

경사화 두께를 갖는 열차폐 코팅의 열적 내구성 평가

이승수¹, 김준성², 정연길^{2*}

¹국방기술품질원 항공센터, ²창원대학교 신소재공학부

Evaluation of Thermal Durability for Thermal Barrier Coatings with Gradient Coating Thickness

Seoung Soo Lee¹, Jun Seong Kim², Yeon-Gil Jung^{2*}

¹Aeronautical System Center, Defense Agency for Technology and Quality

²School of Materials Science and Engineering, Changwon National University

요약 경사화 두께를 갖는 열차폐 코팅의 열적 내구성과 열적 안정성에 대한 코팅층 두께의 영향을 화염 열피로 시험과 열충격 시험을 통해서 조사하였다. Bond 층과 top 층은 각각 Ni-Cr계 상용 MCrAlY 분말과 상용 이트리아 안정화 지르코니아 (YSZ) 분말을 사용하여 니켈기지의 초내열합금 모재 (GTD-111)에 대기 플라즈마 용사법 (APS)으로 코팅층을 형성하였다. 1100 °C의 화염으로 1429회 열피로 시험 후 bond 층이 일부 산화되고 top 층과 bond 층 계면에서 열화에 의한 산화층 (TGO)이 관찰되었으나, 코팅층 부위와 관계없이 균열이나 박리현상 없는 양호한 미세구조를 나타내었다. 1100 °C 열충격 시험결과, 37회 열충격 테스트 후 코팅층의 얇은 부위에서 박리가 시작되어 98회 시험 후 코팅층의 50% 이상이 박리되었으며, 코팅층의 두께가 얇게 형성된 부위는 코팅층이 두껍게 형성된 부위에 비해, top 층의 박리와 함께 bond 층의 산화가 많이 진행되었으며, 코팅층 두께가 상대적으로 두껍게 형성된 부위에서 열차폐 효과의 증가로 인해 bond 층의 내산화성과 열적 안정성이 우수한 것으로 나타났다.

Abstract The effects of the coating thickness on the thermal durability and thermal stability of thermal barrier coatings (TBCs) with a gradient coating thickness were investigated using a flame thermal fatigue (FTF) test and thermal shock (TS) test. The bond and topcoats were deposited on the Ni-based super-alloy (GTD-111) using an air plasma spray (APS) method with Ni-Cr based MCrAlY feedstock powder and yttria-stabilized zirconia (YSZ), respectively. After the FTF test at 1100 °C for 1429 cycles, the bond coat was oxidized partially and the thermally grown oxide (TGO) layer was observed at the interface between the topcoat and bond coat. On the other hand, the interface microstructure of each part in the TBC specimen showed a good condition without cracking or delamination. As a result of the TS test at 1100 °C, the TBC with gradient coating thickness was initially delaminated at a thin part of the coating layer after 37 cycles, and the TBC was delaminated by more than 50% after 98 cycles. The TBCs of the thin part showed more oxidation of the bond coat with the delamination of topcoat than the thick part. The thick part of the TBC thickness showed good thermal stability and oxidation resistance of the bond coat due to the increased thermal barrier effect.

Keywords : Thermal Barrier Coatings, Gas turbine, Thermal Fatigue Test, Thermal Shock Test, Thermal Durability, Thermal Stability

본 연구는 2020년 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구이자 (2018R1A5A6075959), 산업통상자원부의 재원으로 한국에너지기술연구원(KETEP)의 에너지인력양성사업으로 지원받아 수행한 인력양성 성과입니다. (No.2019403020245)

*Corresponding Author : Yeon-Gil Jung(Changwon National Univ.)

email: jungyg@changwon.ac.kr

Received May 13, 2020

Revised July 20, 2020

Accepted August 7, 2020

Published August 31, 2020

1. 서론

가스터빈 고온부품인 연소기, 버너 및 터빈부품의 작동 온도는 1100 ~ 1300 °C 정도이며, 연료가 압축 공기와 혼합되어 연소될 때 온도는 1500 °C까지 상승하는 것으로 알려져 있다[1,2]. 가스터빈의 고온부품에 적용되는 초내열합금은 일반적으로 온도 내구성의 한계로 인해 1000 °C 이상에서 사용이 어려우며, 이러한 환경에서 사용하기 위해서 열차페 코팅 및 냉각 유로를 통한 공기 냉각의 적용이 필수적이다. 열차페 코팅은 발전용 및 항공용 가스터빈에 적용되는 고온 부품에 적용되어, 고온의 연소 가스로부터 모재를 보호하는 역할을 한다[3,4]. 일반적으로, 열차페 코팅 시스템은 세라믹 top coat와 intermetallic bond coat로 구성되며, top coat의 경우 가스터빈 고온부품에 열차페 기능을 제공하는 세라믹 물질로 형성되고, MCrAlY (M = Ni and/or Co) 물질을 사용하는 bond coat는 모재에 산화 저항성 및 부식 저항성을 높일 뿐만 아니라 top coat와 모재의 결합력을 증가 시키는 역할을 한다[5].

이러한 열차페 코팅의 적용으로 가스터빈 구성품 표면 온도를 100 ~ 150 °C까지 줄일 수 있으며, 이로 인해 터빈 입구온도를 상승시킬 수 있어, 궁극적으로 연료 효율 증가로 이어진다[6-11]. 이와 같은 터빈 입구 온도 상승을 위한 코팅층의 조성 및 열적 노출에 의한 TGO 생성으로 야기되는 코팅층 박리에 대한 연구는 많이 진행된 바가 있으나, 가스터빈 블레이드의 형상으로 인해 발생하는 부품 내 코팅층 두께 차이에 의한 연구는 미진한 상태이다.

본 연구에서는 발전용, 항공기, 함정, 유도 무기용 가스터빈 블레이드, 베인과 같은 터빈 부품의 형상으로 인

해 발생하는 부품 내 코팅층 두께 차이에 따른 열차페 코팅의 열적 내구성에 대해 평가하기 위해 인위적으로 시편 내에 두께 차이를 발생시킨 후 열피로 시험과 열충격 시험을 통해서 코팅층 두께에 따른 코팅층 수명, 열적 내구성 및 안정성에 대해 평가하고자 하였다.

2. 실험방법

2.1 시편제조

본 연구에서는, Ni계 일방향 초내열합금 (GTD-111, a nominal composition of Ni-14Cr-9.5Co-1.5Mo-3Al-4.9Ti-3.8W-2.8Ta-0.1C-0.01B, in wt%)을 모재로 사용하였으며, 실험의 편의를 위해 직경 25.4 mm, 두께 5 mm 크기로 시편을 제작하였다. 열차페 코팅층 형성을 위해 사용된 출발 물질의 종류와 조성, 입자 크기에 대해 Table 1에 나타내었다.

Bond 코팅층 형성에 앞서, 코팅층의 접합력을 향상시키기 위해, 60 mesh 크기의 알루미늄 분말을 이용하여 블라스팅을 실시하였으며, 초내열 합금 모재에 열차페 코팅층을 형성하기 위하여, bond coat와 top coat 모두 대기 용사 (Air Plasma Spray : APS) 코팅 시스템 장비 (9MB, Sulzer Metco Holding AG, Switzerland)를 이용하였다. Bond coat 형성은 MCrAlY 상용 분말인 AMDRY 962 분말 (Oerlikon Metco, Switzerland)을 사용하였으며, top coat는 상용 YSZ 분말인 Metco 204 C-NS (Oerlikon Metco, Switzerland)를 사용하여 코팅층을 형성하였다. bond 코팅층과 top 코팅층 형성을 위한 공정 조건을 Table 2에 나타내었다.

Table 1. Composition of starting materials and particle size of feedstock powders

Substrate (GTD-111)									
Ni	Cr	Co	Mo	Al	Ti	W	Ta	C	B
60.39	14.0	9.5	1.5	3.0	4.9	3.8	2.8	0.1	0.01
Bond coat (AMDRY 962)									
Ni	Cr	Al	Y	Particle size distribution (µm)					
Bal.	21.0 - 23.0	9.0 - 11.0	0.8 - 1.2	-106 + 53					
Top coat (METCO 204 C-NS)									
ZrO ₂	Y ₂ O ₃	SiO ₂ (max)	TiO ₂ (max)	Al ₂ O ₃ (max)	Fe ₂ O ₃ (max)	Other Oxide (max)	Monoclinic Phase (max)	Particle size distribution (µm)	
Bal.	7.0 - 8.0	0.3	0.2	0.2	0.2	1.0	~ 10	-147 + 45	

Table 2. Process parameters for Top and Bond coat

Starting powder	Current (A)	Voltage (V)	Feeding rate (g/min)	Working distance (mm)	Gun speed (mm/s)	Step distance (mm)	Note
204 C-NS	500 ± 5	75 ± 5	45	110 mm	500 mm/s	10 mm	Top coat
AMDRY 962			60			5 mm	Bond coat

• Thermal fatigue test condition:

- Surface/bottom : 1100/350 °C
- Holding time : 5 min
- Cooling : room temperature(25min)
- Test sample : Bond (962), Top (204 C-NS)
- Substrate (GTD-111)

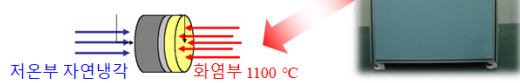


Fig. 1. Test equipment for cyclic flame thermal fatigue (FTF) test

2.2 열피로 및 열충격 시험

열차폐 코팅층의 열적 내구성 평가를 위해 Fig. 1과 같은 반복 열피로 시험 장치를 이용하였다. 반복 열피로 시험을 위해 사용된 열피로 시험 장치는 액화 천연가스를 이용하여 화염을 형성하여 1100 °C 온도의 화염으로 5분간 가열하고, 상온에서 25분간 냉각하는 것을 1 cycle로 하여 1429회까지 테스트를 수행하였다. 열피로 시험 시 파괴 기준은 top coat 표면의 25% 이상 박리가 발생하는 시점으로 정의하였다[12]. 반복 열피로 시험의 경우 일반적인 발전용 가스터빈 고온부품의 교체 주기를 고려하여 1,429회까지 수행하였다.

본 연구에서는 일반적으로 발전용 가스터빈의 수명평가를 위해 사용하는 등가 운전 시간 (Equivalent Operating hour : EOH) 이용하여 열차폐 코팅의 열적 내구성을 평가하는 척도로 사용하였으며, 등가 운전 시간

은 식 (1)과 같이 나타낸다[13,14]. 본 연구에서는 등가 운전시간 계산을 시험 횟수 (cycle 수)에 21을 곱하여 테스트를 수행하였다[15].

$$EOH = AOH + 20 \times [\Sigma S_i + \Sigma LR_i + \Sigma T_i + \Sigma LC_i] \times F \quad (1)$$

AOH : Actual operation hour

ΣS_i : Calibration coefficient

ΣLR_i : Load removal

ΣT_i : Trial run

ΣLC_i : Sudden load change

F : Fuel coefficient (gas : 1.0)

열충격 시험은 기존 연구에서 열차폐 코팅 시스템의 열적 내구성 평가를 위해 수행되었으며 [16-19], 본 연구에서는 열차폐 코팅층의 열적 안정성 평가를 위해 열충격 시험을 수행하였으며, Fig. 2는 열충격 시험을 위한 시험방법에 대해 나타내었다. 전기로의 내부 온도가 1100 °C에 도달했을 때, 시편을 전기로 내부에 장입하고 1시간 동안 고온의 열원에 노출 시킨 후 상온의 물에 넣어 급랭시킨 시편 표면의 수분을 천으로 제거한 후 80 °C의 건조기에서 1시간 건조하는 것을 1 cycle로 하여, 코팅층의 표면이 50% 이상 박리가 될 때까지 테스트를 수행하였다[12].

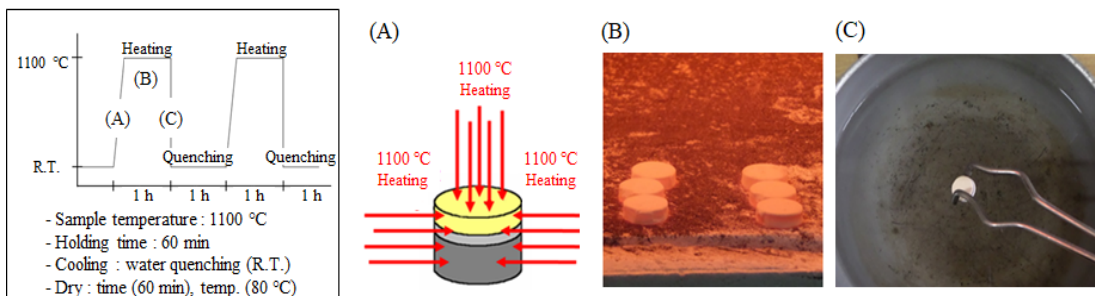


Fig. 2. Method for thermal shock test : (A) Schematic diagram of rapid heating procedure, (B) Photographs of holding temperature procedure, and (C) Photographs of quenching procedure

2.3 특성평가

열피로 및 열충격 시험 전/후 시험편 단면 미세구조와 기계적 특성을 관찰하기 위해 절단된 시험편을 epoxy resin으로 마운팅하여 diamond paste로 1 μm 까지 연마하였으며, 시험편의 단면 미세구조는 주사전자현미경 (SEM; Model JSM-5610, JEOL, Japan)으로 분석하였다.

3. 결과 및 고찰

Fig. 3은 경사화 코팅에 대한 모식도와 코팅 후 미세 구조를 나타내었다. Fig. 3에서 알 수 있듯이, (A) 부위의 bond 층은 $55 \pm 18 \mu\text{m}$, top 층은 $76 \pm 30 \mu\text{m}$ 로 형성되었고, (B) 부위의 경우 bond 층은 $60 \pm 8 \mu\text{m}$, top 층

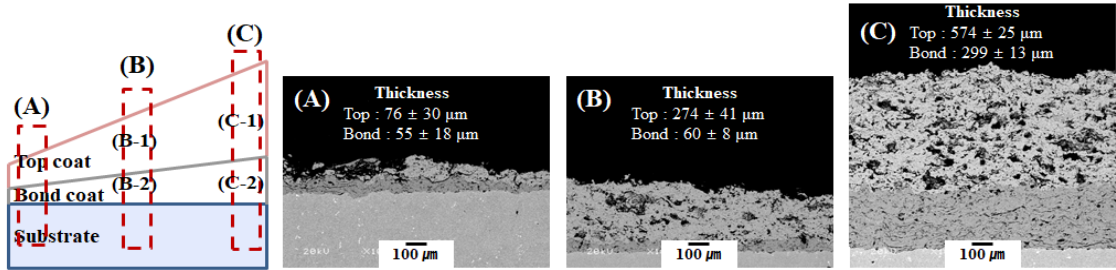


Fig. 3. Schematic diagram of structural design and SEM images of as-prepared TBCs with gradient thickness : (A) Thin part, (B) Middle thickness part, and (C) Thick part

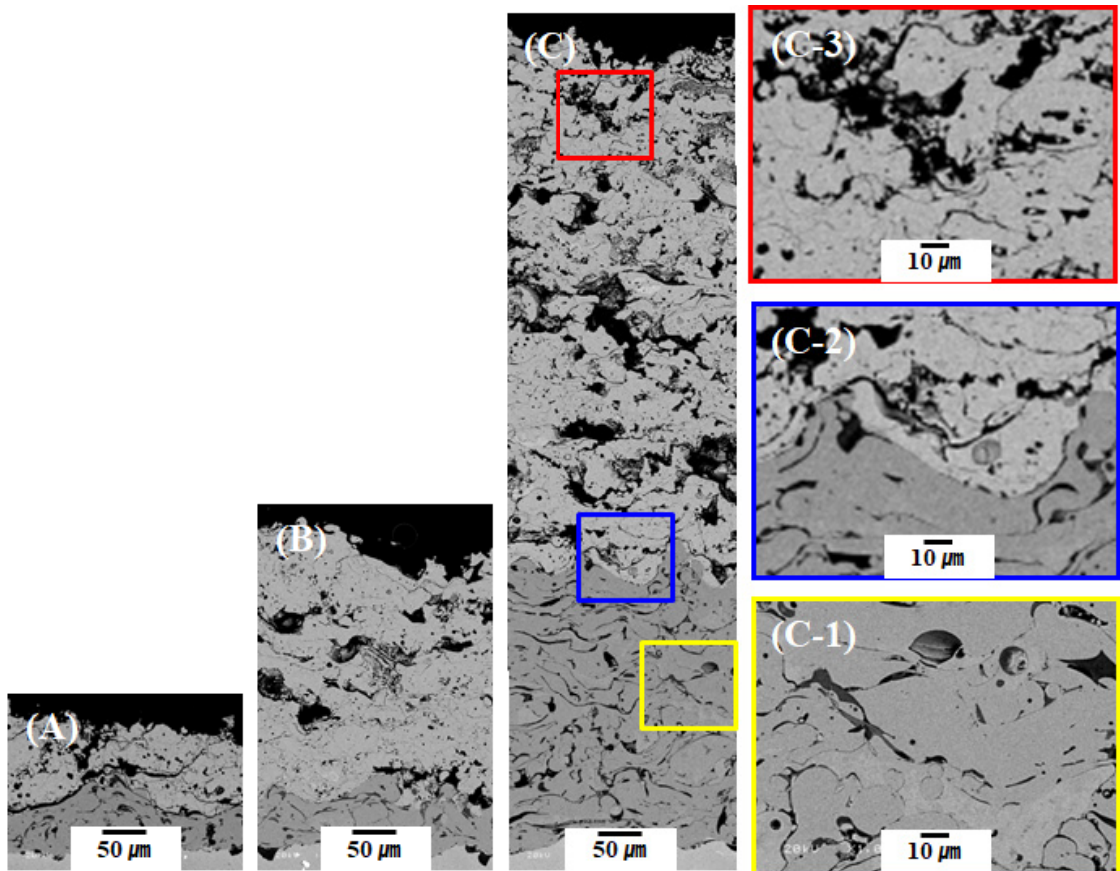


Fig. 4. High magnification SEM images of as-prepared TBCs with gradient thickness : (A) Thin part, (B) Middle thickness part, and (C) Thick part

은 $274 \pm 41 \mu\text{m}$ 로 형성되었으며, (C) 부위는 bond 층은 $299 \pm 13 \mu\text{m}$, top 층은 $574 \pm 25 \mu\text{m}$ 로 형성되었다. 이러한 결과는 모식도에서 보여지는 것과 같이 부위별 코팅층의 두께가 설계된 열차폐 코팅 시스템과 유사하게 조절되어 형성된 것을 확인할 수 있다.

Fig. 4는 경사화 코팅의 부위별 확대 미세구조를 나타내었다. Top 층 내부에 splat boundary가 잘 발달되어 있고, 기공과 일부 미용융 입자가 포함된 전형적인 APS

방법으로 코팅된 형태의 미세구조를 보이고 있으며[12], top 층과 bond 층의 계면에서 균열이나 박리현상이 없는 양호한 미세구조를 보이고 있다.

발전용 가스터빈 고온 부품의 경우 부품별, 제조사별로 교체 주기가 차이가 있으나, 일반적으로 24,000 ~ 30,000 EOH를 기준으로 교체 혹은 유지보수를 하고 있다. 본 연구에서는 경사화 열차폐 코팅이 적용된 시험편을 30,000 EOH까지 화염 열피로 테스트를 수행 후 코

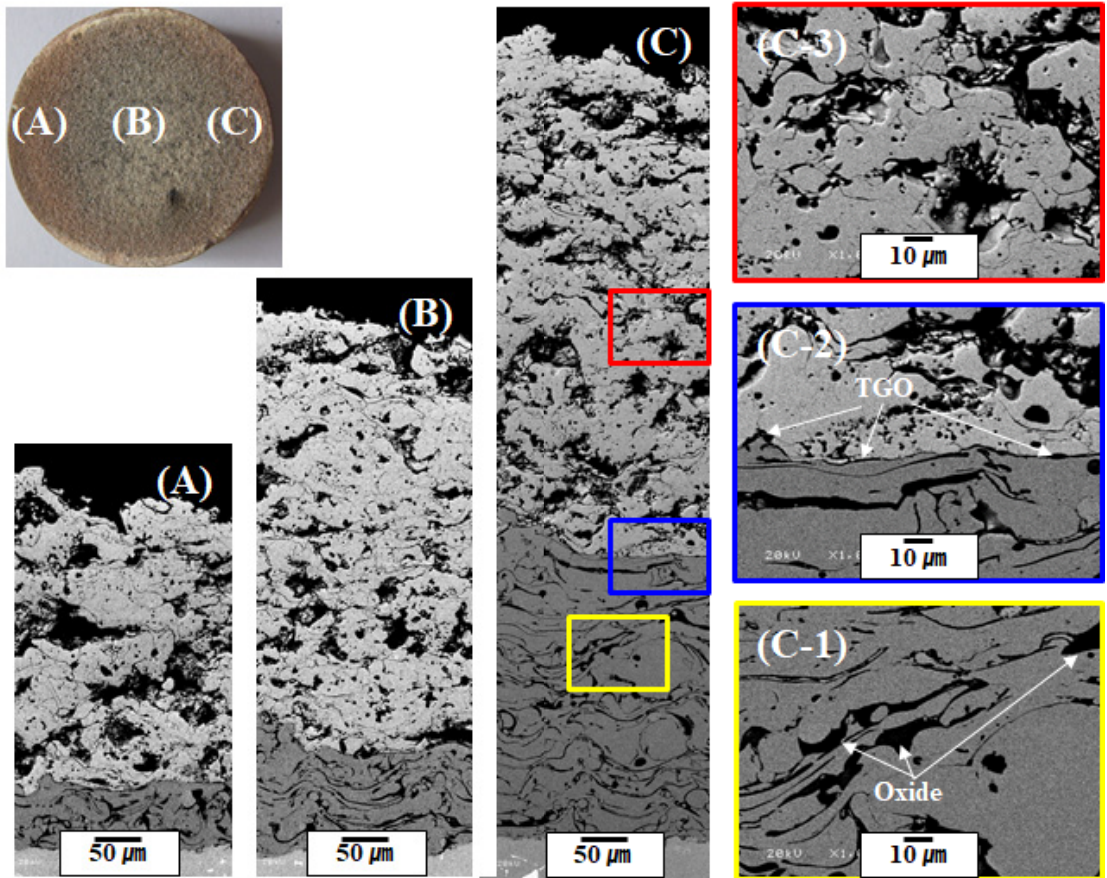


Fig. 5. Surface images and cross-sectional SEM images of TBC specimen with gradient coating after FTF test : (A) Thin part, (B) Middle thickness part, and (C) Thick part

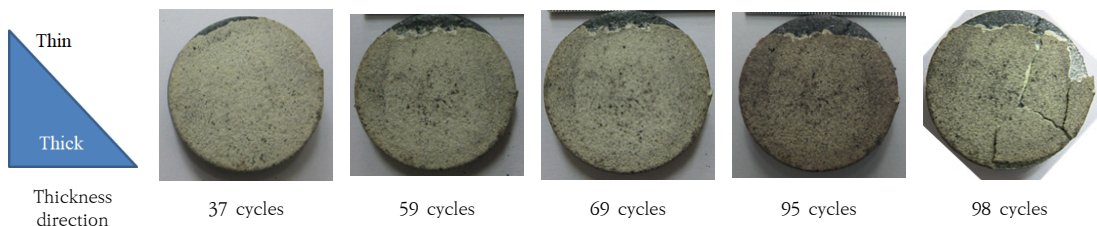


Fig. 6. Surface images of TBC species with gradient coating after TS test

팅층에 대해 분석하였다. Fig. 5는 30,000 EOH까지 화염 열피로 테스트를 진행한 후 시험편 사진과 부위별 단면 미세구조를 나타내었다. Fig. 5의 시험편 사진에서 확인할 수 있듯이 30,000 EOH까지 화염 열피로 테스트 후 외관상 코팅 시험편은 화염 흔적을 제외한 특이사항은 관찰되지 않았다. 코팅층 박리현상이나 모재 변형은 관찰되지 않았다. 단면 미세구조에서는 as-prepared 시편에 비해 top 층은 일부 치밀화 현상(Fig. 5(C-3))과 bond 층의 산화 (Fig. 5(C-1)), top 층과 bond 층 사이의 계면에서 2 ~ 3 μm 의 TGO 층이 생성되었으나 (Fig. 5(C-2)), 코팅층 박리에 영향을 주는 임계 두께인 10 μm 까지 성장하지 않았다[20]. 또한, top/bond 층 계면에서의 균열이나 박리현상이 없는 양호한 상태를 나타내었다. 화염 온도와 시편 표면온도의 차이가 존재하고, 열차폐 코팅층으로 인한 열차폐 효과로 인해 모재가 받는 온도가 감소하는 효과[21] 및 짧은 열노출 시간으로 인해 코팅층과 모재의 손상이 없는 양호한 상태가 유지되었다.

Fig. 6과 7은 열충격 시험 후 시험편 표면 사진과 부위별 단면 미세구조를 각각 나타내었다. Fig. 6에 나타난 바와 같이, 37회 열충격 시험이 진행된 후 두께가 얇은 부위에서 박리가 시작되어 시험 횟수가 증가함에 따라 모재의 균열과 함께 코팅층의 두께가 두꺼운 부위로 박리가 진행되었으며, 98회 열충격 시험 후 top 층이 50% 이상 박리되어 테스트를 종료하였다. Fig. 7에서 확인할 수 있듯이, 코팅층의 두께가 상대적으로 얇은 Fig. 7(A) 부위에서는 top 층이 박리와 함께 코팅층 박리에 영향을 주는 임계 두께인 10 μm 까지 TGO 층이 성장한 것을 확인할 수 있었다. 또한 Fig. 7(B) 부위의 경우, Fig. 7(A)에 비해 bond 층의 산화가 많이 진행되어 열화가 많이 진행된 것을 확인할 수 있다. 이는 박리된 top 층의 두께가 균일하지 못해 Fig. 7(B) 부위의 top 층 두께가 Fig. 7(A) 부위에 비해 상대적으로 얇게 형성되어 발생한 것으로 유추된다. 또한, top 층의 박리현상과 함께 TGO 층이 10 μm 내외로 성장하고, bond 층과 모재의 계면에

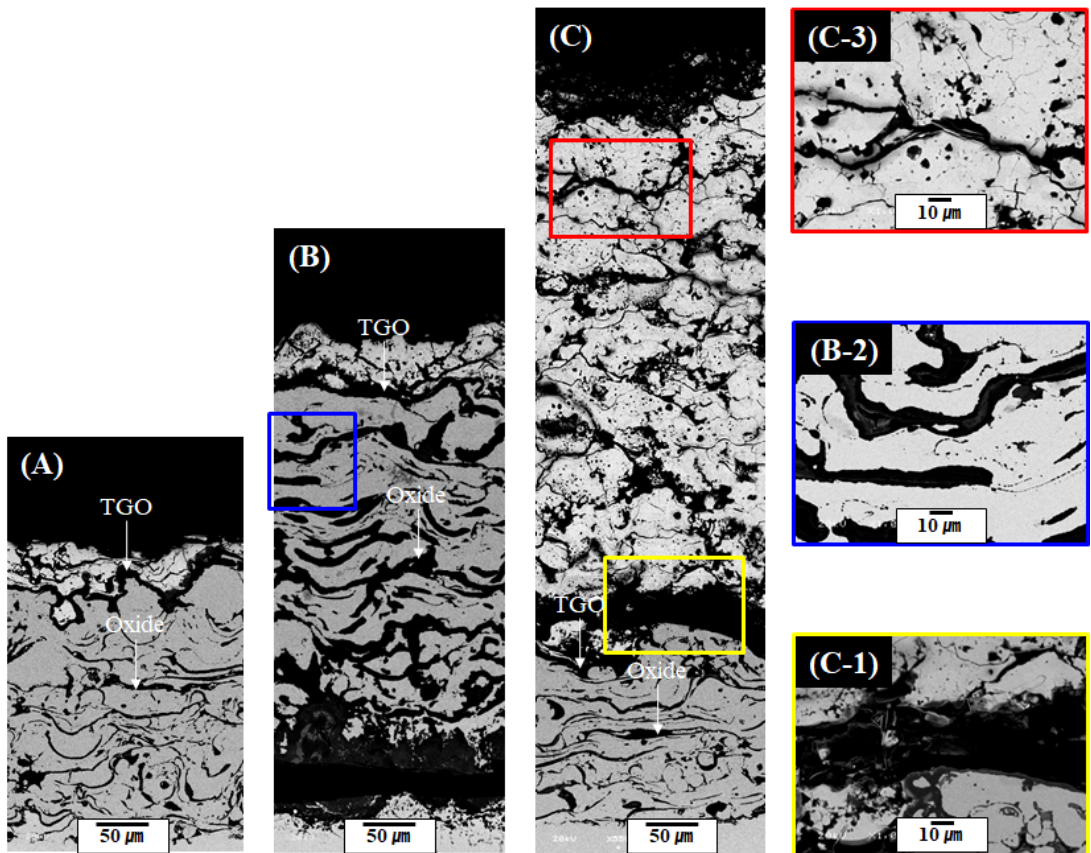


Fig. 7. Cross-specimen sectional SEM images of TBC with gradient coating after 98 cycles TS test : (A) Thin part, (B) Middle thickness part, and (C) Thick part

서 균열이 관찰된 반면에 코팅층이 두꺼운 Fig. 7(C) 부위는 top 층과 bond 층 사이의 계면에서 균열이 관찰되었지만, 코팅층 두께가 증가함에 따라 bond 층과 모재가 받는 온도가 감소하여[21] TGO 층이 5 μm 이내로 상대적으로 적게 성장되고, bond 층의 산화는 상대적으로 양호 상태를 나타내었다.

4. 결론

가스터빈 고온 부품은 고온의 가스로부터 구성품을 보호하기 위해 균일한 두께의 열차폐 코팅이 적용되어야 하지만, 터빈 부품의 경우 제품의 형상으로 인해 부위별 두께 편차가 발생한다. 본 연구에서는 동일 시편에 인위적으로 코팅층의 두께 편차를 발생시켜 터빈부품에 적용되는 열차폐 코팅을 모사하여, 열적 내구성과 손상거동에 대한 코팅층 두께의 영향을 고찰하였다.

화염 열피로 테스트 결과, 열차폐 코팅층으로 인한 열차폐 효과와 상대적으로 짧은 AOH로 인해 코팅층의 두께와 관계없이 모두 건전한 코팅층 미세구조를 유지하였으며, top 층과 bond 층 계면에서의 박리현상은 관찰되지 않았다. Top 층의 일부 치밀화 현상과 1 ~ 2 μm 의 TGO 층이 관찰되었으나, top 층의 치밀화로 인한 균열의 성장이나, TGO로 인한 박리 영향은 관찰되지 않는 양호한 상태로 유지되어, 1100 $^{\circ}\text{C}$ 의 화염에서 5분간 1429 회 동안 건전성이 유지되었다. 반면에, 열충격 테스트를 한 결과, 열차폐 효과가 적은 코팅층이 얇은 부위에서 박리가 발생되기 시작하여 모재의 균열과 더불어 박리부위가 확대되어 98회 테스트 후 top 층 표면이 50% 이상 박리가 발생되었다. 열차폐 효과가 적은 코팅층이 얇은 부위에서 top 층의 박리현상과 함께 bond 층의 산화정도가 두꺼운 부위에 비해서 심하게 나타났으며, 결과적으로 온도가 급격하게 변하는 열충격 환경에서 열차폐 효과가 높은 두꺼운 부위의 코팅층이 얇은 부위에 비해 산화 저항성과 열적 안정성이 우수한 것으로 나타났다.

References

[1] S. Hada, K. Tsukagoshi, J. Masada and E. Ito, "Test Results of the World's First 1,600 $^{\circ}\text{C}$ J-series Gas Turbine", *Mitsubishi Heavy Technology Review*, Vol. 49 No. 1, pp. 18-23, March 2012.
 [2] M. T. Kim, Y. C. Jung and D. Seo, "In situ deposition

behavior of SiO₂ on YSZ-TBC-coated IN738LC during a burner rig test". *Surf. Coat Technol.*, Vol. 206, pp. 4539-4545, June 2012.
 DOI: <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2012.03.061>
 [3] N. P. Padture, M. Gell and E. H. Jordan, "Thermal Barrier Coatings for Gas-Turbine Engine Applications". *Science*, Vol. 296, pp. 280-284, April 2002.
 DOI: <https://doi.org/10.1126/science.1068609>
 [4] A. G. Evans, D. R. Mumm, J. W. Hutchinson, G. H. Meier and F. S. Pettit, "Mechanisms controlling the durability of thermal barrier coatings". *Prog. Mater. Sci.*, Vol. 46, pp. 505-553, 2001.
 DOI: [https://doi.org/10.1016/S0079-6425\(00\)00020-7](https://doi.org/10.1016/S0079-6425(00)00020-7)
 [5] M. Gell, E. Jordan, K. Vaidyanathan, K. McCarron, B. Barber, Y. H. Sohn and V. K. Tolpygo, "Bond Strength, Bond Stress and Spallation Mechanisms of Thermal Barrier Coatings". *Surf. Coat. Technol.*, Vol. 120-121, pp. 53-60, Nov. 1999.
 DOI: [https://doi.org/10.1016/S0257-8972\(99\)00338-2](https://doi.org/10.1016/S0257-8972(99)00338-2)
 [6] R. A. Miller, "Current Status of Thermal Barrier Coatings—an Overview". *Surf. Coat. Technol.*, Vol. 30, pp. 1-11, Jan. 1987.
 DOI: [https://doi.org/10.1016/0257-8972\(87\)90003-X](https://doi.org/10.1016/0257-8972(87)90003-X)
 [7] S. M. Meier and D. K. Gupta, "The Evolution of Thermal Barrier Coatings in Gas Turbine Engine Applications". *J. Eng. Gas Turbines Power*, Vol. 116, pp. 250-257, Jan. 1994.
 DOI: <https://doi.org/10.1115/1.2906801>
 [8] D. R. Clarke and C. G. Levi, "Materials Design for the Next Generation Thermal Barrier Coatings". *Annu. Rev. Mater. Res.*, Vol. 33, pp. 383-417, Aug. 2003.
 DOI: <https://doi.org/10.1146/annurev.matsci.33.011403.113718>
 [9] R. A. Miller, "Thermal Barrier Coatings for Aircraft Engines: History and Directions". *J. Therm. Spray Technol.*, Vol. 6, pp. 35, 1997.
 DOI: <https://doi.org/10.1007/BF02646310>
 [10] S. Bose and J. DeMasi-Marcin, "Thermal Barrier Coating Experience in Gas Turbine Engines at Pratt & Whitney". *J. Therm. Spray Technol.*, Vol. 6, pp. 99-104, March 1997.
 DOI: <https://doi.org/10.1007/BF02646318>
 [11] R. L. Jones, *Metallurgical and Ceramic Protective Coatings*, p. 342, Chapman and Hall, London, 1996, pp. 342.
 [12] Z. Lu, S. W. Myoung, Y. G. Jung, G. Balakrishnan, J. Lee and U. Paik, "Thermal Fatigue Behavior of Air-Plasma Sprayed Thermal Barrier Coating with Bond Coat Species in Cyclic Thermal Exposure", *Materials*, Vol.6, pp.3387-3403, 2013.
 DOI: <https://doi.org/10.3390/ma6083387>
 [13] C. Wang, Y. Wang, S. Fan, Y. You, L. Wang, C. Yang, X. Sun and X. Li, "Optimized Functionally Graded

La₂Zr₂O₇/8YSZ Thermal Barrier Coatings Fabricated by Suspension Plasma spraying," *J. Alloys Compd.*, Vol.649, No.15, pp.1182-1190, Nov. 2015.

DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jallcom.2015.05.290>

- [14] D. Song, U. Paik, X. Guo, J. Zhang, T. K. Woo, Z. Lu, S. H. Jung, J. H. Lee and Y. G. Jung, "Microstructure Design for Blended Feedstock and its Thermal Durability in Lanthanum Zirconate Based Thermal Barrier Coatings," *Surf. Coat. Technol.*, Vol.308, No.25, pp.40-49, Dec. 2016.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2016.07.112>
- [15] H. M. Park, S. H. Jun, G. Lyu, Y. G. Jung, B. I. Yan and K. Y. Park, "Thermal Durability of Thermal Barrier Coatings in Furnace Cyclic Thermal Fatigue Test: Effects of Purity and Monoclinic Phase in Feedstock Powder", *J. Kor. Ceram. Soc.*, Vol.55, No.6, pp.608-617, Oct. 2018.
DOI: <https://doi.org/10.4191/kcers.2018.55.6.06>
- [16] G. M. Ingo and T. Caro, "Chemical aspects of plasma spraying of zirconia-based thermal barrier coatings". *Acta Mater.*, Vol.56, pp.5177-5187, Oct. 2008.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actamat.2008.07.006>
- [17] P. G. Tsantrizos, G. E. Kim and T. A. Brezinski, "TBCs on free-standing multilayer components". *Proceedings of AGARD SMP Meeting on Thermal Barrier Coatings*, Aalborg, Denmark, pp.71-78, October 1997.
- [18] R. Knight, D. Zhangxiong, E. H. Kim and R. H. Smith, "Influence of bond coat surface characteristics on the performance of TBC systems", *Proceedings of the 15th International Thermal Spray Conference*, ASM Thermal Spray Society, Nice, France, pp.1549-1554, May 1998.
- [19] S. O. Chwa and A. Ohmori, "Microstructures of ZrO₂-8 wt% Y₂O₃ coatings prepared by a plasma laser hybrid spraying technique", *Surf. Coat. Technol.*, Vol.153, pp.304-312, April 2002.
DOI: [https://doi.org/10.1016/S0257-8972\(01\)01686-3](https://doi.org/10.1016/S0257-8972(01)01686-3)
- [20] V. K. Tolpygo, D. R. Clarke and K. S. Murphy, "Oxidation-induced failure of EB-PVD thermal barrier coatings", *Surf. Coat. Technol.*, Vol.146-147, pp.124-131, Sep. 2001.
DOI: [https://doi.org/10.1016/S0257-8972\(01\)01482-7](https://doi.org/10.1016/S0257-8972(01)01482-7)
- [21] S. H. Jung, S. H. Jeon, J. H. Lee, Y. G. Jung, I. S. Kim and B. G. Choi, "Effect of composition, structure design, and coating thickness of thermal barrier coatings on thermal barrier performance", *J. Kor. Ceram. Soc.*, Vol. 53, No. 6, pp. 689-699, Oct. 2016.
DOI: <http://dx.doi.org/10.4191/kcers.2016.53.6.689>

이 승 수(Seoung Soo Lee)

[정회원]



- 2006년 2월 : 창원대학교 대학원 재료공학과 (재료공학석사)
- 2015년 8월 : 창원대학교 대학원 재료공학과 (신소재공학박사)
- 2015년 9월 ~ 2019년 9월 : 창원대학교 ERC센터 전임연구원
- 2019년 8월 ~ 현재 : 국방기술품질원 항공센터 연구원

<관심분야>

열차폐 코팅, 리튬이온배터리

정 연 길(Yeon-Gil Jung)

[정회원]



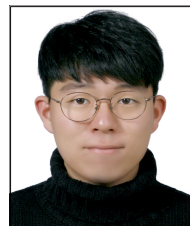
- 1996년 2월 : 한양대학교 무기재료공학과 (공학 박사)
- 1997년 1월 ~ 2004년 7월 : 미국 표준 과학 기술 연구소(NIST) 초청 연구원
- 2013년 9월 ~ 2017년 7월 : 인디애나-퍼듀대학 (IUPUI) 초청 연구원 및 객원 교수
- 1999년 3월 ~ 현재 : 창원대학교 신소재공학부 교수

<관심분야>

구조/에너지 세라믹스, 복합재료, 재료 설계 및 평가

김 준 성(Jun Seong Kim)

[학생회원]



- 2019년 2월 : 창원대학교 신소재공학부 학사
- 2019년 3월 ~ 현재 : 창원대학교 석사과정

<관심분야>

열차폐 코팅, 고온부식