

Hydro-Reactive 엔진의 산화제 분사각도에 따른 연소특성에 대한 연구

원중환* · 이성남** · 백승욱**† · 황창환*** · 김경무****

*한국과학기술원 · **한국원자력연구원 · ***한국항공우주연구원 · ****LIG 넥스원

Effects of Oxidizer Inject Angle on Combustion Characteristics in Hydro-Reactive Engine

Jong Han Won*, Sung Nam Lee**, Seung Wook Baek**†, Chang Hwan Hwang*** and Kyung Moo Kim****

*Korea Advanced Institute of Science and Technology, **Korea Atomic Energy Research Institute

Korea Aerospace Research Institute, *LIG nex1

(Received 5 February 2014, Received in revised form 3 April 2014, Accepted 5 June 2014)

ABSTRACT

In this study, the variation of the flow field in Hydro-reactive engine combustor was numerically studied through 2-dimensional axisymmetric model with aluminum and heated water vapor. For calculating all velocity fields, compressible Navier-Stokes equation was used with Pre-conditioning. AUSM+up(p) method was used to exactly calculate mass flow in the control volume. As using SST model that is a turbulent model, the result had high accuracy for free stream and the flow near the wall. The effects of the temperature, variation of the flow field and distribution of chemical products on inject angle of heated water vapor were studied.

Key Words : Aluminum combustion, Hydro-reactive engine, Injection angle

기 호 설 명

Alphabets	Greek Symbols
C : concentration	ε : turbulent dissipation
e : specific total internal energy	κ : turbulent kinetic energy
h : specific enthalpy	ρ : density
r_b : regression rate	τ : shear stress
T : temperature	ω : vorticity
v_g : supply velocity of aluminum gas	Subscripts
u, v, w : bulk velocities in axial and vertical direction	i : i-th species
Y : species mass fraction	l : liquid phase

1. 서론

알루미늄은 다른 연료들과 비교해서 단위 부피당 높은 에너지 밀도를 갖고 있으며 폭발적으로 연소하기 때문에 로켓이나 미사일 등 짧은 시간 동안 큰 추

진력을 얻기 위해 사용되는 고체추진제의 첨가물로써 많이 사용되고 있다. 최근에는 친환경 에너지 생산기술뿐만 아니라 첨가물의 개념이 아닌 주 에너지원으로 활용하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다. 이러한 연구를 통하여 알루미늄의 수반응에 의한 수소 발생기로 활용되거나, 순수 알루미늄으로만 구성된 단일 고체 추진제로써 고속 로켓어뢰나 미사일 등

† Corresponding Author, swbaek@kaist.ac.kr

에서 추진 동력으로 사용되고 있다[1].

알루미늄의 연소는 산화피막(Al_2O_3)으로 인해 복잡한 과정으로 이루어진다. 알루미늄 입자는 초기에 산화피막으로 둘러싸여 있고 외부에서 열이 가해지면 열전달에 의하여 내부의 알루미늄 입자가 녹게 되며 둘러싸고 있는 산화피막이 제거된 후 알루미늄 입자는 증발되고 외부의 수증기와 만나 반응이 일어나면서 연소된다[2].

산화피막으로 인한 복잡한 연소과정 때문에 현재까지의 연구는 알루미늄 입자의 특성과 단일 액적의 연소해석 위주로 진행되었다[3,4]. 반면 알루미늄이 연소실 내부에서 연소에 따른 유동의 변화, 온도 분포, 산화제와의 혼합을 고려한 연소시스템에 대한 연구는 거의 이루어지지 않았다.

이에 본 논문의 연구에서는 수축확산 노즐을 포함하는 모델 연소기에 수증기를 산화제로 이용하는 알루미늄연소에 대한 수치해석을 하는 것을 목표로 한다.

2. 해석

2.1. 지배 방정식

일반적인 2차원 축대칭에 대한 예조건화 된 Navier-Stokes 방정식을 해석하면 압력, 속도, 온도, 난류물성치와 화학종의 질량분율을 구할 수 있고 식은 아래와 같다.

$$\Gamma \frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial y} = \alpha H \quad (1)$$

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \\ \rho \kappa \\ \rho \omega \\ \rho Y_i \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$H = \frac{1}{r} \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 \\ \rho vh \\ \rho v \kappa \\ \rho v \omega \\ \rho v Y_i \end{pmatrix} + \frac{1}{r} \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} - q_y \\ \tau_{\kappa y} \\ \tau_{\omega y} \\ q_{k_y} \end{pmatrix} \quad (3)$$

Γ 는 예조건화 행렬로서 Weiss et al.[5]의 식을 사용하였고 Q 는 원시 변수벡터, E 와 F 는 x 와 y 방향의 비점성 유동벡터, E_v 와 F_v 는 x 와 y 방향의 점성 유동벡터를 의미한다. H 는 축대칭 좌표계를 사용하는 경우에 나타나는 생성항 벡터이다. 유동해석을 위해서

는 AUSM[6] 수치기법에 전 속도영역에서 가능하고 예조건화를 적용시킨 AUSM + up(p) 기법을 사용하였다. AUSM에 비해 정확성이 높고 천이점에 대한 정보를 제공함으로써 천이점이 제어면 위에 있을 때 물리현상을 정확하게 반영할 수 있어 진동 없이 충격파의 포착이 가능하다. 난류 모델로서 벽면과 자유류에 대해서 정확도를 가지기 위하여 two-equation 모델인 $\kappa - \omega$ 난류 모델과 $\kappa - \varepsilon$ 난류 모델을 혼합한 Shear-Stress Transport(SST) 난류 모델[7]을 사용하였다.

2.2. 화학반응 모델

알루미늄의 연소는 기체상태의 산화제와 연료의 연소현상과 알루미늄 산화피막이 액체상태가 되는 응축현상이 함께 발생한다. 그렇기 때문에 화학반응 모델은 5개의 기체상태 알루미늄과 수증기와와의 반응을 나타내고, 2개의 화학반응 모델은 알루미늄의 응축과정을 나타내는 7 - step으로 이루어진 화학반응 모델에서 Arrhenius type의 식의 계수를 찾아 대입하여 계산한다.



$$k_1 = 9.76 \times 10^{10} \exp(-80/T)$$



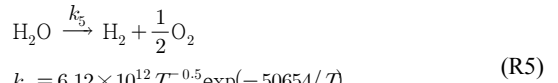
$$k_2 = 4.63 \times 10^{11} \exp(-10008/T)$$



$$k_3 = 9.63 \times 10^{10} \exp(-2865.7/T)$$



$$k_4 = 6.17 \times 10^{12} T^{-0.5} \exp(-0/T)$$

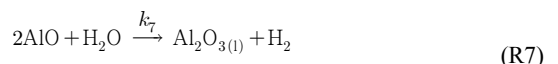


$$k_5 = 6.12 \times 10^{12} T^{-0.5} \exp(-50654/T)$$

$$C_{H_2}^{0.153} C_{O_2}^{0.916} C_{H_2O}$$



$$k_6 = 1.0 \times 10^{10} \exp(-0/T)$$



$$k_7 = 1.0 \times 10^{10} \exp(-0/T)$$

$$k_1 - k_7 \text{ in } [m^3 / (kmole \cdot sec)]$$

(R1) - (R4)식들은 Al - H₂O의 연소과정 화학반응 모델이다. 현재까지 연구에선 Al - H₂O이 반응할 때 정확한 화학반응 모델을 알 수 없으므로 Beckstead et al.[8]에서 사용한 O₂, CO₂, H₂O 기체들과 알루미늄이 반응할 때 화학반응 모델 중 H₂O와 관련된 화학반응 모델을 사용하였다. (R5)식은 고온에서 H₂O가 해리되는 화학반응 모델로서 Kiehne et al.[9]을 참고하였다.

(R6)과 (R7)식은 알루미늄의 응축과정을 나타내는 화학반응 모델로서 기체상태의 알루미늄의 화학반응과 같이 정확한 반응상수가 알려지지 않아 선행연구자의 연구에서는 실험을 통해 얻은 경험상수를 이용하여 수치해석을 수행하였다[8,12]. 이에 본 연구에서는 Beckstead et al.[8]와 Gallier et al.[12]에서 사용한 응축과정 화학반응 모델을 사용하였고 반응상수 k_6 와 k_7 를 참고하여 연소과정 화학반응 모델의 계산과 적절히 이루어 질 수 있도록 계수를 조절하여 사용하였다.

2.3. 후퇴율

기존의 연구에서는 단일 액적에서 일어나는 현상을 다루었고 상변화와 관련하여 실험과 경험에 의한 상수를 적용하였기 때문에, 본 논문에서 다루는 로켓모터 내부에서의 연소현상에 적용하기 어렵다고 판단하였다. 이에 본 논문의 연구에서는 기존의 고체로켓모터 해석방법을 적용하여 후퇴율에 따라 알루미늄 기체가 연소실 내부로 공급되도록 가정하였다.

후퇴율은 고체 추진제를 이용하는 로켓 모터의 해석에서 중요한 요소 중 하나이다. 수치적 계산으로 예측하는 것이 어려우므로 추진제 그래인을 제작하여 연소시험을 통해 압력과 연소 속도에 관한 관계식을 구한다. Saint Robert가 제안한 식 (4)을 이용하여 계수를 실험값으로부터 구하여 후퇴율을 얻는다.

$$r_b = AP^n \quad (4)$$

위 식에서 r_b 는 후퇴율, A 는 후퇴율 압력상수, n 은 후퇴율 압력지수, P 는 압력을 의미하고 실험값으로부터 A 와 n 을 구할 수 있다. 후퇴율은 Ki et al.[13]의 실험연구를 통해 얻은 $n \approx 0.47$, $A \approx 1.2858 \times 10^{-3} [\text{m/s}]$ 값을 연구에 적용하였다. 이 값을 식 (5)에 적용하여 기체 알루미늄의 공급속도를 결정하였다.

$$\rho_{Al(s)} r_b = \rho_{Al(g)} v_g \quad (5)$$

2.4. 해석프로그램 검증

앞서 언급했듯이 현재까지 알루미늄과 수증기가 연소실내에서 혼합하여 연소하는 시스템적인 모사에 대한 실험이나 수치해석 논문은 없으며, 대부분의 선행연구는 알루미늄의 단일 액적에 대한 실험과 수치해석이었기 때문에 실험과 계산결과를 직접적으로 비교하는 검증은 어려움이 있다. 그렇기 때문에 잘 알려진 모델의 수치해석 및 실험결과와 비교를 통하여 해석프로그램을 검증하였다. JPL 노즐 유동해석을 통하여 유동해석 모델에 대한 검증을 하였고, 메탄과 공기의 연소반응 해석을 통해 화학반응 모델에 대한 검증을 하였다.

먼저 Fig. 1의 JPL 노즐 내부유동을 해석하여 노즐 벽면의 압력변화를 Fig. 2에서 비교하였다. 기체는 Air로 가정하였고 입구압력은 대기압의 10배, 온도는 555 K으로 가정하였다. 해석결과와 실험값[14]이 잘 일치함을 알 수 있다.

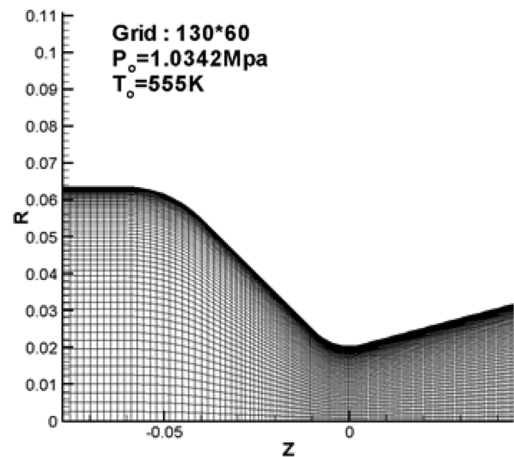


Fig. 1. JPL nozzle mesh.

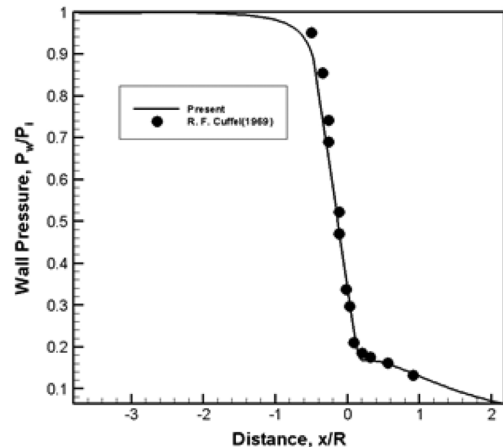


Fig. 2. Pressure distribution in JPL nozzle.

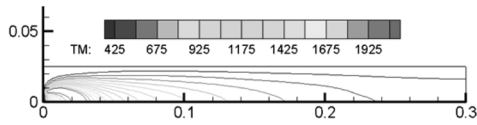


Fig. 3. Temperature distribution in combustion chamber.

연소과정에서의 검증은 메탄과 공기가 연소하면서 연소실 내의 길이방향에 대한 온도변화와 화학종 분포를 확인하고 실험값과 비교하였다. Fig. 3은 연소실 내의 온도 분포를 나타내고 실험에 사용된 메탄의 유량은 내경 1.27 cm에서 0.045 m/s이고, 공기의 유량은 외경 5.08 cm에서 0.0988 m/s이며 격자는 101×61 로 생성하였다. Fig. 4에서 연소기 내부 축방향에 대한 화학종의 분포를 실험값 및 수치해석 결과와 비교하였다[15].

실험값과 수치해석 결과가 해석프로그램의 결과값과 매우 유사함을 알 수 있다. 하지만 오차가 발생하였는데 수치해석을 통한 계산에서는 완전 연소를 가정하였지만 실험에서 탄소의 soot으로 인하여 완전연소가 이뤄지지 않았고 복사효과가 강해지기 때문에 발생하였다. 또한 수치해석상 메탄과 공기의 반응은 반응면에서만 발생하는 것으로 계산되지만 실제로는 반응면이 유한한 두께를 갖고 있으므로 화학종 분포 위치에서 오차가 발생하였다.

3. 결과

3.1. 해석 조건

해석에 사용된 노즐 격자는 Fig. 5와 같고 길이 0.313 m, 높이 0.045 m, 노즐팽창비는 7.84이다. 연료인 알루미늄은 2.3절의 가정에 따라 기체상태로 연소실 상류 벽면 5 cm의 영역에서 질량분율 1, 2700 K로 연소

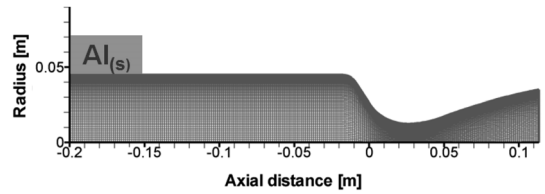


Fig. 5. Rocket motor nozzle mesh.

Table 1. Supply condition of single injector

Pressure (bar)	40
Temperature (K)	700
Mass flow rate (kg/s)	2.0
Nozzle radius (cm)	1.00
Inlet velocity	514.6
Mach No.	0.84

Table 2. Supply condition of co-axial injector

	Center	Co-axial
Pressure (bar)	40	40
Temperature (K)	700	700
Mass flow rate (kg/s)	1.00	1.00
Nozzle radius (cm)	0.71	0.71
Inlet velocity	514.7	514.0
Mach No.	0.84	0.84

실로 공급된다.

Table 1, 2에 single injector와 co-axial injector를 통해 공급되는 수증기의 공급조건을 정리하였다. 수증기의 분사위치와 각도는 Fig. 6과 같이 왼쪽 위부터 0, 45°의 single injector에서 분사할 때와 0-0°, 0-45°,

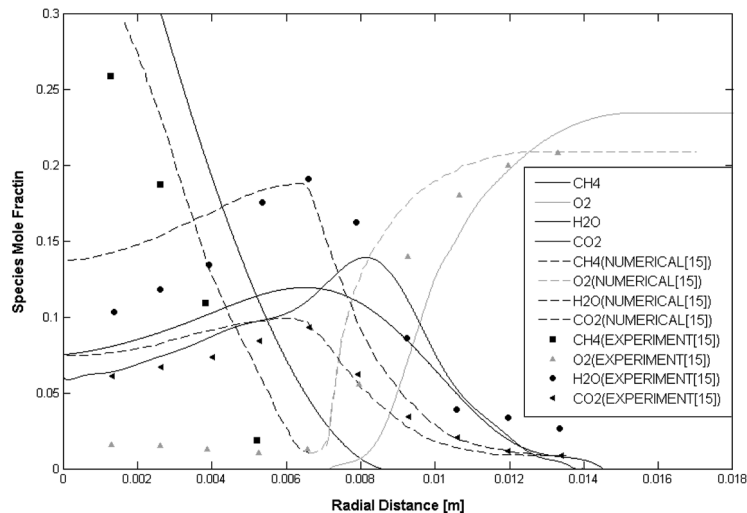


Fig. 4. Chemical species distribution along axial direction.

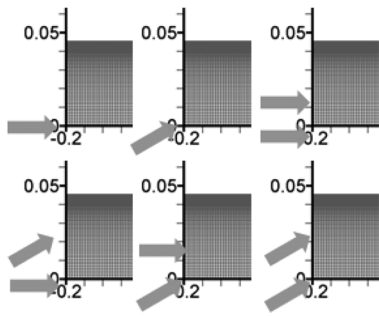


Fig. 6. Injection location and angle of water vapor.

45-0°, 45-45°의 co-axial injector에서 분사할 때의 각각 6가지 경우에 대하여 해석을 수행하였다.

수증기의 유량은 2 kg/s이고 single injector의 반경은 1 cm이고, co-axial injector의 경우 가운데의 반경은 0.707 cm, 바깥쪽은 축으로부터 1 cm 떨어진 곳에서 시작하여 중앙의 분사기와 동일한 면적을 갖도록 너비를 정하였고 유량은 두 개의 분사기에서 각각 1 kg/s가 나오도록 하였다. 또한 single injector와 co-axial injector에서 수증기는 동일한 속도를 갖도록 통제하였다.

3.2. 해석 결과

Fig. 7~12까지 수증기의 분사위치와 각도에 따른 로켓 모터 내에서 온도변화와 유동장의 변화 및 화학종 분포를 나타내었다.

주어진 조건으로 해석을 수행하였을 때 공통적으로 다량의 수증기가 로켓모터의 중심축에 존재하였고 이를 통해 산화제 과잉 상태의 연소가 이루어졌음을 알 수 있었다. 또한 공통적으로 알루미늄과 수증기의 반응면에서 1차로 AIO가 생성되고 화학반응(R6), (R7)에 따라 Al_2O_3 가 생성되었다. 이에 따라 반응지역을 중심으로 고온지역이 형성되었음을 확인할 수 있다.

Single injector 0° 결과인 Fig. 7과 co-axial injector 0-0° 결과인 Fig. 8은 해석 결과가 유사함을 알 수 있다. 이는 co-axial injector 0-0° 해석에서는 수증기를 두 군데에서 각기 1 kg/s의 유량을 분사하였지만 각도가 없고 공급되는 속도를 single 0° 해석과 같도록 통제했기 때문인 것으로 해석할 수 있다. 해석 결과 두 개의 경우 모두 연소실 뒤쪽에서 큰 재순환 영역이 존재하여 알루미늄이 연소실 상류로 유입되었고 이에 따라 연소실 중앙 지역에서 산화제인 수증기와 혼합이 이루어져 연소반응을 유지하고 있음을 확인할 수 있다.

Fig. 9와 10의 결과 또한 수증기를 분류하여 분사하였지만 분사각도가 같았기 때문에 해석 결과가 유사함을 알 수 있다. 연소실 앞쪽에 재순환 영역이

생성되었으며 알루미늄이 연소실 벽면을 따라 분포하였다. 이에 따라 벽면 근처에서 산화제와의 혼합이 이루어져 고온영역을 형성함을 확인할 수 있었다.

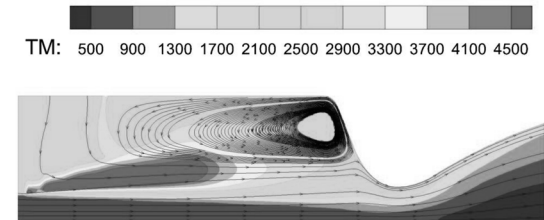


Fig. 7. Temperature, flow field, and species distribution of 0°, single injector.

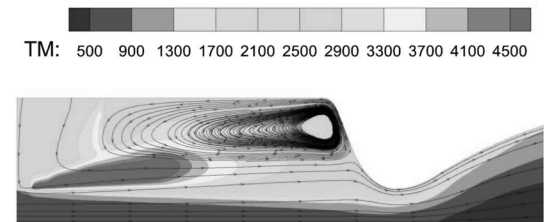


Fig. 8. Temperature, flow field, and species distribution of 0-0°, co-axial injector.

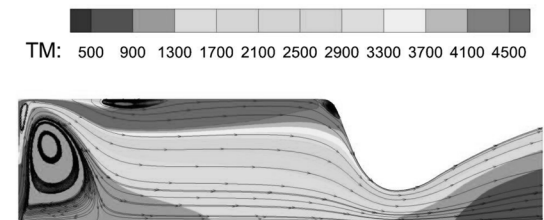


Fig. 9. Temperature, flow field, and species distribution of 45°, single injector.

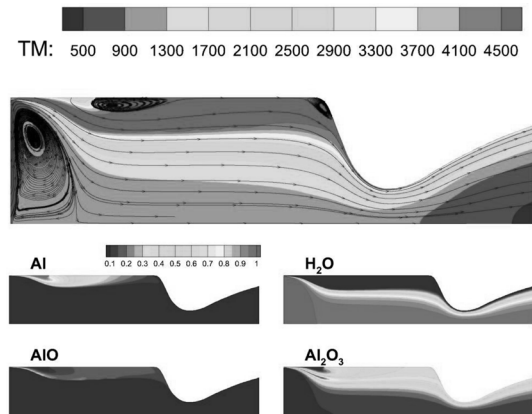


Fig. 10. Temperature, flow field, and species distribution of 45-45°, co-axial injector.

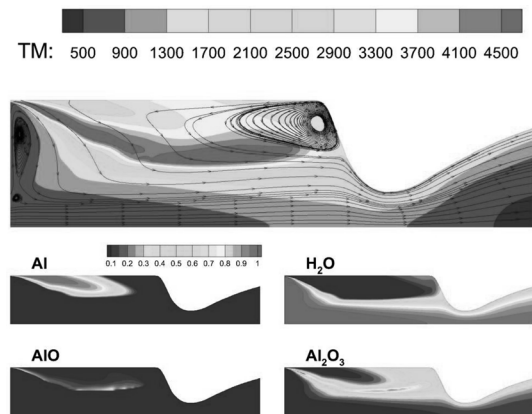


Fig. 11. Temperature, flow field, and species distribution of 0-45°, co-axial injector.

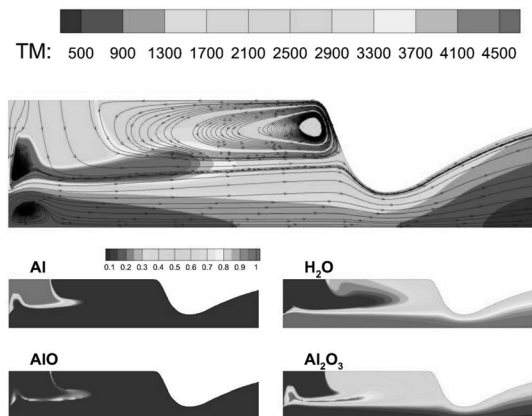


Fig. 12. Temperature, flow field, and species distribution of 45-0°, co-axial injector.

Fig. 11에서는 연소실 상류 분사기 쪽 벽면과 연소기 하류 벽면에 재순환영역이 생성되는 것을 알 수 있고 이런 유동장의 특성 때문에 알루미늄이 상당

Table 3. Thrust and regression rate of each of cases

Case	Injection angle (Deg.)		Thrust (N)	Regression rate (mm/s)
	Center	Co-axial		
Single	0	-	4235	8.370
	45	-	3747	8.131
Co-axial	0	0	4313	8.482
	0	45	4132	8.434
	45	0	4078	8.375
	45	45	3810	8.193

에서 연소실 중앙으로 사선으로 분포함을 확인할 수 있고, 이 지역에서 반응 및 고온 지역이 형성되어 있음을 확인할 수 있었다.

Fig. 12는 수증기를 0°로 분사했을 때와 유사한 해석 결과를 얻을 수 있고, 연소실 상류에서 중심축 수증기를 45°로 분사하여 co-axial injector를 통해 0°로 분사된 유동이 벽면 쪽으로 밀려올라갔으며 분사기 주변에 두 개의 재순환 영역이 형성되었음을 확인할 수 있다. 이러한 유동장의 변화 때문에 분사 위치 근처에 알루미늄과 수증기의 혼합이 이루어져 연소반응이 유지되고 있다.

Table 3에 해석 case 별 추력과 연소율을 정리하여 나타내었다. Fig. 7~12의 온도분포와 Table 3의 추력 및 후퇴율 결과를 연계하여 살펴보면 연소실 내에 재순환영역을 크게 만들어 2100 K 이상의 온도 지역을 넓게 유지할수록 추력 및 연소 성능이 좋아짐을 알 수가 있다.

4. 결론

본 연구에서는 알루미늄을 연료로 하는 hydro-reactive 모델 연소기 내에서 수증기의 분사위치와 각도에 따른 온도와 유동장의 변화 및 화학종의 분포에 대하여 수치해석연구를 수행하였다. 수치해석연구를 위하여 2차원 축대칭 유동 및 연소해석 코드를 개발하였으며 개발된 코드는 잘 알려진 유동과 화학반응 실험결과와 비교하여 검증하였다.

Single injector와 co-axial injector의 분사각도를 조절하여 총 6개의 경우에 대하여 수치해석을 수행하였다. 그 결과 수증기의 분사위치보다는 분사각도에 따라 연소실 내의 유동이 크게 영향을 받는다는 것을 알 수 있고 그에 따라 고온영역과 재순환영역이 존재하는 위치와 화학종의 분포 위치가 달라지는 것을 확인할 수 있었다.

로켓 모터의 성능을 나타내는 추력과 후퇴율로 평가를 내렸을 때 0-0° co-axial injector를 적용한 로켓 모터가 가장 높은 추력성과 후퇴율을 보였다.

향후에는 본 연구를 통해 선정된 0-0° co-axial injector 분사조건을 적용하여 다른 설계변수인 수증기의 양과 압력의 변화에 따른 연소현상 변화에 대한 연구가 필요한 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 LIG 벡스원의 지원에 의한 “가수량/당량비에 따른 연소효율 개선 연구” 과제의 연구 결과임을 밝히며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] R.A. Yetter, G.A. Risha, S.F. Son, Metal particle combustion and nanotechnology, *Proceedings of the Combustion Institute*, 32(2) (2009) 1819-1838.
- [2] E.L. Dreizin, Metal-based reactive nanomaterials, *Progress in Energy and Combustion Science*, 35(2) (2009) 141-167.
- [3] A.V. Fedorov and Y.V. Kharlamova, Ignition of an Aluminum Particle, *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 39(5) (2003) 544-547.
- [4] A.A. Razdobreev, A.I. Skorik, and Y.V. Frolov, Ignition and combustion mechanism in aluminum particles, *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 12(2) (1976) 177-182.
- [5] J.M. Weiss and W.A. Smith, Preconditioning Applied to Variable and Constant Density Time-Accurate Flows on Unstructured Meshes, *AIAA Journal*, 33(11) (1995) 2050-2057.
- [6] M.S. Liou, A sequel to AUSM, Part II: AUSM+ up for All Speeds, *Journal of Computational Physics*, 214 (2006) 137-170.
- [7] S.H. Park, and J.H. Kwon, Implementation of k-w Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method, *AIAA Journal*, 42(7) (2004) 1348-1357.
- [8] M.W. Bechstead, Y. Liang, and K.V. Pudduppakkam, Numerical Simulation of Single Aluminum Particle Combustion, *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 41(6) (2005) 622-638.
- [9] T.M. Kiehne, R.D. Matthews, and D.E. Wilson, An Eight-Step Kinetics Mechanism for High Temperature Propane Flames, *Combustion Science and Technology*, 54 (1987) 1-23.
- [10] J.F. Widener, Y. Liang, and M.W. Beckstead, Aluminum combustion modeling in solid propellant environments, *The 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1999, 1-16.
- [11] O. Orlandi and Y. Fabignon, Numerical Simulation of the Combustion of a Single Aluminum Droplet in Various Environments, *The 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2001, 584-591.
- [12] S. Gallier, F. Sibe, and O. Orlandi, Combustion response of an aluminum droplet burning in air, *Proceedings of the Combustion Institute*, 33(2) (2011) 1949-1956.
- [13] W.D. Ki, V. Shmelev, S. Finiakov, Y.H. Cho, and W.S. Yoon, Combustion of micro aluminum-water mixtures, *Combust. Flame.*, 160(12) (2013) 2990-2995.
- [14] R.F. Cuffel, L.H. Back, P.F. Massier, Transonic Flowfield in a Supersonic Nozzle with Small Throat Radius of Curvature, *AIAA Journal*, 7(7) (1969) 1364-1366.
- [15] R.E. Mtichell, A.F. Sarofim, and L.A. Clomburg, Experimental and numerical investigation of confined laminar diffusion flames, *Combust. Flame.*, 37 (1980) 227-244.