

## 가스터빈 단결정 블레이드 사용품의 특성변화<sup>§</sup>

유근봉<sup>\*†</sup> · 이한상<sup>\*</sup> · 송규소<sup>\*</sup> · 이규호<sup>\*</sup>

\* 한전전력연구원

### Changes in Material Properties of Used Gas Turbine Blade Made of Single-Crystal Superalloy

Keun Bong Yoo<sup>\*†</sup>, Han Sang Lee<sup>\*</sup>, Gyu So Song<sup>\*</sup> and Kyu Ho Lee<sup>\*</sup>

\* KEPCO Research Institute

(Received June 4, 2010 ; Revised September 20, 2010 ; Accepted September 28, 2010)

**Key Words:** Gas Turbine(가스터빈), Used Blade(사용블레이드), Material Property(재료물성), Super Alloy(초내열합금), Single Crystal(단결정)

**초록:** 고온의 연소가스에서 운전되는 국내 가스터빈 부품들은 매일 기동정지를 반복함으로써 열사이클에 의해 재료특성에 변화가 발생한다. 최근 많은 가스터빈 고온부품들이 단결정 초내열 합금으로 제작되어 지지만 재료열화 예측을 통한 부품 교체와 정비에 대한 기준이 없어서 대부분 제작사에 의존하고 있는 실정이다. 본 연구에서는 향후 수명평가와 손상분석의 기초자료로 활용하기 위해 실제 운전된 가스터빈 1 단 블레이드의 열화상태를 조사하였다. 사용한 블레이드는 25,000 및 52,000 의 등가운전시간 (EOH : Equivalent Operating Hour)을 가졌으며, 재질은 단결정 초내열합금인 CMSX-4 이다. 사용된 블레이드에서 직접 시험편을 채취하여 기계적특성 시험 및 미세조직을 관찰하였다.

**Abstract:** The material properties of gas turbine components change during the daily start/stop thermal cycle because of exposure to the hot combustion gas. Recently, single-crystal Ni-based superalloys have been used to manufacture many hot-gas components for gas turbines. However, the user needs to depend on the manufacturer for maintenance issues because of the lack of data required for predicting blade life and material degradation. In this study, we investigate the time-dependent degradation of first-stage blades at various operating facilities to collect the basic data for life assessment and damage analysis. The blade material is a single-crystal Ni-based superalloy, CMSX-4, and the EOH (equivalent operating hours) are 25,000 and 52,000, respectively. We prepared the test specimen directly from used blades and carried out mechanical tests and microstructural observations

### 1. 서론

발전용 가스터빈은 기술개발이 급속도로 이루어져 국내에 최신 기종들이 대량으로 도입되어 있으며, 고온부품의 재질과 정밀구조, 코팅 등 제작방식도 매우 다양하게 변화하고 수명에 미치는 영향도 상당히 크기 때문에 독자적으로 정확한 재질열화 평가 및 수명 평가에 의한 교체나 정비기준 개발이 시급 하다고 할 수 있다. 이러한 평가의 주된 기준은 일정시간

사용된 이후의 고온부품의 상태 이다.<sup>(1,2)</sup>

가스터빈 고온부품 중에서 다른 부품보다 운전환경이 열악한 1 단 블레이드는 대부분 니켈(Ni)기 초내열 합금을 사용하는데 모재의 감마프라임( $\gamma'$ )상에 대한 평가는 열화의 정도를 알 수 있게 해주는 중요한 파라미터이다.<sup>(3)</sup> 또한 모재 경도, 인장강도, 응력파단강도 및 열기계 피로 특성도 수명을 예측할 수 있는 파라미터로 사용되며,<sup>(4)</sup> 특히 모재를 보호하기 위해 적용된 외부 코팅은 연소가스에 의해 심하게 열화 되므로 표면손상상태를 조사하는 것도 모재의 손상을 예측하는데 있어서 매우 중요하다.

본 연구에서는 국내에서 아직 재생정비 실적이 없는 가스터빈 블레이드의 재생정비 주기 선정과 수명평가의 기초자료로 활용하고자 단결정 니켈기 초합금(Single crystal Ni-based superalloy)으로 제작된

§ 이 논문은 2010년도 대한기계학회 신회성부문 춘계학술대회 (2010. 5. 27.-28., 전남대 컨벤션홀) 발표논문임.

† Corresponding Author, yookb@kepri.re.kr

© 2010 The Korean Society of Mechanical Engineers

블레이드 사용품에 대해 운전시간에 따른 물성변화 상태를 평가하였다.

## 2. 시험방법

### 2.1 시험재료

본 실험에 사용된 블레이드의 재료는 단결정 니켈기 초내열합금, CMSX-4 이며, 이 가스터빈의 입구온도는 약 1200℃로 재생정비를 하지 않고 계속 사용하여 등가운전시간이 각각 25,000 및 52,000EOH 이다. 이 소재로 제작된 블레이드는 사용 후 아직 국내에서 재생정비한 실적이 없고 제작사 추천으로 1 주기(약 24,000EOH) 운전 후 대부분 새로운 부품으로 교체하고 있다. Table 1 은 CMSX-4 소재의 화학적 조성이며, Fig. 1, 2 는 각각 실제 사용품 블레이드의 형상과 열차폐코팅(TBC : Thermal Barrier Coating)층 모식도를 보여주고 있다.

### 2.2 시험방법

연소가스에 의한 블레이드 팁(tip)과 리딩에지(LE : Leading Edge) 등 주요부위의 고온산화에 의한 손상상태를 파악하기 위하여 코팅제거 전, 후에 육안검사를 실시하였다. 모재의 열화 상태를 평가하기 위해서는 블레이드를 절단하고 광학 및 주사전자현미경을 사용하여 미세조직 분석, 경도 시험, 인장 및 응력파단시험을 실시하였다. 또한 코팅층에 대해서는 조성분석 및 코팅층과 모재의 계면 균열상태 조사, 계면산화층(TGO : Thermally

Table 1 Chemical composition of CMSX-4(wt.%)

Al	Si	Zr	Mo	Ti	Cr	Co	Hf	Ta	W	Re
5.6	3.0	0.6	0.6	1.0	6.5	10	0.1	6.0	6.0	3.0



Fig. 1 Macroscopic view of the used blades

Grown Oxide)형상과 두께를 측정하였다. Fig. 3 은 블레이드 절단 도면과 인장 및 응력파단시험편 형상이다.

## 3. 시험결과 및 고찰

### 3.1 외관검사

Fig. 4, 5 는 각각 스퀴얼러 팁(squealer tip)과 리딩에지의 손상상태를 보여주고 있다. 열차폐코팅이 되어 있지 않은 리딩에지와 에어포일(airfoil) 트레일링에지 (TE : Trailing Edge) 상부가 과열된 흔적이

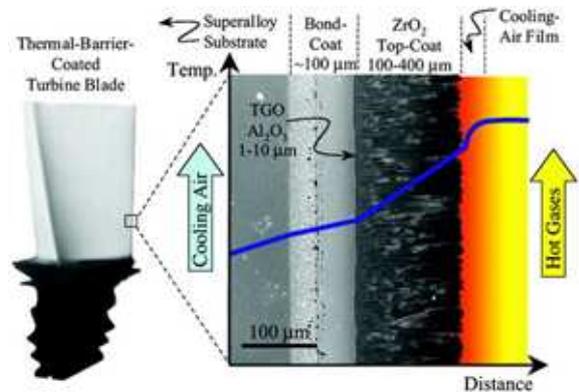


Fig. 2 Thermal barrier coating(TBC)

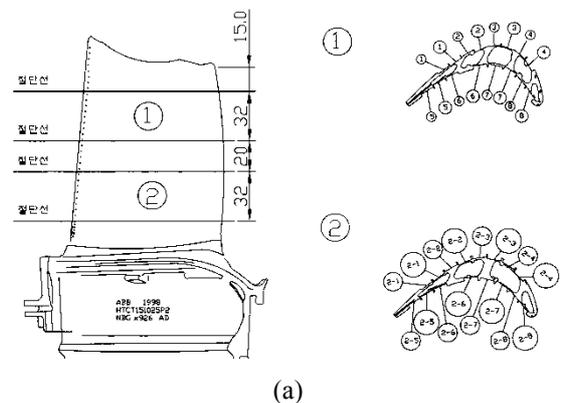


Fig. 3 Preparation of specimen (a) Blade cutting (b) Specimen machining

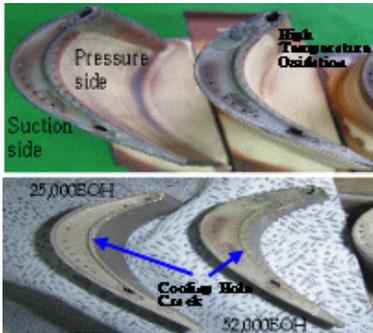


Fig. 4 Damage of squealer tip

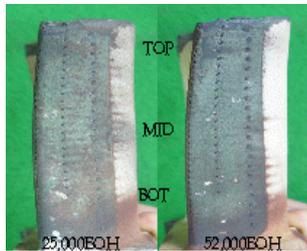


Fig. 5 Damage of leading edge

있고 상부의 일부 코팅은 탈락되었다. 하부(bottom)에 비해 상부(top)측 손상이 심하며, 코팅층 제거 후 팁 부위인 Fig. 4의 아래 사진을 보면 냉각공에 많은 균열들이 관찰되고 스퀴얼러팁에는 마찰(rubbing) 흔적도 보인다. 운전시간이 증가함에 따라 이러한 손상들이 증가하고 있음을 알 수 있다. 팁 부위는 모재냉각이 어렵고, 마찰, 열응력, 저주기피로 등이 민감하게 작용하는 부위이기 때문에 보통 1 주기를 사용한 블레이드 팁 부위에는 고온산화, 균열, 용융 등의 손상이 많이 발생된다. 이러한 손상의 경우 대부분의 다결정이나 일방향성으로 제작된 부품에 대해서는 균열 및 손상부위 제거 후 용접정비 및 냉각홀 가공을 하고 코팅처리에 의해 재생이 가능하며 1, 2 주기 더 운전을 할 수 있다. 그러나 본 단결정 재질인 CMSX-4에 대해서는 국내에서 재생정비 절차나 수명평가에 대한 기준 및 기술개발이 이루어지지 않아 제작사의 추천에 의해 1 주기 운전한 사용품 대부분을 신품으로 교체하고 있어 고온부품 운영비 부담이 큰 실정이다.

### 3.2 모재부 분석

#### 3.2.1 미세조직

각 블레이드의 미세조직은 Fig. 1 및 6에서와 같이 각각 에어포일의 상부(Top), 중간부(Middle), 하부(Bottom)의 리딩에지, 중앙(Center), 트레일링에지의

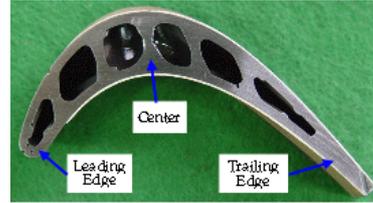


Fig. 6 Cross sectional view of airfoil

3 영역에서 확인하였다. Fig. 7은 각각의 미세 조직 사진이다. 건전한 상태의 루트부의 미세조직을 보면 1  $\mu\text{m}$  이하 입방형(cubic)의 감마프라임이 균일하게 배열되어 있음을 확인할 수 있다. 위치별로 살펴보면 상부영역에서 감마프라임 조대화, 구상화 및 늘어남(rafting)이 확인되었으며, 상대적으로 하부 영역은 고온에 노출되지 않은 루트(root)부와 유사한 건전한 미세조직을 나타내었다. 또한 미세조직 열화가 심한 리딩에지 영역에서도 냉각홀(cooling hole) 주변은 상대적으로 건전한 미세조직을 나타내었으며 중앙은 상부, 중간부, 하부에 관계없이 건전한 상태였다. 운전 시간 증가에 따라 상부 리딩에지 그리고 상부와 중간부의 트레일링에지 영역에서는 감마프라임의 조대화, 합체 및 늘어남의 진행이 확인되었다. 이러한 감마프라임의 변화는 인장강도와 크리프강도를 저하시키는 것으로 알려져 있다.<sup>(4)</sup>

#### 3.2.2 기계적물성

기계적물성을 평가하기 위해서 경도시험, 인장 및 응력파단시험을 실시하였다. 실제 사용 블레이드에서 냉각홀로 인해 표준시험편의 채취가 불가능하여 여기서는 Fig. 3(a), (b)에서와 같이 소형판상시험편으로 제작하였다. 비커스 경도계를 사용하여 하중 500g 조건에서 각 블레이드의 위치별로 경도를 측정 한 결과를 Fig. 8에 나타내었다. 감마프라임의 조대화, 결합, 늘어남 등과 같은 미세조직 열화가 적은 25,000과 52,000EOH 블레이드의 전체 중앙부 경도값이 400~420 HV 이었다. 그러나 상부와 중간부의 리딩에지와 트레일링에지에서는 경도 감소가 발생하였다. 리딩에지에서는 블레이드 팁에 가장 가까운 상부에서 30~40 HV, 중간부에서는 약 20 HV의 경도 감소가 발생했으며, 이 영역에서는 운전 시간의 증가에 따라 경도가 감소하였다. 트레일링에지의 경우 25,000EOH 시편의 경도는 루트영역의 값과 동등수준이었으나, 52,000EOH 시편의 경우 10~20 HV의 경도가 감소하였다. 이러한 경도 감소의 경향은 대체로 리딩에지 및 트레일링 에지 미세조직의 열화 정도와 일치한다. 따라서 블레이드 열화는 상부영역에서 시작하여 하부로 진행되며, 리딩에지에서 시작하여 트레일링에지 영역으로 진행됨을 알 수 있다. 871°C에서의 위치별 인장 시험 결과를 Table

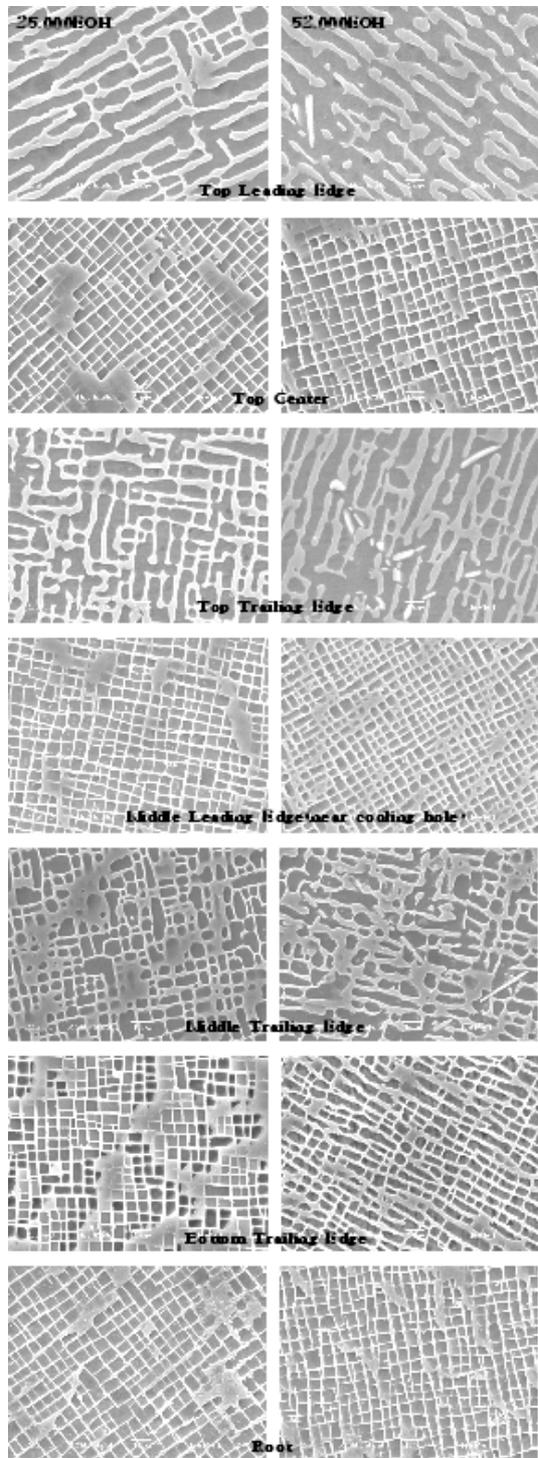


Fig. 7 SEM microstructure of Root and Airfoil(X10,000)

2 에 나타내었다. 평균값을 보면, 루트부에서는 인장강도가 900MPa, 25,00EOH 에서는 970MPa 이었으며, 52,000EOH 블레이드의 경우는 940MPa 로 감소하였는데 상부 에어포일에서 감소폭이 다소 컸

Table 2 Tensile Strength(MPa)

No.	Root	24,000EOH	52,000EOH
1	922.4	958.4	911.3
2	886.5	977.8	926.4
3	902.2	969.3	967.3
4	890.2	958.2	955.5
5	-	955.3	926.3
6	-	981.2	959.2
7	-	981.5	955.6
8	-	979.0	916.3
AVG.	900	970	940

Table 3 Rupture Time at 982 °C, 344MPa(hour)

No.	Root	24,000EOH	52,000EOH
1	29.4	56.1	42.3
2	32.9	39.5	54.6
3	38.9	48.1	58.8
4	41.6	56.0	45.6
5	-	63.3	79.0
6	-	80.0	63.5
7	-	54.3	66.2
8	-	67.5	52.5
AVG.	36	58	58

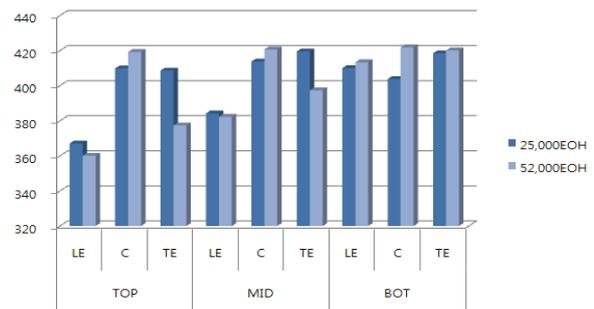


Fig. 8 Microhardness of Airfoil

다. Table 3 은 982 °C, 345MPa 에서 응력파단 시간을 보여주고 있다. 소형 판상 시험편을 사용하였기 때문에 표준시험편을 사용한 경우보다 다소 수명이 짧을 수는 있으며, 두 블레이드 모두 제작사의 신재 기준 수명인 70 시간에 비해 파단시간이 다소 감소한 것으로 나타났다. 인장강도와 마찬가지로 52,000EOH 블레이드 상부에서는 하부에 비해 약간 더 감소하였는데 미세조직의 열화가 더 진행 되었기 때문인 것으로 판단된다. 운전시간에 따라서는 큰 차이가 발생하지 않았으며, 블레이드

부위 별로는 루트부에 비해 에어포일 부위의 수명이 다소 길게 나타났다. Fig. 9 에서 보는 바와 같이 블레이드 제작과정에서 루트 부위는 에어포일에 비해 주조과정에서 생긴 기공 (pore)들이 훨씬 더 많이 분포되어 있으며, 크리프 강도가 우수한 단결정으로 주조된 에어포일과 비교해 루트에서는 결정립계가 관찰되는 것으로 보아 주조시 단결정 조직이 생성되지 않은 것으로 보인다.

이러한 기공들과 미세조직 차이가 응력 파단 수명에 영향을 미치는 것으로 판단되며, 일반적으로 사용품 블레이드의 열화 평가시 신재와 비교가 어려울 경우 온도와 응력의 영향을 덜 받는 루트를 건전한 부위로 보고 기준을 삼는 경우가 많은데, 본 블레이드의 경우 기공이 많이 분포되어 있고 주조조직이 다른 루트를 기준으로 삼아 열화상태나 수명을 평가하는 것은 적절하지 않다고 할 수 있다. 이렇게 저하된 기계적 물성치는 재생정비 과정에서 코팅후 확산열처리를 통해 어느 정도 회복이 가능하여 1 주기 추가 운전이 가능하게 된다.

3.3 코팅층 분석

3.3.1 본드(Bond) 코팅층 조성

25,000 과 52,000EOH 블레이드의 본드 코팅층은 니켈(Ni), 크롬(Cr), 알루미늄(Al)이 주성분이며, 각각 시험편의 계면산화층(TGO) 두께는 5 $\mu$ m 이하였다. 장시간 고온에서 운전함에 따라 본드 코팅층 내의 알루미늄은 표면으로 확산하여 계면산화층(TGO)을 형성하기 때문에 본드 코팅층 내 알루미늄의

함량은 일반적으로 감소하게 된다.<sup>(5)</sup> Table 4 와 같이 25,000 과 52,000 EOH 시험편의 알루미늄 함량은 5~7wt%로서 운전시간이 경과함에 따라 모재(substrate)와 같은 수준으로 감소하였다. 블레이드 위치별로 코팅층 성분분석을 실시한 결과 압력부 (PS : Pressure Side)와 비교해 리딩에지와 트레일링에지 영역의 크롬과 알루미늄 함량이 낮은 경향을 나타내었다. 이는 고온의 산화환경에서 알루미늄과 크롬산화물이 표면에 형성되었기 때문이다.

3.3.2 코팅층 및 계면 균열상태

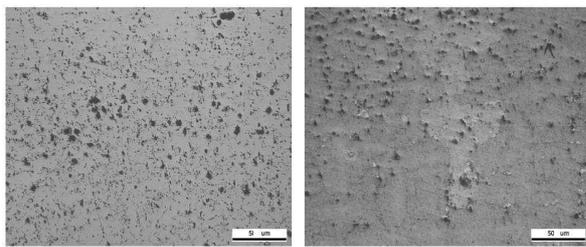
열차폐코팅층의 열화는 탑(top)과 본드 코팅층 계면 또는 가까운 탑(top) 코팅층에서 균열이 형성, 성장하여 탑(top) 코팅층이 박리되는 과정으로 진행된다.<sup>(5)</sup> 25,000EOH 시험편의 경우 코팅층 내 큰 균열이 발견되지 않았으나 52,000EOH 시험편의 두 코팅층 계면과 가까운 탑(top) 코팅층 내부에서는 Fig. 10 에서와 같이 균열이 형성, 성장하였다.

3.3.3 리딩에지 영역 균열 밀도 및 깊이

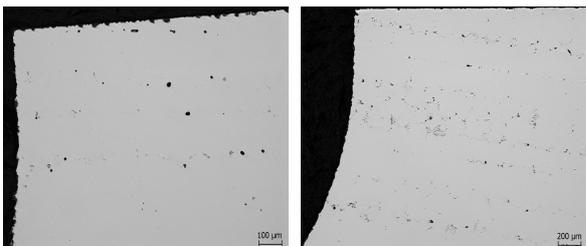
리딩에지 영역에는 세라믹(ceramic) 탑(top) 코팅이 되어있지 않았으며, 신품의 경우 400 $\mu$ m 이상인 본드

Table 4 Chemical composition of bond coat(wt. %)

구분	24,000EOH			52,000EOH		
	LE	PS	TE	LE	PS	TE
Al	5.38	6.44	6.79	5.38	6.76	6.04
Cr	19.31	25.82	21.59	19.31	25.64	24.57
Co	1.28	0.46	0.91	1.28	0.79	1.08
Ni	74.02	67.29	70.71	74.02	66.81	68.32



(a) X 200 (b) X 200



(c) X 100 (d) X 50

Fig. 9 Optical micrographs (a) Pore distribution and (b) Grain boundary in root, Pore Distribution in (c) Airfoil (25,000) and (d) Airfoil(52,000)

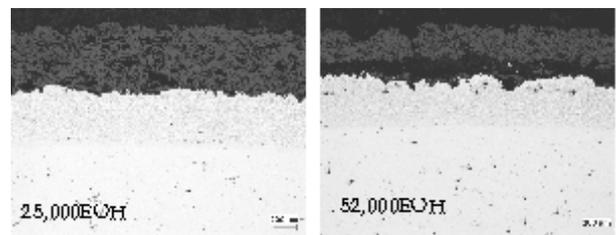


Fig. 10 Cracks in coating

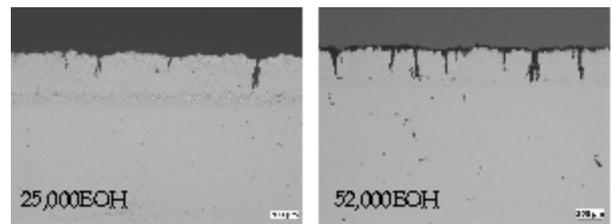


Fig. 11 Cracks in leading edge

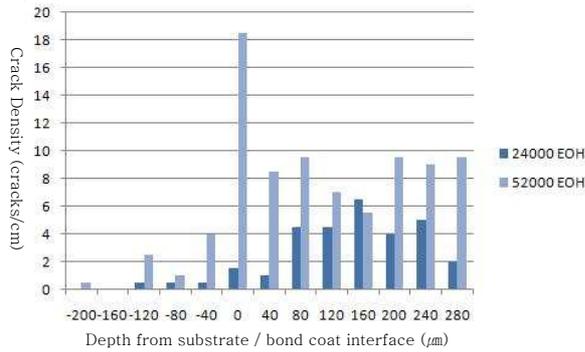


Fig. 12 Crack depth and density

코팅층은 운전 후 남은 두께가 25,000EOH의 경우 280~400 $\mu\text{m}$ 이며, 52,000EOH의 경우 240~320 $\mu\text{m}$ 였다. 이는 외부로부터의 침식 또는 마모로 인해 본드 코팅층의 두께가 감소한 것으로 판단된다. 이 영역에 대하여 본드 코팅과 모재의 계면을 기준으로 균열의 밀도 및 깊이를 확인하였다. Fig. 11, 12에서와 같이 25,000EOH와 비교해 52,000EOH 시험편에서는 균열의 밀도 뿐만 아니라 깊이 또한 크게 증가함을 알 수 있으며, 본드 코팅층을 거쳐 모재 내로 진행된 균열의 수도 증가하였다. 코팅층 내의 균열은 재생정비 과정에서 기존 코팅을 제거하고 다시 코팅하기 때문에 문제가 없으나 모재 내로 진행된 균열들은 각 가스터빈 제작사별 허용 한계치를 초과하지 않는 경우 재생정비 과정에서 연마하여 제거하게 된다.

#### 4. 결론

운전시간이 25,000 및 52,000EOH인 단결정 니켈기 초합금 CMSX-4 가스터빈 블레이드를 분석하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 리딩에지와 상부 트레일링에지 부위 소손 및 일부 열차폐코팅층은 탈락되고 냉각홀에는 많은 균열들이 관찰되었으며, 상부 리딩에지 그리고 상부와 중간부의 트레일링에지 영역 미세조직에서는 감마프라임의 조대화, 합체 및 늘어남의 진행이 확인되었는데 운전시간의 증가에 따라 이러한 손상들이 증가하였다.

(2) 리딩에지와 트레일링에지에서 경도값이 감소하고 운전시간 증가에 따라서도 감소하였는데, 이러한 경도 감소의 경향은 대체로 리딩에지 및 트레일링에지 미세조직의 열화 정도와 일치하였다. 따라서 블레이드의 열화는 상부영역에서 시작하여 하부로 진행되며, 리딩에지에서 시작하여 트레일링에지 영역으로 진행됨을 알 수 있다.

(3) 에어포일에서 인장강도와 응력과단 시간은 하부에 비해 미세조직의 열화가 더 진행된

상부에서 감소폭이 다소 컸고, 운전시간에 따른 차이는 발생하지 않았다. 그러나 루트에 비해 에어포일의 강도가 높게 나타났는데, 루트에는 주조과정에서 생긴 기공들이 많이 분포되어 있으며, 에어포일은 단결정이지만 루트에서는 결정립계가 형성되었기 때문인 것으로 판단된다.

(4) 일반적으로 사용품 블레이드의 열화 평가시 신재와 비교가 어려울 경우 온도와 응력의 영향을 덜 받는 루트를 건전한 부위로 보고 기준을 삼는 경우가 많은데 본 블레이드의 경우 기공이 많이 분포되어 있고 주조조직이 다른 루트를 기준으로 삼아 열화상태나 수명을 평가하는 것은 적절하지 않다.

(5) 장시간 고온에서 운전함에 따라 본드 코팅층 내의 알루미늄은 표면으로 확산하여 계면산화층(TGO)을 형성하며, 코팅층 계면과 가까운 탑(top) 코팅층 내부에는 균열이 발생하여 성장하였다. 또한 운전시간의 증가에 따라 코팅층 내부 균열 밀도뿐만 아니라 깊이 또한 크게 증가하고 본드코팅층을 거쳐 모재 내로 진행된 균열의 수도 증가하였다.

(6) 상기 결과를 활용하여 본 단결정 재질의 블레이드에서도 열화 및 손상이 다소 큰 52,000EOH 블레이드에 비해 25,000EOH 블레이드는 다결정이나 일방향용고 블레이드처럼 균열제거, 손상부 용접정비, 열처리 및 코팅 재실시를 통한 재생정비를 수행하여 수명연장이 가능할 것으로 판단된다.

#### 참고문헌

- (1) Swaminathan, V. P., Cheruvu, N. S., Klein, J. M. and Robinson, W. M., 1998, "Microstructure and Property Assessment of Conventionally Cast and Directionally Solidified Buckets Refurbished After Long-Term Service," *International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition Proceedings*, 98-GT-510, Sweden.
- (2) Lvov, E. and Norsworthy, D., 2000, "Influence of Previous Service History on the Microstructure of Rejuvenated Superalloy Gas Turbine Blades After Their Return to Service," *4th International RRAC Conference, Welding and Repair Technology for Power Plants*, Florida.
- (3) Sajjadi, S. A., Nategh, S. and Guthrie, R. I. L., 2002, "Study of Microstructure and Mechanical Properties of High Performance Ni-Base Superalloy GTD-111," *Material Science Engineering A*, 325, pp. 484~489.
- (4) Viswanathan, R., 1989, "Damage Mechanisms and Life Assessment of High-Temperature Components," *ASM International*, pp. 448~476.

- (5) Kameda, J., Bloomer, T. E., Sugita, Y., Ito, A. and Sakurai, S., 1997, "High Temperature Environmental Attack and Mechanical Degradation of Coatings in Gas Turbine Blades," *Material Science Engineering A*, 229, pp. 42~44.
- (6) Yoo, K. B. and Lee, H. S., 2009, "Degradation Characteristics of CMSX-4 Gas Turbine Blade with Operation Hours," *Proc. of the 23rd Conference on Advanced Structural Materials*, pp. 296~307.