

◆ 특집 ◆ 최신 정밀 설계재료 기술 II

가스터빈의 열차폐용 탑코팅 설계기술

Top Coating Design Technique for Thermal Barrier of Gas Turbine

구재민¹, 이시영², 석창성^{1,✉}
Jae-Mean Koo¹, Si-Young Lee², and Chang-Sung Seok^{1,✉}

¹ 성균관대학교 기계공학부 (School of Mechanical Engineering, Sungkyunkwan Univ.)

² 성균관대학교 기계공학과 대학원 (Graduate School of Mechanical Engineering, Sungkyunkwan Univ.)

✉ Corresponding author: seok@skku.edu, Tel: +82-31-290-7446

Manuscript received: 2013.3.6 / Accepted: 2013.7.3

Thermal barrier coating (TBC) is used to protect substrates and extend the operating life of gas turbines in power plant and aeronautical applications. The major causes of failure of such coatings is spallation, which results from thermal stress due to a thermal expansion coefficient mismatch between the top coating and the bond coating layers. In this paper, the effects of the material properties and the thickness of the top coating layer on thermal stresses were evaluated using the finite element method and the equation for the thermal expansion coefficient mismatch stress. In addition, we investigated a design technique for the top coating whereby thermal resistance is exploited.

Key Words: Thermal Barrier Coating (열차폐코팅), Finite Element Analysis (유한요소해석), Thermal Stress (열응력), Thermal Barrier Performance (열차폐성능), Thermal Resistance (열저항)

기호설명

σ_t = thermal expansion mismatch stress (MPa)

α_c = thermal expansion coefficient of top coating (K^{-1})

α_{sub} = thermal expansion coefficient of substrate (K^{-1})

ν_c = Poisson's ratio of top coating

E_c = Young's modulus of top coating (MPa)

R_{th} = thermal resistance (m^2K/W)

q = heat flux (W/m^2)

k = thermal conductivity (W/mK)

1. 서론

극한환경하의 초고온 핵심부품의 내구수명을 만족하기 위해서는 내열, 내산화, 내부식 등의 한

계성을 극복하는 것이 필요하다.^{10,11} 이를 위하여 초내열합금 소재기술, 일방향 응고, 단결정 성장 등을 통한 정밀 주조기술, 냉각유로 설계기술, TBC (Thermal Barrier Coating: 열차폐코팅) 기술 등에 대한 다각적인 노력이 수반되고 있는데, 특히, 최근에는 비교적 적은 투자로 큰 효과를 얻을 수 있는 TBC기술 개발이 점차 주목받고 있다. 그 중 열차폐코팅은 초내열합금 모재 위에 열전도계수가 낮은 세라믹 탑코팅을 적용하는데,¹ 탑코팅과 모재를 접합하기 위해서 금속성분의 본드코팅을 하게 되며, 탑코팅재료로는 열전도계수가 낮은 YSZ (Yttria Stabilized Zirconia)와 같은 세라믹의 탑코팅이 주로 적용되고 있다.² 이와 같은 열차폐코팅의 주요한 파손원인은 코팅의 박리인데, 주요한 박리 원인 중 하나는 각 층간의 열팽창계수차이에 의해 발생

하는 열응력이다.³ 특히, 탑코팅에서 층간의 열팽창계수 차에 의한 열응력은 다음과 같이 정의 된다.

$$\sigma_t = \frac{(\alpha_c - \alpha_{sub})\Delta TE_c}{1 - \nu_c} \quad (1)$$

식(1)에서 σ_t 는 열팽창계수차이로 인해 발생하는 열응력이며, α_c 는 탑코팅의 열팽창계수, α_{sub} 는 모재의 열팽창계수, ΔT 는 초기온도와 가열된 이후의 온도의 차이, E_c 는 탑코팅의 탄성계수, ν_c 는 탑코팅의 포아송비이다. 이 응력은 탑코팅에서 계면에 평행인 방향으로 발생하는 열응력이다.

일반적으로 열차폐코팅의 기저는 열팽창계수가 높은 금속이기 때문에, 열차폐코팅의 탑코팅은 열차폐를 위하여 낮은 열전도계수를 갖을 뿐 만 아니라 열팽창계수의 차이에 의해 발생하는 열응력을 작게 하기 위하여 높은 열팽창계수를 가져야 한다.

본 논문에서는 유한요소해석과 열팽창계수 불일치 열응력식을 이용하여 탑코팅의 물성치와 두께가 열차폐성능과 열응력에 미치는 영향에 대하여 평가하였으며, 열저항을 이용하여 유한요소해석을 수행하지 않고도 가스터빈의 열차폐용 탑코팅을 설계할 수 있는 기술에 대한 연구를 수행하였다.

2. 유한요소해석모델 및 경계조건

열차폐코팅 시스템에서 탑코팅의 물성변화가 코팅내부 열응력 발생에 미치는 영향을 파악하기 위해서 코인형 코팅시편을 모사하여 Fig. 1과 같이 모델링하였다. 탑코팅, 본드코팅, 초내열합금모재 3개의 층을 2차원으로 모델링하였으며, Y축 축대칭 조건을 주었다. 모재의 두께는 3mm, 본드코팅층의 두께는 0.15mm, 탑코팅의 두께는 0.4mm로 하여 모델링하였다. 해석은 상용 FEM 프로그램인 ABAQUS 6.9-1버전을 사용하여 수행하였으며, 열전달 해석에는 DC2D4 type, 열응력 해석에는 CPS4R type의 요소를 사용하였는데, 4500개의 요소와 4641개의 절점으로 모델을 구성했다.

열전달해석은 모델 내부에 열구배를 주기 위하여 탑코팅표면은 1100°C로 가열하고, 모재의 하단 표면은 25°C를 가하여 냉각하였다. 열전달해석을 수행하여 모델내의 열분포를 획득한 후에 열전달 해석의 결과를 열응력해석의 input data로 사용하여 모델 내에 발생하는 열응력분포를 획득하였다. 코팅시편의 박리가 보통 탑코팅과 본드코팅사이에서 발생하기 때문에 탑코팅과 본드코팅계면에서 계면

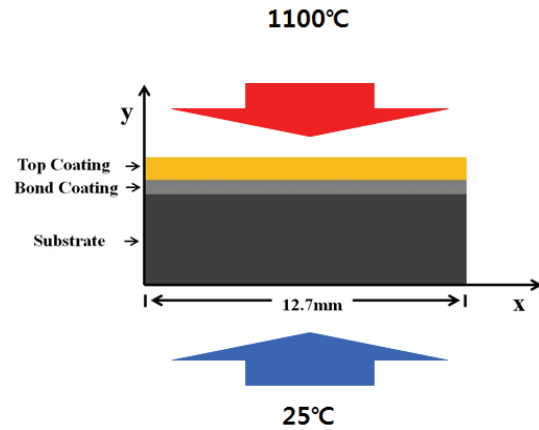


Fig. 1 Analysis model and heating, cooling condition

Table 1 Material Properties of TBC System⁵⁻⁷

	Top Coating (8 wt% YSZ)	Bond Coating (Nicaly)	Substrate (IN738)
Young's Modulus (GPa)	53	156	225
Poisson's Ratio	0.25	0.27	0.27
Density (kg/m ³)	6037	7711	7890
Specific Heat (J/kg °C)	500	628	456
Thermal Expansion Coefficient (10 ⁻⁶ /°C)	7.6~12.7	12~19.3	11.6~15.9
Thermal Conductivity (W/mK)	1~2.3	11.6~25	11.8~25.4

에 평행인 방향의 열응력 데이터를 구하였으며, 특히, 경계의 영향을 받지 않는 시편 중심부위의 해석결과를 가지고 평가하였다.⁴ 열전달해석 및 열응력해석에 쓰인 물성치⁵⁻⁷는 Table 1과 같다.

3. 열응력에 대한 탑코팅의 물성치의 영향

탑코팅의 열전도계수를 Fig. 2와 같이 10%씩 변화시켜가면서 온도와 열응력 값을 구하였는데, 모델의 중심부의 탑코팅의 계면에서의 온도와 계면에 평행인 방향(x방향)의 열응력을 Figs. 3-4에 나타내었다. Fig. 3으로부터 열전도계수의 증가는 탑코팅의 열차폐성능을 감소시켜 계면의 온도를 상승시키는 것을 알 수 있다. 식(1)에서 보는 바와 같이 온도차와 열응력이 비례하기 때문에 Fig. 4에서와 같이 열전도계수의 증가에 따라 열응력이 증가하는 것을 알 수 있다. 유한요소 해석으로 구한 σ_{xx} 는 모델의 중심에서의 열응력이며, 열팽창계수 불일치로 발생하는 σ_t 는 유한요소해석을 수행해서

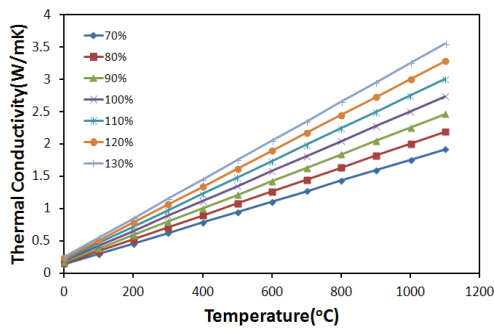


Fig. 2 Thermal conductivities by 10% offset from the reference

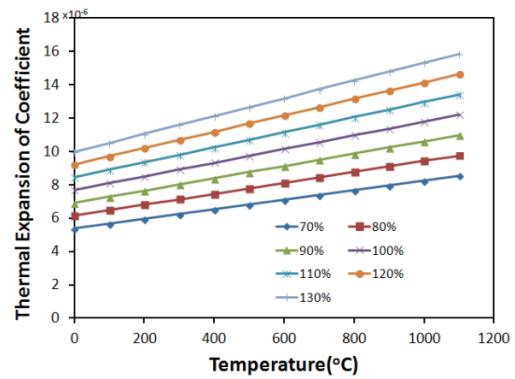


Fig. 5 Thermal expansion coefficients by 10% offset from the reference

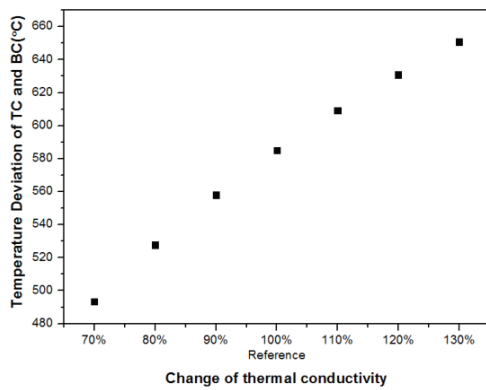


Fig. 3 Temperature of top coating and bond coating boundary according to variations of thermal conductivity

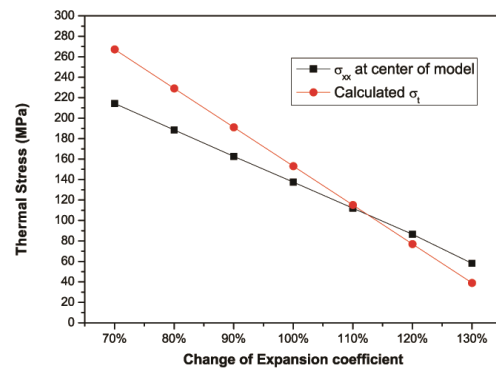


Fig. 6 σ_{xx} according to variations of thermal expansion coefficient at center of analysis model

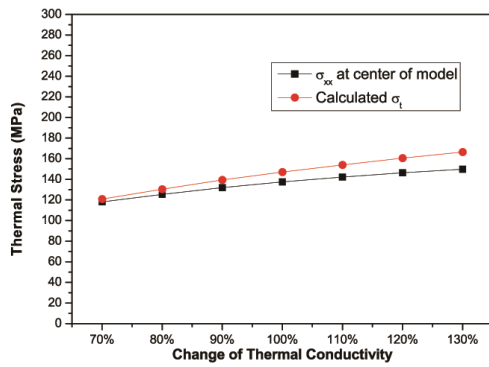


Fig. 4 σ_{xx} according to variations of thermal conductivity at center of analysis model

얻은 온도를 식(1)에 대입하여 구한 결과인데, 두 경우가 비슷한 경향을 보이나, 식(1)에 의한 결과가 약간 크게 나타나고 있는 것을 알 수 있다.

탑코팅의 열팽창계수가 열응력에 미치는 영향을 평가하기 위하여 Fig. 5와 같이 10%씩 증감시키면서 해석을 수행하였다. 모델의 중심부의 탑코팅의 계면에서 계면에 평행인 방향의 열응력에 대한 해석 결과와 열팽창계수 불일치 응력을 Fig. 6에 나타내었는데, 열팽창계수의 증가에 따라 열응력이 감소하지만 열팽창계수 불일치응력이 더 급격히 감소하는 것을 알 수 있으며, σ_{xx} 와 σ_t 의 값은 최대 15%정도의 차이가 있다. 또한 열전도계수가 변화하는 경우보다 열팽창계수의 변화의 영향이 크게 나타나고 있다.

탑코팅의 탄성계수가 열응력에 미치는 영향을 평가하기 위하여 Fig. 7과 같이 10%씩 증감시키면서 해석을 수행하였는데, 모델의 중심부의 탑코팅의 계면에서 x방향의 열응력에 대한 해석 결과를 Fig. 8에 나타내었다. 탄성계수가 일정비율로 증가함에 따라 유한요소해석결과에 의한 열응력과 열

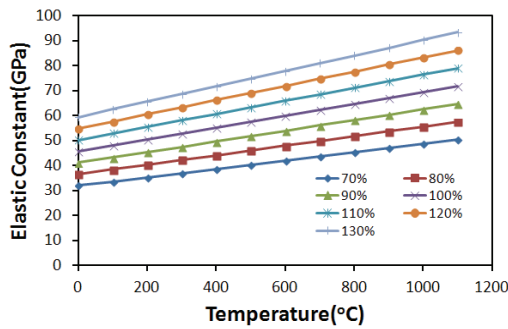


Fig. 7 Elastic constants by 10% offset from the reference

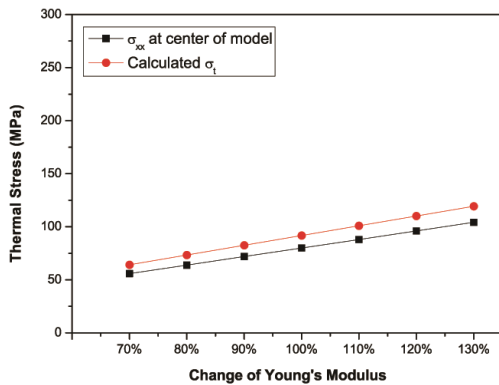


Fig. 8 σ_{xx} according to variations of young's modulus at center of analysis model

팽창계수 불일치 응력식에 의한 계산값이 비슷한 경향으로 증가하는 것을 알수가 있다.

이 결과들로부터 탑코팅의 물성치인 열전도계수는 낮을수록, 열팽창계수는 클수록, 탄성계수는 낮을수록 열응력이 감소함을 알 수 있는데, 유한요소해석으로 구한 x방향 열응력 σ_{xx} 와 열팽창계수 불일치 응력 σ_t 를 비교할 때, 서로 유사한 거동을 보이며, 비교적 값도 유사하기 때문에, 열팽창계수 불일치 응력에 의하여 열차폐코팅시스템을 설계할 수 있다고 판단된다.

4. 탑코팅 두께의 영향 평가

탑코팅의 두께가 열차폐성능 및 열응력에 미치는 영향을 확인하기 위해 탑코팅의 두께를 0.2mm 부터 0.6mm까지 0.1mm씩 증가시키며 열전도 및 열응력해석을 수행하였다.

탑코팅 두께가 증가함에 따라 Fig. 9와 같이 탑코팅의 표면과 계면에서의 온도차가 증가하였는데,

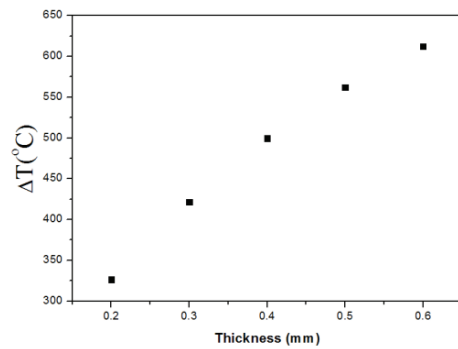


Fig. 9 Temperature difference between top coating and bond coating

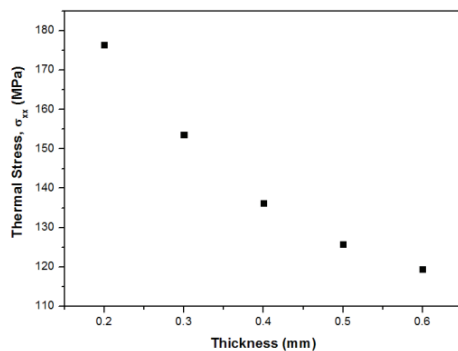


Fig. 10 σ_{xx} according to variations of top coating thickness at center of analysis model

이는 열차폐성능이 향상됨을 의미한다. 열차폐성능이 향상됨에 따라서 계면의 온도는 낮아지게 되고 이는 계면의 열응력감소로 이어진다(Fig. 10). 그러나 가스터빈 등 열차폐 코팅이 적용되는 고온 부품은 고온환경과 동시에 고속회전운동으로 인한 원심력이 작용하기 때문에 탑코팅의 두께가 증가함에 따라 코팅박리의 가능성이 증가한다.⁸ 이런 문제로 인하여 탑코팅의 두께를 증가 시키는데 한계가 있기 때문에 탑코팅의 적절한 두께를 설계하는 것은 열차폐코팅시스템의 내구성 향상을 위하여 필수적이다.

5. 열저항을 이용한 코팅층의 온도차와 열응력 계산

열차폐코팅시스템을 설계하기 위해서는 탑코팅의 재료와 두께를 결정하는 것이 주요한 문제인데, 열전달해석과 연동하여 열응력해석을 수행하는 것

은 접근이 쉽지 않은 것이 현실이다. 본 연구에서는 이와 같은 문제점을 해결하기 위하여 코팅의 박리의 주요 원인인 계면에서의 열응력을 구하는데 유효한 열팽창계수 불일치응력식 (1)을 사용하는데 있어서 어려움을 주는 계면에서 온도차를 열저항을 이용하여 구하는 방법을 제시하고자 한다.

전기문제에 적용되는 옴의 법칙을 열전도 문제에 도입하여 열저항을 다음과 같이 정의할 수 있다.⁹

$$R_{th} = \frac{\Delta T}{q} \quad (2)$$

$$q = k \frac{\Delta T}{t} \quad (3)$$

$$R_{th} = \frac{t}{k} \quad (4)$$

위 식에서 R_{th} 는 열저항, ΔT 는 온도차, q 는 열유속, k 는 열전도계수, t 는 두께이다.

열차폐코팅 시스템에서 열유속이 탑코팅, 본드 코팅과 기저 순으로 흐르게 되는데, 저항이 직렬로 연결된 경우에 전류가 흐르는 것과 동일하다. 따라서 기저, 본드코팅과 탑코팅의 열저항에 옴의 법칙을 적용하여 TBC시스템에서의 전체 열저항 R_{total} 을 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$R_{total} = R_c + R_{bond} + R_{subt} \\ = \frac{t_c}{k_c} + \frac{t_{bond}}{k_{bond}} + \frac{t_{subt}}{k_{subt}} \quad (5)$$

식 (5)에서 t_c , t_{bond} , t_{subt} 는 각 층의 두께를 나타내고, k_c , k_{bond} , k_{subt} 는 각 층의 열전도계수를 나타낸다.

$$q = \frac{\Delta T_{total}}{R_{total}} = const \quad (6)$$

$$\Delta T_c = R_c q = \frac{t_c}{k_c} q \quad (7)$$

식 (7)에 식 (6)의 q 값을 정리하여 넣음으로써 전체 열저항과 TBC시스템 전체의 온도차를 이용하여 탑코팅의 상단부와 하단부 사이의 온도차, ΔT_c 값, 즉 열차폐성능을 구할 수 있다. 이를 수식으로 정리하면 다음과 같다.

$$\Delta T_c = \frac{R_c}{R_{total}} \Delta T_{total} = \frac{\frac{t_c}{k_c}}{\frac{t_c}{k_c} + \frac{t_{bond}}{k_{bond}} + \frac{t_{subt}}{k_{subt}}} \Delta T_{total} \quad (8)$$

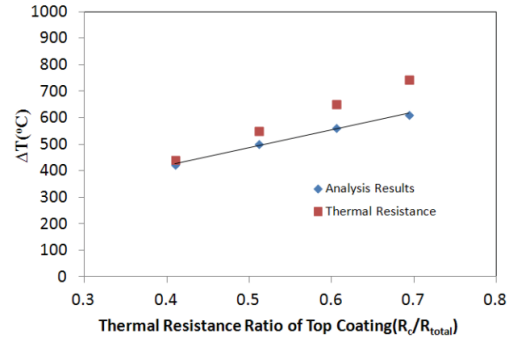


Fig. 11 Temperature difference according to variations of thermal resistance ratio

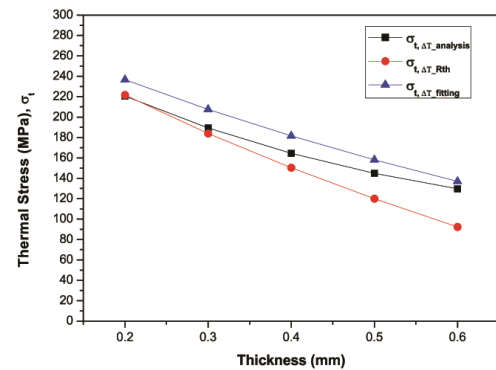


Fig. 12 σ_t according to variations of thickness

이 식으로부터 각층의 두께와 열전도계수를 알고 있다면 전체적인 온도차를 이용하여 탑코팅층의 온도차, 열차폐성능을 구할 수 있다. Fig. 11은 유한요소해석과 열저항에 의한 식(8)에 의한 탑코팅 표면과 계면의 온도차를 열저항비 (R_c/R_{total})에 따라 나타낸 것이다.

유한요소해석과 열저항에 의한 식(8)에 의한 결과가 약간의 차이가 있음을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 유한요소해석에 의한 탑코팅의 온도변화량과 두께의 변화에 따르는 열저항비와의 관계를 최소제곱에 의한 회귀분석을 수행하여 다음과 같이 곡선접합식을 획득하였다. 이때 결정계수는 0.996으로 높은 수준이었다.

$$\Delta T = 728.23 R_c / R_{total} + 117.54 \quad (9)$$

Fig. 12에 탑코팅 두께 변화에 따라서 변화하는 유한요소해석, 식(8)과 식(9)에 의한 ΔT_c 를 식(1)에 대입하여 획득한 σ_t 값을 나타냈다. 유한요소해석에

의한 열응력($\sigma_{t-\Delta T_analysis}$)이 두께가 0.2mm인 경우에는 식(8)을 식(1)에 적용한 결과($\sigma_{t-\Delta T_Rth}$)와 0.5%이내로 일치하다가 두께가 0.6mm의 경우에는 식 (9)을 식(1)에 적용한 결과 ($\sigma_{t-\Delta T_fitting}$)와 5.3%이내로 일치하고 있다. 또한 식(9)를 적용한 결과는 유한요소해석에 의한 결과와 최대 6.7% 편차가 있기 때문에 식(9)를 열팽창계수불일치 응력식에 적용한다면 유한요소해석을 수행하지 않고도 탑코팅의 재료 및 두께를 결정할 수 있다. 식(8)에 의한 결과는 최대 28.7%의 편차가 있으나, 적용이 간편하면서도, 두께가 증가함에 따라 감소하는 경향이 같기 때문에 탑코팅의 재료 및 두께설계에 적용이 가능하다.

6. 결론

본 논문에서는 가스터빈의 열차폐용 탑코팅의 설계를 위하여 유한요소해석을 수행하지 않고 단순히 열저항을 이용하여 열차폐성능 및 열응력을 계산할 수 있는 방법에 대한 연구를 수행하였다. 이를 위하여 코팅 두께와 주요 물성치의 변화를 고려한 열응력해석을 수행하여, 열팽창계수 불일치 열응력식에 의한 결과와 비교분석하였으며, 열저항에 기초하여 탑코팅의 열차폐온도와 열응력을 구하는 방법에 대한 연구를 수행하였다.

(1) 탑코팅의 열전도계수의 증가는 탑코팅의 열차폐성능을 감소시켜 계면의 온도를 상승시킨다.

(2) 탑코팅의 물성치인 열전도계수는 낮을수록, 열팽창계수는 클수록, 탄성계수는 낮을수록 열응력이 감소함을 알 수 있었다.

(3) 열응력해석으로 구한 x방향 열응력 σ_{xx} 와 열팽창계수불일치로 발생하는 열응력 σ_t 의 값이 비슷함을 보였다. 따라서 σ_t 로 σ_{xx} 값을 추정할 수 있다고 판단된다.

(4) 탑코팅의 두께 증가는 열차폐성능을 증가시켜서 계면의 온도를 낮추며, 열응력을 감소시킨다.

(5) 열저항값을 이용한 결과와 해석에 의한 탑코팅의 온도차가 비슷하게 증가하였다.

(6) 탑코팅의 온도차와 열저항비의 관계를 fitting하여 구한 식을 통해 탑코팅층의 열차폐성능 및 열응력을 구할 수 있음을 확인하였다.

(7) 이로부터 본 연구에서 제시한 열저항개념과 열팽창계수불일치응력을 사용한다면 가스터빈의 열차폐용 탑코팅을 설계할 수 있다.

후 기

본 논문은 정부의 지원(교육과학기술부)으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (No. 2011-0020024 and 2012R1A1A 2043624).

참고문헌

1. Kim, D. J., Shin, I. H., Koo, J. M., Seok, C. S., and Kim, M. Y., "Evaluation on the Delamination Life of Isothermally Aged Plasma Sprayed Thermal Barrier Coating," Transactions of the KSME A, Vol. 33, No. 2, pp. 162-168, 2009.
2. Duvall, D. S. and Ruckle, D. L., "Ceramic thermal barrier coatings for turbine engine components," ASME Paper No. 82-GT-332, 1980.
3. Pindera, M. J., Aboudi, J., and Arnold, S. M., "The effect of Interface Roughness and Oxide Film Thickness on the Inelastic Response of Thermal Barrier Coatings to Thermal Cycling," NASA/TM, Document ID: 2003-210803, 1999.
4. Wright, P. K., "Influence of cyclic strain on life of a PVD TBC," Mat. Sci. and Eng. A, Vol. 245, No. 2, pp. 191-200, 1998.
5. Almeida, D. S., Silva, C. R. M., Nono, M. C. A., and Cairo, C. A. A., "Thermal conductivity investigation of zirconia co-doped with yttria and niobia EB-PVD TBCs," Mat. Sci. and Eng. A, Vol. 443, No. 1-2, pp. 60-65, 2007.
6. Arnold, S. M., Pindera, M. J., and Aboudi, J., "Analysis of Plasma-Sprayed Thermal Barrier Coatings With Homogeneous and Heterogeneous Bond Coats Under Spatially Uniform Cyclic Thermal Loading," NASA/TM, Document ID: 2003-210803, 2003.
7. Ferguson, B. L., Petrus, G. J., and Krauss, T. M., "Modeling of Thermal Barrier Coatings," NASA Contractor Report, Document ID: NAS3-26664, 1992.
8. Schulz, U., Rätzer, H. J., Saruhan, B., and Renteria, A. F., "Thermal conductivity issues of EB-PVD thermal barrier coatings," Mat.-wiss. u. Werkstofftech., Vol. 38, No. 9, pp. 659-666, 2007.
9. Kokinia, K., DeJongea, J., Rangaraja, S., and Beardsley, B., "Thermal shock of functionally graded thermal barrier coatings with similar thermal

- resistance,” *Surface and Coatings Technology*, Vol. 154, No. 1-2, pp. 223-231, 2002.
10. Kim, H. I., Park, H. S., Huh, Y., Koo, J. M., Seok, C. S., Yang, S. H., Kim, M. Y., and Weon, J. I., “A Study on the Integrity Recovery according to Manual Overlay and Pre- & Post- welding Treatment of Nickel-based Superalloy for Gas Turbine Blade,” *J. Korean Soc. Precis. Eng.*, Vol. 26, No. 3. pp. 11-18, 2009.
 11. Kim, D. J., Koo, J. M., Seok, C. S., Weon, J. I., Park, S. Y., Kim, M. Y., and Lee, S. H., “Thermal Fatigue Test Methods for Thermal Barrier Coatings of Gas Turbine Blade,” *J. Korean Soc. Precis. Eng.*, Vol. 26, No. 2. pp. 7-15, 2009.