

# 초음속 유동장 내 이중분사의 연소특성-분사기 사이 거리의 효과

이상현\* (울산대학교)

## Combustion Characteristics of Dual Transverse Injection in Supersonic Flow Fields - Effects of Distance between Two Injectors

Sang-Hyeon Lee\* (University of Ulsan)

### 1. 서 론

스크램젯 엔진 내의 연료-공기 혼합문제에 대한 많은 연구들이 진행되어 왔다.[1-7] 최근 보다 효과적인 혼합 및 연소를 위한 다중 수직분사에 대한 관심이 높아지고 있다. 본 연구는 초음속 유동장 내 이중 수직분사의 혼합특성에 대한 연구에 이어 진행된 것으로 연소특성을 다루게 될 것이다. 전방 분사류가 후방 분사류의 혼합과정에 영향을 주기도 하지만 점화 과정이나 화염의 유지에도 영향을 줄 것으로 판단되며, 이에 대한 분석도 시도하였다. 이러한 분석은 이중 분사기뿐만 아니라 다중 분사기를 사용하는 연소기 내의 연소과정의 해석을 위한 기초 자료가 될 것으로 판단된다. 연소과정을 모사하기 위해서 공기-수소 비평형 화학반응 모델을 지배방정식에 포함하여 계산을 수행하였다. 연소특성은 주로 수소 연료의 감소율, 수증기 생성율의 경향 등을 근거로 분석하였으며, 정체압력 손실에 대한 분석도 병행하였다.

이중분사의 특성을 파악하기 위해서 우선 단일분사 경우를 편의상 모델 A라고 하고 이중분사를 모델 B라 하였으며, 단일분사인 경우와 분사되는 연료 유량을 동일하게 하기 위해서 각 분사면의 직경을 단일분사기의 직경의  $1/\sqrt{2}$  되도록 하였다. 그리고, 모델 B를 서로 구별하기 위하여 분사기 사이의 거리를 모델 이름과 결합하여 명명하였다. 예를 들어 분사기 사이의 거리(L)가 4D인 경우(분사기가 원점으로부터 각각 2D), 이를 모델B2라고 명명하는 것이다. 본 연구에서는 L/D=2, 4, 6, 10, 14 (모델 B1, 2, 3, 5, 7)의 6가지 경우에 대해서 계산을 수행하였다.

### II. 지배방정식 및 수치기법

#### 2.1 지배방정식

유동 및 연소과정을 모사하기 위하여 본 연구에서는 화학반응이 포함된 3차원 Navier-Stokes 방정식을 사용하였으며 동일한 k- $\omega$  SST 난류 모델[8]을 적용

하였다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E_i}{\partial x_i} = \frac{\partial E_{vi}}{\partial x_i} + S + W \quad (1)$$

$$Q = [\rho_s, \rho u, \rho v, \rho e_o, \rho k, \rho \omega]^T \quad (2)$$

$$E_i = [\rho_s u_i, \rho u_i u_j + \delta_{ij} p, \rho h_o u_i, \rho k u_i, \rho \omega u_i]^T \quad (3)$$

$$E_{vi} = [\rho_s u_i^2, \tau_{ij}, \tau_{ik} u_k - q_i, \mu^k k_{,i}, \mu^\omega \omega_{,i}]^T \quad (4)$$

$$S = [0, 0, 0, P^k, P^\omega]^T \quad (5)$$

$$W = [\tilde{\rho}_s, 0, 0, 0, 0]^T \quad (6)$$

$$\mu^k = \mu_L + \sigma^* \mu_T, \quad \mu^\omega = \mu_L + \sigma \mu_T \quad (7)$$

$$P^k = \tau_{ij} u_{,j} - \beta^* \rho \omega k, \quad (8)$$

$$P^\omega = \frac{\alpha}{\nu_T} \tau_{ij} u_{,j} - \beta^* \rho \omega \omega + 2\sigma_{\omega 2} \rho / \omega k_{,j} \omega_{,j} \quad (8)$$

벡터  $Q, E_i, E_{vi}, S, W$ 는 각각, 해 벡터, 대류항 벡터, 확산항 벡터, 난류생성항 벡터, 화학반응 생성항을 의미한다. 첨자 L은 층류를, T는 난류를 의미한다. 난류 점성계수의 정의와 각 계수들은 Menter[8]의 계수를 수정 없이 사용하였다. 본 연구에서의 화학반응 모델은 Jachimowski[9]의 화학반응 모델을 사용하였다.

지배방정식을 분화하기 위해서 유한체적법(Finite Volume Method)을 이용하였다. 공간 차분을 위해서는 Edards[10]의 LDFSS (Low Diffusion Flux Splitting Scheme) 풍상차분 기법을 3차 정확도로 적용하였고, 수치진동을 억제하기 위하여 Koren 제한자를 사용하였다. 시간적분을 위해서는 LU-SSOR[11]기법을 사용하였다.

#### 2.2 유동 조건 및 계산 격자

계산 조건은 비행 마하수가 6인 초음속 공기유동이 등엔트로피 과정을 통하여 마하 2로 감속되어 연소기 입구로 유입되는 조건으로 설정하였다. 일반적으로 스크램젯에서 연소기 내 마하수를 비행마하수의

\* 울산대학교 수송시스템공학부 항공우주공학전공, lsh@mail.ulsan.ac.kr

1/3 정도로 감속하는 것이 적절하다고 알려져 있다. 수소 연료는 음속노즐(sonic nozzle)을 통하여 분사되는 것으로 설정하였다. 이 때의 공기 및 연료 유동 조건은 표1에 나타나 있다.

Table 1. Flow conditions of air and hydrogen.

	Air Inflow	Fuel Jet
P(kPa)	146.5	557.4
T(K)	1081.4	500.3
M	2.0	1.0
J	1.0	

분사기의 직경(D)은 단일 분사기 경우는 6.35 mm[12]이며 연료가 분사되는 위치는 단일 분사의 경우 기준점(x=0)에 이중 분사의 경우는 기준점을 중심으로 대칭 되게 위치하였다. 계산 영역의 폭 8D, 높이가 11D로 설정하였다. 이는 반응생성물이 계산 영역 안에 존재할 수 있도록 충분히 크게 영역을 설정하였다. 계산 영역의 길이는 43D(분사기 전방 8D, 후방 35D)로 정하였다. 계산은 대칭 경계조건을 이용하여 연소기의 절반에 대해 계산을 수행하였다. 총 격자 수는 210×55× 62 (=716,100)개이며, 벽면과 분사면 근처에 격자를 밀집시켰다.

### III. 결과 및 분석

#### 3.1 전체적인 연소과정

연료 이중 수직분사의 연소 과정의 전체적인 경향을 파악하기 위하여 그림 1에 수증기 질량분율의 분포를 도시하였다. 위쪽이 모델A의 수증기 분포도이며 아래쪽이 모델B3의 수증기 분포도이다. 각 단면에 있는 숫자는 원점으로부터의 무차원화된 거리를 의미한다. 그림을 살펴보면 분사류 전방의 박리층과 분사류가 공기유동과 직접적으로 충돌하는 분사류 전방에서 먼저 자발점화 (auto ignition)가 일어나는 것을 볼 수 있다. 이러한 자발점화는 분사류 전방에 형성되는 궁형 충격파와 박리 충격파의 영향으로 온도가 충분히 높아지기 때문에 일어나는 현상으로 판단된다.

모델A와 모델B사이의 경향을 비교해보자. 모델B3의 화염의 높이와 크기가 모델A보다 크게 나타나는 것을 볼 수 있는데, 이는 모델 B3의 연소율이 모델A보다 크게 나타나리라는 것을 짐작케 한다. 그리고, 모델A와는 다르게 모델B3에서는 분사류의 측면이 잘록하게 파여 들어가는 것을 볼 수 있는데, 이는 보다 강한 흐름방향의 선회류 때문으로 판단된다. 이러한 강한 선회류로 인해 화염의 높이가 증대되고, 혼합물이 증대되어 연소율이 증대되는 것으로 판단된다.

단일분사기의 연소 생성물의 분포와 이중분사기의 연소 생성물의 분포는 서로 상당히 다른 형태를 가지는데, 이는 이전 혼합과정에 대한 연구[12]에서도 언급하였듯이, 전방분사류에 의한 차단효과와 전·후방 분사기에서 발생한 와류쌍들 간의 상호작용으로 인해 연료 유동의 형태가 결정되기 때문인 것으로 판단된다.

전방분사기에 의한 차단효과 때문에 후방분사류 주위의 압력이 낮아지고, 또한 후방분사류와 충돌하는 공기유동의 운동량이 작아져 상대적으로 큰 운동량비( $\Gamma$ )값을 갖게 되어 보다 침투가 용이해지는 것이다. 모델 B에서 호리병과 같이 중간지점이 잘록해지는 것은 전방분사에 의해 발생하는 흐름방향 와류가 분사류를 따라 진행되다가 후방분사기에서 발생하는 와류와 결합되어 강화되기 때문으로 판단된다. 후방 분사류의 아래쪽은 전방분사류의 의해 발생한 와류가 존재하지 않기 때문에 상대적으로 약한 흐름방향 와류를 가지게 되어 공기유동의 유입이 약하게 일어나게 된다. 이러한 일련의 과정 때문에 모델B의 화염형상이 모델A와 다르게 형성되는 것으로 판단된다.

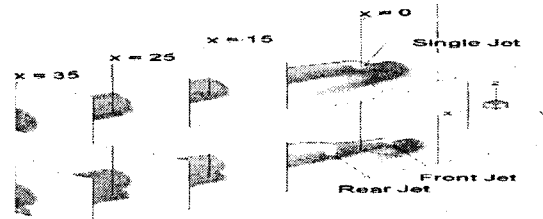


Fig. 1. Distribution of Water Vapor : [top] Model A, [bottom] Model B3.

#### 3.2 연소 특성

##### 연소율

연소율(burning rate)은 연소효율 및 추력에 가장 큰 영향을 미치는 요소이며, 연소기 내의 열손실 및 연소기의 크기의 직접적인 영향을 주는 중요한 인자이다[3]. 이러한 연소율(burning rate)은 각각의 모델들에 대해서 연료인 수소의 소모율과 수증기( $H_2O$ ) 생성율로 경향성을 살펴볼 수 있다. 그림 2는 연소 생성물인 수증기( $H_2O$ )의 생성율을 비교한 것이다. 소모율과 생성율은 입구 유동의 공기의 밀도, 공기유동의 속도와, 단일 분사인 경우의 분사구 단면적으로 무차원화된 값이다. 이러한 연소율의 변화를 살펴보면, 모든 경우에 분사 초반에 수증기의 생성이 급격하게 증가하다가 하류로 가면서 생성율이 일정해지는 것을 볼 수 있다.

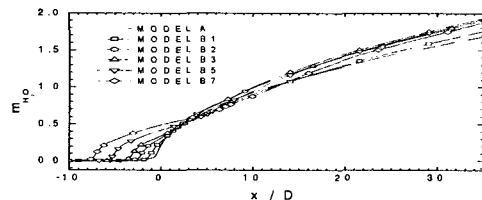


Fig. 2. Comparison of production rate of water vapor

이러한 현상은 Lee[7]가 주장한 연소체제(burning

regime) 개념으로 설명된 바와 같이, 분사기 근방에서는 혼합이 대류에 의해 지배되지만 하류에서는 혼합이 확산에 의해 지배되기 때문인 것으로 판단된다.

출구면 근처를 중심으로 단일분사기(모델 A)와 이중분사기(모델 B)를 비교해보면, 이중분사기의 H<sub>2</sub>O의 생성량이 단일분사기에 비해 클 뿐만 아니라, 이중분사기의 연소율이 단일분사기에 비해 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 따라서, 실제 스크램젯 연소기 내의 분사에 있어서 이중 분사기가 단일분사기에 비해 더 우수할 것으로 판단된다.

이중분사기에서, 분사기 사이의 거리와 연소율과의 상관관계를 살펴보면, 분사기 사이의 거리가 커질수록 연소율의 증가를 보이지만, 분사기 사이 거리가 커질수록 연소율의 증가가 둔화되다가 x/D=6(모델 B3 경우) 이상에서는 더 이상의 연소율의 증가가 나타나지 않는다. 이러한 경향은 두 가지 정도의 이유 때문인 것으로 보인다. 이는, 이전 혼합과정에 대한 연구[12]에서도 언급하였듯이, 이중분사기의 경우 하류에서의 혼합률이 단일분사기의 경우보다 크게 나타나기 때문이다. 즉, 혼합물의 증대가 연소율의 증대로 나타나는 것이며, 이는 이전의 연구결과[8]와 일치하는 것이다. 다음으로는, 이중분사기에서 후방 분사류의 점화과정이 전방 분사류의 도움으로 용이해지기 때문인 것으로 보인다. 하지만, 분사기 사이의 거리가 특정 거리 이상으로 증가하면 전방분사기에 의한 차단효과가 줄어들게 되어 혼합물이나 와류강도가 더 이상 증가하지 않게 되고, 따라서, 연소율의 증가가 일어나지 않게 되는 것이다.

### 연소효율

연소효율은 스크램젯 엔진의 작동성능 중에서 가장 중요한 지표중의 하나이다. 연소효율에 대한 정의는 다양하게 존재하지만, 초음속 분사유동에 많이 사용되는 다음과 같은 정의[3]를 사용하였다. 이는 연소에 의해 소모된 연료의 분율을 의미한다.

$$\eta_c = 1 - \frac{(\int \int_{y,z} Y_F \rho u dy dz)_{react}}{(\int \int_{y,z} Y_F \rho u dy dz)_{nonreact}} \quad (11)$$

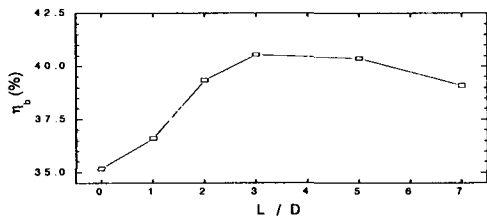


Fig. 3. combustion efficiency

그림 3은 분사기 사이의 거리의 변화에 따른 연소

효율의 변화를 도시하고 있는데, 분사기 출구면에서 계산된 값을 비교하고 있다. 이중분사기 경우가 단일분사기 경우보다 연소효율이 높은 것으로 나타났으며, 분사기 사이의 거리가 증가할수록 연소효율이 높아지는 것으로 나타났다. 하지만, 분사기 사이의 거리가 증가할수록 연소효율의 증가율이 둔화되며, x/D=6.0 (모델 B3) 보다 분사기 사이 거리가 큰 경우에 더 이상 연소효율의 증가가 나타나지 않는 것을 볼 수 있다. 이는 연소효율 측면에서도 최적의 분사기 사이의 거리가 존재함을 의미하는 것으로 판단된다.

### 화염높이

연소기 내에서 화염의 위치는 벽면에 의한 열 손실이나 벽면가열과 관련하여 중에서 상당히 중요한 의미를 갖는다. 그림 4는 화염의 존재와 상관관계가 큰 OH 활성기의 위치를 각 단면에 대해 평균을 구한 값을 표시한 것이다.

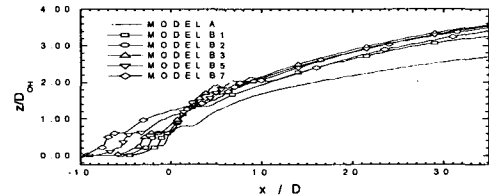


Fig. 4. Comparison of flame height (mean height of OH radical)

앞서 살펴본 그림 1에서 예상된 바와 같이 이중분사기가 단일분사기보다 화염의 위치가 높은 것을 확인할 수 있다. 그리고 분사기 사이의 거리 변화에 따른 화염높이의 변화를 살펴보면, 분사기 사이의 거리가 커질수록 화염 높이의 증가가 일어나지만, 분사기 사이 거리가 커질수록 연소율의 증가가 둔화되다가 x/D=6(모델 B3 경우) 이상에서는 더 이상의 연소율의 증가를 보이지 못하고 있다.

### 3.3 정체압력 손실

연소과정에서 엔트로피 증가로 인한 정체압력손실이 발생할 수가 있지만 추력의 관점에서 지나친 손실은 심각한 문제일 수가 있다. 따라서, 이중 분사기 사이의 거리 변화에 따른 정체압력 손실정도를 파악하기 위하여 평균 정체압력으로 그 경향을 살펴보았으며 정의는 다음과 같다.

$$P_o = \frac{\int \int_{y,z} p_o \rho u dy dz}{\int \int_{y,z} \rho u dy dz} \quad (12)$$

그림 5는 각 모델에 대한 정체압력의 변화를 도시하고 있다. 단일 분사기를 갖는 연소기의 경우 정체

압력이 출구면에서 7.5%정도 감소하는 것을 볼 수가 있다. 이중 분사기를 갖는 연소기의 정체압력손실은 출구면에서 단일 경우보다 최대 1% 정도의 손실의 증가를 보인다. 또한, 이중 분사기 사이의 거리 증가에 따라 정체압력 손실이 증가를 하지만 어느 정도 거리 이상에서는 둔화하는 경향을 보인다.

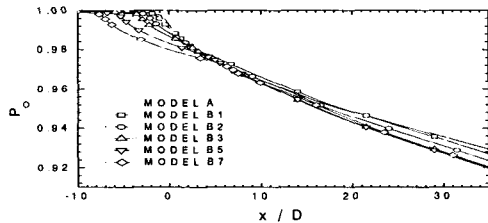


Fig. 5. Variation of Stagnation Pressure

이중 분사기의 정체압력 손실이 단일분사기에 비해 크게 나타나는 것은 혼합물의 증가에 기인한 것으로 판단된다. 하지만 앞서 살펴본 바와 같이 연소효율의 증가로 인한 효과를 고려해 볼 때 이중 분사기 사용에 따른 손실이 심각한 정도는 아니라고 판단된다.

#### IV. 결론

본 연구에서는 초음속 유동장 내의 단일 및 이중 수직 분사 시 나타나는 혼합특성에 대한 이해를 바탕으로 연료 이중 수직 연소기에서 일어나는 연소특성 변화에 대한 수치연구를 수행하였다. 본 연구는 이중 분사기의 혼합특성에 대한 연구의 연속적인 연구로, 혼합특성의 개선에 의한 연소특성의 개선 정도를 확인하고, 연소특성 측면에서 분사기 사이의 최적거리의 존재여부를 확인하는 것을 목표로 연구가 수행되었으며, 그 결과, 다음과 같은 결론에 도달할 수 있을 것으로 판단된다.

이중 수직분사의 연소특성은 화염의 형태, 연소율의 변화 등 연소특성 면에서 단일 수직분사와 상당히 다른 양상을 보이며, 연소율과 연소효율측면에서 이중 분사기가 더 효과적인 것으로 나타났다. 이중 분사에서 두 분사유동의 연소특성은 서로 다른 것으로 나타났는데, 후방 분사류의 연소 특성은 전방 분사류의 유동 및 연소특성에 크게 영향을 받는 것으로 밝혀졌다. 분사기 사이의 거리가 어떤 특정 거리가 되기 전까지 증가할수록 연소율이 증가하는 것으로 나타났다. 하지만, 그 이후에는 연소율의 증가가 관찰되지 않았으며 오히려 정체압력의 감소가 커져서 전체적인 연소특성은 악화되는 것으로 나타났다. 이는 최적적인 두 분사기 사이의 거리가 존재함을 의미하는 것으로 판단된다.

#### 후 기

본 연구는 한국과학재단의 특정기초연구(과제번호: R01-2000-000-00316-0) 지원으로 수행되었습니다.

#### 참고문헌

- 1) Bogdanoff, D. W., "Advanced Injection and Mixing Techniques for Scramjet Combustors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 10, No. 2, 1994, pp. 183-190.
- 2) Kumar, A., Bushnell, D. M., and Hussaini, M. Y., "Mixing Augmentation Technique for Hypervelocity Scramjets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 5, No. 5, 1989, pp. 514-522.
- 3) E.T. Curran and S.N.B. Murthy., "SCRamjet Propulsion," AIAA, Volume 189 Progress in Astronautics and Aeronautics, 2001, pp. 386-388, 517-527, 539-564.
- 4) Schetz, J. A., Weinraub, R. A., and Mahaffey, R. E., Jr., "Supersonic Transverse Injection into a Supersonic Stream," *AIAA Journal*, Vol. 6, No. 5, 1968, pp. 933-934.
- 5) Spaid, F. W., and Zukoski, E. E., Further Experiments Concerning Secondary Injection of Gases into a Supersonic Flow, *AIAA Journal*, Vol. 4, No. 12, December 1966, pp.2216-2218.
- 6) Papamoschou, D., and Hubbard, D. G., Visual Observations of Supersonic Transverse Jet, *Experiments in Fluids*, Vol. 14, No. 6, December 1993, pp.468-476.
- 7) 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.
- 8) Menter, F. R., Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp.1598-1605.
- 9) Jachimowski, C. J., "An Analytical Study of the Hydrogen-Air Reaction Mechanism with Application to Scramjet Combustion," NASA TR-2791, 1988.
- 10) Edwards, J. R., "A Low-Diffusion Flux-Splitting Scheme for Navier-Stokes Calculations, *Computers and Fluids*," Vol. 26, No. 6, 1997, pp. 635-659.
- 11) Shuen, J. S., and Yoon, S., "Numerical Study of Chemically Reacting Flows Using a Lower-Upper Symmetric Successive Overrelaxation Scheme," *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 12, 1989, pp. 1752-1760.
- 12) 신훈범, 이상현, "초음속 유동장 내의 이중 수직분사의 특성에 관한 연구 - 혼합특성," 한국항공우주학회지, 30권 6호, pp. 53-60, 2002.