

## KTX-1 복합재 브레이크 페달 개발 및 구조 인증시험

조치룡\* · 김현수\*\* · 김광수\*\*\*  
(1998년 9월 28일 접수)

### Development of Composite Brake Pedal for KTX-1 and Tests for Structural Certification

Chee Ryong Joe, Hyun Su Kim and Kwang Su Kim

**Key Words:** Composite Material(복합재료), Brake Pedal(브레이크 페달), Structural Integrity(구조적 안전성), Failure Criteria(파괴기준), Damage Tolerance(손상허용), Sandwich Structure(샌드위치 구조), Modular Construction System(모듈구조)

#### Abstract

A brake pedal for the flight control system of the Korean primary trainer is developed using composite material. The development includes the structural design, stress analysis, manufacturing and the qualification tests. A FEM analysis is used for the structural design and stress analysis. Autoclaving process is used to fabricate the composite brake pedal. For the qualification tests, modular fixtures are developed and applied. It is shown that the composite brake pedal developed meets all the structural integrity requirements specified in the military specification for aircraft parts.

#### 1. 서론

섬유강화 복합재료는 높은 비강도 및 비강성의 기계적 특성으로 인하여 항공기 구조물 경량화의 주요 수단으로 사용되고 있다. 현재 선진 외국항공사에서는, 2차 구조물에의 적용 단계를 거쳐 1차 구조물까지 복합재를 적용하여 실용화하는 단계에 접어들고 있는 추세이다. 1차 구조물이란 기체 전체의 작동 불능 상태와 직결되어 생존문제에 직접적으로 영향을 주는 것을 말한다.<sup>(1)</sup>

브레이크 페달은 브레이크와 방향타(rudder)를 구동시키는 두 가지 역할을 수행한다. 브레이크의 파괴는 곧 항공기 전체의 조종 불능 상태와 직결되므로, 브레이크 페달은 항공기의 1차 구조물로 분류된다.

이러한 복합재의 실용화에 있어서 경량화, 구조적 안전성 (structural integrity) 및 생산비용의 절감 등이 개발의 성패를 좌우하는 중요한 요소가 된다. 특히 구조적 안전성은 운용 중의 항공기 생존문제에 직결되므로, 항공기의 1차 구조물에의 적용을 위해서는 복합재료의 구조적 안전성 증명이 필수적이다. 구조적 안전성 증명과 실용화를 위해서는, 미군사 표준서<sup>(2)</sup>에 명기되어 있는 세부요구조건을 만족시켜 구조 인증(structural certification)을 획득하여야 한다.

본 논문에서는 한국형 초등훈련기의 비행조종 장치의 일부인 브레이크 페달(brake pedal)을 섬유강화복합재를 사용하여 개발한 과정과 설계개발시험 및 구조 인증시험에 대한 과정을 기술하고 있다. 브레이크 페달의 개발 과정은 설계개발시험, 구조설계, 응력해석, 시제품 제작 및 구조시험을 포함한다. 경량화 및 구조적 안전성의 증명은 개발의 모든 단계에서 가장 우선적으로 고려되어야 할 요소이다.

\* 회원, 국립창원대학교 기계설계공학과

\*\* 국립창원대학교 대학원 기계설계공학과

\*\*\* 회원, (주) 대우중공업 우주항공 복합재 센터

## 2. 설계요구조건

본 개발품은 국방과학연구소에서 제시하는 요구조건을 만족시켜야 하므로 제반설계요구조건은 이에따라 정해졌다.

항공기의 비행조종장치 중에서 브레이크 페달은 조종사의 발로 브레이크와 방향타를 구동시키는 장치이다. 브레이크 페달의 구조적 강도 측면에서는, 설계극한하중(design ultimate load)에서 파괴가 발생하지 않아야 한다는 설계요구조건을 갖는다. 설계극한하중은 설계제한하중(design limit load)에 1.5의 안전계수를 적용하여 얻어지는데, 브레이크작동의 경우 페달 회전 힌지 중심에 450 lb, 방향타작동의 경우 페달 끝단 부위에 450 lb의 하중이 가해지는 것을 각각 설계극한하중으로 하였다.

복합재의 파괴를 판단하기 위해서는 복합재 파괴기준(failure criteria)을 적층판(laminate) 또는 적층판을 구성하는 각층(ply)에 적용하는데, 복합재 파괴기준으로는 Tsai-Hill 이론, Tsai Wu 이론, 최대응력 이론, 최대변형률 이론 및 보강제 최대변형률 이론 등이 있다.<sup>(3)(4)</sup> 브레이크 페달의 파괴기준으로는 보강제 최대변형률 이론을 적용하였다. 보강제 최대변형률 이론에서는 모든 보강제 방향의 적층판 변형률을 설계허용치와 비교함으로써 적층판의 파괴 여부를 판단한다. 복합재의 파괴 판단에는 사용환경, 반복하중, 제작 및 운용 손상 등이 적층판의 강도 저하에 미치는 영향이 반드시 고려되어야 한다.<sup>(5,6)</sup>

브레이크 페달이 작동되는 극한 온도는 -50 ~ 70 °C 이고, 극한 상대습도는 85 %이다. 또한 경제수명은 12,000 비행 시간인데, 이 기간 동안의 하중 작용횟수는 대략  $4.8 \times 10^5$  회이다. 제작 및 운용 손상 중, 검사 과정에서 발견되는 손상은 수리(repair) 공정을 거친 후 원래 상태의 기계적 강도를 유지하게 되나, 검사 과정에서 발견되지 않는 미감지 손상은 적층판에 강도 저하를 유발한다. 미감지 손상에는 표면 긁힘(surface scratch), 층간분리(delamination), 저속충돌 손상(low energy impact) 등이 있고, 이들의 임계 크기는 제작 및 운용 환경과 검사 능력에 따라 결정된다.<sup>(7)</sup> 브레이크 페달에서의 표면 긁힘은 길이 25 mm, 깊이 0.5 mm인 가는 선, 층간분리는 26

mm 또는 13 mm 직경의 원형, 저속충돌손상은 길이 1 mm, 직경 5 mm인 원형으로 정의되었다.

강성 측면에서의 설계요구조건을 보면, 설계극한하중에서 변형으로 인해 페달의 작동이 영향을 받지 않는 범위이면서, 조종사가 감각적으로 불편하게 느끼지 않아야 한다. 조종사의 감각이 기존의 금속재 페달에 익숙해져 있기 때문에 금속재 페달의 최대변위조건인 4.5mm를 그대로 적용하였다.

## 3. 설계개발시험

항공기 비행조종장치의 설계와 구조해석을 위해 카본/에폭시 복합재 적층판에 대한 설계허용치와 환경하중배가계수(environmental load enhancement factor)를 도출하기 위하여 설계개발시험을 수행하였다.<sup>(8)</sup> 보강제 최대변형률 파괴기준식에서는 사용환경, 반복하중 및 미감지손상 등의 영향이 고려된 보강제 최대허용변형률이 복합재의 파손여부를 판단하는 기준이 된다. 이를 위하여 설계개발시험에서는 실제 설계에 사용된 적층배열에 따라 시편을 제작한 후, 환경, 반복하중 및 미감지손상등의 영향을 반영하여 인장 및 압축, 베어링, 접합전단 시험을 수행하였다. 시편시험 결과, 최대 허용변형률은  $\pm 3800 \mu\epsilon$  (B-basis)로 측정되었다.

실물 구조시험시, 극한 사용환경조건을 유지해 주어야 하는데, 이는 현실적으로 어려움이 따른다. 이러한 난점을 해결하기 위하여 구조시험 하중을 증가시켜 환경조건의 영향을 반영시키는 방법이 있는데, 시편시험 단계에서 도출할 수 있는 환경하중배가계수를 실물 구조시험 하중에 적용한다. 한 예로, 흡습환경하중배가계수는 식 (1)과 같으며, 여기서  $\sigma_{RTD}$ 는 상온 및 상습조건(25 °C, 50 %)에서의 최대허용응력이고  $\sigma_{ETW}$ 는 극한 온도 및 습도조건(70 °C, 100 %)에서의 최대허용응력이다.

$$\text{흡습환경하중배가계수} = (\sigma_{RTD} / \sigma_{ETW}) \quad (1)$$

본 연구에서는 흡습포화상태(70°C, 85% R.H)에서 수분흡수시험을 수행하여 카본/에폭시 복합재료 적층 시편의 시간에 따른 흡습량을 관찰하였

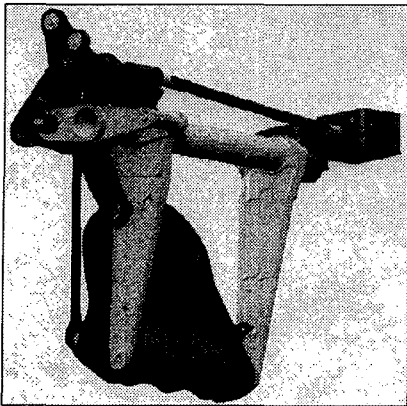


Fig. 1 Brake pedal 3-D model.

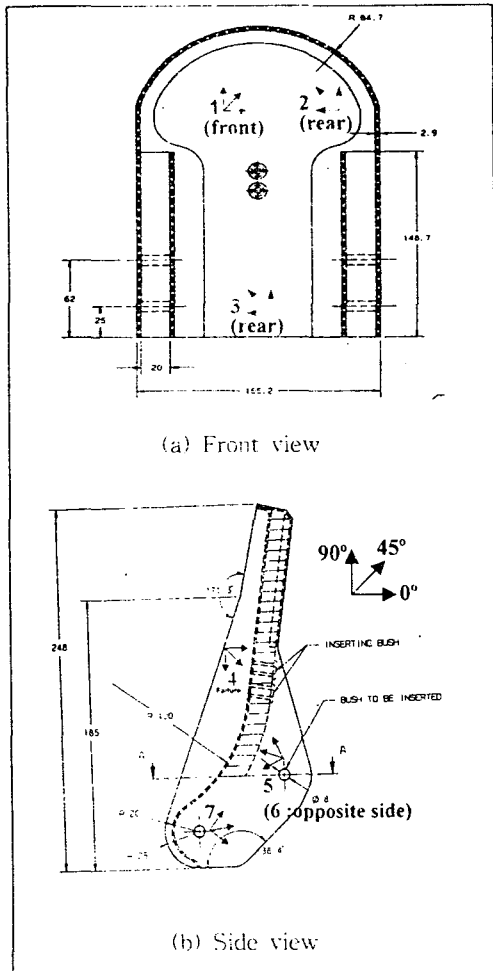


Fig. 2 Dimension of the brake pedal.

다.<sup>(9)</sup> 흡습상태의 시편으로 인장, 압축의 경우에 대한 기계적 강도시험을 수행하여 정상상태의 시편강도와 비교하여 흡습환경하중 배가계수 1.15를 도출하였다.

4. 구조설계

기본 재료로는 더글라스 항공사의 재료인증을 획득한 카본/에폭시 평직 프리프레그(DMS 2288 Type 2)를 사용하였다. 방향타 작동하중은 페달에 굽힘하중과 비틀림 하중을 유발시키므로 카본/에폭시 프리프레그를  $[(\pm 45)/(0/90)(0/90)(\pm 45)]_s$ 로 적층하여 하중을 지지하도록 하였다. 충분한 강성을 위해서 페달의 중앙 표면은 하니콤 코어를 적용한 샌드위치 구조로 설계하였다. 볼트연결부위에 굽힘모멘트가 작용하는 회전힌지 및 구동힌지 부위는 형상이 복잡하므로 가공이 용이한 폼 코어를 적용하였다. Fig. 1은 브레이크 페달의 3차원 형상을 보여주고 있으며, Fig. 2에 시제품에 대한 주요치수가 표기되어 있다.

5. 응력해석

페달의 응력해석에서는 상용 유한요소 프로그램인 I-DEAS Master Series를 사용하여 브레이크 페달의 변위해석, 파괴해석을 수행하였다. 하중조건으로는 브레이크페달 힌지부위와 끝부위에 각각 설계극한하중 450 lb를 집중하중으로 가하였다. 경계조건으로는 회전힌지 지지구멍과 구동힌지 지지구멍이 볼트 및 너트로 지지되어 있는데, 이에 해당하는 1개의 유한요소 절점의 X,Y,Z 변위를 구속하였다. 얇은 적층판을 모델링하기 위하여 얇은판(thin shell) 요소를 사용하였고, 코어를 모델링하기 위해 솔리드(solid) 요소를

Table 1 Carbon/Epoxy mechanical properties.

Properties	Symbol	Value [unit]
Elastic modulus in x-direction	$E_{xx}$	62.3 [GPa]
Elastic modulus in y-direction	$E_{yy}$	62.3 [GPa]
Poisson's ratio in x-y plane	$\nu_{xy}$	0.096
Shear modulus in x-y plane	$G_{xy}$	3.6 [GPa]

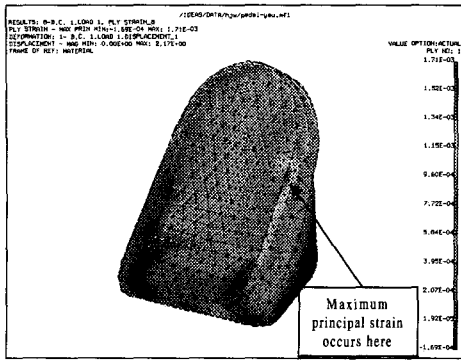


Fig. 3 Principle strain distribution.

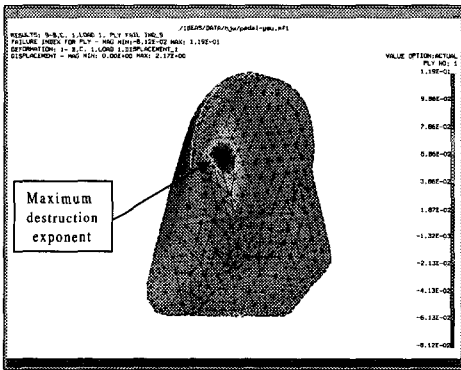


Fig. 4 Tsai-Wu destruction exponent.

사용하였다. 얇은판 요소에서는 적층판의 각층을 모델링하였는데, 이때 사용한 각층의 기계적 특성은 Table 1과 같다.

변위 해석결과, 힌지 축을 중심으로 굽힘과 비틀림이 혼합된 변위양상을 보이는데, 설계극한하중에서 페달 끝단의 최대변위는 2.17 mm로서 설계요구조건(4.5 mm 이하)을 만족시켰다. 변형을 해석결과(Fig. 3), 페달 우측 모서리에서 최대 주 변형률이 2020  $\mu\epsilon$ 으로 재료의 허용변형률 3800  $\mu\epsilon$  보다 작게 나타나 파괴에 안전함을 알 수 있었다. 참고로 Tsai-Wu 최대파괴지수는 페달 밀면 비틀림 부위에서 0.12로 나타났다(Fig. 4).

### 6. 시제품작

페달의 제작공정은 하니콤 코어와 폼 코어 가공, 복합재 플라이와 접착제 적층, 오토클레이브

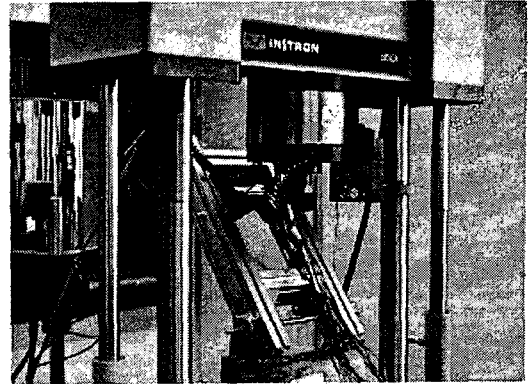


Fig. 5 Brake pedal structure test.

경화공정 및 비파괴 검사의 단계를 거친다. 오토클레이브 성형은 고온, 고압에서 복합재를 성형하는 제작공정으로서 비용이 고가라는 단점이 있지만, 우수한 품질을 유지할 수 있다는 장점으로 인하여 대부분의 항공기 복합재부품 제작에 사용되는 공정이다. 브레이크 페달은 250°F의 온도에서 40psi의 압력으로 6시간 동안 경화과정을 거쳤다.

제작공정에서 발생한 결함을 검출하기 위하여 육안검사, 접촉검사(taping test), 초음파검사 및 X-선 검사 등의 방법을 적용하였다.

## 7. 구조시험

제작된 브레이크 페달은 정하중시험, 피로-손상허용시험 및 운용시험을 통하여 구조적 안전성을 검증하여야 한다. 본 논문에서는 환경조건 및 미감지 손상을 고려한 정하중 시험 및 피로-손상허용시험을 수행하여 구조적 안전성을 검증하였다. Fig. 5는 정하중 시험 및 피로하중 시험장치를 보여주고 있다.

시험치구는 실구조물의 파괴이전에 파괴가 일어나지 않아야 하며 가벼우면서도 시험도중 처짐이나 변형이 일어나지 않도록 제작되어야 한다. 본 연구에서는 모듈구조장치(modular construction system)로 치구를 구성하여 브레이크 페달 구조 시험에 적용하였다.

### 7.1 정하중 시험

정하중시험에서 제작 미감지 손상을 반영하기 위하여 시제품 제작시 다음과 같이 하였다. 응력 해석 결과 최대파괴지수가 나타난 페달의 밀면

및 회전한지 부위에 층간분리를 삽입하였고, 최대변형률이 나타나는 우측 모서리에 십자모양의 표면 굽힘을 적용하였다. 또한 고온, 다습의 환경 조건을 반영하기 위하여, 450 lb의 설계극한하중에 설계개발시험에서 획득한 흡습환경하중배가계수 1.15를 적용하였다. 변형을 측정을 위하여 응력해석 결과로부터 구조적으로 취약하다고 판단되는 최대파괴지수, 최대변형률 발생부위 등 일곱 부위에 변형률 게이지를 부착하였다. 저항이 350Ω이고, 게이지 팩터가 2.09인 로제트(rosette, CEA-06-125UR-350) 변형률 게이지를 사용하였다. 스트레인 게이지 부착지점은 Fig.2에 번호 및 방향이 표시되어 있다.

시험결과, 방향타 작동하중에서의 하중-변위 선도를 Fig. 6에 표시하였다. 시험하중 540 lb 근처에서 미소한 변곡부위가 발견되었는데, 이 부위에서부터 최초의 파괴가 시작된다고 판단된다. 최종적인 파괴는 시험하중 780 lb에서 발생하였다. Fig. 7에 응력해석에서 예측된 최대파괴지수 부위인 부착위치 2에서의 하중-변형률 선도를 표시하였다. 그림에서 0°, 45°, 90° 는 로제트 변형률 게이지의 세 방향을 나타내며 각각의 게이지에 대한 부착 방향은 Fig.2에 나타나 있는데 뒷면에 부착된 것을 투영하여 본 모습이다. 이 선도에서도 역시 하중 540 lb 근처에서 미소한 변곡부위가 발견되고 있다.

Table 2에는 설계극한하중에서의 변형률 측정

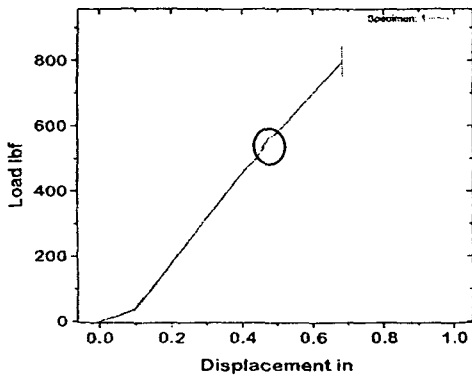


Fig. 6 Load vs. displacement curve at the Rudder operation.

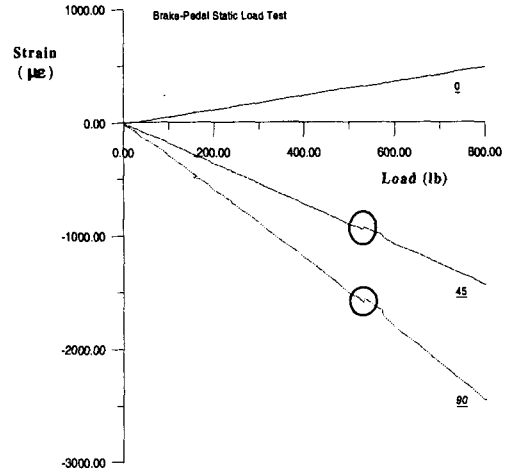


Fig. 7 Load vs. strain curve at maximum destruction exponent.

Table 2 Strain(με) at design ultimate load.

No.	part	$\epsilon_0$	$\epsilon_{45}$	$\epsilon_{90}$	$\epsilon_1$	$\epsilon_2$
1	Reaction force	-291	-228	178	234	-347
2	Maximum failure	282	-801	-1337	327	-1382
3	Buckling	31	-111	-22	123	-114
4	Maximum strain	-584	1750	1204	2005	-1385
5	Operation hinge (out)	-1172	-1770	-1195	-597	-1770
6	Operation hinge (in)	204	270	-275	353	-424
7	Fixed hinge	3	-1369	-434	959	-1390

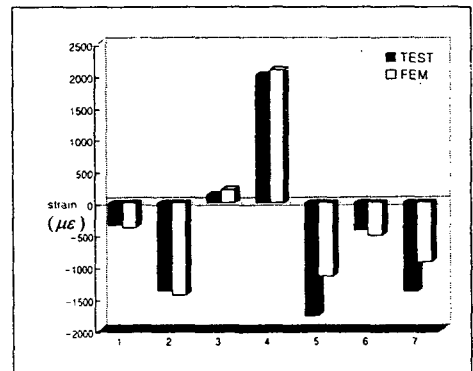


Fig. 8 Experimental strain data vs. stress analysis strain data comparative.

값 및 이로부터 구해진 주변형률이 나타나 있다. 표에서 보면 설계극한하중에서의 최대변형률은 페달의 우측 모서리 부위(게이지 4)에서 2005  $\mu\epsilon$ 로 나타나 설계요구조건(3800  $\mu\epsilon$ 이하)을 만족시킨다. 이는 응력해석 결과(2020  $\mu\epsilon$ )와 불과 1% 이내의 오차를 보여주고 있다.

Fig. 8에 응력해석 및 실제 실험으로부터 측정된 변형률을 비교하였다. 게이지 부착위치 Fig.2에서의 힌지 구멍 부위를 제외한 부위(게이지 1,2,3,4)에서는 10% 이내의 변형률 차이를 보여주고 있다. 구동힌지와 고정힌지 구멍 부위(게이지 5,6,7)에서는 30% 정도의 다소 높은 오차가 나타나고 있는데, 이는 유한요소 모델에서 힌지구멍을 반영하지 않고, 구멍을 1개의 절점으로 모델링하여 구속조건을 반영하였기 때문에 발생한 오차로 판단된다.

7.2 피로-손상허용시험

피로-손상허용 시험에 대한 전체적인 시험절차는 다음과 같다.

- ㉠ 미감지 제작손상 삽입
- ㉡ 브레이크 페달에 대한 육안 및 초음파 검사
- ㉢ 2회 수명동안 피로시험
- ㉣ 설계극한하중에서 잔류강도시험
- ㉤ 브레이크 페달에 대한 육안 및 초음파 검사
- ㉥ 충격손상 삽입
- ㉦ 1회 수명동안 손상허용 피로시험
- ㉧ 손상허용 잔류강도 시험 및 파괴

Table 3 Fatigue test load & frequency.

Rudder Action load [ lb ]	Fatigue test		
	Test load [ lb ]	Number of cycle [ N ]	Total cycle [ N × 4 ]
220	291	50	200
200	265	75	300
180	238	2500	10,000
144	191	3750	15,000
108	143	5500	22,000
72	96	25000	100,000
36	48	77500	310,000

7.2.1 피로시험

피로시험에서 미감지 제작손상을 반영하기 위하여 응력해석 결과 최대변형률이 나타나는 우측 모서리에 십자모양의 표면 굽힘(길이 25 mm, 깊이 0.5 mm)을 적용하였고 최대파괴지수가 나타나는 페달의 밑면 및 회전힌지 부위에 인위적으로 층간분리(직경 25.4 mm)를 삽입하였다. 브레이크 페달의 경제 수명은 한국형 초동훈련기의 수명인 12,000 비행시간으로 하였다. 시험하중 및 주파수를 단계별로 설정하여 12,000 비행시간에 해당하는 시험을 2회 반복 수행하였다. 피로시험하중은 방향타 작동하중에 피로하중배가계수 1.15와 설계개발시험에서 구한 흡습환경하중배가계수 1.15를 곱한 값을 적용하였다.

1회수명중에 발생하는 하중상태를 재현하기 위하여 Table 3에 나타난 바와 같이 반복하중을 가하였다. 제일 낮은 하중, 즉 48 lb를 77,500번 가한 뒤에 96 lb를 25,000번 가하고, 다시 점차 하중을 높히면서 291 lb를 50번 가하는 시험을 총 4회 반복하여 1회수명시험을 구성하였다. 하중은 압축-압축 조건으로 하였으며, 진동수는 291, 265 lb에서는 0.5 Hz로, 나머지는 2 Hz로 하였다. 고하중에서의 진동수를 줄인 것은 피로시험기의 최대토출량 제약에 따른것이다.

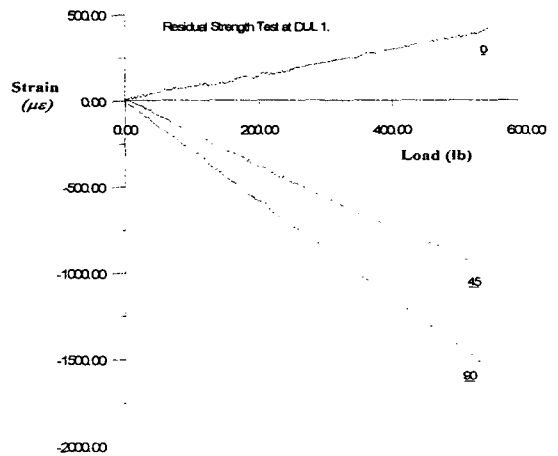


Fig. 9 Load vs. strain curve at maximum destruction exponent part.

**Table 4** Strain( $\mu\epsilon$ ) at fatigue residual strength testing

No.	Part	$\epsilon_0$	$\epsilon_{45}$	$\epsilon_{90}$	$\epsilon_1$	$\epsilon_2$
2	Maximum failue	417	-987	-1549	503	-1635
4	Maximum strain	-472	1762	1370	2053	-1155
5	Operation hinge(out)	-812	-1222	-1066	-629	-1249
6	Operation hinge(in)	442	522	-80	610	-248
7	Fixed hinge	-773	-1610	299	1237	-1711

### 7.2.2 피로 잔류강도 시험

피로시험 후, 피로 잔류강도를 측정하기 위해서 정하중시험을 수행하였다. 구조적으로 취약하다고 판단되는 최대파괴지수 부위, 최대변형률 부위, 최대반력 부위 등의 다섯 부위에 변형률 게이지를 부착하였다. 시험하중은 설계극한하중 450 lb에 환경하중배가계수 1.15를 적용하여 550 lb 까지 적용하였다.

시험결과 하중이 550 lb일 때 변형률 및 이로부터 구해진 주변형률값은 부위별로 Table 4에 정리하였다. 최대변형률이 일어나는 페달 우측 안쪽면의 주변형률값이 2053  $\mu\epsilon$ 으로 정하중시험에서보다 약간 높으나 피로하중에 의한 변형의 증가를 감안한다면 설계요구조건인 3800  $\mu\epsilon$  이하를 충분히 만족시키고 있음을 보여준다. 참고로, 최대변형이 발생한 부위(게이지 위치 5번)에서 기록된 하중-변형률 그래프를 보면 Fig. 9와 같다. 적용된 최대 하중 550 lb 까지 그 부위에 급격한 파괴가 일어나지 않았음을 알 수 있다.

### 7.2.3 손상허용피로시험

피로하중 시험에서 미감지 운용손상을 반영하기 위하여 최대변형률 부위와 좌굴발생 부위에 낙하충격시험장치(drop weight impact machine)를 이용하여 육안으로 층간분리를 판단할 수 있을 정도 충격을 가하였다. 충격에너지는 30 J이었다. 이때 가해진 시험하중, 절차, 조건설정등은 피로시험과 동일하게 설정하였으며 1회 수명을 수행하였다.

**Table 5** Strain( $\mu\epsilon$ ) at fatigue damage-tolerance residual strength testing.

No.	Part	$\epsilon_0$	$\epsilon_{45}$	$\epsilon_{90}$	$\epsilon_1$	$\epsilon_2$
2	Maximum failue	323	-859	-1355	390	-1422
4	Maximum strain	-486	2933	768	3003	-2721
5	Operation hinge(out)	-936	-1439	-735	-224	-1447
6	Operation hinge(in)	114	106	-279	190	-355
7	Fixed hinge	-676	-1364	261	1040	-1455

### 7.2.4 손상허용 잔류강도시험

시험하중은 450 lb로 설정하였다. Table 5은 설계극한하중에서의 변형률값을 보여준다. 시험결과, 최대변형률이 일어나는 페달 우측 안쪽면의 주변형률값이 3003  $\mu\epsilon$ 으로 설계요구조건(3800  $\mu\epsilon$  이하)을 만족시키고 있다. 이어서 시행된 파괴시험에서는 530 lb에서 최초의 파괴가 시작되었고 770 lb에서 파괴가 진전되면서 1100 lb에서 완전파괴가 일어났다.

## 8. 맺음말

항공기 1차 구조물에의 실용화를 목표로, 미군 사표준서에 명시되어 있는 구조 안전성 프로그램에 의거하여 복합재 브레이크 페달의 설계, 제작 및 인증시험을 수행하였다. 개발품에 대한 정하중 및 피로하중시험을 한 결과 설계요구조건을 만족하였고, 피로 잔류강도 및 손상허용 잔류강도 시험에서도 내구성에 대한 설계요구조건을 만족시킴을 확인하였다. 본 개발품의 설계시에는 피로에 의한 파괴는 고려하지 않고 설계하였다. 사용된 복합재료의 특성상 피로강도가 우수하여 피로시험결과 피로에 의한 강도저하는 미약한 것으로 나타났다. 따라서, 설계시 피로에 의한 파괴는 크게 걱정할 필요가 없는 것으로 사료된다. 그러나 접착부위등에서의 피로파괴가 발생할 수 있으므로 실부품에 대한 피로 시험은 반드시 행해져야 할 것이다. 개발된 브레이크 페달의 중량은 450g으로서, 기존의 금속으로 제작된 페달에

비해 30%의 경량화를 달성하였다. 구조물시험치구로서 전용치구가 아닌 유연성 있는 모듈구조장치를 이용한 시험치구를 사용하여 시간 및 경비 절감을 이루었다.

### 참고문헌

- (1) 李相稷(編譯), 1992, “次世代 航空機用 新素材 實用化의 技術課題,” 日本航空宇宙工業會 調査報告書, 1991.3. 仁荷大學校 附設 航空經營管理研究所, p. 63.
- (2) Department of Defense. U. S. A., 1994, "Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements," MIL-STD-1530A.
- (3) Department of Defense, U. S. A., 1994 "Polymer Matrix Composites," MIL - HDBK-17D. Vol. I.
- (4) Robert M. Jones, 1975, *Mechanics of Composite Materials*, McGraw-Hill.
- (5) Mallick, P. K., 1988, "Fiber Reinforced Composites Materials : Manufacturing, and Design," M. Dekker.
- (6) 박정선, 송석봉, 이수용, 1988, “결합을 고려한 복합재료 평판의 최적설계,” 대한기계학회논문집 A권, 제22권, 제8호, pp. 1514~1522.
- (7) Department of Defense, U. S. A., "Aircraft Structures, General Specification for Composite Materials," AFGS-87221.
- (8) Greszczuk L. B and Chao H., 1977, "Impact Damage in Graphite Fiber Reinforced Composite," McGraw-Hill. pp. 389~408.
- (9) 최홍섭, 안규종, 남재도, 1998, “단일방향 탄소 섬유/에폭시 복합재료 적층판의 수분흡수거동,” 대한기계학회논문집, 제22권 제8호, pp. 1486~1500.