

CFRC 소재 항공기 브레이크 디스크 제동시험을 통한 강도 안전성 분석과 마멸특성 연구

*감문갑¹, 김원일², 김진성³

¹ 국방기술품질원, ²경남대학교 기계공학부, ³쥬테크

A Study on Structural Strength Safety and Characteristic of Surface Wear for The Aircraft CFRC Disc Brake Test

*M.G. Kam¹, W. I. Kim², J. S. Kim³

¹ Defense Agency for Technology and Quality, ²Dept. of Mech. Eng. Kyungnam Univ., ³DACC CO. Ltd

Key words : CFRC(carbon fiber reinforced carbon), Carbon Brake Disk, Friction, Surface wear

1. 서론

1.1 CFRC 소재란

탄소섬유 강화 탄소복합체(이하 CFRC: carbon fiber reinforced composites)재료는 고온 환경에서 구조물에 사용되는 재료로서 다른 재료에 비교하여 비강성이 월등히 높고 비산화성 상태에서는 2000℃~3000℃의 고온에서도 기계적 물성의 저하가 거의 없는 유일한 재료로서 열적 구조적 안정성과 우수한 마찰특성으로 인하여 고속 경주용 자동차나 고속전철, 항공기의 브레이크 디스크용으로 많이 사용되고 있다는 것은 이미 잘 알려진 사실이다.¹⁻³ 항공기용 제동 브레이크 탄소강화소재 디스크는 항공기를 생산하는 원산지인 미국 등 세계 각국에서도 1970년대 초 Concord 기에 처음으로 장착된 후 본격적으로 대형여객기, 전투기와 수송기에 시험 장착되어 뛰어난 성능을 인정받게 되어 지금은 거의 모든 고성능 전투기와 대형 여객기, 수송기 등에 탄소섬유 강화 복합재료를 브레이크 디스크에 사용되고 있다.⁴⁻⁵

1.2 개발 동향

응용연구는 1970년대 중반부터 미국, 프랑스, 영국 및 러시아의 관련업체 및 연구기관에서는 비밀리에 행하여 왔으며, 특히 탄소섬유강화 복합재 자체가 대형 발사체 및 Missile의 핵심재료 부품으로 적용되어 있기 때문에 세계의 몇몇 개발국가에서도 자국의 기술보호를 국책으로 정하여 이에 대한 기술자료와 소재자체의 유출이 MTCR(Missile Technology Control Regulation) 및 ITAR(International Traffic in Arms Regulation)규제하에서 금지되어 오고 있어 고온에서의 물성에 대한 기술자료는 찾기가 어렵다. 국내에서도 고온물성에 대한 연구는 꾸준히 지속되고 있으며, 요즘은 일부고급 승용차에도 탄소 디스크가 이미 상품화되어 적용하고 있으며, 국내에서도 2000년 이후부터 일부 방위산업부분 및 항공분야에서 국산화 개발사업 등 부품응용에 연구가 활발히 진행되고 있다.⁶

본 연구 대상으로서 항공기 F-16 B32 브레이크 CFRC 소재 디스크로서 (Fig.1 참조) 실제 운용 시 문제가 예상되는 부분은 회전판의 키 홀 부분이며 이곳에서 마찰력을 지지한다. 실제 비행 운용 중 최대중량 착륙조건과 동일한 조건으로 유한요소 해석을 통해 핀홀 R 반경의 변화에 따라 강도 안전성을 Tsai-Wu 파손식을 적용하여 분석하였으며, 관성동력계를 이용한 제동수명 시험과정에서 고온마찰 표면의 특성을 SEM을 통해 관찰하였으며, 표면거칠기 변화와 디스크 마멸량의 변화 추이를 측정하여 CFRC 소재 항공기 브레이크 디스크의 사용수명을 예측할 수 있었다.

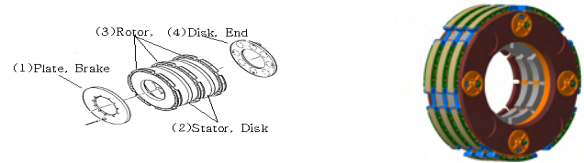


Fig.1 F-16 B32 Brake Disk Assembly

2. 제동 관성동력계의 운동 에너지 이론

항공기 브레이크 디스크 조립체의 제동 체원 값을 시험평가 시험적용 장비인 관성동력계(Inertia Dynamometer)의 관성중량(Inertia Equivalent)값을 고려한 관성 제동에너지 이론은 다음식 (1)~(5)와 같이 나타낼 수 있다.

- 1) 제동 초속도(Brake Application Speed : V , mph)

$$V = 5.47 (K * E / IE)^{1/2} \dots\dots\dots (1)$$
 $K * E$: 운동에너지(ft-lbs), IE : 관성중량(lbs)
- 2) 제동 활주거리(Braking Distance : S_{dist} , Feet)

$$S_{dist} = (V * 1.467)^2 / t A_{Decel} \dots\dots\dots (2)$$
- 3) 제동 토크(Braking Torque : T , in-lbs)

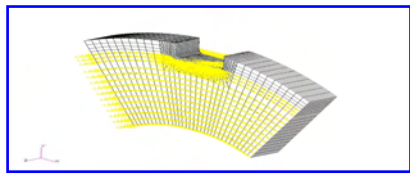
$$T = (IE / G) * A_{Decel} * R_{Rolling} \dots\dots\dots (3)$$
 $R_{Rolling}$: Tire Dynamic load radius(in)
 G : Acceleration of gravity = 32.174 f/ sec²
 IE : 관성중량(lbs)
 A_{Decel} : 감속도 (ft/sec²)
 $R_{Rolling}$: 플라이 휠의 회전반경(feet)
- 4) 운동 에너지(Kinetic Energy : $K * E$, ft-lbs)

$$K * E = (W * V^2) / 2G \dots\dots\dots (4)$$
 W (관성중량) : IE : Inertia Equivalent (lbs)
- 5) 관성중량(Inertia Equivalent : IE , lbs)

$$IE = (Aircraft Wt.) / no.Bakes \dots\dots\dots (5)$$

3. 파손강도 해석을 통한 안전도 고찰

F-16 B32 전투기의 브레이크 회전판(Rotor Plate) Key 홀 코너부분은 가장 취약한 부위로서 장시간 운용 후 점검해보면 간혹 파손흔적이 발견되기도 한 곳이다. Fig. 2에서 보여주는 것과 같이 이곳의 구석 반경치수를 1.1mm에서 5.5mm까지 라운드를 변화시켜 비선형 접촉해석방식으로 복합소재의 파손해석에서 가장 많이 응용되는 Tsai-Wu Criterion을 적용하여 해석한 결과 두께방향에서는 응력이 매우 작았으므로 무시할 수 있으며, 회전방향인 평면방향 하중상태에서 R 1.1에서 5.51, R5.5에서는 11.06으로 반경이 큰 R5.5에서 가장 큰 안전도를 나타내었다.



Total load distribution

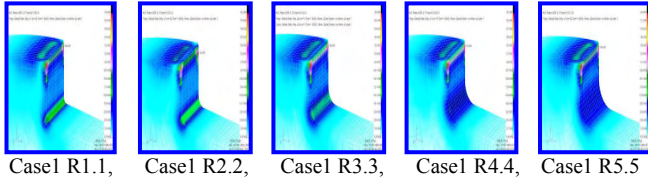


Fig. 2 Von-Mises Stress Distribution

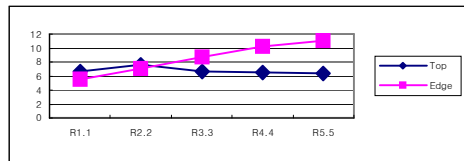


Fig. 3 Comparison Margin of Safety

4. 마찰 표면의 마멸 실험

4.1 마찰면 표면 변질층의 고찰

F-16 B32 브레이크 디스크는 서로 동일한 순수 CFRC 소재의 표면끼리 마찰되며 온도는 최대 880°C 까지 올라간다. 마찰 표면을 SEM 으로 관찰한 결과 Fig.4 와 같이 Wear Film 과 Pore, Particle 이 관찰되었다. 고온마찰 시 Wear Film 발생이 마찰계수 변화와 고온마멸에 저항성을 주는 원인을 제공하는 것으로 예측되고 있으나, 명확한 연구 분석은 향후 연구과제로 남겨두었다.

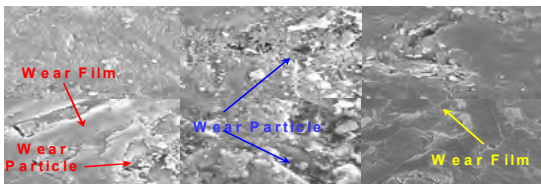


Fig. 4 Wear Film of Friction Surface(x 500)

4.2 마찰표면 조도변화의 고찰

또한 표면거칠기는 마찰 시험전과 50 회 제동후인 제품을 구분하여 측정된 결과 Fig. 5 과 같이 국산품 마찰후의 원판(Ct)이 중심선 평균거칠기(Ra) 수치로 2.53μm 로 가장 낮게 나타났으며, 국산가공품 시험 전 표면(Cm)은 3.22μm, 외국산 수입품의 신품 표면상태(Ao)는 7.04μm 의 수치로 각각 나타났다.

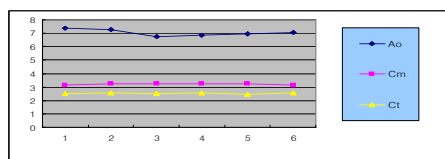


Fig. 5 Brake Disk Surface Roughness

5. 디스크 수명 예측을 위한 실험적 고찰

관성동력계에서 330 Cycle 까지 제동실험결과 매 30 Cycle 마다 디스크의 두께는 일정한 선형적으로 마멸되어 1.746mm 로 나타났으며, 마멸 수명한계 치수(17.25mm)까지 정상마멸 되어 간다고 가정하면 수명한계는 약 3,250 Cycle 정도로 예측할 수 있다. 고온으로 시험이 계속 될수록 마멸 증가량은 감소하는 특성이 나타났으며, 원인은 Wear Film 생성에 따른 원인 등으로 생각되며 교환 시 까지 디스크 수명예측은 Fig.6 과 같이 예측 Cycle 을 나타낼 수 있다.

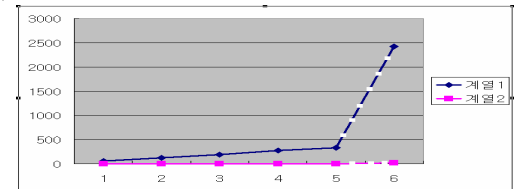


Fig. 6 Prediction of disk Wear Life Cycle

6. 결론

CFRC 소재의 F-16 B32 전투기의 브레이크 디스크에 대한 회전판 Key 의 핀홀 반경 R 부분의 파손에 대한 안전도와 마찰표면 마멸특성 연구결과 다음과 같은 결론을 얻었다

- 1) 회전판 Key 핀홀 반경 R 가공부분의 파손 안전성은 R1.1mm 에서 5.51, R5.5mm 에서는 11.06 으로 가장 큰 안전도를 보였으며, R5.5mm 가 설계 최적치수로 확인되었다.
- 2) 마찰 표면을 SEM 으로 관찰한 결과 Wear Film 과 Pore, Particle 이 관찰되었다. Wear Film 발생이 고온 마찰계수 변화와 고온마멸에 저항성을 주는 원인을 제공하는 것으로 예측되고 있으나, 명확한 원인 분석은 향후 연구과제로 남겨두었다
- 3) 디스크의 표면거칠기는 50 회 마찰시험후인 것은 Ra 로 2.53μm 이며, 시험 전 표면조건(3.22μm)보다 정도가 조금 높게 나타났으나, 이 값은 마찰제동 초기에 디스크 표면과 접촉되면서 길들임 되어 공구자국이 제거되면서 안전화 된 상태로 추정되며, 가공 설계기준으로는 3.2μm 이 내의 수치를 표면가공 최적조건으로 제시할 수 있었다
- 4) 제동수명(회수)을 예측한 결과 330 Cycle 에서 1.746mm 의 마멸량이 발생하였고 선형적 두께감소 현상으로 규격기준 17.25mm 두께감소 까지는 약 3250 제동 Cycle 이상의 제동수명으로 추정되었다

참고문헌

1. G. Savage, In, *Carbon-Carbon Composites*, Chapman and Halt, London, 1993,pp. 157-191
2. M. Schwartz, *Composite Materials Handbook*, 2nd ed. McGraw-Hill, New York, 1992.
3. B. Rand, In, *Essentials of carbon Composites*, ed. By C. R. Thomas, Royal society of Chemistry, Cambridge, 1993. p. 67
4. J. Rodriguez-Mirasoi, a. thrower, and L. R. Radovic, "On the Oxidation Resistance of Carbon-Carbon Composites: Importance of Fiber Structure for Composite Reactivity," *Carbon*, Vol. 33, 1995, pp. 545-554.
5. R. Luo, "Friction Performance of C/C Composites Prepared Using Rapid Directional Diffused Chemical Vapor Infiltration Processes," *Carbon*, Vol. 40, pp.1279-1285
6. MIL-W-5013,"General Specification for Aircraft Wheel and Brake Assemblies",1982