

〈논문〉 SAE NO. 2000-03-0130

## 고온·고습하에서 직교이방성 CFRP 복합적층판이 잔류피로 굽힘강도에 미치는 영향에 관한 연구

### A Study on Effects to Residual Fatigue Bending Strength of Orthotropy CFRP Composite Laminates under High Temperature and Moisture

임 광 회\*, 양 인 영\*\*  
Kwang-Hee Im, In-Young Yang

#### ABSTRACT

It is thought that impact damages and hygrothermals can affect to CFRP (Carbon-fiber reinforced plastic) composite laminates due to the sensitivity on the composite laminates. Therefore, this paper focuses on the fracture mechanisms experimentally based on a scanning acoustic microscope (SAM) when subjected to impact damages, i.e., foreign object damages (FOD), and also the influence of impact damages and hygrothermals on residual fatigue bending strength of CFRP laminates. Composite laminates used in the experiment are CF/EPOXY orthotropy laminated plates, which consist of two-interfaces  $[0_4/90_4]_s$ . A steel ball launched by an air gun collides against CFRP laminates to generate impact damages. Bending fatigue tests are periodically interrupted for a nondestructive evaluation (NDE) measurement of the progressive damages to build the fracture mechanism by impact damages, and three-point fatigue bending tests are carried out to investigate the influence of hygrothermals on the effect on the residual bending fatigue strength of CFRP laminates.

주요기술용어 : Impact damage (충격손상), Hygrothermals (고온 고습), FOD (이물충격손상), CFRP(탄소섬유 강화플라스틱), Impact energy(충격에너지), Residual fatigue bending strength (잔류 피로굽힘강도)

#### 1. 서론

탄소섬유 강화복합재(Carbon Fiber Reinforced Plastics : 이하 CFRP라고 한다.)는 선진복합재(Advanced Composite

Materials: ACM)의 대표적인 재료로써 금속재료에 비해서 대략 20~50% 정도의 중량을 감소시킬 수 있다는 장점<sup>1-2)</sup>이 있어 구조경량화가 요구되는 항공우주분야를 비롯하여 자동차 산업분야, 조선산업분야, 일반산업분야, 레저스포츠, 의료기기 부품 및 에너지 관련분야 등의 구조용 재료로 널리

\* 회원, 우석대학교 반도체전자자동차공학부

\*\* 회원, 조선대학교 기계공학부

사용되고 있다.

그러나 CFRP 적층재의 가장 큰 결점은 충격에 대해서는 취약하며<sup>3)</sup> 탄소섬유와 수지를 복합한 재료이기 때문에 파괴현상이 아주 복잡하여 원인규명이 어렵다는 점이다. 또한 CFRP 적층판이 항공기 구조부재로 이용될 때 정비중의 공구낙하(Tool drop)나 비행중 날으는 새와의 충돌(Bird strike)<sup>4)</sup>, 이착륙시의 작은 돌이나 파편 등 여러 종류 재질의 충돌체에 의한 충격손상(Foreign Object Damage:FOD)을 피할 수가 없으며<sup>5)</sup> 표면으로부터는 거의 보이지 않는 충격손상이 적층판 내부에 발생하여 이것에 의해 강도가 저하하게 되는 것이 중요한 문제로 지적되고 있다.<sup>6-7)</sup> 또한 고온·고습환경 및 충격부하에 대해서는 우수한 특성을 기대할 수 없고 복합재료의 유용한 기계적 성질이 장시간 주위환경에 놓여 있어도 충분히 유지되어야 하는데 온도, 습도 등과 같은 환경적 요인으로 습기가 복합재료 내로 침투하여 기지의 분자배열 및 화학적 성질의 변화와 복합재료의 계면특성 및 구성재료의 기계적 성질의 저하를 가져오며, 특히 충격손상을 받은 CFRP 적층판은 잔류굽힘강도 및 피로굽힘강도가 현저하게 저하되는 문제점<sup>8)</sup> 이 있다.

최근에는 FRP부재가 반복하중을 받을 경우를 대상으로 FRP적층판의 피로시험 및 노치가 있는 적층판을 이용한 피로시험의 예<sup>9-11)</sup>는 있지만 실제로 충격손상을 받은 적층판을 이용해서 피로강도를 평가한 연구결과는 찾아 보기 힘들다. 그리고 실온상태에서 CFRP 적층판에 충격력을 가하여 충격손상 및 잔류강도의 저하현상을 평가한 실험적 연구<sup>12)</sup>와, 흡습상태에서의 잔류강도 저하 문제를 취급한 GFRP(Glass Fiber Reinforced Plastics)에 대한 연구결과 뿐<sup>13)</sup>이며, 항공기용 재료에 있어서 온도변화에 따른 CFRP 적층판의 인장강도, 층간전단강도, 잔류굽힘

강도, 압축강도특성등에 관한 연구결과 및 서로 수지가 다른 CFRP 적층판의 온도가 충격강도, 정적인장 및 굽힘강도, 피로강도 및 크리프강도에 미치는 영향을 고찰한 연구결과 뿐<sup>14)</sup>으로 고온 및 고온·고습 환경하에 노출된 CFRP 적층판의 잔류피로굽힘강도의 저하현상을 정량적으로 평가한 연구결과는 거의 없다.

본 연구에서는 직교이방성 CFRP적층판에 충격손상을 가한후 CFRP적층판의 정적 및 피로굽힘강도를 평가하고 피로시험도중 초음파 현미경을 이용하여 내부손상 진전상태를 관찰하여 손상진전에 의한 파괴메카니즘을 규명하며, CFRP 적층재가 고온·고습하에서 증류수(55℃)하에 노출되었을 때 고온·고습하<sup>15)</sup>에서 피로굽힘강도가 어떻게 변화하는가를 실험적으로 고찰하여 구조물에 적용하기 위한 수분흡수특성 및 잔류피로 굽힘강도의 저하관계에 대해 고찰하고자 한다.

## 2. 흡습이론

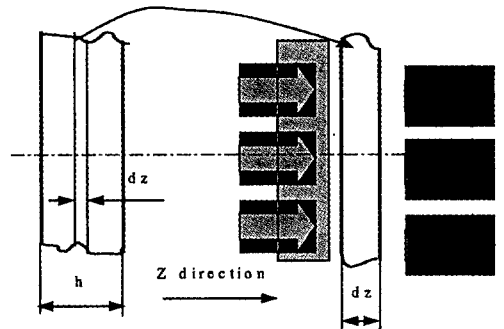


Fig. 1 A laminate subjected to an environmental change

일방향재 섬유강화 복합재료의 열전도는 다음 식으로 표현된다.<sup>16)</sup>

$$q^T = -D^T T \tag{1}$$

여기서  $q^T$ : 열유속,  $D^T$ : 열전도

$T$  : 온도이다.

미소 요소  $dz$ 만을 고려하면, Fig. 1에서와 같이 온도( $T$ )에 대한 지배 방정식은 다음과 같다.

$$q_z^T - (q_z^T + \frac{\partial q_z^T}{\partial z} dz) = \rho C \frac{\partial T}{\partial t} dz \quad (2)$$

여기서  $q_z^T$  : 열유속,  $\rho$  : 밀도,  $C$  : 비열 식(1)을 식(2)에 대입하면 다음 식과 같이 된다.

$$\frac{\partial}{\partial z} (D_z^T \frac{\partial T}{\partial z}) = \rho C \frac{\partial T}{\partial t} \quad (3)$$

여기에서  $D_z^T$  및  $\rho C$ 는 상수이다. 따라서 다음 식과 같이 된다.

$$\frac{D_z^T}{\rho C} \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} = \frac{\partial T}{\partial t} \quad (4)$$

식(4)에 재료가 무한히 긴 평판이고 수분의 흡습은 재료의 두께 방향으로만 일어난다고 가정 하에서 흡습확산에 적용하면 다음과 같은 Fick의 식이 된다.<sup>17)</sup>

$$D_z \frac{\partial^2 M}{\partial z^2} = \frac{\partial M}{\partial t} \quad (5)$$

여기서  $M$  : 흡습농도

$D_z$  : Z 방향의 확산계수

$t$  : 시간 (sec)

식(5)의 경계 조건은 다음과 같으며

$$t \leq 0 \text{ 이고 } 0 < z < h \text{ 일 때, } M = M_0$$

$$t > 0 \text{ 이고 } z = 0, z = h \text{ 일 때, } M = M_\infty \text{ 이다.} \quad (6)$$

여기서  $h$  : 시험편의 두께

$z$  : 시험편의 두께방향

식 (5), (6)의 해는 다음과 같다.

$$\frac{M - M_0}{M_\infty - M_0} =$$

$$1 - \frac{4}{\pi} \sum_{j=0}^{\infty} \left\{ \frac{1}{2j+1} \sin \frac{(2j+1)\pi z}{h} \exp \left[ -\frac{\pi^2 D t}{h^2} (2j+1)^2 \right] \right\} \quad (7)$$

여기서  $M$  : 임의의 시간에서 재료 내부의 수분 흡습률,  $M_\infty$  : 포화 수분 흡습률  $M_0$  : 초기 수분 흡습률

재료 내에 함유된 수분함량  $G$ 는 식(5)를 재료 두께에 관해 적분하면 얻을 수 있다. 즉,

$$G = \int_0^h M(z, t) dz \quad (8)$$

식(5), (6), (8)을 풀어 정리하면 다음과 같다.

$$G = \frac{M - M_0}{M_\infty - M_0} = 1 - \exp[-7.3 \left( D_z \frac{t}{h^2} \right)^{0.75}] \quad (9)$$

또한 재료 내에 포함된 수분 흡습률은 다음과 같다.<sup>18)</sup>

$$M = \frac{W_m - W_d}{W_d} \times 100 \quad (10)$$

여기서  $M$  : 수분 흡습율(%)

$W_d$  : 흡습전의 재료무게(g)

$W_m$  : 흡습후의 재료무게(g)

본 연구에서는 직교이방성 적층판이 고온·고습하에 노출될 때 다음 식인 Fick의 법칙을 이용하여 확산계수를 구하였다.

흡습률은 다음과 같이 평균흡습농도로 나타낼 수 있으며

$$\bar{M} = \frac{1}{h} \int_0^h M dz \quad (11)$$

식(11)의 경계 조건은 다음과 같다.

$$t=0 \text{ 일 때, } \bar{M} = M_0$$

$$t = \infty \text{ 일때, } \bar{M} = M_{\infty} \quad (12)$$

식(7) 및 (11)로부터 다음 식을 얻을 수 있다.

$$\frac{\bar{M} - M_0}{M_{\infty} - M_0} = 1 - \frac{8}{\pi^2} \sum_{j=0}^{\infty} \left\{ \frac{1}{(2j+1)^2} \exp \left[ - \frac{\pi^2 D t}{h^2} (2j+1)^2 \right] \right\} \quad (13)$$

시간  $t$ 가 큰 경우에는 식(13)을 근사시키면 식(14)와 같다.

$$\frac{\bar{M} - M_0}{M_{\infty} - M_0} = 1 - \frac{8}{\pi^2} \exp \left( - \pi^2 \frac{Dt}{h^2} \right) \quad (14)$$

한편 시간  $t$ 가 작은 경우에는 식(13)을 근사시키면 식(14)와 같다.

$$\frac{\bar{M} - M_0}{M_{\infty} - M_0} = 4 \left( \frac{Dt}{\pi h^2} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (15)$$

또한 식(15)으로부터 확산계수(D)의 값을 구하면 다음 식과 같다.

$$D = \frac{\pi}{16} \left( \frac{\bar{M}_2 - \bar{M}_1}{M_{\infty} - M_0} \right)^2 \left( \frac{h}{\sqrt{t_2} - \sqrt{t_1}} \right)^2 \quad (16)$$

여기서  $h$  : 시험편 두께( m m )

$\bar{M}$  : 수분 흡습률

$M_0$  : 초기 수분 흡습률

$M_{\infty}$  : 포화 수분 흡습률

$t$  : 시간(sec)

### 3. 실험방법

#### 3.1 시험편의 형상

본 실험에 이용한 CFRP적층판은 1방향 프리프레그 시트(prepreg sheet)를 이용하여 오토클레이브(autoclave)성형방법으로 제작하였다. 본 연구에서는 탄소섬유(일본 TORAY T300-3000)/ EPOXY수지(#2500) (이하 CF/EPOXY 라 한다.)인 프리프레그시트를 이용하였다. 본 실험에 이용한 CFRP 시험편의 적층순서는  $[0_4/90_4]_s$  로서 적층수는 16 ply이다. 시험편의 형상은  $40 \times 180\text{mm}$  (폭 $\times$ 길이)의 띠판으로 CF/EPOXY 적층판의 두께는 2.5mm 이다. 또한, 시험편 표면의 섬유방향이  $0^\circ$ 방향이 되도록 시험편의 길이방향과 일치시켰다. 시험편의 폭은 충격손상폭보다 넓게하여 시험편의 가장자리의 효과가 시험결과에 영향을 미치지 않도록했다.

#### 3.2 충격실험

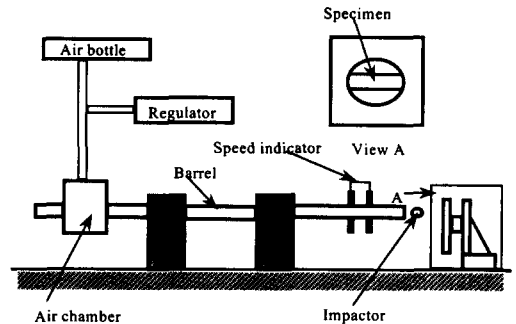


Fig. 2 Schematic diagram of experimental setup

직경150mm의 원공이 있는 두께 10mm의 강판 2매에 같은 직경 150mm의 원공이 있는 고무판을 붙여서 한 중앙에 시험편을 크램프로 고정하여 지지하고, Fig.2와 같은 압축공기를 이용한 충격시험장치로 직경 5mm(0.5g)의 강구를 시험편에 충돌시켰다. 강구의 충격속도는 충격시험기의 앞에 설치된 1조의 포토셀(photo cell)에 의해 강구가 2정점(10cm)간을 통과한 시간을 체크해

서 측정했다. 충격속도는 압축공기압력을 변화시켜 얻었고, 본 실험에서는 대략 82.64m/s(1.7J)의 속도로 충격을 가했다. 충격에너지 [단위(J)]는 충돌직전의 충돌체의 운동에너지를 나타낸다.

### 3.3 손상진전의 관찰방법

충격시험후에 생긴 시험편내부의 계면박리형상 및 피로 3점굽힘시험에 의해 생긴 손상 진전상태의 관찰은 초음파현미경(Olympus UH 100, 사용주파수 30MHz)을 이용하여 관찰하였다. 손상 진전상태의 관찰은 피로시험을 중단하고 시험편을 실험장치로부터 분리하여 관찰하였으며, 시험편을 실험장치에 장착하여 시험을 재개하였다. 편의상, 충격면으로 부터 가까운 계면을 계면A, 충격면 배면에 가까운 계면을 계면B로 정하였고 손상진전형상의 관찰은 충격면에서 관찰한 후, 각 계면을 색깔별로 구분하여 각 색깔이 분포된 영역을 초음파현미경을 이용하여 촬영하였다.

### 3.4 3점굽힘 피로실험

충격손상을 받은 시험편의 피로굽힘강도를 예측하고 피로시험 도중에 시험편 내부의 손상 진전을 관찰하여 충격손상의 진전 메커니즘을 조사하기 위하여 피로 3점굽힘 시험을 수행했다. 피로 3점굽힘시험은 Fig.3(a)와 같은 고정구(fixture)를 재료시험기(INSTRON 8501)에 부착하여 Fig.3(b), (c)와 같이 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우를 구별해서 시험을 행했다. 그리고 시험편을 셋팅(setting)할 때는 시험편과 지지누름자, 하중 누름자의 사이에 테프론(teflon)을 끼워 누름자와 접촉하는 부분이 파괴하는 것을 방지했으며, 충격면이 인장인 경우와 압축인 경우를 구별해서 정적굽힘시험 및 피로굽힘시험을 수행했고, 고온·고습하에서 흡습상태(0%,

0.2%, 0.7%, 1.5%)에 따라 수증에서 정적 굽힘시험 및 피로굽힘시험을 행했다. Fig. 4는 고온·고습하에서의 3점굽힘 피로시험 개략도를 나타낸다. 또한, 고온·고습실험의 경우 흡습율을 가속화시키기 위해 고온·고습시험조건인 55℃의 증류수(비저항  $\rho > 50 \text{ k}\Omega \cdot \text{m}$ )에 침적 하여 일정시간 간격에서 시험편이 흡습평형상태에 도달할 때까지 흡습율을 측정했다. 시험전에 시험편 내에 존재하는 습기를 제거하기 위해 시험편을 80℃에서 진공기(vacuum oven, Model 5831, 30 in Hg, Napco)내에 24시간 보관한 후 데시케이터(silica gel desiccator)내에서 냉각시켰다. 흡습량의 측정은 1/100,000 g 까지 측정가능한 전자저울로 정확히 계량하고 실험할 때마다의 흡습상태의 증량을 계량하여 이들의 비를 백분율로 나타냈다. 또 흡습된 시험편을 수증에 침적한 상태에서 피로 굽힘시험을 실시하였으며 직교이방성 적층판의 수분 함유율이 약 0%, 0.2%, 0.7%, 1.5% 일 때마다 3점굽힘 피로실험을 실시하였다.

특히 충격손상을 받은 CFRP 적층판은 모재크랙이 발생되는데, 4점굽힘시험에는 순수굽힘상태이므로 전단력이 발생되지 않아 모재크랙에 의한 강도저하 현상을 고찰할 수 없어, 3점굽힘시험에 의해 충격손상을 받는 CFRP 적층판의 3점굽힘 피로강도를 평가하였다. 피로시험은 축하중계어로 했으며 하중을 정현파 형상으로 편진 진폭시켜 시험편에 부하하였다. 하중비는 0.1로 했으며 피로시험의 주파수는 1.5Hz로 했다. 피로 굽힘시험에서는 시험편이 파괴되는 최대 하중을 구하여 굽힘 응력을 계산하였고, 파괴굽힘 응력을 구할때는 시험편을 균질등방성으로 가정하였으며,<sup>19)</sup> 계산에서는 시험편의 폭과 판두께는 실측치를 이용해서 시험편의 치수오차의 영향을 제거했다.

파괴 굽힘 응력 계산식은 다음과 같다.

$$I = \frac{bd^3}{12}$$

$$\sigma = \frac{(PL/4)(d/2)}{I} = \frac{3PL}{2bd^2} \quad (17)$$

여기서  $\sigma$  : 굽힘 응력( $P_a$ ),  $P$  : 파괴시의 최대하중(N)  $L$  : 스팬의 길이(m),  $b$  : 시험편의 폭(m)  $d$  : 시험편의 두께(m),  $I$  : 관성모우멘트( $m^4$ ) 이다.

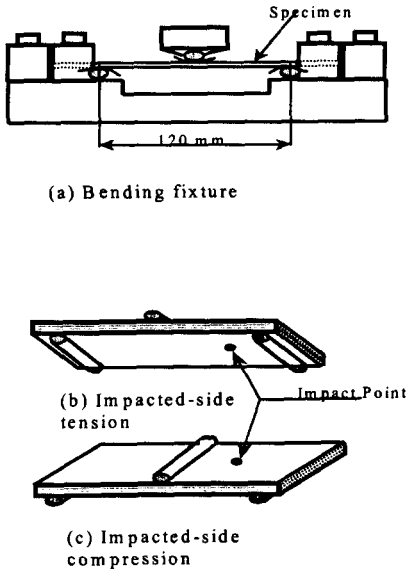


Fig. 3 Supporting fixture for 3-point bending test

#### 4. 실험결과 및 고찰

##### 4.1 고온·고습하에서 흡습거동

흡습량의 증가에 따라 CFRP 적층판의 흡습특성을 고찰하고 흡습특성이 잔류강도에 미치는 영향을 고찰하기 위하여 CFRP 시험편을 55°C의 증류수에 침적하여 시험편의 흡습량의 크기에 따른 잔류굽힘 피로강도에 관해 고찰하였다

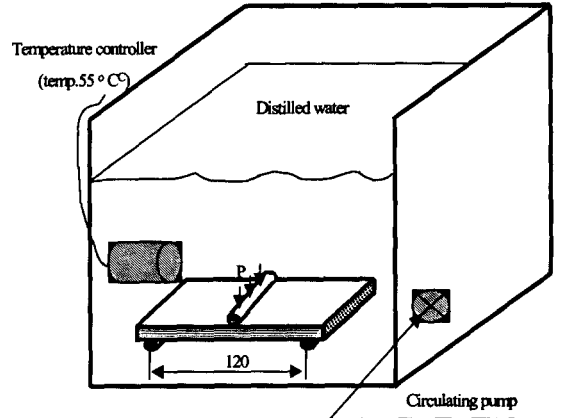


Fig. 4 Schematic diagram for 3-point bending fatigue test under water

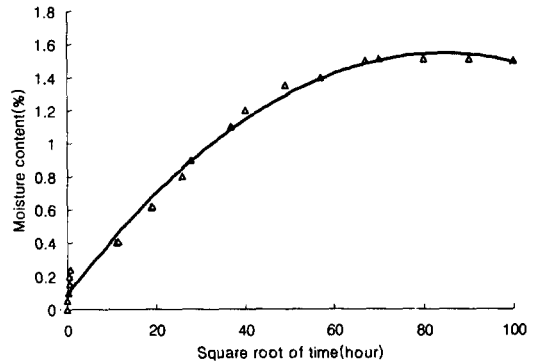


Fig. 5 Moisture content of specimen as a function of time under the hygrothermals

Fig. 5는 적층수가 16플라이, 계면수가 2 계면인 직교이방성 적층시험편  $[0_4/90_4]_s$  의 흡습거동을 나타냈다. Fig. 5에서 알 수 있는 바와 같이 흡습시험 초기에는 흡습량의 증가는 크게 나타났지만, 시간이 경과함에 따라 시험편의 흡습량의 증가가 포화상태에 이르는 것을 알 수 있었다. 시험편의 시간의 변화에 따른 수분 흡습율  $M(\%)$ 을 정식화 하기 위하여 Fig. 5에서의 실험데이터를 최소자승법으로 플롯한 결과

$M(\%) = \alpha + \beta \text{Ln}\sqrt{hr}$  의 식이 가장 적절했다. 시험편의 수분 흡수량  $M(\%)$  을 정식화하기 위한 정수  $\alpha = -0.64$ ,  $\beta = 0.47$  의 값을 얻었다.

Fig.6은 직교이방성 시험편 내부의 흡습진전상태를 나타낸 것으로 식(7)을 이용하였고 Fig. 7은 식(13)을 이용하여 각각 무차원하여 나타냈으며, 고온·고습실험의 데이터를 이용하였다. 이때 고온·고습하에서 수분함량에 따라 실험값과 잘 일치하였다. 따라서 흡습진전상태를 나타내는 흡습확산

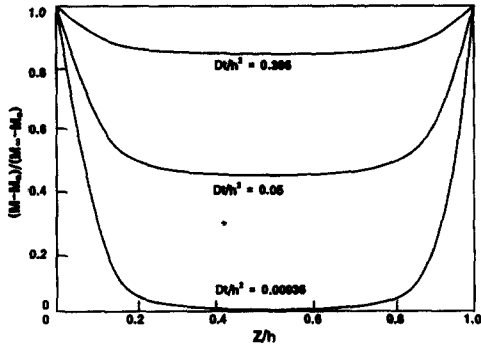


Fig. 6 Moisture profile as a function of time with the variations of nondimensional time for specimen

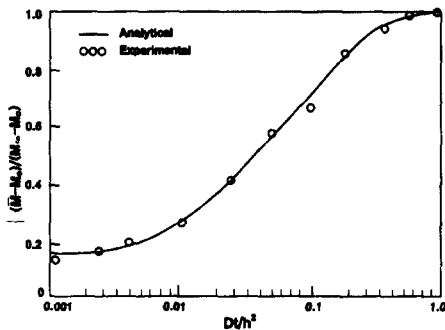


Fig. 7 Experimental correlation with the variations of nondimensional time 계수를 구하는데 식(16)의 적용이 타당함을 알 수 있었다. 또한 CFRP 적층판의 수분흡

습의 정도를 알아 보기 위하여 식(16)에 흡습 실험데이터를 대입하여 확산계수를 구했다. 확산계수를 구할때는 흡습 실험시 초기의 직선 부분을 선정하여 식(16)에 대입 하였으며, 본 연구에서는 시험시작 후 80시간과 180시간 사이의 데이터를 이용하였다. Table 1에 시험편의 확산계수를 나타냈다.

Table 1 Disffusion coefficient (D)

Types	Moisture time (t)		Moisture rate (M)		M (%)	Thick ness (h)	D(mm²/sec)
	t <sub>2</sub>	t <sub>1</sub>	M <sub>2</sub>	M <sub>1</sub>			
CF/Epoxy	180	80	0.521	0.314	1.520	3.610	176.6 × 10 <sup>-8</sup>

#### 4.2 충격손상 및 내부손상진전 관찰

충격손상을 받은 CFRP 적층재가 반복하중을 받을 경우 내부손상진전을 관찰하여 파괴기구를 고찰하기 위하여 피로시험도중에 시험편을 실험장치로부터 분리하여 초음파현미경을 이용하여 내부의 초기 충격손상의 진전상태의 관찰을 수행했다.

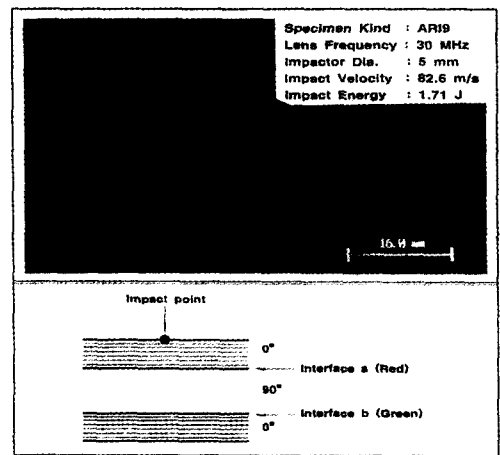


Fig. 8 Delamination shape of specimen

Fig. 8에 충격손상을 받은 대표적인 박리형상을 나타냈으며 A,B 는 계면 A,B의 박

리형상이다. Fig. 9는 82.0m/s(1.68J)의 초기 손상을 받은 시험편이 충격면 인장을 받은 경우의 3점 굽힘피로시험에 의한 내부손상의 진전의 형상을 나타낸 것으로 Fig. 9 (a),(b),(c)는 각각 0 cycle, 10,000 cycle, 20,000 cycle후의 내부손상의 진전형상을 나타낸다. Fig.10은 82.0m/s(1.68J)의 초기손상을 받은 시험편이 충격면 압축을 받은 경우의 내부손상의 진전의 형상을 나타낸 것으로 Fig. 10(a),(b)는 각각 0 cycle, 20,000 cycle후의 내부손상의 진전형상을 나타낸다. Fig.9 (b), (c)로부터 10,000 cycle후는 층간 박리 B의 우측 가장자리로부터 모재크랙이 발생하여 층간B의 박리가 진전하고 있으며 20,000 cycle후는 층간박리 B의 가장 자리를 기점으로 손상진전의 폭이 증가함과 동시에 층간 A의 박리가 발생한 후 21,000 cycle 후에 파괴되었다. Fig.9로부터 충격면이 인장을 받는 경우는 계면 B의 가장 자리를 기점으로 파괴가 진전함을 알 수 있다.

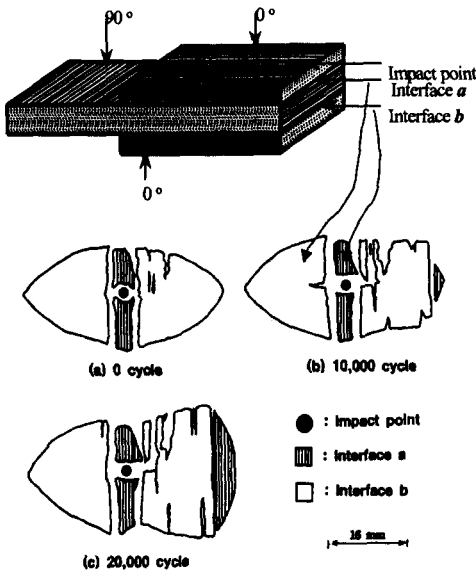


Fig. 9 Damage growth of specimen during fatigue bending test when the impacted side is tensioned (Impact energy : 1.68 J)

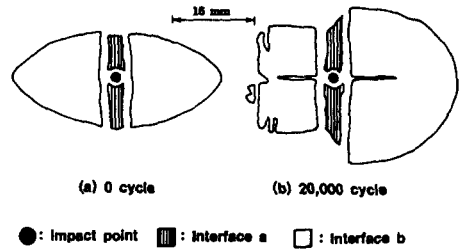


Fig. 10 Damage growth of specimen during fatigue bending test when the Impacted side is compressed (Impact energy : 1.71 J)

또한 Fig.10에서는 Fig. 9와는 달리 층간 박리 A의 우측의 모재 크랙에 따라 층간A, B의 박리가 진전하여 20,600 cycle후에 파괴 되었다. Fig.10 으로부터 충격면이 압축을 받는 경우는 충격점 우측의 계면 B에 생긴 모재크랙을 기점으로 파괴가 진전함을 알 수 있다

#### 4.3 충격손상 및 흡습률과 잔류피로 굽힘강도와의 관계

충격손상이 있는 시험편의 계면손상영역을 초음파현미경에 의해 관찰한후 잔류굽힘강도 저하관계를 고찰하기 위하여 정적 3점 굽힘 실험을 행했다. 잔류굽힘강도의 계산은 식(17)에 파괴시의 하중과 시험편의 실측치를 대입하여 구했다. Fig.11에 시험편의 충격에너지와 파괴굽힘 강도와의 관계를 충격면이 인장을받는 경우와 충격면이 압축을 받는 경우를 구별하여 나타냈다. Fig.11로부터 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우를 비교하면 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받는 경우 보다 급격히 강도가 저하한다.



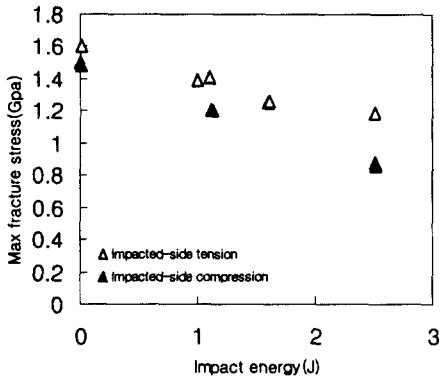


Fig. 11 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimen

Fig.12는 충격손상을 받은 CFRP적층시험편의 피로시험 결과를 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우로 구분하여 나타냈다. 종축에 최대굽힘응력, 횡축에 파괴까지의 반복수를 잡아 손상재의 S-N선도로 나타냈으며, 화살표는 미파괴를 나타낸다. 피로시험 결과를 보면 정적 굽힘시험 결과와 같이 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받는 경우보다 피로강도가 저하하고 있음을 알 수 있었다. 이는 직교이방성 시험편이 충격을 받은 경우 충격점부근에 생긴 모재크랙이 잔류굽힘 피로강도에 영향을 미치기 때문이라 생각되는데, 충격면이 압축을 받는 경우의 모재크랙의 개구점이 충격면이 인장을 받는 경우보다, 하중작용점으로부터 곡률반경이 작기 때문이라 생각된다

그리고 직교이방성 적층판에 대해 흡습량의 증가에 따른 파괴 굽힘응력 및 잔류굽힘 피로강도의 관계에 대해 고찰한다. 무흡습 상태의 굽힘강도를 비교하면 Fig. 13 으로부터 알 수 있는 바와 같이 흡습률이 약 0.2 % 근방에서 직교이방성 적층재 시험편

이 강도저하 현상이 크게 나타났다. 그러나 흡습률이 증가하였지만 그다지 강도저하현상이 크게 나타나지 않았다. 즉 흡습률이 0.2%근방에서 잔류강도가 급격히 감소함을 알 수 있다.

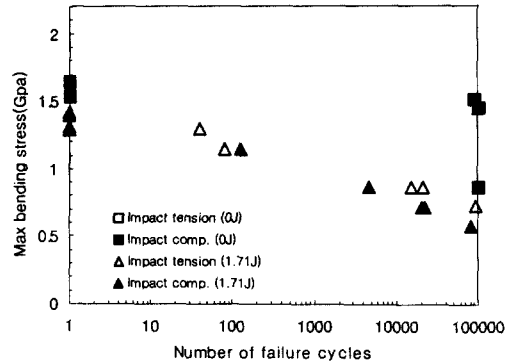


Fig. 12 Residual fatigue bending strength of damaged specimen

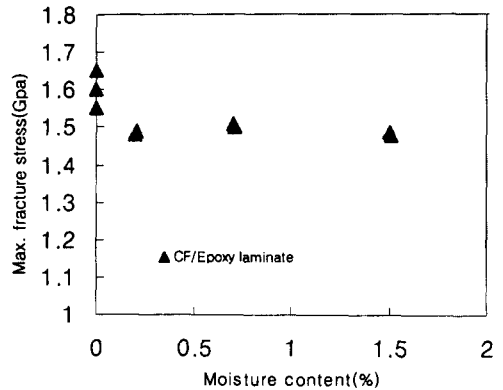


Fig. 13 Relation between fracture bending stress and moisture content of specimen

Fig. 14는 CFRP 적층시험편의 고온·고습하에서 흡습량 ( 0%, 0.2%, 0.7%, 1.5% )에 따른 피로시험결과를 나타냈다. Fig. 14는 CFRP 적층시험편의 잔류굽힘피로시험결과를 흡습량에 따라 나타냈다. 무흡습 상태에서는 시험편은 피로강도가 약 11%정도

감소하였고, 무흡습상태와 약 0.2% 흡습된 시험편의 정적굽힘강도를 비교해 보면 시험편은 약 10% 저하하였다. 무흡습 상태와 흡습량이 약 0.7%, 1.5%인 시험편의 정적굽힘강도를 비교해 보면 약 3.8% 및 5.73%가 각각 저하하였고, 특히, 흡습량이 0.2%인 경우 굽힘피로강도 저하현상이 정적굽힘강도에 비해 대략 10% 감소하였다. 이는 흡습이 섬유를 따라 매트릭스에 큰영향을 미치지 때문이라 사료된다. 따라서 고온·고습하에서 수분확산이 정적굽힘강도 저하에 미치는 영향보다는 잔류굽힘피로강도에 보다 더 큰 영향이 미친다고 생각된다.

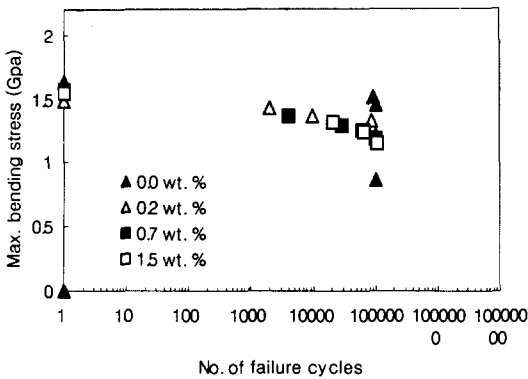
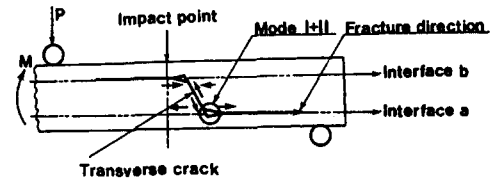


Fig. 14 Residual fatigue bending strength variations according to moisture conditions of specimen

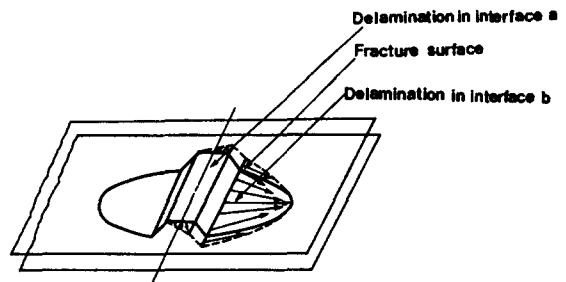
#### 4.4 충격손상에 의한 파괴기구

4-1절에서와 같이 충격손상을 받은 시험편의 잔류 피로굽힘강도 저하 관계를 고찰하기 위하여 충격손상을 받은 시험편을 충격면이 인장 및 충격면이 압축을 받는 각각의 경우에 대하여 피로 3점굽힘시험 도중에 손상진전을 초음파현미경으로 관찰하였다. Fig.10 으로부터 알 수 있는 바와 같이 충격손상에 의해 잔류 피로굽힘강도가 급격히 저하하는 시험편 B의 충격면을 압축한 경

우는 충격점에서 생긴 모재크랙(transverse crack)을 기점으로 하여 인장축인 (90°/0°) 계면(B계면)의 박리손상이 진전하여 파괴에 이른다. 또 손상진전중에는 계면 B의 박리의 폭이 넓혀져 있다. 충격면이 인장을 받는 경우는 Fig.9 와 같이 압축 측에 있는 계면 B의 박리의 끝 부분에서 모재크랙이 생겨 반복수가 많아 질수록 계면 B의 박리 끝부분과 연결된 계면 A에서



(a) Damage development mode



(b) Fracture development direction

Fig. 15 Mechanism of damage growth during fatigue bending test when the impacted side is compressed

손상이 진전하여 충격점을 향하여 계면 B를 따라 파괴된다. 이상과 같이 충격면이 압축을 받는 경우와는 반대로 계면B의 박리단에서 생긴 모재크랙을 기점으로 충격점을 향하여 파괴가 진전됨을 알 수 있다.

본연구에서는 굽힘강도저하가 심한 충격면이 인장인 경우만을 Fig. 10의 손상진전형상으로 부터 충격에 의해 생긴 박리 진전의 손상방향과 충격손상이 있는 시험편의

피로 3점굽힘 시험에 의한 파괴모드를 Fig.15에 나타냈다. Fig.15(a)와 같이 충격면이 압축을 받는 경우는 충격점아래에 생긴 모재크랙을 따라서 계면 A,B의 박리가 진전하며 진전폭이 넓은 박리는 인장측계면에 있는 계면 B의 박리이다. 이를 설명하기 위하여 Fig.15(a)에 전단응력외에 면내인장, 압축을 고려한 파괴진전 모드를 나타냈다. 이 모드에서는 모재크랙이 인장방향으로 변형하면 개구변위가 크게 되며, 반대로 압축방향으로 변형하면 닫힘 현상이 생긴다. 즉 인장측에 있는 모재크랙이 압축측에 비하여 개구변위가 크게 되기 때문에 (mode I + II)인장측에 있는 박리의 폭이 진전하기 쉽게 된다. 따라서 박리손상이 진전할 때의 파괴모드를 Fig.15(a)와 같이 추측할 수가 있는데, 이는 충격에 의해 생긴 모재크랙은 피로 3점굽힘 시험시에 생긴 전단변형에 의해서 박리손상을 진전시켜 이것이 파괴의 원인이 됨을 알 수 있다. Fig.15(b)는 손상 진전방향을 나타낸다.

따라서 Fig.15 으로부터 알 수 있는 바와 같이 충격면이 압축을 받는 경우의 파괴기점보다 충격면이 인장을 받는 경우의 파괴기점보다 충격점으로부터 곡률반경이 더 작기 때문에 작용모우멘트가 커서 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면이 압축을 받는 경우가 빨리 파괴가 이른다고 생각된다.

## 5. 결론

직교이방성 CFRP적층판에 충격을 가하여 충격손상면적을 관찰하고, 정적 및 피로 3점굽힘 시험에 의한 잔류강도를 계산하고, 잔류피로강도의 저하관계, 파괴메카니즘, 실온 및 열습하에서 열습효과가 CFRP적층판의 굽힘피로강도 및 수분흡수특성에 미치는 영향에 관해 고찰한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 충격면이 압축을 받는 경우는 충격점 근방에 생긴 모재크랙(transverse crack)을 기점으로 손상이 진전하여 파괴가 진전하나, 충격면이 인장을 받는 경우는 계면 B의 박리가장자리를 기점으로 계면 B와 계면 A로부터 충격점을 향하여 손상이 진전하여 파괴가 진전한다.
- 2) CF/EPOXY 적층판은 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면이 압축을 받는 경우가 충격손상에 의한 잔류피로강도의 저하가 크다.
- 3) 직교이방성 CFRP적층판에 있어서 흡습률이 약 0.22% 근방에서 잔류굽힘강도가 급격히 저하하였고, 흡습량이 평형상태에 도달할때까지 큰 변화는 없었다.
- 4) 직교이방성 CFRP적층판이 충격면이 압축인 경우에 잔류굽힘 피로강도가 충격손상에 의해서 대략 18%, 열습효과에 의해서 대략 9%정도의 저하현상이 나타났다.

## 후 기

이 논문은 2000년도 우석대학교 학술연구비에 의하여 연구되었음.

## 참 고 문 헌

- 1) 田中吉 え助, 黒川知明ら, “横衝撃を受ける CFRP板の損傷と残留曲げ強度”, 日本航空宇宙學會誌 第37巻 第25號, pp.29-36, 1989.
- 2) C.C.M.Ma, Y.H. Huang, and M.J. Chang, “Hydrothermal effect on the PEEK/C.F.and PPS/C. F. Under Impact Loading(I)”, ANTEC, pp.2029-2096, 1991.
- 3) 強化プラスチック協會編 : 新版FRP入門, p. 8, 1987.
- 4) G. Lubin : Handbook of Composites, Van Nostrand Reinhold, p. 147, 1982.

- 5) 炭素纖維懇談會便:炭素纖維の應力技術,シ-エムシ-社, p. 116, 1984.
- 6) T. Yagasaki and Y. Kimura, "The Effects of Surface Improvement by Ultraviolet Ray Irradiation on Fatigue Behavior of FRP", *JSME(A)*, Vol. 60 No. 571, pp. 16~22, 1994.
- 7) 武田展雄, 複合材料の衝擊應答と破壊(I), 日本複合材料學會, 第11券 4 號, pp. 15 1~161, 1985.
- 8) K. D. Challenger, "The Damage Tolerance of Carbon Fiber Reinforced Composites"- A workshop summary, composites struct., pp.295-318, 1986. 6.
- 9) E. T. Camponeschi Jr., "Compression of Composite Materials : A Review", *Composite Materials : Fatigue and Fracture (Third Volume)*, ASTM STP 1110, Philadelphia, pp. 550~578, 1991.
- 10) E. Demuts, R. S. Whithead, and R. B. Deo, "Assessment of Damage Tolerance in Composites, *Comp. Struct.* 4, pp. 45~58, 1985.
- 11) A. Rotem and H. G. Nelson, "Residual Strength of Composite Laminate Subjected to Tensile-Compressive Fatigue Loading", *Journal of Composites Techology & Research*, Vol.12, No. 2, pp. 76~84, 1990.
- 12) D. S. Cairns and P. A. Lagace, "Residual Tensile Strength of Graphite/Epoxy and Kevlar/Epoxy Laminates with Impact Damage", *Composite Materials: Testing and Design*, Vol. 9, ASTM STP 1059, Philadelphia, pp. 48~63, 1990.
- 13) J. S. Sirkis, C. C. Chang and B. T. Smith, "Low Velocity Impact of Optical Fiber Embedded Laminated Graphite/Epoxy Panels. Part I: Macro-Scale", *Journal of Composite Materials*, Vol. 2 8, No. 14, pp. 1347~1371, 1994.
- 14) 梁仁榮, 松本浩之, 足立忠晴, "高溫環境下におけるCFRP積層板の衝擊損傷", 日本機械學會論文集(A卷), Vol. 60, No. 571, pp. 841~845, 1994.
- 15) 横田英, 平原誠, "複合材料を適用した民間旅客機の水平尾翼構造", 日航空宇宙學會誌, 第34卷, 第394號, pp. 60 8~618, 1986.
- 16) W. Stephen and H. T. Hahn, : *Introduction to Composite Materiale*, Technomic Publishing C., Inc., pp. 329~340, 1980.
- 17) O. Ishai and V. Arnon, "Instantaneous Effects of Internal Moisture Conditions on Strength of Glass-Fiber-Reinforced Plastics", *ASTM*, pp. 267~276, 1978.
- 18) J. M. Whitney, I. M. Daniel and R. B. Pipes, "Experimental Mechanics of Fiber Reinforced Composite Materia" *Prentice-Hall, Inc*, pp. 250~255, 1984.
- 19) L. E. Malvern, C. T. Sun and D. Liu, "Delamination Damage in central Impacts at Subperformation speeds on Laminated Kevlar/EPOXY plates", *ASTM. STP. 1012*, pp. 387~405, 1989.