

## 고온에서 충격을 받는 CFRP 적층재의 충격손상과 잔류강도에 관한 연구

### A study on the Impact damages and residual strength of CFRP laminates to impact under high temperature

정 종 안\*·이 상 호\*\*·양 인 영\*\*\*

Jong-An Jung · Sang-Ho Lee · In-Young Yang

(1996년 3월 14일 접수, 1996년 9월 20일 채택)

#### ABSTRACT

An experimental study on the effects of temperature change on the impact damages of CFRP aminates was made through an observation of the interrelations between the impact energy vs. delamination area, the impact energy vs. residual bending strength, and the delamination area vs. the decreasing of the residual bending strength for CF/EPOXY and CF/PEEK composite laminates subjected to FOD (Foreign Object Damage) under high temperatures.

#### 1. 서 론

①비-향 프리프레그(prepreg)로 성형된 탄소섬유  
복합재(carbon fiber reinforced plastics : 이하  
CFRP라고 한다) 적층판은 선진복합재(advanced  
composite materials : ACM)의 대표적인 재료로  
서 금속재료에 비하여 비강성(탄성율/밀도 : specific modulus), 비강도(인장강도/밀도 : specific strength)가 크기 때문에 구조경량화가 요구되는  
항공우주분야를 비롯하여 선박, 자동차, 의료기

기, 일반산업분야, 스포츠, 레저, 에너지관련분야  
등의 구조용 재료로 널리 사용되고 있다<sup>1,2)</sup>.

그러나 CFRP는 정적 부하에 대해서는 우수한  
역학적 특성을 가진 반면에 충격부하에 대해서는  
정적 부하에 대한 만큼 우수한 역학적 특성을 기대  
할 수 없는 문제점이 있다. 그 몇 가지 예로 CFRP  
적층판을 항공기용 엔진의 팬 브레이드(fan blade)  
로 이용할 때, 새등의 이물질이 혼입하여 CFRP  
재 팬 브레이드가 충격파괴 되는 일이 보고 되기도  
하였고<sup>3)</sup>, tool drop이나 bird strike<sup>4)</sup>, 이착륙시의

\* 송원전문대학 자동차과

\*\* 한영전문대학 자동차과

\*\*\* 조선대학교 기계설계공학과

작은 돌이나 파편 등 사소한 총돌에 의한 이물충격 손상(foreign object damage : FOD)<sup>5)</sup>을 피할 수가 없다.

이는 충격면 표면으로 부터는 거의 보이지 않는 충격손상<sup>6)</sup> 즉, 섬유의 파단, 수지의 균열, 섬유와 수지의 박리, 섬유배향이 변하는 계면에서의 박리 등이 적층판 내부에 발생하여 이것에 의하여 강도가 저하하는 것이 주된 원인으로 생각되며 앞으로 해결하여야 할 중요한 문제점으로 지적되고 있다.<sup>7~9)</sup>

CFRP 적층판은 탄소섬유와 수지의 복합체이기 때문에 불균질성 및 이방성을 가지고 있고, FOD 문제에서는 섬유의 파단, 섬유와 수지와의 계면 파괴, 수지의 파괴 등의 현상이 복합해서 일어나기 때문에, 충격에 의한 내부손상의 발생기구 및 손상영역의 평가 등은 미지의 부분이 많아<sup>10~12)</sup> 해석적인 예측이 어려워 재료의 신뢰성은 실험적인 수법에 의존하고 있는 상태이다<sup>13~14)</sup>.

특히, CFRP 적층판을 항공기 수평미익(水平尾翼) 등 강도재료로 사용할 경우  $-73^{\circ}\text{C} \sim 80^{\circ}\text{C}$ 라는 극온도차 및 우주환경에서 사용될 경우  $-140^{\circ}\text{C} \sim 120^{\circ}\text{C}$ 라는 온도 환경의 극온도차에 기인한 수명의 저하 관계를 규명하기 위한 정확한 평가가 긴급한 문제로 되어있다.

따라서, 본 연구에서는 우주항공분야에 주로 사용되는 첨단재료인 탄소섬유강화 폴리에테르케톤(이하 CF/PEEK라 한다), 탄소섬유강화 에폭시(이하 CF/EPOXY라 한다) 적층부재가 실온 및 고온분위기하에서 이물충격손상을 받을 때 생기는 적층부재의 충격손상, 특히 여러단계의 충격에너지, 온도변화를 주었을 때 생기는 충간박리면적을 초음파현미경에 의해 관찰하여 충간박리면적의 크기와 충격에너지와의 관계, 충간박리면적의 크기와 잔류굽힘강도와의 관계 및 충격에너지의 크기와 잔류굽힘강도와의 관계를 직교 이방성 적층재의 적층수의 차 및 계면수의 차에 의해 어떤 적층구조가, 또 어떤 매트릭스(PEEK, EPOXY)가 가혹한 온도하에서 충격에 강한가를 명확히 하기 위하여 실험적 관점에서 고찰하고자 한다.

## 2. 시험편

본 연구에서 사용한 시험편은 탄소섬유

/EPOXY수지(CF/EPOXY)로 조합된 일방향 탄소섬유 프리프레그를 이용하여 오토크레브(autoclave)방법으로 제작된 CFRP 적층판으로 탄소섬유는 섬유직경이 약  $7\mu\text{m}$ 인 장섬유이다.

본연구에서 이용한 시험편 배향에 따른 시험편 종류를 Table 1에 나타냈다.

Table 1 Fiber orientation of specimens

Type	Fiber orientation	Ply	Thickness [mm]	Matrix	Interface
A	[0°/90°] <sub>sym</sub>	24	3.75	CF/EPOXY	2
D	[0°/90°] <sub>4</sub> <sub>sym</sub>	16	2.50	CF/EPOXY	2
H	[0°/90°/45°/−45°] <sub>2</sub> <sub>sym</sub>	16	2.50	CF/EPOXY	6
P	[0°/90°] <sub>4</sub> <sub>sym</sub>	16	2.20	CF/PEEK	2

본 연구에서는 충격에 의해서 초기손상이 생긴 시험편을 3점굽힘시험 하기 때문에 시험편은 초기 손상보다 크게 하지 않으면 안된다. ASTM D 790M Method I<sup>7)</sup> (3-point bending)에서는 시험편의 폭은 25mm를 권장하고 있으나, 충격을 받을 때 생긴 계면박리나 충격면 표면의 크랙의 크기를 참고하여 시험편의 크기를 결정하였다. 따라서 충격 시험에 의해 생긴 내부 박리영역의 크기가 시험편 단의 영향을 받지 않도록 시험편의 크기를 충분히 크게 하여 40mm로 했다. 또 충격손상을 받은 시험편 및 무충격 시험편에 대하여 열습효과가 잔류강도 저하에 미치는 영향을 고찰하기 위하여 180×40mm의 직사각형 시험편으로 절단했다. 또 섬유의 0° 방향이 시험편의 길이방향과 일치하도록 했다.

## 3. 실험방법

### 3.1 충격실험

CFRP 적층시험편에 충격손상을 주기 위하여 Fig. 1과 같은 공기압 고속 충격시험장치를 이용하여 공기압에 의해 직경 5mm의 강구를 발사시켜 시험편에 충격손상을 부여했다. 충격에너지는 강구의 발사속도로 계산하였으며, 발사속도는 강구가 가속 튜브로 부터 나온 직후 2정점간(10cm)의 통과시간을 레이저로 측정하고, 2정점간 거리를 통과시간으로 나누어 계산하였다. 발사속도는 공기압에 의해 조절하였고, 본 실험에 이용한 강구

의 질량은 0.5mg이었다.

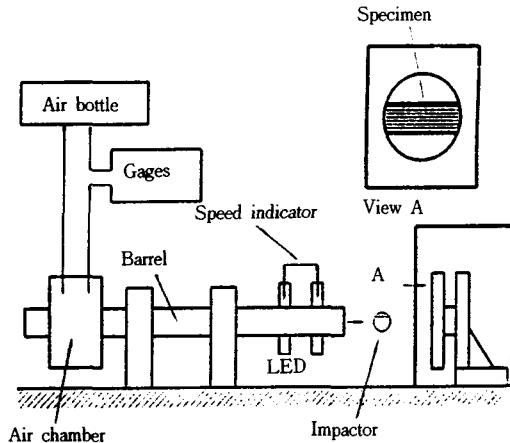


Fig. 1 Apparatus of impact testing

### 3.2 3점굽힘 시험

고온환경이 CFRP 적층판의 잔류강도에 어떠한 영향을 미치는지를 조사하기 위하여 충격손상을 받은 CFRP 시험편을 재료시험기(SHIMADZU AG2000A U.T.M.)를 이용하여, 3점굽힘시험에 의해 잔류굽힘강도를 계산하였다.

본 실험에 이용한 3점굽힘 시험시 시험편의 지지 방법으로 ASTM D790M Method I (3-Point Loading)의 규격을 참고하여 제작하였다.

또한, 충격손상을 받은 CFRP 시험편의 경우는 충격면이 압축을 받는 상태에서 3점굽힘시험을 행해 얻은 하중-변위 데이터로 부터 파괴시 까지의 하중-변위선도를 구했다. 파괴굽힘응력 계산은 다음식을 이용하였고, 시험편을 균질동방성으로 가정하여 계산했다. 파괴굽힘응력의 계산식은 다음과 같다<sup>12)</sup>.

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

$$\sigma = \frac{(PL/4)(d/2)}{I} = \frac{3PL}{2bd^2} \quad \dots \dots \dots \quad (1)$$

여기서,  $\sigma$  : 파괴굽힘응력(Pa),

P : 최대하중(N)

b : 시험편의 폭(m),

L : 지점간의 거리(m)

d : 시험편의 두께(m),

I : 관성 moment( $m^4$ ) 이다.

## 4. 손상재의 박리면적 측정

### 4.1 시험편의 기호

본 연구에서 이용한 6종류의 CFRP 적층재 시험편의 기호 설명을 Table 2에 나타냈다.

Table 2 Symbols of CFRP specimen

A(D, H, P)	Specimen type
R(S, T, U, V)	Surface temp. of specimens R : Room temp. S : 70°C(CF/PEEK) T : 90°C(CF/EPOXY) U : 120°C(CF/EPOXY) (CF/PEEK) V : 140°C(CF/EPOXY) 150°C(CF/PEEK)
1(2, 3, N)	Impact velocity (Impact energy) 1 : 65m/sec(1.1J) 2 : 83.3m/sec(1.7J) 3 : 100m/sec(2.5J) N : Unimpacted
1(2, 3)	Specimen No.

### 4.2 박리면적의 측정방법 및 결과

충격에 의해 생긴 CFRP 시험편 내부의 충간박리형상 및 박리면적을 관찰하기 위하여, Olympus UH Pulse100 초음파현미경(렌즈의 주파수는 30MHz)을 이용하였다.

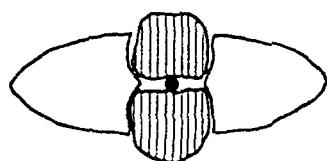
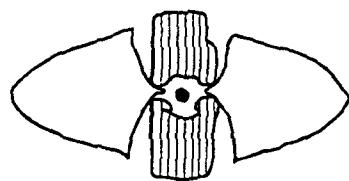
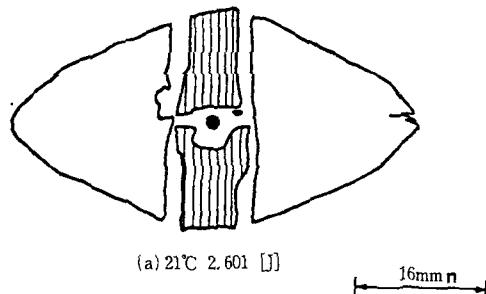
CFRP 적층판에 직경 5mm의 강구를 이용하여 충격을 가했을 때 CFRP 적층판의 충간계면에 생긴 대표적인 각 시험편의 박리형상을 Fig. 2~4에 나타냈다.

CFRP 시험편의 온도변화에 따른 박리형상의 변화관계를 알아보기 위하여 대략 2.5J 근방에서 충격을 가했을 시 온도변화에 따른 박리면적의 변화관계를 Fig. 2~4에 나타냈다.

Fig. 2~4에서 보는 바와같이 시험편 A, D 및 P 역시 시험편 표면온도가 증가할 수록 박리면적은 작아짐을 알 수 있다.

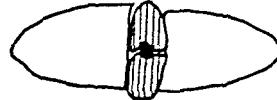
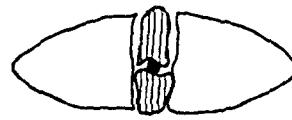
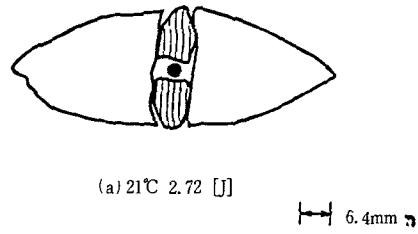
시험편 H의 경우 계면수가 6계면이므로 초음파현미경의 특성상 정확한 박리면적을 측정할 수 없으므로 투영면적으로 측정하였으며, 박리면적을 측정하지 않았고 잔류강도 실험시 충격에너지의

크기에 따른 강도저하 현상만을 고찰하였다.



□: Interface A    ■: Interface B    ●: Impact Point

Fig. 2 Variation of delamination area for specimen temperature (Specimen A)



□: Interface A    ■: Interface B    ●: Impact Point

Fig. 3 Variation of delamination area for specimen temperature (Specimen D)

## 5. 실험결과 및 고찰

### 5.1 시험편 온도와 충격손상과의 관계

시험편 표면의 온도가 박리면적에 어떤 영향을 미치는지를 알아보기 위해 적층수가 서로 다른 직교이방성 적층 시험편 A, D와 메트릭스가 서로 다른 시험편 D, P를 설정온도까지 상승시킨 후 직경 5mm 강구로 충격을 가하였다. 또한 초음파현미경으로 박리면적을 관찰한 후 시험편의 온도변화에 따른 박리면적의 변화관계를 고찰하였다.

Fig. 5는 적층수가 다르고 계면수가 같은

CF/EPOXY 직교이방성 시험편 A(24ply), D (16ply)의 온도변화에 따른 계면박리 영역의 크기를 나타내며, Fig. 6은 적층수 및 계면수가 같고 메트릭스(EPOXY, PEEK)가 서로 다른 직교이방성 시험편 D, P의 온도변화에 따른 계면박리 영역의 크기를 나타낸다.

Fig. 5, 6에서 직선은 최소자승법으로 plot한 것으로 그림에서 알 수 있는 바와 같이 직교이방성 적층재 시험편 A, D, P 모두 (EPOXY수지, PEEK수지 어느 쪽도) 시편표면 온도가 상승함에 따라 박리면적은 거의 직선적으로 작아짐을 알 수

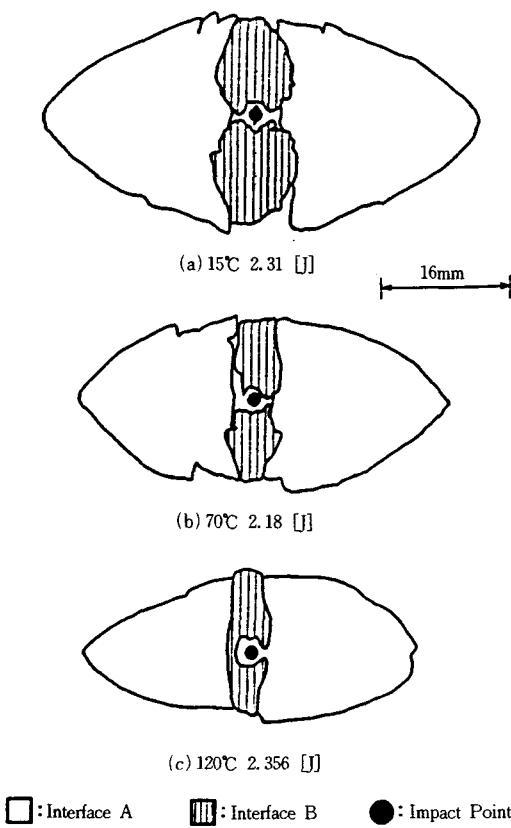


Fig. 4 Variation of delamination area for specimen temperature (Specimen P)

있으며, CF/EPOXY 시험편 A, D의 경우는 EPOXY수지의  $T_g(95^{\circ}\text{C})$ 를 넘으면 더욱더 작아짐을 알 수 있다. 특히, 적층수가 많을 수록 온도가 상승하면 박리면적은 아주작게 나타났다. 또한, CF/PEEK 적층재인 시험편 P는 CF/EPOXY 적층재인 시험편 D보다 실온에서는 박리면적이 상당히 크나 고온으로 갈수록 박리면적은 작게 나타났다. 이와같은 현상은 CF/PEEK 적층재인 시험편 P의  $T_g$ 는 대략  $140^{\circ}\text{C}$ 이기 때문에 충격손상이 갈수록 시험편의 온도가 상승할 수록 박리면적은 CF/EPOXY 적층재인 시험편 D보다 작게 나타난 것으로 생각된다.

또한, Fig. 5, 6에서 직선의 방정식은  $Y=mx+b$ 이며, 정수  $m$ ,  $b$ 값을 Table 3에 나타냈다.

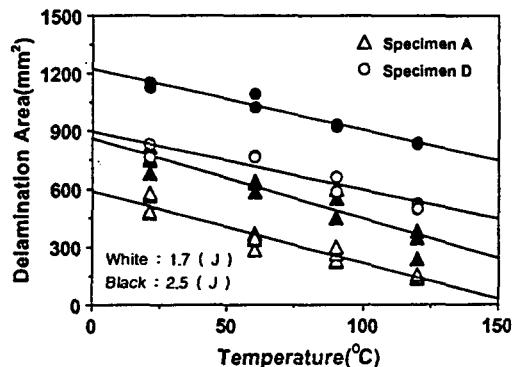


Fig. 5 Relation between delamination area and surface temperature of specimens A, D by impact energies

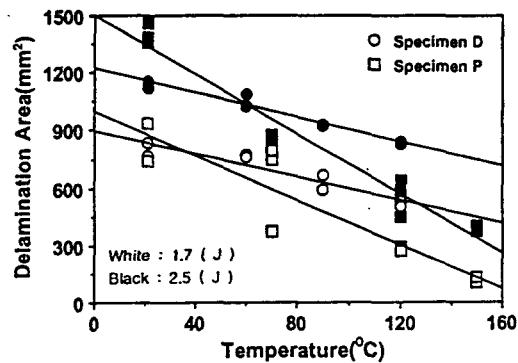


Fig. 6 Relation between delamination area and surface temperature of specimens D, P by impact energies

Table 3 Constant values  $m$ ,  $b$  with the variation of delamination area and surface temperature by the least squares method

Specimen	Impact energy	$m$	$b$
A	1.7 [J]	-3.7	588
	2.5 [J]	-4.13	856
D	1.7 [J]	-3.17	902
	2.5 [J]	-3.16	1219
P	1.7 [J]	-5.1	980
	2.5 [J]	-7.705	1503

## 5.2 충격에너지의 크기와 충격손상과의 관계

Fig. 7은 적층수가 다르고 계면수가 같은 CF/EPOXY 직교이방성 시험편 A, D의 온도변화에 따른 충격에너지의 크기와 계면박리 면적의 크기를 나타내며, Fig. 8은 적층수 및 계면수가 같고 메트릭스가 서로 다른 직교이방성 시험편 D, P의 온도변화에 따른 충격에너지의 크기와 계면박리 면적의 크기를 나타낸 것으로서 시험편 A, D, P 어느 경우나 충격에너지에 대해 박리면적은 대략 직선적으로 증가해 감을 알 수 있다.

Fig. 7, 8에서 직선은 최소자승법으로 Plot한 것으로서, 시험편 A의 경우는 실온에서 90°C까지는 온도가 상승함에 따라 박리면적이 직선적으로 감소하며, 120°C( $T_g$  이상)이상의 범위에서는 기울기가 급격히 감소함을 알 수 있다. 시험편 D의 경우 역시 온도가 상승함에 따라 충격에너지와 박리면적과의 사이에는 직선적인 관계가 있으나 시험편 A에서와는 달리  $T_g$ 를 넘으면 시험편 D에서는 기울기가 급히 상승하였다.

또한, Fig. 8의 시험편 P의 경우는 시험편 A, D에서와 유사한 경향을 나타내고 있으나 실온의 경우 충격에너지가 2(J) 이상의 범위에서는 상당한 오차가 생기는데 이는 충격손상 후의 CF/PEEK 시험편은 충격점 부근에서 충격손상에 의해 만곡부분이 생겨 정확한 박리면적의 계측이 어렵기 때문이다.

### 5.3 충격에너지 크기와 전류굽힘강도와의 관계

실온 및 고온에서 충격손상을 받은 CFRP 적층재 시험편을 초음파현미경을 이용하여 계면 박리면적을 계측한 후, 3점 굽힘시험을 행하여 온도변화에 따른 파괴굽힘응력과 충격에너지와의 관계를 구했다. Fig. 9는 시험편 온도변화에 따른 시험편 A, D에서 충격에너지의 크기와 전류굽힘응력과의 관계를 나타낸 것으로 충격면이 인장을 받는 경우이며, Fig. 10은 충격면이 압축을 받는 경우의 3점굽힘시험한 결과를 나타낸다.

Fig. 9에서 무충격 시험편의 경우, 적층수가 많은 시험편 A의 경우는 온도의 변화에 따른 강도저하현상은 보이지 않으나 적층수가 적은 시험편 D의 경우는 실온에 비해서 약 33% 정도의 강도저하현상이 나타났다. 이와같은 이유는 시험편 표면의 적층수가 적은 시험편 D에서는 경화 현상이

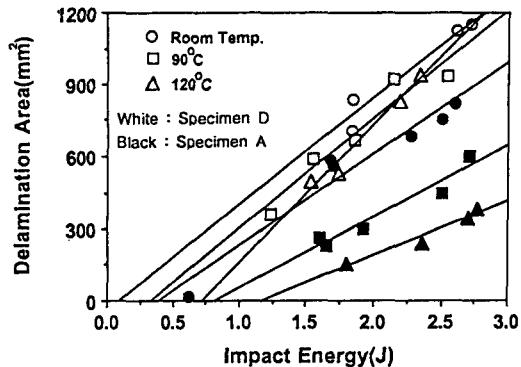


Fig. 7 Relation between impact energy and delamination area of specimens A, D by specimen surface temperature

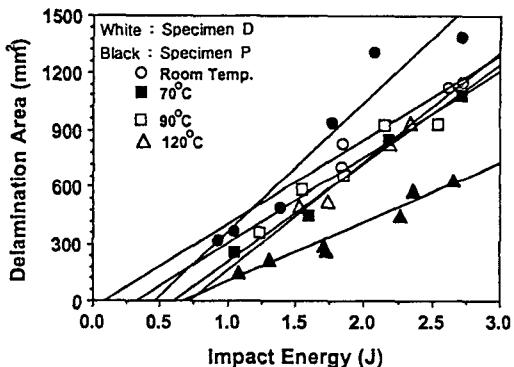


Fig. 8 Relation between impact energy and delamination area of specimens D, P by specimen surface temperature

나타났기 때문에 강도저하현상이 크게 나타난 것으로 생각된다.

또한 Fig. 9, 10으로부터 알 수 있는 바와 같이 직교이방성 시험편 A, D 모두 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받는 경우 보다 강도저하현상이 크게 나타남을 알 수 있다. 이는 직교이방성 시험편의 경우는 충격면이 압축을 받는 경우의 파괴 기점이 충격면이 인장을 받는 경우의 파괴 기점보다 충격점으로부터 곡률 반경이 더 작기 때문에 작용모우먼트가 커서 충격면이 인장을 받는 경우 보다 충격면이 압축을 받는 경우보다 빨리 파괴에 이른다고 생각된다.

Fig. 11, 12는 적층수(각각 16매) 및 수지

(CF/EPOXY)가 같고, 계면수 및 배향방향이 다른 직교이방성 시험편 D와 의사동방성 시험편 H의 시험편 온도변화에 따른 충격에너지의 크기와 파괴굽힘응력과의 관계를 나타낸 것으로 Fig. 11은 충격면이 인장을 받는 경우, Fig. 12는 충격면이 압축을 받는 경우의 3점 굽힘시험한 결과를 나타낸다.

Fig. 11, 12로부터 무충격 시험편의 경우 직교이방성 시험편 D의 경우는 온도의 변화 및 충격손상에 따른 강도 저하현상은 뚜렷히 나타나나 의사동방성 시험편 H의 경우는 온도의 변화 및 충격손상에 의한 강도 저하현상은 거의 나타나지 않았으며 충격면이 인장을 받을 경우나 충격면이 압축을 받을 경우 모두 거의 비슷하였다.

Fig. 11, 12로부터 충격손상이 아주 클 경우는 직교이방성 적충재보다는 의사동방성 적충재가, 또 충격손상이 작을 경우는 의사동방성 적충재보다도 직교이방성 적충재가 내충격성이 좋을 것으로 생각된다.

Fig. 13, 14는 적충수(각각 16매) 및 적충배향(직교이방성 적충판으로써 2 계면)이 같고, 수지가 서로 다른 D(CF/EPOXY)와 시험편 P(CF/PEEK)의 시험편 온도변화에 따른 충격에너지의 크기와 파괴굽힘응력과의 관계를 나타낸 것으로 Fig. 13은 충격면이 인장을 받는 경우, Fig. 14는 충격면이 압축을 받는 경우의 3점 굽힘시험한 결과를 나타낸다.

Fig. 13, 14로부터 무충격 시험편의 경우 시험편 D는 시험편 온도가 상승함에 따라 강도 저하현상은 뚜렷히 나타나나 시험편 P의 경우는 시험편 온도가 상승해도 강도 저하현상은 나타나지 않고 오히려 강도가 증가하였다.

또한 시험편 D에서는 충격면이 압축을 받을 때가 충격면이 인장을 받을 때 보다 강도저하 현상이 크게 나타나나 시험편 P의 경우는 시험편 D와는 정반대로 충격면이 인장을 받는 경우가 충격면이 압축을 받는 경우 보다 강도저하현상이 크게 나타났으며 충격면이 압축을 받는 경우는 충격손상 및 온도변화에 의한 강도 저하현상이 거의 없었다. 충격면이 인장을 받을 경우 나타나는 강도 저하현상은 CF/PEEK 적충 시험편 P의 경우는 CF/EPOXY 적충 시험편 D의 경우보다 충격손상을 받을 경우 생긴 계면 B의 박리길이가 길기 때문에

굽힘시험시에 충격면이 인장을 받으면 계면 B의 박리부분은 압축을 받게되어 빨리 파괴에 이르는 소위 국부 박리좌굴 현상 때문이라고 생각된다. 특히, 충격손상이 클수록 국부 박리좌굴에 의한 급격한 강도 저하현상이 나타났다.

또한 시험편 P의 경우 온도변화에 따른 충격손상에 대한 잔류굽힘강도 저하현상이 그다지 나타나지 않은 이유로서는 열가소성 수지로 만든 CF/PEEK시험편이 고온분위기에서 충격손상에 대해 강하기 때문이라 생각된다.

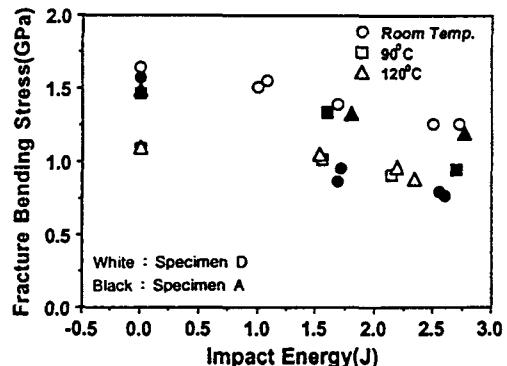


Fig. 9 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimens A, D by surface temperature (Impacted side tension)

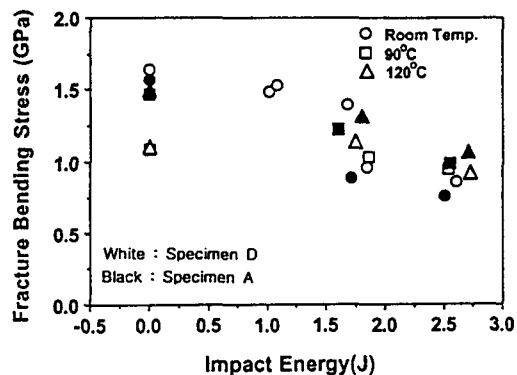


Fig. 10 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimens A, D by surface temperature (Impacted side comp.)

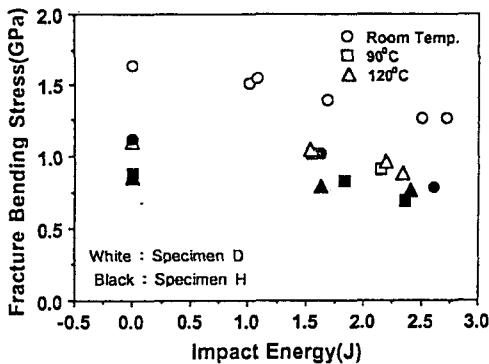


Fig. 11 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimens D, H by surface temperature (Impacted side tension)

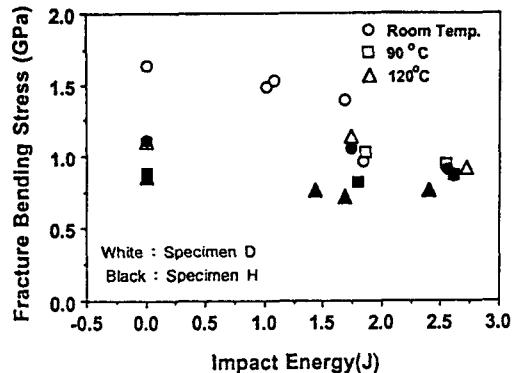


Fig. 12 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimens D, H by surface temperature (Impacted side comp.)

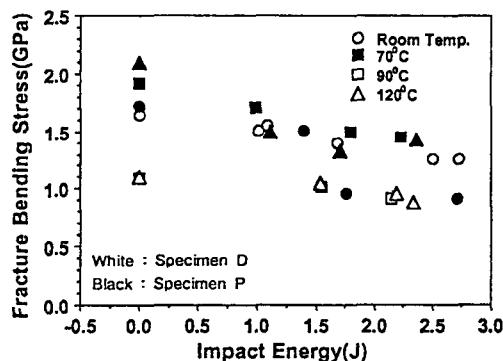


Fig. 13 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimens D, P by surface temperature (Impacted side tension)

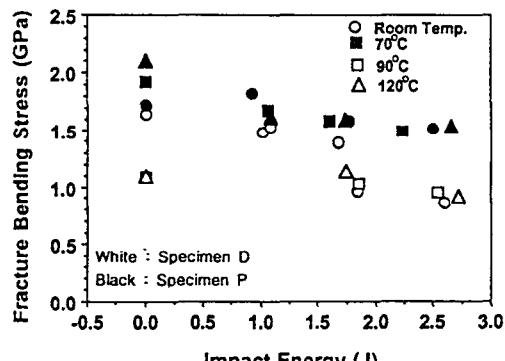


Fig. 14 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimens D, P by surface temperature (Impacted side comp.)

## 6. 결 론

- 1) 직교이방성 CF/EPOXY 적층 시험편 A, D 및 직교 이방성 CF/PEEK 적층 시험편 P 모두 시험편 표면온도가 상승함에 따라 충격손상에 의한 충간 박리면적은 거의 직선적으로 작아짐을 알 수 있었고, CF/EPOXY 적층재의 경우 적층수가 많을수록 온도가 상승하면 박리면적은 작게 나타났다.
- 2) 직교이방성 CFRP 적층재 중CF/PEEK 적층

재인 시험편 P는 실온에서는 박리면적이 상당히 크나 고온으로 갈수록 CF/EPOXY 적층재인 시험편 D 보다 박리면적은 작게 나타났다.

- 3) 무충격 시험편의 경우 적층수가 많은 시험편 A는 온도의 변화에 따른 강도 저하현상은 보이지 않으나 적층수가 적은 시험편 D는 실온에 비해서 약 33% 정도의 강도 저하현상이 나타났다.
- 4) 무충격 시험편의 경우 직교 이방성 시험편 D는 온도의 변화 및 충격손상에 따른 강도 저하현

상은 뚜렷히 나타나나 의사등방성 시험편 H의 경우는 온도의 변화 및 충격손상에 의한 강도 저하현상은 거의 나타나지 않았다.

- 5) 같은 적층구조의 적층재라도 적층수가 많은 적층재 일수록 손상 박리면적이 커지면 커질수록 강도 저하현상이 크게 나타났으며 CF/E-POXY 적층재는 충격면이 압축을 받을 경우, CF/PEEK 적층재는 충격면이 인장율 받을 경우 강도저하현상이 크게 나타났다.

이 논문은 한국과학재단 지정 지역협력연구센터인 조선대학교 수송기계 부품 공장자동화 연구센터의 연구비 지원에 의해 연구되었음.

## 참 고 문 헌

- 1) 強化プラスチック協會編：新版FRP入門， p. 8, 1987.
- 2) 炭素繊維懇談會便：炭素繊維の應力技術，シ-エムシ-社, p. 116, 1984.
- 3) J. I. Goatan. "Proc. R. Soc.", London, Ser. A, 319, Vol. 45, No. 57, 1970.
- 4) C. C. M. MA, Y. H. HUANG, and M. J. CHANG, "Hygrothermal Effect on the PEEK/CF and PPS/CF under Impact Loading( I )", ANTEC, pp. 2092~2096, 1991.
- 5) 武田展雄, 複合材料の衝撃應答と破壊( I ), 日本複合材料學會, 第11卷, 4號, pp. 151~161, 1985.
- 6) Poon. C., Benak, T. and Goule, R., "Assessment of Impact Damage Toughened Resin Composites", Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 13, 2, 1990.
- 7) Greszczuk L. B and Chao H., Impact Damage in Graphite Fiber Reinforced Composite, pp. 389~408, 1977.
- 8) Chllenger K. D., "The Damage Tolerance of Carbon Fiber Reinforced Composite", A Workshop Summary, Composite Structure, 6, pp. 295~318, 1986.
- 9) Ishai O. and shragi, "Effect of Impact of Loading on Damage and Residual Compressive Strength of CFRP Laminateed Beam", Composites Struct., Vol. 14, No. 4, pp. 319 ~337, 1990.
- 10) 鈴木 正之, "CFRP積層板の衝撃應答に関する研究", 東京工業大學, 修士論文, 1988.
- 11) 小川 博靖, "強化纖維材の新しい用途開拓-カーボン纖維", 工業材料 Vol. 37, No. 1, January, 1989.
- 12) 酒谷 芳秋, "航空宇宙機器への新素材利用と現状-今後の見とおし" 日本機械學會誌, Vol. 90, No. 821, April, 1987.
- 13) 長坂 邦宏, "航空宇宙機器に見るCFRP利用技術", 日メカニカル, 5卷, 15號, pp. 16~30, 1989.
- 14) 日本材料科學會編：破壊と材料, 裳華房, 1989.