

論文

탄소/탄소 복합재료의 마찰 마모 특성에 관한 연구

김광수* · 최우철* · 한운섭*

The Frictional Properties of Carbon/Carbon Composites

Kwang-Soo Kim*, Woo-Cheal Choi* and Woon-Sub Han*

ABSTRACT

With the further increase of kinetic energy loading(of the order of several hundred MJ) during landing and rejected take-off(RTO), the safety and reliability of advanced aircraft is heavily dependent on the brake system. As the kinetic energy during braking, specially RTO condition, is absorbed in aircraft brake, friction between the brake disks cause the surface temperature of them to reach as high as 2,000°C. Consequently, the prevailing metal-ceramic disk is no longer reusable in this critical condition. The high thermal conductivity, high heat capacity, high strength at elevated temperature, and very low coefficient of thermal expansion of carbon/carbon composite make it an ideal choice for the aircraft brake disk.

The present study is to investigate the braking performance parameters of 2-dimensional carbon/carbon composite, which is the laminated carbon fabric with chopped fiber preform densified by pitch coke and pyrocarbon derived from methane. The performance parameters such as wear rate, friction coefficient and its stability were investigated as a function of kinetic energy loading during braking and frictional surface morphology, the exposed fabric content at the surface. The braking performance parameters of carbon/carbon composite were found sensitive to the fabric content and kinetic energy loading.

초 록

항공기 브레이크는 기계적 하중뿐 아니라 열하중 관점에서도 가장 심하게 하중을 지탱하는 마찰 부품으로서, 항공기의 착륙시 휠(wheel)이 흡수하여야 하는 에너지의 크기가 증가함에 따라 항공기 운용의 안전성 및 신뢰도가 이들 부품과 밀접한 관계를 갖고 있다. 오늘날 대표적인 항공기 브레이크의 마찰소재로는 소결금속 계통과 탄소/탄소 복합재료가 사용되고 있으나, 항공기의 비상제동시(Rejected Take-Off) 마찰면의 온도가 2,000°C 이상이 되어 소결금속의 경우 용착이 발생되어 재사용이 불가능한 반면 탄소/탄소 복합재료의 경우 고온에서 높은 열전도도, 내열 및 내마모성 등으로 인하여 이러한 문제점을 해결할 수 있을 뿐 아니라 항공기의 경량화 관점에서도 최적의 소재로 여겨지고 있다.

본 연구에서는 PAN계의 탄소섬유 프리폼에 코올타르 핏치에 의한 수지함침법과 CVI(Chemical Vapor Infiltration)의 혼합 공정을 사용하여 제조한 고밀도 2-D 탄소/탄소 복합재의 제동 특성을

* 대우중공업 우주항공연구소

마찰면에 노출된 fabric content를 변수로 하여 살펴 보았다. 운동에너지하중(kinetic energy loading) 및 마찰면의 fabric content가 증가함에 따라 마모율이 증가하였으며, 마찰계수는 운동에너지 하중이 증가함에 따라 감소하였다. 또한 높은 운동에너지 하중 조건에서 마찰계수, 마찰안정계수 및 마모율은 마찰면의 fabric content에 관계없이 일정한 값을 보였다.

1. 서 론

항공기에 있어서 “wheel & brake system(WBS)”은 단지 이착륙 및 이동시에만 필요한 부품으로서, 항공기 고유의 기능에 비추어 볼 때 일종의 “dead weight”으로 취급될 수 있다. 오늘날 이들 부품이 항공기 기체내에서 차지하는 무게 및 체적은 감소하는 반면 작동시 흡수하여야 하는 에너지의 크기는 급격히 증대되고 있는 실정인데 항공기 설계기술이 발전함에 따라 WBS가 흡수 하여야 하는 하중(또는 에너지)의 증가 추세는 Fig. 1에 보인 바와같이 90년대에 들어 와서 비약적으로 증가하여 약 350kJ/kg에 이르고 있다[1].

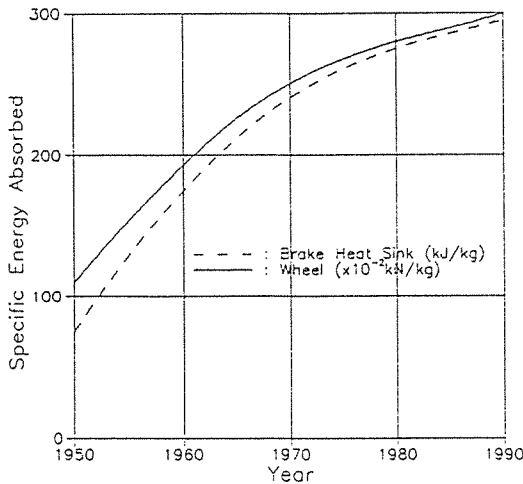


Fig. 1. Specific energy absorption requirement for wheel and brake.

항공기 제동시 브레이크에 의해 흡수된 에너지는 대부분 열로 전환되어 브레이크 디스크에 급격한 열 축적을 초래하게 되는데, 항공기의 경량화 측면에서 브레이크 크기 및 무게의 최소화 제약 때문에 마찰재의 단위 면적당 또는 유효 단위 체적당 열하중은

상당한 수준에 도달하게 된다. 이러한 열하중은 마찰면에 있어서 일종의 열충격으로서 마찰재의 두께 방향으로 급격한 온도구배(수백°C/mm)를 초래하며 이후 수초내에 표면온도 및 온도구배는 감소하게 된다. 따라서 구조적으로 뿐 아니라 마찰마모학적 열저항성이 우수한 소재만이 항공기 브레이크에 적용될 수 있다. 이러한 작동조건에 적합한 대표적인 항공기 브레이크의 마찰소재로는 소결합금 계통과 탄소/탄소 복합재가 사용되고 있으며, 전자의 경우 주철합금을 상대 마찰면으로 운용되고 있지만 탄소/탄소 복합재는 일반적으로 동일 소재를 상대면으로 사용하고 있다. 항공기의 비상제동시(Rejected Take-Off) 마찰면의 온도가 2,000°C 이상이 되어 소결합금의 경우 용착이 발생되어 재사용이 불가능한 반면 탄소/탄소 복합재의 경우 고온에서의 높은 열전도도, 내열 및 내마모성 등으로 인하여 이러한 문제점을 해결할 수 있을 뿐 아니라 항공기의 경량화의 관점에서도 최적의 소재로 여겨지고 있다. 또한 Fig. 2에서 보

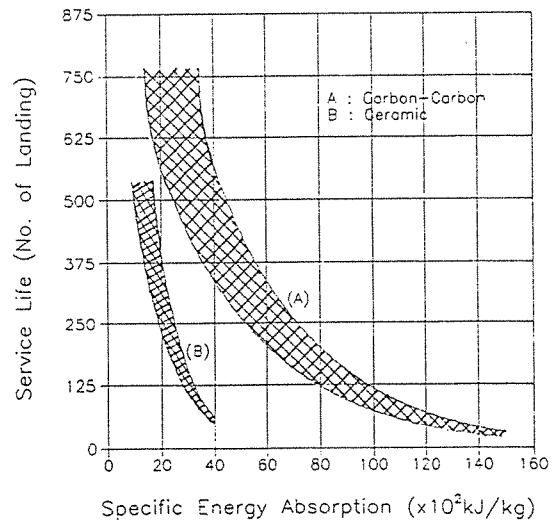


Fig. 2. Service life of brake disk versus specific energy absorption.

듯이 흡수 에너지의 크기에 따른 브레이크 디스크의 수명(landing 회수)은 기존의 소결금속계열에 비하여 탄소/탄소 복합재의 경우 동일에너지 하에서 사용수명이 300~400% 이상 증가함을 알 수 있다[1].

탄소/탄소 복합재는 강화재와 매트릭스가 모두 탄소로 구성된 재료로서 고온에서의 비강도와 비강성이 높을 뿐 아니라 높은 열전도도, 낮은 열팽창계수 및 2,200°C 이상에서도 기계적 물성이 우수하다. 이런 이유로 1972년 F-15 전투기의 브레이크 디스크에 최초로 적용된 이래 Concord 및 Boeing 474 등의 민간 항공기에도 널리 적용되어 오고 있다[2].

마찰 마모는 에너지 방출과정으로서 흡수된 에너지에 대한 트라이볼로지(Tribology)의 의존성은 그 재료의 열적성질과 미끄럼 조건에 관계된다. 전식마찰의 조건하에서 마찰면의 온도는 국부적으로 2,000°C 이상이 되어 화학적 및 구조적인 변화를 일으킬 정도가 되어 기계적 물성 뿐 아니라 마찰계수 변화를 초래하여 마모율 등이 매우 극심해짐을 알 수 있다. 탄소/탄소 복합재나 이와 유사한 흑연의 마찰마모 거동에 영향을 미치는 주요 변수로는,

- 마찰면에서의 압력 및 상대 미끄럼 속도
- 마찰면의 단위질량 및 단위면적에 작용하는 운동에너지
- 마찰 에너지 방출율
- 마찰면의 습도 및 온도
- 마찰면의 미세구조

를 생각할 수 있다. 마찰면으로 부터 유입되는 열유량(heat flux)은 단위 시간당 단위 면적을 통과하는 에너지로 정의되며, 마모에 의한 일을 무시한다면 다음식으로 표시된다.

$$f \times (P \times v) = \text{Heat Flux} \quad \dots\dots\dots (1)$$

여기서, f = 평균 마찰계수

P = 하중

v = sliding speed

마찰시험(Tribotest)시 기계적 energy input($P \times v$)과 마찰계수와의 관계는 동일에너지 조건에서 탄소/탄소 복합재의 열처리 온도가 증가하면 마찰계수도 증가한다. 이는 탄소/탄소 복합재의 경우 열적 성질이 고온 열처리 온도에 따라 변하며, 고온일수록 탄소의

결정화도가 증가되어 열전도도가 증가하기 때문이다[3]. 또한 서로 다른 energy input 조건에서도 마찰재의 열전도도가 증가하면 마찰계수가 증가하고, 에너지가 큰 조건에서 마찰계수가 작게 나타난다. 이러한 현상은 마찰표면의 미세구조로부터 설명될 수 있는데, 마모입자의 미세구조가 마찰계수를 변화시키는 중요한 역할을 한다고 알려져 있다[4].

일반적으로 마찰계수가 커지면 마모량도 커지는데, 높은 온도에서 열처리한 탄소/탄소 복합재는 열전도도가 증가되어 마찰계수가 증가하므로 마모속도 또한 크다. 그러나 탄소/탄소 복합재의 경우 마모율을 감소시키기 위한 적절한 고온 열처리 온도가 2,000°C 부근에 존재함을 알 수 있으며, 마찰계수가 커짐에 따라 마모율이 커지는 현상은 큰 하중이 가해지는 경우이고, 작은 하중 하에서는 마찰계수의 증가가 반드시 높은 마모율을 유발하지는 않는다[3-5].

하중조건과 미끄럼속도(silding velocity)에 따른 마찰계수를 살펴보면 속도의 증가에 따라 마찰계수가 증가하나 임계속도 이상에서는 속도의 증가에 따라 감소하고 가해진 하중에 민감하게 변함을 알 수 있다[5]. 이는 마찰면에 존재하는 마모조각(wear debris)이 마찰계수 및 마모율과 밀접한 관계를 갖고 있는데, 낮은 하중하에서는 “abrasive” 마모에 의한 입자형태(particulate type)의 “debris”가 형성되며, 높은 하중하에서는 필름 형태의 “amorphous carbon debris”가 형성되는데 그 원인이 있다.

다이내모시험(Dynamotesting)을 통하여 온도 및 분위기가 탄소브레이크디스크의 마모에 미치는 영향을 살펴본 결과 시험후 무게감소의 약 60%가 산화에 기인한 것임을 알 수 있었다[6]. 이는 마찰면에 존재하는 산소의 농도 및 마찰면의 온도가 주요 변수로서 약 400°C 이상에서 탄소를 CO 및 CO₂로 전환시키는 직접적인 재료소모와 산화에 의한 마찰면의 약화로 마찰시 손쉽게 기계적 마모가 되는 2가지 방향으로 영향을 받음을 알 수 있다. 또한 온도 및 마찰면의 습도에 따른 마찰계수의 특성을 살펴본 결과 [7], 수분은 윤활제 역할을 하므로서 마찰계수를 저하시키며, 약 200°C 이상이 되면 건조상태가 되어 최대마찰계수 0.6 ~ 0.7을 보이다가 온도가 증가함에 따라 감소하면서 0.3 정도의 크기에서 온도에 무

관하게 안정화 되며, 동일한 운동에너지 하에서 탄소/탄소 복합재의 마찰계수는 습도 및 온도에 따른 가역 반응을 보임을 알 수 있었다.

본 연구에서는 수지 함침법과 CVI의 혼합 공정을 사용하여 제조된 2-D 탄소/탄소 복합재의 제동특성을 연구하기 위하여, 관성 제동시험기(Inertia Dynamometer)를 사용하여 실제 브레이크 하중 조건과 유사한 상태에서 마찰면의 탄소섬유의 배열상태, 마찰에너지, 마찰속도등의 변수에 따른 마찰계수와 그 안정성 그리고 마모율등을 관찰하였다.

2. 실험 방법

2-1. 탄소/탄소 복합재 제조

본 실험에 사용된 탄소/탄소 복합재는 보강재료 PAN계 탄소섬유와 탄소직물 그리고 수지로는 코올 타르피치(coal tar pitch)를 이용하여 수지함침법으로 밀도 약 1.75g/cm^3 까지 제조한 뒤 약 $1,000^\circ\text{C}$ 에서 화학증착법(CVI)으로 표면의 기공 제거 및 고밀도화($\sim 1.84\text{g/cm}^3$) 공정을 거쳐서 제조되었다. 탄소 섬유 배열은 8H/S 탄소직물과 단섬유(chopped fiber)를 교대로 배열하되 표면에 가까워질수록 단섬유의 양을 크게하여 마찰면에서는 주로 단섬유로 구성되도록 제조하였으나, 최종 마찰시편의 표면기공시 마찰면에 탄소직물이 노출되어 전체적으로는 탄소직물과 단섬유가 일정 비율로 존재하게 된다. 이는 제조공정에 있어서 탄소직물이 마찰면과 평행하게 배열되기 어렵기 때문에 탄소직물이 최종가공 후에 마찰면에 노출된다. 이렇게 탄소직물이 노출된 마찰면을 모눈종이로 지도화하여 면적비율로 fabric content가 15%, 30%, 및 40%인 3가지 시편을 준비하였다. Fig. 3은 본 실험에 사용된 탄소/탄소 복합재의 제조공정을 보여주고 있으며, Table 1은 위와 같이하여 제조된 탄소/탄소 복합재의 물성을 보여주고 있다.

2-2. 마찰-마모 특성평가

본 시험에서 사용된 마찰마모 시험기는 실제 항공기의 이/착륙시 하중조건을 시뮬레이션 할 수 있는

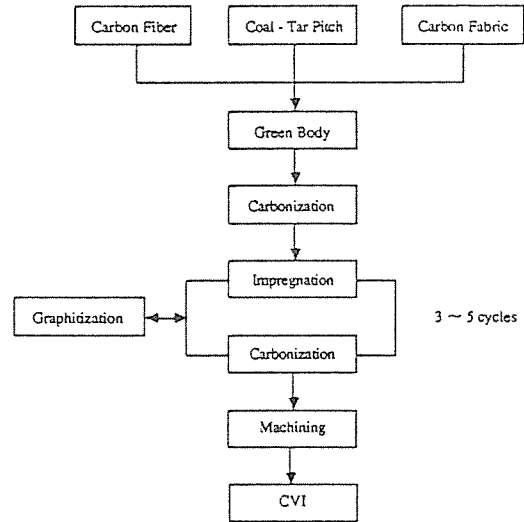


Fig. 3. Flow chart of fabrication process of carbon/carbon composite.

Table 1. Properties of carbon-carbon composite.

항 목	Value
밀도(g/cm^3)	1.82-1.84
인장강도(MPa)	41
굴곡강도(MPa)	116.8
압축강도(MPa)	
- 마찰면에 수직	155.7
열전도도(W/mK)	
- 마찰면에 평행	74.2
- 마찰면에 수직	30.6

연구 시험용 소형 관성제동장치로서 주요 제원은 Table 2에 보인바와 같으며, 시험 결과로서 마찰시간에 대한 마찰토크의 특성, 마찰계수 및 안정성, 제동거리, 그리고 시험 전후의 무게 및 두께 차이로부터 마모율을 측정 할 수 있다.

Table 2. Specifications of dynamometer.

항 목	특 성
최대 축회전 속도 : rad/s, (RPM)	838, (8000)
구동 모터 출력 KW	8
최대 축하중 N, (Kgf/cm ²)	3923, (400)
관성 모멘트 Kg-m(kgf cm S ²)	1.45, (14.75)
브레이크 토-크 범위 N-m, (Kgf-cm)	~ 29.4 , (~ 300)

본 마찰시험기의 원리는 실제 브레이크가 작동될 때 마찰쌍에 형성되는 온도의 분포형태가 설계된 모델시편에서도 유사하게 나타나도록 하는데 있다. 즉, 플라이휠의 회전에 의해 축적된 운동에너지는 시편의 마찰에 의한 열에너지로 바뀌며, 이 경우 마찰시편의 단위질량당 흡수되는 운동에너지, 최대 미끄럼 속도 및 작용하중 등이 실제 브레이크 작동시의 동일하게 하므로써 모델시편에 유도되는 온도 분포 또한 유사하게 되는, 일종의 열충격방법이라 할 수 있다.

시험에 사용된 마찰마모 시편은 Fig. 4에서 보듯이 외경 75mm, 내경 53mm, 두께 15mm에 질량 약 60g의 디스크 형태로서, 표면에 이물질이나 균열이 없어야 하며, 시험전에 200°C에서 3시간 정도 건조하여 수분의 영향을 제거한다. Table 3은 본 실험에서 고려된 4가지의 마찰시험 조건으로서, 이때 시편의 단위 질량당 작용되는 에너지 크기가 $0.73 \times 10^3 \sim 1.66 \times 10^3 \text{ J/g}$ 으로서 전형적인 항공기 브레이크의 하중 상태와 유사함을 알 수 있다.

2-3. 마찰계수 및 마모량 결정

본 실험에서와 같은 비정상 과정(unsteady state

Table 3. Four different test conditions on dynamotester.

Parameters	Mode I	Mode II	Mode III	Mode IV
관성 모멘트 (Kg-m^2)	0.534	0.534	0.534	0.505
회전속도 (rpm)	3,893	4,571	5,000	6,000
마찰압력 (MPa)	0.343	0.343	0.343	0.709
Kinetic Energy (KJ)	44.3	61.1	73.1	99.6

process)의 마찰시험에서의 평균 마찰계수는 다음 식으로 표시되며[8],

$$f = \frac{60 A_{\text{bnch}} K_{\text{loss}} K_{\text{nl}}}{\pi P_{\text{ax}} R_{\text{avg}} n_{\text{in}} t_{\text{avg}}} \quad \dots\dots\dots (2)$$

여기서, A_{bnch} : 플라이휠의 운동에너지(J)
 K_{loss} : Energy Loss Factor
 K_{nl} : 회전속도의 비선형 계수
 P_{ax} : 축에 작용하는 힘(N)
 R_{avg} : 마찰면의 평균 반지름(cm)
 n_{in} : 제동 초기회전 속도(rpm)
 t_{avg} : 평균 제동시간(sec)

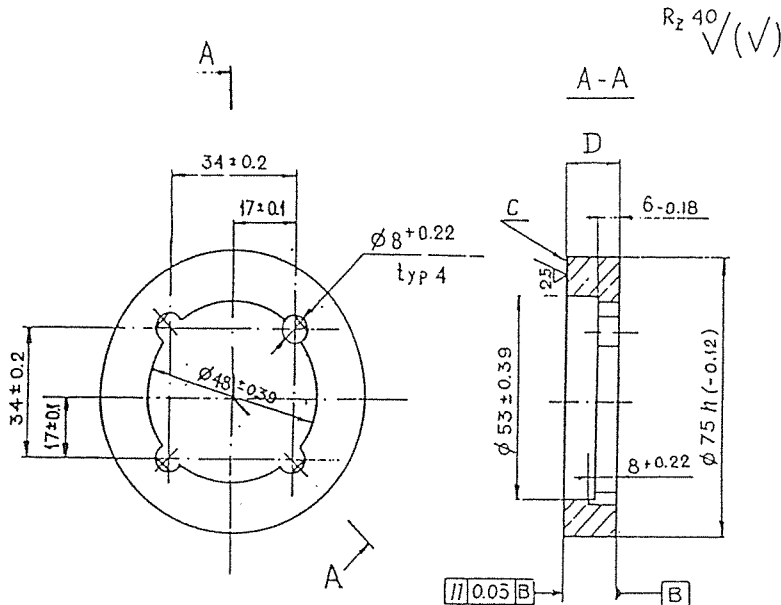


Fig. 4. Schematic of the specimen for IM-58 friction tester.

이다. 마찰계수의 안정성은 평균 마찰 토크와 평균 최대 마찰 토크의 비로서 정의되며 다음의 식으로 표현된다.

$$A_{avg} = \frac{\sum M_{avg,i}/M_{max,i}}{n} \quad \dots\dots\dots (3)$$

여기서 $M_{max,i}$: 최대 마찰 토크(N-m)이며, 제동시간에 따른 토크의 그래프에서 제동초기(0.1 초 이내)에 발생하는 급격한 토크의 증가현상을 제외한 최대값으로 결정한다.

마찰쌍(stator & rotor)의 총마모량은 단위 제동에 대한 선형마모량(linear wear amount)의 평균값에 의해 다음과 같이 결정된다.

$$J_h = \sum h_{avg}/n \quad \dots\dots\dots (4)$$

여기서 n은 제동횟수로서 6회이며, h_{avg} 는 마찰쌍의 평균 마모량이다.

3. 결과 및 고찰

Fig. 5는 Mode III 조건의 제동 특성 시험에서 볼

수 있는 전형적인 마찰 토크의 시간에 대한 그래프로써 초기의 급격한 토크의 증가를 제외하고는 브레이크 작동 초기부터 정지시까지 안정한 마찰계수를 나타낼을 알 수 있다. 이는 기존의 소결금속계 브레이크에서 나타나는 마찰계수의 커다란 변화 및 정지시의 큰 마찰계수와 좋은 비교가 된다. 또한 마찰면에서의 최대 온도가 약 800℃ 이상 상승함에 따라 시편의 측면에서의 산화 또한 무시할 수 없게 되는데,

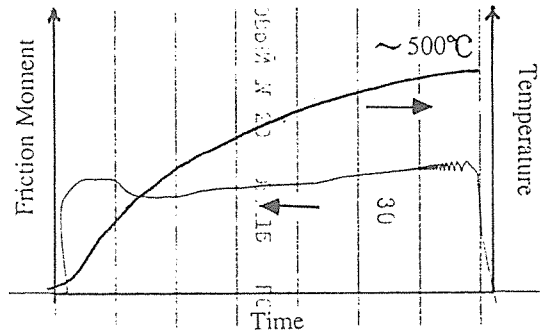
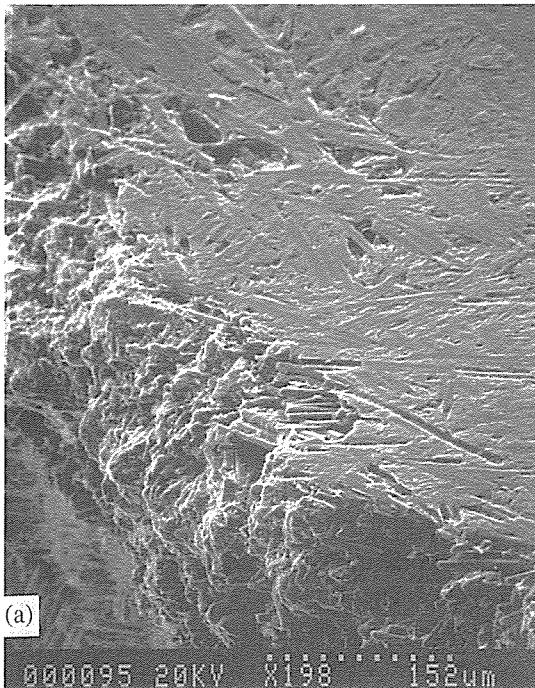
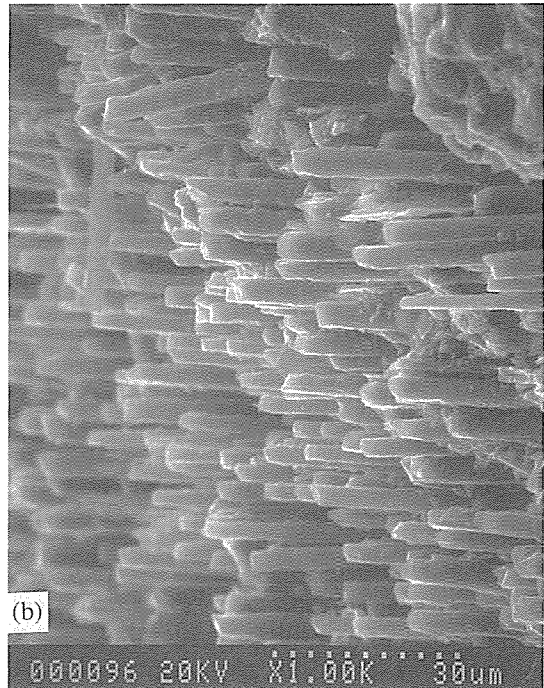


Fig. 5. Friction moment versus time curve and temperature profile during braking.



(a) edge region



(b) circumferential surface.

Fig. 6. SEM morphologies of edge region of friction surface after performing friction test

이는 여러회의 반복제동 시험후 SEM 관찰로부터 산화에 의한 재료의 손상을 관찰할 수 있었다. Fig. 6은 여러회 마찰시험후 시편의 측면부분을 SEM으로 관찰한 사진으로 산화에 의한 물질제거로 비마찰면이 심하게 손상을 당하여 매우 불균일해져 있으며, 마찰면에서도 산화에 의한 손상에 의해 형성된 것으로 추측되는 pore들을 관찰할 수 있는데, 이는 마찰동안에 대기의 산소접촉이 이부분에서 가능하기 때문이라 생각된다. 또한 비마찰면을 1,000배로 확대한 사진으로 부터 비마찰면의 산화는 기지탄소가 탄소 섬유 보다 빨리 산화됨을 알 수 있다.

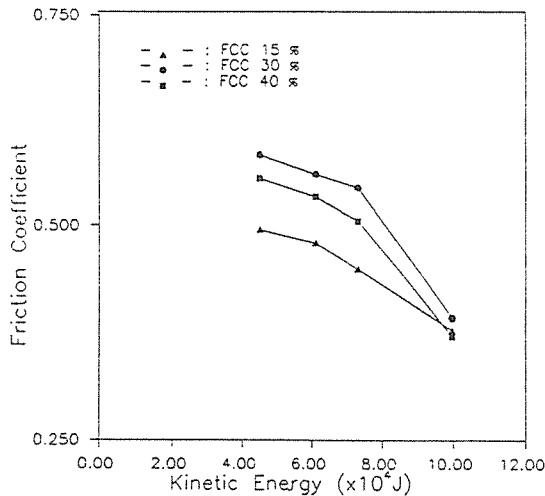


Fig. 7. The change of friction coefficient according to kinetic energy with various FCC's.

탄소/탄소 복합재의 마찰계수는 Fig. 7에서 보듯이 운동에너지가 낮을 경우 0.5 이상의 값을 보이나 에너지가 증가함에 따라 0.37까지 감소함을 보이고 있다. 또한 마찰면에 fabric content가 15%에서 30%로 증가하면 운동에너지의 크기에 관계없이 마찰계수가 증가하고 40%의 경우는 30% 경우 보다 작은값을 나타낸다. Fitzer et al.[9]의 일방향 탄소섬유(UD) 탄소복합재료의 탄소섬유 배열에 따른 마찰계수의 변화에 대한 실험에서 상대 마찰면에 대한 섬유의 배열 각도가 증가함에 따라 마찰계수가 증가하여 45° 부근에서 최대값을 나타내는 결과를 보여주고 있다. 이는 탄소섬유의 방위가 45°에서 최소의 탄성계수

값을 가지기 때문에 마찰력에 대한 변형이 가장 용이하게 발생되므로 마찰계수값이 최대가 된다고 하였다. 단 섬유와 탄소직물로 구성된 마찰면의 구조에서 fabric content가 크면 섬유직조 형태상 상대 마찰면에 대하여 각을 이루는 부분이 많아지므로 마찰계수 값이 클 것으로 생각되나 40% 보다 30%의 경우가 큰 것은 UD 탄소복합재료와는 다른 요소, 즉 단섬유와 기지탄소에 의한 마찰필름 형성기구에 관계된 요소들이 포함된 결과일 것으로 추측된다.

브레이크 제동시의 마찰 토크의 안정계수는 그 크기가 1에 가까울수록 안정성이 우수하다. Fig. 8

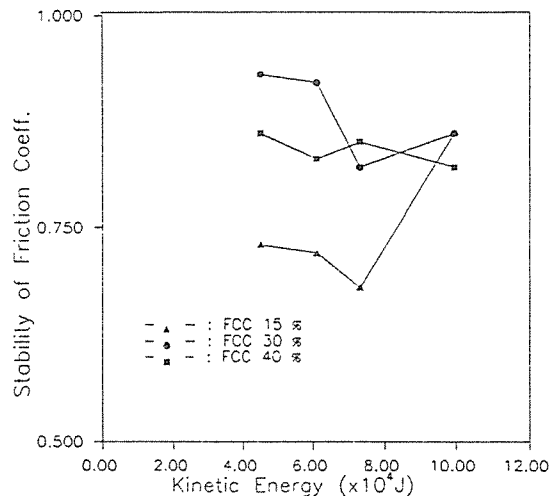


Fig. 8. The change of stability of friction coefficient according to kinetic energy with various FCC's.

에서 마찰토크의 안정계수는 에너지가 증가함에 따라 fabric content에 관계없이 대체로 감소하는 경향을 보이다가 에너지가 높은 경우 다시 증가하는 현상을 보인다. 이와같은 현상은 마찰면에 존재하는 필름형상의 "debris"와 밀접한 관계가 있으리라 추측된다. 본 시험에 사용된 모든 시편은 0.7 이상의 값을 보이므로써 항공기 브레이크로서의 충분한 적용 가능성을 보이고 있다.

Fig. 9은 운동에너지 및 fabric content에 따른 마모율을 나타낸 그래프로서, fabric content가 15%인 경우는 운동에너지가 증가함에 따라 대체로 마모율이 증가하는 경향을 보이며, 그 크기는 1um/stop 이하로

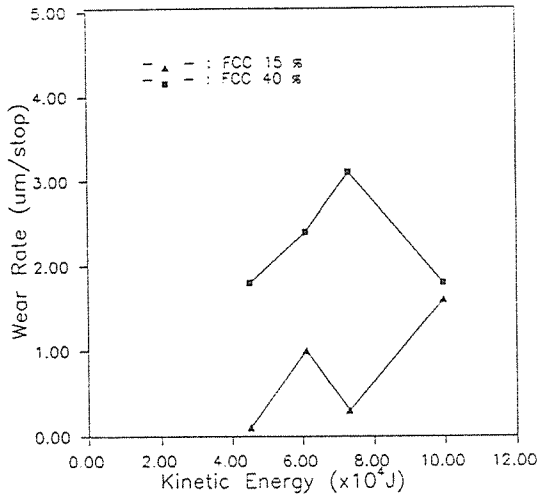
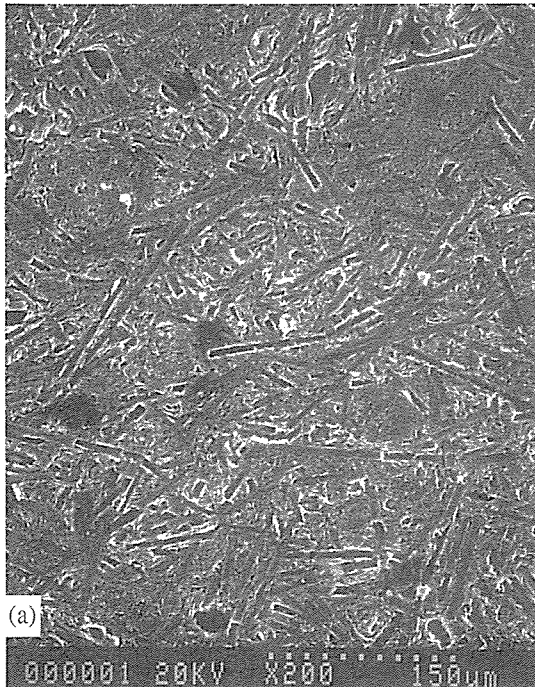


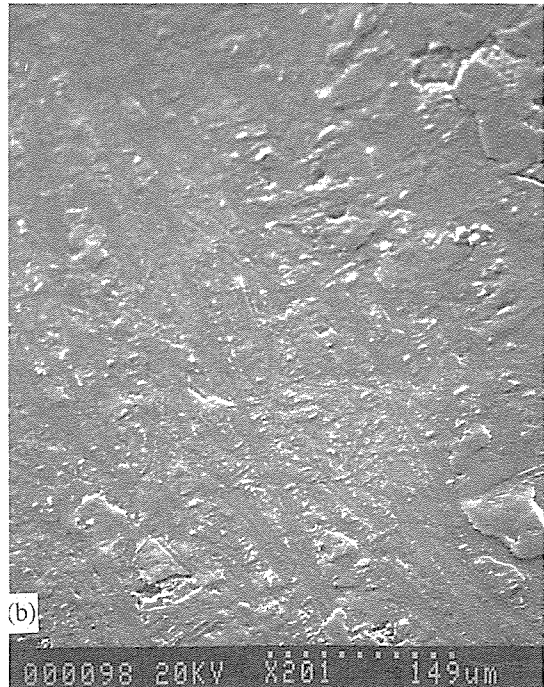
Fig. 9. The change of wear rate according to kinetic energy at 15% and 40% of FCC's, respectively.

적다. 그러나 fabric content가 증가함에 따라 마모율 또한 증가하며 40% 인 경우 최대 3um/stop의 마모

율을 보이고 있으며, 최대 에너지하에서는 오히려 마모율이 감소하는 경향을 알 수 있다. 이는 마찰면에 존재하는 마모조각(wear debris)이 마찰계수 및 마모율과 밀접한 관계를 갖고 있는데[4], 낮은 하중하에서는 "abrasive" 마모에 의한 입자형태(particulate type)의 "debris"가 형성되는 반면, 높은 하중하에서는 응착에 의해 형성된 필름형상의 "amorphous carbon debris"가 윤활제 역할을 하기 때문에 여겨지며, 이는 육안 및 SEM을 통하여 쉽게 관찰 할 수 있다. Fig. 10은 마찰실험 전후의 마찰면의 단섬유 부분의 SEM 사진으로 마찰전의 마찰면에는 단섬유들이 무질서하게 배열되어 있고, 그 사이를 기지탄소가 채워져 있으며, 균일한 크기의 pore들이 형성되어 있음을 관찰할 수 있다. 그러나 마찰이 진행되면 표면의 필름형성으로 단 섬유와 기지탄소의 구분이 어렵다. 또한 마찰전에 존재했던 pore들도 관찰되지 않는데, 이는 마찰 진행시 pore에 마모입자로 채워진 후 필름이 형성된 결과로 생각된다. Fig. 11는 마찰면에 노출된 fabric 부분의 마찰작용



(a) before



(b) after performing friction test.

Fig. 10. SEM morphologies of friction surface.

후의 SEM 사진으로 섬유물치에서 섬유들이 뽑혀져 있으며, 노출된 fabric의 가장자리부분에는 입자형태의 마모입자를 관찰할 수 있는데, 이는 마찰면에 노출된 fabric 부분에서의 연속적인 균일한 필름형성이 용이하지 못함을 보여준 결과라 생각된다.

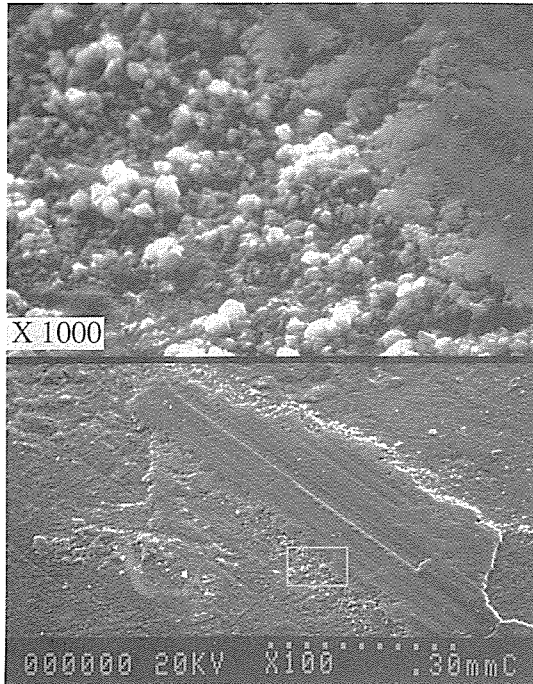


Fig. 11. SEM morphologies of fabric region exposed in friction surface after performing friction test.

일반적으로 높은 운동에너지 조건에서 마찰계수가 증가하면 마모율이 증가한다고 알려져 있다[5]. 그러나 본 실험의 경우 에너지 증가에 따라 마찰계수가 감소함에도 불구하고 마모율이 증가하다가 감소하고 있는데, 이는 마찰표면에 노출된 fabric에 기인한다고 여겨진다. 즉, 마찰면의 fabric 경우 낮은 에너지 조건에서 단섬유 영역에 비하여 상대적으로 “fiber pull-out” 등에 의한 마모 입자 형성이 잘 일어나지 않을 뿐 아니라 에너지가 증가함에 따라 필름형성의 증가 또한 더디게 되어 마찰면에 fabric content가 클수록 높은 마찰계수 및 높은 마모율을 보이게 된다.

4. 결 론

항공기 브레이크 디스크용으로 개발한 2-D 탄소/탄소 복합소재의 제동성능시험으로 부터 다음의 결론을 얻을 수 있었다.

- 본 실험에 사용된 2-D 탄소/탄소 복합재의 경우 제동중 상당히 안정된 마찰토크를 보이고 있으며 (안정계수>0.7), 마찰계수 또한 0.3~0.6으로 항공기 브레이크의 요구조건을 만족시키고 있다.

- 운동에너지 하중 및 마찰면의 fabric content가 증가함에 따라 마모율이 증가하였으며, 마찰계수는 운동에너지 하중이 증가함에 따라 감소하였다. 그러나 에너지가 일정수준 이상이면 마모율이 감소하는데, 이는 필름형상의 마모조각이 윤활제 역할을 하기 때문으로 여겨진다.

- 마찰면에 존재하는 fabric은 단섬유에 비하여 마찰계수를 증가시킬 뿐 아니라 마모 저항성을 저하시키는 것으로 보여진다.

- 높은 운동에너지 하중 조건에서 마찰계수, 마찰안정계수 및 마모율은 마찰면의 fabric content에 관계없이 일정값들을 보인다.

- 반복적인 제동 시험으로 인하여 비마찰면에서 상당한 산화 현상을 관찰할 수 있었으며, 이는 실제 브레이크 작동시에도 마모율에 큰 영향을 미칠 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 연구비지원으로 수행된 연구결과로서 관계자 여러분께 깊은 감사를 드립니다.

참 고 문 헌

1. S.S. Kokonin, “Landing Gear Systems and Perspectives of Development”, Aviatechnologies, No.7, 1991, P.10-13.
2. G.Savage, Carbon-Carbon Composites, Chapman & Hall, UK, 1993.
3. Nobuhiko Narita, “Friction Mechanism of C/C Composites,” 1st Intl Symposium on Carbon,

1990, Japan, P.386.

4. N.Murdie, J.Don, C.Kochen, R.Liew, and C.P.Ju, "Tribological Studies of C/C Composites", 19th Bienn. Conf. on Carbon, 1989, P. 496-497.

5. Baojan Pu and Qizhem Huang, "Tribological Characteristics of C/C Composites", 19th Bienn. Conf. on Carbon(1989), pp.352-353.

6. H.W. Chang and R.M. Rusnak, "Contribution of Oxidation to the Wear of Carbon-Carbon Composites", Carbon, Vol.16, pp.309-312,

1978.

7. E.M. Tatarzycki, "Friction Characterization of Some Graphites and Carbon Composites Sliding against Themselves", 20th Proc. of Bienn. Carbon Conf., 1991, pp.138-139.

8. Testing Manual of IM-58 Dynamotester, Rubin.

9. E. Fitzer, "Tribological Behavior of C/C Composites", 4th I'ntl Carbon Conference, 1986, P.867.

