

초음속 유동장 내 이중 수직분사의 연소특성

이상현* (울산대학교)

Combustion Characteristics of Dual Transverse Injection in Supersonic Flow Fields

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 점화과정이나 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 단일 분사 경우를 편의상 모델 A라고 하고 이중분사 모델 B라 하였으며, 단일분사인 경우와 분사되는 연료 유량을 동일하게 하기 위해서 각 분사면의 직경을 단일 분사구의 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, 이를 모델B4라고 명명하는 것이다. 계산이 수행된 경우는 L=2D, 3D, 4D, 5D, 6D, 7D의 6가지 경우이다.

II. 지배방정식 및 수치기법

2.1 지배방정식

유동 및 연소과정을 모사하기 위하여 본 연구에서는 화학반응이 포함된 3차원 Navier-Stokes 방정식을 사용하였으며 동일한 k- ω SST 난류 모델[8]을 적용하였다.

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

$$Q = [\rho_s, \rho u_j, \rho e_0]^T \quad (2)$$

$$E_i = [\rho_s u_i, \rho u_i u_j + \delta_{ij} p, \rho h_0 u_i]^T \quad (3)$$

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

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

$$W = [\dot{\rho}_s, 0, 0, 0, 0]^T$$

$$\mu^k = \mu_L + \sigma^* \mu_T, \quad \mu^{\omega} = \mu_L + \sigma \mu_T \quad (6)$$

$$P^k = \tau_{ik} u_{,k} - \beta^* \rho \omega k \quad (7)$$

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

벡터 Q, E_i, E_{vi}, S 는 각각, 해 벡터, 대류 항 벡터, 확산 항 벡터, 난류 생성 항 벡터를 의미하며 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 Edwards[10]의 LDFSS (Low Diffusion Flux Splitting Scheme) 풍상차분 기법을 3차정확도로 적용하였고, 수치진동을 억제하기 위하여 Koren 제한자를 사용하였다. 시간적분을 위해서는 LU-SSOR[11]기법을 사용하였다.

2.2 유동 조건

길이 32, 폭 3.5, 높이가 7.5인 연소기 형상은 분사기의 직경으로 무차원화되어진 값이다. 분사기의 직경은 단일 분사기 경우는 6.35mm이며 연료가 분사되는 위치는 단일 분사의 경우 기준점(x=0)에 이중 분사의 경우는 기준점을 중심으로 대칭되게 위치하였다. 계산은 대칭 경계조건을 이용하여 연소기의 절반에 대해 계산을 수행하였다. 총 격자 수는 $170 \times 43 \times 63$ (=460,530)개이다.

Table 1. Flow conditions of air and hydrogen.

	Freestream	Fuel
P(kPa)	249.3	941.5
T(K)	1232.0	469.0
M	2.0	1.0
J	1.0	

계산 조건은 비행 마하수가 6인 초음속 공기유동이 등엔트로피 과정을 통하여 마하 2로 감속되

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

어 연소기 입구로 유입되는 조건으로 설정하였다. 일반적으로 스크램제트에서 엔진 내 마하수를 비행마하수의 1/3 정도로 감속하는 것이 적절하다고 알려져 있다. 수소는 음속노즐(sonic nozzle)을 통하여 분사되는 것으로 설정하였다. 이 때의 공기 및 연료 유동 조건은 표1에 나타나 있다.

III. 결과 및 분석

3.1 전체적인 연소과정

연료 이중 수직분사의 혼합 및 연소 과정의 전체적인 경향을 파악하기 위하여 그림 1에 연소 과정을 도시하였다.

분사기의 전후방과 후방분사기로부터 $X=1D$, $6D$ 인 지점에서의 각각의 $y-z$ 평면에 OH 활성기의 분포(왼쪽 단면)와 연소 생성물인 H_2O 질량분율의 분포(오른쪽 단면)를 도시한 것이다. 그림 1(a)는 단일분사기의 연소과정을 도시한 것이고, 그림 1(b)는 이중 수직 분사기를 갖는 연소기내의 연소과정을 도시한 것이다. 고온의 공기와 먼저 접촉하는 연료 분사류의 측면과 상부를 따라 자발점화(auto-ignition)가 일어나는 것을 볼 수 있다. 화염면은 주로 제트가 공기와 접촉하는 경계 부근에 형성되며, 이는 OH 활성기의 분포로부터 확인할 수가 있다.

단일분사기의 연소 생성물의 분포와 이중분사기의 연소 생성물의 분포는 서로 상당히 다른 형태를 가지는데, 이는 이전 혼합과정에 대한 연구 [12]에서도 언급하였듯이, 전방분사류에 의한 차단효과와 전방분사기에서 발생한 와류쌍과 후방분사기에서 발생한 와류쌍의 상호작용으로 인해 연료 유동의 형태가 결정되기 때문인 것으로 판단된다. 이중분사기의 화염분포 형태는 혼합만을 고려한 경우의 연료 분포 형태와 거의 유사하지만, 화염면의 크기가 연료분포 영역보다 크게 보이는 것은 화염면이 연료유동과 공기유동의 경계면에서 형성되기 때문인 것으로 보인다.

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 H_2O 생성률로 경향성을 살펴볼 수 있다.

그림 2은 연소기 내의 각 위치에서 반응 유동장에서의 연료의 질량유량과 비반응유동장 유동장에서의 연료의 질량유량의 차이를 도시한 것이다. 따라서, 연소율은 연료인 수소의 질량유량의 감소율로 표시될 수가 있다. 그림 3은 연소 생성물인 H_2O 의 생성률을 비교한 것이다. 소모율과 생성률은 입구 유동의 공기의 밀도, 공기유동의 속도, 단일 분사인 경우의 분사구 단면적으로 무차원화된 값이다. 그림 2과 3에서 확인할 수 있듯이 수소 연료의 소모 경향과 H_2O 생성 경향이 상당히 유사하다는 사실을 알 수 있다. 따라서,

연소율을 연료의 소모율 또는 H_2O 의 생성률로 정의될 수 있을 것으로 판단된다.

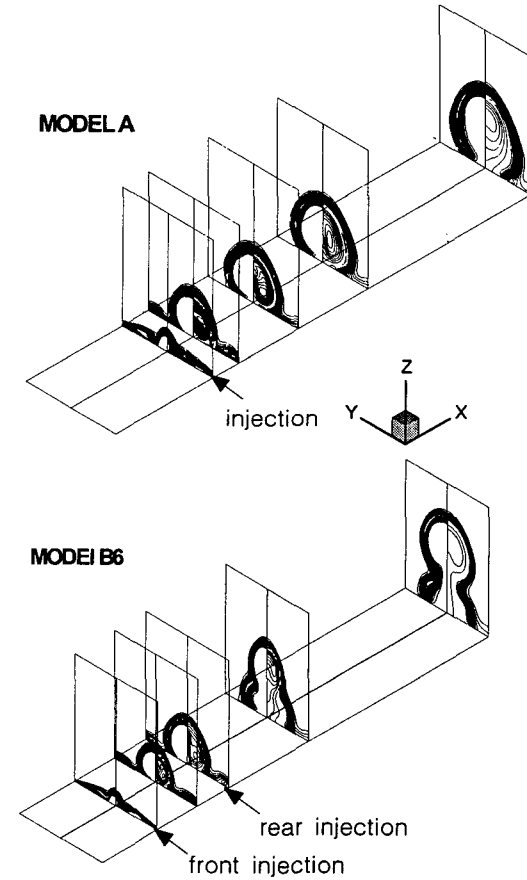


Fig. 1. Burning process: [left side] OH fraction contours [right side] Vapor fraction contours.

이러한 연소특성의 변화를 살펴보면, 모든 경우에 분사 초반에 소모와 H_2O 의 생성이 급격하게 증가하다가 하류로 가면서 연료 소모율이 일정해지는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 Lee[7]의 연구에서 주장한 연소체제(burning regime) 개념으로 설명될 수 있을 것으로 판단된다. 구체적으로 살펴보면, 분사기 근방에서는 혼합이 대류에 의해 지배되지만 하류에서는 혼합이 확산에 의해 지배되기 때문에 분사기 근방에서는 대류에 의해 혼합이 가속되어 연소율이 증가하지만 하류에서는 확산에 의해서만 혼합이 진행되기 때문에 연소율이 일정하게 진행되는 것이다.

출구면 근처를 중심으로 단일분사기(모델 A)와 이중분사기(모델 B)를 비교해보면, 이중분사기의 수소 감소나 H_2O 의 생성량이 단일분사기에 비해 클 뿐만 아니라, 이중분사기의 연소율(수소 감소율 또는 H_2O 의 생성율)이 단일분사기에 비해 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 따라서, 실제 스크램제트 연소기 내의 분사에 있어서 이중 분사기가 단일분사기에 비해 더 우수할 것으로 판단된다.

이중분사기에서, 분사기 사이의 거리와 연소율과의 상관관계를 살펴보면, 분사기 사이의 거리가 커질수록 연료 소모율 또한 증가를 보이지만, 분

사기 사이 거리가 커질수록 연소율의 증가가 둔화되다가 $x/D=6$ (모델 B6 경우) 이상에서는 더 이상의 연료 소모율의 증가를 보이지 못하고 있다. 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, 혼합률의 증대가 연소율의 증대로 나타나는 것이며, 이는 이전의 연구결과[8]와 일치하는 것이다.

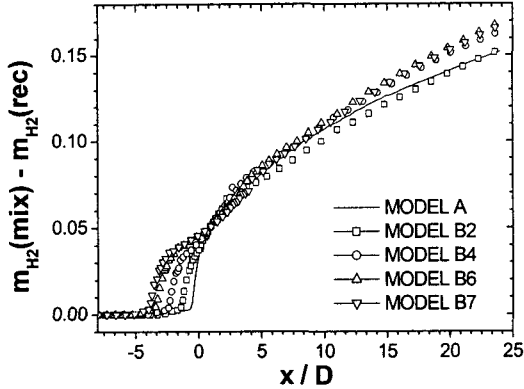


Fig. 2. Comparison of Decay rate of fuel mass fraction between reacting and non-reacting

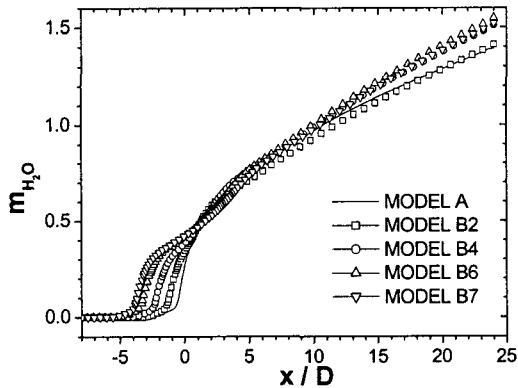


Fig. 3. Comparison of production rate of water vapor

다음으로는, 이중분사기에서 후방 분사류의 점화 과정이 전방분사류의 도움으로 용이해지기 때문인 것으로 보인다. 하지만, 분사기 사이의 거리가 특정 거리 이상으로 증가하면 전방분사기에 의한 차단효과가 줄어들게 되어 혼합률이나 와류강도가 더 이상 증가하지 않게 되고, 따라서, 연소율의 증가가 일어나지 않게 되는 것이다.

3.3 연소효율

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

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

그림 4는 분사기 사이의 거리의 변화에 따른 연소효율의 변화를 도시하고 있는데, 분사기 출구면에서 계산된 값을 비교하고 있다. 이때, 분사기 사이의 거리가 0인 경우(case number 가 0인 경우)는 단일분사기의 경우에 해당된다.

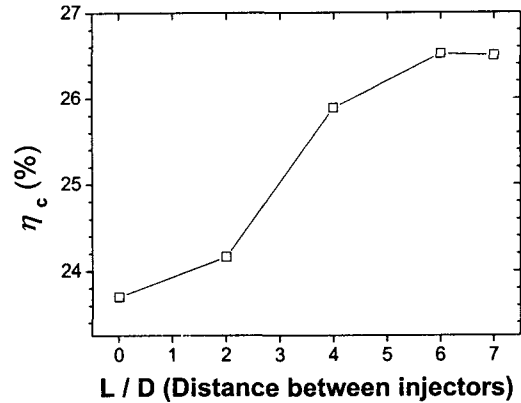


Fig. 4. combustion efficiency

이중분사기 경우가 단일분사기 경우보다 연소효율이 높은 것으로 나타났으며, 분사기 사이의 거리가 증가할수록 연소효율이 높아지는 것으로 나타났다. 하지만, 분사기 사이의 거리가 증가할수록 연소효율의 증가율이 둔화되며, $x/D=6.0$ 보다 분사기 사이 거리가 큰 경우에 더 이상 연소효율의 증가가 나타나지 않는 것을 볼 수 있다. 이는 앞 절에서 언급한 바와 같이 연소효율 측면에서도 최적의 분사기 사이의 거리가 존재함을 의미하는 것으로 판단된다.

3.4 정체압력 손실

연소과정에서 엔트로피 증가로 인한 정체압력 손실이 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 16%정도 감소하며 이중분사기 경우 후방 분사기 근처에서 손실율의 증가를 볼 수가 있다. 이중 분사기를 갖는 연소기의 정체압력손실은 출구면에서 단일 경우보다 1~3% 정도의 손실의 증가를 보인다. 또한, 이중 분사기 사이의 거리 증가에 따라 정체압력 손실율이 증가를 하지만 어느 정도 거리 이상에서는 둔화하는 경향을 보인다.

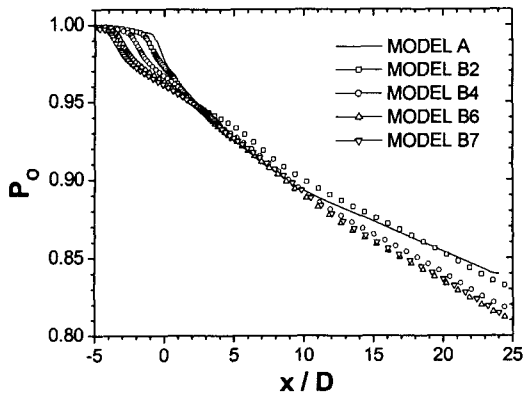


Fig. 5. Variation of Stagnation Pressure

이러한 경향은 이전 연구에서 보인 후방 분사기의 전방의 모멘텀의 감소율의 둔화로 나타난 충격파의 강도의 둔화, 혼합 및 연소율의 증가로 인한 엔트로피 증가의 감소로 인한 경향이라 판단된다. 하지만, 정체압력의 손실이 연소가 있는 경우에 더 크게 나타나는 것을 혼합특성에 대한 결과와 비교해보면 알 수 있는데, 이는 가열이 정체압력의 손실을 증가시키기 때문인 것으로 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 보이는 것으로 나타났다. 이중 분사에서 두 분사유동의 연소특성은 서로 다른 것으로 나타났는데, 후방 분사류의 연소특성은 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 최적인 두 분사기 사이의 거리가 존재함을 의미하는 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 특정기초연구(과제번호: R01-2000-000-00316-0) 지원으로 수행되었으며, 도움을 주신 관계자 여러분께 감사드립니다.

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.