

초음속 2차원 2단 혼합층에서 중간층의 역할

김동민^{a,*} · 백승욱^a

A Study on the Effect of Mid Layer on Supersonic 2D Double Shear Layer

Dongmin Kim^{a,*} · Seungwook Baek^a

^aDepartment of Aerospace Engineering, KAIST, Korea

*Corresponding author. E-mail: dongmin@kaist.ac.kr

ABSTRACT

The basic flow configuration is composed of a plane, double shear layer where relatively thin mid gas layer is sandwiched between air and fuel stream. The present study describes numerical investigations concerning the combustion enhancement according to a variation of mid layer thickness. In this case, the effect of heat release in turbulent mixing layers is important. For the numerical solution, a fully conservative unsteady 2nd order time accurate sub-iteration method and 2nd order TVD scheme are used with the finite volume method including $k-\omega$ SST model. The results consists of three categories; single shear layer consists of fuel and air, inert gas sandwiched between fuel and air, cold fuel gas sandwiched between fuel and air. The numerical calculations has been carried out in case of 1, 2, 4 mm of mid layer thickness. The height of total gas stream is 4 cm. The combustion region is broadened in case of inert gas layer of 2, 4 mm thickness and cold fuel layer of 4 mm thickness compared with single shear layer.

초 록

기본 유동 형상은 상대적으로 얇은 중간층이 연료와 공기 사이에 끼어있는 평행 2단 혼합층으로 구성되어 있다. 본 연구는 중간층의 두께 변화에 따른 연소 향상을 수치해석을 통해 조사하였다. 이 경우에, 난류 혼합층에서 열 방출에 의한 효과가 중요하다. 수치해석을 수행하기 위해 완전 보존적인 비정상 2차 시간 정확도의 하부 반복 기법과 2차 총 변화 억제 기법을 $k-\omega$ 전단응력이동 모델이 결합된 유한체적법과 함께 사용하였다. 다음과 같이 3개의 경우에 대해 해석을 수행하였다. 연료와 공기로 구성된 단일 혼합층, 연료와 공기 사이에 불활성 기체층이 끼어있는 2단 혼합층, 그리고 연료와 공기 사이에 차가운 연료층이 끼어있는 2단 혼합층. 수치해석은 중간 기체층이 1, 2, 4 mm 인 경우에 대하여 수행되었다. 기체층의 총 두께는 4 cm이다. 불활성기체층이 2, 4 mm인 경우와 저온의 연료층이 4 mm인 경우에 단일 혼합층의 경우보다 연소영역이 확대된다.

Key Words: Supersonic Combustion(초음속 연소), Double Shear Layer(2단 혼합층), Inert Gas(비활성 기체), Dissipation Energy(소산열), Heat Blockage(열 차단)

Received 12 May 2014 / Revised 4 November 2014 / Accepted 9 November 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

유체의 마찰에 의해 열이 발생한다는 사실에

기인하여 별도의 점화기 없이 혼합층(shear layer)을 이용하여 추진체 내에서 연소가 일어난게 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 혼합층이라고 한다. 마찰에 의해 소산에너지가 발생하는데 이 소산에너지에 의해 점화에 필요한 열을 얻어낼 수 있다.

본 연구에서는 기존의 연료, 산화제의 초음속 혼합층에서 연료, 중간층, 산화제의 2단 초음속 혼합층(Supersonic double shear layer)을 다룰 것이다. 이때, 연료와 중간층 간에 혼합층이 형성되고 마찬가지로 중간층과 산화제 간에 혼합층이 형성된다. 혼합층을 발생시키는 목적은 위에서 언급했듯이 마찰에 의한 소산에너지를 얻기 위함이다. 이때 입구에서 중간층의 두께가 중요하게 작용할 것임은 쉽게 예상할 수 있다. 이것은 두개의 혼합층의 상호 간섭, 연료와 산화제의 침투깊이에 크게 관여하므로 이에 대한 자세한 연구가 필요하다.

현재까지 행해진 초음속 평행 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. 이때 난류 혼합층에서 열방출의 효과는 중요하다[1].

이제까지 초음속 혼합층의 해석은 주로 단일 혼합층에 대해서 이루어져 왔다.

Ragab과 Wu[2]는 초음속 단일 비반응 혼합층에서 불안정적인 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. 어떤 속

도비와 온도비 조건에서 충격파가 빠르게 생성되어 혼합되는지를 보고 본 연구의 연료와 산화제 층의 온도, 속도비에 적용하였다.

ErDOS 등[3]은 산화제의 산소비율을 조절함으로써 당량비(stoichiometric ratio) 이상이거나 이하일 경우 충격파 영역의 변화와 그에 따른 연소영역의 변화를 연구하였다. 본 연구의 초기유량 입구조건을 주는데 사용하였다.

Goebel 등[4]은 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. 높은 대류 마하수에서 혼합층의 성장률이 작으므로 극초음속 이전의 구간에서 본 연구를 진행하였다.

Chakraborty 등[5]은 2차원 비정상 반응 초음속 혼합층에서 단일 단계 화학반응과 다단계 화학반응에 대해서 열-화학적으로 분석하였다. 단일 단계 화학반응의 경우보다 다단계 화학반응의 경우 실험과 유사한 결과를 보이므로 본 연구에서도 다단계 화학반응을 사용하였다.

Sung 등[6]은 초음속 수소-공기 연소기에서 압력과 온도를 변화시켜가면서 화학적 반응과 자발점화에 대해서 실험적으로 해석하였다. 점화현상은 복잡한 화학반응 메커니즘에 의해 크게 영향을 받으며, 하나의 온도에 대해서 압력을 높이면 어느 순간 점화 되었다가 더 높이면 점화 되지 않는다는 것을 논하였다. 즉, 압력을 높게 주었을 경우 원하는 연소영역의 확대가 저하될 수 있으므로 대기압 하에서 해석을 실시하였다.

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

Umamura와 Takihana[7]가 위, 아래에 공기를, 가운데에 질소와 수소의 혼합물을 분사해서 형성된 두개의 난류 혼합층이 빠른 혼합과 연소에 미치는 영향을 비정상적으로 직접수치해석기법(DNS)을 이용하여 이론적으로 연구하였다. 이 연구는 세 개의 층이 비슷한 크기를 가지고 2단 혼합층이긴 하지만 두 개의 단일 혼합층이 서로 만나는데 긴 거리를 필요로 하며 중간층의 두께

의 영향은 고려되지 않았다. 이는 본 연구에서 논하는 중간층을 침투하는 2단 혼합층과는 그 계가 다르며 중간층의 두께 변화의 영향에 대한 연구가 필요하다.

본 연구에서는 연료, 중간층, 산화제의 2단 혼합층에 대한 2차원 비정상 압축성 연소 현상 구조를 연구하려고 한다. 본 연구의 주제는 종전에 수행되었던 연구와 비교하였을 때, Umemura와 Takihana[7]의 연료를 가운데에 산화제를 위, 아래에 분사하여 발생하는 비정상 2단 혼합층이 빠른 혼합과 연소현상에 끼치는 영향에 대해 수행한 것을 연료, 얇은 중간층, 산화제의 2단 혼합층을 고려함으로써 불활성 기체와 저온의 연료의 분사두께 변화가 전체 유동장과 연소에 미치는 영향을 비정상적으로 살펴보고, 실제 초음속 비행체에 적용가능한지를 해석하는 것이라고 할 수 있다.

2. 수치 해석

2.1 지배 방정식

압축성 화학반응 유동장을 지배하는 지배방정식은 연속방정식, 운동량 보존 방정식, 에너지 보존 방정식으로 이루어지며 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i) \\ &= -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\tau_{ij} + \tau_{ij}^*) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j H) \\ &= \frac{\partial}{\partial x_j} u_j(\tau_{ij} + \tau_{ij}^*) - q_j + (\mu_l + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (3)$$

또한, 화학종 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho Y_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j Y_i) \\ &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu_l + \frac{\mu_t}{Sc_T} \right) \frac{\partial Y_i}{\partial x_j} \right] + \dot{\omega}_i \end{aligned} \quad (4)$$

Y_i 와 $\dot{\omega}_i$ 은 각 화학종의 질량분율 및 생성률을 나타내며 Sc_T 는 난류 Schmidt 수를 나타낸다. 기체상에 대한 압축성 유동장의 지배 방정식인 Euler 방정식을 직교 좌표계에 대해서 보존형으로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{(\partial F_j - F_{vj})}{\partial x_j} = S \quad (5)$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_i \\ \rho E \\ \rho Y_i \end{bmatrix}, \quad F_j = \begin{bmatrix} \rho u_j \\ \rho u_j u_i + p \delta_{ij} \\ \rho u_j H \\ \rho u_j Y_j \end{bmatrix},$$

$$F_{vj} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{ij} + \tau_{ij}^* \\ u_j(\tau_{ij} + \tau_{ij}^*) - q_j + (\mu_l + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \\ \rho D_{km} \frac{\partial C_k}{\partial x_j} \end{bmatrix}, \quad S = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \dot{\omega}_i \end{bmatrix}$$

혼합기체에 대한 점성계수는 다음과 같이 계산하였다[8].

$$\mu_m = \frac{\sum_{i=1}^n x_i \mu_i}{\sum_{j=1}^n x_j \phi_{ij}} \quad (6)$$

여기서 ϕ_{ij} 와 x_i 는 각각 기체사이의 연관 관계와 몰분율을 나타낸다.

$$\phi_{ij} = \frac{\left\{ 1 + \left(\frac{\mu_i}{\mu_j} \right)^{1/2} \left(\frac{W_i}{W_j} \right)^{1/4} \right\}^2}{\left(8 + 8 \frac{W_i}{W_j} \right)^{1/2}} \quad (7)$$

$$x_i = \frac{C_i / W_i}{\sum_{j=1}^n (C_j / W_j)} \quad (8)$$

확산계수 D_{km} 은 Chapman-Enskog 이론에 의하여 다음과 같이 주어진다.

$$D = \frac{1.858 \times 10^{-3} \times T^{3/2} \sqrt{1/M_1 + 1/M_2}}{p \sigma_{12}^2 \Omega} \quad (9)$$

M 은 물질량, p 는 압력, σ_{12} 는 평균 충돌 직경, Ω 는 충돌 적분이다[9].

한편, 난류 해석을 위해 $k-\omega$ 전단응력이동 (Shear Stress Transport) 모델[10]을 적용하였다.

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2 \quad (10)$$

모든 상수들($\alpha, \beta, \beta', \sigma_k, \sigma_\omega$) 과 함수 F_1 은 [11]에 주어져있다. 교차확산 항이 ω 방정식의 소스 값에 다음과 같이 추가된다.

$$P_{cd} = 2\rho(1 - F_1) \frac{\sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (11)$$

eddy-viscosity formulation은 Bradshaw 등[12]의 가정으로부터 유도되었다. 상수 C_μ 는 다음과 같다.

$$c_\mu = \min[c_\mu^0, 0.31\omega/\Omega F_2] \quad (12)$$

Ω 는 와도(vorticity)의 절댓값이며 다음과 같이 정의된다.

$$\Omega^2 = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)^2 \quad (13)$$

2.2 화학반응 모델

화학반응은 유한 화학 반응물 모델을 이용하였고, N_s 개의 화학종을 포함한 N_r 개의 반응식들을 일반화하면 다음과 같이 표현된다.

$$\sum_{k=1}^{N_s} \nu'_{i,k} n_k \xrightleftharpoons[k_{b,i}]{k_{f,i}} \sum_{k=1}^{N_s} \nu''_{i,k} n_k \quad (14)$$

여기서 n_k 는 화학종 k 의 분자기호이고, $\nu'_{i,k}$ 와

$\nu''_{i,k}$ 는 각각 i 번째 반응에서의 반응 전, 후 stoichiometric coefficient이다. $k_{f,i}$ 와 $k_{b,i}$ 는 i 번째 반응에서의 순 반응률과 역 반응률로서 각각 Arrhenius 형태로 다음과 같다.

$$k_{f,i} = A_{f,i} T^{m_{f,i}} \exp\left(-\frac{E_{f,i}}{R_u T}\right) \quad (15)$$

$$k_{b,i} = A_{b,i} T^{m_{b,i}} \exp\left(-\frac{E_{b,i}}{R_u T}\right) \quad (16)$$

위의 관계를 고려하면 각 화학종의 reaction rate는 다음과 같이 나타난다.

$$\omega_k = W_k \sum_{i=1}^{N_r} (\nu''_{i,k} - \nu'_{i,k}) (k_{f,i} \prod_{l=1}^{N_s} n_l^{\nu'_{l,i}} - k_{b,i} \prod_{l=1}^{N_s} n_l^{\nu''_{l,i}}) \quad (17)$$

본 연구에서 수소-공기 혼합기체에 대한 화학 반응모델을 계산적 효율성 및 점화 후 광범위한 반응조건에 대하여 비교적 정밀하게 예측할 수 있는 8단계 7화학종($H_2, O_2, H, O, OH, H_2O, M$) 모델을 사용하고, $A_{f,i}, A_{b,i}, m_{f,i}, m_{b,i}, E_{f,i}, E_{b,i}$ 등의 화학반응 계수들은 Evans와 Schexnayder에 의해 제안된 값을 적용하였다[13]. 여기에서 third body(M) 반응을 고려하였는데, 상세 데이터는 Table 1에 수록하였다.

Table 1. Chemical model of air hydrogen gas.

Reaction	Forward Reaction			Backward Reaction		
	Afi	mfi	Efi	Abi	mbi	Ebi
$H_2+M \leftrightarrow H+H+M$	5.5×10^{18}	-1.0	51987	1.8×10^{18}	-1.0	0.0
$O_2+M \leftrightarrow O+O+M$	7.2×10^{18}	-1.0	59340	4.0×10^{17}	-1.0	0.0
$H_2O+M \leftrightarrow O+H+H+M$	5.2×10^{21}	-1.5	59386	4.4×10^{20}	-1.5	0.0
$OH+M \leftrightarrow O+H+M$	8.5×10^{18}	-1.0	50830	7.1×10^{18}	-1.0	0.0
$H_2O+O \leftrightarrow O+H+OH$	5.8×10^{13}	0.0	9059	5.3×10^{12}	0.0	503
$H_2O+H \leftrightarrow O+H+H_2$	8.4×10^{13}	0.0	10116	2.0×10^{13}	0.0	2600
$O_2+H \leftrightarrow OH+O$	2.2×10^{14}	0.0	8455	1.5×10^{13}	0.0	0.0
$H_2+O \leftrightarrow OH+OH$	7.5×10^{13}	0.0	5586	3.0×10^{13}	0.0	4429

23 공간 이산화 기법

유한 체적법은 계산 영역을 적절한 격자들로 나누어 각 격자에 출입하는 유속을 계산하여 해석하는 방법으로, 보존 법칙을 쉽게 만족시킬 수 있기 때문에 불연속면이 존재할 수 있는 압축성 유동 해석에 많이 사용된다. 본 연구에서는 계산 결과를 격자점에서 쉽게 얻을 수 있는 격자점 기반의 방법(Vertex-Based Scheme)을 사용하였다. 격자 경계면에서의 수치적 유속을 좌우 격자점의 값을 평균하여 구했을 경우 비선형 현상이 나타나는 유동에 대해 수치적 진동을 일으키고 충격파의 강도와 위치를 잘못 예측하는 등의 문제가 발생한다. Roe Flux Difference Splitting 기법은 비선형 방정식의 해를 선형 쌍곡형 방정식으로 근사하여 Riemann 문제의 근사 해를 구하는 방법이지만 팽창파를 고려하지 않은 기법이기 때문에, 엔트로피 조건을 만족하지 못한다. 따라서, 비 물리적인 해의 발생을 막기 위해 고유치의 크기를 보정해 주어 약간의 수치 점성을 추가하는 엔트로피 보정 기법이 필요한데, 본 연구에서는 초음속 유동장을 다루므로, 이에 대해서 일반적으로 많이 사용되는 Yee[14] 보정 함수를 사용하였다.

위와 같이 계산한 유속은 공간에 대하여 1차의 정확도를 가지고 있다. 따라서, 완만한 영역에서 해상도가 높은 해를 얻기 위해서 본 연구에서는 Yee가 제안한 2차 정확도의 Upwind TVD기법을 이용하였다. 비선형성을 갖는 고유치에 대해서는 van Leer 제한자 함수를, 선형성을 갖는 고유치에 대해서는 압축성 유동에 가장 적합한 Superbee 제한자 함수를 사용하였다[15].

24 시간 전진 기법

벡터 형태로 구성된 해를 구하기 위해서, Jameson과 Turkel[16]이 제안한 근사 인수 분해 방법을 이용하면 일반적인 ADI 기법과 비교했을 때 근사 인자화를 통해서 역행렬을 한차례 구함으로써 전체 지배 방정식의 해를 구할 수 있기 때문에, 계산량을 크게 줄일 수 있다는 장점을 갖는다. 반면에, 2차의 시간정확도를 갖는 Fully Implicit Scheme으로 해를 구하는 것은 역

행렬을 구하는 과정이 매우 복잡하고 계산 시간 또한 근사 인수 분해 방법과 비교하여 오래 걸려서 비효율적이다. 따라서, 각각의 방법의 문제점을 해결하기 위해서 근사 인수 분해 방법의 효율성과 Fully Implicit Scheme의 시간 정확도를 Pulliam이 제안한 하부 반복 기법(sub-iteration method)[17]을 통해서 얻었다.

3. 결과 및 고찰

본 연구에 사용된 Fortran 코드에 대하여 검증하기 위해 마하수 $M_0 = 1.0$, $\Delta M = 1.6$, $t = 1.45$ ms, $T_0 = 600$ K, $T_1 = 980$ K인 경우 중심선에서의 온도와 압력, 그리고 마하수를 [7]의 data와 비교해서 살펴보았다.

연료층의 두께 $2h = 16$ mm이고, 전체 두께 $2H = 60$ mm이다. 벽면은 no slip, 단열 조건으로 주었다.

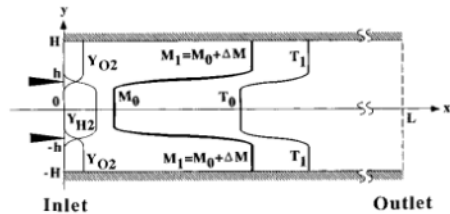


Fig. 1 Flow configuration of [7].

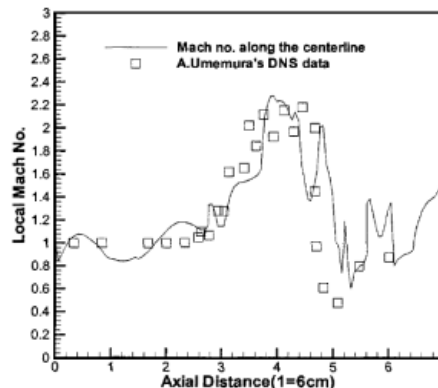


Fig. 2 Distribution of local Mach no. along center line.

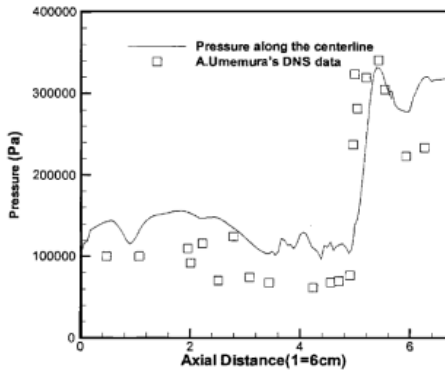


Fig. 3 Distribution of pressure along center line.

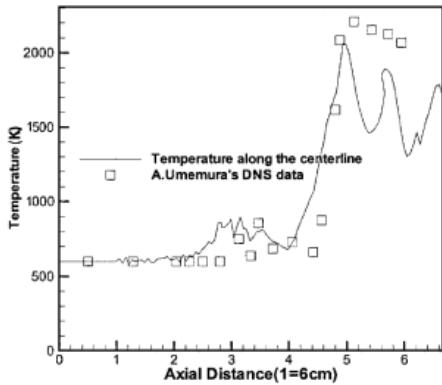


Fig. 4 Distribution of temperature along center line.

중심선에서의 마하수 분포를 보면, 본 연구에 쓰인 코드로 계산한 결과가 잘 맞는 것을 관찰할 수 있다. 압력과 온도분포는 30 cm 근방에서 급격한 상승을 보이는데 비슷한 양상을 보인다.

Fig. 5는 해석에 사용된 2차원 2단 혼합층의 형상을 나타내고 있다. 전체 높이는 4 cm이며 길이는 50 cm이다. 상, 하면은 벽이며 벽면은 no slip, 단열 조건으로 주었다. 중간층에 질소나 저온의 수소를 분사시킨다. 비정상(unsteady) 조건이므로 주어진 입구조건에 따라 유동이 전체 영역을 통과 하고 t=1.4 ms 이후의 수치해석 결과는 skew-symmetric mode 의 형태로 진동하며 연소영역의 크기는 거의 변화가 없으므로 대표할 수 있다고 생각하므로 시간이 충분히 흐른 후인 t=2 ms 일 때 각각의 경우를 비교할 것이다.

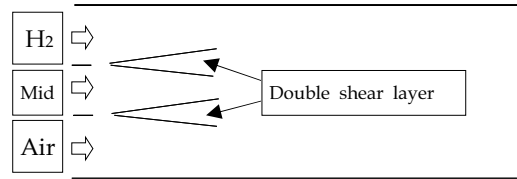


Fig. 5 Schematic diagram of double shear layer.

Table 2. Inlet condition of single shear layer.

	species	Mach no.	T (K)	P (MPa)
Case0	H ₂	1.2	1000	0.1013
	Air	3.0		

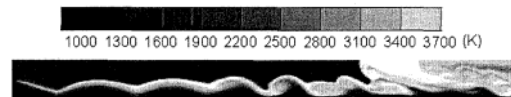


Fig. 6 Temperature contour of single shear layer.

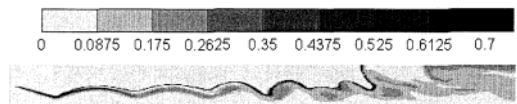


Fig. 7 H₂O mass fraction of single shear layer.

본 연구에서 살펴보고자 하는 것은 중간층의 두께 변화에 따른 연소영역 변화와 중간층에 질소나 저온의 수소를 분사할 때의 영향을 단일 혼합층의 경우와 비교하려고 한다. 중간층에 질소와 저온의 연료를 분사할 경우 입구부근에서 연소 지연 효과와 연료와 산화제가 혼합되기 이전에 2단 혼합층으로부터 충분한 소산에너지를 얻을 수 있다.

3.1 단일 혼합층

수소와 공기로 이루어진 단일 혼합층의 입구 조건은 Table 2에서 보는 바와 같다.

수소와 공기의 연소에서 주요 연소 후 생성물은 H₂O이며, 단일 혼합층의 H₂O의 질량분율 등고선(Fig. 7)을 보면 온도 등고선(Fig. 6)과 거의 일치함을 볼 수 있다.

다른 경우(case1~6)에도 동일하므로 H₂O의 질

Table 3. Inlet condition of double shear layer with N₂ stream.

	species	Mach no.	T (K)	P (MPa)	Sandwiched layer thickness (mm)
Case1	H ₂	1.2	1000	0.1013	1
	N ₂	1.84			
	Air	3.0			
Case2	H ₂	1.2	1000	0.1013	2
	N ₂	1.84			
	Air	3.0			
Case3	H ₂	1.2	1000	0.1013	4
	N ₂	1.84			
	Air	3.0			

량분율 등고선을 연소영역이라고 보아도 무방할 것이다. 이후로는 H₂O의 질량분율 등고선으로 분석을 진행할 것이다.

3.2 중간층에 불활성기체가 분사되는 2단 혼합층

중간층에 불활성기체를 분사할 경우의 2단 혼합층의 입구조건은 Table 3에서 보는 바와 같다.

중간층의 속도가 느리고 위·아래의 속도가 빠르게 입구 조건을 설정하였다. 만약 중간층의 속도가 빠르다면, 큰 운동량 때문에 연료와 산화제가 중간층을 침투하기 어렵게 되고, 이 경우에 소산에너지를 얻기 위해 존재하는 2단 혼합층이 오히려 장벽 역할을 하게 된다. Case 1, 2, 3에 대한 H₂O의 질량분율 등고선은 다음과 같다 (Fig. 8~10).

불활성기체는 화학반응에 참여하지 않으면서, 후류 영역에 확산됨으로 인해 각 화학종의 질량분율을 감소시키므로, 기본적으로 연소를 방해하는 인자라고 할 수 있다. 하지만, 연료와 산화제가 혼합되기 이전까지 2단 혼합층에서 발생하는 큰 소산에너지는 연소에 도움이 되는 인자이기도 하다. 따라서 불활성기체층의 두께변화가 연소영역의 변화에 미치는 영향을 살펴보는 것은 매우 중요하다.

질소 층이 1 mm인 경우(Fig. 8)에는 재순환 영역이 생성되지 않는다. 이는 두께가 얇아서 2단 혼합층이 생성되기 힘들어서 소산에너지를 충분히 얻지 못하기 때문이다. 오히려 단일 혼합

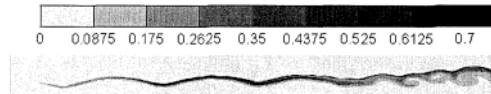


Fig. 8 H₂O mass fraction of case 1.

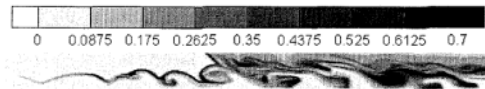


Fig. 9 H₂O mass fraction of case 2.

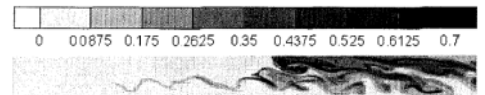


Fig. 10 H₂O mass fraction of case 3.

층의 경우보다 연소영역이 작음을 볼 수 있는데, 불활성기체가 확산되면서 전체 온도를 낮추는 역할을 하기 때문이다. 질소 층이 2 mm인 경우 (Fig. 9)에는 20 cm 근방에서부터 재순환 영역이 생성되어 연소영역이 가장 확대됨을 볼 수 있다. 질소 층이 4 mm인 경우(Fig. 10)에는 2 mm인 경우보다 더 후류에서 연소영역이 발달함을 볼 수 있는데, 불활성 기체층이 두꺼워지면, 연료와 산화제의 혼합을 방해하며, 늘어난 불활성기체의 질량분율로 인해 전체 온도를 낮추는 효과가 커지면서 2단 혼합층에서 얻어지는 큰 소산에너지의 효과를 상쇄시키기 때문이다.

3.3 중간층에 저온의 수소가 분사되는 2단 혼합층

3.2절과 마찬가지로 중간층의 운동량을 작게 하기 위해, 저온의 수소를 분사하였다. 이는 연료와 산화제가 중간층을 쉽게 침투하여 화학반응을 일어나게 하기 위함이다. 저온의 수소는 불활성기체와 마찬가지로 기본적으로 연소를 방해하는 역할을 하게 된다.

Case 4, 5, 6에 대한 H₂O의 질량분율 등고선은 다음과 같다(Fig. 11~13).

저온의 수소층이 1 mm인 경우(Fig. 11)와 2 mm인 경우(Fig. 12)는 재순환 영역이 생성되지 않는다. 이는 저온으로 분사되는 중간층으로 인

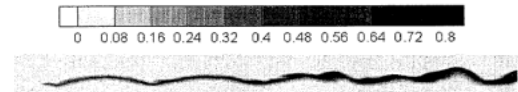
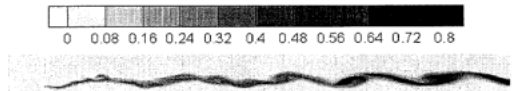
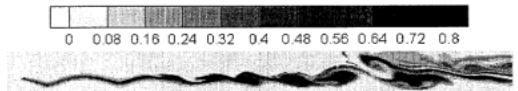
Table 4. Inlet condition of double shear layer with cold H_2 stream.

	species	Mach no.	T (K)	P (MPa)	Sandwiched layer thickness (mm)
Case4	H_2	1.2	1000	0.1013	1
	H_2	1.1	200		
	Air	3.0	1000		
Case5	H_2	1.2	1000	0.1013	2
	H_2	1.1	200		
	Air	3.0	1000		
Case6	H_2	1.2	1000	0.1013	4
	H_2	1.1	200		
	Air	3.0	1000		

하여 전체 혼합층의 온도가 낮아지므로 점화가 일어나기 힘들기 때문이다. 중간층이 얇아서 2단 혼합층으로부터 얻는 소산에너지가 충분치 않기 때문에 단일 혼합층의 경우보다 연소영역이 작음을 볼 수 있다. 이는 3.2절과 마찬가지로 저온의 수소층이 불활성기체층과 비슷한 역할을 했다고 볼 수 있다. 하지만, 저온의 수소층이 4 mm인 경우(Fig. 13)에는 단일 혼합층의 경우(Fig. 7)와 거의 비슷한 모양의 등고선을 관찰할 수 있고, H_2O 의 질량분율이 상대적으로 높다. 이는 추가적으로 중간층에 수소를 분사하기 때문에 연소 후 생성물인 H_2O 의 질량분율이 높아진 것이다. 저온의 수소층은 전체 혼합층의 온도를 떨어뜨리지만, 4 mm인 경우에는 충분한 소산에너지를 얻을 수 있게 되고 단일 혼합층의 경우와 비슷한 연소영역을 얻게 된다.

4. 결 론

본 연구에서는 초음속 비행체에 응용할 수 있는 초음속 반응 유동장을 해석하였으며, 종전의 연구에서는 수행되지 않았던 수소, 중간층(질소 또는 저온의 수소), 공기의 2단 혼합층을 다루었다. 2단 혼합층의 계산을 위해 여러 물리적 조건들을 감안하고, 참고문헌을 토대로 2차원 반응 유동장의 수치적 결과를 얻을 수 있었다. 이로써 얻은 결론은 다음과 같다.

Fig. 11 H_2O mass fraction of case 4.Fig. 12 H_2O mass fraction of case 5.Fig. 13 H_2O mass fraction of case 6.

1. 중간 기체층(불활성기체, 낮은 온도의 연료)의 존재로 인하여 입구에서 떨어진 곳에 연소영역이 형성되었다. 따라서 구조물의 안정을 기대할 수 있다.
2. 질소 기체층이 2, 4 mm인 경우 단일 혼합층의 경우보다 더 짧은 거리에서 연소영역이 확대된다. 2단 혼합층에서 발생한 소산에너지에 의해 연료와 산화제의 온도가 더 상승한 상태에서 혼합되어 연소되기 때문이다. 질소 기체층이 2 mm인 경우 가장 큰 연소 영역을 관찰하였는데, 본 연구에 사용된 형상의 경우 1 mm와 4 mm의 사이에 연소 영역이 최대가 되는 중간층의 두께가 있을 것임을 의미한다고 볼 수 있다.
3. 저온의 수소층은 전체 혼합층의 온도를 떨어뜨리지만, 두께가 증가할수록 충분한 소산에너지를 얻을 수 있게 되고 연소영역의 확대를 확인 하였다.

References

1. Mcmurtry, P.A., Riley, J.J. and Metcalfe, R. W., "Effects on Heat Release on the Large-Scale Structure in Turbulent Mixing

- Layers," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 199, pp. 297-332, 1989.
2. Ragab, S.A. and Wu, J.L., "Linear Instabilities in Two Dimensional Compressible Mixing Layers," *Physics of Fluids A*, Vol. 1, No. 6, pp. 957-966, 1989.
 3. Erdos, J., Tamagno, J., Bakos, R. and Trucco, R., "Experiments on Shear Layer Mixing at Hypervelocity Conditions," *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, N.V., U.S.A., pp. 4, 1992.
 4. Goebel, S.G., Dutton, J.C., krier, H. and Renie, J.P., "Mean and Turbulent Velocity Measurements of Supersonic Mixing Layers," *Experiments in Fluids*, Vol. 8, No. 5, pp. 263-272, 1990.
 5. Chakraborty, D., Nagarj Upadhyaya, H.V., Paul, P.J. and Mukunda, H.S., "A Thermo-Chemical Exploration of a Two-Dimensional Reacting Supersonic Mixing Layer," *Physics of Fluids*, Vol 9, No. 11, pp. 3513-3522, 1997.
 6. Sung, C.J., Li, J.G., Yu, G. and Law, C. K., "Chemical Kinetics and Self-Ignition in a Model Supersonic Hydrogen-Air Combustor," *AIAA Journal*, Vol. 37, No. 2, pp. 208-214, 1999.
 7. Umemura, A. and Takihana, Y., "Nonlinear Instabilities Leading to Rapid Mixing and Combustion in Confined Supersonic Double Shear Layer Flow," *27th Symposium on Combustion*, Vol. 27, No. 2, pp. 2135-2142, Aug. 1998.
 8. White, F.M., *Viscous Fluid Flow*, 2nd ed., McGraw Hill, New York, N.Y., U.S.A., 1991.
 9. Hirschfelder. J., Curtiss, C.F., Bird, R.B., *Molecular Theory of Gases and Liquids*, John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 1954.
 10. Park, S.H. and Kwon, J.H., "Implementation of k-w Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method," *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 7, pp. 1348-1357, 2004.
 11. Menter, F.R., "Two Equation Eddy Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.
 12. Bradshaw, P., Ferriss, D.H. and Atwell, N.P., "Calculation of Boundary Layer Development Using the Turbulent Energy Equation," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 28, No. 3, pp. 593-616, 1967.
 13. Evans, J.S. and Schexnayder, C.J., "Influence of Chemical Kinetics and Unmixedness on Burning in Supersonic Hydrogen Flames," *AIAA Journal*, Vol 18, No. 2, pp. 188-193, 1980.
 14. Yee, H.C., "Construction of Explicit and Implicit Symmetric TVD Schemes and Their Applications," *Journal of Computational Physics*, Vol. 68, No.2, pp. 151-179, 1987.
 15. Yee, H.C., "A Class of High Resolution Explicit and Implicit Shock-Capturing Methods," NASA TM-101088, 1989.
 16. Jameson, A. and Turkel, E., "Implicit Schemes and LU Decompositions," *Mathematics of Computation*, Vol. 37, No. 156, pp. 385-397, 1981.
 17. Pulliam, T.H., "Time Accuracy and the Use of Implicit Methods," *AIAA 11th Computational Fluid Dynamics Conference*, Orlando, F.L., U.S.A., AIAA paper 93-3360, July 1993.