

가스터빈 블레이드 열차폐코팅의 곡률에 따른 기계적 특성 평가[§]

이정민* · 석창성** · 구재민* · 김성혁* · Guo Zhen* · Shen Tao* · 문원기*

* 성균관대학교 기계공학부

Evaluation of the Mechanical Characteristics According to the Curvature of Thermal Barrier Coating

Jeng-Min Lee*, Chang-Sung Seok**, Jae-Mean Koo*, Sung Hyuk Kim*, Guo Zhen*, Shen Tao* and Wonki Moon*

* School of Mechanical Engineering, Sungkyunkwan Univ.

(Received March 19, 2014 ; Revised September 4, 2014 ; Accepted October 12, 2014)

Key Words: Thermal Barrier Coating(열차폐코팅), Finite Element Analysis(유한요소해석), Gas Turbine Blade(가스터빈 블레이드)

초록: 열차폐 코팅은 고온 화염의 열이 블레이드의 모재에 직접 전달되는 것을 막는 역할을 하며, 세라믹 재질의 탑코팅층과 금속 모재간 결합력을 증가시켜주는 본드코팅층으로 이루어져있다. 이러한 열차폐 코팅 기술로 인하여 블레이드 표면의 온도가 화염온도에 비해 약 100~170°C 정도 낮아지게 된다. 이러한 열차폐코팅은 금속모재와 코팅층의 열팽창 계수의 차이로 인해 내부 응력이 발생하게 되며, 블레이드의 형상 및 위치에 따라 발생하는 응력이 다르다. 따라서 본 논문에서는 열차폐코팅의 내구성 시험에 보편적으로 사용되는 코인형 시험편에 대하여 모재의 곡률에 따른 유한요소해석을 수행하고 열차폐코팅에서 발생하는 내부 응력변화를 고찰하였다. 그 결과 탑코팅에 최저응력이 발생할 때의 곡률을 도출하였고 최저응력에서의 곡률과 차이가 커질수록 발생하는 응력이 커짐을 확인하였다.

Abstract: A thermal barrier coating (TBC) prevents heat directly transferring from a high-temperature flame to a substrate. The TBC system comprises a top coating and bond coating. TBC technology reduces the substrate surface temperature by about 100–170 °C. In the TBC system, internal stress is generated by the difference in thermal expansion coefficients of the substrate and coating. The internal stress also differs according to the shape and position of the blade. In this study, finite element analysis was performed for different curvatures of coin-shaped specimens, which are commonly used for thermal fatigue tests, and the changes in internal stress of the TBC system were compared. Based on the results, the curvature at which the minimum stress occurs was derived, and the thermal stress was confirmed to increase with the difference between a given curvature and the curvature with the minimum stress.

1. 서 론

가스터빈 1 단 블레이드의 경우, 약 1,350°C 이상의 고온화염에 노출되는 부품으로, 블레이드의 내구성 향상을 위하여 열차폐코팅 기술이 적용된다. 열차폐코팅은 화염으로부터 직접적인 열전달을 막아주는 세라믹재질의 탑코팅층과 금속모재와

탑코팅의 결합력을 높여주는 본드코팅층으로 이루어져있다.^(1,2) 금속모재와 열차폐코팅의 열팽창 계수의 차이로 인하여 고온환경에서 열응력이 발생하게 되며, 잦은 가동과 정지로 인한 열피로가 발생하게 된다. 반복되는 열피로에 의해 열차폐코팅에 미세균열이 발생하고 이는 열차폐코팅의 박리로 이어진다. 열차폐코팅의 박리가 발생함에 따라 금속모재가 화염에 직접적으로 노출되어 가스터빈 블레이드의 급속한 수명저하가 발생한다. 따라서 가스터빈 블레이드의 건전성 평가를 위해서는 열차폐 코팅에 대한 신뢰성이 평가되어야 한다.⁽³⁾ 이러한 신뢰성 평가방법으로 열차폐코팅의 두께 및

§ 이 논문은 2014년도 대한기계학회 재료 및 파괴부문 춘계 학술대회(2014. 4. 3.-4., 서귀포 KAL 호텔) 발표논문임

† Corresponding Author, seok@skku.edu

© 2014 The Korean Society of Mechanical Engineers

기공의 밀도, 수직균열의 밀도 등 다양한 요인에 따른 연구가 수행되어왔다.^(4,5)

본 논문에서는 열차폐코팅의 곡률에 따른 기계적 특성을 평가하고자 한다. 보편적으로 사용되는 코인형 시험편에 대하여 곡률에 따른 유한요소해석을 수행하고 그에 따라 발생하는 열응력을 고찰하고자한다.

2. 유한요소해석 모델 및 방법

2.1 해석모델

본 연구에서는 상용 가스터빈 1 단 블레이드의 주재료로 사용되는 INCONEL738LC 를 모재로 사용하였으며, 탑 코팅과 본드 코팅의 재질로 8YSZ 와 MCrAlY 재료를 사용하였다. 보편적으로 열피로 시험에 사용되는 코인형 시험편에 대하여 유한요소해석을 수행하였으며, Fig. 1 과 같은 시험편 모델을 2 차원 축대칭 형상으로 모델링 하였다. 모재의 두께는 3mm, 탑코팅의 두께는 0.4mm, 본드 코팅의 두께는 0.15mm 로 설정하였다. 총 443,750 개의 요소로 모델을 구성하였으며, 열전달 해석에는 DCAX4 요소형태를 사용하고 열응력 해석에는 CAX4R 의 요소형태를 사용하였다. 해석 모델은 탄성적으로 거동한다고 가정하였으며, Table 1 과 같이 온도에 따른 물성치를 사용하였다.^(5~7) 범용 유한요소 해석 코드인 ABAQUS 6.10-1 을 사용하여 해석을 수행하였다.

2.2 해석방법

먼저 열전달에 따른 시험편의 온도분포를 도출하기 위하여 열전달 해석을 수행하였으며, 동일한 해석 모델에 대하여 온도에 따라 발생하는 열응력을 도출하였다. 가스터빈 블레이드의 경우 1300℃의 화염온도에서 탑코팅의 온도가 1100℃에 도달하는 것으로 알려져 있다. 따라서, 열전달해석

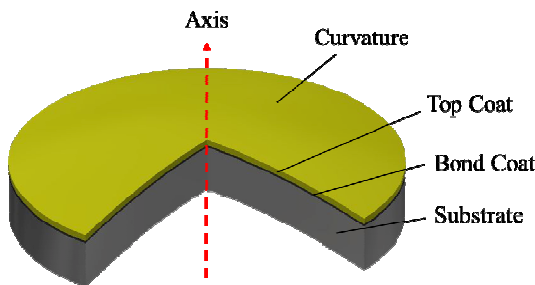


Fig. 1 The model of Finite Element Analysis (FEA)

석에서 같은 조건을 모사하기 위하여 Fig. 2 에 나타낸 것과 같이 외부온도 1300℃와 열전달 계수 500W/m² K 의 조건에서 10 분동안 가열하여 탑코팅의 온도가 1100℃에 도달하게 하였다. 열응력 해석에서는 동일한 해석모델에 대하여 열전달 해석 결과를 입력데이터로 사용하였으며, 요소타입을 axisymmetric stress 요소로 바꾸어 해석을 수행하였다.

3. 유한요소해석 결과

3.1 해석결과

본 연구에서는 -50~50m 의 곡률에 대해서 유한요소해석을 수행하였다. 각각의 경우에 대하여 열전달 해석과 열응력 해석을 수행하였으며, 열차폐코팅에서 발생하는 열응력을 고찰하였다. 해석모

Table 1 Material properties of TBC system

	Top Coat (8YSZ)	Bond Coat (MCrAlY)	Substrate (IN738LC)
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

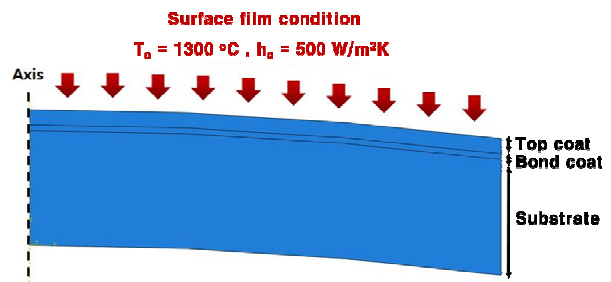


Fig. 2 The condition of the heat transfer analysis

델에 발생하는 응력은 계면과 평행한 방향을 X 축으로 하여 $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \tau_{xy}$ 에 대한 응력을 도출하였으며, Figs. 3~6 에 나타내었다. X 축과 Z 축 방향에 대한 응력은 탑코팅에서는 인장응력, 본드코팅에서는 압축응력으로 나타났으며, Y 축 방향의 응력과 전단응력은 코팅의 끝단에서 큰응력이 발생하였다. 하지만 이는 끝단에서의 응력집중에 의한 효과로 판단되며, 실제 블레이드의 경우 전체를 포장하듯이 코팅이 되어있으므로, 본 연구에서도 해석모델의 중앙부분에 대한 응력을 고찰하였다.

3.2 곡률에 따른 TBC 내의 열응력

각 방향에 대한 열응력을 고찰한 결과 X 축 방향의 응력의 응력과 Z 축 방향의 응력은 동일한 결과를 보였으며, 그 두 응력의 크기가 가장 크기 때문에, 두 응력이 열차폐코팅의 박리의 주원인으로 분석된다. 선행연구에 의하면 해석결과와 동일하게 열차폐코팅은 계면과 평행인 방향의 응력에 의해 파손된다고 알려져 있으며,⁽⁵⁾ 따라서 본 연구에서도 탑코팅과 본드코팅 사이의 계면에서 발생하는 평행방향의 응력을 도출하였다. 각 곡률에 대한 해석결과를 Fig. 7 와 Fig. 8 에 나타내었으며,

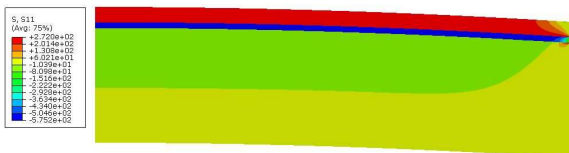


Fig. 3 The result of x-axis stress

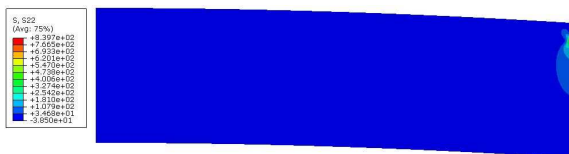


Fig. 4 The result of y-axis stress

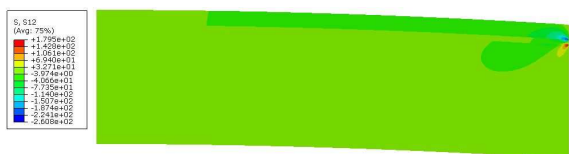


Fig. 5 The result of x-y plane stress

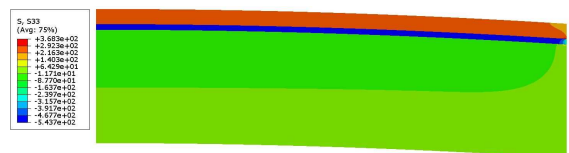


Fig. 6 The result of z-axis stress

그 결과를 Table 2 에 정리하였다. 본드코팅에 발생하는 응력이 재료의 항복강도보다 높은 결과를 나타내었다. 본드코팅의 항복강도는 상온에서 420MPa 정도이며, 이러한 결과로 본드코팅의 압축에 의한 소성변형이 예상된다. 본 연구에서는 탄성해석으로 인하여 항복강도보다 매우 높은 응력이 발생하였지만, 탄소성해석을 수행할 경우 소성변형으로 인하여 본 연구에서의 결과보다 낮은 응력이 발생할 것으로 기대된다. 또한, TBC 시스템의 박리 원인으로 탑코팅층의 인장응력에 의한 파손으로 알려져있다. 따라서, 본 연구에서는 곡률에 따라 발생하는 탑코팅층의 인장응력에 대하여 초점을 맞추었다.

탑코팅의 경우 곡률이 10/m 일 때 최저인장응력을 나타냈으며, 본드코팅의 경우 5/m 일 때 최대 압축응력을 나타냈었다. 열차폐코팅에서 주요 파손 원인은 탑코팅층의 박리이며, 열차폐코팅의 곡률이 최저인장응력이 발생할 때의 곡률과의 차이가 커질수록 탑코팅층의 열응력이 커져 파손확률이 커질 것으로 예상된다.

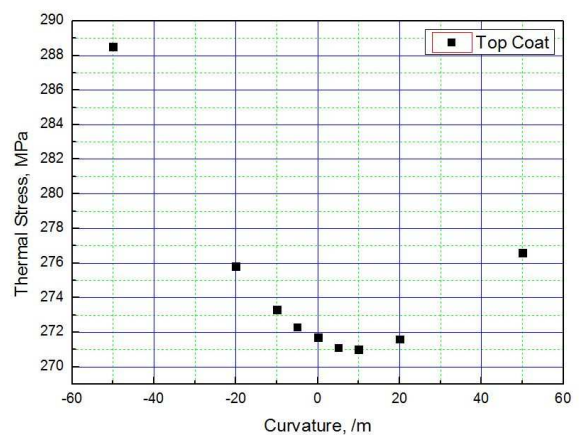


Fig. 7 The thermal stress in the top coat

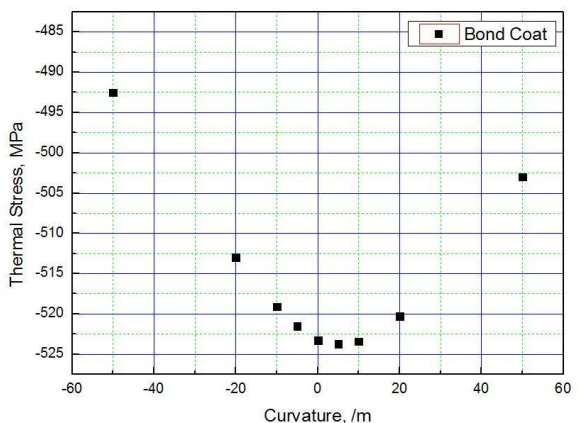


Fig. 8 The thermal stress in the bond coat

Table 2 The results of the FEA

Curvature	Top Coat(MPa)	Bond Coat(MPa)
-50	288.5	-492.5
-20	275.8	-513.0
-10	273.3	-519.1
-5	272.3	-521.5
0	271.7	-523.3
5	271.1	-523.7
10	271.0	-523.4
20	271.6	-520.3
50	276.6	-503.0

4. 결론

본 논문에서는 가스터빈 블레이드에 적용되는 열차폐코팅의 곡률에 따른 기계적 특성을 평가하였다. 유한요소해석을 통하여 열차폐코팅 내부에 발생하는 열응력을 도출하였으며, 그 결과 10/m의 곡률에서 탑코팅의 열응력이 최저가 됨을 확인하였고 곡률이 10/m와 차이가 커질수록 큰 응력이 발생함을 확인하였다. 그 결과 TBC 시스템에서 탑코팅의 곡률의 변화로부터 박리지점을 예측할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

This research was supported by Basic Science Research Program through the National Research Foundation of Korea (NRF) funded by the Ministry of

Education, Science and Technology (no. 2011-0020024).

참고문헌 (References)

- (1) Kim, M. Y., Park, S. Y., Yang, S. H., Choi, H. S., Ko, W. and Song, K. H., 2007, "Analysis of Damage Trend for Gas Turbine 1st Bucket Related to the Change of Models," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 31, No. 6, pp. 718~724.
- (2) Shin, I. H., Lee, D. K., Koo, J. M., Seok, C. S. and Lee, T. W., 2010, "Evaluation of Failure Life of Thermal Barrier Coating Applied Gas Turbine by Thermo-Mechanical Fatigue Test," *J. Korean Soc. Precis. Eng. 2010 fall conference*, pp. 621~622.
- (3) Kim, D. J., Koo, J. M., Seok, C. S., Won, J. I., Park, S. Y., Kim, M. Y. and Lee, S. H., 2009, "Thermal Fatigue Test Methods for Thermal Barrier Coatings of Gas Turbine Blade," *J. Korean Soc. Precis. Eng.*, Vol. 26, No. 2, pp. 7~15.
- (4) Mao, W. G., Jiang, J. P., Zhou, Y. C. and Lu, C., 2011, "Effect of Substrate Curvature Radius, Deposition Temperature and Coating Thickness on the Residual Stress Field of Cylindrical Thermal Barrier Coatings," *Surface & Coating Technology*, Vol. 205, pp. 3093~3102.
- (5) Koo, J. M. and Seok, C. S., 2014, "Design Technique for Improving the Durability of Top Coating for Thermal Barrier of Gas Turbine," *J. Korean Soc. Precis. Eng.*, Vol. 31, No. 1, pp. 15~20.
- (6) Arnold, S. M., Pindera, M. J. and Aboudi, J., 2003, "Analysis of Plasma-Sprayed Thermal Barrier Coatings with Homogeneous and Heterogeneous Bond Coats Under Spatially Uniform Cyclic Thermal Loading," NASA/TM, Paper No. 2003-210803.
- (7) Ferguson, B. L., Petrus, G. J. and Krauss, T. M., "Modeling of Thermal Barrier Coatings," NASA Contractor Report, Paper No. NAS3-26664, 1992.