

# 초음속 유동장 내 연료 다중 분사의 혼합 특성

이종환\* · 이상현\*\*

## Mixing Characteristics of Multiple Injection in Supersonic Flow

Jong-Hwan Lee\* · Sang-Hyeon Lee\*\*

### ABSTRACT

The mixing characteristics of a multiple transverse injection system in a scramjet combustor were studied with numerical methods. The distance among injectors on mixing characteristics were investigated. The three-dimensional Navier-Stokes equations including  $k-w$  SST turbulence model were solved. It was shown that the mixing characteristics of a multiple transverse injection system were very different from those of a single and a dual injection system; the rear injection flow was strongly influenced by blocking effect due to the momentum flux of the front injection flow and thus had higher expansion and penetration than the front injection flow. The multiple injection system had higher mixing rate, higher penetration but had more losses of stagnation pressure than the single injection system.

Key Words: mixing characteristics (다중분사), Navier-Stokes,  $k-w$  turbulence model ( $k-w$  난류모델), penetration(침투), mixing rate (혼합율), stagnation pressure loss (정체압력 손실)

### 1. 서 론

스크램젯(Scramjet) 연소기의 설계에서 초음속 유동장내의 안정된 화염을 유지하기 위해 연료-공기의 혼합문제, 엔진의 냉각, 안정된 화염 유지 등이 주요 과제이다. 이중에서도 연료-공기의 혼합문제는 엔진내의 흡입공기의 잔류 시간이 짧기 때문에 발생하는 문제이다[1]. 혼합문제를 해결하기 위해 여러 가지의 분사 방법에 대한 연구가 진행되어 왔다.[2-4]

선행연구인 이중 분사기의 혼합특성에 대한 연구[5]가에서는 이중 분사 방법이 단일 분사 방법에 비해 높은 혼합률과 높은 침투거리를 가진다는 사실을 보인바 있으며 이러한 혼합특성의 개선은 차단효과 때문인 것을 밝힌 바 있다. 본 연구에서는 이를 확장하여 다중 분사 방법의 혼합특성을 파악하는데 목적을 두고 있다.

### 2. 수치적 방법

지배방정식은 3차원 Navier Stokes 방정식이고, 난류 모델은  $k-\omega$  SST모델을[6]을 적용하였다. 공간차분을 위해 LDFSS[7]이용하였고, 시간적분은 LU-SGS[8]를 사용하였다.

본 연구에서는 분사기 수와 분사기 사이 거리를 변화시키며 파라미터 연구를 수행하였다. 각 모델의 조건의 Table 1과 같다. 이때 D는 단일분사기의 직경이다.

Table 1 각 모델별 조건

모델명	분사수	거리(L)	분사 위치 (x/D)	총격자수
S	1	0	0	147*59*65
D4	2	4	-4, 4	203*59*65
T3	3	3	-3, 0, 3	215*59*65
T4	3	4	-4, 0, 4	223*59*65
T5	3	5	-5, 0, 5	254*59*65
F4	4	4	-4, -4/3, 4/3, 4	247*59*65
F5	4	5	-5, -5/3, 5/3, 5	254*59*65
F6	4	6	-6, -2, 2, 6	261*59*65

계산 조건은 비행마하수가 6인 공기유동이 마하 2로 등엔트로피 감속된 유동 조건을 사용하여 결정하였다. 이때, 연소기 입구에서의 공기 온도는 1081K, 압력은 146kPa이다. 연료는 수소

\* 울산대학교 수송시스템공학부 항공우주전공  
 \*\* 울산대학교 수송시스템공학부 항공우주전공  
 이 상 현, E-mail: lsh@mail.ulsan.ac.kr

를 사용하였고, 분사 유동의 마하수는 1.0이다. 분사 압력은 다음과 같은 운동량플럭스 비가 2.0이 되도록 결정하였다.

$$J = \frac{(\rho u^2)_i}{(\rho u^2)_\infty} = \frac{(\gamma p M^2)_i}{(\gamma p M^2)_\infty} \quad (1)$$

### 3. 계산 결과 및 분석

#### 3.1 전체적인 혼합과정

Fig 1 는 각 모델별의 분사된 연료의 질량분율의 변화과정을 표시한 것이다. S모델과 D4모델이 기준이 되고 혼합특성을 개선하기 위하여 분사기의 개수를 증가시킨 T4 와 F4모델의 전체적인 혼합과정을 도시한 것이다. 우선 연료분포의 형태를 살펴볼 때 모델 T3나 F4가 기준모델인 S나 D4모델보다 침투거리가 더 큼을 알 수가 있다. 또한 연소기의 출구면에서의 연료의 분포면적의 크기를 비교하여 보면 기준모델보다 T4나 F4가 더 커지는 것으로 파악된다.

#### 3.2 침투거리

분사된 연료의 질량 중심이 연소기 바닥으로부터 자유류 속으로 침투 정도를 나타내며 정의는 다음과 같다.

$$Z_{Fuel} = \frac{\int \int \rho_{Fuel} z \, dydz}{\int \int \rho_{Fuel} \, dydz} \quad (2)$$

Fig 2을 살펴보면 동일한 운동량 플럭스비를 가진 다중분사기의 경우 전방 분사류의 침투거리는 동일하며 단일 분사 경우보다 작다. 이는 다중 분사기에서 전방 분사류의 유량이 단일 분사기의 연료유량이 보다 적기 때문이다. 그러나 후방 분사류의 침투거리는 분사기 사이의 거리에 증가에 따라 커짐을 볼 수 있고 Fig 5를 살펴보면 분사기의 개수의 증가에 따라 침투거리가 커짐을 알 수 있다. 이는 차단효과에 의한 결과이다. 그리고 Fig 5를 보면 분사기 사이의 거리가 같을 때 분사기 개수의 차이에 의해 나타난 그래프이다. 분사기 수 증가에 따라 침투거리가 늘어나고 있는 것을 볼 수 있다.

#### 3.3 선회율과 혼합률

초음속 유동장 내 혼합은 흐름방향의 와류와 밀접한 연관이 있는 것으로 알려져 있다.[4-5,9] 흐름방향의 와류가 혼합률에 미치는 영향을 파악하기 위한

y-z평면상의 선회율은 다음과 같이 정의된다.

$$\Gamma = \frac{1}{Du_\infty} \iint_{y,z} \left( \frac{\partial v}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial y} \right) dydz \quad (3)$$

혼합률은 연료의 최대 질량분율의 감소로 정의된다. Fig 4, Fig 8을 보면 전방 분사기에서의 선회율이 비슷하지만 후방에 존재하는 분사기에 의하여 선회율이 증가하는 것을 볼 수가 있다. 이는 분사기 사이거리에 따라 후방 분사면 전방에 약한 충격과 강도의 증가로 인한 압력구배에 의해 선회율 증가로 나타나고 이는 곧 혼합율 증가로 나타나게 된 것으로 보인다. Fig 7, Fig 8을 살펴보면 분사면 사이의 거리가 일정할 때 분사기의 개수에 의해 선회율이 증가하는 것을 볼 수가 있다. 이는 혼합율의 증가로 나타나게 된다.

#### 3.4 정체압력의 손실

연료-공기의 혼합과정에서는 정체압력 손실이 발생하며 추력의 관점에서는 심각한 문제를 발생 할 수가 있다. 본 연구에서의 평균 정체압력을 다음과 같이 정의한다.

$$P_o = \frac{\int \int_{y,z} P_o \rho u \, dydz}{\int \int_{y,z} \rho u \, dydz} \quad (4)$$

Fig 5, Fig 9,을 살펴보면 단일 분사기의 출구에서 전체 정체압력의 10%정도가 감소하며 다중 분사기의 경우 후방 분사면을 지나면서 빠르게 감소하는 경향을 보인다. 특히 모델 T4와 F.4는 단일분사기인 경우와 비슷하며 나머지 모델은 거의 일정해짐을 볼 수 있다. 이는 정체 압력 감소의 주된 원인인 수직충격파의 강도가 일정해지기 때문인 것으로 판단된다.

### 3. 결 론

다중 분사는 단일 분사모델에 비해 혼합특성이 개선됨을 알 수가 있었다. 그러나 이 분사의 경우에서도 분사기 사이의 거리가 중요한 인자 [5]인 것처럼 다중 분사에서 분사기 사이의 거리가 중요한 인자가 됨을 알 수 있었다.

이상의 연구결과에서 다중분사모델에서 다음과 같은 결론을 도출 할 수 있을 것으로 판단된다.

분사기 사이거리가 같을 때 분사기의 개수가 3인 경우는 2개인 경우 보다 침투거리는 증가하나 정체압력 손실이 커지게 되고, 선회율은 감소하게 된다. 분사기가 4개인 경우는 분사기가

3개인 경우와 비슷한 침투거리를 가지고 정체압력 손실도 비슷한 경향을 보인다. 그러나 선화율의 차이에 따라서 혼합율이 분사기가 4개인 경우 더 우수한 것으로 판단된다.

참고 문헌

1. Bushnell, D. M., "Hypervelocity Scramjet Mixing Enhancement," Journal of Propulsion and Power, Vol. 11. No. 5, 1995, pp. 1088-1090.
2. Bogdanoff, D.W., "Advanced Injection and Mixing Techniques for Scramjet Combustor" Journal of Propulsion and Power, Vol. 10, NO. 2, 1994, pp.183-190
3. M. R Gruber and A. S. Nejad "Surface Pressure Measurement In Supersonic Transverse Injection Flowfields" AIAA Paper 97-3254.
4. Lee, S-H., Jeung, I-S., and Yoon Y., "Computational Investigation of Shock

- Enhanced Mixing and Combustion" AIAA Journal, Vol. 35, No.12, 1997, pp.1813-1820.
5. 신훈범, 이상현, "초음속 유동장 내의 이중 수직분사의 특성에 관한 연구 - 혼합특성," 한국항공우주학회지, 30권 6호, pp. 53-60.
6. Menter,J.R.,"Two Equation Eddy-viscosity Turbulence Model for Engineering Application" AIAA Journal Vol.32, No. 8, 1994, pp.1598-1605.
7. Edwards, J.R., "A Low-Diffusion Flux Splitting Scheme for Navier Stokes Calculations" Computer and Fluids, VOL.26, No. 6, 1997, pp.635-659
8. Shuen. J. S., and Yoon, S., "Numerical study of Chemically Reacting Flows Using a Lower-Upper Symmetric Successive Overlaxation Scheme." AIAA Journal, Vol. 27, No. 12, 1989, pp.1752 - 1760.
9. Green, S. I. " Fluid Vorticity," Kluwer Academic Publishers, 1995, pp.471-532.

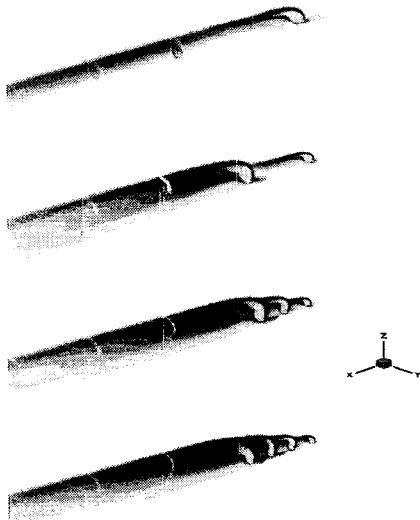


Fig 1 Comparison of Mixing process

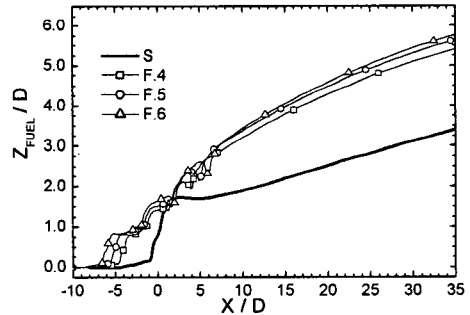


Fig 2 Penetration

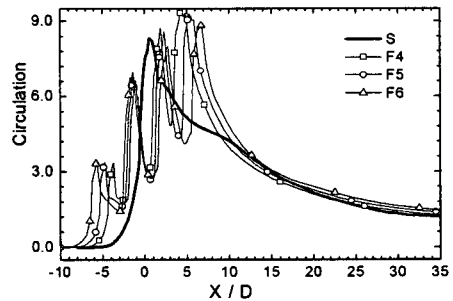


Fig 3 Circulation

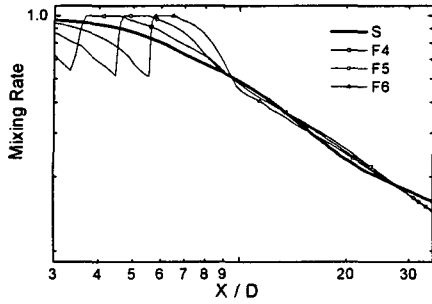


Fig 4 Mixing Rate

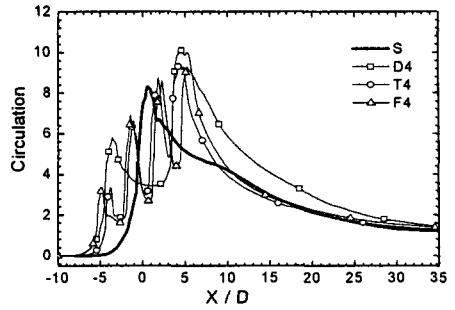


Fig 7 Circulation

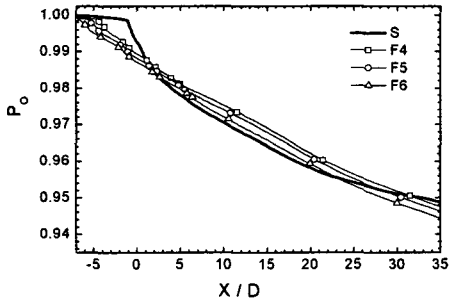


Fig 5 The decrease of stagnation pressure

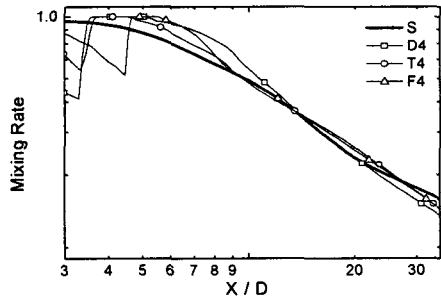


Fig 8 Mixing Rate

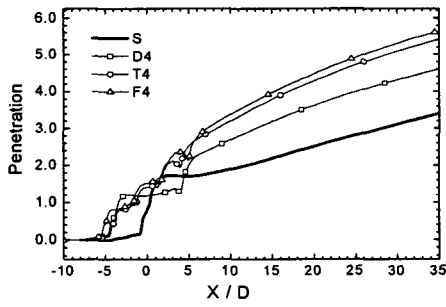


Fig 6 Penetration

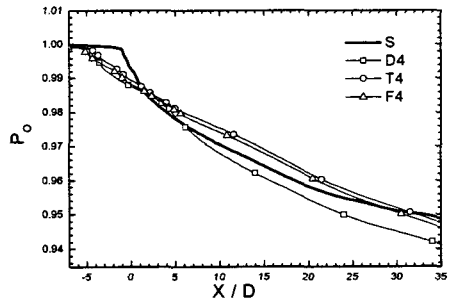


Fig 9 The decrease of stagnation pressure