

CFRP 복합적층판의 적층배향 · 계면수에 따른 저속충격특성

임광희*, 박노식**, 나승우**, 김영남**, 이 현***, 심재기****, 양인영****

Characteristics of Low Velocity Impact Responses due to Interface Number and Stacking Sequences of CFRP Composite Plates

Kwang-Hee Im*, No-Sick Park**, Seung-Woo Ra**, Young-Nam Kim**, Hyun Lee***, Jae-Ki Sim**** and In-Young Yang****

Abstract

In this paper, this study aims at the evaluation on the characteristics of CFRP laminate plates using a falling weight impact tester. The experiment was conducted on several laminates of different orientation. A system was built for measuring the impact strength of CFRP laminates in consideration of stress wave propagation theory using a falling weight impact tester. Delamination areas of impacted specimens for the different ply orientation were measured with ultrasonic C-scanner to find correlation between impact energy and delamination area. Absorbed energy of quasi-isotropic specimen having four interfaces was higher than that of orthotropic laminates with two interfaces. The more interfaces, the greater the energy absorbed. The absorbed energy of a hybrid specimen containing a GFRP layer was higher than that of normal specimens.

Key Words : CFRP(탄소섬유강화복합재료), Composite Materials(복합재료), Falling Weight Test(낙추시험), Impact Damages(충격손상), Delamination Area(박리면적), Impact Energy(충격에너지)

1. 서 론

복합재료를 활용한 항공기구조물은 전투기, 여객기, 헬리콥터 등 다양하며, 1980년에는 전투기부품의 약 30~40%정도, 헬리콥터 및 경비행기는 100% 복합재료화가

이미 실현되고 있다⁽¹⁾. 특히 복합재료중에서도 탄소섬유강화플라스틱(Carbon Fiber Reinforced Plastics : CFRP)은 선진복합재(Advanced Composite Materials: ACM)의 대표적인 재료로써 금속재료에 비해서 대략 20~50% 정도의 중량을 감소시킬 수 있다는 장점⁽²⁾이 있어 구조경량화

* 우석대학교 반도체전자자동차공학부(khim@core.woosuk.ac.kr)
** 조선대학교 대학원 기계설계공학과
*** 조선대학교 수송기계부품 공장자동화연구소
**** 조선대학교 기계공학부

가 요구되는 항공우주분야를 비롯하여 자동차 산업분야, 조선산업분야, 일반산업분야, 레저스포츠, 의료기기 부품 및 에너지 관련분야 등의 구조용 재료로 널리 사용되고 있다.

그러나 CFRP 적층재의 가장 큰 결점은 충격에 대해서 취약하며⁽³⁾ 탄소섬유와 수지를 복합한 재료이기 때문에 파괴현상이 복잡하여 해석하기 어렵다는 점이다. 또한 CFRP 적층판이 항공기 구조부재로 이용될때 정비중의 공구낙하나 비행중 날으는 새와의 충돌⁽⁴⁾, 이착륙시 작은돌이나 파편 등 여러종류 재질의 충돌체에 의한 충격손상(Foreign Object Damage:FOD)을 피할 수가 없으며⁽⁵⁾ 표면으로부터는 거의 보이지 않는 충격손상이 적층판 내부에 발생하여 이것에 의해 강도가 저하되는 것이 중요한 문제로 지적되고 있다⁽⁶⁾.

현재까지 CFRP 적층재의 FOD에 관한 연구는 충격후의 잔류인장강도⁽⁷⁾, 잔류압축강도(Compression Strength After Impact : CAI)⁽⁸⁾ 및 피로굽힘강도 문제가 대부분이다. 최근에 Rotem⁽⁹⁾ 등은 횡충격을 받은 적층판의 파괴굽힘강도가 아주 낮다는 점에 주목하여 횡충격에 의해 충격손상을 받는 CFRP 적층판을 3점 및 4점 굽힘시험을 실시하여 잔류피로굽힘시험 저하관계를 실험적으로 설명하였으며 또한 FRP 부재가 반복하중을 받을 경우를 대상으로 FRP 적층판의 피로시험 및 노치가 있는 적층판을 이용한 피로시험^(10,11)을 하였다. 또한 충격강도 평가법으로 낙추를 이용한 샤르피, 아이조트 충격시험과 다이낙 등을 이용하여 금속재료에 적용을 해왔으나 이방성을 갖는 복합재료에 적용에 있어서는 충격에 대한 정확한 예측이 곤란하여 간이 기법중의 하나인 낙추를 이용한 복합재료를 이용하여 특성 평가한 연구결과가 미흡한 실정이다.

본 연구에서는 매트릭스는 같고 적층수 및 적층배향이 다른 CFRP 적층판에 낙추충격손상을 가한후 CFRP 적층판의 충격하중과 변위를 이용하여 각 적층판의 흡수에너지 특성을 파악하고, 초음파 C-스캐너를 이용하여 내부손상영역을 관찰한다. 그리고 CFRP 적층판의 흡수에너지와 손상면적의 상관관계를 구하여 적층구성에 따른 충격특성 및 강도평가를 하고자 한다.

연구방법으로는 충격시험장치로서 낙추식 충격시험시스템을 제작하고 낙추 중의 응력과 전파현상을 고려한 정확한 충격하중과 변위를 측정하는 방법을 개발하여 적층판의 흡수에너지를 구하고 초음파 C-스캐너를 이용하여 복합적층판의 파손특성을 평가한다.

2. 충격하중 평가원리

2.1 이론 해석

봉이 낙하할 때 낙추의 하중 및 변위를 구하기 위해 응력파를 해석한다. 낙추의 2개 부분에 스트레인 게이지를 접착하여 변형률을 측정하고 역으로 경계조건을 파동이론에 적용한다. 여기에서 부가질량을 낙추 충격체인 봉의 후단부에 설치한다. 봉중에서는 응력파가 1차원의 파동전파 이론에 따르는 것으로 한다. 스트레인 게이지를 붙인 환봉을 자유 낙하시켜 CFRP 적층판에 충돌시키고 스트레인 게이지의 출력으로부터 적층판에 가한 하중과 적층판의 변위를 산출한다. 봉의 길이, 단면적, 탄성계수 및 밀도를 각각 L, A, E 및 ρ 로 한다. 또 변형률의 측정 위치를 L_1 및 L_2 로 하고 좌표, 시간 및 변위를 각각 l, x, t 및 u 로 한다. 충격체인 낙추 봉의 지배 방정식은 1차원 파동전파 이론으로부터 다음과 같다.

$$\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} = \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} \quad (1)$$

여기서

$$c^2 = E/\rho \quad (2)$$

다음 초기조건을 이용하면 식 (3)이 된다.

$$\begin{aligned} u &= 0 \\ \frac{\partial u}{\partial t} &= -v_0 \quad \text{at} \quad t = 0 \end{aligned} \quad (3)$$

일반해를 구하면 다음과 같다.

$$\bar{u}(\underline{p}) = A_1 \exp(\underline{p}x/c) + A_2 \exp(-\underline{p}x/c) - v_0 / \underline{p}^2 \quad (4)$$

여기서 A_1 및 A_2 는 경계조건에서 구해지는 미정계수이다. 미정계수 A_1, A_2 는 다음과 같이 결정된다.

$$\begin{aligned} A_1 &= \frac{C - \bar{e}_1 \exp(-\underline{p}l_2/c) + \bar{e}_2 \exp(-\underline{p}l_1/c)}{P \cdot 2 \sin h\{\underline{p}(l_2 - l_1)/c\}} \\ A_2 &= \frac{C - \bar{e}_1 \exp(\underline{p}l_2/c) + \bar{e}_2 \exp(\underline{p}l_1/c)}{P \cdot 2 \sin h\{\underline{p}(l_2 - l_1)/c\}} \end{aligned} \quad (5)$$

여기에서 ϵ_1 은 첫 번째 스트레인게이지의 변형율, ϵ_2 는 두 번째 스트레인 게이지의 변형율이다. 그리고 l_1 은 낙추 끝으로 부터의 첫 번째 스트레인 게이지까지의 거리이며 l_2 는 첫 번째 스트레인게이지에서 두 번째 스트레인 게이지까지의 거리이다.

충격체가 시험편에 가하는 충격하중은 충격체의 환봉 부분과 시험편이 접하는 위치($x=0$)에 있어서 압축력 $F(t)$ 이다. 또 하중점의 변위 $W(t)$ 는 낙추 환봉의 선단부분과 시험편이 접하는 위치의 이동량이기 때문에 결국 F 및 W 을 정의하여 라플라스 변환 영역에 있어서 식 (6)과 같이 충격하중 F 및 변형 W 가 구해진다.

$$\begin{aligned} \bar{F}(p) &= AE \frac{-\bar{\epsilon}_1 \sin h(\underline{pl}_2/c) + -\bar{\epsilon}_2 \sin h(\underline{pl}_1/c)}{\sin h(\underline{p}(l_2 - l_1)/c)} \\ \bar{W}(p) &= \frac{c}{p} \frac{\bar{\epsilon}_1 \cos h(\underline{pl}_2/c) + -\bar{\epsilon}_2 \cos h(\underline{pl}_1/c)}{\sin h(\underline{p}(l_2 - l_1))} + \frac{\bar{v}_0}{p^2} \end{aligned} \quad (6)$$

식 (6)을 라플라스 역변환하면 시험편이 받는 충격하중과 시험편의 하중점에 있어서 다음과 같이 시간의 함수인 하중을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} F(t) &= -AE\{\epsilon_1(t+l/2c)H(t+l/2c) \\ &+ \epsilon_2(t-l/2c)H(t-l/2c)\} \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 $H(t)$ 는 헤비사이드의 스텝함수이다. 변위에 대해서 마찬가지로 파동의 중첩원리를 이용하여 풀면 닫힌 형태로 구하는 것이 불가능하다. 그래서 수치적으로 라플라스 변환 및 역변환을 한다. 이상의 방법에 의해 충격체 봉 부분의 변형률 응답으로부터 하중이력, 처짐이력을 구할 수 있다.

2.2 라플라스 변환 및 역변환

충격체의 충격하중 및 변위를 구하기 위하여 봉의 변형률 $\epsilon_1(t)$ 와 $\epsilon_2(t)$ 의 측정 데이터를 라플라스 변환하고 또한 $\bar{F}(p)$ 및 $\bar{W}(p)$ 를 라플라스 역변환을 하였고, 연산의 고속화를 하기 위하여 고속 푸리에변환(FFT)의 알고리즘을 이용한 수치라플라스 변환법 및 역변환법을 적용하였다. 라플라스 변환 및 역변환식은 식 (8)에 나타났다. 여기서 p 는 라플라스 변환 파라메타이다.

$$\begin{aligned} \bar{F}(p) &= \int_0^\infty F(t) \exp(-pt) dt \\ F(t) &= \frac{1}{2\pi} \int_{\gamma-i\infty}^{\gamma+i\infty} \bar{F}(\gamma+iw) \exp\{t(\gamma+iw)\} idw \end{aligned} \quad (8)$$

이산 푸리에 변환법에 의해 라플라스 변환식을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \bar{F}(\gamma+i\Delta\omega) &= \Delta t \sum_{k=0}^{N-1} [F(k\Delta) \exp(-\gamma k\Delta t)] \exp\{-i(2\pi/N)nk\} \\ F(k\Delta t) &= \frac{\exp(\gamma k\Delta t)}{T} \sum_{n=0}^{N-1} [\bar{F}(\gamma+i\Delta\omega) \exp(i(2\pi/N)nk)] \end{aligned} \quad (9)$$

이 급수식을 계산하는 것에 의해 시간영역의 값을 주파수 영역에, 또 주파수 영역의 값을 시간영역에 변환할 수 있다. N 은 데이터수, Δt 는 측정치의 샘플링시간을 표시한다.

3. 실험방법

3.1 시험편

본 실험에서 이용한 CFRP 적층판 시험편은 CF/Epoxy로 조합된 일방향 탄소섬유 프리프레그 시트(한국화이버, CU125NS-carbon fiber unidirection 125g/m², no scrim)를 적층한 후, 오토클레브를 이용하여 제작하였다. 필요한 시험편 크기에 따라 제작한 지그(200×200mm)를 사용하여 CFRP 적층판을 성형하였으며 경화온도인 125℃로 90분 경화하였다. 또한, 성형 후 다이아몬드 커터를 이용하여 180×180mm의 정방형으로 절단했다. 시험편의 종류는 Table 1과 같다.

3.2 충격시험장치

낙추식 충격시험 장치는 낙추의 정확한 충격 위치와 양호한 재현성을 확보하는 것이 중요하기 때문에 낙추식 충격시험 장치에 2개의 가이드 바를 수직으로 설치하고, 2

Table 1 Specimens

Specimens	Stacking sequences	Specimens	Stacking sequences
A	$[0_4/90_4]_s$	C	$[0_2/90_4/0_2]_s$
B	$[0_2/45_2/90_2/45_2]_s$	D	$[0_4/90_7(\theta)/0_4]_s$

개의 플라스틱 판을 붙여 낙추가 가이드 바를 따라서 일정한 자유낙하와 낙하속도를 얻을 수 있도록 했다. 시험장치 개략도를 Fig. 1에 나타냈다. 충격체는 부가질량이 없는 낙추 I (0.58kg), 부가질량을 가진 낙추 II (0.84kg)의 2 종류로 10×600 mm의 연강 환봉을 사용하고 선단부는 지름 14mm곡면으로 했다. 또한, 하중 검출부에 스트레인 게이지를 낙추 I에서는 길이를 2등분한 부분에, 낙추 II에서는 길이를 3등분한 2개 부분에 중심축에 대칭되도록 2매 붙이고, 굽힘 변형의 영향이 없도록 하기 위해서 직렬로 연결시켰다. 또한, 본 연구에서는 $\phi 150$ 의 구멍이 있는 $180 \times 180 \times 10$ mm의 연강제 정방형판으로 지지상자를 만들고 방향성이 없도록 $\phi 150$ 윗면 상·하판 사이에 시험편을 끼워 실험을 했다. 시험편에 작용하는 충격하중은 낙추에 부착된 스트레인 게이지의 출력으로부터 프로그램에 그 변형률을 입력하여 하중으로 환산하였다.

충돌시 나타나는 스트레인 게이지의 저항변화는 게이지로부터 브리지 회로를 통하여 동적변형 측정기로 입력되어 전압변화를 증폭하고 기억된 파형을 PC에 의해 데이터 처리하여 변형률로 환산한다. 충격 낙추가 CFRP 적층판에 충돌할 때 낙추의 선단부와 시험편이 접하는 위치의 이동량 즉, 변위의 측정은 낙추에 부착한 표적의 이동을 Fig. 3과 같이 광학식 변위계(Zimmer, 100F)로 측정한다. 광학식 변위계는 광학 렌즈를 이용하여 표적의 백색부

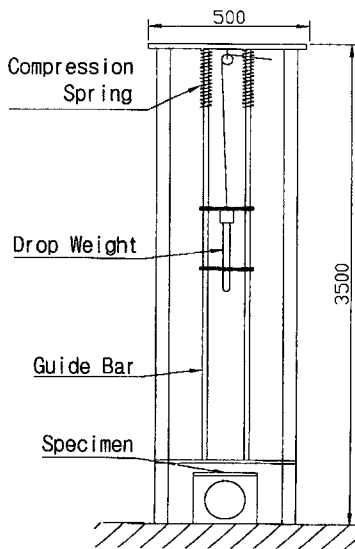


Fig. 1 Schematic diagram of falling weight tester

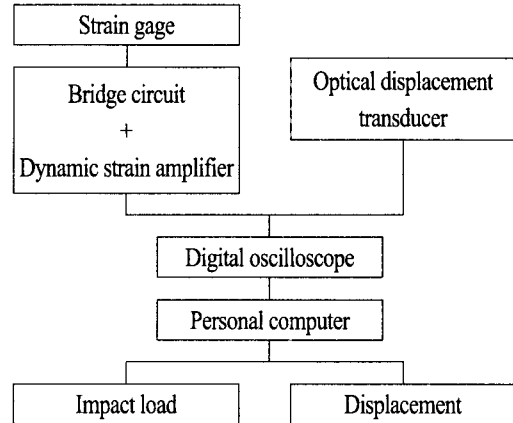


Fig. 2 Diagram of measurement system

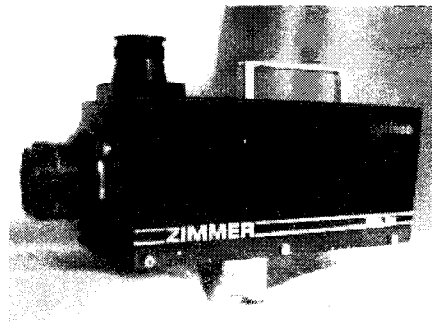


Fig. 3 Zimmer (100F)

와 흑색부의 경계선의 변위량을 전압변화로 환산하는 것이며, 렌즈를 교환하여 측정 가능한 변위량을 변화시킬 수 있다. 충격에너지는 낙추의 질량과 충격속도를 이용하여 구하였고 이때 낙추의 충격속도는 시험장치에 설치된 레이저에 의해 시간을 측정한다. 그리고 측정시스템 원리는 Fig. 2와 같다.

3.3 손상영역 관찰방법

초음파 C-스캔이미지는 품질관리와 신뢰성 등을 부여하기 위하여 재료의 결함을 평가하는데 유용한 비파괴검사기법이다. 초음파 측정방법은 Fig. 4와 같이 펄스에코우 모드방법이 수침조내에서 모두 행해졌다. C-스캔장비는 시험편의 전면과 배면의 에코우 진폭을 이미지로 나타낼 수 있다. 이때 진폭변화를 그레이상과 칼라상으로하여 비

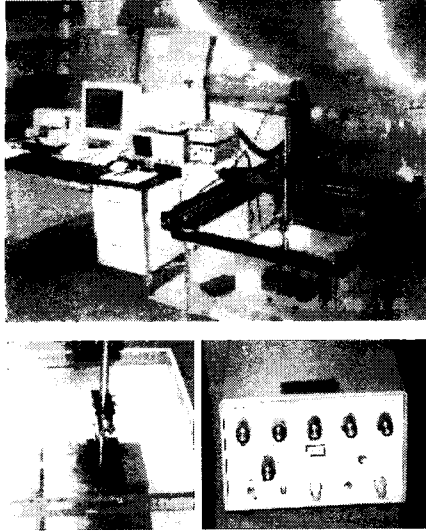


Fig. 4 Experimental setup for pulse-echo scan mode in immersion tank

디오상에서 0에 250까지 나타낼 수 있다. 이때 복합적층판의 손상영역을 C-스캔으로 관찰하기 위하여 주파수가 50MHz 트랜스듀서가 사용되었다. 이 트랜스듀서는 시험편의 수조내에서 표면과 수직탐상 하였으며 펄서/리시버(5052PR)가 이용되었다.

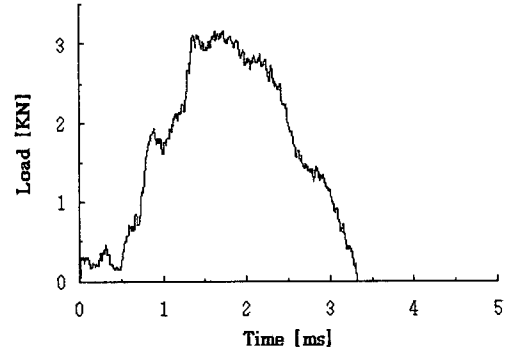
4. 실험결과 및 고찰

4.1 정적실험

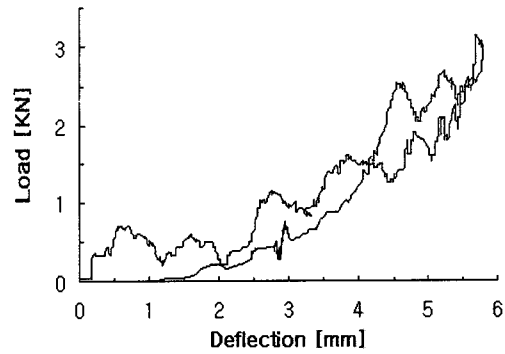
충격실험과 같이 CFRP 적층판을 지지상자에 고정하고 지름 14mm곡면의 봉을 만능인장시험기에 장착하여 압축 시험을 행했다. 이때 하중-변위 데이터로부터 파괴할 때까지의 하중-변위 선도를 구할 수 있었으며 정적시험 결과는 시험편 A는 2.92kN, B는 3.04kN, C는 4.34kN 및 D는 4.04kN으로 각각 나타났다.

4.2 충격시험

낙추를 CFRP 적층판에 충격을 가할 때 CFRP의 적층구성에 따라 하중, 변위, 흡수에너지의 특성을 고려하였다. Fig. 5는 부가질량이 있는 낙추 II를 이용하여 계면수가 2계면인 직교이방성인 시험편 A의 낙추 충격시험 결과를 하중과 시간, 하중과 변위 곡선으로 나타냈다. 이 때 Fig. 5에서 노이즈처럼 나타난 것은 시험편이 낙추충격을 받을



(a) Load history



(b) Load-displacement curve

Fig. 5 Falling-weight test of falling weighter II (Impact energy : 5.74J)

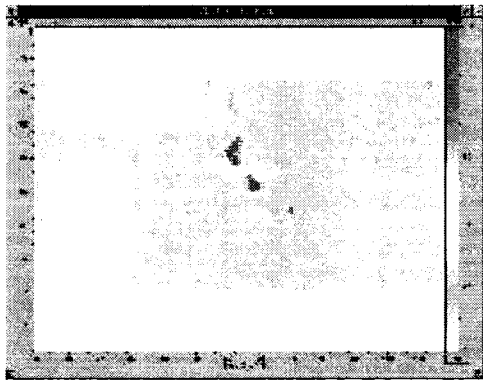
때 섬유가 파단되면서 나타난 현상이고 생각되며 선도는 상당한 노이즈를 포함하고 있어 3점평균법을 실시하여 나타냈다. 충격전·후에너지는 낙추의 질량과 충격전·후의 속도를 이용하여 구할 수 있었으며, 충격시 시험편에 흡수된 에너지(이하, 흡수에너지라 한다)는 하중-변위선도에서 폐곡선의 면적으로 구한다.

4.3 충격손상 및 내부손상진전 관찰

충격손상을 받은 CFRP 적층판이 낙추시험 후에 손상영역을 평가하기 위하여 충격손상을 받은 CFRP 적층판을 초음파의 산란 및 감쇠를 최소화 하기 위하여 수조에 집어넣어 C-스캐너를 이용하여 내부의 낙추에 의한 충격손상의 영역을 관찰하였다. Fig. 6은 충격손상을 받은 CFRP 적층시험편 A 및 B의 대표적인 박리형상을 나타냈다. 본



(a) $[0_4 / 90_4]_1$



(b) $[0_2 / 45_2 / 90_2 / -45_2]_1$

Fig. 6 Typical delamination shapes of specimens $[0_4 / 90_4]_1$ and $[0_2 / 45_2 / 90_2 / -45_2]_1$ on the rear side of impact point

실험에서는 계면수가 2개인 경우는 초음파 C-스캐너를 이용하는데 큰 어려움이 없이 측정가능 하였다. 특히, 계면수가 6개인 경우에는 초음파 C-스캐너를 이용하여도 박리면적을 측정하는데 다소의 어려움이 있었다. 이는 복합적층판이 낙추충격을 받을 때 탄소섬유가 다소 파손을 입어 6개의 계면의 박리면적을 측정하는데 신뢰성이 다소 떨어진다고 생각되며, 또한 투영면적으로만 계산을 하기 때문에 다소의 정량적인 평가의 어려움이 있었다.

4.4 충격시 CFRP적층판의 적층구성에 따른 영향

Fig. 7은 적층수가 같고 계면수, 적층방향이 다른 CFRP 적층판의 낙추 충격시험 결과를 나타냈다. 그림중 표는 계면수가 2계면인 직교 이방성 적층재 시험편 A, 표는 계면

수가 6계면인 의사등방성 적층재 시험편 B를 나타냈다. 여기에서 적층구성이 $[0/90]$ 와 $[0/45/90/-45]$ 은 시험편 A와 B를 각각 나타냈다. 대략 충격에너지가 4J 정도에서 시험편 A, B의 흡수에너지는 거의 차이가 없지만 충격에너지가 증가 할수록 의사 등방성시험편의 흡수에너지가 직교이방성 시험편에 비해 다소 증가함을 알 수 있었다. 이는 낙추가 시험편에 충격을 가할 때 계면수와 적층배향이 흡수에너지에 영향을 미쳤다고 생각된다.

그리고 Fig. 8은 충격에너지 크기에 따른 최대 충격하중을 나타냈다. 시험편 A, B 모두 충격에너지가 증가함에 따라서 낙추 충격하중도 증가함을 알 수 있었다. 또한 커브 피팅선도의 식은 시험편 A 및 B는 $y=0.3377x+0.4085$ 및 $y=0.3336x+1.0847$ 로 나타났다. Fig. 9는 적층수가 같고, 계면수가 다른 CFRP 적층판의 낙추 충격시험 결과를 나타냈다. 여기서 계면수란 적층방향이 다를 때 생기는 경계수를 의미한다. 이때 시험편 A, C 모두 직교 이방성으로, 시험편 A의 계면수는 2개, 시험편 C는 4개이다. 여기에서 적층구성이 $[0/90/0]$ 은 시험편 C를 나타냈다. 충격에너지와 흡수에너지를 비교하면 초기에는 별로 차이가 없었지만, 충격에너지가 증가할수록 계면수가 더 많은 시험편 C가 시험편 A보다 흡수에너지가 증가하였다. 시험편이 낙추를 받을 때 계면수가 많은 시험편 C의 계면에서의 박리가 흡수에너지에 크게 영향을 미쳤다고 생각한다.

복합재료에 있어서 hybrid는 두 종류 이상의 섬유를 이용한 복합재료로서 여기서는 탄소와 유리의 혼직(混織) 천을 이용하여 CFRP에 비해 CF/GF가 어떤 특징이 있는지 살펴보았다. Fig. 10은 적층수 및 적층방향이 같고, GFRP

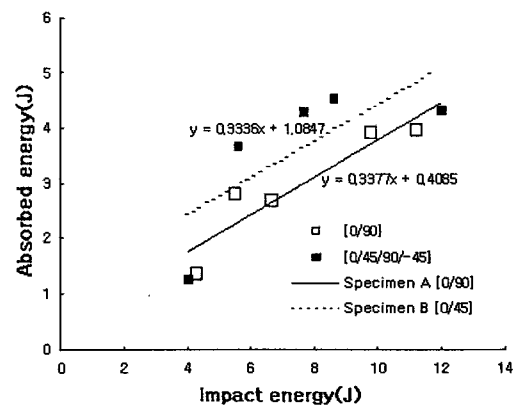


Fig. 7 Relation between absorbed energy and impact energy

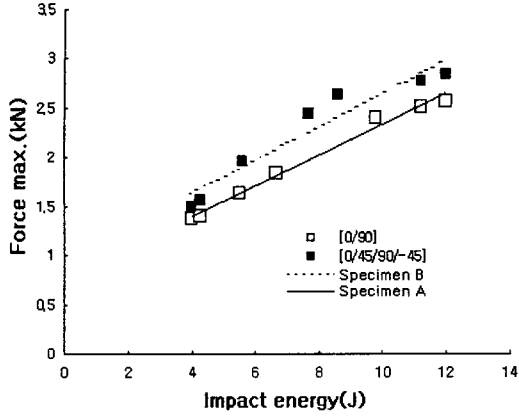


Fig. 8 Relation between maximum load and impact energy

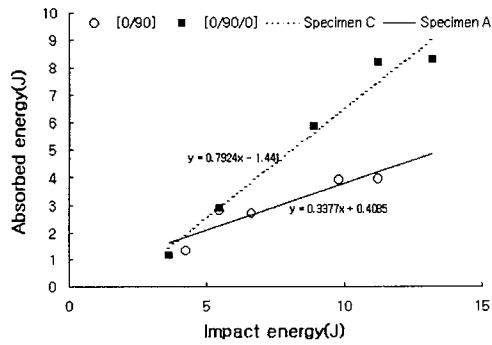


Fig. 9 Relation between absorbed energy and impact energy

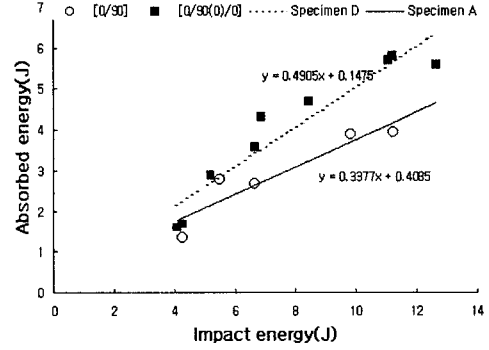


Fig. 10 Relation between absorbed energy and impact energy

프리프레그를 삽입한 CFRP 적층판의 낙추 충격시험 결과를 나타냈다. 이때 시험편 A, D 모두 직교 이방성으로 구성되었으며 시험편 D의 12번째에 GFRP 프리프레그 (#210)를 삽입하여 낙추시험을 행했다. 여기에서 적층구성이 [0/90(0)/0]은 시험편 D를 나타냈다. GFRP 프리프레그가 삽입된 시험편 D가 시험편 A보다 동일한 충격에너지 하에서 흡수에너지가 대체적으로 높게 나타났으며, 시험편 A, D 모두 충격에너지를 증가시킴에 따라 흡수에너지도 증가함을 알 수 있었다. 시험편 D가 흡수에너지가 높게 나타난 이유는 적층판의 층간의 Hybrid 중에서 탄소섬유가 부분적으로 갈라져도 곧 전체의 파괴로 파급하지 않기 때문이라 생각된다. Table 2는 시험편의 적층구성의 특징 및 특성을 나타냈다. 여기에서 대략 10J에서의 흡수에너지를

Table 2 Characteristics of stacking sequences

Specimens	Stacking sequences	Interface number	Curve fitting equation	Absorbed energy percentage(10J)	Total absorbed energy factor*	Others
A	$[0^{\circ}_4 / 90^{\circ}_4]_s$	2	$y=0.3377x + 0.4085$	56.92%	0.569	
B	$[0^{\circ}_2 / 45^{\circ}_2 / 90^{\circ}_2 / -45^{\circ}_2]_s$	6	$y=0.3336x + 1.0847$	64.62%	0.646	
C	$[0^{\circ}_2 / 90^{\circ}_4 / 0^{\circ}_2]_s$	4	$y=0.7924x - 1.441$	100.0%	1	
D	$[0^{\circ}_4 / 90^{\circ}_7(\theta_1) / 0^{\circ}_4]_s$	2	$y=0.4905x + 0.1475$	76.92%	0.769	GFRP prepreg sheet

*Total absorbed energy factor based on the highest absorbed energy for four specimens around 10J

: highest absorbed energy vs. lowest absorbed energy

비교를 해보면 적층구성 및 하이브리드차 보다도 계면수 영향이 낙추충격에 다소 영향이 미쳤다고 사료된다.

4.5 충격손상영역과 적층구성의 관계

Fig. 11은 적층수가 같고 계면수, 적층배향이 다른 시험편 A 및 B의 충격에너지의 크기와 층간 박리면적과의 관계를 나타냈다. 시험편 A 및 B 모두 선형적인 관계를 나타냈다. 또한 박리발생 임계충격에너지는 시험편 A에서 대략 3.01J, 시험편 B에서 대략 2.98J임을 외삽을 통하여 예측할 수 있었다. 그럼에서 알 수 있듯이 의사등방성 시험편과 직교이방성 시험편에서 충격에너지와 박리면적의 관계는 크게 차이가 나지 않았다. Fig. 12는 적층수 및 적층배향이 같은 시험편 A와 시험편 D의 충격에너지 크기와 층간 박리면적과의 관계를 나타낸 그림이다. 시험편 A 및 D 모두 선형적인 관계를 나타냈다. 또한 임계충격에너지는 시험편에서 3.0J, 시험편 B에서 2.48J로 예측할 수 있었다. 이상에서 알 수 있듯이 적층수 및 적층배향이 같을 지라도 중간에 GFRP 프리프레그 시트를 삽입된 시험편 D가 시험편 A보다 박리면적이 크게 나타났으나 임계충격에너지는 적게 나타났다. 이는 낙추충격을 받을 때 하이브리드 탄소섬유가 부분적으로 갈라지고 또한 이 직물이 충격시에 에너지를 흡수했다고 사료된다. 그리고 Table 3은 시험편의 박리면적과 적층구성의 특성을 나타냈다. 여기에서 시험편 A,B,D를 비교를 해보면 대략 10J에서 하이브리드 차가 낙추충격에 의한 박리에 크게 영향이 미쳤다고 사료된다. 그리고 Fig. 13은 충격에너지가 대략 10J에서 시험편에 따른 흡수에너지비로 나타냈다.

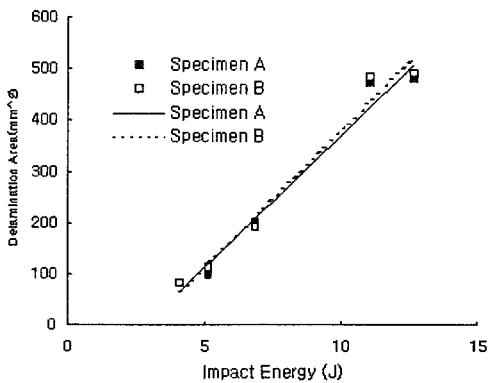


Fig. 11 Relation between impact energy and delamination area of specimens A and B

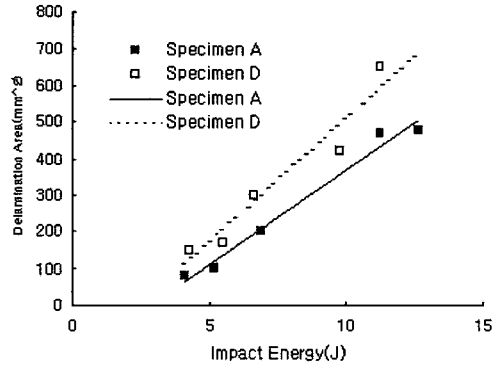


Fig. 12 Relation between impact energy and delamination area of specimens A and D

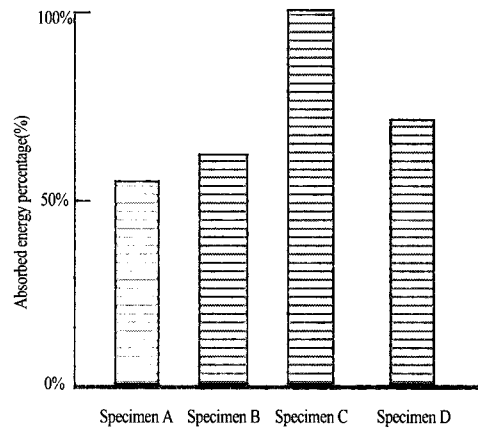


Fig. 13 Relation between specimens and absorbed energy percentage around impact energy 10J

Table 3 Characteristics of delamination and stacking sequences

Specimens	Stacking sequences	Interface number	Delamination percentage(10J)	Total delamination factor*	Others
A	$[0^{\circ}_4 / 90^{\circ}_4]_4$	2	72.55%	0.725	
B	$[0^{\circ}_2 / 45^{\circ}_2 / 90^{\circ}_2 / 45^{\circ}_2]_4$	6	73.50%	0.735	
D	$[0^{\circ}_2 / 90^{\circ}_2 / (\theta)_2 / 0^{\circ}_2]_4$	2	100.0%	1	GFRP prepreg sheet

*Total delamination factor based on the highest delamination for four specimens around 10J :highest delamination vs. lowest delamination

5. 결 론

본 연구에서는 CFRP 적층판의 충격시험장치로 낙추식 충격시험장치를 제작하고, 적층방향과 계면수를 변화시킨 각각의 적층판에 따른 충격실험을 행한 후, 초음파 C-스캐너를 이용하여 박리면적을 관찰하여 적층판의 흡수에너지와 박리면적의 상관관계를 고찰하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) CFRP 적층판인 직교이방성 시험편과 의사등방성 시험편의 충격에너지와 흡수에너지 관계를 보면 의사등방성 시험편이 흡수에너지가 높게 나타났지만, 충격에너지와 박리면적의 크기는 크게 차이가 나타나지 않았다.
- (2) 동일한 적층수이며 계면수가 다른 직교 이방성 적층재를 충격에너지와 흡수에너지를 비교하면 계면수가 2인 적층재에 비해 계면수가 4인 직교이방성 시험편이 흡수에너지가 증가하였다. 즉, 계면수가 많은 시험편이 충격을 받을 때 충격에너지를 많이 흡수한다는 것을 알 수 있었다.
- (3) 적층수 및 적층방향이 동일한 경우, GFRP 프리프레그를 삽입한 시험편이 GFRP 프리프레그가 없는 시험편보다 흡수에너지가 높게 나타났다. 이는 낙추충격을 받을 때 하이브리드중에서 탄소섬유가 부분적으로 갈라지고 또한 이 직물이 에너지를 흡수하였다고 사료된다. 그리고 적층수 및 적층구성이 같은 시험편 A와 D의 충격에너지 크기와 박리면적을 비교하면 시험편 D의 박리면적이 충격에너지 크기에 따라 시험편 A에 비해 크게 증가하였다.
- (4) 대략 충격에너지 10J에서의 흡수에너지를 비교를 해 보면 적층구성 및 하이브리드차 보다도 계면수 영향이 낙추충격에 영향이 크게 나타났고 흡수에너지와 박리면적비교를 해보면 적층구성 및 하이브리드차 보다도 계면수영향이 낙추충격에 다소 영향이 미처 다고 사료된다.

후 기

이 논문은 과학기술부 · 한국과학재단 지정 지역협력연구센터인 조선대학교 수송기계부품 공장자동화 연구센터의 연구비 지원에 의해 연구되었음.

참 고 문 헌

- (1) 항공기용 복합재료 Transmission-Shaft 개발, 과학과 기술, pp. 1~2, 2001.
- (2) G. Lubin, " Handbook of Composites", Van Nostrand Reinhold, p. 147, 1982.
- (3) 炭素纖維懇談會便:炭素纖維の應力技術,シ-エムン-社, p. 116, 1984.
- (4) 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 卷, 第 25 號, pp. 29~36, 1989.
- (5) C.C.M Ma, Y.H. Huang and M. J. Chang, "Hygrothermal effect on the PEEK/C.F.and pp. s/c.F.under Impact Loading(I)", ANTEC, pp. 2029~2096,1991.
- (6) 武田 展雄, "複合材料の 衝撃應答と 破壊(I)", 日本複合材料學會誌, 11,4, pp. 151~161, 1985.
- (7) 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.
- (8) E. Demuts, R.S. Whithead. and R. B. Deo, "Assessment of Damage Tolerance in Composites, Comp. Struct. 4, pp. 45~58, 1985.
- (9) A. Rotem and H. G. Nelson, "Residual Strength of Composite Laminate Subjected to Tensile-Compressive Fatigue Loading", Journal of Composites Technology & Research, Vol. 12, No. 2, pp. 76~84, 1990.
- (10) 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.
- (11) 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. 28, No. 14, pp. 1347~1371, 1994.