

纖維배향과 母材가 다른 CFRP 積層板의 衝擊損傷과 굽힘 잔류강도

실재기*, 양인영**, 오택열***

Impact damage and residual bending strength of CFRP composite laminates involved difference of fiber stacking orientation and matrices

Jae-Ki Sim*, In-Young Yang**, Taek-Yul Oh***

ABSTRACT

The purpose of this study is to investigate problems of residual bending strength and the impact damage experimentally when CFRP composite laminates are subjected to Foreign object damage. The specimens composed of four types of CF/EPOXY and a CF/PEEK composite laminates which involved difference of fiber stracking orientation and matrices. The result were summariged as follows : 1) It is found that both orthotropic and quasi-isotropic composite laminates are increasimg lineally between impact energy and damage delamination area. 2) Delamination development energy(mm^2/J) of CF/EPOXY composite aminates is less than that of CF/PEEK. 3) When impact energy is applied to specimens within 3J, the residual strength of orthotropic is greater than quasi-isotropic composite laminates. On the other hand, it is predicted that residual bending strength of orthotropic composite laminates is less than that of quasi-isotropic when impact energy is more then 3J. 4) It is found in CF/PEEK that for the impact side compression, residual of bending strength versus impact energy is almost constant, while in case of impact side tension, residual bending strength is decreased rapidly near 1.2J. of impact energy due to the effect of delamination buckling.

Key Words : FOD(Foreign Object Damage : 이를 충격 손상), Impact damage(충격손상), CFRP(탄소섬유 강화 복합재), Impact energy(충격 에너지), Bending strength retention factor(굽힘강도 잔류계수), Orthotropic laminates(직교이방성 적층재), Quasi-isotropic laminates(의사등방성 적층재), Delamination area(총간 분리면적)

1. 서 론

우주항공 구조용 재료로서 가장 주목받고 있는 선진 복합재료 중에서도 탄소섬유 강화 수지 복합재료(이하

CFRP라고 한다.)는 금속재료에 비해 비강도, 비강성이 높기 때문에 구조경량화가 중요한 항공우주 분야를 시작으로, 선박, 자동차, 스포츠, 에너지 관련분야 등 넓은 분야에서 구조재료로 사용되 오고 있다. 그러나 복합재

* 조선대 학교 공과대학 정밀기계공학과(정희원)

** 조선대 학교 공과대학 기계설계공학과

*** 경희대학교 공과대학 기계공학과

료는 준 정적인 부하에 대해서는 역학적 특성이 우수하지만, 내충격성에 대해서는 취약하기 때문에 충격부하에 서의 역학적 성질을 고려한 구조설계가 당연히 필요하게 된다.⁽¹⁾

CFRP 적층재를 항공기 구조부재 등으로 사용할 때 FOD손상(Foreign object damage)을 피할 수 없으며⁽²⁾ ⁽³⁾ 최근에는 항공기의 점검 중의 공구낙하, 이착륙시의 홀주로 상에서 뛰어 오르는 작은 돌을 포함한 비교적 경량인 물체에 의한 저속충격을 받을 경우를 상정하여 저속 충격을 받는 구조 부재의 안정성 평가가 행해지고 있다.⁽⁴⁾

CFRP는 충격을 받을 경우 섬유의 신연이 작기 때문에 충격손상을 받기 쉽고, 외관상 손상이 보이지 않아도 섬유의 파단, 수지의 균열, 섬유와 수지의 분리, 섬유배향이 변하는 계면에서의 충간 분리 등의 내부손상이 생기게 된다. 또 이러한 내부의 손상에 의해서 현저히 수명이 저하하는 약점이 있어^{(5), (6)} 충격에 의한 강도를 명확히 하는 것이 대단히 중요한 과제의 하나로 되어 있다.

최근에는 항공기용 CFRP 적층판에 관한 저속충격 후의 손상발생^{(7), (8)}과 굽힘 전류강도에 관한 연구⁽⁹⁾가 활발히 진행되고 있다.

그러나 CFRP는 탄소섬유와 수지의 복합재료이기 때문에 불균일성 및 이방성을 가지고 있고, 섬유의 파단, 섬유 수지 계면의 파괴, 수지의 파괴 등의 현상이 복합해 있기 때문에 해명되지 못한 부분이 많고, 의사등방성 적층재의 경우, 섬유 배향각은 같아도 적층순서가 다음에 의해서 그 특성의 차이가 있고⁽¹⁰⁾ 충격후 생긴 충간분리면적의 크기에 따라 충간 분리좌굴(Delamination buckling)⁽¹¹⁾이 생기는 등, 내부손상에 의한 손상영역의 평가는 미지의 부분이 많다. 특히, 손상 후 굽힘 전류강도⁽²⁾ 평가에 관한 연구는 별로 행하여져 있지 않다.

따라서 본 연구에서는 CFRP 적층판이 횡충격을 받을 때에 적층판 내에 생기는 손상 발생 및 잔류 굽힘 강도 저하관계를 명확히 하기 위하여 비행기등에 실제로 일어난다고 예상되는 여러 경우를 상정하여 이를 질 충격에 의해 생기는 CFRP 적층판의 충간 분리면적의 크기와 충격에너지의 크기와의 관계, 충간 분리면적의 크기와 굽힘 전류강도 저하관계를 같은 적층수의 직교 이방성 판과 의사 등방성 판 중 어떤 적층판이 충격에 강한가, 또 같은 적층 구조인 직교 이방성 판의 경우에

어떤 메트릭스 수지가 충격에 강한가를 명확히 하는 것을 목적으로 하여 실험적인 관점으로부터 고찰하고자 한다.

연구 방법으로는 충격 손상을 받은 5종의 CFRP 적층판에 대해서 충격에너지의 크기에 따른 충간 분리면적의 크기와 잔류강도를 평가하고, 어떤 적층구조 및 메트릭스의 CFRP 적층판이 충격에 강한가를 규명하기 위하여 충격에 의해 시험편 내부에 생긴 분리면적의 크기를 초음파 현미경을 이용하여 관찰하고 충격에너지의 크기에 따른 굽힘전류강도 저하관계를 조사했다.

강도 시험으로는 충격손상을 받은 시험편에 대하여 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우를 구별하여 정적 3점 굽힘 시험을 행했으며, 굽힘 시험시 압자 접촉의 영향을 받지 않게하기 위하여 압자의 접촉 위치로부터 임의의 거리 떨어진 곳에 충격손상을 주었다.

2. 시험편의 종류 및 형상

2-1. 시험편의 특성

본 연구에서 사용한 시험편은 日本東レ製 CF/EPOXY, CF/PEEK로 조합된 1방향 탄소섬유 preprep를 日本石川島播磨重工業에서 오토 클레브(Auto clave)방법으로 제작한 CFRP 적층판이다.

CF/EPOXY preprep 및 CF/PEEK preprep의 특성을 Table. 1, 2에 나타낸다

Table 1 Characteristics of CF/EPOXY specimen

종류 특성	탄소섬유	EPOXY수지	preprep
제작회사	日本東レ	日本東レ	
호칭	T300-3000	#2500	P.3051-15
밀도	1.75×10^3 [kg/m ³]	1.24×10^3 [kg/m ³]	
인장강도	3530[MPa]	78[MPa]	
인장탄성율	230[GPa]	3.96[GPa]	
신장율	1.5[%]	2.0[%]	
수지함유량	.	.	37(% Wt)

2-2. 시험편의 섬유배향 및 형상

본 연구에 이용한 CF/EPOXY 및 CF/PEEK 시험편의 섬유배향을 Table 3에 나타낸다.

Table 2 Characteristics of CF/PEEK specimen

종류 특성	탄소섬유	PEEK 수지	prepreg	
			0°	90°
제작 회사	日本東レ	日本化成 Fiber	·	·
호칭	T300-3000	APC-2/AS4	·	·
밀도	1.75×10^3 (kg/m³)	1.6×10^3 (kg/m³)	·	·
인장 강도	3530(MPa)	·	2130 (MPa)	80 (MPa)
인장 탄성율	230(GPa)	·	134 (GPa)	8.9 (GPa)
신장율	1.5(%)	·	1.25	1.0
수지 함유량	·	32(%)	·	·
압축 강도	·	·	1100	·
굽힘 강도	·	·	1880	137

시험편의 형상은 충격시험에 의해 생긴 내부 충간분리영역의 크기가 시험편 단의 영향을 받지 않도록 시험편의 크기를 충분히 크게 했다. 또 충격 손상 후 잔류굽힘강도를 구하기 위하여 오토 클레브(Auto-clave)로 제작된 CFRP 적층판을 다이아몬드 커터기를 이용하여 180×180 (mm)의 정방형으로 절단한 후 180×40 (mm)의 직사각형 시편으로 절단 했다.

또 섬유의 0° 방향이 시험편의 길이 방향과 일치하도록 절단했으며 시험편 T는 중간에 탄소섬유 대신에 직불을 1ply 적층한 CF/EPOXY 적층재이다.

Table 3 Stacking sequences of specimens

종류	섬유배향	적층매수 [Ply]	판두께 [mm]	재질
D	[0° 4/90° 4]s	16	2.5	CF/EPOXY
H	[0° 2/90° 2/45° 2/-45° 2]s	16	2.5	CF/EPOXY
I	[0° 2/45° 2/90° 2/-45° 2]s	16	2.5	CF/EPOXY
T	[0° 4/90° 3/(0°, 90°)1/90° 4/0° 4]	16	2.65	CF/EPOXY
P	[0° 4/90° 4]s	16	2.2	CF/PEEK

3. 충격실험장치 및 실험방법

3-1. 충격실험장치

수평식 공기압 충격 시험 장치를 이용하여 CFRP 적층판에 직경 5mm의 강구를 발사시켜 충격손상을 주

었고, 충격속도 측정은 강구가 기속튜브로 부터 나온 직후 두 정점간(10cm)의 통과 시간을 Photo. cell로 측정하여 충격속도를 계산 하였다.

충격속도는 공기압에 의해 조절 하였으며, 본 실험에 이용한 강구의 질량은 0.5mg이다.

Fig. 1은 본 연구에서 이용한 수평식 공기압의 충격시험장치의 개략도를 나타낸다.

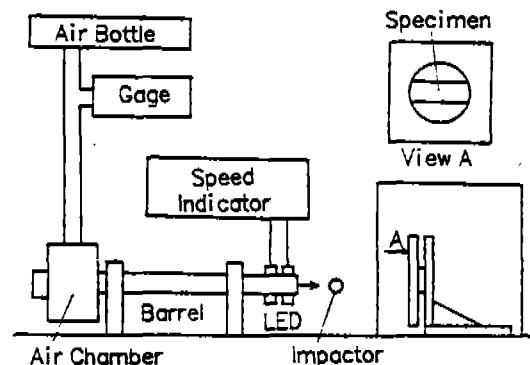


Fig. 1 The apparatus of impact testing

3-2. 실험방법

3-2-1 시험편의 지지 방법

시험편의 지지 방법은 Fig. 2와 같이 시험편 양단을 두께 10mm인 강판에 끼워서 그램프로 양단을 고정한 후 수평식 공기압 충격 시험 장치를 이용하여 충격손상을 부여하였다.

충격손상 위치는 시험편 중심으로부터 30mm 떨어진 곳에 부여 하였으며, 그 이유는 충격시험 후 잔류굽힘강도 해석시에 시험편 중앙의 압자 접촉 위치로 부터

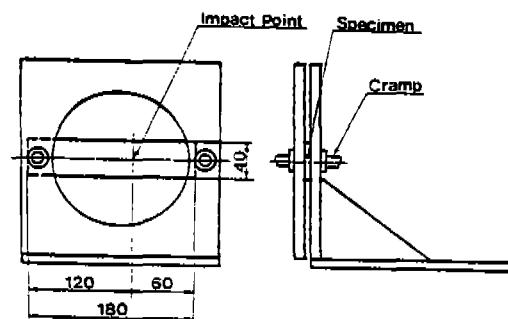


Fig. 2 Supporting method of specimen

임이의 거리 만큼 떨어진 충격손상 영역에서 파괴가 발생하도록 하여 압자 영향을 배제하기 위한 것이다.

3-2-2 손상재의 중간 분리면적 측정 방법

강구의 충격에 의해 생긴 시험편 내부의 중간 분리형상 및 분리면적 측정은 Olimpus UH pulse 100 초음파 현미경(렌즈의 주파수 30MHz)을 이용하였고, 중간분리면적 계산은 초음파 현미경 내장의 소프트웨어를 사용하였다.

계면은 충격점으로 부터 A. B. C. D. E. F로 하였고, 계면이 2계면인 시험편 D. T. P는 충격면에서 계면A의 중간 분리면적을, 충격면 반대측에서 계면B의 중간 분리면적을 관찰하였고, 6계면인 시험편 H. I는 충격면에서 계면 A. B. C의 각각의 중간분리면적을, 충격면 반대측에서 계면 D. E. F의 각각의 중간 분리면적을 촬영하고 계산한 후 모든 계면의 중간 분리면적을 합하여 투영면적으로 였다.

3-2-3 정적 3점 굽힘시험

강구에 의한 충격손상을 받은 CFRP 시험편($180 \times 40 \times 2.5$ mm) : 길이 \times 폭 \times 두께)의 잔류 굽힘강도를 조사하기 위하여 정적 3점 굽힘시험을 행했다.

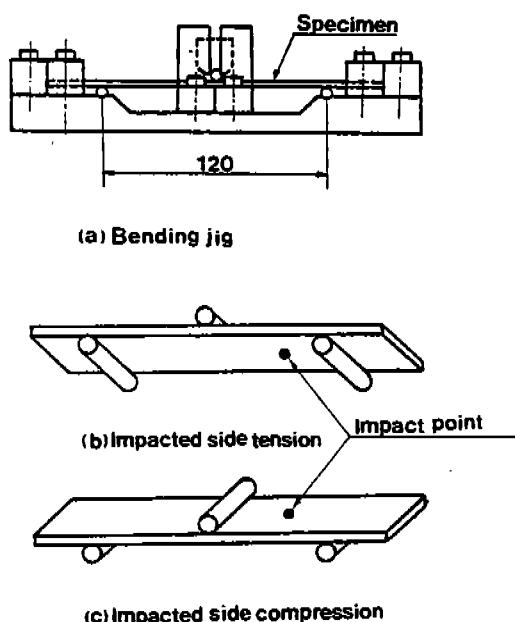


Fig. 3 Three-point bending jig

정적 3점 굽힘 시험은 Fig. 3 (a)와 같은 Jig를 재료 시험기(INSTRON 8501)에 부착하여 Fig. 3 (b), (c)와 같이 충격면이 입장을 받는 경우와 입축을 받는 경우를 구별해서 굽힘시험을 행했다.

굽힘 시험에서는 시편이 파괴되는 최대 하중을 구하여 파괴굽힘용력을 계산하였다.

파괴 굽힘용력을 구할 때는 시험편을 균질 등방성 보로 가정하여 행했으며⁽¹²⁾ 계산시 시험편의 폭과 판 두께는 실측치를 이용해서 시험편의 치수 오차의 영향을 제거했다.

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

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

여기서, σ : 굽힘용력 (Pa)

P : 파괴시의 최대하중 (N)

L : 스펜의 길이 (m)

b : 시험편의 폭 (m)

d : 시험편의 두께 (m)

I : 관성 모우멘트 (m^4)

이다.

4. 실험결과 및 고찰

4-1. 충격손상의 패턴

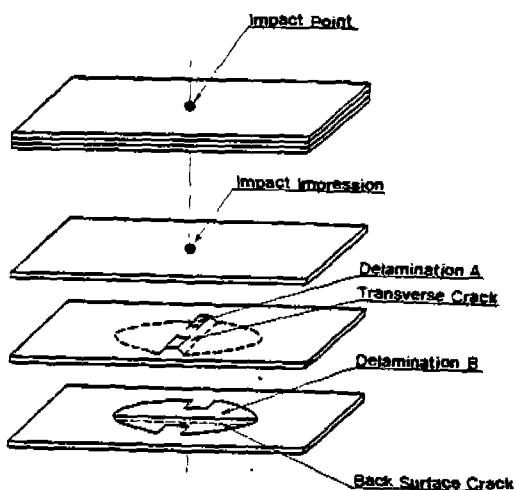
충격 시험에서 CFRP 적층판에 생긴 손상은 시험편 표면에 생기는 충격흔 및 충격점 반대면에 생기는 Crack과 시험편내부에 생기는 중간분리 및 모재 Crack으로 분류된다.

충격흔이란 강구가 충돌 할 때에 시험편 표면에 생기는 움푹 패인 곳으로, 충격흔에서는 표면이 국부적으로 변형하여 표면섬유의 변형과 파단이 생긴다. 충격에 의한 Crack은 충격점 이면의 표면층에 섬유방향과 일치하게 생기며, Crack길이는 충격점 반대면에 가까운 중간 분리의 길이와 거의 같다. 중간분리는 Prepreg의 적층 방향이 변화하는 충간에 생기는 분리이며 초음파 현미경에서 관찰 할 수 있고, 충격점으로부터 떨어진 충일수록 크다.

모재 Crack은 시험편 내부의 층 내에 있는 Crack으로 방향은 섬유방향과 일치하며 층의 위아래에 있는 층

간분리와 연결되도록 발생한다.

초음파 현미경에서는 직접 모재 Crack을 촬영할 수 없으므로 모재 Crack을 관찰하기 위해서는 모재 Crack이 있는 부분을 절단하여 광학 현미경을 이용하여 관찰해야 한다. Fig. 4는 본연구에서 사용한 직교이방성 적층 시험편이 충격을 받는 경우 생긴 충격손상 즉 충격 흔, 계면 A, B의 충간 분리형상, 이면크랙 및 모재 크랙의 형상만을 나타냈다. 또 의사등방성 적층재에서도 Fig. 4와 같은 손상 및 크랙이 발생하게 되는데 prepreg의 적층방향이 변하는 계면마다 충간분리가 생기고, 각 층의 상하의 충간 분리면적과 연결되는 모재 크랙이 90° , 45° , -45° 층에 생긴다.



Orthotropic Laminates (Specimen D.T.P)

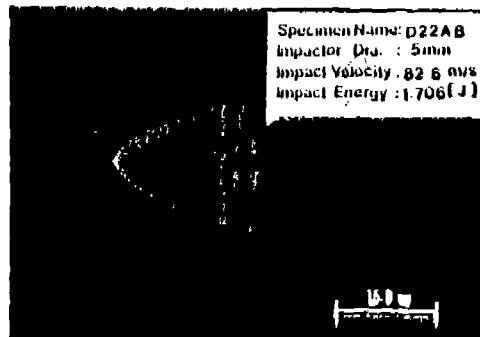
Fig. 4 The Patterns of Impact Damage

4-2. 충격에너지와 충간분리면적과의 관계

본연구에서 이용한 손상시험편의 기호 설명은 Table 4와 같다.

Table 4 Symbols of CFRP Specimen)

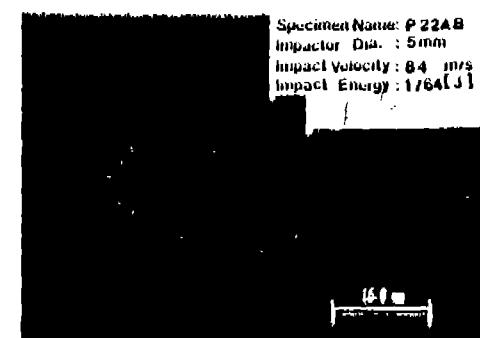
D (H, I, T, P)	2 (N, 3)	1 (2, 3)
		→ 시험편의 종류
		→ 충격속도
	2 : 약 83.3m/sec, 1.7J	
	3 : 약 100m/sec, 2.5J	
	N : 무충격	
		→ 시편 No.



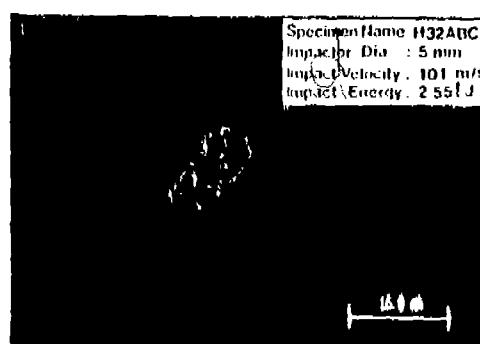
(a) D22AB



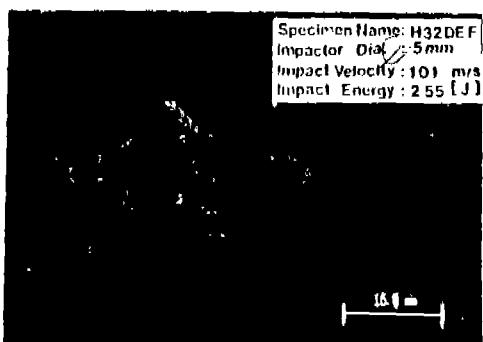
(b) T31AB



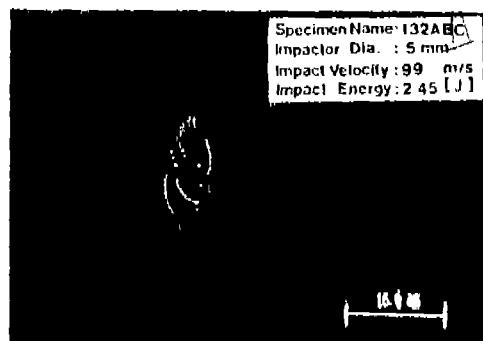
(c) P22AB



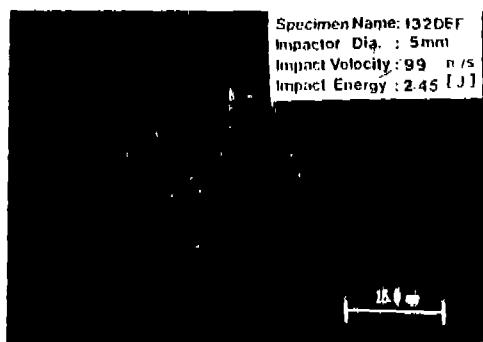
(d) H32ABC



(e) H32DEF



(f) I32ABC



(g) I32DEF

Fig. 5 Delamination Area of specimens

Fig. 5는 5종류의 CERP적충재 시험편에 충격손상을 부여한 후 초음파 현미경을 이용하여 계면 분리면적을 촬영, 측정한 대표적인 실험결과를 나타낸다.

Fig. 5 (a) (b) (c) 에는 직교이방성 적충재인 시험편 D, T, P시험편의 계면 A, B 충간 분리형상의 합성사진을 나타내며, 적색은 계면 A, 녹색은 계면 B의 분리형상을 나타낸다.

Fig. 5 (d) (e) 에는 의사등방성 적충재인 시험편 H,

Fig. 5 (f) (g) 에는 시험I이 계면 ABC 및 DEF의 충간 분리형상의 합성사진을 나타낸다.

적색은 계면 A, F, 녹색은 계면 B, E, 청색은 계면 C, D의 충간분리형상을 나타낸다.

시험편 D, T, P는 계면이 2개 이므로 충격면에서 계면 A, 충격면 반대면에서 계면 B의 충간분리면적을 측정하여 계면 AB의 면적을 합산한 것을 全層間分離面積으로 하고, 의사등방성 적충재인 시험편 H, I는 계면이 6개 이므로 충격면에서 계면 A, B, C, 충격면 반대면에서 계면 D, E, F의 충간 분리면적을 측정하여 합산한 투영면적을 충격손상에 의해 생긴 충간 분리면적으로 했다.

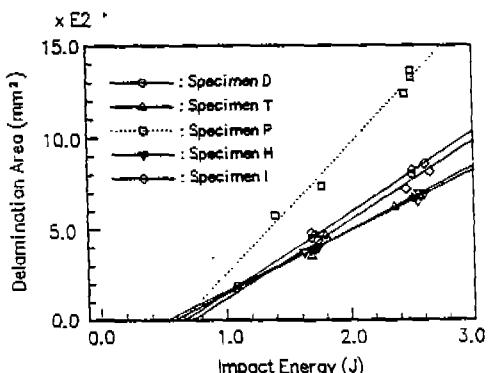


Fig. 6 Relation between Impact Energy and Delamination Area

Fig. 6으로 부터 각 시험편 모두 충격에너지와 충간분리면적과의 사이에는 1차 선형적인 관계가 있음을 알수 있다. Fig. 6 중의 각선은 최소자승법에 의해 계산된 값이다. 시험편 P의 경우가 동일한 충격에너지의 크기에 대해 충간 분리면적이 가장 크며, 그 다음으로 시험편 D, 시험편 I, 시험편 T, 시험편 H 순으로 충간 분리면적은 작아짐을 알수 있다.

또한 충간 분리발생 임계충격에너지는 시험편 H (0.5073J), 시험편 T (0.5713J), 시험편 P (0.6328J), 시험편 D (0.659J), 시험편 I (0.7184J) 순으로 커짐을 알수 있다.

Fig. 6에서 알 수 있는 바와 같이 직교이방성 적충재라 할지라도 CF/PEEK 적충재가 CF/EPOXY 적충재보다 충격에너지에 대한 충간 분리면적은 커짐을 알수 있으며, 같은 의사등방성 적충재라 할지라도 시험편 H보다 시험편의 I가 충간분리 면적이 큼은 알수 있다.

4-3. 충격에너지의 크기와 파괴굽힘抵抗力과의 관계

Fig. 7은 각 시험편의 충격에너지의 크기와 파괴굽힘抵抗力과의 관계를 충격면인장, 압축인경우로 나누어서 나타냈다. Fig에서 각선은 최소자승법으로 계산한 결과이다.

먼저 충격면 압축인 경우인 Fig. 7-(b)를 보면 무충격 일 때는 시험편 D가 가장 파괴 굽힘응력이 크며, 시험편 T, 시험편 P, 시험편 H, 시험편 I순으로 파괴굽힘응력이 작아짐을 알 수 있다. 그러나 같은 직교이방성 적층판이라 할지라도 충격에너지가 약 1.255J 이상의 충격 범위에서는 CF/PEEK인 시험편 P가 가장 충격손상에 대하여 강하며, 충격에너지가 1.7J 이상의 충격범위에서는 직교이방성 적층재 시험편중 시험편 D의 경우가 가장 파괴 굽힘응력이 낮아짐을 알 수 있다.

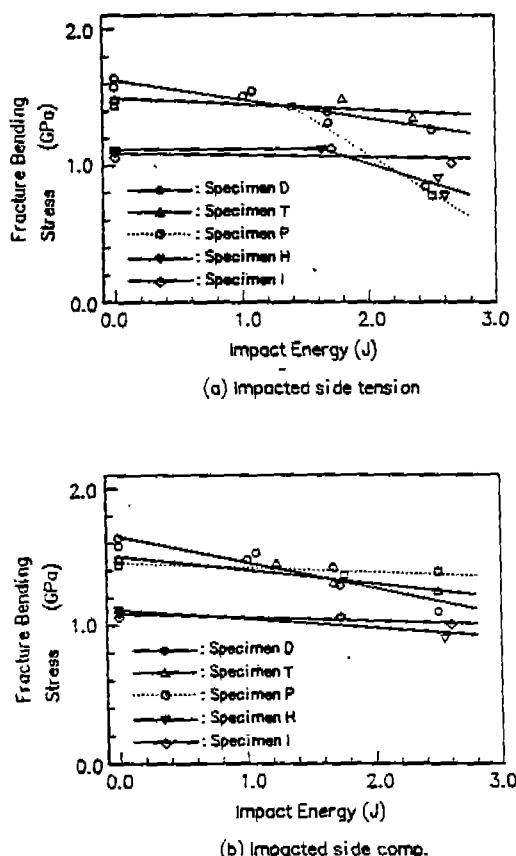


Fig. 7 Relation between Impact Energy and Fracture Bending Stress

즉 같은 적층배향을 갖는 직교이방성 적층재 중에서 CF/epoxy 시험편 D가 충격손상에 대해서 잔류굽힘강도 저하 현상이 가장 심하며 CF/PEEK인 시험편 P가 충격손상에 대하여 제일 강함을 알수 있다.

또한 직교이방성 적층판과 적층수가 같고 섬유 배향 방향이 다른 의사동방성 적층재인 시험편 H와 I를 비교해 보면 적층배향이 $[0^\circ_2 / 45^\circ_2 / 90^\circ_2 / -45^\circ_2]$ 인 시험편 I는 충격손상에 의한 굽힘강도 저하는 거의 없으나, 적층배향이 $[0^\circ_2 / 90^\circ_2 / 45^\circ_2 / -45^\circ_2]$ 인 시험편 H는 시험편 I보다 충격손상에 대해 약간의 굽힘강도 저하 현상이 있음을 알 수 있다. 또한 직교 이방성 적층재와 의사동방성 적층재의 파괴 굽힘응력을 비교해보면 본 실험에서 행한 충격에너지 범위 내에서는 어느 경우나 직교이방성 적층재인 경우가 파괴 굽힘강도가 더 크며, 충격손상에 의한 잔류 굽힘강도의 저하 현상은 직교 이방성 적층재가 의사동방성 적층재 보다 더 큼을 알수 있다.

특히, 적층수 및 적층배향이 같은 CF/EPOXY 시험편이라 하더라도 중간 층에 1ply의 직물을 적층한 시험편 T가 시험편 D보다도 충격손상에 대해 굽힘강도 저하 현상이 작음을 알수 있다.

그러나 Fig. 7 (a)에서와 같이 충격면이 인장인 경우는 전반적으로 충격면이 압축인 경우보다 굽힘강도 저하 현상이 약간 작으나, 시험편 P의 경우는 충격에너지가 약 1.4J, 시험편 H는 충격에너지가 약 1.6J 이상의 범위내에서는 Fig. 8에서와 같은 충간분리좌굴현상이 생겨 급격히 굽힘강도가 저하함을 알 수 있다.

특히 시험편 P는 시험편 D와 같은 적층 배향의 시험편이나 시험편 P가 시험편 D보다 충격에 의해 계면 B의 충간 분리면적이 더 크기 때문에 충격면이 인장을 받을 경우, 계면 B $[90^\circ / 0^\circ]$ 의 충간 분리부분이 압축을 받게 되어 충간분리좌굴현상이 생긴다. 따라서 압축측인 $/0^\circ$ 방향 섬유의 표면이 인장을 받아 계면 B가 Fig. 8

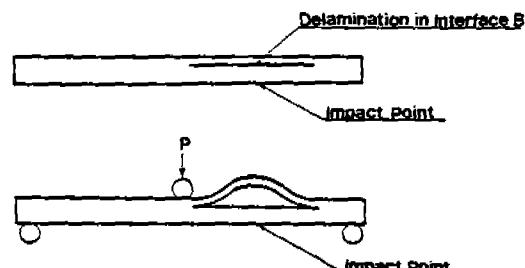


Fig. 8 Model of Delamination Buckling

Table 5 Results of Delamination Area Measurement and 3-point Bending test

시험편명	시험편폭 (mm)	시험편두께 (mm)	충격속도 [m/s]	충격에너지 [J]	분리면적 [mm ²]	파괴하중 [KN]	굽힘파괴응력 [GPa]	굽힘시험조건
DN1	40.0	2.5	0	0	0	2.28	1.64	
DN2	40.1	"	0	0	0	2.13	1.53	
D11	40.0	"	65.8	1.082	190.87	2.13	1.53	충격면 압축
D12	40.0		63.7	1.01		2.06	1.48	
D21	40.0		82.6	1.706	472.68	1.93	1.39	"
D22	39.9	"	83.3	1.73		1.79	1.29	"
D31	39.7	"	100	2.50	800	1.51	1.10	"
D13	40.5	"	65.8	1.08	176.1	2.18	1.55	" 인장
D14	39.4		63.7	1.01		2.07	1.51	
D23	40.0	"	82	1.68	451.7	1.93	1.39	"
D24	39.7		82	1.68		1.80	1.31	
D32	39.8		100	2.50	822.5	1.74	1.26	"
HN1	39.95	"	0	0	0	1.551	1.118	
HN2	40.0	"	0	0	0	1.551	1.089	
H21	39.9	"	83.3	1.734	398.5	1.465	1.057	충격면 압축
H22	39.9	"	82.0	1.68	386.56			
H23	40.07	"	80.6	1.624	374.4	1.561	1.122	" 인장
H31	40.1	"	101	2.55	699.2	1.266	0.909	" 압축
H32	40.15	"	101	2.55	649.64			
H33	40.15	"	102	2.601	691	1.089	0.781	" 인장
IN1	39.75	"	0	0	0	1.3942	1.010	"
IN2	38.8	"	0	0	0	1.480	1.10	
I21	39.9	"	83.3	1.734	440.07	1.465	1.057	" 압축
I22	39.9	"	82.0	1.68	480.77			
I23	39.95	"	82.64	1.707	390.0	1.565	1.123	" 인장
I24	40.0	"	82.64	1.707	392.76	1.57	1.130	" 압축
I31	39.9	"	102	2.601	855.4	1.396	1.007	" 압축
I32	40.0	"	99	2.45	718.76			
I33	40.0	"	103	2.65	811.6	1.4086	1.014	" 인장
TN1	40.0	2.65	0	0	0	2.227	1.482	
T11	40.05	"	70.4	1.239		2.262	1.447	" 압축
T21	39.9	"	82.0	1.681	352.35	2.032	1.303	"
T22	40.1	"	83.3	1.734	431.95			
T23	40.0	"	84.75	1.795	465.98	2.315	1.483	" 인장
T31	40.0	"	100	2.5	666.72	1.343	1.245	" 압축
T32	40.1	"	101	2.55	838.6			

시험편명	시험편폭 (mm)	시험편두께 (mm)	충격속도 [m/s]	충격에너지 [J]	분리면적 [mm ²]	파괴하중 [KN]	굽힘파괴응력 [GPa]	굽힘시험조건
T33	40.0	2.65	97.1	2.357	621.53	2.094	1.342	충격면 인장
PN1	40.0	2.05	0	0	0	1.39	1.480	
PN2	40.2	2.15	0	0	0	1.488	1.441	
P21	40.4	2.15	74.6	1.391	574.8	1.486	1.433	충격면 인장
P22	40.0	"	84.0	1.764	735.4	1.404	1.367	" 압축
P23	40.0	2.20	83.3	1.734	728.2			
P31	40.0	2.15	99.0	2.45	1236.8	0.867	0.844	" 인장
P32	39.9	2.20	100	2.50	1324.8	1.495	1.393	" 압축
P33	39.55	2.20	100	2.50	1360	0.825	0.775	" 인장
P34	40.0	2.15	97.0	2.35	1098.2			

과 같이 [90°/0°]층이 분리되어 굽힘강도가 급격히 저하하게 된다.

또한 Fig. 7 (a)에서 의사등방성 적층재인 시험편 I는 충격면이 인장을 받을 경우 층간 분리좌굴현상이 생기지 않으나, 시험편 H는 계면 F[90°/0°]의 층간 분리면적 이 같은 충격에너지를 받을 때의 시험편 I의 계면 F[45°/0°]의 층간 분리면적 보다 크기 때문에 계면 F에서 층간 분리좌굴현상이 생겨 굽힘강도가 급격히 저하하는 것으로 생각된다.

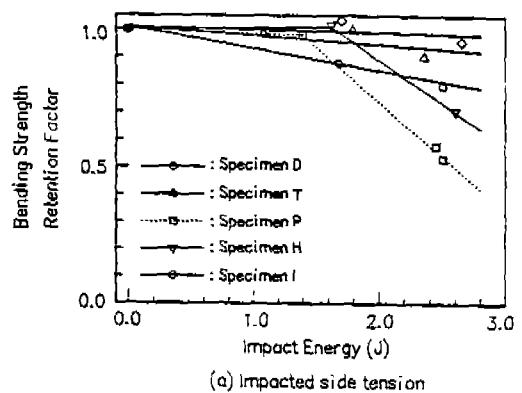
따라서 의사등방성 적층재의 경우 충격점 최외측의 섬유배향이 [90°/0°]의 적층 보다는 [45°/0°]의 적층배향이 충격손상에 대해 더 강함을 알 수 있다.

이상의 시험 결과를 Table 5에 나타낸다.

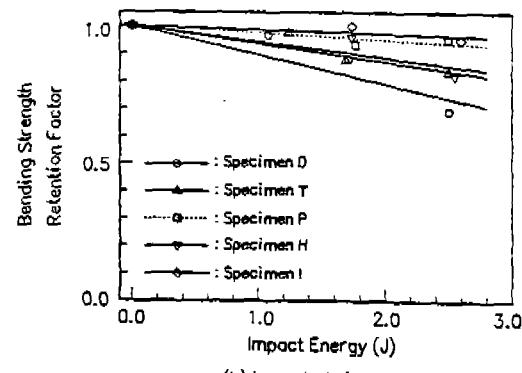
4-4. 충격손상과 굽힘강도 잔류계수와의 관계

Fig. 9 (a), (b)는 충격손상을 받은 CFRP 적층재가 충격에너지의 크기에 따라 잔류 굽힘강도가 어떻게 변화하는지를 나타낸 것이다. 굽힘 강도잔류계수란 무충격 시험편의 굽힘 파괴응력을 충격손상이 있는 시험편의 굽힘파괴응력으로 나눈 값이다.

Fig. 9 (b)는 충격면이 압축을 받을 때의 충격에너지의 크기와 굽힘강도잔류계수와의 관계를 나타낸 것으로 충격손상에 의해 강도저하가 가장작은 시험편은 시험편 I이며 다음으로 시험편 P, H, T, D 순으로 굽힘강도가 저하함을 알수 있다. 같은 의사 등방성 적층재라도 적층배향이 [0°₂/45°₂/90°₂/-45°₂]_n인 시험편 I가 적층배향이 [0°₂/90°₂/45°₂/-45°₂]_n인 시험편 H 보다도 굽힘강도 저하가 작음을 알수 있는데 이는 계면 A,



(a) Impacted side tension



(b) Impacted side comp.

Fig. 9 Variation of the Strength Retention Factor with Impact Energy

E의 섬유배향이 90° 적층보다는 45° 적층이 BAI (bending strength after impact)에 더 강함을 알수 있다. 또 같은 수지인 직교이방성 적층재 시험편 T,

D를 비교해 보면 탄소섬유1 Ply 대신에 직물1 Ply를 적층한 시험편 T가 시험편 D 보다 BAI에 더 강함을 알 수 있다. 이는 Fig. 5 (a), (c)에서 충격에너지의 크기와 충간분리면적의 관계를 비교해보면 시험편 P가 시험편 D 보다 충간 분리손상 영역이 상당히 크나 BAI에 강한 이유는 시험편 P의 모재인 PEEK가 굽힘 강성 및 인성이 EPOXY 수지 보다 크기 때문이라 생각된다.

또한 Fig. 9 (a)는 충격면을 인장하였을 때의 충격에너지의 크기와 굽힘강도 전류계수와의 관계를 나타낸 것으로써, 충간 분리좌굴이 생기기 이전의 충격 범위에서는 시험편 H, I, P, T, D 순으로 전류강도가 저하함을 알 수 있다.

모든 시험편에서 충간 분리좌굴현상이 생기기 이전에는 충격면 인장인 경우가 충격면 압축인 경우 보다 충격손상에 의한 전류강도의 저하가 작음을 알 수 있으며 특히, 시험편 D는 충격면 압축일 때 전류강도 저하현상이 현저함을 알 수 있다.

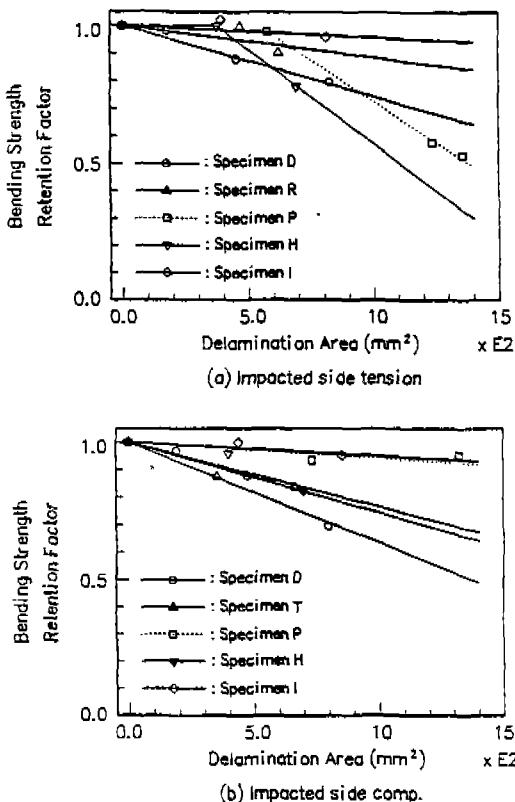


Fig. 10 Variation of the Strength Retention Factor with Delamination Area

Fig. 10 (a), (b)는 충간 분리면적의 크기와 굽힘강도 전류계수와의 관계를 충격면 인장, 압축인 경우에 대하여 Plot한 것으로서, Fig. 10 (b)에서와 같이 충격면 압축인 경우, 시험편 P, I의 충간 분리면적의 크기에 따른 전류강도는 큰 저하 현상이 없으나 시험편 I와 같은 의사동방성 적층재인 시험편 H의 경우는 충간분리면적이 커짐에 따라 전류강도가 크게 저하함을 알 수 있고, 직교이방성 적층판인 시험편 D, T 모두 의사동방성 시험편 H, I보다 저하 현상이 심하며, 같은 직교이방성 적층재일 경우에는 PEEK수지 CFRP 적층재가 EPOXY수지 CFRP 적층재 보다 충격손상에 대해 전류굽힘강도가 더 큼을 알 수 있다.

또한 Fig. 10 (a)에서 시험편 P, H는 충격면 인장인 경우 충간 분리좌굴현상이 생겨, 작은 충간 분리손상이 생겨도 전류굽힘강도는 급격히 저하하게 된다.

즉, 시험편 P, H의 경우는 충격면이 압축인 상태로 사용하는 편이 충격면을 인장한 상태로 사용하는 경우보다 BAI 저하 현상이 작게 된다.

5. 결 론

본 연구에서는 섬유배향 순서의 차이 및 모재의 차이 등, 적층 구성이 다른 CFRP 적층재가 횡 충격을 받을 때 적층판의 계면에 생기는 손상 영역의 크기와 충격손상에 의한 전류굽힘강도의 저하관계를 규명하기 위하여 실험적인 고찰을 행했다.

본 연구에서 얻은 주요 결론은 다음과 같다.

- 충격에너지와 손상에 의한 충간 분리면적과의 사이에는 직교이방성 및 의사동방성 적층재 모두 선형적인 증가관계가 있으며 직교이방성 시험편 중에서는 시험편 T가 충간 분리발생 임계충격 에너지가 가장 작고, 의사동방성 시험편 중에서는 시험편 H가 시험편 I보다 충간분리발생 임계충격 에너지가 작다.
- 충격에너지와 충간 분리면적과의 기울기 (mm^2/J) 즉, 충간 분리 진전에너지는 직교이방성 적층재인 CF/PEEK적재충인 시험편 P가 CF/EPOXY 적층 보다 크며 의사동방성 적층 중에서는 시험편 I가 시험편 H 보다 크다.
- 무충격의 경우에는 시험편 T, P 보다 굽힘 파괴 강도가 크나 충격면 인장인 경우는 충격에너지가 약 1.4J 충격면 압축인 경우는 충격에너지가 약 1.25J 이상의 충격범위에서는 시험편 P가

- 시험편 D 보다 충격손상에 대해 더 강하다.
4. 같은 적층 구성을 갖는 CF/EPOXY 적재충인 시험편 T, D 중에서는 무충격의 경우는 시험편 D가 직률 1ply를 적층한 시험편 T 보다 파괴 굽힘 강도가 크나 충격을 받은 후에는 시험편 D가 시험편 T보다 강도 저하가 크다.
 5. 의사동방성 시험편은 직교이방성 시험편 보다 파괴굽힘강도가 낮으나 충격손상에 의한 잔류굽힘강도의 저하 현상은 거의 없다. 따라서 충격손상이 큰 경우는 잔류굽힘강도의 저하가 큰 직교 이방성 적층재 보다 의사동방성 적층재가 충격손상에 더 강하다고 생각된다.
 6. 시험편 D는 언제나 충격면 압축인 경우가 충격면 인장인 경우 보다 충격 손상에 의한 강도 저하가 심하나, 시험편 P는 시험편 D와는 반대로 충격면 인장인 경우가 충격면 압축인 경우보다 잔류강도가 더 낮다. 이는 시험편 P의 경우 압축을 받는 계면 B의 충간 분리 영역에서 충간 분리 좌굴이 생기기 때문이다 생각된다.

참고문헌

1. 武田展雄, “複合材料の衝撃応答と破壊(I)”, 日本複合材料學會誌, 11卷 4號, pp. 151~161, 1985.
2. C. C. M. MA, Y. H. HUANG and M. J. CHANG, “Hygrothermal effect on the PEEK/C. F. and APS/C. F. under Impact Loading(I)”, ANTEC, pp. 2029~2096, 1991.
3. S. Abrate, “Impact on laminated composite materials”, ASME, pp. 155~190, 1991.
4. 武田展雄, “複合材料の衝撃応答と破壊(IV)”, 日本複合材料學會誌, 12卷 2號, pp. 576~582, 1986.
5. 松本浩之, 岡崎光宏 ら, “衝撃後のCFRP積層板の殘留疲労強度評價(四点曲げ試験の場合)”, 日本機械學會論文集, 57卷 535號, pp. 576~582, 1991.
6. O. Ishai and A. Shragai, “Effect of impact loading on damage and residual compressive strength of CFRP laminated beams”, Composites Structure, Vol. 14, No. 4, pp. 319 ~337, 1990.
7. S. P. Joshi and C. T. Sun, “Impact induced fracture in are laminated composites”, Journal of composite materials, Vol. 19, pp. 51~66, 1985.
8. N. Takeda, R. L. Sierakowski, C. A. Ross and L. E. Malvern, “Delamination crack propagation in ballistically impacted Glass/Epoxy composite laminates”, Experimental Mechanics, Vol. 22, No. 1, pp. 19~25, 1982.
9. 黒川知明, “CFRP板 の耐横衝撃強度”, 1985年度科學研究費補助金 研究成果報告書, pp. 1~27, 1986.
10. 谷本敏夫, 森井亨, “積層順序の異なる疑似等方性カーボン/エポキシ積層板の強度と破壊”, 日本複合材料 1992年度 研究發表講演會集, pp. 31~32, 1992.
11. G. J. Simitses, S. Sallam and W. L. Yin, “Effect of delamination of axially loaded Homogeneous laminated plates”, AIAA J., Vol. 23, No. 9, pp. 1437~1444, 1985.
12. L. E. Malvern, C. T. Sun and D. Liu, “Delamination Damage in central Impacts at subperformance speeds on Laminated Kevlar/EPOXY plates”, ASTM STP 1012, pp. 387~405, 1989.