

열차폐 코팅의 두께에 따른 추력 조절기의 열전달 특성 연구

장한나¹ · 이지훈² · 곽재수^{1,†} · 조진연² · 김재훈³ · 고준복⁴ · 허준영⁵¹항공우주 및 기계공학과, 한국항공대학교²항공우주공학과, 인하대학교³기계공학부, 충남대학교⁴(주)한화 종합연구소⁵국방과학연구소

Heat Transfer Characteristics of Thruster Controller According to Thickness of Thermal Barrier Coating

Han Na Jang¹ · Ji Hoon Lee² · Jae Su Kwak^{1,†} · Jin Yeon Cho² · Jae Hoon Kim³ · Jun Bok Ko⁴
· Jun Young Heo⁵¹School of Aerospace and Mechanical engineering, Korea Aerospace University²Department of Aerospace Engineering, Inha University³School of Mechanical Engineering, Chungnam National University⁴Hanwha Corporation R&D Center⁵Agency for Defense Development

Abstract

In this study, the surface heat transfer coefficient of the 3D model of a thruster regulator in the high temperature and high pressure environment was estimated using the commercial CFD code. The thermal barrier coating (TBC) on the surface of the thruster regulator was modeled and the effect of the thickness of the TBC on the temperature of the thruster regulator was investigated. The thickness of the TBC was varied from $100\mu\text{m}$ to $500\mu\text{m}$. Results showed that the temperature of the surface and the inside the thruster regulator was lower for the thicker TBC case.

초 록

본 연구에서는 가변 추력이 3D 모델에 대해 상용 CFD 코드를 이용하여 고온 고압 환경에서의 추력 조절기 표면 열전달 계수를 예측하였다. 추력 조절기 표면에 열차폐코팅(TBC)을 모델링하였고, TBC 코팅의 두께가 추력조절기 내부 온도 분포에 미치는 영향을 연구하였다. TBC층의 두께는 $100\mu\text{m}$ ~ $500\mu\text{m}$ 로 변화시켰다. 해석 결과, TBC층의 두께가 증가함에 따라 추력 조절기 표면과 내부 온도는 감소하는 경향을 보였다.

Key Words : Controllable Thruster(가변추력기), Heat Transfer Coefficient(열전달계수), CFD(전산유체해석), Thermal Barrier Coating(열차폐코팅)

1. 서 론

고체 로켓 추진 기관은 산화제와 연료의 혼합 추진체를 연소시켜 노즐로 분사하는 기본적인 형태의 추진 기관이다. 액체 연료와 달리 고체 연료는 연소 후 유량을 조절할 수 없기 때문에 기존과 다른 방식으로 연

료의 유량을 조절하여 추력을 조절한다. 고체추진기관의 가변 추력 제어 방식은 연소실 내부에 추력 조절기를 왕복운동 시켜 기하학적으로 노즐 목의 면적을 변화시켜 연소가스의 유량을 조절해 추력을 조절하는 방식이며, 현재 우리나라에서도 활발한 연구가 진행되고 있다[1-6].

고온 고압 조건에서 작동하는 가변 추력기는 높은 열부하가 작용하기 때문에, 작동 시간 동안 추력 조절기의 열적, 구조적 안정성을 확보하는 것은 추력기 전체의 안정성과 직접적으로 연관된다. 또한 추력 조절기를 통해 구동기로 전달되는 열도 구동기의 파손을 야기할 수 있기 때문에 설계 시점에서 고려되어야 한다. 본 연구에서는 고온고압 환경에 노출된 추력 조절기의 열부하 감소를 위해 열차폐 코팅 (Thermal Barrier Coating)을 추력 조절기 표면에 적용하고, 열차폐 코팅의 두께에 따른 추력 조절기의 온도 감소 효과를 연구하였다.

2. 수치해석 방법

2.1 수치해석 모델링 및 경계조건

본 논문에서는 열차폐 코팅이 적용된 연속형 가변 추력기의 온도 해석을 위해 전산해석적 기법을 적용하였다. 가변 추력기의 내부 유로를 유동 도메인으로 설정하고, 추력 조절기 주변의 유동 환경을 묘사하여 전산유체해석을 수행하였고, 추력 조절기는 3차원 고체 도메인으로 구성하여 열전도 해석을 진행하였다. Fig. 1은 유동해석을 위한 격자 구조를 나타낸 그림이다. 유동 도메인에 대해서는 ANSYS ICEM CFD 14.5를 이용하였으며, 비정렬 격자로 구성하였으며, Fig. 1과 같다. 격자 구성시 모든 케이스에서 벽면으로부터의 거리의 무차원 수인 y^+ 는 30미만으로 유지하였다[7].

Figure 2는 계산 시간을 단축하고, 효율적인 전산 해석을 위해 격자 독립성을 수행한 결과이다. 추력 조절기 표면의 평균 열전달 계수정보를 바탕으로 수행하였고, 그 결과 약 600백만 개의 격자를 선정하였다. 또한, 난류모델을 선정하기 위해서 NASA 선행 연구의 실험 데이터[8]와 비교하였으며, 타당성을 검증한 결과 난류 모델로 $k-w$ 모델을 선정하였다[9].

본 연구에서 사용된 난류모델의 지배방정식은 3차원

의 Naviers-Stokes 방정식이며, 다음과 같이 Eq. 1~3과 같이 나타낼 수 있다.

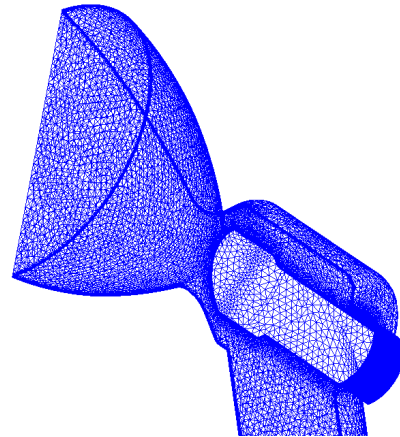


Fig. 1 Grid of Isometric View (Fluid zone)

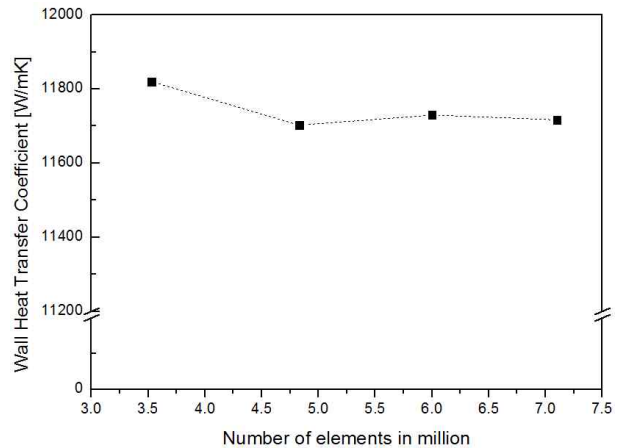


Fig. 2 Grid Dependence test

Table 1 Gas Property and Boundary condition

Gas	Hot Gas(Ideal Gas)
Inlet	2000[psi], 2000[K]
Outlet	14.695[psi]
Wall	Constant Temperature

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho e_t}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho e_t u_j) = -\frac{\partial \rho u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}[u_i \hat{\tau}_{ij} - q_i] \quad (3)$$

여기서 e_t 는 전체 에너지를 말하며, q_j 는 전체 열량 계수를, U 는 속도를 뜻한다. $\hat{\tau}_{ij}$ 는 Eq. 4~6으로 정의되며, 난류 응력(τ_{ij})과 속도 변형률 텐서(S_{ij})로 나타낸다.

$$\hat{\tau}_{ij} = 2\mu \left(S_{ij} - \frac{1}{3} S_{kk} \delta_{ij} \right) + \tau_{ij} \quad (4)$$

$$\tau_{ij} = 2\mu_t \left(S_{ij} - \frac{1}{3} S_{kk} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (5)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (6)$$

본 연구에서 사용된 $k-w$ 모델은 위의 지배 방정식에 난류 에너지(k)와 난류 소산율(w)을 모사하기 위해 만들어진 방정식이며 다음과 같다.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) \quad (7)$$

$$= \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho k w + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_{k_i} \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho w u_j) \quad (8)$$

$$= \rho \frac{\gamma_1}{\mu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta_1 \rho w^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_{w_i} \mu_t) \frac{\partial w}{\partial x_j} \right]$$

또한, 방정식에 사용된 상수들은 다음과 같다.

$$\sigma_{k_1} = 0.5, \sigma_{w_1} = 0.5, \beta^* = 0.09, \beta_1 = 0.075, k = 0.41$$

$$\gamma_1 = \beta_1 / \beta^* - \sigma_{w_1} k^2 / \sqrt{\beta^*}$$

유로의 입구조건은 연소실의 전압력을 적용하였으며, 출구조건은 외기압력을 사용하였다. 또한 벽면조건은 열전달계수를 구하기 위한 정온조건을 적용하였으며, 사용되는 유체는 이상기체라는 가정하에 해석을 진행하였다. 계산에 사용된 유체의 물성치와 경계조건은 Table 1, Fig. 3과 같으며, 모든 유동해석은 정상상태라는 가정 하에서 진행되었다. 또한 효율적인 계산을 위해 대칭 조건을 주어 유동장의 절반만 해석하였다.

추력 조절기에 대해서는 고체 계산 영역으로 설정하였으며, 상용프로그램 Abaqus 6.14.5를 이용하여 격자를 구성하였다. Fig. 4는 계산에 사용된 격자의 모양을 나타내었으며, 유동 도메인과 마찬가지로 비정렬 격자로 구성하였다. 추력 조절기의 재료는 텅스텐-레늄 합금을 사용하였으며, 물성치는 온도의 변화에 상관없이 일정하다고 가정하였다.

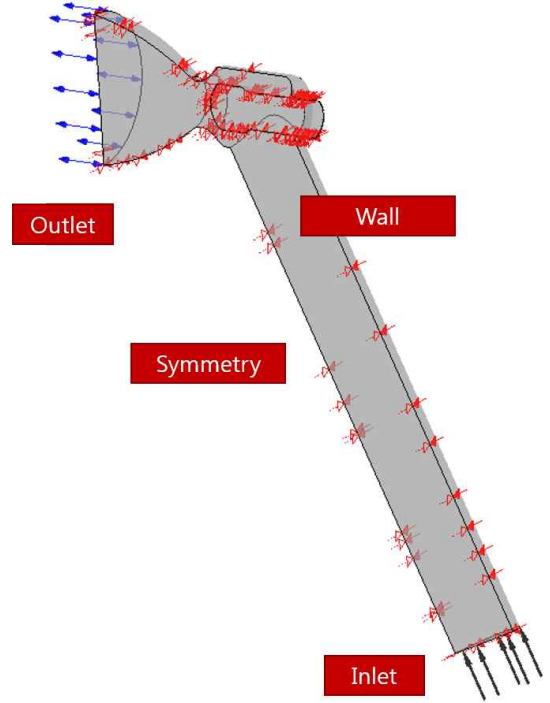


Fig. 3 Boundary Condition for Fluid Domain

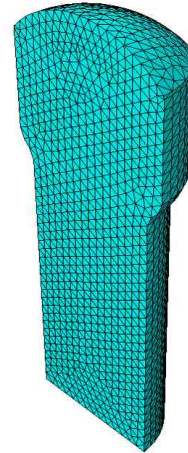


Fig. 4 Grid of Isometric View (Solid Zone)

2.2 열차폐코팅 적용기법

본 연구에서는 수치해석적으로 열차폐 코팅을 추력 조절기 표면에 모사하여 코팅의 두께에 따른 추력 조절기 내부로의 열차폐 효과를 확인하고자 하였다. 열차폐 코팅이란 열전도도가 낮은 세라믹 소재를 금속 모체에 코팅하여 열차폐 층을 형성시키는 냉각기법으

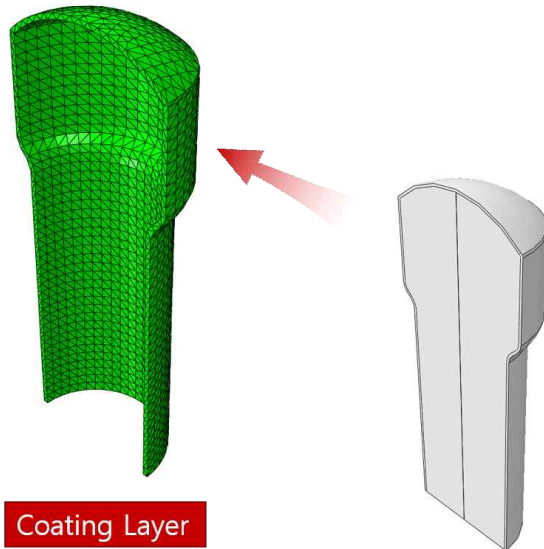


Fig. 5 Modeling for Thermal Barrier Coating on Solid Zone (Controllable Thruster)

로 고온 부품에 적용되는 기술이며, 실제 가스터빈의 블레이드나 연소기 등에 널리 적용되고 있다.

열차폐 코팅 기법을 사용하기 위해서는 소재 선택이 매우 중요하며, 따라서 코팅이 사용되어지는 환경이나 모체의 특징에 따라 소재 적용여부를 결정해야한다. 일반적으로는 지르코니아 계열이 많이 쓰이며, 구체적인 조성은 상황에 맞게 구성된다.

본 연구에서도 지르코니아 계열인 이트륨-지르코늄 혼합물인 8 mol% YSZ의 물성치를 적용하였으며 온도 변화에 상관없이 일정하다고 가정하였다[10]. Fig. 5는 실제 열차폐 코팅을 모사하기 위해서 추력 조절기 표면에 물리적인 격자를 생성한 그림이다. 코팅층의 두께가 다른 경우에도 코팅층을 포함한 전체 추력 조절기의 직경을 동일하게 유지하였다. 또한 코팅층의 두께에 의한 추력 조절기 내부로의 열차폐 효과를 확인하기 위하여 코팅층의 두께를 변화시켜가며 모델링하였다. 코팅층의 두께가 $500\mu\text{m}$ 이상이 되면 내구성이 떨어진다고 판단하여 최대 두께를 $500\mu\text{m}$ 로 제한하였

으며, $100\mu\text{m}$ 에서 $500\mu\text{m}$ 까지 $100\mu\text{m}$ 단위로 변화시키며 열차폐 코팅을 모사하는 격자를 구성하였다.

3. 수치해석 결과

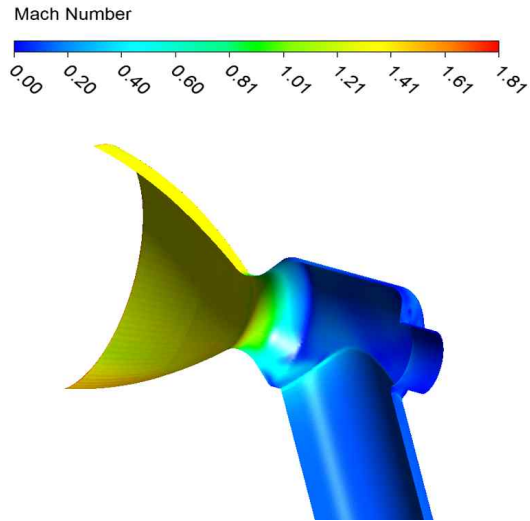
3.1 유동해석(CFD) 결과

Figure 6은 노즐과 연소관 벽면의 열전달 계수와 벽면 근처에서의 속도분포를 각각 나타내고 있다. Fig. 6(a)에서는 노즐과 연소관 벽 근처에서의 유동의 속도 분포를 확인할 수 있는데, 초킹 현상 후인 노즐 뒤쪽에서는 대체로 높은 속도 분포가 형성된다. 특히, 노즐 목 주변에서는 급격하게 속도가 빨라지는 구간이 나타나게 된다. 이로 인해 노즐 목 근처에서 열전달 계수가 높게 나타나게 되며, Fig. 6(b)에서도 확인할 수 있다.

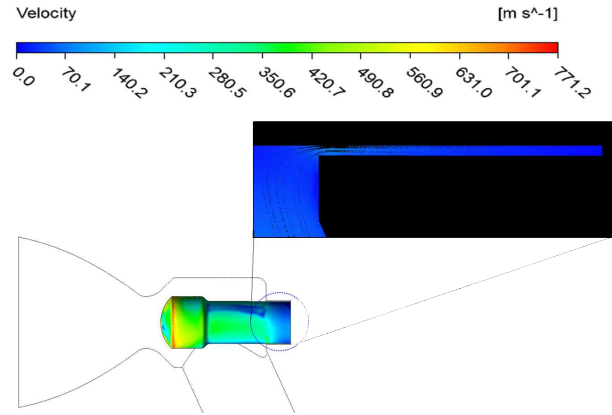
추력 조절기 표면의 열전달 계수도 Fig. 7(b)에서와 같이 노즐 목 근처에서 높은 열전달 계수 분포를 보인다. 또한 유선 분포로도 확인할 수 있듯이, 노즐 목 근처에서 빠른 속도구간이 관찰되었다. 유동이 추력 조절기 표면에 부딪히는 구간에서 대체로 높은 열전달 계수 분포가 나타나게 되며, 반대로 추력 조절기와 라이너 사이의 간극이 좁아 낮은 열전달 계수가 나타나게 된다. Fig. 7 (a)에서도 확인할 수 있듯이, 작은 간극 사이로는 유동이 거의 흐르지 않아 추력 조절기의 끝단에서는 매우 작은 열전달 계수가 관찰되었다.

3.2 열전도 해석결과

본 연구에서는 정상상태 유동 해석에서 도출된 유동과 열전달 계수 정보를 고체 도메인에 전달하였다. 이를 추력조절기 고체 도메인 표면에 Fig. 8과 같이 매핑하였으며, 이를 열전도 해석 경계조건으로 설정하였다. 고체 도메인도 유동장과 마찬가지로 대칭 조건을 적용하여 절반만 해석하였다. 고체 도메인 전체의 초기 조건은 상온과 대기 조건과 마찬가지로 300K로 설정하고, 추력 조절기 끝단은 열침으로 설정하기 위해 경계조건을 300K로 고정하였다.

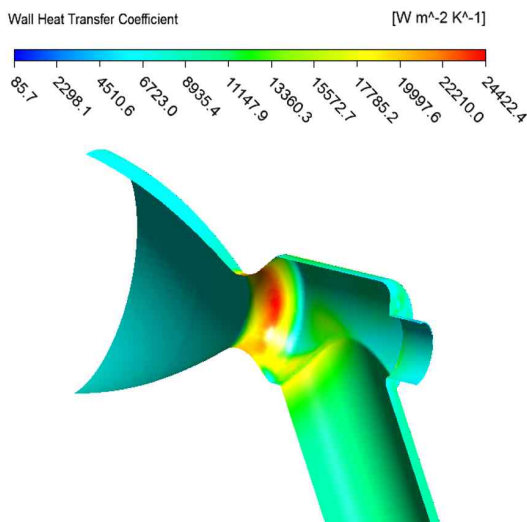


(a) Mach number



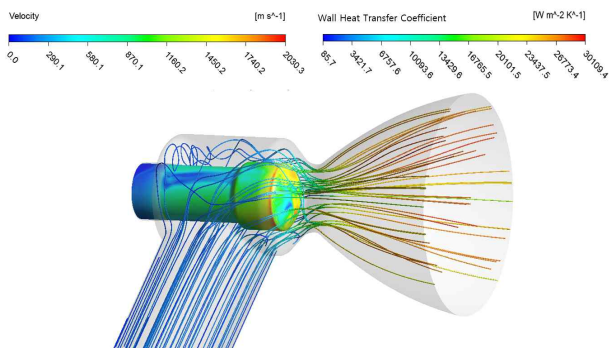
(b) Velocity vector between Clearance

Fig. 7 Distribution of Heat Transfer Coefficient on Controllable Thruster



(b) Heat Transfer Coefficient

Fig. 6 Distribution of Heat Transfer Coefficient and Velocity on Nozzle



(a) Heat Transfer Coefficient and Streamline

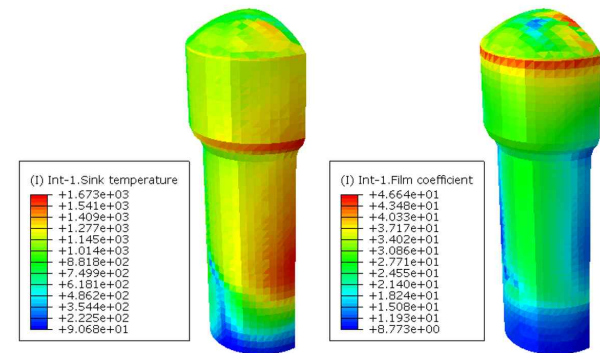


Fig. 8 Flow information mapped on Solid Zone

또한 열차폐 코팅을 모사하기 위한 물리적인 격자를 생성하여 상용코드인 Abaqus 6.14.5를 사용해 천이 열전도 해석을 수행하였다. 총 계산시간은 10초이며, 코팅층의 두께를 제외한 모든 경계조건은 동일하게 적용하였다. 코팅의 재료는 지르코니아 계열 8wt% YSZ 코팅을 적용하였고, 두께를 $100\mu\text{m} \sim 500\mu\text{m}$ 로 변화시키면서 시간에 따른 추력 조절기 내부의 온도 변화를 관찰하였다.

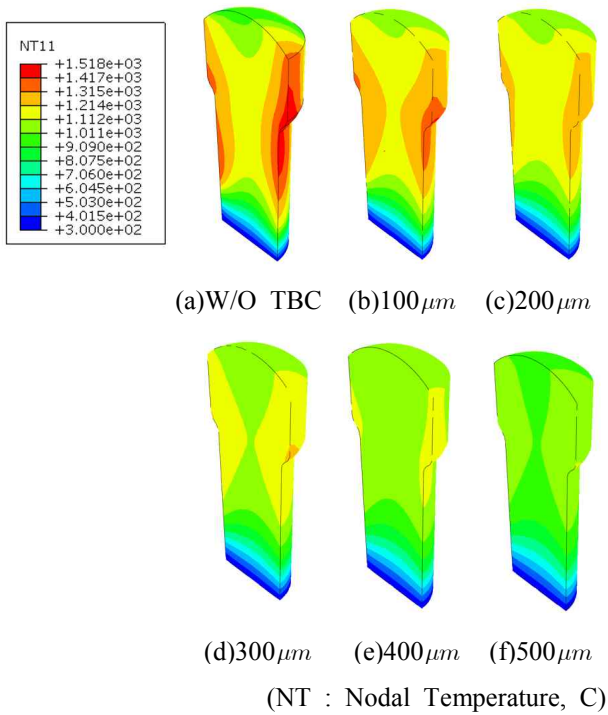


Fig. 9 Distribution of Temperature in Solid Zone

Figure 9는 열차폐 코팅의 두께를 변화시켰을 때 10초 후의 추력 조절기 내부의 온도 분포를 나타낸 그림이다.

열침 구간으로 인해서 추력 조절기 상단에서 후단으로 갈수록 온도 구배가 발생하는 것을 볼 수 있다. 두께에 상관없이 모든 열차폐 코팅을 적용한 케이스에서 세라믹 층의 열차폐 효과로 인해 코팅을 적용하지 않은 케이스(Fig.9(a))보다 추력 조절기 내부 온도 분포가 낮게 형성된다. 특히, 추력 조절기 양쪽 측면에서부터 전달되는 열전달량이 크게 줄어드는 것을 알 수 있다.

Figure 10은 해석이 수행된 모든 케이스에서 가장 높은 온도 값을 나타내는 노드점에서, 서로 다른 코팅층의 두께에 대해 시간에 따른 열전달량이 나타나 있다. 전 구간에 걸쳐서 열차폐 코팅을 적용한 케이스가 뜨거운 유체의 운전환경에서 추력조절기 내부로의 열전달량이 감소하였고, 감소량 또한 코팅의 두께가 증가할수록 증가하였다. 특히, 열차폐 코팅의 두께를 200 µm 이상 적용하였을 때가 열차폐 효과로 인한 열전달량 저감 효과가 두드러지게 나타났다.

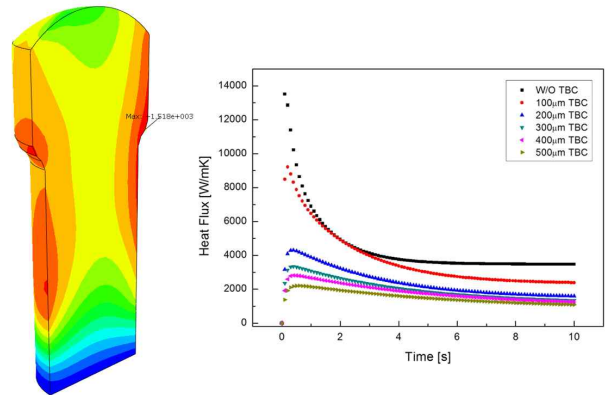


Fig. 10 Heat Flux with Time [10s]

Table 3 Averaged heat flux reduction rate by TBC Thickness

TBC Thickness	Averaged Heat Flux[W/mK]	Rate of Decrease
Without TBC	4.44E+03	-
100µm	3.69E+03	16.89%
200µm	2.39E+03	46.17%
300µm	2.00E+03	54.95%
400µm	1.83E+03	58.78%
500µm	1.52E+03	65.76%

Table 3은 코팅층의 두께에 따른 평균 열전달량 감소량을 표기하였다. Fig. 10에서도 확인하였듯이, 200 µm 두께 이상의 코팅층이 적용되었을 때, 더 열차폐 효과가 두드러지게 나타났으며, 코팅층을 적용하였을 때, 적게는 약 16%, 많게는 약 66%까지 평균 열전달량이 감소하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 고온 고압의 운전환경에서 작동하는 추력조절기의 무게를 경량화하기 위한 방법으로 열차폐 코팅을 추력조절기에 적용하고자 하였고, 또한 코팅층의 두께에 따른 열차폐 효과를 해석적으로 확인하고자 하였다. 정상상태 유동해석에서 노드별 유동정보를 도출하여 추력 조절기 외부에 적용하고, 열차폐 코팅을 모사하기 위한 물리적인 격자를 생성하여 천이 열전도 해석을 수행하였다. 열차폐 코팅의 재료는 지르코니아 계열을 사용하였고, 두께를 100µm~500µm

로 변화시키면서 시간에 따른 추력 조절기 내부의 온도 변화를 관찰하였다.

열차폐 코팅을 적용한 경우가 그렇지 않을 경우에 비해 온도 증가율과 열전달량이 현저하게 낮게 나타났고, 코팅층의 두께가 두꺼울수록 내부 온도가 낮게 나타나는 경향을 잘 보여주고 있다. 그러나 그 변화가 선형적이지 않으며, 코팅층의 두께가 100 μm 에서 200 μm 으로 증가하였을 경우 열전달량 감소율이 가장 높게 나타났으므로, 200 μm 이상의 두께를 사용하는 것이 효과적으로 보인다. 이 연구를 바탕으로 실제로 추력 조절기에 열차폐 코팅을 적용시키기 위한 연구를 수행 중이며, 실제 모델에서 열차폐 코팅의 내구성과 열부하 저감 효과를 검증할 계획이다. 또한 더 나아가 추력 조절기에서 구동기로서의 열전달량을 감소시켜 추력 조절기를 경량화 하고자 한다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소와 (주)한화의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

- [1] Kim, J.K. and Lee, Y.W., "The study on Determination Method of Initial Optimal Nozzle Expansion Ratio in Pintle Solid Rocket Motor," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Science*, Vol. 39, No.8, pp.744-749, 2011.
- [2] Park, S.S., Moon, Y.G., and Kwak, J.S., "Numerical Analysis and 2-D Experiment of Heat Transfer Coefficient on the Pintle of a Controllable Thruster Nozzle," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 4, No. 4, pp.24-28, December, 2012
- [3] Lee, J.H., Kim, Y.C., Park, S.H., Lim, S.T., Oh, S.J., Won, J.W., and Yun, E.Y., "A Study on the performance of variable thrust rocket motor by the pintle nozzle," *2012 KSPE Fall Conference*, pp. 367-370
- [4] Hwang, H.S. and Huh, H.I., "Experimental Study on Unsteady-state Characteristics of a Pintle Thruster with Variable Pintle Speeds," *Journal of The Korean Aeronautical and Space Sciences*, Vol.44, No. 3, 2016, pp.247-255
- [5] Noh, S.H., Kim, J.H., and Huh, H.I., "Performance Analysis of the Pintle Thruster Using 1-D Simulation -II : Unsteady State Characteristics," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 4, 2015, pp. 311-317
- [6] Choi, J.S., Kim, D.Y., and Huh, H.I., "Thrust and Aerodynamic Load Characteristics for an Internal Pintle Thruster," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol.21, No.3, pp.1-9, 2017
- [7] X.Q. Cao, R.Vassen and D.Stoever, "Ceramic materials for thermal barrier coatings," *Journal of the European Ceramic Society*, Vol.24, 2004, pp.1-10
- [8] Lee, J.H., Chang, H.B. and Ko, H., "A study of unsteady characteristics on the pintle nozzle," *2011 KSPE Fall Conference*, 2011, pp.662~665
- [9] L.H. Back, P.F. Massier, H.L. Gier, "Convective Heat Transfer in a Convergent-Divergent Nozzle," *JET Propulsion Laboratory California Institute of Technology Pasadena, California*, 1965
- [10] Bae, J.Y., Bae, H.M., Ham, H.C. and Cho, H.H., "Heat Transfer on Supersonic Nozzle using Combined Boundary Layer Integral Model," *Computational Structural Engineering Institute of Korea*, Vol.30, 2017, pp.47-53