

공동 상류 경사 분사를 이용한 초음속 연소기의 실험적 연구, Part 2 : 압력 측정

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

Experimental Study on Supersonic Combustor using Inclined Fuel Injection with the Cavity, Part 2 : Pressure Measurement

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

ABSTRACT

The supersonic combustion experiments are carried out using T3 free-piston shock tunnel. Different shock tube fill pressures have various inflow conditions. 15° inclined hydrogen fuel injection is located before the cavity. Oblique shock is generated at the trailing edge of the cavity and reflects off the top and bottom wall. For non-reacting flow, static pressures in low equivalence ratio are similar to those in no fuel injection. As equivalence ratio is increased, static pressures are increased in the duct. In the similar equivalence ratio, static pressures are increased when total enthalpy is decreased. For reacting flow, the flame is occurred near the cavity. The combustion is weak locally in the middle of the duct. The up and down pressure distribution in the duct means that the supersonic combustion is generated.

Key Words : Supersonic Combustion, Cavity, Inclined Fuel Injection

1. 서 론

수 십 년 동안 여러 국가에서 초음속 연소에 관한 연구를 진행해왔다. 그러나 현재까지 초음속 연소에 관한 가장 효율적인 연료 분사 방법에 대해서는 일반적인 의견 일치라 되어 있지 않다. 우선, 연료분사 방법은 효율적인 연료/공기 혼합뿐 만 아니라 연소기 내 공기역학적 저항도 최소화 시켜야 한다[1]. 연료분사, 혼합 및 화염 유지를 위해 고안된 몇 가지 잠재적인 분사 방법 중 하나는 연소기 벽면에서 하나 또는 그 이상의 공동을 이용하는 것이다[2]. 경사면을 이용한 연료 분사구 후방에 공동을 설치할 경우 초음속 유동장 내에서 탄화수소 연소의 효율을 증대시켰다

[3-4]. 1994년, NASA와 CIAM에서는 자발점화 와 화염유지 도구로서 공동이 다소 효과적임을 나타내었다[2]. 또한 몇몇 실험적 연구가 US Air Force Research Lab.에 의해서 수행되었으며, 비행 마하수가 약 6 정도 되는 영역에서 연료/공기의 혼합 및 화염지지를 증대시키기 위한 공동의 가능성을 보여주었다[5-7].

길이가 긴 초음속 연소기의 경우, 연소기 전체에 걸쳐 가시화 방법으로 연소기 내 초음속 연소의 발생 유무를 확인하기 어렵다. 따라서 본 논문은 Part 1에 이어, 연소기 내 압력 센서를 장착함으로써 연소기 내 압력 분포를 통해 충격파의 위치 및 초음속 연소의 발생을 확인하고자 하였다.

2. 실험방법

2.1 초음속 연소기 설명

* 서울대학교 항공우주공학과

† 연락저자, newaero1@snu.ac.kr

** Australian Defence Force Academy, Australia

*** Australian National University, Australia

본 연구에 사용된 초음속 연소기는 길이 500 mm, 폭 52 mm, 높이 25 mm를 가지는 사각형 덕트이다. 연소기 입구는 시험 시간 동안 마하 3.8의 노즐 출구 직후에 위치하도록 하였다. 연소기 입구로부터 152.5 mm 지점에 위치한 공동은 깊이가 5 mm이며, 22.5°의 경사각을 가지고 있다. 이 공동의 길이-깊이비는 4.8이며, 개방형 공동이다[2]. 본 실험에 사용된 모델 스크램제트 연소기를 Fig. 1에 제시하였다.

연료 분사 시스템은 Ludwig 튜브를 사용하였다. 상온 상태의 수소 기체를 Ludwig tube 내로 주입하고, 이 때 tube 내 수소 기체의 주입 압력은 실험 조건에 따른 전반적인 당량비에 맞추어 조절하였다. 연료는 시험 기체가 연소기 내로 유입되기 약 30 ms 전에 연소기 내부로 분사된다. 이 때 연료 분사의 지속시간은 연소기 내에서 시험 기체의 지속시간보다 훨씬 더 길다. 따라서 시험 시간 동안 연소기 내 연료의 질유량은 전반적으로 일정하다.

연소기 내의 압력을 측정하기 위해서 총 16개의 PCB社의 압력 센서를 사용하였다. 연소기 입구로 유입되는 유동의 압력을 측정하기 위해 연소기 입구로부터 70 mm 지점에 압력 센서(model 113M165)를 장착하였고, 공동 내부의 압력을 측정하기 위해 공동의 앞전으로부터 15 mm 지점에 압력 센서(model 113M165)를 설치하였다. 또한, 연소기 입구 233 mm 지점부터 20 mm 간격으로 연소기 내 중심선을 따라 14개의 압력 센서를 설치하였다.(model 113M165, 113A21, 112A21) 또한, 연소기 모델 내에 연료 분사시 압력 변화를 측정하기 위해 연료 챔버에 압력 센서를 장착하였다.(model 112A21)

2.2 T3 자유-피스톤 충격파 터널과 유동 조건

본 실험은 호주의 Australian National University에 있는 T3 자유-피스톤 충격파 터널(free-piston shock tunnel)에서 수행되었다. 실험 방법에 대한 자세한 설명은 Part 1에 제시하였다.

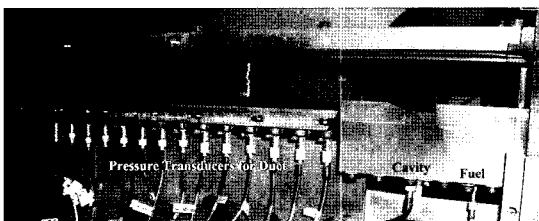


Fig. 1 Supersonic Combustor Model

3. 결과 및 분석

3.1 비연료 분사

초음속 연소기 내 연료 분사로 인한 비화학 반응과 화학 반응에 대한 현상을 살펴보기에 앞서, 연료 분사 없이 주 유동에 의한 연소기 내 유동장의 특성을 먼저 살펴보았다. 이는 연료 분사가 없을 때 공동 위를 흐르는 유입유동의 특성을 살펴보기 봄으로써 연료분사의 경우와 비교하기 위함이다.

Fig. 2은 유입 유동의 luminosity image이다. 위 사진에 제시된 바와 같이 전단층으로 추정되는 공동 위 어떤 층이 모델에 대해 평행하게 흐르지 못하고, 공동 내부 아래로 휘어져 흐르면서 공동의 뒤 경사면에 부딪히게 된다. 즉, 유입 유동은 공동의 앞전에서 박리되고, 공동 내 전단층을 따라 흐르다가 공동의 뒤 벽면에 부딪히게 된다. 따라서, 공동 내부로 흐르는 유입 유동의 일부는 재순환 영역을 형성하고, 다른 일부는 공동의 뒷전을 지나 연소기 후방으로 흐르게 된다. 채부착된 shear layer와 공동의 형상은 Fig. 3의 아래 개념도에 제시된 바와 같이 재압축 영역(recompression region)과 경사 충격파를 형성시킨다. 공동 뒷전에서 발생하는 강한 발광은 이 영역에서 높은 압력과 온도가 형성되고 있음을 나타낸다. 이 경사 충격파는 연소기 윗 벽면에 부딪히고, 다시 반사되어 아래 벽면에 부딪히게 된다. Fig. 3에 나타난 벽면 압력분포에서도 이러한 사실을 잘 알 수 있다.

Fig. 3는 서로 다른 전엔탈피(6.45 MJ/kg, 3.82 MJ/kg)에 대한 연소기 내 압력 분포를 나타내고 있다. 두 유입 유동에 대한 조건은 Table 1, 2에 제시하였다. 두 전엔탈피에 대해서, 공동 내 정압

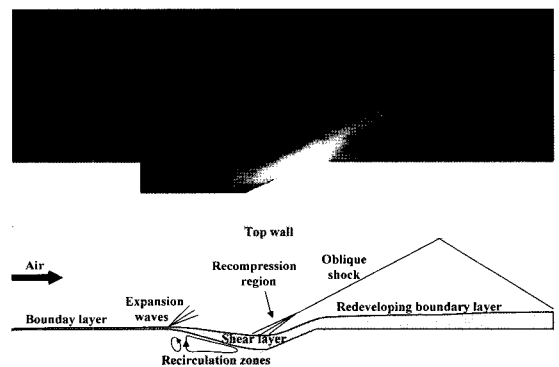


Fig. 2 Luminosity Image of No Fuel Injection(top) and Schematic View(bottom)

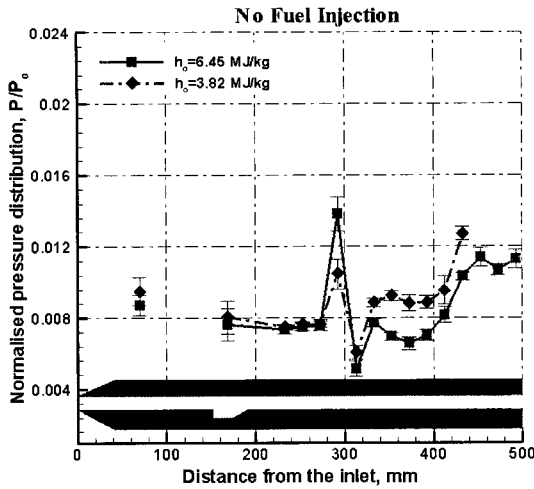


Fig. 3 Wall Pressure Distribution in No Fuel Injection

력은 연소기 입구의 압력값보다 낮게 나타나는데, 이는 공동 내 전압력이 감소되기 때문이다. 공동으로부터 약 100 mm 되는 지점까지, 공동의 뒷전에서부터 형성되는 팽창파에 의해 연소기 내 아랫면에서의 압력은 연소기의 입구 압력보다 낮았다. 앞서 설명한 바와 같이, 공동의 뒷전에서 부근에서 발생한 경사 충격파는 연소기 내 위, 아래 면에서 반사되고, 그 결과 연소기 입구로부터 약 290 mm 되는 지점에 높은 압력이 형성된다. 또한, 유동이 후류로 흘러감에 따라 몇 개의 경사 충격파를 지나게 되고, 연소기 내 압력이 점차적으로 증가된다. 전 엔탈피가 6.45 MJ/kg 에서 3.82 MJ/kg 으로 감소함에 따라 293 mm 지점에서 압력값이 서로 다르게 나타나는데, 이는 연소기 아랫면으로 반사되는 충격파의 위치가 서로 다르기 때문이다. 즉, 전엔탈피가 감소할수록 연소기 입구로 들어오는 유동의 마하수는 증가하므로 공동의 뒷전에서 더 강한 경사 충격파가 발생하게 된다. 그러나 정압력의 절대값이 다르다 하더라도 연소기 내 압력 분포는 두 조건에 대해 서로 유사함을 알 수 있다.

3.2 비화학 반응

연소 실험에 앞서, 두 유동 사이에서 나타나는 혼합 현상에 대해 살펴보기 위해 충격파 터널의 시험 기체를 공기 대신 질소 기체를 사용하여, 연소기 내부로 수소 기체가 분사되더라도 연소 반응이 발생하지 않도록 유도하였다.

Fig. 4는 연료를 분사하였을 때 공동 근처에서의 luminosity image이다. 일반적으로 알려진 공동 위 유동장의 경우 연료분사가 없을 때는 앞전

에서 박리된 shear layer가 공동 내부로 휘어져서 흐르다 공동 뒷전에서 재부착되고, 이 부분에서 재압축 영역과 경사 충격파가 발생한다. 그러나 공동이전에서 분사되는 매체가 있는 경우는 공동에서의 free shear layer의 성장률을 증가시켜 주므로, shear layer가 분사가 없을 때보다 증가된다. 뿐만 아니라 공동의 뒷전에서 발생하게 되는 충격파의 경우도, 연료분사가 없을 때는 공동의 뒷전 부근에서부터 파들이 발생하여 충격파가 형성되는 데에 비해, 연료분사가 있을 때는 두꺼워진 shear layer로 인해 재순환 영역이 작게 형성되고 되고 따라서 공동의 뒷전 끝 부분에 충격파가 발생하는 것으로 보인다. 또한, 연료 분사가 없는 경우는 공동 뒷전에서 발생하는 경사 충격파가 공동 뒷전의 경사면 중간 부분에서부터 발생하였으나, 연료분사가 있는 경우에는 연료로 인해 shear layer의 두께가 증가되어 거의 공동의 뒷전 끝부분에서 경사충격파가 발생하기 시작하는 것으로 생각됩니다. 또한 공동 내부에서 shear layer와 재순환 영역의 경계선인 속도가 0 이 되는 선은 연료분사가 없는 경우에는 연료 분사가 있는 경우에 비해, 충격파의 위치로 미루어 보아 공동 내부로 좀 더 깊이 들어가서 형성이 되고 있으며, 이는 공동이전 연료 분사로 인한 공동 내부 구조 특성이 달라지게 된다.

Fig. 5은 당량비의 변화에 따른 연소기 내 압력 분포를 나타낸 것으로 (a)와 (b)는 각각 전엔탈피 6.45 MJ/kg 과 3.82 MJ/kg 에 대한 것이다. Fig. 5(a)에서 당량비 0.13에 대한 정압력 분포는 첫 번째 충격파가 반사되는 지점인 293 mm 를 제외하고는 비연료 분사에서의 정압력 분포와 유사하다. 이 경우, 연소기 내 정압력 분포에 있어서 연료의 질유량은 비연료 분사경우와 비교하여 큰 영향을 끼치지 못함을 알 수 있다. 당량비가 0.132에서 0.223, 0.447로 두 배와 네 배로 증가하였을 때, 연소기 내 정압력 분포는 서

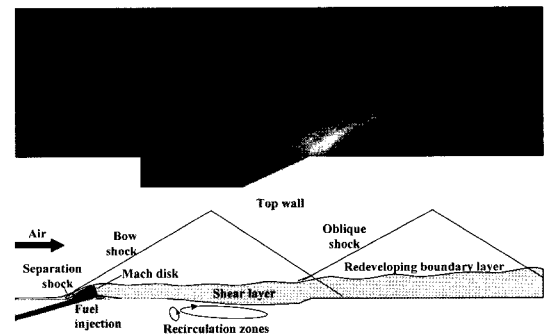


Fig. 4 Luminosity Image with Fuel Injection(top) and Schematic View(bottom)

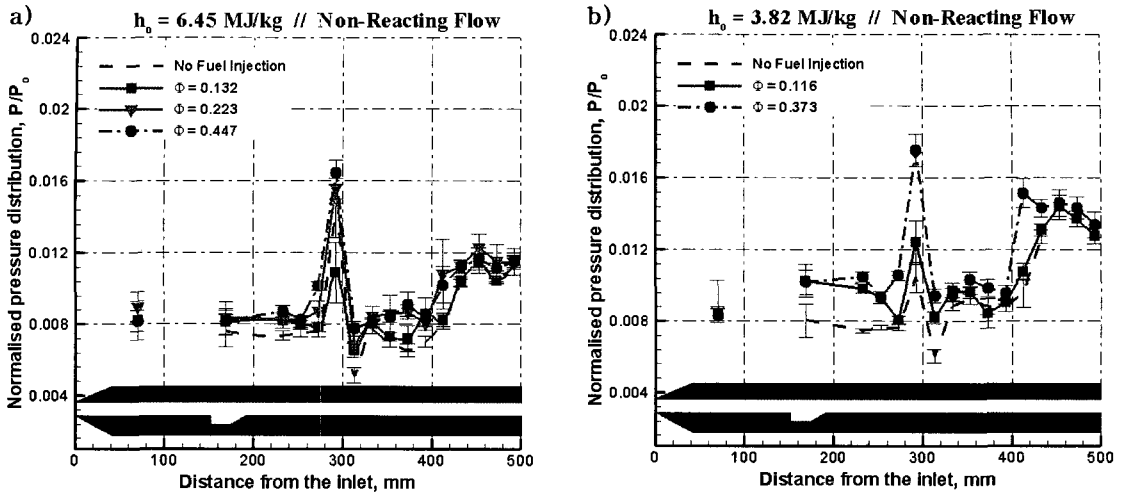


Fig. 5 Wall Pressure Distribution of Non-Reacting Flow due to the Equivalence Ratio

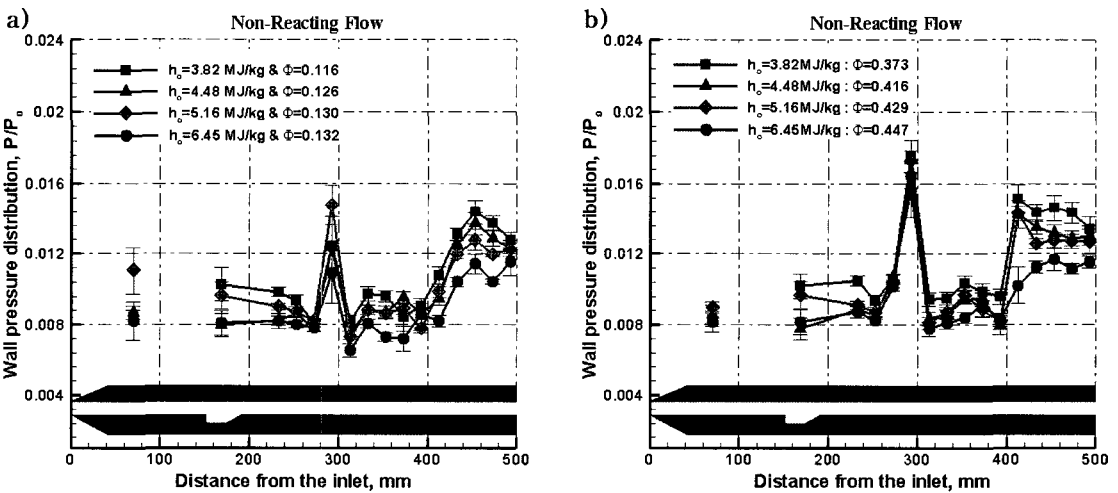


Fig. 6 Wall Pressure Distribution for Various Total Enthalpy Values

로 유사하였으며, 연소기의 후반부에서 압력이 25% 정도 증가함을 알 수 있었다. 이는 각 조건에서 연료 분사 압력이 서로 다르다 하더라도, 정압력의 분포는 크게 변하지 않음을 알 수 있다. Fig. 5 (b)에서 수소 연료가 분사될 때 공동 내부의 정압력은 당량비에 관계없이 비연료 분사일 때 보다 더 높은 값을 가진다. 낮은 당량비의 경우, 첫 번째 충격파가 반사되는 지점인 290 mm 이후 연소기 내 정압력 값들은 비 연료 분사의 정압력 값들과 유사하고, 연료 질유량이 증가되면, 연소기 내 정압력 값들은 증가한다. 그러나 공동 내부의 압력과 충격파가 팽창되는 영역에서는 당량비에 상관없이 압력값이 서로 유사함을 알 수 있다. Fig. 6은 전 엔탈피에 따른 정압

력 분포를 비교한 것이다. Fig. 6 (a)와 (b) 각각 높고 낮은 당량비에 대한 경우이다. 두 (a), (b) 경우 모두 전엔탈피가 감소하면 높은 유입 마하수로 인해 연소기 내 정압력 값이 증가한다. 연소기 입구로부터 293 mm 지점에서, 높은 당량비에서의 정압력은 낮은 당량비의 정압력보다 더 높게 나타나는데, 이는 서로 다른 연료 질유량은 공동의 뒷전에서 발생하는 경사 충격파의 위치와 각도를 변화시키게 되고 따라서, 연소기 내 충격파의 위치를 변화시키게 될 것이라 추정할 수 있다. 그러나 모든 조건에 통해, 이 지점에서의 압력값 변동이 다른 지점에 비해 더 크게 나타나는데, 이는 공동의 뒷전부근에서 shear layer가 진동하여 이로 인해 발생하는 경사 충격파가 앞뒤

로 이동하기 때문이다. 따라서 반사되는 충격파 위치는 쉽게 변할 수 있음을 알 수 있다. 이러한 반사 충격파의 진동에도 불구하고 연소기 내 가장 높은 압력의 위치는 변하지 않는다. 또한 연소기 입구로부터 413 mm 되는 지점에서, (b) 경우의 정압력은 (a) 경우의 정압력보다 더 높는데, 이는 연소기 내 서로 다른 연료량으로 인해 발생하는 것으로 생각된다. 따라서 공동 이후 연소기 내에서는 높고 낮은 당량비 사이에 서로 다른 충격파 구조가 형성되는 것이라 볼 수 있다.

3.3 화학반응

연소기 내부에 초음속 연소를 발생시키기 위해 앞의 내용과 달리 공기를 시험기체로 사용하였다. 연료가 공동 이전에서 분사되면 공동의 앞전에서 박리되고 공동 위 전단층을 따라 흐르다가 공동의 뒷 벽면에서 부딪히게 된다. 여기서, 연료의 일부분은 공동 안으로 유입되고 공동 내에서 재순환 영역을 형성시키고, 나머지는 공동의 뒷전을 지나 이동한다. 만일 공동 주위에서의 유동 온도가 연료를 점화시키기에 충분하고 국소적이거나 연료와 공기의 혼합이 충분히 이루어지면, 공동 주위에서 연소가 발생하게 된다. 낮은 마하수에서 공동은 화염지지부 역할을 하는데, 본 실험에서와 같이 연소가 공동 내부에서 일어난다면, 연료 분사 시스템은 화염지지부의 역할을 하게 된다.

Fig. 7는 전 엔탈피에 따른 비화학 반응과 화학반응에 대해 연소기 내 정압력을 비교한 것이다. (a)-(c)의 경우, 공동 내부에서 화학 반응의 정압력 분포는 비화학 반응에 비해 더 높게 나타나는데, 이 압력상승은 공동 근처에서 발생한 연소 때문이라 유추할 수 있다. 그러나 전엔탈피 3.82 MJ/kg((d) 경우)는 공동 내부에서 화학 반응 및 비화학 반응 사이의 정압력 차이가 비교적 작게 나타났으며, 특히 당량비가 증가되었을 때는 정압력 값이 거의 동일하게 나타났다. 따라서 낮은 전엔탈피에서는 공동 부근에서 연소가 약하게 일어날 것이라 추측된다. 낮은 전엔탈피에 대해 공동에서의 연소로 인한 압력 상승이 비교적 작고 공동을 지나 연소기 후반부로 갈수록 압력 상승이 크게 나타난다는 사실로 미루어 보아 전엔탈피가 낮을수록 연소기 입구로 유입되는 공기의 온도가 감소하게 되고, 따라서 연소기 내에서 점화 지연 시간이 길어진다고 해석할 수 있다. 연료가 분사되면서 분사구 앞에서 대부분 발생하는 공형충격파에 의해 발생하는 열이 연료와 공기의 혼합된 유동을 점화 시킨 이후에는, 더 낮은 전엔탈피 조건은 연소기 내에서 연소로 인한 열방출이 더 크게 발생하게 한다. (a)-(d) 모든 경우에서 연소기 내 가장 높은 압력이 연소기 입구로

부터 293 mm 되는 지점에서 발생하였는데, 이는 비록 연소가 공동 내부에서 발생하더라도 공동의 뒷부분에서 발생하는 경사충격파는 서로 비슷한 지점에서 반사됨을 알 수 있다. 또한, Fig. 7에서 모든 전엔탈피 조건에 대해 낮은 당량비에서는 화학 반응과 비화학 반응에서의 정압력 분포가 서로 유사하다. 이는 비록 낮은 당량비에서 연소가 발생한다 하더라도 연소로 인해 추가적으로 압력을 상승시킬 수 있는 영향력은 비교적 낮음을 의미한다. 290 mm 부근에서 두 번째 충격파와 연료의 상호작용 이후 압력의 소폭 상승이 나타나지만, 곧 압력은 비화학 반응 유동 수준으로 감소한다. 이는 연소가 충격파 이후 뒤 따르는 팽창파에 의해 소멸되는 것이라 유추할 수 있다. 모든 당량비에 대해 공동이 끝나는 부분과 연소기 입구로부터 250 mm 사이의 정압력 값은 비화학 반응에서의 값과 유사하다. 이 영역은 공동의 뒷전에 의해 형성되는 팽창파에 영향을 받므로 연소가 국소적으로 약해지거나 또는 소멸되게 된다. 모든 경우에 대해 연소기 입구로부터 340 mm 이후, 높은 당량비에서의 정압력 값은 낮은 당량비에 비해 50% 이상 증가한다. 특히 연소기 후반부에서 연소기를 따라 나타나는 정압력의 증가는 당량비가 높고 연소가 발생하는 경우 더욱 뚜렷이 나타남을 알 수 있다. 따라서 본 모델 스크램제트 엔진 실험에서는 연소기 내에서 초음속 연소가 발생하며, 당량비가 증가할수록 더욱 더 확실한 초음속 연소가 발생함을 알 수 있다. Fig. 8는 높고 낮은 당량비에 대해서 전엔탈피에 따른 연소기 내 정압력 분포를 나타내고 있다. 낮은 당량비에서 전엔탈피 3.82 MJ/kg의 경우를 제외하고 모든 정압력 분포가 전엔탈피에 관계없이 매우 유사함을 알 수 있다. 앞서 Fig. 6에서 제시한 바와 같이, 낮은 당량비는 연소기 내에서 약간 연소 현상을 나타내기 때문이다. 그러나 Fig. 8 (b)와 같이 높은 당량비에서는 전엔탈피가 감소함에 따라 정압력 값들이 증가하였다. 또한 연소기 내 정압력의 증가는 서로 동일한 유형을 보이고 있으며 이는 충격파 구조가 당량비에 상관없이 일정하게 형성되고 있음을 말해준다. Fig. 8 (b)의 전엔탈피 3.82 MJ/kg에서 연소기 끝(약 470 mm)에서 압력값들이 급격히 증가하는 점을 확인할 수 있는데, 이는 이 지점이 다른 부분보다 더 큰 연료/공기 혼합율과 그에 따른 연소를 때문이라 생각된다. 또한 연소기 출구 형상으로 인해 유동이 급격히 팽창되어 이 위치에 영향을 끼칠 수도 있다.

4. 결론

본 논문은 공동을 지니는 초음속 연소기에서의 연소 실험에 대해 정압력과 측정을 수행하였다.

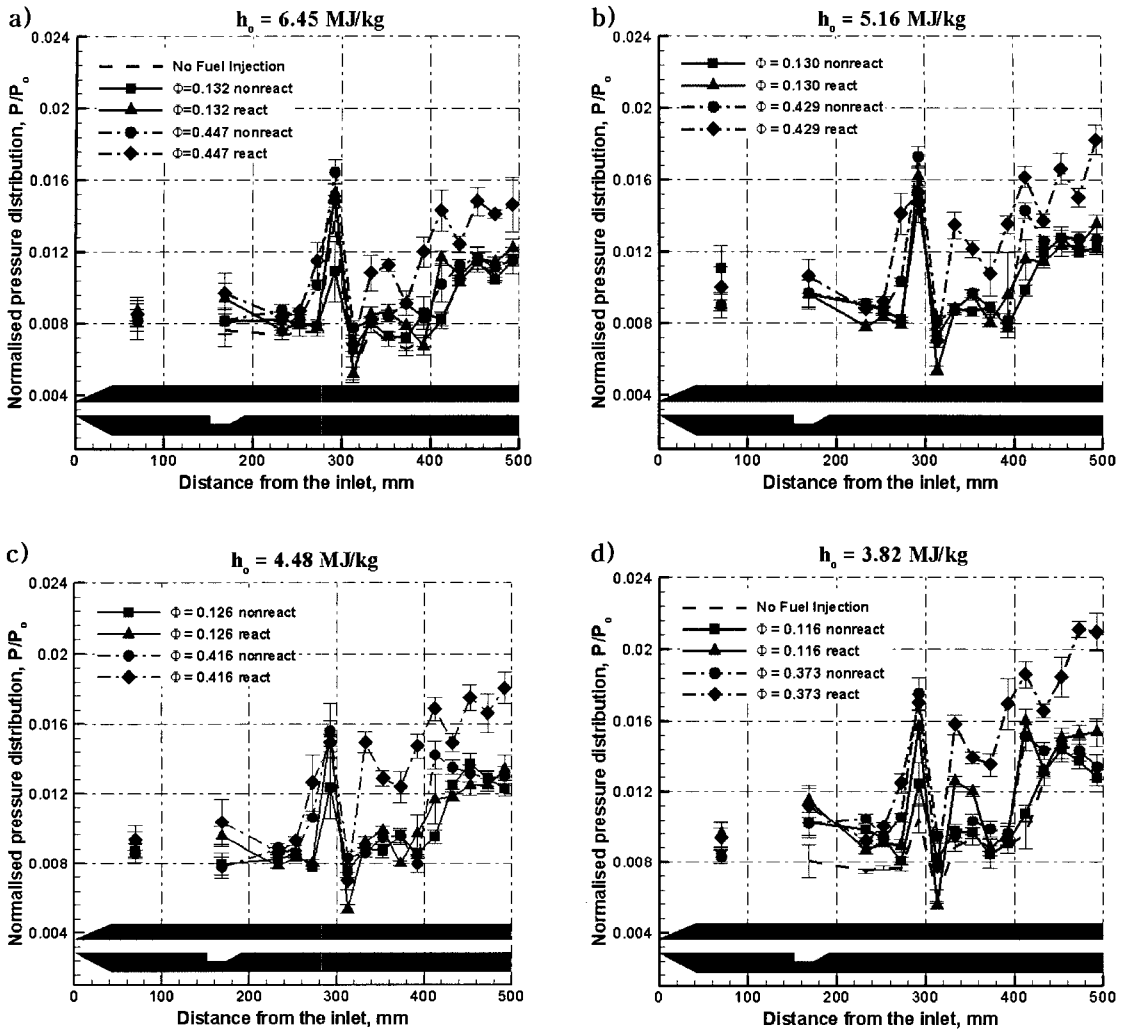


Fig. 7 Static Pressure Comparison between Non-reacting and Reacting Flow

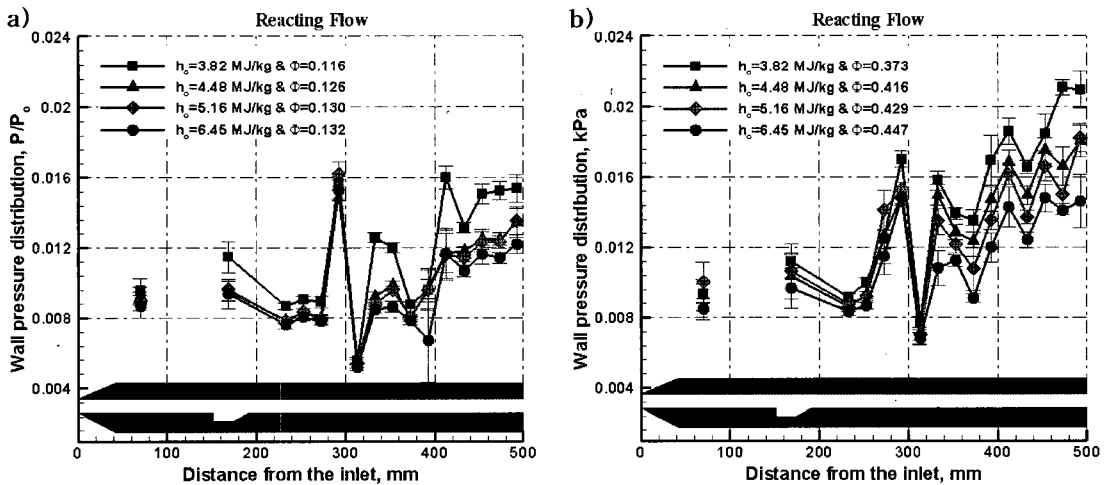


Fig. 8 Static Pressure Distribution according to the Total Enthalpy

1) 연소기 입구로부터 들어온 유동은 공동 뒷전에서 강한 경사 충격파를 형성하고, 이는 덕트 위,아래면으로 반사되어 나아간다. 서로 다른 전엔탈피의 유입 유동의 경우, 압력 밀도, 속도 마하수 등이 다름에도 불구하고 덕트 내부에서 형성되는 충격파의 구조는 동일하게 형성되었다.

2) 비화학 반응의 경우, 낮은 당량비($\phi=0.13$)에서 덕트 내 정압력 분포는 연료분사가 없을 때의 정압력 분포와 유사하였고, 당량비가 증가할수록 덕트 내 정압력이 증가하였다. 유사한 당량비에서, 전 엔탈피가 감소할수록 덕트 내 정압력은 증가하였다.

3) 화학반응의 경우, 공동 부근에서 화염이 발생하여 공동 내부에서 압력이 상승하였다. 그러나 낮은 전 엔탈피의 경우 공동 내부의 정압력이 비화학 반응의 값과 유사하게 나타나는 것으로 보아 연소 현상이 약하게 발생함을 알 수 있었다. 모든 유입 유동 조건에서 낮은 당량비의 경우 덕트 내에서 미약한 연소가 발생하였다. 또한 덕트 중간 부분에서 모든 조건에 대해 연소가 국소적으로 약해졌다. 높은 당량비의 경우 낮은 당량비에 비해 압력이 50% 이상 증가하였으며, 전 엔탈피가 감소함에 따라 이러한 현상은 더욱 크게 나타났다. 덕트 내 정압력 분포에서 압력의 높고 낮음은 초음속 연소가 발생함을 나타낸다.

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] Seiner, J. M., Dash, S. M., Kenzakowski, D. C.,: Historical Survey on Enhanced Mixing in Scramjet Engines, *Journal of Propulsion and Power*, 2001, Vol.17, No.6, pp.1273-1286
- [2] Ben-Yakar, A., Hanson, R.K.: 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] Vinogradov, V., Kobigskij, A., Petrov, M. D., "Experimental Investigation of Kerosene Fuel Combustion in Supersonic Flow," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 11, No. 1, 1995, pp.130 - 134.
- [4] Ortwerth, P., Mathur, A., Vinogradov, V., Grin, V., Goldfeld, M., Starov, A., "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, 1 - 3 July, 1996.
- [5] Gruber, M.R., Bauerle, R.A., Mathur, T., and Hsu, T.Y., "Fundamental Studies of Cavity-Based Flameholder Concepts for Supersonic Combustors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 1, 2001, pp.146 - 153
- [6] Donbar, J.M., Gruber, M.R., Jackson, T.A., Carter, C.D. and Mathur, T., "OH Planar Laser-Induced Fluorescence Imaging in a Hydrocarbon-Fueled Scramjet Combustor," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol.2000, pp.679 - 687.
- [7] Gruber, M.R., Donbar, J.M. and Carter, C.D., "Mixing and Combustion Studies Using Cavity-Based Flameholders in a Supersonic Flow," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 5, 2004, pp.769 - 778.
- [8] O'Byrne, S., Stotz, I., Neely, A., Boyce, R., Mudford, N., and Houwing, F.: 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
- [9] Neely, A., Stotz, I., O'Byrne, S., Boyce, R., Mudford, N., and Houwing, A.: 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
- [10] O'Byrne, S.: Examination of Transient Mixing and Combustion Processes in a Supersonic Combustion Ramjet Engine, Mater's thesis, Australian National University, 1997
- [11] McIntosh, M. K.,: Computer Program for the Numerical Calculation of Frozen Equilibrium Conditions in Shock Tunnels, Tech. rep., Australian National University, 1968
- [12] Seitzman, J. M., and Hanson, R. K.: Comparison of excitation techniques for quantitative fluorescence imaging of reacting flows, *AIAA Journal*, Vol.31, No.3, March 1993, pp. 513-519