

## 혼합복합재료의 설계 및 충격 후 압축강도에 관한 연구

이 건 응·이 기 준·임 순 호\*†·김 준 경\*·최 철 림\*

서울대학교 공과대학 화학공학과, \*한국과학기술연구원 고분자연구부

(1996년 2월 3일 접수)

### Studies on the Design and Compression After Impact Test of Hybrid Composites

Geon Woong Lee, Ki-Jun Lee, Soonho Lim\*†, Junkyung Kim\*, and Chul Rim Choe\*

Department of Chemical Engineering, Seoul National University

\*Div. of Polymer Research, Korea Institute of Science and Technology

(Received February 3, 1996)

**요약:** 혼합복합재료는 서로 다른 두 종류 이상의 강화섬유를 함유하고 있는 고분자 복합재료이다. 가장 널리 사용되고 있는 혼합복합재료의 예는 유리-탄소섬유 그리고 아라미드-탄소섬유의 혼합이다. 탄소섬유 강화복합재료와 유리섬유 강화복합재료에 의한 혼합복합재료는 비교적 적은 비용으로 향상된 강성과 인성을 얻을 수 있는 소재이다. 본 연구에서는 준동방성 유리-탄소섬유 혼합복합적층판에 대하여 저속충격으로 인한 손상의 특성과 충격 후 잔류 압축강도를 조사하였다. 중량낙하식 충격시험기를 사용하여 충격시험을 수행하였으며 C-scan 장비를 사용하여 충격에 의한 손상영역을 검사하였다. 탄소섬유와 유리섬유 각각으로 구성된 단일 복합재료, 충격 손상에 의한 층간분리를 모사한 시편, 그리고 혼합복합재료를 제작하여 충격 후 압축시험을 통한 잔류 압축강도를 비교하였다. 또한 유리-탄소섬유 혼합복합적층판의 저속충격손상의 특성과 충격 후 압축강도를 향상시킬 수 있는 두 섬유들의 적층방법에 관하여 고찰하였다.

**ABSTRACT:** Composite materials containing two or more kinds of fibers are called hybrid composites. The most popular hybrid composites are glass-carbon and aramid-carbon hybrids. The addition of carbon fibers to glass-fiber-reinforced composites will produce a hybrid composite with increased stiffness and satisfactory strength at a reasonably low cost. In this work, low-velocity impact damage characteristics and compressive strength after impact of quasi-isotropic glass-carbon hybrid laminates are investigated. Low-velocity impact test is performed using a drop weight type impact test system and the damage zone due to impact is detected by C-scan. Compression after impact tests of single composites, delamination-simulated specimens and hybrid composites are performed to compare the residual compressive strength each other. Also the low-velocity impact damage characteristics and hybrid design of the glass-carbon hybrid laminates are discussed.

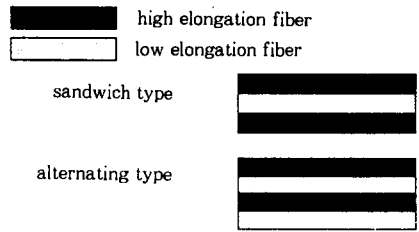
**Keywords:** hybrid composite, glass-fiber-reinforced composite, carbon-fiber-reinforced composite, low-velocity impact test, compression after impact (CAI) test.

서 론

혼합복합재료 (hybrid composite)는 서로 다른 두 종류 이상의 강화섬유를 함유하고 있는 고분자 복합재료이다. 혼합복합재료는 단일복합체의 물성을 경제적으로 개선한 것으로, 지난 십수년간 이에 대한 연구가 활발하게 진행되어 왔으며, 그 결과로 이러한 재료의 응용분야가 급격하게 증가하는 추세이다. 이러한 혼합복합재료의 가장 보편적인 예는 유리섬유와 탄소섬유 그리고 아라미드섬유와 탄소섬유의 혼합을 들 수 있으며, 이들 각각의 섬유는 보통 높은 신장율과 낮은 신장율의 쌍으로 구성되어 있다. 혼합복합재료의 특성을 살펴보면 첫째, 회석효과에 의한 경제적인 이점, 둘째, 기계 물리적인 특성의 다양한 가능, 셋째, 치명적인 파열에 대한 예비경고 system의 가능성 부여, 넷째, 'hybrid effect'와 같은 유일한 특성의 구현 등이다. 이외에도 탄소섬유 복합체의 fracture toughness, 피로특성 등을 강성의 저하없이 향상시킬 수 있는 점은 혼합복합재료가 최근의 연구과제로 각광을 받고 있는 이유들이다.

혼합복합재료의 구성방식은 강화섬유의 적층 또는 배열에 따라 여러 가지 방법이 가능하다. Fig. 1은 크게 두 가지 예를 보여주고 있는데, (a)는 하나의 섬유로 구성된 각각의 라미네이트를 샌드위치 방법과 교대적층 방법으로 배열한 것이고 (b)와 같이 하나의 라미네이트안에 이종의 섬유로 직조형태를 구성하는 방법도 사용되고 있다. 혼합복합재료가 실제적인 관심은 물론 학문적인 연구과제로 주목을 받게 된 것은 hybrid effect로 알려진 물성의 상승효과 때문이다. Hayashi는<sup>1</sup> 일정한 방향을 가진 탄소섬유와 에폭시수지의 강화 플라스틱과 유리섬유와 에폭시수지의 강화 플라스틱을 결합시켜 제조한 혼합복합재료에 대하여 인장시험을 하여, 혼합법칙에 의해 계산한 물성치와 비교하였다. 실험에 의한 물성치와 혼합법칙에 의한 물성치를 비교해 본 결과 탄성률 등은 이론치와 일치하나 최대응력과 그때의 변형은 이론치보다 크다는 사실을 보여주었으며, 이러한 현상은 탄소섬유/에폭시수지 부분의 파괴가 유리섬유/에폭시수지 부분의 유연성 때문에 지연되는 것이라고 발표하였다. Well과 Hancox는<sup>2,3</sup> 탄소섬유와 유리섬유의 혼합복합재료를 제조하여 굴곡시험 및 충격시험을 행

(a) interply or interlaminated



(b) intraply or intermingled



Figure 1. Systems of hybrid composite laminates.

하였다. 섬유들을 모두 한쪽 방향으로 배향이 되도록 시편을 제조하여 시험한 결과 혼합복합재료내의 탄소섬유 함량이 50%로 줄어도 물성들은 10%정도만 줄어든다는 사실을 발표하였다. 즉 비교적 값이 저렴한 유리섬유를 탄소섬유와 함께 사용함으로써 경제적인 복합재료를 제조할 수 있다는 것이다.

고분자 복합재료의 물성 평가 방법에는 여러 가지가 사용되고 있다. 특히 항공기 구조물 등에 사용되는 복합재료에 대하여 저속충격으로 인한 손상 후 야기되는 문제 해결을 위해 많은 연구들이 진행되어 왔다. 이들 연구들은 두 가지로 대분할 수 있는데 한 가지는 재료를 개발하거나 개질시킴으로써 물성을 높이는 방법이고 나머지는 정확한 해석을 통해 복합재료를 설계함으로써 문제를 해결하는 방법이다. 재료에 대한 연구로는 취약성을 지닌 에폭시수지 대신에 인성이 뛰어난 poly(ether ether ketone) (PEEK)와 같은 열가소성수지를 사용하거나 에폭시수지에 열가소성수지 분말을 첨가하여 매트릭스의 강인화를 통한 방법 등이 소개되어 있다. 해석을 통한 방법에 대하여는 복합재료의 저속충격문제에 대한 손상 허용설계를 위하여 저속충격을 받은 복합재료의 거동과 손상 및 강도저하에 관한 실험과<sup>4</sup> 혼합복합재료의 제조를 통한 연구 등을 들 수 있다. 탄소섬유/PEEK는 탄소섬유/에폭시 복합재료에 비하여 비강성 및 비강도가 유지되면서 충격손상에 대한 저항성이 크고 재생형이 가능하다는 장점이 있으나, 성형시 높은 온도와 압력을 요구하고 공급가가 높기 때문에 아직 널리

사용되고 있지 않다. 탄소섬유/에폭시수지 복합재료의 저속충격손상에 대한 연구로서 Liu는<sup>5</sup> 복합재료가 저속충격을 받는 경우 인접한 상하 두층의 굽힘강성의 차이로 인하여 층간분리가 발생한다고 설명하였으며, 층간분리의 방향은 층간분리가 발생하는 층간면 바로 아래층의 섬유방향을 따른다고 발표하였다. Capriano는<sup>6</sup> 선형 탄성 파괴역학에 기초한 개념을 응용하여 복합재료의 충격 후 압축강도의 저하에 관해 균열과 에너지의 관계를 가정하였으며 충격에너지와 잔류 압축강도와의 관계식을 실험데이터로부터 구하였다. 이상의 연구들을 살펴보면 저속충격으로 인하여 복합재료에 발생하는 손상영역은 적층판 내부의 모든 층간면에 대하여 동일하지 않고 각 층간면별로 다른 형태와 크기로 나타남을 알 수 있다. 그러나 잔류 압축강도를 평가하기 위한 대부분의 기존 연구들은 손상의 3차원적인 분포를 무시하고 2차원적으로 투영되어 나타나는 손상면적에 해당하는 형태만을 고려하여 잔류 압축강도를 해석하였다. 따라서 정확한 잔류 압축강도의 해석을 위해서는 각 층간면별로 손상면적을 검사하고 이를 적절히 적용하여 잔류 압축강도 평가식을 구성하여야 할 것이다.

본 연구에서는 충격에 강한 유리섬유 (glass fiber, GF)를 탄소섬유 (carbon fiber, CF)와 함께 사용함으로써 충격시 손상면적을 최소화시켜 저속충격 후 잔류압축강도를 높일 수 있는 혼합복합재료를 제조하고자 한다. 먼저 탄소섬유/에폭시 복합재료 (CFRP)의 층간분리 모사시편을 만들어 손상면적 및 위치에 따라 잔류 압축강도에 미치는 영향을 조사하고 혼합복합재료를 시험하기 전에 한 종류의 보강섬유로 이루어진 CFRP와 유리섬유/에폭시 복합재료 (GFRP)를 제조하여 충격 후 압축강도를 충격에너지의 양에 따라 측정하여 보았다. 혼합복합재료의 디자인으로는 샌드위치형태 (CF/GF/CF, GF/CF/GF)와 교대적층형태 (GF/CF/..CF/GF)를 선택하였으며 섬유함량을 달리하여 혼합복합재료를 제조한 후 충격 후 압축 (compression after impact, CAI) 시험을 행하였다.

실 험

물 질. 본 연구에 사용된 복합적층판 시편은

Table 1. Mechanical Properties of Prepregs

property	test values		
	carbon/epoxy	glass/epoxy	
tensile	strength(ksi)	285.30	137.63
	modulus(msi)	18.38	5.78
compressive	strength(ksi)	133.6	133.11
	strength(ksi)	254.24	173.91
flexural	strength(ksi)	16.76	5.85
	modulus(msi)	10.2	10.80
short beam shear	strength(ksi)		

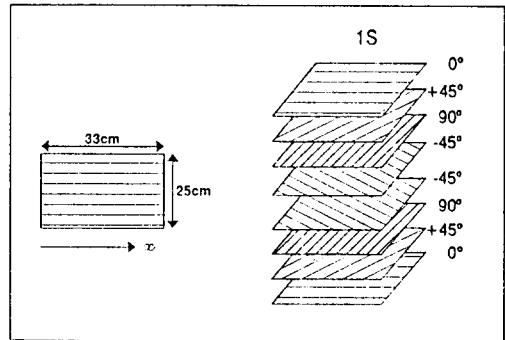


Figure 2. Schematic diagram of lay-up for prepreg lamination according to the BSS 7260 specification.

(주)한국카본 회사의 모델 CU-125 carbon/epoxy 프리프레그와 GU-175 glass/epoxy 프리프레그를 적층 성형한 것으로 재료의 물성값은 Table 1에 있다. 이들 프리프레그에 사용된 에폭시수지는 250 °F에서 경화되는 수지로서 범용으로 사용되는 등급이다.

시편 준비. 시편 제작은 보잉사의 사양인 BSS 7260에<sup>7,8</sup> 의거하여 크기, 프리프레그 개수 및 적층순서를 결정하였다. 즉 32장의 프리프레그를 사용하였으며 적층순서는 준등방성 구조인 [0°/+45°/90°/-45°]<sub>4s</sub>을 적용하였다. 프리프레그는 25×33 cm의 크기로 적층각과 일치하도록 절단하여 사용하였으며 성형된 복합적층판은 다이아몬드톱을 이용, 절단하여 10.16×15.24 cm의 크기로 네 개의 시편을 제조하였다. Fig. 2는 프리프레그의 적층규칙을 보여주고 있다.

Autoclave Process. 복합적층판의 성형은 백성형을 사용하였다. 프리프레그의 적층과정은 복합재료의 물성에 영향을 미치는 중요한 요소 중의 하나이다. 이것은 복합재료가 금속과는 달리 이방성과 방향성을 갖는 재료이므로 이의 적층과정 즉, 섬유의 방향이

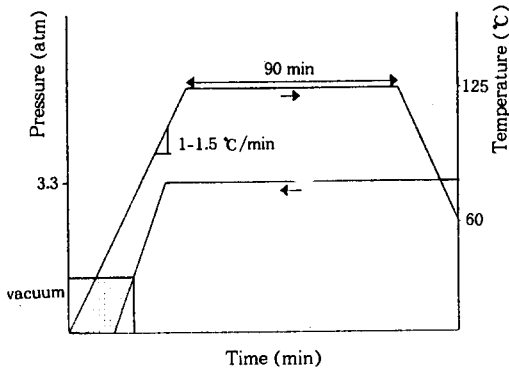


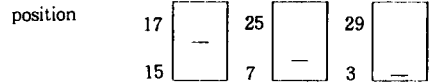
Figure 3. Cure cycle for carbon/epoxy and glass/epoxy laminates (250 °F cure system).

기계적물성을 좌우시키며, 층간의 이물질 혼입이 흔히 일어나기 때문이다. 적층된 시험판별은 수지흐름이 없는 공정 (no-bleed)이며 고른 면을 가진 caul plate와 tool plate 사이에 놓이게 된다. 성형 중 진공백 작업이 가능하도록 공기와 휘발성 물질의 방출 통로를 만들어 주기 위해 breather를 진공백 전체에 적용시킨다. 끝으로 tool 가장자리에 실런트 테이프를 붙이고 진공백 필름을 내부에 충분한 부피 여유를 줄 수 있도록 하여 테이프에 부착한다. 백성형이 끝남과 동시에 진공펌프를 이용하여 내부에 존재하는 공기를 제거하고 적층시 함유될 수 있는 프리프레그 내 보이드를 제거하는 작업을 수행한 후 autoclave에서 경화에 들어간다. 백성형이 완료된 시편은 autoclave 공정을 이용하여 Fig. 3과 같은 경화 주기에 따라 제작하였으며 공정순서는 다음과 같다. (1) 진공압력은 최소 560 mmHg로 한다, (2) 진공압력은 백성형이 완료된 시간부터 autoclave 공기압이 1.3 기압이 이르기까지 가한다, (3) 내부온도는 125 ± 5 °C를 적용시키고 온도 상승 속도는 분당 1-1.5 °C 사이로 한다, (4) autoclave 내부에 3.3기압을 가한다, (5) 압력이 1.3기압일 때 진공압력을 대기압으로 뺀다, (6) 압력은 3.3기압으로 유지하고 온도는 125 ± 5 °C에서 90분을 유지시킨다, (7) autoclave 압력하에서 60 °C까지 분당 최대 3 °C속도로 냉각시킨다. 모든 시편에 대해 같은 경화주기를 사용했으므로 경화반응 후 시편의 경화도는 모두 같다고 가정하고 충격 및 압축시험을 행하였다.

시험 시편. 단일 복합재료의 파괴 특성을 알아보기

(a) damage area-simulated specimen

film shape : circle  
film diameter : 2, 3, 4 cm



(b) damage volume-simulated specimen

film shape : circle  
film diameter : 7 cm

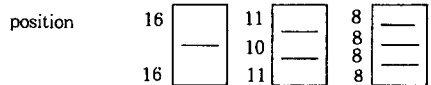


Figure 4. Rule of insert film for damage-simulated specimens.

위해 CF와 GF의 단일 복합재료를 성형하였다. 또한, 충격 손상과 CAI값과의 관계를 알아보기 위해 층간분리를 모사한 시편을 제작하였다. 우선 손상 면적과 그것의 위치를 변수로 하여 Fig. 4의 (a)와 같은 방법으로 releasing film을 삽입하여 성형하였고, 3차원적인 부피개념의 충격손상을 모사하기 위해 Fig. 4의 (b)와 같은 방법으로 필름을 삽입하여 성형하였다. 혼합복합재료는 CF와 GF의 조성을 각각 1 : 1, 3 : 1, 7 : 1의 부피비율로 Table 2와 같은 stacking sequence를 갖도록 성형하였다. 교대적층 형태는 GF를 바깥쪽으로 하여 중심에서 대칭이 되도록 배열하였으며 모든 시편에 적층각은 사용된 프리프레그의 종류에 관계없이 동일하게 적용된다. 성형이 완료된 시험 시편은 제작공정상의 균열이나 보이드의 유무를 확인하기 위해 C-scan을 이용하여 검사하였다.

CAI Test. CAI test는 시편에 충격을 가한 후 압축강도를 측정하는 방법이다. 충격시험은 Dynatup사의 중량낙하식 충격시험기를 사용하였다. 시편을 지지해 주는 치구는 0.25 in 두께의 알루미늄으로 구

Table 2. Stacking Sequence of Hybrid Composite

C : G	stacking sequence		
	G/C/G	C/G/C	alternating
1 : 1	8 16 8	8 16 8	G/C/G/C...C/G
3 : 1	4 24 4	12 8 12	G/C <sub>3</sub> /G/C <sub>3</sub> ...C <sub>3</sub> /G
7 : 1	2 28 2	14 4 14	G/C <sub>7</sub> /G/C <sub>10</sub> /G/C <sub>9</sub> /G

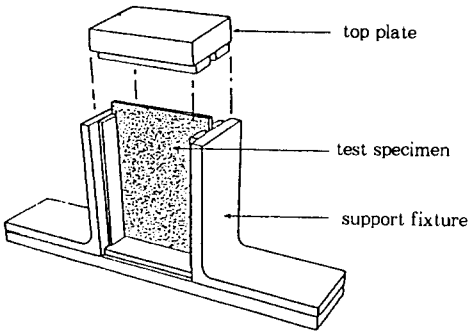


Figure 5. Schematic diagram of compression support fixture for CAI test.

성되어 있으며 집계를 이용하여 시편과 치구를 고정시킨다. 충격에너지는 낙하 높이와 지지대에 가해진 충격량을 측정해 값을 취한다. 충격시험 후 시편을 Fig. 5와 같이 장착하여 압축강도를 측정하며 본 실험에는 최대하중 60 ton의 universal test machine을 사용하여 실험을 행하였다. 압축강도 계산은 다음식 (1)과 같다.

$$\text{Compressive strength after impact; } F_{CAI} = \frac{P}{bt} \quad (1)$$

여기서,  $P$ : Ultimate load (lb)

$b$ : Total specimen width (inch)

$t$ : Nominal thickness (inch)

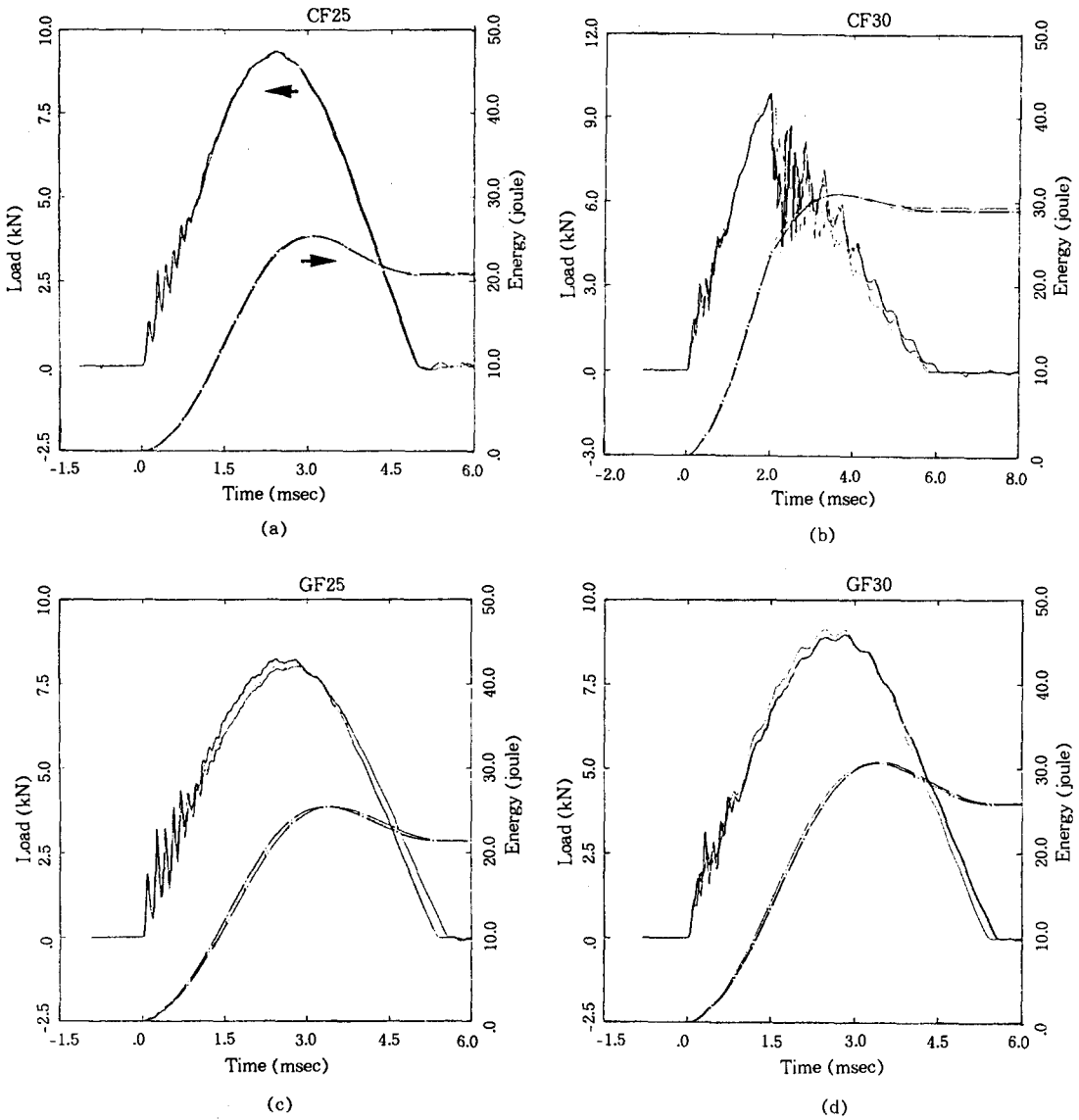
**Ultrasonic Scanning.** 비파괴 검사방법의 하나인 초음파 탐상시험은 초음파를 사용하여, 그 파검체의 건전성(soundness)이나, 두께, 또는 기타 물리적인 성질을 파악하는 것이다. 본 연구에서 사용한 초음파 탐상기는 펄스-반사법(pulse-echo method)을 이용한 수침법(immersion testing)이 사용되었다. 매질의 밀도가 바뀌면 반사되는 초음파의 특성을 이용하여 복합적층판 시편 내부에 존재하는 불연속면 즉 층간분리나 균열 등을 판별할 수 있으며, 충격이 가해진 후의 손상면적을 2차원적으로 얻을 수 있다.

### 결과 및 고찰

**단일 복합재료의 파괴특성.** 혼합복합재료를 연구하기 이전에 한 종류의 보강섬유로 이루어진 CFRP와

GFRP의 CAI값을 충격에너지를 달리하여 측정하여 보았다. Fig. 6의 (a)와 (b)는 CFRP의 시간에 따른 충격 하중과 에너지를 보여주고 있다. 충격 에너지를 25 joule에서 40 joule까지 변화시키면서 시험해 본 결과 25 joule인 경우에는 하중곡선이 요동없이 진행되는 반면, 30 joule 이상에서는 하중의 심한 요동을 보이며 회복되지 못하는 굽힘 파괴(flexural failure)가<sup>9</sup> 나타남을 관찰할 수 있다. 실제로 Fig. 7의 (a)와 같이 C-scan으로 충격시편을 검사한 결과 25 joule에서는 불연속면의 파가 나오지 않아 파괴가 거의 일어나지 않았음을 예측할 수 있었다. 그러나 30 joule 이상에서는 매우 큰 영역에서 파괴가 일어나며 충격 에너지의 증가에 따라 2차원 손상 면적이 증가하는 것을 Fig. 7의 (b), (c), (d)에서 확인할 수 있다. Fig. 6의 (c), (d)와 같은 GFRP의 경우 충격 하중 곡선이 약간 감소한 후 다시 회복되는 과정을 반복하면서 진행되는 전단 파괴(shear failure)가<sup>9</sup> 관찰되었고, 초음파 검사에서는 충격에 의한 파괴를 관찰할 수 없었다.

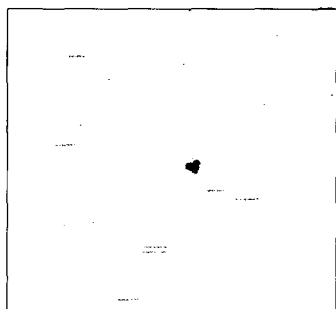
초음파에 의한 C-scan검사는 시편의 손상을 2차원적으로 투영한 결과만을 보여주고 또한 감지되는 파괴의 크기에도 한계가 있다. 충격시편 내부의 파괴 정도를 알아보기 위해 충격시편을 1 cm 간격으로 절단하여 두께방향 단면을 관찰하였다. Fig. 8의 (a)는 2차원적으로 투영된 층간분리 영역을, (b), (c), (d)는 동일 시편 내부에 존재하는 서로 다른 3개의 층간분리 영역을 보여주고 있다. 이와같이 굽힘 파괴가 일어나는 CFRP는 실제 내부에서 여러개의 층이 서로 분리되는 손상으로 나타남을 확인하였다. 또한 층간분리되는 영역의 방향은 파괴되는 층의 아래면의 적층방향과 일치함을 보여주고 있다. 전단 파괴가 일어나는 GFRP는 층간분리가 관찰되지 않았고 단지 섬유파괴를 동반한 미세균열만이 관찰되었다. 이것은 유리섬유의 높은 연신특성으로 인해 충격에너지가 미세균열의 형태로 흡수되어 층간분리를 방지하는 것으로 해석할 수 있다. 이들 단일 복합재료의 충격시험을 통하여 CFRP는 자체가 가지고 있는 높은 강성에 의해 섬유 자체의 파괴보다는 수지층이 분리되는 현상을 보여주었고, GFRP의 경우 본 실험에서 주어진 충격에너지 범위 내에서는 섬유자체의 미세균열로 나타남을 알 수 있었다.



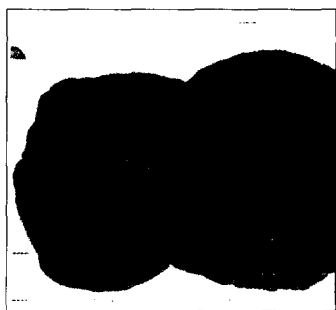
**Figure 6.** Impact load history and energy history of composites for different impact energy. (a) CFRP 25 J, (b) CFRP 30 J, (c) GFRP 25 J, (d) GFRP 30 J.

충격시험이 끝난 단일복합재료를 사용하여 압축시험을 수행하였다. Fig. 9는 CFRP와 GFRP의 충격에너지 양에 따른 CAI값을 보여주고 있다. CAI 시험 결과 CFRP와 같이 층간분리가 일어나는 30 joule 이상의 시편 경우는 CAI 값이 급격한 감소를 보였다. 반면 GFRP와 같이 층간분리가 아닌 미세균열이 발생하는 경우는 충격에너지의 증가에 따라 약

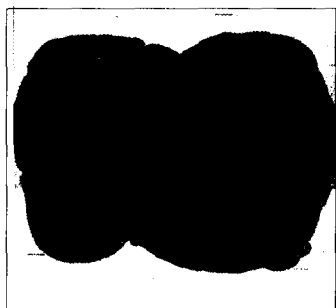
간 감소하는 경향을 보여주었다. 즉 복합재료 내에 층간분리가 없이 미세균열이 일어나는 경우 섬유 다발의 breakage가 증가하여도 CAI값에는 큰 영향을 주지 못한다는 것을 알 수 있다. 반면, 복합재료 내에 층간분리가 일어나면 CAI값이 급격히 감소하는 것을 보여준다. 이 결과로부터 복합재료의 CAI값에 영향을 미치는 중요한 인자는 층간분리임을 유추할



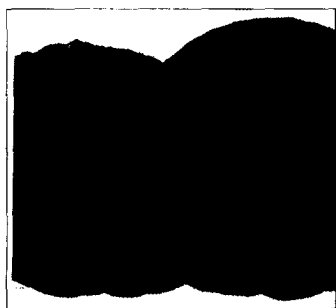
(a)



(b)

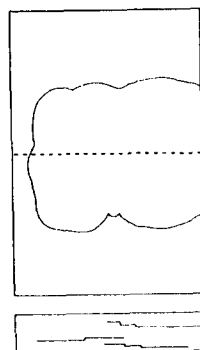


(c)



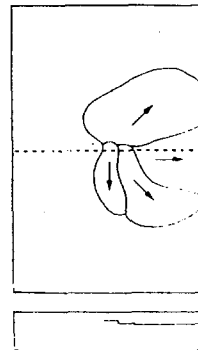
(d)

**Figure 7.** Damage area detected by C-scan for CFRP with different impact energy. (a) 25 J, (b) 30 J, (c) 35 J, (d) 40 J.



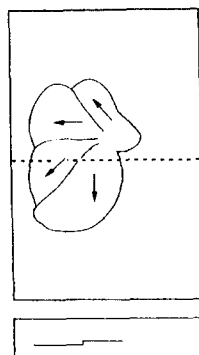
damage shape of projection

(a)



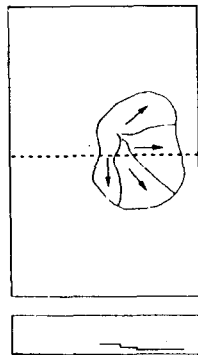
damage shape between layer 25/22

(b)



damage shape between layer 13/11

(c)



damage shape between layer 9/6

(d)

**Figure 8.** Characterization of damage area by observing the cross-section of CFRP with 30 joule. The cross-section represents the center of composites ; dotted line, →; direction of lay-up below the delamination.

수 있다.

손상 면적 모사 시편. CFRP 시편에 층간분리된 면적을 조절하여 CAI값과의 관계를 알아보기 위해 시편의 내부에 releasing film을 삽입하였다. 이와 같은 모사 시편은 Fig. 4의 (a)와 같이 삽입된 필름의 직경 및 위치가 다른 9개의 시편을 성형하여 압축시험을 수행하였다. Fig. 10은 손상 면적을 모사한 시편의 CAI값을 보여주고 있다. 실험결과 CAI값이 삽입 필름의 위치 (층간분리시킨 위치)에는 무관함을

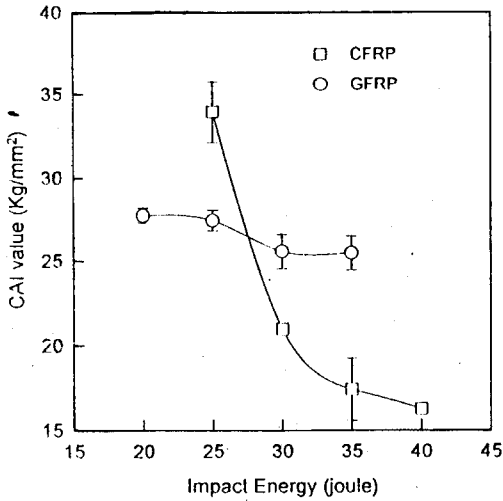


Figure 9. CAI value of CFRP and GFRP as a function of impact energy.

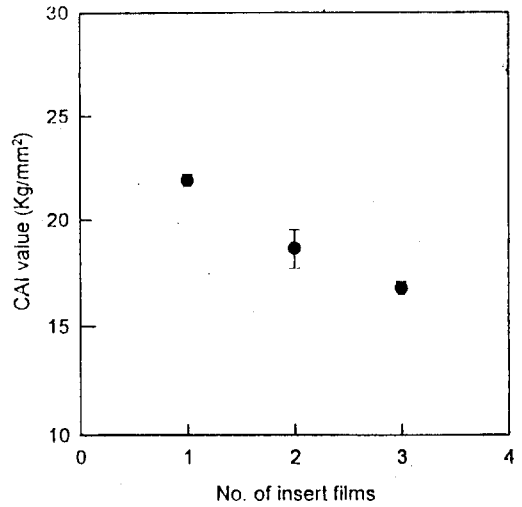


Figure 11. CAI value of damage volume-simulated CFRP specimen.

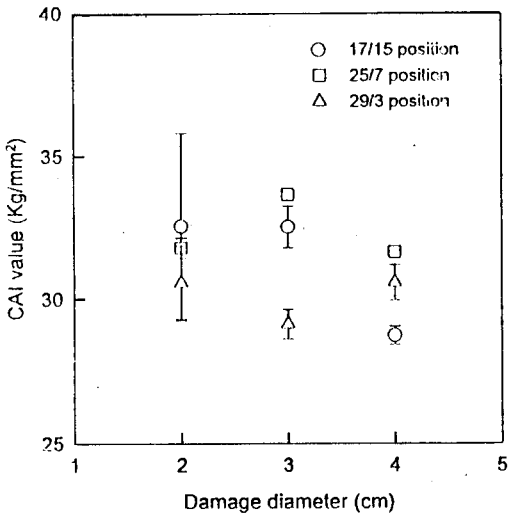


Figure 10. CAI value of damage area-simulated CFRP specimen.

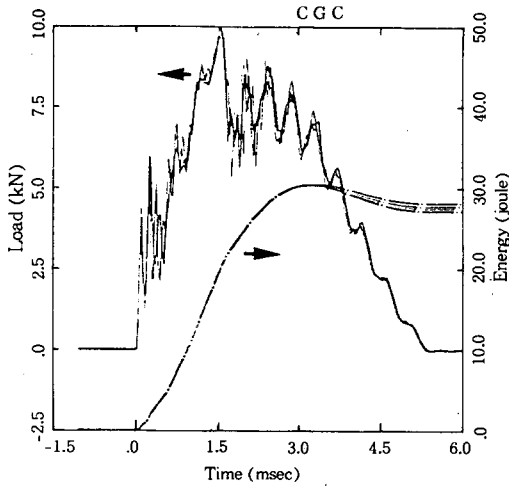
알 수 있었다. 그러나 층간분리 영역이 증가함에 따라 즉 손상 면적이 커짐에 따라 감소하는 것을 알 수 있다. 이러한 결과로부터 CAI값을 향상시키기 위해서는 충격시 층간분리되는 위치를 조절하기보다는 층간분리되는 부위를 줄이는 것이 효과적이라는 사실을 추정할 수 있다.

손상 부피 모사 시편. 실제 충격을 받은 시편은 층

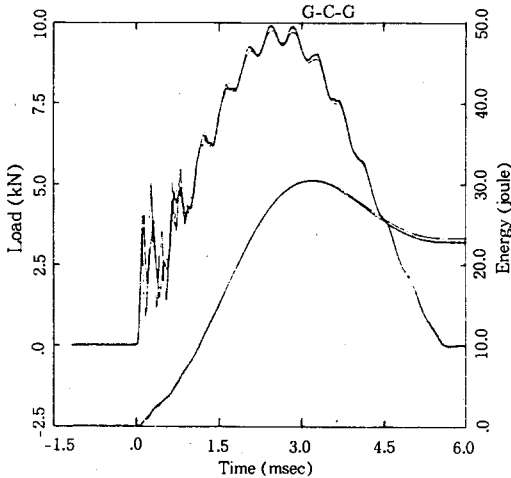
분리가 여러 층에서 발생하기 때문에 2차원적인 손상 면적만으로는 CAI 값의 연관성을 유추하기는 매우 어렵다. 그러므로 본 실험에서는 손상된 부위의 부피개념을 도입하기 위하여 2장 이상의 필름을 시편 내부에 삽입시켜 실험을 행하였다. CFRP시편에 직경 7cm의 필름을 Fig. 4의 (b)와 같이 삽입하여 손상 부피를 모사한 시편을 제작하였다. 이 실험은 2차원적인 손상 면적은 같지만 3차원적인 면적은 세 배까지 커진 것으로 그 결과는 Fig. 11에 보여주고 있다. CAI 실험 결과 삽입 필름의 수가 많아짐에 따라 감소하며, 이 결과로부터 CAI값과 손상 면적과의 관계를 결정하는데 있어서 C-scan등과 같은 2차원 손상 면적만으로는 그 연관성을 나타낼 수 없음을 알 수 있다.

혼합복합재료. CFRP와 GFRP의 혼합복합재료를 제조하여 CAI 시험을 행하였다. 샌드위치 형태로, 가장자리에는 각각 8장의 프리프레그를 가운데에는 16장의 다른 종류의 프리프레그를 적층한 혼합복합재료의 충격시험 결과를 Fig. 12에서 보여주고 있다. 하중곡선을 비교해 보면 단일 복합재료의 충격시험 결과에서 설명한 바와 같이 탄소섬유가 가장자리에 위치할 때는 굽힘 파괴, 즉 시편 내부에 층간분리가 우세하고 유리섬유가 가장자리에 있을 때에는 층간분리보다는 미세균열이 우세한 것으로 예측할 수 있





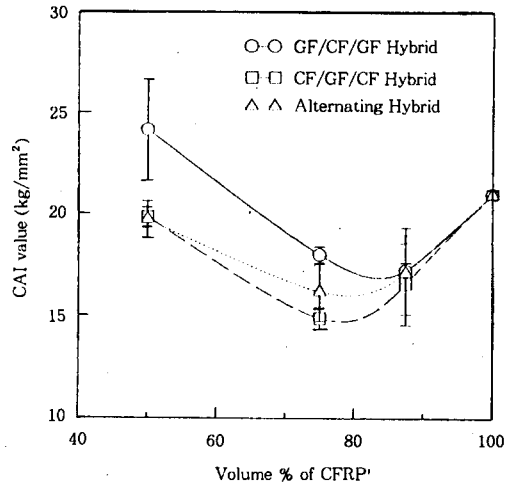
(a)



(b)

**Figure 12.** Impact load history and energy history for sandwich type hybrid composites at 30 J impact energy. (a) CF/GF/CF and (b) GF/CF/GF.

며 이는 단면 관찰 결과 타당함이 확인되었다. 충격 시험시 시편의 위부분은 압축력을 밑부분은 인장력을 집중적으로 받게 되는데 유리섬유가 양쪽에 존재하는 복합재료 시편인 경우 이와 같은 외부응력에 의해 미세균열의 형태로 충격에너지가 흡수되어 중심에 위치하는 탄소섬유에는 상대적으로 적은 양의 충격에너지가 전달되는 것으로 해석할 수 있다. Fig. 13은 30 joule 에너지의 충격시험시 혼합복합재료의 CAI 결



**Figure 13.** CAI value of different hybrid composites at 30 j impact energy as a function of CFRP content.

과를 보여주고 있는데 층간분리가 적을 것으로 예측된 GF/CF/GF 샌드위치형태가 CF/GF/CF 형태나 교대적층형태보다 모든 조성에서 더 높은 CAI값을 가짐을 알 수 있다. 즉 CAI에 가장 큰 영향을 주는 층간분리가 내부 CF층에서만 발생하며 또한 그것의 크기도 다른 디자인에 비해 작은 면적을 갖게 되므로 상대적으로 CAI값을 높일 수 있다는 것이다. 또한 세가지 디자인 모두에 대해 CF의 조성이 증가하면서 CAI값이 최소점을 보여줌을 관찰할 수 있다. 이는 GF함량이 감소함에 따라 GF에 의한 충격 흡수 효과가 크게 감소하여 두께가 얇은 단일 CFRP와 같은 거동을 보이는 것으로 해석할 수 있다. GF가 50%인 경우 CF 100%보다 더 높은 CAI값을 보이는 현상에서 GF의 함량이 최적값이 있음을 예상할 수 있으며 이는 복합재료 구조물 내의 응력분포를 계산하면 해석이 가능할 것으로 예상된다.

충격시험의 파괴 단면을 관찰한 결과 층간분리가 여러 층에서 발견되었다. 2차원적인 투영 면적과 각각의 층간분리 면적을 Table 3에 정리하였다. 전체적으로 CF의 함량이 증가할수록 층간분리의 발생 개수가 많아짐을 알 수 있고 GF가 바깥쪽에 위치하는 샌드위치형태(G/C/G)보다 CF가 바깥쪽에 위치하는 샌드위치형태(C/G/C)가 더 많은 수의 층간분리를 보여주며 이 결과는 충격 시험 및 CAI 시험 결과와 일치함을 알 수 있다. 또한, 2차원적인 투영면적

**Table 3. Damage Area Detected by Observing the Cross-section of Hybrid Composites**

specimen	area of each delamination layer (cm <sup>2</sup> )					all layer sum	trajectory area
C/G/C	1:1	7	21	3		31	29
	3:1	24	24	26		79	46
	7:1	32	13	7	15	66	47
G/C/G	1:1					little	little
	3:1	26	36			62	56
	7:1	59	32			91	87
	1:1	21	15	12		48	28
Alternating	3:1	29	20	23		72	63
	7:1	5	32	32		69	64

보다 각 혼합복합재료에서 층간분리된 면적 총합의 크기가 CAI 값의 크기와 잘 연결됨을 알 수 있다. 즉 C/G/C인 경우 투영면적에 의하면 (3:1)시편과 (7:1)시편의 면적이 비슷하나 각 시편의 CAI 값을 비교해 보면 큰 차이를 보여주며 이것은 층간분리된 면적 총합으로 얻은 결과와 일치함을 알 수 있다.

## 결 론

단일복합재료 및 혼합복합재료에 대하여 충격시험을 하였고 충격손상을 알아보기 위해 C-scan을 이용 손상면적을 측정하였다. 또한, 충격손상의 특성을 해석하기 위해 충격시편의 두께방향 단면을 관찰하였다. 고분자 복합재료의 CAI값 향상을 위해 모사시편을 제작하여 압축시험을 행하였다. 모사시편은 충격시 생성되는 층간분리를 인위적으로 만들어주기 위해 원형의 필름을 시편내부에 삽입하였으며, 위치에 따라 한개의 층간분리를 가진 시편과 여러개의 층에서 층간분리를 갖는 손상부피 모사시편을 제작하였다. 이상의 연구결과로부터 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. CFRP는 충격에너지 증가에 따라 급격한 파괴가 일어나며 그 손상은 수직층이 넓은 영역에서 분리되는 층간분리로 나타남을 확인하였다. GFRP는 본 실험에서 사용한 충격에너지 범위에서 섬유자체의 미세균열의 형태로 관찰되었다.

2. CFRP와 같이 층간분리가 일어나는 시편은 CAI 값이 급격한 감소를 보였으나, GFRP와 같이 미세균열이 발생하는 시편은 충격에너지 증가에 따라 CAI 값이 약간 감소하는 경향을 보였다. 즉 복합재

료 내에 층간분리없이 미세균열이 일어나는 경우 섬유다발의 파괴가 증가하여도 CAI 값에는 큰 영향을 주지 못한다는 것을 알 수 있다. 이 결과로부터 복합재료의 CAI 값에 영향을 미치는 중요한 인자는 층간분리임을 유추할 수 있다.

3. 충격 손상 모사시편의 압축시험 결과 층간분리된 위치에는 큰 영향이 없으며, CAI 값과 손상면적과의 관계를 결정하는데 있어 C-scan과 같은 2차원 손상면적만으로는 그 연관성을 나타낼 수 없음을 알 수 있었다.

4. 혼합복합재료의 CAI시험 결과 GF/CF/GF 샌드위치형태가 모든 조성에서 더 높은 CAI 값을 보여 주었다. CAI에 가장 큰 영향을 주는 층간분리가 내부 CF층에서만 발생하며 그것의 크기도 다른 디자인에 비해 작은 면적을 갖게 되므로 상대적으로 높은 값이 나타나는 것으로 해석할 수 있다.

5. 혼합복합재료 충격시편의 단면관찰결과 C-scan에 의한 전체 손상면적을 여러개의 층간분리로 나누어 볼 수 있었고 전체면적보다는 여러개의 층을 합한 면적이 CAI 값과 깊은 관련이 있음을 알 수 있었다.

본 실험으로부터 혼합복합재료의 CAI값을 향상시키기 위해서는 GF/CF/GF 형태와 같이 층간분리를 억제할 수 있는 섬유를 바깥쪽에 두는 것이 유리하며 유리섬유와 탄소섬유의 함량을 최적화함으로써 CAI 값을 증가시킬 수 있음을 알 수 있었다.

## 참 고 문 헌

1. T. Hayashi, *Proc. 8th Int. Reinf. Pla. Conf. Paper*, 22, 149 (1972).
2. H. Wells and N. L. Hancox, *Composites*, 2, 147 (1971).
3. N. L. Hancox and H. Wells, *Composites*, 4, 26 (1973).
4. 최익현, 최윤복, 홍창선, *한국복합재료학회지*, 6, 69 (1993).
5. D. Liu, *J. Compo. Mater.*, 22, 674 (1988).
6. G. Capriano, *J. Compo. Mater.*, 18, 508 (1984).
7. "Advanced Composite Compression Tests", Boeing Specification Support Standard BSS 7260, rev. C, 1988.
8. "Suppliers of Advanced Composite Materials Associ-

ation(SACMA) Recommended Test Method SRM 2-88", SACMA, Arlington, VA, 1988.

9. G. A. O. Davies, "Structural Impact and

Crashworthiness", vol. I, p. 155, Elsevier Applied Science Publishers, London, 1984.