

## 2차원 2단 혼합층에서의 초음속 연소에 관한 수치해석

김동민\* · 백승욱\*\*

# Numerical Investigation of Supersonic Combustion on Two-dimensional Double Shear Layer

Dongmin Kim\* · Seungwook Baek\*\*

### ABSTRACT

The Present Study describes the numerical investigations concerning a fuel(Hydrogen) ,inert gas (Nitrogen) or supersonic air stream issued between each other.

The basic flow configuration consists of a plane, double shear/mixing layer flow. For the numerical solution, a fully conservative unsteady 2<sup>nd</sup> order time accurate sub-iteration method and a 2<sup>nd</sup> order Total Variation Diminishing(TVD) scheme are used with the finite volume method(FVM).

The results are consist of three categories ; single shear layer consist of fuel and supersonic air stream, inert gas stream issued between supersonic air and fuel stream, fuel gas stream issued between supersonic air and fuel stream. The numerical calculations has been carried out in case of 1,2, and 4mm thickness of center stream. The width of total gas stream is 4cm.

### 초 록

본 연구는 연료(수소)층과 산화제(공기)층의 사이에 불활성기체(질소)또는 연료(수소)를 평행분사하는 수치해석을 다루고 있다. 수치해석을 위해서 완전 보존되는 비정상 2차 시간정확도법과 2차 TVD방법이 유한 체적법과 사용되었다. 결과는 3가지 종류로 구성되어있다. 첫째는 연료와 산화제의 단일 혼합층이고, 둘째는 연료와 산화제의 사이에 불활성기체를 분사하는 방식이며, 세 번째는 연료와 산화제의 사이에 연료를 분사하는 방식이다. 전체 유동층의 수직두께는 4cm이며 삽입된 중간층의 두께는 1,2,4mm의 세가지 경우에 대하여 계산하였다.

Key Words: Supersonic combustion(초음속 연소), Double shear layer(2단 혼합층)

\* KAIST 항공우주공학과

\*\* KAIST 항공우주공학과

연락처, E-mail: yushosama@kaist.ac.kr

### 1. 서 론

유체의 마찰에 의해 열이 발생한다는 사실에 기인하여 별도의 점화기 없이 혼합층(Shear

layer)을 이용하여 추진체내에서 연소가 일어나게 할 수 있다. 하지만 유체의 마찰에 의한 열은 큰 속도차이가 있어야 점화를 일으킬 수 있기 때문에 고속으로 이동하는 비행체에 적용이 가능하다.

평판을 경계로 서로 다른 속도의 두 유체가 마찰하는 층을 혼합층(Shear layer)이라고 한다. 마찰에 의해 소산에너지(dissipation energy)가 발생한다. 기존의 연료, 산화제 혼합층은 이와 같이 발생한 소산에너지에 의해 점화에 필요한 열량을 얻어내는데 이용된다.

본 연구에서는 기존의 연료, 산화제의 초음속 혼합층에서 연료, 불활성 기체, 산화제의 2단 초음속 혼합층(Supersonic double-shear-layer)을 다룰 것이다. 이때, 연료와 불활성 기체간에 혼합층이 형성되고 마찬가지로 불활성 기체와 산화제간에 혼합층이 형성된다. 혼합층을 발생시키는 목적은 위에서 언급했듯이 마찰에 의한 소산 에너지를 얻기 위함이다. 이때 입구에서 중간 불활성 기체의 두께가 중요하게 작용할 것 임은 쉽게 예상할 수 있다. 이것은 두개의 혼합층의 상호 간섭, 연료와 산화제의 침투깊이에 크게 관여하므로 이에 대한 자세한 연구가 필요하다.

현재까지 행해진 초음속 난류 혼합층에 대해서 분류해 보면 혼합층의 개수와 반응의 유무, 그리고 마하수에 따라 나눌 수 있다. 혼합층의 개수에 대한 것으로 하나는 연료와 산화제를 평행하게 분사해서 하나의 혼합층을 형성하는 단일 혼합층이 있고, 다른 하나는 중간에 연료, 위, 아래에 산화제를 평행하게 분사하여 두개의 혼합층을 형성한 2단 혼합층이 그것이다.

단일 반응 혼합층에 대한 연구는 활발하게 진행되었다.

Ragab and Wu[1]는 초음속 혼합층에서 불안정한 파동을 해석하였다. 이 논문에서 속도비와 온도비에 따른 영향을 조사하였는데, 최대 성장률(growth rate)은 속도비에 비선형적으로 영향을 받는다는 것과 대류 마하수(convective mach number)가 혼합층의 압축성에 영향을 미치는 인자라는 것을 논하였다.

Goebel et al.[2] 은 실험적으로 Schlieren

photograph를 이용하여 초음속 혼합층에서 큰 규모의 와류 구조를 측정하였고, 높은 대류 마하수에서 혼합층의 성장률이 비압축성의 경우보다 작다는 것과 대류 마하수의 증가가 난류 세기를 감소시킨다는 것을 논하였다.

Wilcox[3]는 dilatation-dissipation에 대해 Sarkar et al.[4]와 Zeman[5]이 모델을 압축성 혼합층에 대해 수정한 것을 압축성 혼합층, 평판 경계층등에 맞게 발전시켰다.

1997년에 Chakraborty et al.[6] 은 2차원 비정상(unsteady) 반응 초음속 혼합층에서 단일 반응(single step chemistry)과 다단 반응(full step chemistry)에 대해서 열-화학적으로 분석하였다. 단일 반응은 점화와 초기의 연소현상을 설명하는데 다단 반응에 비해 부적절하지만 혼합과 후류에서의 연소를 해석하는데 적절하다. 또한 혼합물의 분율에 따른 접근은 초음속 반응 난류 유동을 계산하는데 부적절하다고 논하였다.

Sung et al.[7]은 초음속 수소-공기 연소기에서 압력과 온도를 변화시켜가면서 화학적 반응과 자동점화에 대해서 실험적으로 해석하였다. 점화 현상은 복잡한 화학반응 메커니즘에 의해 크게 영향을 받으며, 하나의 온도에 대해서 압력을 높이면 어느 순간 점화 되었다가 더 높이면 점화 되지 않는다는 것을 논하였다.

반면에 2단 반응 초음속 혼합층에 대한 연구는 거의 진행되지 않았다.

1998년에 Akira and Yoichi[8]가 위, 아래에 공기를, 가운데에 질소와 수소의 혼합물을 분사해서 형성된 두개의 난류 혼합층이 빠른 혼합과 연소에 미치는 영향을 비정상적(unsteady)으로 DNS(Direct Numerical Simulation)을 이용하여 이론적으로 연구하였다. 하지만 연료층의 두께변화가 미치는 영향에 대해서는 언급되지 않았다.

본 연구에서는 연료, 불활성 기체, 산화제의 2단 혼합층(double-shear-layer)에 대한 2차원 비정상(steady) 압축성 연소 현상 구조를 연구하려고 한다. 본 연구의 주제는 종전에 수행되었던 연구와 비교하였을 때, Akira and Yoichi[8]의 가운데에 연료를 위, 아래에 산화제를 분사하여 발생하는 비정상 2단 혼합층이 빠른 혼합과 연

소현상에 끼치는 영향에 대해 수행한 것을, 연료, 불활성 기체, 산화제의 2단 혼합층을 고려함으로써 불활성 기체의 분사두께 변화가 전체 유동장과 연소에 미치는 영향을 비정상적으로 살펴보고, 실제 스크램젯 엔진에 적용가능한지를 해석하는 것이라고 할 수 있다.

## 2. 계산 방법

### 2.1 유동장 모델

기체상에 대한 압축성 유동장의 지배 방정식인 Euler 방정식을 직교 좌표계에 대해서 보존형으로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial t} = -\frac{\partial E_v}{\partial t} + \frac{\partial F_v}{\partial t} + H \quad (2.1)$$

t는 시간을 의미하며, Q는 보존형의 유동 변수 벡터(Conservative Flow Variable Vector)를 의미하고, E,F는 각각 방향의 비점성 유속 벡터(Inviscid Flux Vector)를,  $E_v, F_v$ 는 각각 x,y방향의 점성 유속 벡터(viscous Flux Vector), H는 기체장에 의한 변화와 화학 반응에 의한 변화를 나타내는 소스 벡터(Source Vector)를 의미한다.

### 2.2 화학반응 모델

화학반응은 유한 화학 반응률 모델(finite rate chemistry model)을 이용하였다.

본 연구에서 수소-공기 혼합기체에 대한 화학 반응모델을 계산적 효율성 및 점화 후 광범위한 반응조건에 대하여 비교적 정밀하게 예측할 수 있는 8단계 7화학종(H<sub>2</sub>,O<sub>2</sub>,N<sub>2</sub>,H,O,OH,H<sub>2</sub>O)모델을 사용하고, 화학반응 계수들은 Evans와 Schexnayder에 의해 제안된 값을 적용하였다.

### 2.3 난류 모델

난류 모델로는 압축성 효과가 고려된 SST (shear stress transport) 모델을 사용하였다. SST 모델은 벽근방에서 잘맞는 k-w 모델과 자유흐름에서 잘맞는 k-ε 모델을 결합한 2 방정식 모델이다.

## 3. 결과 및 고찰

### 3.1 단일혼합층과 중간에 질소층이 있는 경우

Table 1. Inlet condition of hydrogen stream issued between supersonic air and hydrogen stream

|       | species | Mach number | T(K) | P(Mpa) | Issued layer thickness(mm) |
|-------|---------|-------------|------|--------|----------------------------|
| case1 | H2      | 1.2         | 1000 | 0.1013 | 0                          |
|       | air     | 3.0         |      |        |                            |
| case2 | H2      | 1.2         | 1000 | 0.1013 | 1                          |
|       | N2      | 1.84        |      |        |                            |
|       | air     | 3.0         |      |        |                            |
| case3 | H2      | 1.2         | 1000 | 0.1013 | 2                          |
|       | N2      | 1.84        |      |        |                            |
|       | air     | 3.0         |      |        |                            |
| case4 | H2      | 1.2         | 1000 | 0.1013 | 4                          |
|       | N2      | 1.84        |      |        |                            |
|       | air     | 3.0         |      |        |                            |

Table 2. Inlet condition of inert gas stream issued between supersonic air and hydrogen stream

|       | species | Mach number | T(K) | P(Mpa) | Issued layer thickness(mm) |
|-------|---------|-------------|------|--------|----------------------------|
| case5 | H2      | 1.2         | 1000 | 0.1013 | 1                          |
|       | H2      | 1.1         | 200  |        |                            |
|       | air     | 3.0         | 1000 |        |                            |
| case6 | H2      | 1.2         | 1000 | 0.1013 | 2                          |
|       | H2      | 1.1         | 200  |        |                            |
|       | air     | 3.0         | 1000 |        |                            |
| case7 | H2      | 1.2         | 1000 | 0.1013 | 4                          |
|       | H2      | 1.1         | 200  |        |                            |
|       | air     | 3.0         | 1000 |        |                            |

### 3.2 중간에 수소층이 있는 경우



Fig. 1 Temperature contour of case1



Fig. 2 H<sub>2</sub>O mass fraction of case1



Fig. 3 H<sub>2</sub>O mass fraction of case2



Fig.4 H<sub>2</sub>O mass fraction of case3



Fig. 5 H<sub>2</sub>O mass fraction of case4



Fig. 6 H<sub>2</sub>O mass fraction of case5



Fig. 7 H<sub>2</sub>O mass fraction of case6



Fig. 8 H<sub>2</sub>O mass fraction of case7

질소층이 1mm인 경우(case2)에는 재순환 영역이 생성되지 않는다. 2mm인 경우(case3)에는 20cm근방에서부터 재순환 영역이 생성되어 연소 영역이 확대됨으로 인하여 단일 혼합층의 경우(case1)보다 더 짧은 거리에서 연료가 전부 연소된다. 질소층이 4mm인 경우(case4)에는 case3보다 더 후류에서 연소영역이 확장되는데, 불활성 기체층이 두꺼워지면 연료와 산화제의 혼합을 방해하기 때문이다. 불활성기체가 중간에 분사되면 입구부근에서 연료와 산화제의 혼합이 원활하지 못하여 연소영역이 뒤로 후퇴하는 효과가 있는 반면에 연료와 산화제가 혼합되기 이전까지 2단 혼합층에 의하여 온도가 상승하기 때문에 혼합되었을때 연소가 더 활발하게 일어나는 효과도 있다. Case2은 질소층이 얇아서 충분히 온도가 상승하지 못하여 후자의 효과가 작아져 장벽역할을 하지만 case3은 온도 상승이 더 큰 영향을 미치게 되어 연소영역이 빠르게 확대된다. 하지만 case4은 온도 상승에는 도움이 되지만 불활성 기체층이 두꺼워서 혼합에 어려움이 발생한다.

수소층이 1mm인 경우(case5)에는 재순환 영역이 생성되지 않아서 단일 혼합층의 경우(case1)보다 연소영역이 작다. 2mm인 경우(case6) 역시 재순환 영역이 생성되지 않는다. 수소층이 4mm인 경우(case7)에는 단일혼합층의 경우(case1)보다 2cm정도 앞에 재순환 영역이 생성되어 연소영역이 확대된다. 중간에 수소층이 있는 경우에 2단 혼합층에 의한 연소촉진이 더더지는 주요한 요인으로는 상대적으로 낮은 온도 때문에 소산

에너지에 의한 온도 상승효과가 감소하기 때문이다. 즉 중간층이 두꺼워져야 2단 혼합층에 의한 효과를 볼 수 있다.

#### 4. 참고문헌

1. Saad A. Ragab and J.L.Wu , "Linear Instabilities in Two-Dimensional Compressible Mixing Layers." *Physics of Fluids A*, Vol. 1, No.6, 1989, pp.957-966.
2. S. G. Goebel, J. C. Dutton, H. Krier and J. P. Renie , "Mean and Turbulent Velocity Measurements of Supersonic Mixing Layers." *Experiments in Fluids*, Vol. 8, 1990, pp.263-272.
3. D. C. Wilcox , "Dilatation-Dissipation Corrections for Advanced Turbulence Models." *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 11, 1992, pp.2639-2646.
4. Sarkar, S., Erlebacher, G., Hussaini, M. Y. and Kreiss, H. O. , "The Analysis and Modeling of Dilatational Terms in Compressible Turbulence." *Institute for Computer Applications in Science and Engineering*, Rept. 89-79, Hampton, VA, 1989
5. Zeman, O. , "Dilatational Dissipation : The Concept and Application in Modeling Compressible Mixing Layers." *Physics of Fluids A*, Vol. 2, No. 2, 1990, pp.178-188
6. Debasis Chakraborty, H. V. Nagaraj Upadhyaya, P. J. Paul and H. S. Mukunda , "A Thermo-Chemical Exploration of a Two-Dimensional Reactiong Supersonic Mixing Layer." *Physics of Fluids*, Vol. 9, No. 11, 1997, pp.3513-3522.
7. C. J. Sung, J. G. Li, G.. Yu and C. K. Law, "Chemical Kinetics and Self-Ignition in a Model Supersonic Hydrogen-Air Combustor." *AIAA Journal*, Vol.37, No.2, 1999, pp.208-214.
8. A. Umemura and Y. Takihana , "Nonlinear Instabilities Leading to Rapid Mixing and Combustion in Confined Supersonic Double-Shear-Layer Flow." *27th Symposium on Combustion*, 1998, pp.2135-2142