

항공기 브레이크 디스크(CFRC)의 피로특성연구

김혜성 · 김현수* · 감문갑** · 김태규*†

부산대학교 나노과학기술대학 나노정보소재공학과
*부산대학교 나노과학기술대학 나노시스템 공정학과
**국방품질기술원

A Study on Fatigue Characteristics of Aircraft Brake Disk Material (CFRC)

Hye Sung Kim*, Hyun Soo Kim**, Moon Gap Kam*** and Tae Gyu Kim*†

Dept. of Nanomaterials Engineering, Pusan National University, Miryang 627-706, Korea

*Dept. of Nanosystem Engineering, Pusan National University, Miryang 627-706, Korea

**Defence Agency for Technology & Quality, Changwon 641-160, Korea

Abstract The fatigue characteristics of the carbon fiber reinforced carbon composites (CFRC) material are necessary for the advanced industries requiring the thermal resistance. The research and development of CFRC have been in progress in the field of aerospace and defense industry. In this paper, we investigated the fatigue characteristics of CFRC by using an aircraft brake disk system. As the results of a series of tensile tests, the tensile strengths of CFRC were appeared 102.8 MPa (0°), 98.6 MPa (60°), and 95.5 MPa (90°), respectively. It was showed that CFRC had better tensile property than the usual composite materials. As the results of fatigue tests, the fatigue limit was ~ 77 MPa, which is under the 75% of the maximum tensile load. CFRC is recommended as a strong potential composite materials because the carbon fibers are closely packed and strongly bonded between the carbon fibers.

(Received March 19, 2008; accepted April 11, 2008)

Key word: CFRC(carbon fiber reinforced carbon composites), Brake disk, Aircraft, Fatigue Characteristic

1. 서 론

산업용 재료로 많이 사용되는 기존의 금속재료는 사용온도가 비교적 낮고, 높은 열팽창 계수로 인해 치수 안정성이 부족하여 고온용 재료로는 부적당하다. 세라믹 재료나 초경합금 재료들이 고온재료로 많이 사용되고 있지만 이들 재료는 취성이 강할 뿐만 아니라 고온에서의 급격한 강도 약화와 산화 반응에 의한 재료의 수명단축으로 인하여 사용에 한계가 있다[1].

이러한 재료들의 대체 소재로써 탄소섬유에 열경화 성수지나 열가소성 수지와 같은 고분자 재료를 지지 재료 사용하는 탄소섬유 강화 플라스틱과 같은 복합재가 등장하였다. 이러한 탄소섬유 강화 플라스틱은 강철이나 알루미늄에 비하여 물성 및 강도, 피로 저

항 등이 우수하고, 열팽창률이나 무게가 적은 이점들을 가지고 있지만 온도가 상승하면서 강도가 현저히 감소하는 단점을 가지고 있다. 이러한 단점들을 극복하기 위해서 초고온에서도 강도를 유지하고 내식성, 내마모성, 내열 충격성 등의 물성이 우수한 탄소/탄소 복합재료가 개발 되었다[2-5].

탄소섬유 강화 탄소복합체(CFRC: carbon fiber reinforced carbon composites) 재료는 고온 환경에서 구조물에 사용되는 재료로서 다른 재료에 비교하여 비강성이 월등히 높고 비산화성 상태에서는 2000°C ~ 3000°C의 고온에서도 기계적 물성의 저하가 거의 없는 유일한 재료로서 열적 구조적 안정성과 우수한 마찰특성으로 인하여 고속 경주용 자동차나 고속전철, 항공기의 브레이크 디스크용으로 많이 사용되고 있다[6].

†E-mail : tgkim@pusan.ac.kr

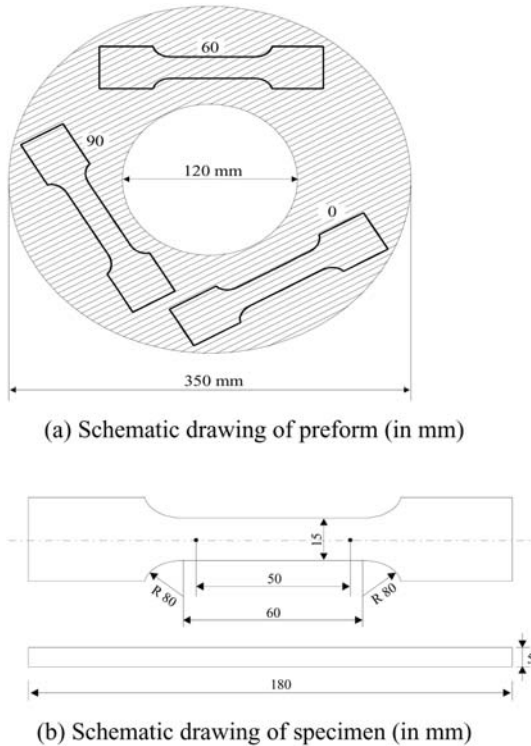


Fig. 1. Schematic drawing of preform and specimen.

하지만, 이러한 탄소/탄소 복합재료는 탄소섬유의 제작공정과 진공로 내에서의 탄화수소에 의한 탄소복합체의 생성 등 제조공정이 복잡하고 장시간이 요구되며, 또한 탄화 공정 중에 기지재의 수축으로 인하여 섬유가 손상되거나 산화가 진행되어 강도가 떨어지는 단점을 가지고 있다. 또한 구조용 재료로 사용하기 위한 필수조건인 피로특성 연구결과 보고도 많지 않은 실정이다.

따라서 본 연구에서는 항공기 브레이크 디스크 소재 전문생산기업인 D사에 의뢰하여 제조된 탄소/탄소 복합체 소재에 대해서 인장시험 및 피로특성 등을 분석하였다.

2. 실험방법

2.1 실험재료

본 연구에 사용한 재료 탄소/탄소 복합재료는 전투기용 이착륙 실험을 모두 성공리에 마친 제품과 동일한 공정 및 크기로 제작되었다. 시험편은 Fig. 1(a)에



Fig. 2. Photo of tensile and fatigue test machine.

나타낸 것처럼 표면 섬유방향이 0°, 60° 및 90°가 되도록 시험편을 채취하였다. 시험편 형상은 KS 0801 규격에 의거하여 Fig. 1(b)처럼 제작하였다. 시험편 두께는 5 mm이며 이 내부에는 모두 6층의 섬유층이 존재하고 있다. 즉, 표면 섬유방향이 0°인 경우는 $[0^{\circ}/60^{\circ}/120^{\circ}]_2$, 60°는 $[60^{\circ}/120^{\circ}/180^{\circ}]_2$, 90°는 $[90^{\circ}/150^{\circ}/210^{\circ}]_2$ 의 구조로 각각 이루어져 있다.

2.2 인장 및 피로시험

인장시험은 만능피로시험기(Instron Model 8516, 최대용량 100 kN)를 이용하여 Cross Head Speed 0.5 mm/min, 표점거리 50 mm로 실온에서 실시하였다.

피로시험은 인장시험에서와 같은 장비를 사용하여 정현파, 응력반복수 10 Hz, 응력비 0.1로 설정한 후, 응력진폭($\Delta\sigma$)을 변화시켜 실험을 실시하였다. 시험편 형상은 인장 및 피로 시험에서 동일하게 하였다. Fig. 2는 본 시험에 사용한 장비의 사진을 나타낸 것이다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 내부조직관찰

CFRC는 챔버에 주입되는 천연가스 중 탄화수소성분이 열분해 되어 섬유표면에 증착하여 섬유와 섬유 사이의 공간을 채우는 방식으로 제작된다. 따라서 전체적으로 빠른 시간 내 골고루 증착되는 것이 중요하다.

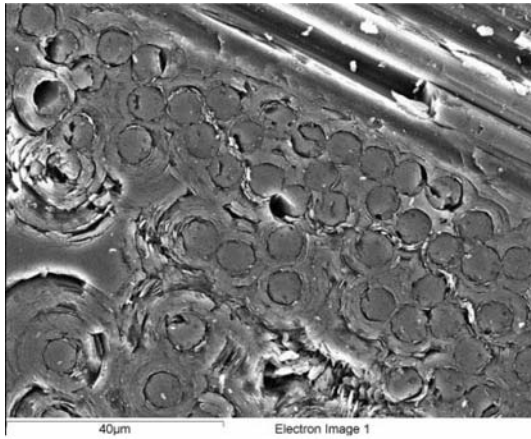


Fig. 3. SEM image of CFRP cross-section.

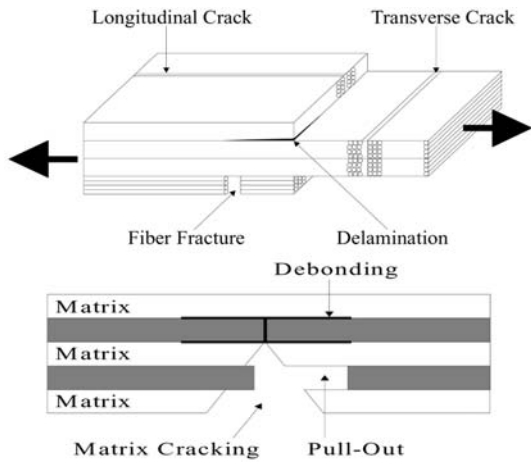


Fig. 4. Schematic drawing of the main macroscopic damage in CFRP.

Fig. 3은 시험편 단면을 연마한 상태를 전자 현미경(SEM)으로 관찰한 것을 나타낸 것이다. 재료내부의 탄소 기지화의 상태를 분석해 보면, 둥근 핵은 원래의 탄소 섬유단면 부분이며 그 이외의 부분은 탄소가 증착되어 채워져 있다. 특히, 섬유방향이 교차되는 부분에서도 빈 공간이 보이지 않아 증착이 잘 이루어져 있음을 알 수 있다.

3.2 인장시험 결과

일반적인 복합재료 cross-ply 적층판의 파괴특성은 Fig. 4에 나타낸 바와 같이 초기영역이 matrix 손상으로 구성된다. 이러한 균열은 거의 등거리로 특정한계치까지 균열밀도가 증가하게 된다. 하중이 계속

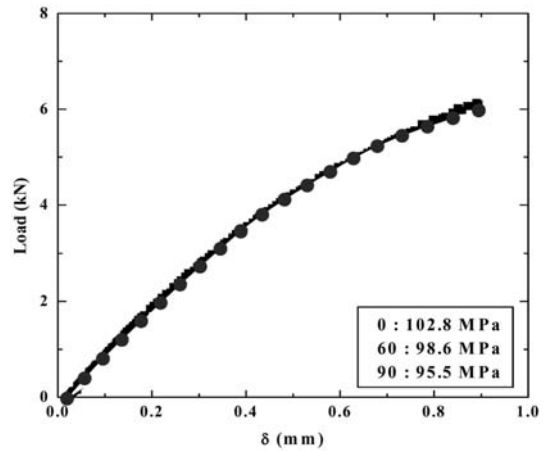


Fig. 5. Load- δ curve for CFRP.

증가하게 되면, 다른 파손기구의 성장과 함께 기지와 섬유간의 debonding과 횡단면에서의 미시적 층간박리에 의해서 파괴가 발생하고, 최종적으로 전 범위에 걸쳐 파손을 일으키는 섬유파괴의 형태로 관찰된다. 층간 파괴인성은 임계에너지 해방률에 의해서 특성화시킬 수 있으며, 기지재료의 파괴인성과 관련이 있다. 거의 최종 단계에서 발생하는 섬유 파단의 경우 임의의 어떤 응력 수준에서 취약한 섬유가 파단하기 시작하면, 섬유에 걸리는 하중은 전단 지연에 의하여 파단섬유에 인접한 기지를 통하여 다른 섬유로 전달된다. 하중이 증가함에 따라 섬유는 계속적으로 파단이 진행되어 단층의 단면적이 어느 정도에 이르면 치명적인 파괴가 발생하게 된다[7].

Fig. 5는 CFRP의 정적 인장시험 실시 후 얻어진 하중-변형 곡선(load- δ curve)을 나타낸 것이다. Fig. 5에서 나타나는 것처럼 실험결과는 102.8 MPa(0°), 98.6 MPa(60°) 및 95.5 MPa(90°)로 각각 나타났다. 표면섬유의 방향에 따라서 미소한 인장강도 값의 차이를 나타내었다.

보통의 복합재료와는 달리 표면 섬유방향의 방향에 차이가 있음에도 불구하고 인장강도가 비슷하게 나타난 것은, 본 실험에 사용된 CFRP는 제조공정에서부터 그 방법을 달리하였기 때문에, 탄소와 탄소 섬유층 사이에 밀착력이 우수하고, 표면 섬유 방향은 다르지만 전체적으로 보면 섬유가 이루는 각이 거의 유사하여 일반적인 cross-ply 복합재료 보다는 인장특성이 아주 우수하게 나타났다고 판단

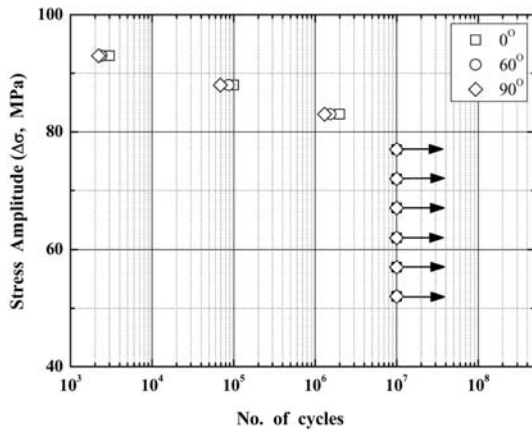


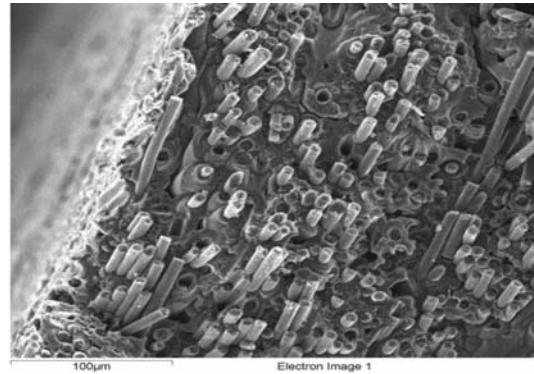
Fig. 6. S-N curve of CFRC.

된다. 인장시험결과를 토대로 피로시험 시 하중을 결정하였다.

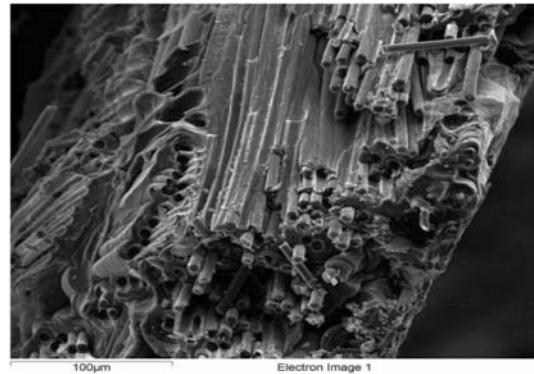
3.2 피로시험 결과

Fig. 6은 피로시험 결과인 S-N 곡선을 나타낸 것이다. 피로실험은 인장시험을 실시한 후 최대 인장하중(788 kg)의 50%를 시작으로 55%, 60%, 65%, 70% 및 75%의 조건으로 실험을 실시하였다. 이와 같이 조건을 설정한 이유는, 본 실험에 사용한 CFRC 재료에 대한 피로특성연구결과가 없기 때문에 S-N곡선을 구하고 수명특성을 예측하고자 하기 위함이다.

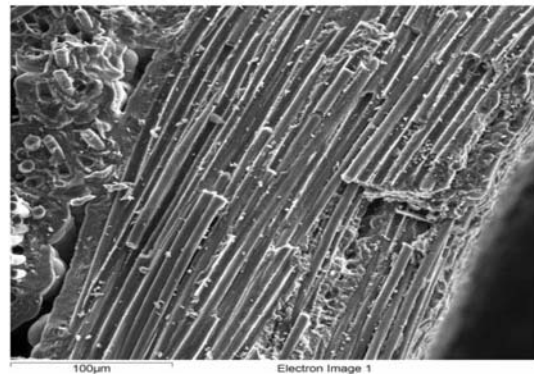
피로실험은 Fig. 6에 나타나는 바와 같이 3가지 시험편 모두 피로한도는 77 MPa(최대인장하중의 75%)로 나타나고 있다. 이 수치는 일반 금속재료에서는 불가능한 값으로 아주 높게 나타났다. 이것은 Fig. 3의 조직사진에서 나타난 것처럼 본 실험에 사용한 재료는 탄소섬유가 아주 조밀하게 구성되어 있고, 탄소섬유와 탄소사이에 결합력이 우수하고, 표면 섬유방향과 내부의 섬유방향은 비록 다르지만, 우수한 이방성 재료이기 때문에 이러한 결과가 나타났다고 판단된다. 피로한도가 높다는 것은 허용한도가 높다는 것을 의미하고, 허용한도가 높다는 것은 사용할 수 있는 응력이 높다는 것을 나타내고, 또한 같은 하중에서 사용할 때 보다 더 안전하다는 것을 의미한다.



(a) 0°



(b) 60°



(c) 90°

Fig. 7. Fractography of each specimen after tensile test.

3.3 파면관찰

인장시험후의 각 시험편에 대하여 파단면을 관찰하여 Fig. 7에 나타내었다. Fig. 7에서 나타나는 것처럼 표면 섬유방향이 잘 나타나 있고, 파면 양상은 전체적으로 matrix 파단, pull-out 및 섬유파단이 혼

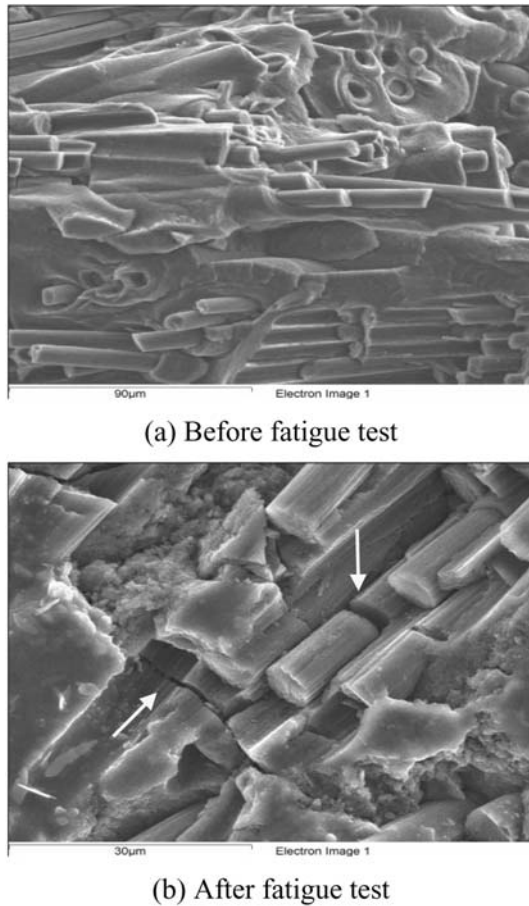


Fig. 8. Fractography of CFRC for fatigue test.

합되어 나타났다.

본 실험에 사용한 CFRC의 파괴특성은 일반적인 복합재료의 파괴양상과는 전혀 다른 양상을 나타내었다. 일반적인 복합재료의 파괴양상인 초기 배열방향이 다른 ply의 계면에서 균열이 발생하고 발생한 균열이 내부로 진전하여 파괴되는 데 비하여, 각각의 파면에서 나타나는 것처럼 배열방향이 다른 ply사이에서 균열이 나타나지 않고, 탄소 섬유와 matrix사이에서 균열이 발생되어 내부로 진전되면서, pull-out 및 섬유파단을 일으키게 된다. 이러한 이유로 일반적인 복합재료의 인장강도보다 우수한 강도를 나타낸다고 판단된다.

Fig. 8은 피로시험 전후 시험편의 표면을 관찰한 것이다. 피로시험 전과 후의 표면 양상을 비교하기 위하여 동일한 시험편으로 피로시험 전의 표면 상태

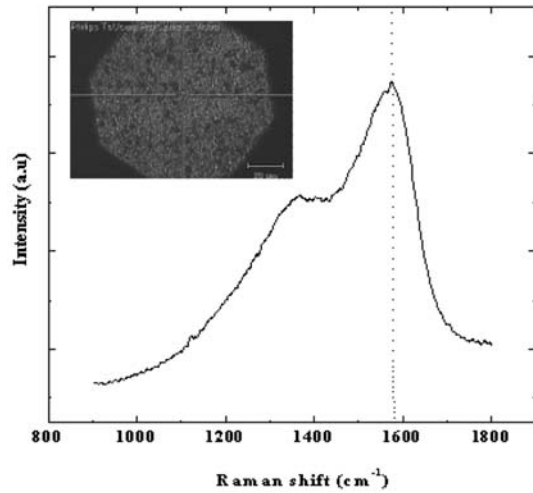


Fig. 9. Raman spectroscopy result of CFRC.

를 관찰한 것을 함께 나타내었다. Fig. 8(a)에서 나타나는 것처럼 피로시험 전에는 섬유와 graphite 사이에 균열이 관찰되지 않고, 섬유방향이 다른 부분 즉, 섬유가 서로 교차하는 부분에서도 결함들은 관찰되지 않았다.

하지만, 피로한도를 나타낸 시험편의 표면에서는 소량이지만, Fig. 8(b)에서 화살표로 관찰되는 섬유 파단 및 기지 균열 등이 관찰되었다.

3.4 라만 분광분석

탄소섬유 사이에 생성된 물질을 알아보기 위하여 라만분광분석을 실시하였다. 그 결과를 Fig. 9에 나타내었다. Raman spectroscopy는 light-scattering 현상을 이용한 분석법이며 molecular scattering 현상을 이용한 방법 중의 하나로, lattice vibration 또는 phonon 현상을 가지는 photon의 interaction에 의해 발생하는 inelastic light scattering 현상을 이용하고 있다. Vibration mode는 고체내의 원자 결합상태에 의존된다. 따라서 Raman spectra는 고체내의 결정원소분석에 주로 사용된다. 특히, Raman scattering은 carbon 및 다이아몬드의 화학적, 물리적 거동에 관한 결정원소분석에 유용한 방법이다. 본 실험에 사용한 시험편(CFRC)의 라만분광분석 결과 1580 cm^{-1} 부근에서 피크가 관찰되어 탄소섬유 사이에는 전형적인 아몰퍼스 카본 및 결정성 graphite가 잘 생성되어 있는 것을 알 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 항공기용 브레이크 디스크의 국산화 개발의 시초단계로 탄소-탄소 복합체 소재를 국내 항공기부품 전문생산기업인 D사에서 제조하여 피로특성에 대해서 분석한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 인장시험 실험결과 102.8 MPa(0°), 98.6 MPa(60°) 및 95.5 MPa(90°)로 각각 나타났다. 탄소와 탄소섬유층 사이에 밀착력이 우수하고, 표면 섬유 방향은 다르지만 전체적으로 보면 섬유가 이루는 각이 거의 유사하여 일반적인 crossply 복합재료 보다는 인장특성이 아주 우수하게 나타났다.

2. 피로실험 결과, 3시험편 모두 피로한도는 77 MPa(최대인장하중의 75%)로 나타났다. 이는 본 실험에 사용한 재료는 탄소섬유가 아주 조밀하게 구성되어 있고, 탄소섬유와 탄소사이의 결합력 우수하기 때문이라고 판단된다.

3. 인장시험 후 파면관찰에서는 배열방향이 다른 ply 사이에서 균열이 나타나지 않고, 탄소 섬유와 matrix 사이에 균열이 발생되어 내부로 진전되면서, pull-out 및 섬유파단을 일으키는 것으로 나타났다. 피로파면 관찰에서는 섬유 파단 및 기지 균열 등이 관찰되었다.

4. CFRC의 라만분광분석 결과 1580 cm⁻¹ 부근에서 피크가 관찰되어 탄소섬유 사이에는 전형적인 아몰퍼스 카본 및 결정성 graphite가 잘 생성되어 있는 것을 알 수 있었다.

사 사

“이 논문은 부산대학교 자유과제 학술연구비(2년)에 의하여 연구되었음”.

참고문헌

1. Air Force Materials Laboratory : Air Force System Command, Wright Patterson Air Force base, Ohio/ USA Technical Report ARML-TR-67-413 (1968).
2. M. L. Mingos : High Temp. -High Press (1969) 607.
3. A. R. Ford : Engineer, **224** (1967) 444.
4. G. C. Deusch : Anonymous article (1978) 611.
5. E. Fitzer, W. Hoscher, Carbon (1969) 7.
6. M. G. Kim, H. K. Lee, S. K. Kang, W. I. Kim and T. G. Kim : A Study of Friction Surface and Braking Characteristics on the Aircraft Brake Disk, Proceedings of 2006 Autumn KSMPE, 100.
7. K. W. Nam, S. H. Ahn, S. K. Lee, H. S. Kim and C. Y. Kang : Fracture Behavior of CFRP by Time-Frequency Analysis method, KSNT, **21** (2001) 39.