엔탈피에 따라 다르지만, 일반적으로 0.5 ms와 2 ms 사이이다. 이러한 충격파 터널에서 시험 시간을 결정하는 주요한 두 가지 요소는 1)노즐 출구에서의 균일한 유동의 형성, 2)노즐 정체실로 driver gas가 도착함에 따라 시험 기체가 driver gas로 인해 혼탁해 지는 점이다. T3 자유 충격파 터널을 이용한 앞 선 연구에 따르면[7], 전 엔탈피가 4 MJ/kg 일 때, 충격파가 노즐의 정체실에서 반사된 후 4 ms 정도까지는 시험 기체가 driver gas와 혼합이 되지 않는다. 또한, University of Queensland의 T4 자유 충격파 터널 실험에서는 전 엔탈피가 6

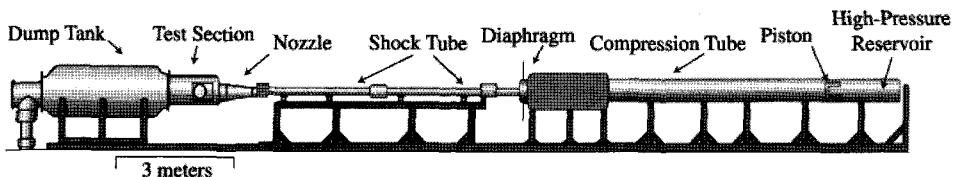


Fig. 2 T3 Free-Piston Shock Tunnel

MJ/kg 일 때, 충격파가 노즐 정체실에서 반사된 후 2.5 ms까지는 10 % 정도의 혼탁 정도를 보인다[6]. 따라서 본 실험에서는 레이저 평면광이 충격파가 정체실에서 반사된 후 1.5 ms에서 동기화되므로 driver gas에 전혀 영향을 받지 않는다.

본 연구에서 적용한 총 시험 시간은 충격파가 정체실에서 반사된 후 1.25 ms에서 1.75 ms까지 총 0.5 ms이다.

충격파의 속도와 노즐 정체실 압력은 PCB사의 압력센서를 이용하여 측정하였으며, 이 값들은 노즐의 출구 조건을 위해 사용되는 ESTC (Equilibrium Shock Tunnel Code)[8]와 STUBE nozzle code의 입력값으로 이용된다. 따라서 이들을 이용하여 계산된 자유류 조건들을 표 1, 2에 제시하였다.

Table 1 Stagnation Properties in the nozzle reservoir

Time [ms]	p_0 [MPa]	T_0 [K]	h_0 [MJ/kg]
1.0	16.3±0.5	4461±58	6.53±0.13
1.5	15.1±0.5	4407±50	6.43±0.11

Table 2 Freestream Conditions of Combustor Inlet

Calculation	Vibrational Equilibrium
p_∞ [kPa]	109 ± 4
T_∞ [K]	1666 ± 37
ρ_∞ [kg/m ³]	0.226 ± 0.007
u_∞ [m/s]	2951 ± 25
M_∞	3.71 ± 0.02

본 연구에서는 당량비에 따른 덕트 내의 초음속 연소 현상을 살펴보기 위해 Ludwig 튜브 내에 Table 3에 제시한 세 가지 압력으로 수소 기체를 채웠다. 각 압력에 해당하는 당량비는 Table 3에 제시한 바와 같다.

Table 3 Fuel Injection Conditions

Fuel Injection Pressure	Equivalence Ratio
900 kPa	0.11
1500 kPa	0.22
2500 kPa	0.42

2.3 평면 레이저 유도 형광(PLIF) 기법

수산화(OH)기는 고온 화학반응 중 나타나는 중간 생성물로서 연소가 발생하는 영역에서는 일종의 표지로서 사용된다[9]. OH PLIF을 위해서 주파수 배가(frequency doubled, 532nm) Nd:YAG laser를 사용하여 rhodamine 590과 rhodamine 610의 혼합물을 이용한 색소레이저를 여기 시키는데, 이 색소레이저는 560 nm와 570 nm 사이에서 작동하게 된다. 이 색소 레이저로부터 나온 빛은 280 nm와 285 nm사이의 파장대로 주파수 배가 되고, 이 빛은 원주형 렌즈와 구형 렌즈의 조합을 이용하여 sheet의 형태로 변형되어, 덕트 내로 통과하게 된다. 이 레이저 평면은 연료 분사구 위에 위치하도록 설치하였으며 연료 분사구 직전에서 레이저 평면의 위치가 시 작되도록 설치하였다.

OH PLIF 신호는 ICCD 카메라를 통해서 받아들여진다. 발광성(luminosity)을 제거하기 위하여 게이트(gate) 시간은 50 ns로 설정하였고, 레이저 산란과 광대역의 유동 발광성의 영향을 줄이기 위해 카메라의 렌즈 이전에 WG305와 UG11 필터를 장착하였다[5].

3. 결과 및 분석

3.1 No Fuel Injection

스크램제트 연소기 내로의 연료 분사의 경우와 비교하기 위해 연료분사 없이 노즐 출구로부터 덕트내로 유입되는 공기 유동만의 특성을 살펴 보았다.

Figure 3은 공동위를 지나는 공기 유동의 발광성(luminosity) 사진이다. 발광성 사진은 기체원소가 고온, 고압에 의해 해리되면서 방출하는 빛이다. 이 사진으로 미루어보아 공동위에서 형성된 전단 유동이 더 이상 덕트 면에 평행하게 흐르지 못하고 기울어져 공동의 뒷 벽면에 부착하는 것을 확인할 수 있다. 또한 공동의 후반부에서 강한 발광 현상으로 살펴보아 이 부분에서 고온, 고압의 유동이 발생하고 있고, 이는 Fig. 4에서 나타난 바와 같이 재 부착되는 전단 유동과 공동의 형상으로 인해 경사 충격파가 형성됨을 확인할 수 있다. 이 경사 충격파는 덕트의 윗 벽면에서 부딪히고 반사되어 다시 아래 벽면에 반사되면서 덕트 후반부로 흘러간다. 이러한 사실은 Fig. 5에 나타난 압력 분포를 통해서도 알 수 있다.

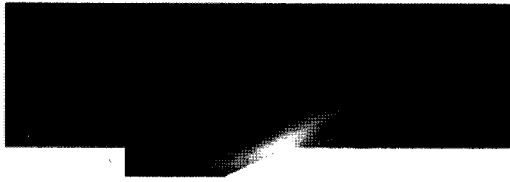


Fig. 3 No Fuel Injection (Luminosity)

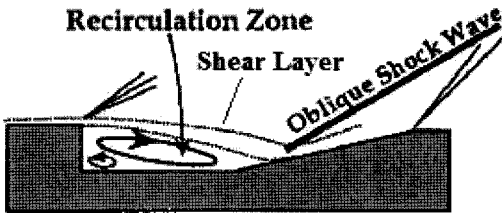


Fig.4 Concept of Cavity Flow[2]

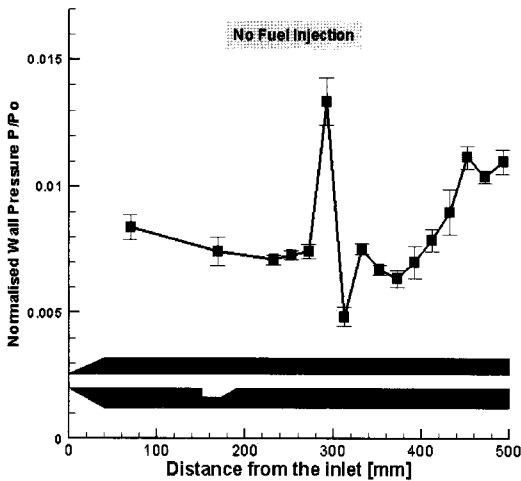


Fig. 5 Wall Pressure Distribution of No Fuel Injection

Figure 5을 통해 덕트 내 압력 분포를 살펴보면 공동 내 압력이 공동 이전의 자유류 압력보다 낮음을 알 수 있는데, 이는 공동의 형상으로 인해 앞전에서 발생한 팽창파가 공동 내의 압력을 감소시키기 때문이다. 이는 공동이 위치한 곳 이전에서 연료를 분사할 경우 공동 내 낮은 압력으로 인해 연료와 공기가 혼합된 유동이 공동 내부를 채울 수 있음을 유추할 수 있다. 또한 공동이 후 약 100 mm까지의 압력도 자유류의 압력보다 낮음을 확인할 수 있는데, 이는 공동의 뒷전에서 유동의 팽창으로 인해 압력이 감소되기 때문이다. 스크램제트 덕트의 입구로부터 약 290 mm 되는 지점에서 높은 압력이 나타나는 이유는 앞

서 설명하였듯이 공동 내부에 발생한 경사 충격파가 덕트의 윗면에 반사되고 다시 아랫 벽면에 반사되면서 높은 압력이 형성된 것이다. 이후 덕트의 후반부로 갈수록 충격파를 지나면서 압력 상승으로 인해 덕트 내의 압력 분포가 높게 나타난다.

3.2 Non-Reacting Flow

비화학 반응은 shock tube 내에 질소 기체를 채우고 이를 시험 기체로 사용하여 스크램제트 덕트 내에 연료 분사 시 연소반응이 일어나지 않게 하여 비화학 반응을 유도하였다. 당량비는 실제 연소에 대해 이론 조건에 대한 상대적인 연료-공기 혼합물의 정도를 나타내므로 본 연구에서 비화학 반응을 모사하기 위해 유입 유동으로서 사용된 질소 기체에 대해서는 당량비의 표현이 올바르지 않으나 질소의 분자량이 공기의 분자량과 유사하므로 편의상 동일한 연료 분사 압력에 대해서는 화학반응 유동의 당량비를 표시하였다.

Figure 6에 제시된 덕트 내 압력 분포를 살펴보면, 당량비 0.11의 경우 전체적으로 연료 분사를 하지 않은 경우와 유사하였다. 이는 낮은 연료 분사 압력이 덕트 입구로부터 들어오는 유동에 크게 교란을 주기 못하기 때문이다. 따라서 분사된 연료는 공동위 전단층을 따라 흐르다 이내 주 유동과 혼합되어 덕트를 빠져나가기 때문에 덕트 입구로부터 300 mm 되는 지점 이후부터는 연료 분사가 없을 때의 압력 분포와 유사한 값을 가지게 되는 것이다.

당량비가 0.22와 0.42의 경우는 자유류의 압력 부분을 제외하고는 모든 영역에서 연료 분사를

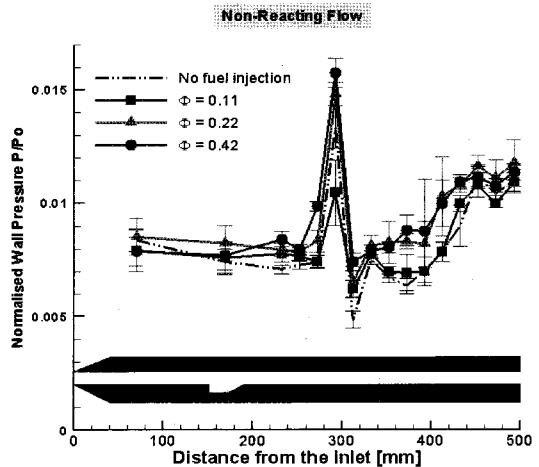


Fig. 6 Wall Pressure Distribution of Non-Reacting Flow

하지 않았을 때 보다 높은 압력 분포를 나타내었다. 이는 분사된 연료의 일부가 덕트의 아랫면에서 연료층을 이루며 흘러가기 때문에, 공동 이후 덕트 내 주 유동이 흘러가는 유효 면적을 줄여 압축 효과를 가져오기 때문이다. 특히 당량비 0.22와 0.42의 압력 분포가 유사함은 연료 분사구 이후 덕트의 아랫면에서 이루는 연료층의 두께가 비슷함을 유추해 볼 수 있다. 당량비 0.11과 0.22 및 0.42의 이러한 압력 분포의 차이도 덕트 후반부로 갈수록 그 정도가 줄어들고, 특히 스크램제트 모델의 입구로부터 450 mm되는 지점부터는 연료 분사의 유무나 당량비에 상관없이 압력분포가 서로 유사함을 확인할 수 있는데, 이는 덕트 후반부로 갈수록 연료와 질소 유입 유동의 혼합이 증가되어 덕트 아랫면에 쌓여있던 연료층의 두께가 줄어들게 되어 연료 분사가 없는 경우와 덕트의 유효 면적이 비슷해지기 때문이다.

3.3 Reacting Flow

화학 반응의 경우, shock tube 내에 공기를 채워 이를 시험 기체로 사용하여 스크램제트 덕트 내에 연료 분사 시 연소 반응이 일어나도록 유도하였다.

Figure 7-9은 세 가지 당량비에 대한 OH PLIF의 결과를 나타낸 것이다. 세 가지 경우 모두 OH PLIF을 위한 laser sheet은 연료 분사구의 위치에서 시작된다. 당량비가 0.11인 Fig. 7의 경우, 연료 분사구로부터 약 10 mm까지는 매우 낮은 OH PLIF 신호를 나타낸다. 이는 일반적으로 공기 유동장으로 연료가 수직 분사되는 경우 연료 바로 앞에서 궁형 충격파가 발생하고 이후 증가된 온도가 연료를 점화시키기에 충분하다. 그러나 본 실험에서와 같이 당량비 0.11의 낮은 연료 분사 압력의 경우, 연료를 점화시킬 만큼의 공기 유동에 교란을 주지 못하기 때문에 연료 분사 지점에서 화염이 발생하지 못한다. 비록 스크램제트 덕트 내로 유입되는 공기의 정온도가 1500 K 이상의 고온이라 하더라도 충격파 터널의 장치 특성상 실험 시간 내에 덕트로의 열전달이 일어나지 않아 실험이 진행 동안 덕트 주변의 온도는 300 K 근방이다. 또한, 수소 연료의 정체 온도는 300 K로 덕트 내로 연료가 분사될 시 팽창으로 인해 온도가 떨어지게 된다. 이러한 조건들이 당량비 0.11에서는 연료 분사구에서 연소가 발생하지 못하게 한다. 그러나 연료가 분사된 후 10 mm 지점에서 OH PLIF 신호를 확인할 수 있는데, 이는 전단층에서 공기에서 연료 쪽으로의 열전달로 인해 연료의 온도를 증가시키고 점화가 일어나게 한다.

연료분사압력을 증가시켜 당량비를 0.22로 증가시킬 경우 덕트 중간부분의 혼합층 이외에 공

동 바로 윗부분인 전단층에서도 OH PLIF 신호가 강하게 나타남을 확인할 수 있다. 이는 Fig. 10에 제시한 바와 같이 분사되는 연료 아래로 유입공기가 흐르게 되고 연료와 혼합되어 화염이 발생하게 되는 것이다[10]. 본 실험에서는 수직 분사가 아닌 15도의 경사각을 가지는 경사 분사이나 높은 분사 압력으로 인해 연료가 유입 공기 내로 침투할 경우 Fig. 10과 유사한 수직 분사에 의한 3차원 분사 유동의 형상을 지닌다.

이러한 현상은 당량비를 0.42로 더 높였을 때 확연히 나타난다. 즉, 높은 연료분사 압력에서는 연료 분사구 앞에서 궁형 충격파를 형성하고, 이 충격파 후면에서 고온, 고압의 상태가 되므로, 연료가 점화할 조건을 지니게 된다. Fig. 7의 OH PLIF 신호를 살펴보면 연료 분사구의 앞선 부분에서도 꽤 분별 가능한 OH PLIF의 신호를 살펴볼 수 있는데, 이는 연료 분사구 바로 앞에서 발생하는 재순환 영역으로 인해 공기와 연료가 혼합되고 궁형 충격파에 의해 상승한 온도가 이 영역에서 연소가 발생할 수 있게 하기 때문이다. 따라서 궁형 충격파 이후 혼합 경계층을 따라 연료와 공기의 혼합이 이루어지고 이 영역에서 화염이 발생하게 된다. 뿐만 아니라 공동의 위 전단층에서 당량비 0.22에 비해 훨씬 더 강한 OH PLIF 신호를 확인할 수 있는데 이는 높은 연료분사압력으로 인해 당량비 0.22 때 보다도 더 큰 모멘텀을 지니므로 분사 후 제트의 형태를 이루며 공기중으로 침투하므로 연료 분사구 이후로 공기가 덕트 아랫면 위로 훨씬 더 많이 침투할 수 있다. 이는 전단층에서 공기와 연료의 혼합이 더 많이 이루어질 수 있으므로 이 영역에서 연소로 인해 강한 OH 신호가 나타나게 되는 것이다. 따라서 당량비 0.42의 경우 덕트 중반부의 공기와 연료의 혼합 경계층과 공동 바로 위 전단층에서 연소가 주로 이루어지고 있음을 알 수 있다. 이러한 형상은 당량비 0.11이나 0.22와는 확연한 차이를 보이고 있고, 공동을 지난 후에도 어느 정도 그 형태를 유지하고 있는데, 이는 분사된 연료 제트가 공동 이후까지 그 형상을 유지하고 있음을 유추해 볼 수 있다.

Figure 7-9에서 알 수 있듯이 당량비에 상관없이 공동 내부에서 OH PLIF의 신호를 확인할 수 있다. 이는 물론 혼합 경계층에서 발생하는 OH PLIF의 신호에 비해서는 그 강도가 크지 않으나 공동내부에서 OH 원소의 신호를 발생하고 있는 점으로 미루어 보아 공동 이전 상류 연료 분사의 경우 공동이 화염의 지지부 역할을 하고 있음을 알 수 있다.

화학반응의 경우 당량비가 증가할수록 덕트 내에서 나타나는 압력분포도 증가한다.(Fig. 11) 비화학 반응과는 달리 화학 반응에서는 공동에서

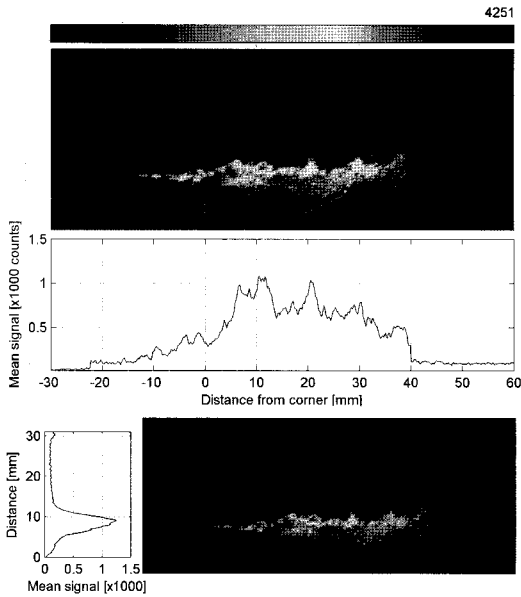


Fig. 7 PLIF image ($\phi=0.11$)

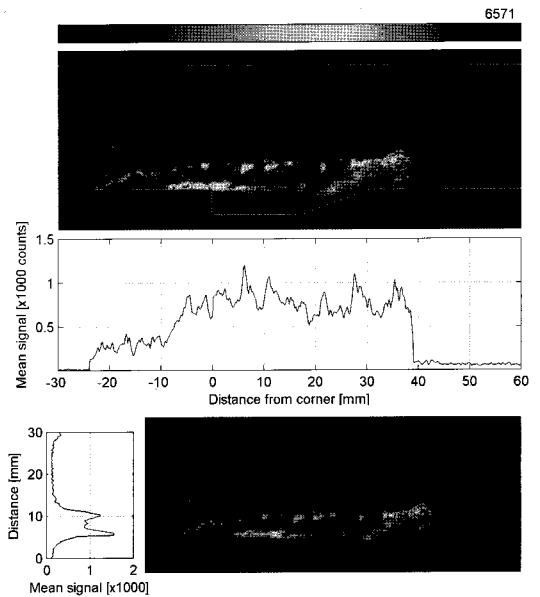


Fig. 9 PLIF image ($\phi=0.42$)

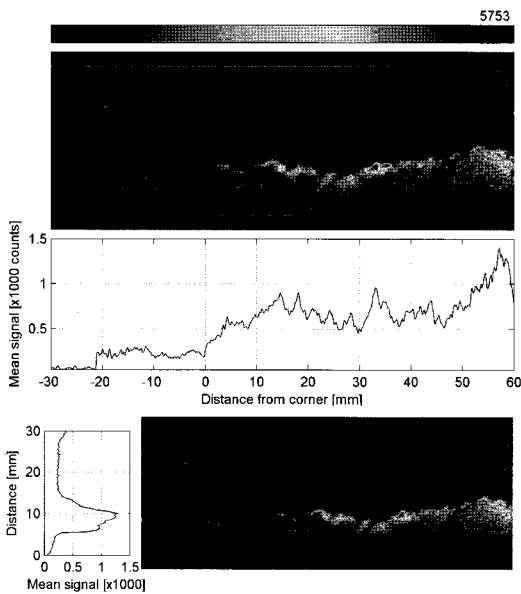


Fig. 8 PLIF image ($\phi=0.22$)

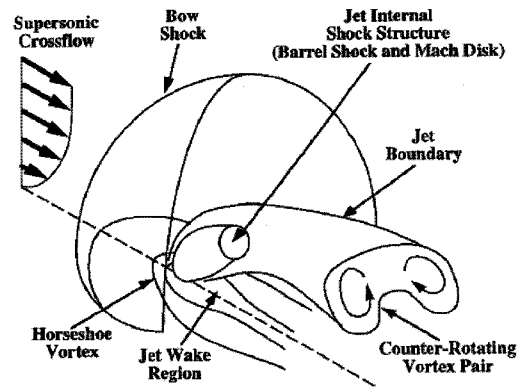


Fig. 10 Perspective view of the three-dimensional flowfield surrounding the transverse injection of an underexpanded jet into a supersonic crossflow[10]

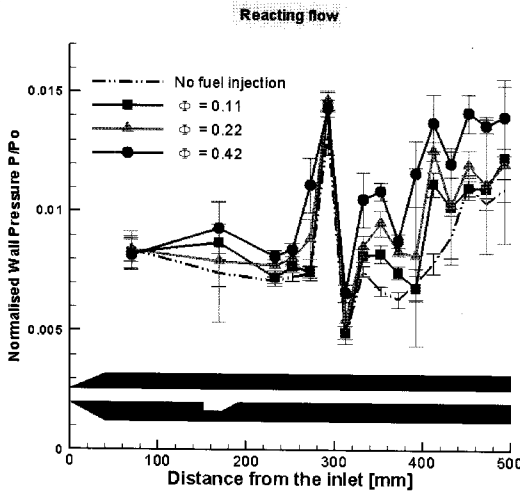


Fig. 11 Wall Pressure Distribution of Reacting Flow

의 압력이 자유류의 압력보다 높게 나타난다. 이는 공동내부 또는 공동의 위 전단층에서 연소 현상이 발생함으로 인해 압력이 증가한 것으로 공동이 화염의 지지부 역할을 함을 나타내는 것이다. 공동을 지나 덕트 입구로부터 290 mm 정도 되는 지점까지는 압력분포가 비화학 반응과 유사하다. 이는 공동의 뒷전에서 발생하는 팽창파로 인해 온도가 감소하므로 화염이 소멸되거나 또는 화염으로 인한 압력증가가 매우 약함을 알 수 있다. 충격파가 덕트의 아랫면에 반사된 이후에는 덕트 내로의 공기와 연료의 혼합이 증가하는 만큼 화학 반응 시 연소로 인해 나타나는 압력 또한 증가한다.

4. 결론

본 논문은 공동을 가지는 스크램제트 엔진 연소 실험에 대해 압력 측정과 OH PLIF을 수행하였다. 공동 이전에서 수소 연료를 사용하여 경사 분사를 수행하였으며, 세 가지 당량비에 대해 그 특성을 살펴보았다.

연료분사를 하지 않은 경우, 공동위에서 형성된 전단층이 공동의 뒷 경사면에서 재부착되고 이로 인해 강한 경사 충격파가 발생된다. 연료와 공기가 혼합된 유동이 공동 내부로 들어올 경우 경사 충격파로 인해 점화가 시작되고 연소가 발생할 수 있음을 나타낸다. 공동의 앞전에서 발생한 팽창파는 공동내부의 압력을 감소시킨다.

비화학반응의 경우, 낮은 당량비인 0.11의 연료 분사는 덕트내로의 유입유동에 교란을 주지 못하고 공동위 전단층을 따라 흐르다 주 유동과 혼합

된다. 그러나 당량비 0.22와 0.42의 경우, 덕트 바닥에 연료층이 형성되기 때문에 연료를 분사하지 않았을 때나 당량비가 0.11인 경우에 비해 덕트 내의 압력분포가 높게 나타난다.

화학반응의 경우, 당량비 0.11과 0.22에서는 연료분사구 이후에서 화염이 발생하나 당량비 0.42에서는 연료분사구 직전에서부터 화염이 발생한다. 공동내부 또는 주위에서 발생하는 연소 현상으로 인해 공동내부에서 자유류보다 높은 압력이 발생한다. 또한 공동내부에서 OH 신호가 발생하는 것으로 보아 스크램제트 엔진내에서 공동이 화염지지부 역할을 함을 확인된다.

후 기

본 연구는 2005년 과학기술부 국가지정연구실 사업(NRL 과제 고유번호 M105000000-7205J000 007210)에 의해 지원된 연구과제 중 일부이며, 2005년도 두뇌한국21사업에 의하여 지원되었습니다. 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] J. M. Seiner, S. M. Dash, D. C. and Kenzakowski, "Historical Survey on Enhanced Mixing in Scramjet Engines," Journal of Propulsion and Power, Vol.17, No.6, 2001, pp. 1273-1286.
- [2] A. Ben-Yakar and R. K. Hanson, "Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets-An Overview," Journal of Propulsion and Power, Vol.17, No.4, July-August 2001, pp. 869 - 877.
- [3] V. Vinogradov, A. Kobigskij and M. D. Petrov, "Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow," Journal of Propulsion and Power, Vol.11, No.1, 1995, pp. 130-134.
- [4] P. Ortwerth, A. Mathur, V. Vinogradov, V. Grin, M. Goldfeld and A. Starov, "Experimental and numerical investigation of hydrogen and ethylene combustion in a Mach 3-5 channel with a single injector," AIAA-1996-3245, ASME, SAE, and ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit, 32nd, Lake Buena Vista, FL, July 1-3, 1996.
- [5] S. O'Byrne, I. Stotz, A. Neely, R. Boyce, N. Mudford, and F. Houwing, "OH PLIF Imaging of Supersonic Combustion Using Cavity Injection," AIAA-2005-3357,

AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 16-20, 2005.

[6] A. Neely, I. Stotz, S. O'Byrne, R. Boyce, N. Mudford and A. Houwing, "Flow Studies on a Hydrogen-Fueled Cavity Flame-Holder Scramjet," AIAA-2005-3358, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 16-20, 2005.

[7] S. O'Byrne, "Examination of Transient Mixing and Combustion Processes in a Supersonic Combustion Ramjet Engine," Mater's thesis, Australian National University, 1997.

[8] M. K. McIntosh, "Computer Program for the Numerical Calculation of Frozen Equilibrium Conditions in Shock Tunnels, Tech. rep.," Australian National University, 1968.

[9] J. M. Seitzman and R. K. Hanson, "Comparison of excitation techniques for quantitative fluorescence imaging of reacting flows," AIAA Journal, Vol.31, No.3, March 1993, pp. 513-519.

[10] W. VanLerberghe, J. Santiago, J. Dutton and R. Laucht, "Mixing of a Sonic Transverse Jet Injected into a Supersonic Flow," AIAA Journal, Vol.38, No.3, March 2000, pp. 470-479.