

# 내산화 및 열차폐 코팅처리 가스터빈 블레이드의 균열거동

## Crack Initiation and Propagation at the Gas Turbine Blade with Antioxidation and Thermal Barrier Coating

강명수<sup>1,✉</sup>, 김준성<sup>1</sup>  
Myung Soo Kang<sup>1,✉</sup> and Jun Sung Kim<sup>1</sup>

<sup>1</sup> 한전 전력연구원 (KEPCO Research Institute)

✉ Corresponding author: mskang@kepco.co.kr, Tel: 042-865-7513

Manuscript received: 2010.7.14 / Accepted: 2010.9.27

Gas turbines operation for power generation increased rapidly since 1990 due to the high efficiency in combined cycle, relatively low construction cost and low emission. But the operation and maintenance cost for gas turbine is high because the expensive superalloy hot gas path parts should be repaired and replaced periodically. This study analyzed the initiation and propagation of the crack at the gas turbine blades which are coated with MCrAlY as a bond coat and TBC as a top coat. The sample blades had been serviced at the actual gas turbines for power generation. Total 7 sets of blades were analyzed and they have different EOH (equivalent operation hour). Blades were sectioned and the cracking distribution were measured and analyzed utilizing SEM (scanning electron microscope) and optical microscope. The blades which had 52,000 EOH of operation had cracks at the substrate and the maximum depth was 0.2 mm. Most of the cracks initiated at the boundary layer between TBC and bond coat and propagated down to the bond coat. Once bond coat is cracked, the base metal is exposed to the oxidation condition and undergoes notch effect. Under this environment, the crack branched at the inter-diffusion layer and propagated to the substrate. Critical cracks affecting the blade life were analyzed as those on suction side and platform.

Key Words: Gas Turbine (가스터빈), Blade (블레이드, 회전익), Thermal Barrier Coating (열차폐코팅), Degradation (열화), Cooling Hole (냉각 홀), Thermo-mechanical Fatigue (열피로)

### 1. 서론

가스터빈 복합화력발전은 높은 운전효율, 상대적으로 저렴한 건설단가, 짧은 건설공기 등의 장점으로 인하여 90년대 초반부터 국내는 물론 세계적으로 설비가 급격하게 확대되었다. 2000년대부터는 온실가스 배출문제가 본격적으로 대두되면서 비교적 공해물질이 적게 배출되는 가스터빈이 확대되고 있으며 향후 바이오가스 및 석탄가스화발전 등의 녹색에너지에도 많은 활용이 예상되고

있다. 가스터빈은 기기 특성상 증기터빈에 비해 매우 높은 온도에서 운전되고 있으며 기동과 정지 절차가 비교적 용이해 계통주파수 조절 목적으로 기동정지가 빈번하게 이루어지고 있다. 이에 따라 가스터빈의 주요부품은 고온하에서의 기계적 성질과 내구성향상을 위해 니켈 및 코발트 기지의 초합금 소재로 정밀주조를 통해 제작되고 있으며, 금속온도를 최대한 낮추기 위하여 부품 내부에는 냉각공기를 공급하기 위한 복잡한 유로가 형성되어 있다. 또한 부품표면에는 고온조건하에서의 산

화, 부식을 방지하기 위한 내산화 및 내부식 코팅이 적용되고 있으며, 세라믹소재의 열차폐코팅(thermal barrier coating, TBC)을 활용하여 금속온도를 약 50~100℃ 낮추는 효과를 얻고 있다.<sup>1,3</sup> 이러한 고온부품은 가격 또한 매우 고가이므로 연료비를 제외한 전체설비 운전 및 유지비용의 약 60~70%가 가스터빈 고온부품 정비 및 교체비용으로 소요되고 있다.<sup>4</sup>

고온부품의 효율적 운영은 복합화력발전소 원가절감에 가장 필수적인 요소이지만, 다양한 신기술이 지속적으로 개발되고 있어 발전소에서 자체적으로 검토하기는 매우 어려운 현실이다. 설비운영 책임자의 합리적인 판단을 위해서는 금속재질, 구조방법, 코팅특성, 손상특성, 최신 기술동향 등에 대한 폭넓고 정확한 정보와 지식이 필요하다. 최근에는 전산해석 기술의 발달과 보편화로 고온부품의 손상과 내구성 연구에 전산해석도 많이 시도하고 있다. 그러나 가스터빈의 운영 형태가 매우 다양하고 이에 따라 고온부품의 손상형태가 다양할 뿐 아니라, 같은 발전소의 동일한 운전형태에서조차 손상형태에 차이가 발생하고, 부품의 미세한 설계변경에 의해서도 손상에 큰 차이가 발생하고 있다. 고온부품의 사용한계와 안정성은 주로 균열과 미세조직의 열화에 의해 결정된다. 본 연구에서는 운전시간과 코팅형태에 따른 균열의 발생과 진전거동을 정밀하게 평가하고자 하였다.

## 2. 대상부품 및 평가방법

### 2.1 대상부품

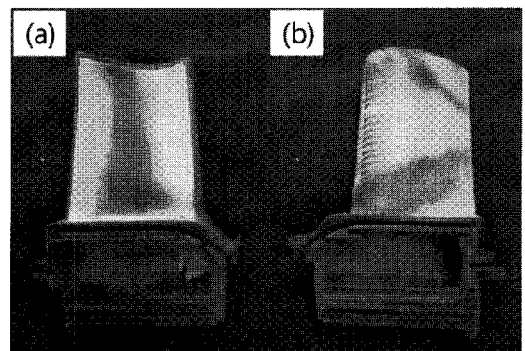
본 연구에서는 Alstom 사 가스터빈의 저압터빈 1 단 블레이드를 대상으로 분석하였다. 가스터빈 설비는 직렬 2 단 연소를 하는 재열사이클로 구성되어 있으며, 압축된 공기가 첫 번째 연소기에서 공급된 연료에 의해 연소 후 고압터빈에서 일차적으로 팽창한 후 팽창한 가스가 두 번째 연소기에서 추가된 연료에 의해 재연소 된다. 재연소된 가스는 저압터빈에서 팽창 후 배출된다. 저압터빈 1 단 블레이드는 총 88 개로 구성되어 있으며 재질은 Ni 기 합금인 CMSX-4 이고 결정입계가 없는 단결정(single crystal)으로 구조되었다. 단결정 조직은 기본적으로 입계가 없어 열피로(thermo-mechanical fatigue) 및 크리프 등의 기계적 특성이 등축정(equi-axial crystal) 및 일방향응고(directional solidification) 조직에 비해 우수한 특성이 있다.

블레이드는 금속온도를 낮추기 위하여 외부 표면에 열차폐코팅이 적용되어 있으며, 열차폐 코팅과 모재의 경계에는 접착력 향상과 모재의 산화방지를 위하여 MCrAlY 계통의 내산화코팅이 되어 있다. 내산화코팅은 블레이드 표면에 전체적으로 적용되어 있는 반면 열차폐코팅은 블레이드 선단부(leading edge), 선미부(trailing edge), 팁(tip)부위 등에는 적용되어 있지 않다. 4 세트의 분석대상 블레이드 중 3 세트는 흡입측(suction side) 냉각홀 부위에는 열차폐코팅이 되어 있지 않고, 1 개의 세트에만 적용되어 있다. 블레이드의 전체적인 금속온도를 낮추기 위하여 내부에는 압축기에서 압축된 공기의 일부를 공급하기 위한 유로가 형성되어 있는데, 블레이드 하단부에서 3 개의 입구를 통하여 내부로 공급이 되고 선단부 유로와 내부 굴곡형(serpentine) 유로로 나누어진다. 이 유로에 공급된 공기는 블레이드 표면의 다양한 냉각홀을 통해 분출되면서 블레이드 표면에 유막을 형성하여 블레이드의 온도를 저하시킨다.

Table 1 은 본 연구에서 사용된 블레이드의 재질인 CMSX-4 의 화학적 성분을 나타내고 있으며, Fig. 1 은 블레이드의 압력측(pressure side)과 흡입측 사진이다. 열차폐코팅은 Fig. 2 와 같이 2 가지 형태가 있는데, Type II는 Type I 에 비해, 블레이드 흡입측 2 열의 냉각홀 부위와 하단부에 열차폐코팅이 확대 적용되어 있다.

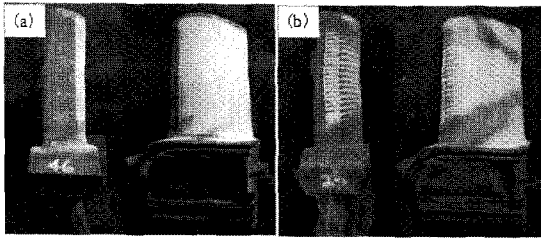
Table 1 Chemical composition of base metal alloy in wt%

Element	Ni	Cr	Co	Al	Ta	W	Re	Ti	Mo	Hf
Wt(%)	Bal.	6.5	9.0	6.5	6.5	6.0	3.0	1.0	0.6	0.1



(a) Pressure side (b) Suction side

Fig. 1 Photographs of the gas turbine blade



(a) Type I (b) Type II  
Fig. 2 Comparison of blades with TBC

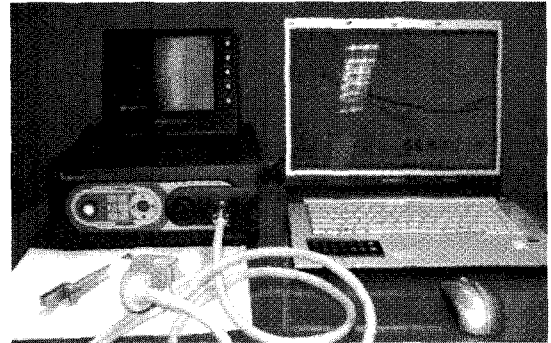


Fig. 3 Photograph of portable microscope

### 2.2 평가방법

실제 일정시간 동안 계통에 연계해 발전(發電)을 하면서 운전한 가스터빈으로부터 분해한 블레이드를 준비하였다. Table 2 와 같은 이력을 갖는 총 7 세트의 블레이드를 대상으로 세트별로 30 개씩 발취하여 열차폐코팅과 내산화코팅의 표면상태를 평가하였다. Fig. 3 은 측정에 사용된 휴대용 광학현미경(SOMETECH, ICAMSCOPE MV-335)의 형상을 보여주는 사진이다. 표면상태의 평가에는 개략적인 점검결과를 토대로 취약부위를 선정하였고, 선정된 부위별로 손상을 정량화하였다. 손상 정량화 대상부위는 팁부위 산화면적, 팁부위 균열 길이, 팁부위 냉각홀 균열 개수, 선단부 균열 길이 및 개수, 흡입측 균열 길이 및 개수 등이다. 측정된 데이터는 운전시간에 따른 손상분포 확인을 위해 통계분석용 상용 소프트웨어인 미니탭(Minitab)을 사용하여 각기 다른 동가운전시간(equivalent operation hour, EOH) 동안 운전한 세트별로 개별데이터 플롯(individual value plot)을 사용하여 분석하였다. 개별데이터 플롯은 세트별 손상의 분포와 동가운전시간 및 열차폐코팅의 형태에 따른 세트별 차이를 표현해 준다.

Table 2 Blade samples for coating degradation analysis comparison of measured roughness data

Sample No.	EOH(hour)	TBC at suction side cooling holes area
1	25,322	Type I
2	26,481	Type I
3	27,049	Type I
4	27,420	Type II
5	28,174	Type I
6	28,293	Type II
7	52,859	Type I

블레이드 외관 평가시에 측정된 표면 균열과 고온 산화가 실제 모재에 어느 정도까지 진전되었는지, 어느 정도의 영향을 주었는지 확인하기 위하여 내산화코팅과 열차폐코팅을 모두 제거 후 운전 시간별, 코팅상태별 블레이드 모재의 균열 및 열화 상태를 분석하였다. 코팅이 적용된 상태로 검사한 총 7 세트 중 운전시간에 따른 열화경향 분석을 위해 운전시간이 가장 작은 1 번과 운전시간이 가장 많은 7 번을 대상으로 선정하였고, 열차폐코팅 형태에 따른 열화도 차이 분석을 위해 운전시간이 유사하면서 다른 형태의 열차폐코팅이 적용된 3 번과 4 번 세트를 선택하였다. 세트당 수량은 30 개씩이고, 균열 및 열화 상태 평가에는 휴대용 광학현미경을 사용하였다.

코팅이 적용된 상태와 코팅이 제거된 모재표면에서 관찰되었던, 크랙의 분포와 깊이를 평가하고, 모재의 열화도를 분석하였다. 모재표면의 균열을 평가한 4 개의 세트에서 각 1 개씩의 코팅을 제거하지 않은 블레이드를 선택하여 블레이드 높이 및 Chord 별로 수개의 시편을 제작하였다. 시편 가공시 블레이드에 내재되어 있는 균열의 진전을 방지하고, 새로운 균열발생을 억제하기 위하여 다이아몬드 휠을 사용하여 최소한의 힘으로 시편을 가공하였고, 가공후 미세 연마지와 산화알루미늄을 사용하여 표면을 연마하였다.

Fig. 4 는 블레이드에서 시편가공 위치를 나타내며, Fig. 5 는 부위별 분석용 시편이 제작된 상태를 보여준다. 블레이드의 균열분포 평가는 블레이드 높이에 따라 상부, 중간부, 하부 시편을 만들어 수행하였고 각 부위는 3 개의 시편으로 구성되어 있다. 상부 시편 분석면은 팁으로부터 10 mm 거리의 단면이고, 중간부 시편 분석면은 팁으로부터 45 mm 거리의 단면이며, 하부 시편 분석면은 하부

플랫폼으로부터 10 mm 거리에 위치한 단면이다.

균열분포 평가시 코팅이 일부 침식되고 마모되어 코팅두께가 일정하지 않아서, 균열깊이 측정시의 기준을 코팅표면이 아닌, 내산화코팅과 모재간의 경계로 하였다. 균열측정은 금속현미경(Leica, CTR6000)과 주사전자현미경(JEOL, JSM6360)을 이용하였다.

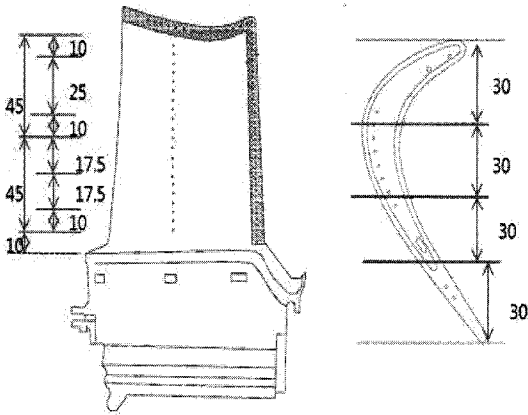
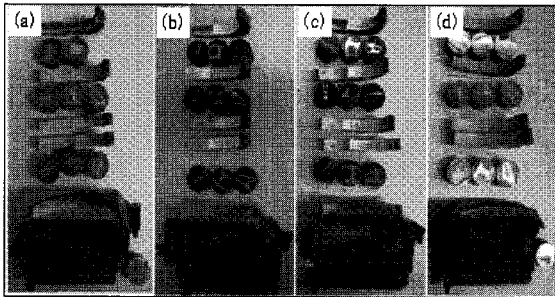


Fig. 4 Sectioning of airfoil for specimen



(a) # 1 (b) # 3 (c) # 4 (d) # 7

Fig. 5 Specimen preparation of samples

### 3. 평가결과

#### 3.1 코팅균열 평가

전체적으로 각 부위별 코팅층 열화상태 측정데이터는 운전시간과 손상정도의 상관관계를 명확하게 보여주지는 않았다. 이는 코팅의 열화상태를 정확히 일원화된 수치로 표현하기가 어려웠고 코팅 공정상의 변수 등도 코팅의 손상에 영향을 미치기 때문이다. 코팅의 균열은 금속에서의 균열과 달리 미세한 균열이 다수 존재하기 때문에 손상을 정량화하는데 애로사항이 되었다.

열차폐코팅이 적용되지 않은 선단부와 팁의 냉각홀 주변에 균열들이 다수 발생하였고, 흡입측 2번 냉각홀 열에 발생된 균열은 길이가 비교적 길었다. 열차폐코팅은 앞에서 언급한 바와 같이 두 가지 유형(Type I & Type II)이 있는데, Type II 즉 흡입측 냉각홀 주변과 선단부 하부 냉각홀까지 적용범위가 확대된 코팅의 경우, 팁부위 상태가 향상되었음을 확인할 수 있었다. Fig. 6은 세트별로 블레이드 팁이 산화된 면적을 나타낸 플롯으로 통계분석용 프로그램인 미니탭의 개별 값 플롯을 사용하여 작성하였다. 플롯상의 점 하나는 데이터 하나에 해당한다. 동일 샘플내에 동일 크기의 손상이 여러개 있을 때는 점이 가로방향으로 다수 찍히게 된다. Fig. 6에서 유사한 운전시간이 누적된 3번과 4번 세트를 비교할 때 Type II 열차폐코팅이 적용된 4번 세트는 전 블레이드의 산화면적이 100 mm<sup>2</sup> 이하인데 비하여 Type I 열차폐코팅이 적용된 3번 세트는 200~400 mm<sup>2</sup> 구간에 집중되어 있었다. 산화면적 평균값을 비교하면 4번 세트는 31.8 mm<sup>2</sup>로 3번 세트 297.2 mm<sup>2</sup>의 10%에 불과했다. 이는 열차폐코팅 적용범위의 확대로 전체적인 금속온도 하락에 따라 팁부위의 고온산화 및 열응력이 저하되었기 때문인 것으로 분석된다. Antelo<sup>5</sup> 등의 연구에 의하면 코팅층의 온도변화에 따라 코팅층에 균열을 발생시키는 응력이 차이가 있었다.

Fig. 7은 블레이드별 흡입측 냉각홀 크랙 중 가장 긴 크랙의 길이를 나타낸 플롯으로서, Type II 열차폐코팅이 적용된 4번과 6번 세트 블레이드가 전반적으로 크랙 개수와 크랙 최대길이가 다소 증가한 것을 보여준다. 이는 Type II 열차폐코팅 상태에서는 이 부위가 열차폐코팅이 적용된 부위와 적용되지 않은 부위의 경계가 됨에 따른 열응력에 의한 것으로 판단된다.

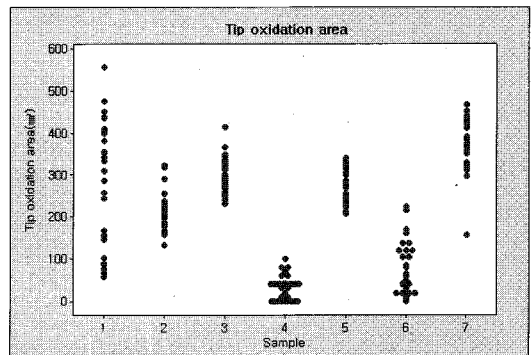


Fig. 6 Comparison of blade tip oxidation area

또한, 블레이드별 흡입측 냉각홀에서의 크랙 개수 분포 및 세트별 블레이드 선단부 냉각홀에서의 균열의 개수 분포를 분석한 결과 25,322 EOH~28,298 EOH의 운전시간이 누적된 1 번부터 6 번 세트와 52,859 EOH 가 누적된 7 번 세트가 운전시간에 따른 뚜렷한 손상의 경향을 나타내지 않았다.

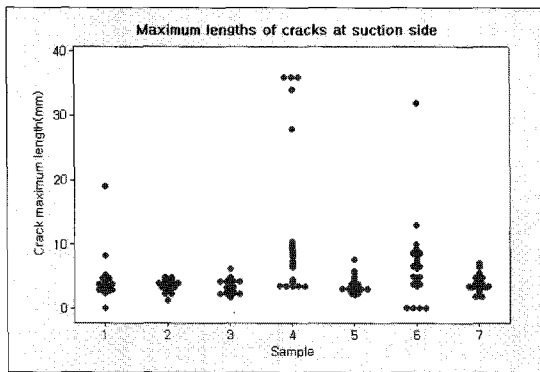


Fig. 7 Maximum lengths of cracks at suction side cooling holes

### 3.2 균열분포 평가

25,322 EOH 까지 운전한 1 번 세트와 27,049 EOH 까지 운전한 3 번 세트의 블레이드는 균열 개수와 깊이가 거의 동일하나, 52,859 EOH 사용한 7 번 세트 블레이드는 균열 깊이가 증가하고, 균열 개수도 증가하는 경향을 나타내었다. 1 번과 3 번 세트 블레이드에서는 모재와 코팅의 경계층 또는 모재까지 침투한 균열이 거의 없고, 침투하더라도 매우 미약한 상태이며, 대부분 냉각홀이 모재표면을 관통하는 예각 모서리 부위이다.

7 번 세트(52,859 EOH) 블레이드의 경우에는 경계층까지 진전된 균열이 많았는데, 상부시편에서는 모재로 약 0.12 mm, 중간시편에서는 0.2 mm, 하부시편에서는 0.12 mm 깊이까지 진전된 균열이 발견되었다. 특이한 점은 운전시간이 가장 짧은 1 번 세트(25,322 EOH)의 경우 모재에 0.12 mm 까지 진전된 균열이 1 개 발견되었는데, 이 부위는 경사지게 가공되어 있는 냉각홀이 모재표면을 관통하는 부위이기 때문에 모재 두께가 매우 얇은 예각 모서리 부위이다.

TBC Type II 를 적용한 4 번 세트 블레이드의 경우는 흡입측에 열차폐 코팅이 확대 적용되어 있어, 균열의 개수가 1, 3, 7 번 세트 블레이드들과는 비교가 되지 않을 정도로 적게 나타났고, 열차폐

코팅이 확대 적용된 하부의 내산화코팅 부위뿐만 아니라, 내산화코팅만 적용된 선단부 코팅층에서도 균열이 매우 미약한 상태였다. 그러나, 흡입측 냉각홀 1 열 부위에서는 냉각홀이 서로 연결되는 내산화코팅 균열이 발생되었는데, 대부분 내산화코팅과 모재 경계면까지 발생되어 있고, 모재까지 진전된 균열깊이는 약 0.03 mm 였다. Type I 열차폐코팅이 적용된 블레이드에서는 흡입측 냉각홀 1 열과 2 열 주변의 내산화코팅 부위에 많은 미세크랙이 발생되어 있고, 모재 부위까지 진전된 균열이 간혹 발생되었다. 블레이드 위치에 따른 크랙 개수는 큰 차이를 보이지는 않았으며, 모재까지 진전된 균열은 중간부 및 하부 시편에 비교적 많았다.

Arnd Jung<sup>6</sup> 등은 코팅이 적용된 단결정 블레이드의 피로시험에서 균열의 생성과 진전을 크게 3 단계로 구분하였는데, 첫 번째 단계는 코팅표면에 미세한 균열이 여러개 발생하는 단계로 상대적으로 느리게 진행되며, 두 번째 단계로는 첫 번째 단계에서 발생한 미세크랙 중 임계 크기에 도달한 균열이 모재와의 경계층까지 급속히 진전되는 단계이며, 세 번째 단계로 모재와 코팅의 경계부에 생성된 확산층에서 모재로의 균열전파속도는 매우 늦어진다고 밝혔다. 본 연구에서는 이러한 실험결과를 체계적으로 실증할 수 있었다. 1, 3, 4 번 세트 블레이드에서는 블레이드별 4-5 개의 임계크기의 균열이 코팅과 모재 경계부까지 진전되었으며, 이보다 2 배정도 운전시간이 많은 7 번 세트 블레이드는 많은 균열들이 코팅과 모재 경계부까지 진행된 후 경계층에서부터 천천히 모재로 진행하고 있음을 알 수 있다. Fig. 8 은 블레이드 상부쪽 시편 단면에서의 균열분포를 나타낸 것으로 점 하나는 균열 데이터 하나를 나타낸다.

Fig. 8 에서 세로축은 균열 깊이를 나타낸 것으로, 내산화코팅과 모재의 경계까지 진전된 균열의 깊이를 "0"으로 하였고, 코팅층에만 진전된 균열의 깊이는 양수로 표기하고 균열 팁으로부터 코팅과 모재 경계까지의 깊이로 나타내었다. 모재까지 진전된 균열의 깊이는 음수로 표기하고 코팅과 모재 경계에서부터 균열 팁까지의 깊이로 나타내었다. Fig. 8 을 보면 알 수 있듯이 50,000 EOH 이상을 운전한 7 번 세트는 코팅과 모재 경계부까지 진전된 균열이 많은 반면 절반 정도의 운전시간이 누적된 1, 3, 4 번 세트는 대부분 코팅층에만 균열이 진전되었으며, 모재에 까지 진전된 균열은 세트별로 1 ~2 개에 불과한 것을 보여 준다. Fig. 9 는 중간부

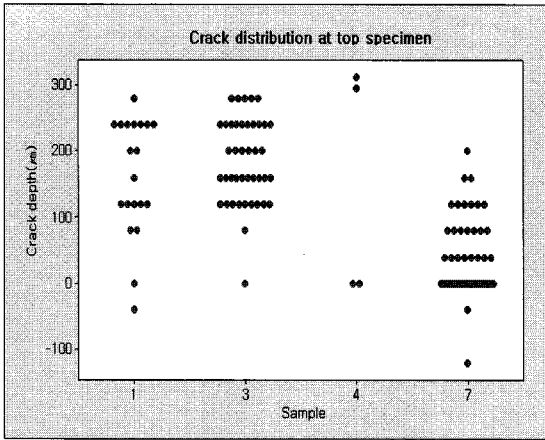


Fig. 8 Comparison of crack distribution for the cross-section of blade top part

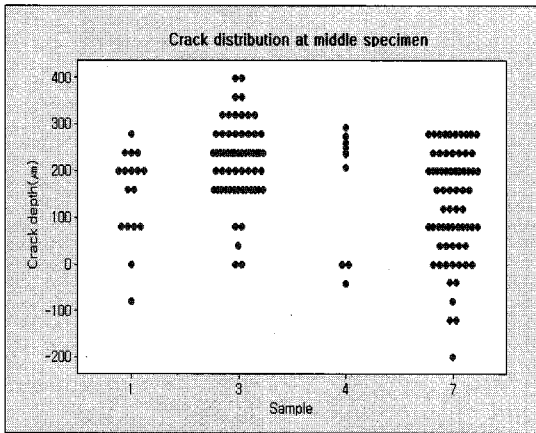


Fig. 9 Comparison of crack distribution for the cross-section of blade middle part

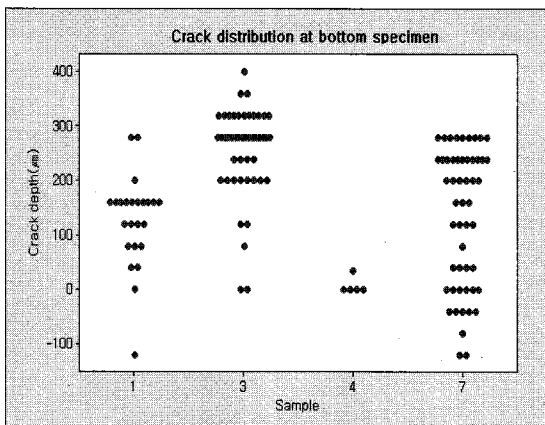


Fig. 10 Comparison of crack distribution for the cross-section of blade bottom part

시편 단면의 균열분포를 나타낸 것이며, Fig. 10 은 하단부 시편 단면의 균열분포를 나타낸 것이다.

### 3.3 균열형태 분석

블레이드의 여러 부위에서 균열이 발생되었는데, 블레이드의 수명에 비교적 큰 영향을 미칠 수 있는 모재까지 진전된 균열은 Type II 열차폐코팅 블레이드의 흡입측 냉각홀 균열, 플랫폼 균열 및 흡입측 축방향 균열이었다. 이러한 균열의 형태와 진행 메카니즘을 분석하였다.

Fig. 11 은 블레이드 중간 높이에 위치한 냉각홀 균열을 직각방향을 절단한 사진으로 모재 균열 깊이는 약 0.04 mm 이다. 열차폐코팅층에는 수직방향의 균형이 발생되지 않았고 열차폐코팅과 내산화코팅의 경계층에 형성된 열간생성산화물(thermally grown oxide; TGO)층에 미세균열이 존재하였다. 내산화코팅에는 날카로운 직선형태 균열이 생성되었으며, 모재와 경계층인 확산층에서 균열이 두 개로 나누어진 후 한 개가 모재로 다시 진전되었다.

Fig. 12 는 상부 냉각홀에서의 균열로 모재 균열 깊이는 약 0.01 mm 로, 거의 내산화코팅과 모재와의 경계인 확산층까지만 진행된 상태이다. 블레이드 중간 높이 냉각홀 균열의 경우 열차폐코팅이 건전한 상태에서 하부 내산화코팅이 직선상으로 발생하였다. 이는 내산화코팅이 고온부식성 환경에 노출되지 않고 열응력에 의해 균열이 발생했음을 알 수 있다. 즉 열피로에 의한 전형적인 균열이라 할 수 있다. 중간부와 상부 시편에서 균열이 내산화코팅에서 모재로 전파되면서 두개의 균열로 나누어 졌는데, 이는 내산화코팅에 균열이 발생 후 모재가 고온부식성 환경에 노출되면서, 응력집중, 환경적인 영향 및 경계부의 확산층의 물성특성으로 인한 것으로 볼 수 있다. Kowalewski<sup>7</sup> 등은 열피로실험을 통하여 온도에 따른 모재와 내산화코팅의 탄성계수와 열팽창계수 등의 차이로 인하여 코팅에서 균열이 발생되면 노치효과와 산소침투로 인하여 균열이 진행된다고 밝혔다. 코팅이 확대적용된 블레이드에서 이러한 균열이 많이 발생한 이유는 대상 냉각홀을 경계로 열차폐코팅이 적용되어 냉각홀 전후로 급격한 온도차가 발생하였으며, 이로 인한 열응력이 형성되었기 때문이다. 또한 일일 기동정지에 따른 블레이드의 온도사이클도 이러한 균열에 큰 기여를 하는 것으로 보고되고 있다.

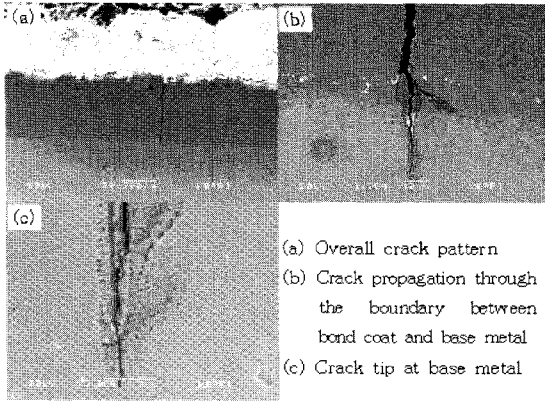


Fig. 11 Micrographs showing the propagation pattern of the crack through the MCrAlY coating and base metal without failure of TBC at the suction side cooling hole row 1 of blade mid height

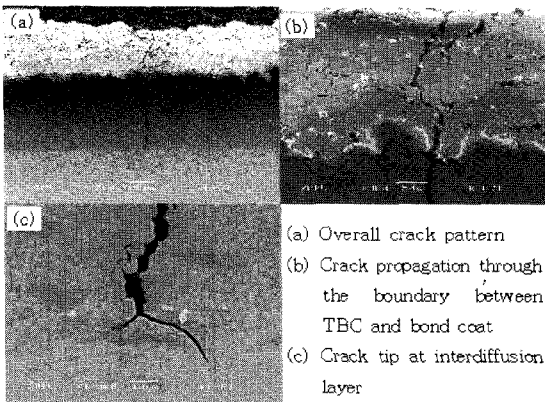


Fig. 12 Micrographs showing the propagation pattern of the crack through the MCrAlY coating, TBC and base metal at the suction side cooling hole row 1 of blade top section

**3.4 흡입측 축방향 균열**

열차폐 및 금속 코팅 제거과정중에 블레이드 흡입측 상단부에 축방향 균열이 발견되었다. 이러한 현상은 4번 세트의 블레이드에서 거의 모두 공통적으로 나타났다. Fig. 13은 블레이드 흡입측 상단에 내산화코팅이 잔류된 상태에서의 전체적인 균열 형태를 보여준다. Fig. 14의 좌측 사진은 TBC와 금속 코팅, 모재에 크랙이 생성되어 있는 것을 나타내고 있는데, 균열이 선명하게 나타나 있는 가운데 부분이 금속 코팅부위이며, 오른쪽이 모재 부위이다. Fig. 14의 우측 사진은 균열 끝부위를 650 배로 확대한 사진이며, 오른쪽이 모재 부위에 발생된 균열이다.

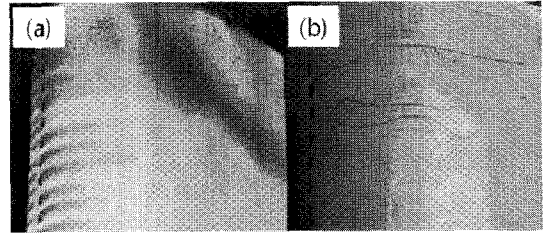


Fig. 13 Axial cracks found after removing romed at the upper part of blade suction side

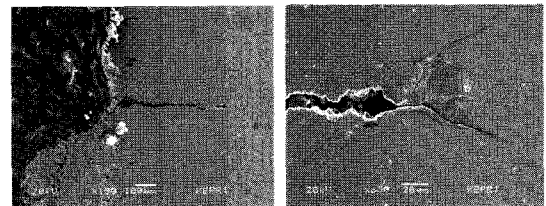


Fig. 14 SEM image of axial crack at the blade suction side showing the multi-branches at the crack tip

Fig. 14에서의 균열은 금속 코팅 부위의 균열 틈새로 유입된 산소에 의해 모재 부위도 고온산화된 것으로 판단되며, 모재 부위에서의 균열 깊이는 약 0.07 mm이다. 내산화코팅 균열면 양측에 산화층이 일정한 두께로 생성되어 있고, 내산화코팅 부위에 축방향으로 균열이 길게 발생되어 있으며, 모재 부위는 0.07 mm의 깊이로 발생되어 있는 것으로 보아, 먼저 내산화코팅 부위에서 균열이 길게 발생되고, 균열 틈새로 유입된 산소에 의해 고온산화 현상이 발생된 것으로 보인다. 외관검사시 대부분 블레이드의 열차폐 코팅에서는 균열이 발생되지 않았으나, 코팅제거과정에서 거의 전 블레이드에서 코팅 균열이 발생된다는 것도 내산화코팅에서 먼저 균열이 발생되었다는 것을 의미한다. 즉, 열차폐코팅이나 모재에서 먼저 균열이 발생되지 않고 중간층에 있는 내산화코팅에서 먼저 균열이 발생되어 일정 시간이 경과한 후에 열차폐코팅과 모재부위에 균열이 발생된 것으로 판단된다.

**4. 결론**

복합화력발전소 가스터빈에서 실제 운전한 7 세트의 터빈 1 단 블레이드를 대상으로 운전시간 및 코팅형태에 따른 블레이드 부위별 열화거동을 평가하였다. 먼저 휴대용 광학현미경을 사용하여 열차폐코팅, 내산화코팅, 모재의 표면 상태를 점검

하였고, 다음으로 금속현미경 및 주사전자현미경을 사용하여 블레이드 단면 시편의 부위별 균열 분포, 균열 진전 패턴 등을 정밀 분석하였다. 그리고, 미세경도계를 사용하여 모재 미세조직의 열화 경향을 평가하였고, 연구 결과를 요약하면 다음과 같다.

1) 코팅상태에 대한 외관점검 결과, 모든 시편의 열차폐코팅 및 내산화코팅에서 다수의 미세균열이 발생되었다. 코팅의 균열 길이 및 개수 등의 열화도는 운전시간과 뚜렷한 상관관계를 보이지 않았다. 단 흡입측 냉각홀 부위까지 열차폐코팅이 확대 적용된 블레이드는 그렇지 않은 블레이드에 비해 텃부위 산화면적이 10 % 수준으로 크게 감소하였다.

2) 단면절단검사 결과, 약 25,000 및 27,000 EOH 운전한 블레이드는 코팅층에만 균열이 발생하였으나, 약 52,000 EOH 운전한 블레이드는 모재 깊이가 최대 0.2 mm 까지 균열이 진전되었다. 열차폐코팅은 내산화코팅과 모재의 균열발생을 방지하는데 매우 효과적이었으나, 열차폐코팅 적용부와 비적용부의 경계부인 흡입측 냉각홀 제 1 열 부위에서는 비교적 큰 균열이 발생하였다.

3) 열차폐코팅, 내산화코팅, 모재로 이루어진 단면에서의 균열을 정밀점검결과, 다수의 크랙은 열차폐코팅과 내산화코팅의 경계부에서 내산화코팅측으로 최초 발생되었고, 이후 열차폐코팅의 균열이 발생하였으며, 최종적으로 모재는 내산화코팅 균열에 의한 노치효과와 고온산화환경 노출에 의해 점진적으로 균열이 진전되었다.

4) 균열이 주로 발생하는 취약부위 분석결과, 대부분 냉각홀을 기점으로 코팅 및 모재의 균열이 발생하였으며, 상대적으로 취약한 부위는 흡입측 제 1 열 냉각홀, 플랫폼, 흡입측 상부면 등이었으며, 이들은 대부분 전형적인 열피로에 의한 균열이었다.

## 참고문헌

1. Viswanathan, R. and Scheirer, S. T., "Materials for advanced land based gas turbines," Proc. of International Conference on Power Stations, pp. 13-16, 1997.
2. Kim, E. H., Jung, J. S. and Park, W. S., "The effects of NiCoCrAlY bond coating methods on high temperature properties of thermal barrier coatings," Proc. of KWJS Autumn Conference, pp. 125-127, 1997.
3. Kim, D. J., Jang, J. C., Lee, S. H. and Suk, C. S., "Characteristics Evaluation of Coatings on the 1st Bucket for Gas Turbine," Proc. of KSPE Autumn Conference, pp. 621-662, 2006.
4. Yun, W. N., Kang, M. S. and Kim, J. S., "Reduction of GT24 gas turbine maintenance cost by extending the replacement interval of hot gas path parts," TDR Report of KEPCO Research Institute, pp. 11-16, 2009.
5. Antelo, M. A., Johnson, P. K., Ostolaza, K. M. and Bressers, J., "Analysis of the fracture behaviour of an aluminide coating on a single crystal superalloy under tensile conditions," Material Science and Engineering A, Vol. 247, No. 1-2, pp. 40-50, 1998.
6. Jung, A. and Schnell, A., 2008, "Crack growth in a coated gas turbine superalloy under thermo-mechanical fatigue," International Journal of Fatigue, Vol. 30, No. 2, pp. 286-291, 2008.
7. Kowalewski, R. and Mughrabi, H., "Influence of a plasma-sprayed NiCrAlY coating on the low-cycle fatigue behavior of a directionally solidified nickel-base superalloy," Material Science and Engineering A, Vol. 247, No. 1-2, pp. 295-299, 1998.