

가스터빈 고온부품의 재생 접합을 위한 손상부 파악

The Consideration of the Damage in Gas Turbine Hot Parts for Repair Bonding Process

김성욱 · 최 철 · 김재철 · 이창희

S. W. Kim, C. Choi, J. C. Kim and C. H. Lee

Key Words : Gas Turbine(가스터빈), Bucket(버킷), Superalloy(초합금), GTD111, Crack(균열), Repair Bonding(재생 접합)

Abstract : The present study was aimed at analysing the damage of a used gas turbine bucket after 39,500h of total service. Microstructures and cracks of service-induced bucket were observed. The crack might have initiated from the coating in the bucket surface by thermal fatigue and propagated into the GTD111 base metal. Maximum depth of penetration was 2.7 mm(full penetration) at the leading edge. Crack contains a lot of Cr-,Ti-,Al-oxide which will prohibit filling and wetting of insert metal. Depth and propagation direction of crack were accorded with centrifugal force and temperature distribution in turbine bucket. Present result will provide basic data for repair bonding process.

1. 서 론

가스터빈 발전은 기존의 항공우주 분야에서 적용되던 제트 엔진의 원리를 전력 산업에 도입한 것으로 복합발전으로 운전시 약 58%이상의 고효율을 얻을 수 있는 것으로 알려져 있다¹⁾. 현재에는 침투 부하 운전을 위해 적용되고 있는 복합발전의 비율이 기저 발전까지 확장되고 있으며, 전력 산업에 있어 전체 발전 방식 중 고효율의 가스터빈 발전이 차지하는 비중은 해마다 증가하고 있는 실정이다²⁾. 이에 따라 유지보수 비용도 크게 증가할 것으로 판단되며, 앞으로 연구해야 할 독자적인 가스터빈 부품개발을 위해서도 가스터빈의 유지, 보수기술의 확보는 반드시 필요하다. 하지만 국내에서는 외국기술을 도입하여 가스터빈을 일부 조립생산하고 있으나 핵심 부품의 생산은 이루어지지 않고 있으며, 선진국에 비하면 기술 수준도 매우 낮다. 따라서, 현 시점에서 가스터빈 고온부품에 대한 기술 개발은 무엇보다 중요시되고 있으며, 그 중에서도 사용 중 고온부품에 대한 보수기술은

가스터빈에서 상당한 고가를 차지하고 있는 부품에 대하여 사용시간을 연장시킴으로써 유지비를 절감시킬 수 있다는 점에서 중요시되고 있다.

가스터빈의 고온부품에서 주로 문제가 되는 것은 크랙, 피로, 부식이다³⁻⁵⁾. 크랙은 기저부하로 발전시 주로 발생하며, 크랙에 의한 기공이 금속조직에서 나타난다. 열피로는 침투 부하용으로 발전시 많이 발생하며, 주로 균열의 형태로 관찰된다. 한편, 고온 부식은 650℃이상의 고온에서 발생되고 있으나 고온 부식을 막기 위한 MCrAlY 코팅으로 억제력을 시키고 있다. 이러한 손상부는 여러 단계를 거쳐 신품과 거의 유사한 수준까지 재생이 가능하며, 특히 균열을 접합시키는 재생 기술은 무엇보다 중요하다 할 수 있다. 따라서, 본 연구에서는 균열의 접합 재생 공정을 적용하기 전 필수 단계로써 기존의 사용 중 고온부품에서 관찰되는 균열을 중심으로 깊이, 분포 형태 및 미세조직 등을 관찰함으로써 재생 접합 공정을 적용시 고려해야 할 사항을 파악하고자 하였다.

2. 실험 방법

본 연구에서 조사된 가스터빈 버킷은 GE사 제조 MS7001EA 가스터빈의 1단에서 회수한 것으로

접수일 : 2002년 10월 6일

김성욱, 이창희(책임저자) : 한양대학교 신소재공학부

E-mail : chlee@hanvang.ac.kr Tel. 02-2290-0388

최 철, 김재철 : 한진 전력연구원 발전연구실

사용 등가시간은 39,500시간으로 파악되었다. Fig. 1은 본 연구에서 분석한 가스터빈 버킷의 외관을 보여주고 있다. 이 버킷의 사용 온도는 1100℃이고, 사용 재료는 미국 GE의 특허금속 니켈계 초합금인 GTD111 (Ni-14Cr-9.5Co-3Al-4.9Ti-0.01B-1.5Mo-3.8W-0.1C-2.8Ta)이다. 버킷의 손상 정도를 파악하고자 외관에 대한 관찰을 실시하여 각 부에 존재하는 균열에 대하여 형태 및 진행방향을 조사하였고, 이를 다시 각 섹션별로 절단하여 균열의 전파형태 및 깊이, 균열 내 산화물 등에 대하여 세부적으로 연구하였다. 또한 균열 내부에 형성된 산화물을 파악하기 위하여 EDS를 이용하여 성분 분석을 실시하였다. 버킷 모재에 대한 미세 조직 파악은 SEM을 이용하여 관찰하였으며, 미소경도 측정과 동시에 고려하였다. 또한, EDS 분석을 통한 석출상의 분석을 실시하였다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 버킷 균열 파악

3.1.1 균열의 형태 파악

먼저 Fig. 1에서 보인바와 같이 버킷의 외관을 살펴보면 크게 몸통 부분인 루트(root)와 날개 부분인 에어포일(airfoil)로 나눌 수 있으며, 에어포일은 다시 오목한 형태인 압력면(pressure side)과 볼록한 형태의 흡입면(suction side)로 나눌 수 있다. 압력면을 관찰하면, Fig. 2(a), (b), (c)에서와 같이 크게 3가지 형태의 균열이 관찰되며 이는 다음과 같이 구분할 수 있다.

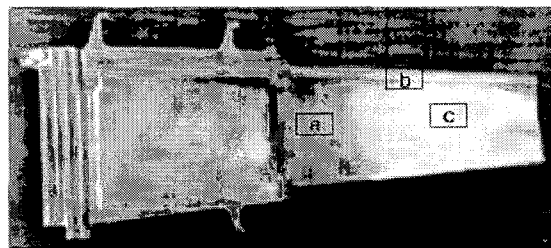
- (a) 플랫폼(platform) 근처에 존재하는 균열
- (b) 전연부를 따라 존재하는 균열
- (c) 압력면 중심에 존재하는 균열

(a)와 같은 균열들은 에어포일의 길이 방향을 따라 전파되고 있으며, 약 1mm간격으로 아주 미세한 균열 형태를 보인다. (b)는 전연부(leading edge)에 존재하는 균열을 나타낸 것으로 약 2mm 간격의 균열들이 육안으로 보기에 상당히 크게 형성되어 있음을 관찰할 수 있으며, 에어포일 길이 방향에 수직하게 분포하고 있다. (c)는 에어포일의 중심부에서 관찰되는 균열로 (a)와 같은 에어포일의 길이 방향으로 전파되고 있으나, 보다 더 간격이 넓으며, 형성된 균열의 폭 또한 더 넓다. 흡입면에서는 Fig. 2(d)와 같은 균열이 국부적인 영역에 한정되어 형성되어 있음을 관찰하였다. (d)형태의 균열은 균열간 간격이 약 2-3mm정도로 넓고

미세하며, 균열 (b)와 같이 에어포일의 길이 방향에 수직하게 전파되었다.

이와 같이 버킷에는 각 부위에 따라 다양한 형태 및 방향의 균열이 관찰되었으며, 이러한 균열의 방향 및 폭의 변화를 온도 및 응력 분포와 관련지어 고찰하면 다음과 같다.

Fig. 3은 문헌⁶⁾을 통하여 얻은 버킷의 온도분포 영역에 대하여 버킷에서 관찰된 균열을 겹쳐 넣었고, 또한 버킷에 작용되는 외부응력을 나타낸 것이다. 그림에서 F_c 는 원심력, F_N 은 외력(노즐 분사력)이다. 우선 온도 분포와 균열의 폭을 비교하면, 가장 온도가 높은 부분인 전연부와 에어포일 중앙을 따라 형성된 균열은 비교적 넓은 간격으로 큰 폭을 이루고 있으나, 플랫폼 근처의 균열은 상대적으로 온도가 낮은 부분에서 형성된 것으로 비록 균열이 형성되었으나 미세한 폭으로 성장이 억제되었으며, 좁은 간격으로 분포하고 있음을 알 수 있다. 한편, 이러한 균열들의 방향성을 외부응력과 관련지어 고찰하면, 균열의 생성이 이러한 힘을 따라 복합적으로 발생하고 있음을 알 수 있다. 즉, 원심력의 작용으로 인하여 전연부에서는 에어포일에 수직인 형태로 균열이 발생하며, 플랫폼 근처 및 압력면 중심에서는 연료가스의 분사에 의한 외력으로 에어포일에 수평인 방향으로 균열이 전파되었음을 확인할 수 있다. 따라서, 흡입면에 존재하는 균열 또한 전연부의 방향과 일치하므로 균열은 원심력의 작용으로 전파된 것으로 본다.



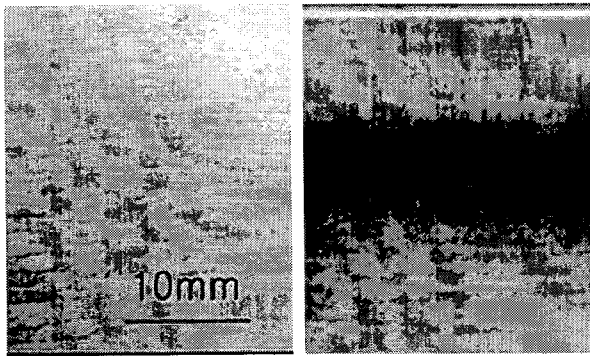
(a)



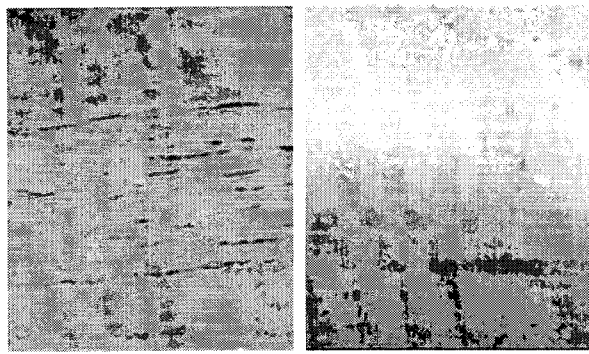
(b)

(a) pressure side (b) suction side

Fig. 1 Morphology of used gas turbine bucket



(a) (b)



(c) (d)
 (a) near platform (b) leading edge
 (c) center of pressure side (d) suction side

Fig. 2 Morphology of cracks in used G/T bucket

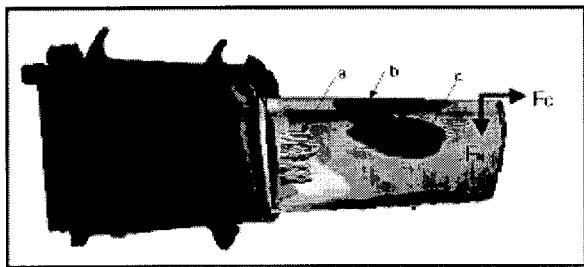
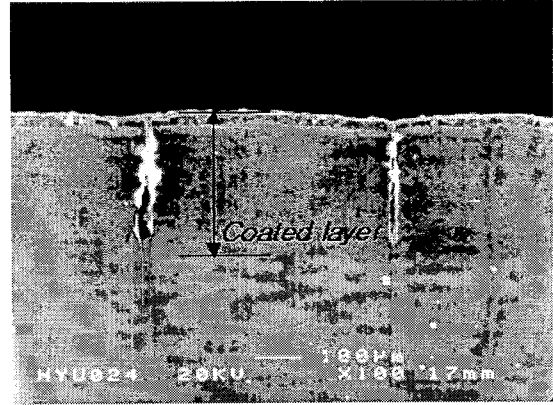


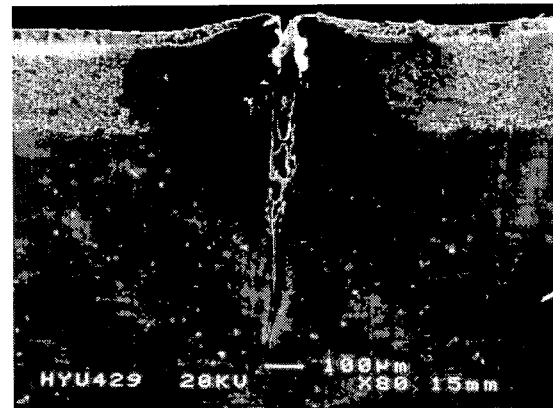
Fig. 3 Surface temperature distribution of airfoil bulk metal[6]

3.1.2 균열의 단면 및 깊이 파악

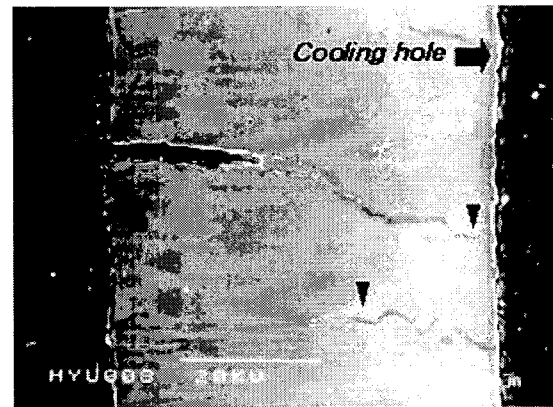
버켓 균열의 표면 관찰에 이어 버켓을 절단한 후 깊이 및 균열 형태를 파악하고자 하였다. 이미 파악된 균열은 압력면에 존재하는 미세한 균열, 에어포일 중앙에 형성된 균열, 전연부에 형성된 균열과 흡입면에 존재하는 균열들이다. 이들을 각각 관찰한 결과 버켓 각 부분에 존재하는 균열은 전연부에 존재하는 균열을 제외하고는 깊이에서만 차이가 날 뿐 형태가 거의 유사함을 알 수 있었다.



(a)



(b)



(c)

(a) near platform (b) airfoil center
 (c) leading edge

Fig. 4 Various cracks in turbine bucket

구체적인 형상은 Fig. 4에 보인바와 같다. 먼저, (a)에서는 균열이 코팅층에만 형성된 것과 코팅층에서 모재까지 전파된 균열을 볼 수 있다. 이로써 균열은 코팅에서 먼저 형성되어 모재로 전파되는 형태임을 알 수 있다. 플랫폼에서 관찰되는 균열은 이와 같이 대체로 코팅층의 두께로 형성되어 있으며,

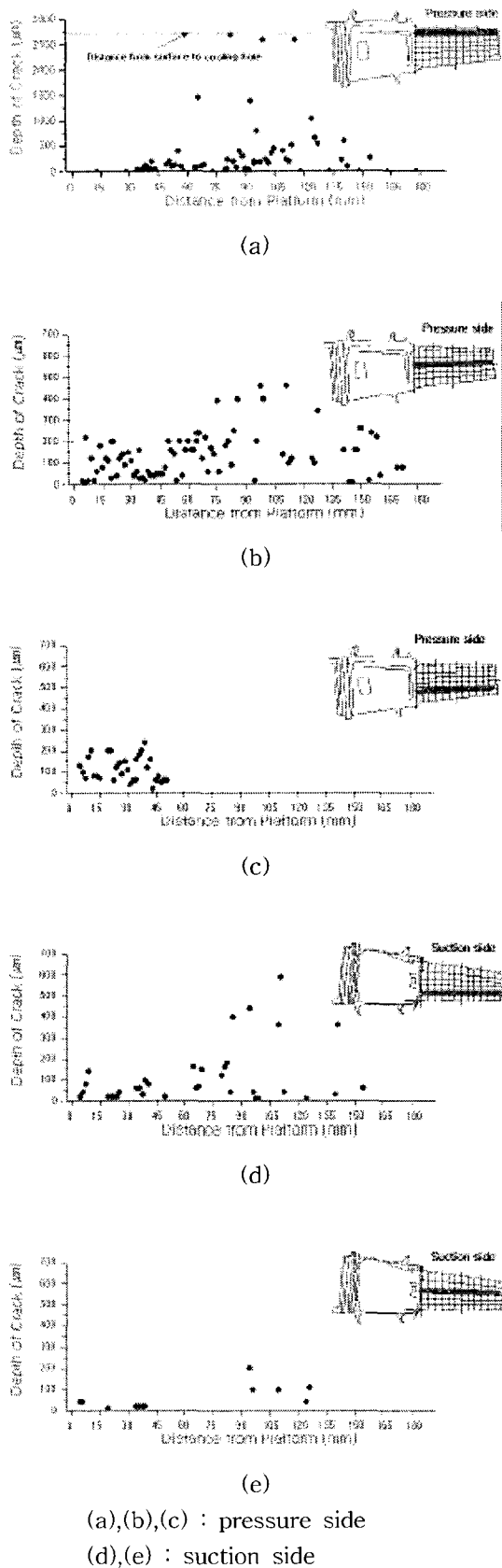


Fig. 5 Depth distribution of cracks in blade

모재까지는 그다지 깊게 전파되지 않았다. 하지만 (b)에서와 같은 균열은 이미 상당한 부분까지 모재로 전파되어 있으며, 이러한 형태의 균열은 에어포일 중심부에서 전반적으로 관찰되는 균열의 대부분을 차지한다. 균열은 표면에 수직한 형태이며, 산화물이 내부를 채우고 있다. 한편 전연부에서 관찰되는 (c)와 같은 균열은 내부 냉각홀까지 완전히 전파하였으며, 코팅에서 모재로 전파하는 형태가 아닌 모재 내부에서 형성된 균열도 발견되었다. 따라서, 균열 보수에 관점에서 본다면 이와 같은 균열에의 재생 집합의 적용은 상당히 어려우며, 이미 재생 시기를 넘긴 것으로 판단된다.

버켓 각 부분의 균열 깊이를 측정하기 위하여 에어포일 부분을 플랫폼에서 팁(tip)까지 12등분으로 나누고, 전연부 부터 후연부(trailing edge)까지는 6등분하여 절단하였다. 절단된 각 파트는 광학현미경을 이용하여 균열의 깊이를 측정하였고, 이를 Fig. 5에 나타낸 바와 같이 도시하였다. 그림에서 가로축은 플랫폼으로부터 거리를 나타낸 것이고 세로축은 균열의 깊이이다. 먼저 전연부를 나타낸 (a)를 보면 대부분의 균열은 500 μ m이하의 깊이를 가지는 균열들이며, 일부 균열은 냉각홀(cooling hole) 혹은 냉각홀 근처까지 전파되었다. 이러한 균열은 앞서 균열의 형태에서 살펴본 바와 같이 매우 손상이 심한 형태이며, 재생하기 힘든 상황이다. 압력면의 전연부 아래쪽인 (b)에서는 균열의 깊이가 위치에 따라 크게 양분되고 있는 것을 볼 수 있는데 주로 에어포일 중심부 쪽에서는 300~500 μ m 정도의 깊은 균열이 관찰되며, 플랫폼과 가까운 쪽에서는 100~200 μ m 정도의 균열들이 다수 관찰된다. 한편, 에어포일의 중심을 지나 후연부 쪽인 (c)에서 플랫폼 주위의 균열은 (b)와 같은 양상을 보이며 증가하지 않았지만 에어포일 중심부 쪽의 균열은 거의 관찰되지 않았다. 흡입면에서는 전반적으로 압력면보다 균열의 수가 적고 플랫폼 가까이에서 관찰되는 균열의 깊이도 얇은 것으로 나타났다. 하지만 흡입면의 가운데 쪽에 있는 일부 균열은 400~600 μ m의 수준까지 전파되어 있음을 관찰할 수 있었다.

3.1.3 균열 내 산화물 파악

균열 내부를 채우고 있는 산화물을 파악하기 위하여 균열부의 EDS 면분석을 실시하였다. Fig. 6은 결과를 나타낸 것으로 원소의 분포를 관찰하면 내부에는 Cr과 Ti 산화물이, 바깥쪽으로는 Al 산화물이 둘러싸고 있다.

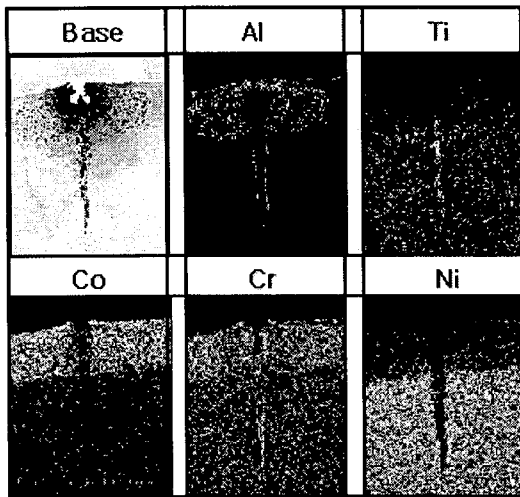


Fig. 6 Elemental distribution of oxides in crack of blade (EDS mapping)

이와 같은 결과는 각 원소의 산화경향과 관련되어 있으며, 산소의 분압은 균열내부에서 합금내부로 갈수록 감소하므로 Ti와 Al이 Cr보다 더 낮은 산소 분압에서 산화물을 형성하기 때문에 Cr₂O₃ 외부 스케일 밑에 TiO₂와 Al₂O₃ 내부 산화물이 생성되고, Al이 Ti보다 더 낮은 산소 분압에서 생성되므로 Al₂O₃가 더 깊은 곳에서 생성된다⁷⁾. 따라서 이러한 경향에 일치하여 산화물이 형성되어 있

음을 알 수 있고, 균열 보수 적용을 위한 균열의 클리닝시 산화물의 성분을 고려하여 적용하여야 할 것으로 판단된다

3.2 버켓의 미세조직 및 미소경도

Fig. 7은 버켓 각 부분에 대한 미세조직을 나타낸 것이다. 루트에서는 각형의 v'상이 1μm이하의 크기로 미세하게 분포하고 있으며, 결정립계에서 탄화물이 발견되지 않았다. 플랫폼 근처의 미세조직에서 v'상은 더욱 조대해졌으며, 결정립계에서는 불연속적인 M₂₃C₆도 관찰되었다. 에어포일의 중심부에서는 결정립계에 존재하는 M₂₃C₆가 서로 연결되어 있으며, v'상도 등근 형태를 가지는 것을 볼 수 있었다. 팁에서는 v'상이 미세한 각형이며, M₂₃C₆가 결정립계에서 서로 연결된 형태로 관찰되었다. 전연부는 중심부와 비슷한 조직을 가지면서 경도도 비슷하지만, 서로 연결된 형태의 M₂₃C₆가 많이 관찰된다. 후연부는 조직상으로 상당히 조대한 v'상을 가지는 것으로 관찰되었다.

한편, 미세조직의 변화를 미소경도를 측정함으로써 연관지어 파악하고자 하였으며, 그 결과는 Table 1에 나타낸 바와 같다. 버켓 각 부의 미소경도 측정 결과는 미세조직 관찰결과와 유사하게 나타났으며, 미소경도의 감소는 조직의 열화를 나타낸다.

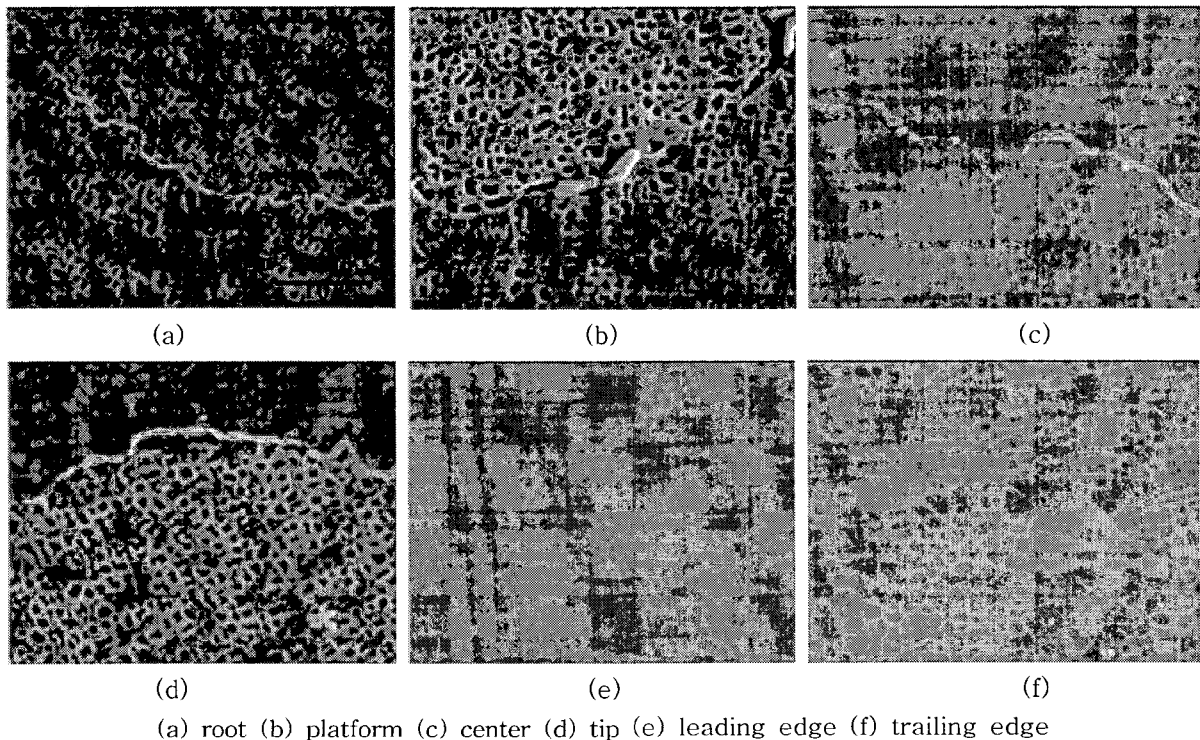
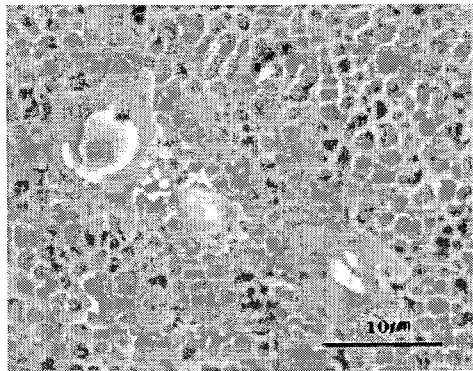


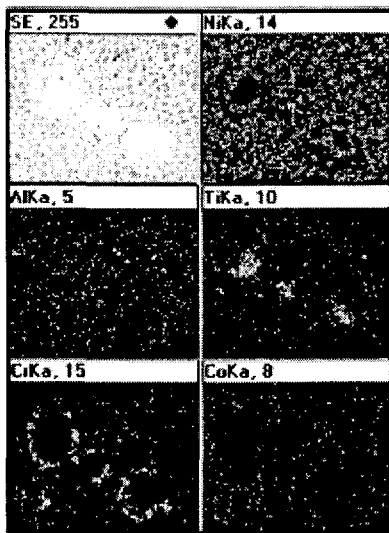
Fig. 7 Microstructures in parts of blade

Table 1 Microhardness of blade parts
(Hv, 100g)

Root	Platform
415	408
Center	Tip
378	380
Leading edge	Trailing edge
397	383



(a)

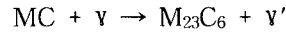


(b)

Fig. 8 SEM micrograph of the degenerated MC carbide(a) and EDS analysis result(b)

온도가 가장 높은 전연부 및 에어포일 중앙의 미소경도가 가장 낮으며, 온도가 상대적으로 낮은 플랫폼이나 온도의 영향을 거의 받지 않는 루트 쪽은 경도가 높은 것으로 나타났다. 이러한 결과는 접합 공정을 통하여 얻어진 균열 재생부에 대하여 미소경도를 측정함으로써 기계적 특성의 회복을 판단하는 도구로 이용할 수도 있는 것을 보여준다.

한편, 버켓의 미세조직에서는 열영향에 의한 조직 변화로서 ν' 상의 형태나 크기 외에도 Fig. 8과 같은 MC형태의 탄화물의 분해를 관찰할 수 있었다. 이러한 분해과정은 많은 문헌[8]에도 제시되어 있는 것으로 일반적인 형태는 다음과 같다.



이러한 분해과정은 EDS 면분석을 통해서도 확인할 수 있는데 중심부는 Ti계열의 MC이고, 주위의 $M_{23}C_6$ 탄화물은 Cr계열임을 알 수 있다. 따라서 초기의 조대한 크기를 가지던 MC 탄화물이 고온에서의 장시간 노출에 의해 분해가 발생하며, 이는 MC 탄화물의 가장자리부터 발생하여 점점 내부로 진행된다. 결국 탄소의 계속된 확산과정으로 MC는 소멸하고 $M_{23}C_6$ 탄화물이 더욱 확산된 형태로 잔존하게 되며, 이러한 양상은 버켓에서 고온부일수록 더 많이 관찰되었다. 한편 이러한 MC 탄화물의 분해는 비가역적인 반응으로써 열처리 재생을 통하여 회복시킬 수 없으며, 이로 인한 기계적 특성의 급격한 감소가 발생한다는 보고⁹⁾가 있다. 따라서 보수를 위한 열처리 시 분해가 더욱 발생하여 모재의 기계적 특성을 감소시킬 우려가 있으므로 열처리 시간을 최대한 단축시킬 수 있는 방안을 모색하여야 할 것이다.

4. 결 론

손상된 고온부품에 대한 접합 재생 공정을 적용하기 전 손상정도를 파악하기 위해 기존에 사용된 버켓을 회수하여 균열 및 미세조직 등을 기준으로 조사한 결과 다음과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

1. 균열 및 미세조직의 열화는 버켓의 사용 중 온도 및 응력 분포를 따라 발생하고 있음을 관찰할 수 있었고, 균열의 전파도 사용 중 응력을 따라 전파되고 있음을 볼 수 있었다.
2. 균열은 전연부 및 압력면 중심부에서 폭이 넓고 깊게 형성되었으며, 플랫폼 근처에서는 얇은 균열이 일정간격으로 미세하게 분포하였다. 균열의 대부분은 코팅층에서 시작되어 내부로 전파하는 형태였고, 표면에서 수직한 형태로 형성되어 있었다.
3. 균열 내부에 형성되어 있는 산화물은 Ti, Cr, Al 계열의 산화물으로써 접합 재생 공정시 우선적으로 제거되어야 할 것으로 판단된다.
4. 미세조직 관찰 결과 재생 열처리 공정을 거쳐

강화 석출상은 어느 정도 회복이 가능한 것으로 판단되나 MC와 같은 탄화물의 분해는 비가역적으로 발생하므로 회복하기 힘들며, 이는 고온 집합 또는 열처리시 고려해야 할 사항이다.

후 기

본 연구는 한전 전력연구원 5개 발전회사 협약 과제 (과제번호: 01GS09)의 지원으로 수행되었음.

참고 문헌

1. 최승주, 조창용, 김두현, 김학민, 1998, “가스터빈 설계시 재료상의 문제점”, 한국금속학회회보, 제11권, 제6호, pp. 614~632.
2. 김두수, 김재철, “가스터빈의 운영실태와 향후 도입계획”, 한국금속학회회보, 제11권, 제6호, pp. 597~603, 1998.
3. N. Gladys, V. Laura, 1999, “Analysis of rotor-blade failure due to high-temperature corrosion/erosion”, Surface & Coatings Technology, Vol. 120-121, pp. 145~150.
4. H. L. Bernstein, J. M. Allen, 1992, “Analysis of cracked gas turbine blades”, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol.114, No. 4, pp. 293~301.
5. D. A. Woodford, 1981, “Environmental damage of a cast nickel base superalloy”, Metallurgical Transactions A, Vol. 12A, No. 2, pp. 299~308.
6. K. J. Pallos, “Gas turbine repair technology”, GE Power Systems, GER-3957A.
7. 김동식, 김길무, 2000, “가스터빈용 초합금의 고온산화거동”, 대한금속재료학회지, Vol. 38, No. 9, pp. 1258~1262.
8. C. T. Sims, N. S. Stoloff, W. C. Hagel, 1987, “Superalloys II”, John Wiley & Sons, Inc., New York, pp. 111~117.
9. E. Lvova, D. Norsworthy, 2001, “Influence of service-induced microstructural changes on the aging kinetics of rejuvenated Ni-based superalloy gas turbine blades”, Journal of materials engineering and performance, Vol. 10, No. 3, pp. 299~313.