

코인형 플라즈마 용사 열차폐 코팅의 열피로 파손 메커니즘 Failure Mechanisms of Plasma-Sprayed Thermal Barrier Coatings by Cyclic Oxidation

*김대진¹, 신인환¹, 구재민¹, #석창성¹, 이택운²

*D. J. Kim¹, I. H. Shin¹, J. M. Koo¹, #C. S. Seok(seok@skku.edu)¹, T. W. Lee²

¹성균관대학교 기계공학부 대학원, ²한전 KPS(주) G/T 정비기술센터

Key words : Thermal Barrier Coating; Failure Mechanism, Bond Strength, Delamination, Thermal Fatigue, Cooling Shock

1. 서론

열차폐 코팅은 가스터빈 고온 핵심 부품을 고온 화염으로부터 보호하고 부품의 표면 온도를 낮추기 위해 적용되는데, MCrAlY 재료를 이용한 금속의 접합코팅(본드코팅)과 세라믹 재료를 이용한 최종코팅(탑코팅)으로 구성된다. 항공기용 가스터빈에 적용되는 열차폐 코팅의 경우 잦은 이착륙에 따른 열피로가 열차폐 코팅의 파손에 지배적인 영향을 미친다[1]. 이 경우 대부분 실린더 형상[2] 또는 코인형상[3]의 시험편을 대상으로한 열피로 시험을 통해 열차폐 코팅의 신뢰성을 평가하고 있다. 본 연구에서는 열차폐 코팅의 신뢰성 평가에 일반적으로 사용되고 있는 코인형 코팅 시험편에 대하여 열피로 시험과 열응력 해석을 수행하여 코인형 열차폐 코팅의 열피로에 따른 파손 메커니즘을 분석하였다.

2. 시험 재료 및 시험편

니켈기 초합금 모재($\Phi=25$ mm, $t=3$ mm) 위에 LVPS(Low Vacuum Plasma Spray) 방식으로 본드코팅($\text{Co}_{32}\text{Ni}_{21}\text{Cr}_{8}\text{Al}_{0.5}\text{Y}$, $t=0.25$ mm)을 실시한 후, DVC(Dense Vertically Cracked) 방식으로 탑코팅($7\sim 8\%$ $\text{ZrO}_2\text{-Y}_2\text{O}_3$, $t=0.47$ mm)을 실시하여 코인형 열차폐 코팅 시험편을 제작하였다.

3. 열피로 시험

열피로 사이클의 주기는 1 시간으로서 $1,100^\circ\text{C}$ 의 퍼니스에서 45 분 동안 가열한 후 퍼니스 밖에서 15 분 동안 압축 공기에 의해 강제냉각 한다. 열차폐 코팅의 완전 박리수명은 각각 40, 52 Cycle 이었으며 Fig. 1 과 같이 탑코팅이 완전히 박리되는 형태로 파손되었다. 1, 2, 5, 10 Cycle 동안 열화시킨 시험편에 대해서는 Fig. 2 와 같이 접착강도 시험을 수행하여 강도의 변화와 시험편의 파단형태를 관찰하였다.

4. 열전달/열응력 해석

Table 1 에 열전달 해석에 사용된 물성치를 나타내었다. Fig. 3 과 같이 대칭성을 고려하여 유한요소망을 2D 로 구성하였다. Fig. 4 는 열전달 해석의 경계 조건을 나타낸 것이다. Fig. 5 는 열전달 해석 결과로서 500 번 절점에서의 온도 및 탑코팅 표면(1860 번 절점)과 모재 바닥(160 번 절점)의 온도차의 시간에 따른 변화를 보여주고 있다. 탑코팅과 모재의 온도 차는 가열 시 3.37 초 후에 60 도로 최대가 되며 이후 냉각 시 1.93 초 후에 -57 도로 최소가 된다. 열응력 해석시 열전달 해석을 통해 구해진 시간에 따른 코팅층의 온도분포를 하중으로 작용시켰으며 이때 시험 중심축절점들의 x 방향 변위를 구속하였다. Table 2 는 열응력 해석에 사용된 코팅 재료의 물성치를 나타내고 있다.

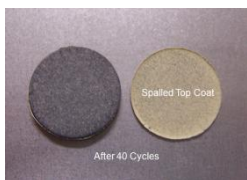


Fig. 1 Spallation of a top coat after 40 cycles of thermal fatigue test

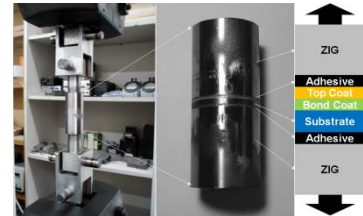


Fig. 2 Experimental method for bond test[4]

Table 1 Thermal properties of coating materials

	Substrate	BC	TC
Density[kg/m ³]	7860 ⁵	7700 ⁶	6037 ⁷
Specific Heat[J/kg °C]	456 ⁵	501 ⁸	500 ⁸
Thermal Conductivity [W/m °C]	11.6→23.0 (210 °C→870 °C)		1.2→1.1 (100 °C→1100 °C)

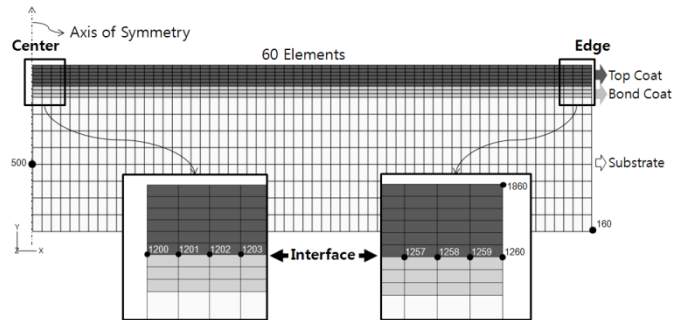


Fig. 3 Finite element mesh

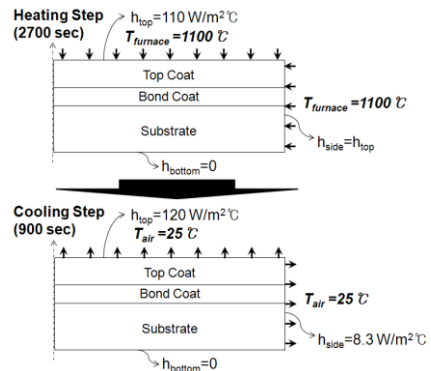


Fig. 4 Boundary conditions for transient heat transfer analysis

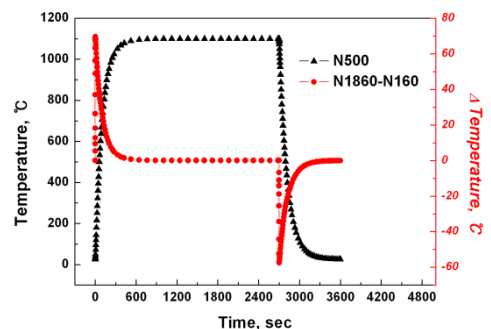


Fig. 5 Variation in the temperature difference between top surface and bottom of a specimen at the edge

Table 2 Mechanical properties of coating materials

	Substrate	BC	TC
E[GPa]	225	225 ⁸	53 ⁸
ν	0.27	0.27 ⁷	0.25 ⁸
CTE [$\times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$] (100 $^{\circ}\text{C}$ →1100 $^{\circ}\text{C}$)	12.2→17.5	12→14.2	7.6→12.1

*CTE : Coefficient of Thermal Expansion

5. 열차폐 코팅의 파손 메커니즘

Fig. 6 은 접착강도 시험결과로서, 열피로 사이클이 증가됨에 따라 시험편 가장자리의 박리면적이 점점 증가하고, 그에 따라 접착강도는 점점 감소한다. Fig. 7 은 열피로의 취약부인 시험편 끝단 계면(1260 번 절점) 위치에서 시간에 따른 응력의 변화를 나타낸 것이다. 가열 과정 동안 계면의 전단응력(τ_{12})은 압축 상태이며 균열에 수직한 y 방향 응력(σ_{22})은 인장 상태인데, σ_{22} 는 냉각 직후(약 1 초) 급격히 상승하고 있음(Cooling Shock)을 알 수 있다. Cooling Shock 현상이 발생하는 원인은 Fig. 8 에서 온도가 급격히 변화함에 따라 코팅과 모재간의 순간적인 온도 구배가 나타나기 때문이다. 시험편 중앙부의 계면(1200 번 절점) 위치에서는 열피로 사이클 동안 σ_{22} 와 τ_{12} 가 발생하지 않는다. Fig. 8 은 Cooling Shock 으로 인해 σ_{22} 가 급격히 상승한 직후(냉각 후 1.14 초)의 응력분포를 나타내는 것으로서, 1200 번 절점에서 1260 번 절점까지 거리에 따른 σ_{22} 의 변화를 보여주고 있다. 중앙부 대부분은 응력이 발생하지 않고 시험편의 가장자리에서 1 mm 이내인 지점에서부터 응력이 급격히 증가하여 끝단에서 최대가 된다. 이때, Cooling Shock 에 의해 계면에 작용하는 응력($\Delta\sigma$)은 33 MPa 이다. 그런데, Fig. 6 에서 1 사이클 이후의 접착강도는 약 20 MPa 이다. 즉, $\Delta\sigma$ 가 14.4%의 박리면적을 제외한 시험편의 나머지 대부분을 파손시키는데 필요한 응력보다 크다. 따라서 열피로 시험시 시험편의 끝단에서 균열이 발생한 것은 냉각 직후 코팅 두께에 걸친 온도 구배로 인해 Fig. 7 에 나타난 것과 같이 매우 짧은 시간에 σ_{22} 가 급격히 증가하는 Cooling Shock 때문이다.

6. 결론

1) 코인형 열차폐 코팅 시험편의 열피로에 의한 파손은 시험편의 가장자리의 본드코팅과 탑코팅의 계면에서 발생하여 사이클이 진행되면서 중앙으로 전파된다.

2) 본드코팅과 탑코팅의 계면 중에 가장 취약한 부분은 y 방향의 인장응력이 최대가 되는 시험편 끝단이며 냉각 직후 코팅 두께에 걸친 온도구배로 인한 Cooling Shock 현상으로 인해 균열이 발생된다.

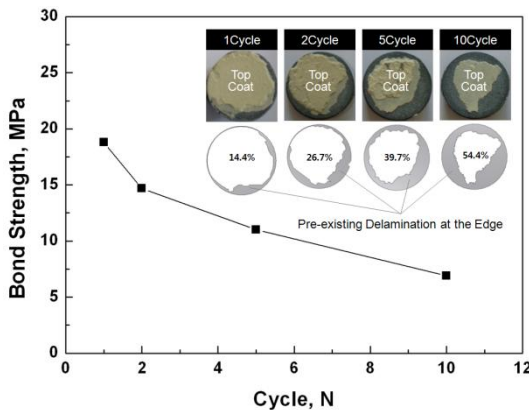


Fig. 6 Results of bond tests

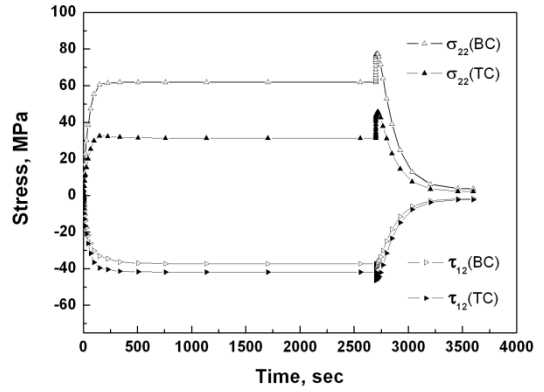


Fig. 7 Stress profiles at the interface of edge during a thermal cycle

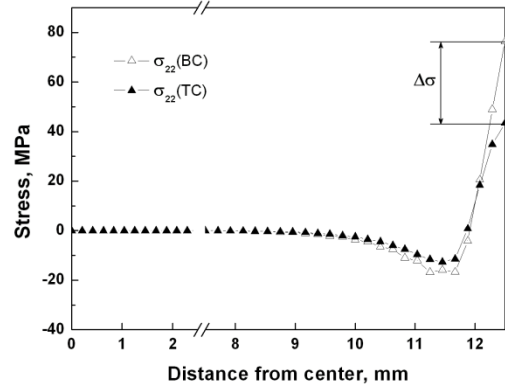


Fig. 8 Stress distributions along the interface between bond coat and top coat at 1.14 sec after the cooling by forced air

후기

본 논문은 2 단계 두뇌한국 사업(BK21)과 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. ROA-2007-000-10049-0).

참고문헌

1. N. P. Padture, M. Gell, E. H. Jordan, "Thermal barrier coatings for gas-turbine engine applications," Science, **296**, 280-284, 2002.
2. R. V. Hillery, B. H. Pilsner, R. L. McKight, T. S. Cook, and M. S. Hartie, "Thermal barrier coating life prediction model development," NASA-CR-180807, 1988.
3. M. Madhwal, Eric H. Jordan, Maurice Gell, "Failure mechanisms of dense vertically-cracked thermal barrier coatings," Materilas Science & Engineering A, **384**, 151-161, 2004.
4. 김대진, 이동훈, 구제민, 송성진, 석창성, 김문영, "플라즈마 용사 열차폐 코팅의 열화에 따른 접착강도 평가," 대한기계학회 논문집 A, **32**, 569-575, 2008.
5. Metal Handbook, Ninth Edition, **3**, 209-229, American Society for Metals(IN671), 1980.
6. Technical Bulletin #10-648, "AMDREY 995 Thermal Sprayed MCrAlY Powders," Oct. 2000, Sulzer Metco.
7. NASA/TM-2003-210803, Analysis of plasma-sprayed thermal barrier coatings with homogeneous and heterogeneous bond coats under spatially uniform cyclic thermal loading
8. Zhenghao Gan, Heong Wah Ng, "Experiments and inelastic finite element analyses of plasma sprayed graded coatings under cyclic thermal shock," Materials Science and Engineering A, **385**, 314-324, 2004.