

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.6.019>

## 핀틀이 적용된 고온 가스 밸브 유동장 해석 기법에 관한 연구

이경욱<sup>a</sup> · 허선욱<sup>b</sup> · 권세진<sup>b</sup> · 이종광<sup>a,\*</sup>

### Study on Flow Analysis of Hot Gas Valve with Pintle

Kyungwook Lee<sup>a</sup> · Seonuk Heo<sup>b</sup> · Sejin Kwon<sup>b</sup> · Jongkwang Lee<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>Department of Mechanical Engineering, Hanbat National University, Korea

<sup>b</sup>Department of Aerospace Engineering, KAIST, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [jongkwang@hanbat.ac.kr](mailto:jongkwang@hanbat.ac.kr)

#### ABSTRACT

Numerical simulations of the hot gas valve with a pintle have been conducted in order to investigate the effect of numerical methods and computational domains. The grid sensitivity is checked by varying the grid number from 100,000 to 1,700,000. The existence of ambient region doesn't make the significant differences of the flow-field and the temperature distribution. Three turbulence models are adopted to figure out its influence on the thrust and temperature distribution: Spallart-Allmaras, RNG k- $\epsilon$ , k- $\omega$  SST. The thrusts of the hot gas valve are almost same in all cases of the simulation, however, there are about 5% difference in the temperature distribution. With the ambient region, the difference are observed in the temperature distribution with respect to the number of grids.

#### 초 록

고온밸브의 열/유동 해석을 수행함에 있어 난류모델의 선정 및 해석영역의 변화가 해석 결과에 미치는 영향을 확인하기 위한 연구를 수행하였다. 격자 민감도를 확인하기 위해 100,000~1,700,000 개의 격자에 대해 계산을 수행 하였다. 각각의 난류모델 Spallart-Allmaras, RNG k- $\epsilon$ , k- $\omega$  SST에서 추력 값은 동일하였지만 온도 분포에서 5% 이내의 차이가 존재 하는 것을 확인 할 수 있었다. 계산 영역을 설정함에 있어 외부 대기 영역은 유동과 온도에 큰 영향을 미치지 않았다. 격자수 변화에 따라 추력 값은 동일하였다. 외부 대기 영역이 존재할 때 격자수 변화에 따라 추력 값은 동일하였지만 온도 분포에서는 차이가 존재 하였다.

Key Words: Pintle(핀틀), Hot Gas Valve(고온밸브), CFD(전산유체역학)

Received 3 September 2015 / Revised 9 November 2015 / Accepted 16 November 2015

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

#### 1. 서 론

무기체계 분야는 분야의 특수성으로 다양한

곳에서 고체추진 또는 액체추진 가스발생기가 사용되며 생성된 2000℃ 이상의 고온가스를 제어하기 위해 고온밸브가 많이 사용되고 있다. 고온밸브가 적용되는 분야는 덕티드 로켓, 유도무기, 추력기, 에어터보 로켓(ATR, Ari Turbo Rocket), 전투기 비상탈출좌석의 자세제어장치, 우주발사체 및 우주귀환 캡슐의 자세제어 장치 등이 있다. 이 중 고온 가스 밸브가 많이 사용되는 대표적인 분야는 유도무기이다. 특히 고고도에서 사용되는 유도무기는 공기가 희박한 대기권 또는 외기권에서 작동하여 공력을 이용한 궤도 수정이 어렵고, 궤도천이 및 자세제어에 큰 추력 발생 장치가 요구되며 이 같은 요구사항으로 개발된 것이 DACS(Divert and Attitude Control System)이다.

Fig. 1은 DACS가 적용된 Raytheon사의 외기권 직격 요격체이다. DACS의 경우 고온가스 밸브의 일종인 핀틀을 사용하여 노즐 목 면적을 변화시키며 추력을 정밀하게 조절한다. 이와 관련된 국내 연구는 핀틀의 형상에 따른 추력특성에 관한 연구[2-4], 핀틀의 보어 유무에 따른 수치 해석적 연구[5], 핀틀 노즐 고체추진기관의 연소시험 성능 분석[6], 삭마 특성에 관한 연구[7] 등이 진행되었다. 하지만 기존의 연구에서는 일정 계산영역에서 주로 냉 가스로 해석이 진행되어 열전달 측면에서의 영향에 관한 연구 결과가 부족하였다.

이 연구에서는 고온 가스 밸브 개발에 앞서 고온 밸브의 열/유동 해석 기법을 확립하기 위하여 다양한 격자 및 난류 모델, 계산 영역에 따라 수행하여 최적화된 해석 기법을 제시하고자 한다.

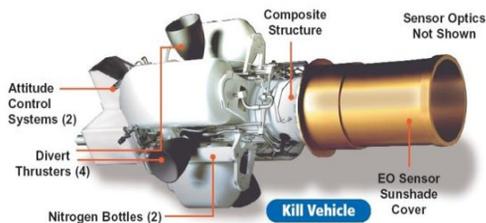


Fig. 1 Raytheon EKV[1].

## 2. 해석모델 및 계산조건

### 2.1 고온 밸브 해석 모델

해석에 사용될 고온 밸브는 기존 문헌을 토대로 작동 압력 128 atm에서 4,000 N의 추력을 발생시키도록 설계하였다[8]. 이때 노즐 목 면적은 180 mm<sup>2</sup> 이고, 면적 비는 15.68이다. Fig. 2는 설계된 노즐을 나타내며, 이 형상에 대하여 해석을 수행하였다. 고압 조건에서 2000℃이상의 작동 유체에 노출되는 밸브의 상황을 고려하였다. 밸브의 재료는 레늄과 C/SiC로 설정 하였다. 레늄은 2200℃에서 약 50 MPa 정도의 인장강도를 갖는 소재이며 C/SiC 내열 복합재는 이에 상응하는 소재이다[9].

### 2.2 계산영역

외부 대기 영역이 존재하지 않는 경우(case 1)의 격자계는 Fig. 3에 외부 대기 영역의 효과를 고려하기 위한 경우(case 2)의 격자계는 Fig. 4에 나타내었다. 외부 대기 영역은 노즐 후류의 영향을 최소화하기 위하여 축 방향으로 노즐 목 지름의 150배, 반경 방향으로 60배가 되도록 생성하였다.

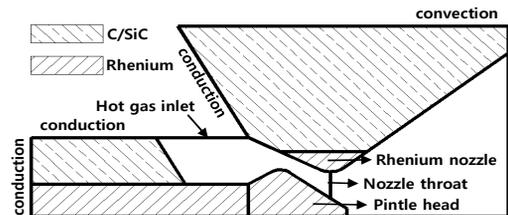


Fig. 2 Schematic of hot gas valve.

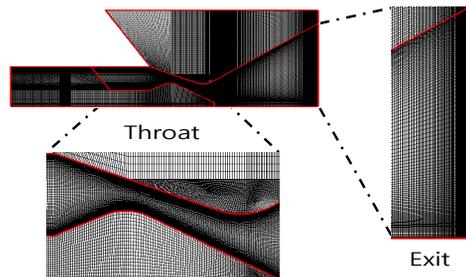


Fig. 3 Grid of valve without far-field(case 1).

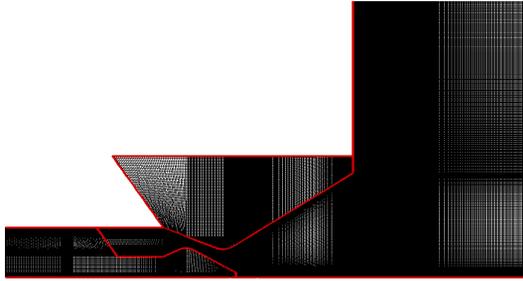


Fig. 4 Grid of valve with far-field(case 2).

Table 1. Properties of material.

Properties	Rhenium	C/SiC
Density (kg/m <sup>3</sup> )	21030	2650
Specific Heat (J/kg-K)	199	700
Thermal conductivity (W/m-K)	39.6	135

대기 영역이 존재하지 않는 경우의 격자수는 약 73,000개 이고, 대기 영역이 존재하는 경우의 격자수는 약 1,700,000개 였다. 또한 격자 민감도를 확인하기 위해 외부 대기 영역이 존재하는 경우에 대해 100,000, 200,000, 400,000, 1,000,000, 1,700,000 개의 격자수를 적용시켰다.

### 2.3 해석 조건

고온 밸브의 열/유동 해석을 위하여 검증된 상용 프로그램 Fluent를 사용하였다. 핀틀과 노즐 벽면에서의  $5 \leq y^+ \leq 30$ 이 되도록 격자를 구성하였다. 해석에 사용된 소재의 물성은 Table 1과 같다. 레늄은 2000℃의 물성을 적용하였고, C/SiC의 경우 상온에서의 물성을 적용하였다. 경계 조건으로는 고온 가스 유입부에 압력 입구 조건을 적용하였고, 외부 대기 영역에 대기조건과 압력 출구조건을 적용하였다. 입구 작동 조건으로 유체의 온도는 2500 K, 압력은 32, 64, 128 atm을 적용하였다. 대기영역의 조건은 고도 20 km에서의 조건을 적용하여 온도는 216 K,

압력은 0.054 atm으로 설정하였다. 정상상태 2차원 축대칭으로 해석을 수행 하였다. 계산에 사용된 연속 방정식, 운동량 방정식, 에너지 보존식은 Eq. 1-3과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = & -\frac{\partial p}{\partial x_i} \\ & + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i u_j}) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} [u_i (\rho E + p)] = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_i} + u_j (\tau_{ij})_{\text{eff}} \right] \quad (3)$$

여기서,  $\rho$ 는 밀도,  $\mu$ 는 점성,  $E$ 는 총에너지,  $k$ 는 열전도율,  $\tau_{ij}$ 는 편향 응력 텐서를 나타낸다. 해석은 앞서 언급한 것과 같이 두 가지 계산영역 조건과 Spalart-Allmaras, RNG k- $\epsilon$ , k- $\omega$  SST 3가지 난류 모델에 대해 수행되었다.

S-A 난류모델은 항공우주 분야의 경계층 유동을 모사하기 위해 고안된 것으로 역 압력 구배가 발생하는 경계층 유동을 적절히 모사하며 [10], 수송방정식은 Eq. 4와 같다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{\nu} u_i) = & G_\nu + \frac{1}{\sigma_\nu} \\ & \times \left[ \frac{\partial}{\partial x_i} \{ \mu + \rho \tilde{\nu} \} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right] + C_{b2} \rho \left( \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 - Y_\nu + S_\nu \end{aligned} \quad (4)$$

여기서,  $\tilde{\nu}$ 는 유사점성,  $\nu$ 는 동점성,  $\sigma_\nu$ 와  $C_{b2}$ 는 상수,  $G_\nu$ 와  $Y_\nu$ 는 각각 난류 점성의 생성과 소멸을 나타낸다.

RNG k- $\epsilon$  모델은 기존 k- $\epsilon$ 모델의 정확도를 향상시킨 모델로서 높은 레이놀즈 수와 큰 압력구배를 가지는 노즐 내의 벽면 전단력과 열전달 해석에 적합하며 [11], 수송방정식은 Eq. 5, 6과 같다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) \\ &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \alpha_k \mu_{\text{eff}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \alpha_k \mu_{\text{eff}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) \\ & + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} - R_\varepsilon \end{aligned} \quad (6)$$

여기서,  $k$ 는 난류 운동에너지,  $\varepsilon$ 은 난류 소산율,  $\alpha_k$ 와  $\alpha_\varepsilon$ 은  $k$ 와  $\varepsilon$ 에 대한 플란틀 수,  $G_k$ 는 속도 구배에 의해 발생하는 난류 운동 에너지,  $G_b$ 는 부력에 의해 발생하는 난류 운동 에너지를 나타낸다.

$k$ - $\omega$  SST 난류모델은 벽면 근처 유동 등을 잘 묘사하고, RANS 난류모델 중 노즐 유동해석에서 유동 박리를 가장 잘 예측하며[12], 수송방정식은 Eq. 7, 8과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k \quad (7)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (8)$$

여기서,  $k$ 와  $\omega$ 는 난류 운동에너지와 난류 소산율,  $G_k$ 와  $G_\omega$ 는  $k$ 와  $\omega$ 에 의해 발생하는 난류 운동에너지,  $Y_k$ 와  $Y_\omega$  난류에 의한  $k$ 와  $\omega$ 의 소실,  $\Gamma_k$ 와  $\Gamma_\omega$ 는 유효 확산도를 나타내며  $D_\omega$ 는 교차 확산 값을 나타낸다.

### 3. 수치 해석 결과

#### 3.1 격자 테스트

작동 압력 32 atm, S-A 난류모델에 대한 격자 테스트 결과를 Table 2에 나타내었다. 해석 결과 격자의 개수는 추력 특성에 영향을 미치지 않았

다. 격자의 개수는 열전달 특성에 영향을 미치는 것을 확인 하였다. 격자수가 증가함에 따라 핀트 헤드부의 평균 온도는 감소하였고 레늄 노즐부의 평균 온도는 증가 하였다.

#### 3.2 추력 및 유동장 분포

외부 대기 영역의 존재 여부와 난류모델에 따른 밸브 출구의 추력 값을 Table 3에 정리 하였다. 추력은 Eq. 9를 이용하여 계산하였다.

$$F = \dot{m}v + (p_e - p_a)A \quad (9)$$

해석 결과 출구에서의 추력 특성은 대기 영역의 존재 여부와 난류 모델에 상관없이 동일함을 확인 하였다. 또한 외부 대기영역이 마하수 분포에 미치는 영향을 확인하기 위해 작동압력 128 atm에서 S-A 난류모델의 마하수 분포를 Fig. 5에 나타내었다. Fig. 5에서 외부 대기영역이 존재하는 마하수 분포와 외부 대기 영역이 없는 마하수 분포에 차이가 없음을 확인할 수 있었다. 난류 모델에 따른 영향을 확인하기 위하여 작동 압력 128 atm에서 난류 모델에 따른 마하수 분포를 확인하였다.

Fig. 6에서 확인할 수 있듯이 난류모델에 따른 차이가 없음을 확인할 수 있었다.

#### 3.3 온도 특성 결과

외부 대기 영역이 온도 분포에 미치는 영향을 확인하기 위해 작동압력 128 atm에서 S-A 난류 모델의 온도분포를 Fig. 7에 나타내었다.

Table 2. Result of grid test.

Grid	Thrust (kN)	Rhenium nozzle (K)	Pintlehead (K)
100,000	0.71	1655.0	2248.5
200,000	0.71	1670.6	2240.0
400,000	0.71	1688.6	2215.0
1,000,000	0.71	1688.2	2188.4
1,700,000	0.71	1688.5	2167.1

Table 3. Thrust of valve exit.

Turbulent model	Pressure (atm)	Case 01 Thrust (kN)	Case 02 Thrust (kN)
S-A	32	0.71	0.71
	64	1.45	1.45
	128	2.93	2.92
RNG k-ε	32	0.71	0.71
	64	1.44	1.44
	128	2.92	2.92
k-ω SST	32	0.71	0.71
	64	1.45	1.45
	128	2.92	2.92

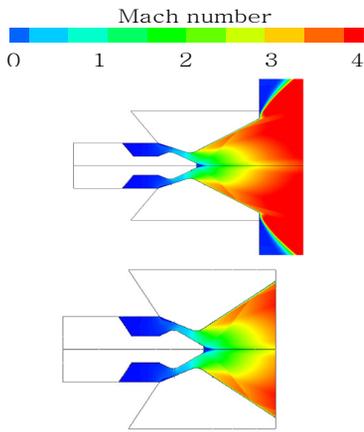


Fig. 5 Comparison of mach contour.

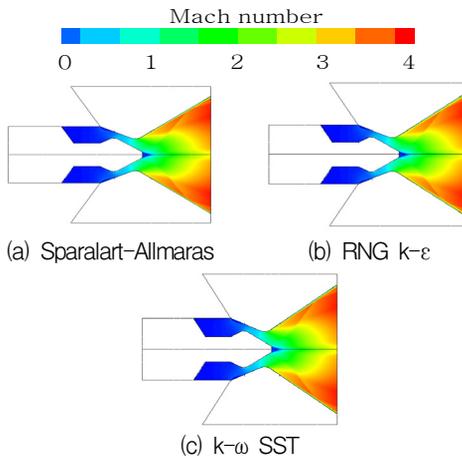


Fig. 6 Comparison of mach contour at different turbulent model.

Fig. 8은 작동압력 변화에 따른 S-A 난류모델에서의 핀틀 헤드부와 레늄 노즐부의 평균온도를 비교한 결과이다.

Fig. 7, 8로부터 대기영역의 존재 여부가 온도 분포에 영향을 미치지 않음을 확인 할 수 있었다. 또한 작동압력이 상승함에 따라 각 부의 온도는 상승하였고 레늄 노즐 부 보다 핀틀 헤드 부에서 높은 온도를 가짐을 확인하였다.



Fig. 7 Comparison of temperature contour.

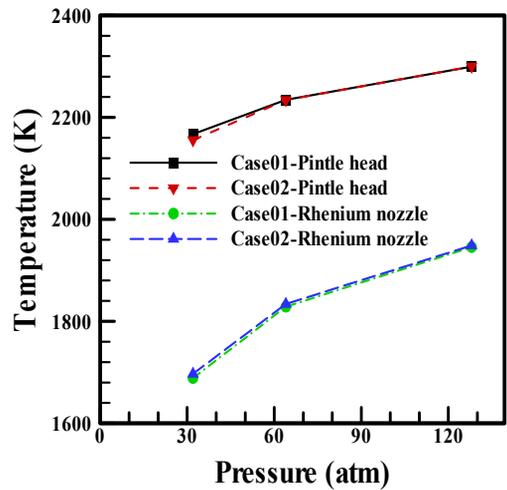


Fig. 8 Temperature of the S-A model.

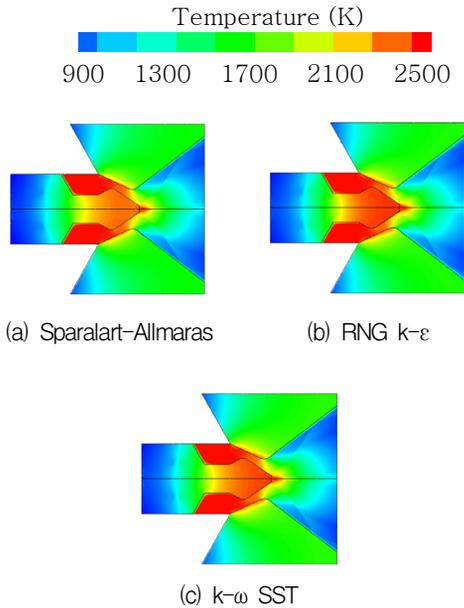


Fig. 9 Comparison of temperature contour at different turbulent model.

외부 대기 영역이 온도 분포에 영향을 미치지 않으므로 외부 대기 영역이 없는 조건에서 난류 모델이 온도 분포에 어떠한 영향을 주는지 작동 압력 128 atm 조건에서 확인해보았다. Fig. 9에서 제시한 것과 같이 난류 모델에 따라서 온도 분포는 차이를 가지는 것을 확인할 수 있었다. 고체 영역의 온도 분포에 대해 정량적 결과를 확인하기 위하여 밸브 내부에서의 난류 모델별 온도 특성을 비교하였다. Fig. 10은 핀틀 헤드부에서의 난류 모델별 표면 온도 특성을 나타낸 그래프이다. 추력 특성과는 달리 편차가 존재 하였다. 편차는 핀틀 헤드부에서 RNG k-ε 모델을 기준으로 S-A 모델과는 최대 4%, k-ω SST 모델과는 2.9%의 편차가 있었다. Fig. 11은 레늄 노즐 부에서의 난류 모델별 온도 특성을 나타낸 그래프이다. 핀틀 헤드부와 마찬가지로 레늄 노즐 부에서도 편차가 발생 하였다. RNG k-ε 모델을 기준으로 S-A 모델과는 최대 4.2%, k-ω SST 모델과는 0.7%의 편차가 발생 하였다. 핀틀 헤드부와 레늄 노즐 부 모두 전체적인 온도 관점에서 보았을 때 5% 이내의 작은 편

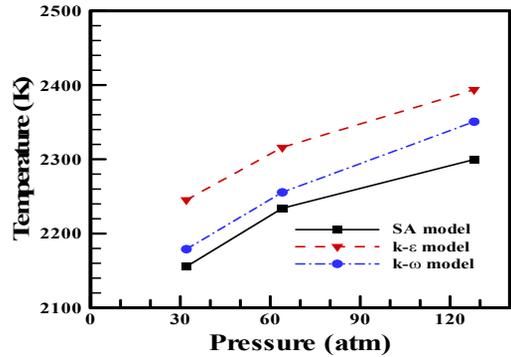


Fig. 10 Temperature of pintle head.

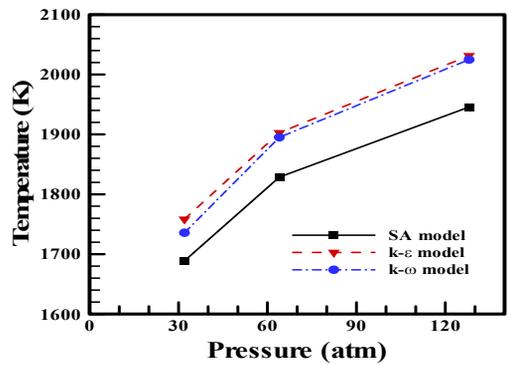


Fig. 11 Temperature of rhenium nozzle.

차를 가진다. 이러한 특성은 난류점성에 의한 차이라고 판단된다. 난류모델에 따라 난류점성을 구하는 식이 다르며[13], 해석결과 k-ε 모델이 벽면에서의 난류점성이 가장 크고 S-A 모델이 가장 낮았다. 난류점성이 높을수록 고온 가스의 속도가 낮고 이러한 특성이 노즐부와 핀틀 헤드부의 온도에 영향을 준 것으로 판단된다.

#### 4. 결 론

이 논문에서는 정지 상태 위치에 있는 핀틀이 장착된 고온밸브의 수치해석을 수행 하였다. 고온 밸브의 유동해석에서 대기영역의 존재 여부는 노즐 출구에서의 추력과 마하수 분포, 온도분포에 큰 영향을 미치지 않는 것을 확인하였다. 따라서 밸브의 외부유동 특성을 고려하지 않는

다면 해석을 수행 할 때 계산의 효율성의 위하여 외부 대기 영역을 포함하는 격자를 생성하지 않아도 된다. 향후 고온 가스 밸브 연구에 있어서 내부 격자 수 70,000개를 기준으로 비정상 상태 해석을 수행할 계획이며, 핀틀의 이동 특성에 대한 연구를 진행 할 예정이다.

밸브의 추력은 난류모델에 따라 영향을 받지 않지만 핀틀 헤드부의 온도는 난류모델에 따라 2.9~4%의 편차가 발생하였고, 레늄이 적용된 노즐부의 온도는 난류모델에 따라 0.7~4.2%의 편차가 발생하였다. 이러한 편차는 온도 분포 해석을 수행할 때의 난류모델 선정의 중요성을 보여 준다. 따라서 추후 연구에서 이러한 결과를 고려하여 고온 밸브를 개발 할 것 이다.

## 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에서 수행되었습니다.

## References

1. DACS, World Wide Web location <http://missiledefenseadvocacy.org/>, Nov. 2015.
2. Kim, J.K., "Study on the Effects of Pintle Shapes and Position in Nozzle Flow Field, and Thrust in a Solid Rocket Motor with Pintle Nozzle," Ph. D. Thesis, Chungnam National University, 2011.
3. Park, H.J, "Numerical Study on Dynamic Characteristics of Pintle Nozzle for Variable Thrust," Master's Thesis, Korea Aerospace University, 2011.
4. Lee, J.H, "A Study of the Static and Dynamic Characteristic of Pintle-perturbed Conical Nozzle Flows," Ph. D. Thesis, Yonsei University, 2012.
5. Lee, Y.W, "Computational Analysis of Pintle Nozzle for DACS(Divert andAttitude Control System)," Master's Thesis, Chungnam National University, 2010.
6. Jin, J.K., Ha, D.S. and Oh, S.J., "Experimental Study and Performance Analysis of the Solid Rocket Motor with Pintle Nozzle," *Journal of the korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 5, pp. 19-28, 2014.
7. Kam, H.D., Ha, D.S., Park, Y.S., Lee, J.W. and Cho, S.H., "An Ablation Characteristics for the Pintle-nozzle," *42th KSPE Spring Conference*, Seoul, Korea, pp. 290-293, May 2014.
8. Kim, J.K. and Park J.H., "Thrust Modulation Performance Analysis of Pintle-nozzle Motor," *Journal of the korean Society for aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 4, pp. 392-398, 2009.
9. Lim, S.T., Kim, J.K., Kang, Y.K., Kim, H.W. and Kim, Y.C., "Perspectives on the Hot Component for Rocket Nozzle and Thruster," *31th KSPE Fall Conference*, Daejeon, Korea, pp. 67-71, Nov. 2008.
10. Spalart, P.R. and Allmaras, S.R, "A One-equation Turbulent Model for Aerodynamic Flows," *Recherche Aerospatiale*, Vol. 1, pp. 5-21, 1994.
11. Tutorial 5. Nozzle Flow for a Solid-Propellant Rocket, Fluent Inc, Rebanon, U.S.A., 2000.
12. Dalbello, T., Georgiadis, N.J., Yoder, D.A. and Keith, T.G., "Computational Study of Axisymmetric Off-Design Nozzle Flows," NASA TM-2003-212876, 2003.
13. Jeon S.E., Park, S.H. and Byun, Y.H., "Effects of Turbulence Model and Eddy Viscosity in Shock-wave/ Boundary Layer Interaction," *Journal of Computational Fluid Engineering*, Vol. 18, No. 2, pp. 56-65, 2013.