

# 충격손상을 받은 섬유 금속 적층판의 잔류 강도 연구

남현욱\*, 이용태\*\*, 정창규\*\*\*, 한경섭†

(2002년 8월 16일 접수, 2002년 12월 23일 심사완료)

## Residual Strength of Fiber Metal Laminates After Impact

HyunWook Nam, YoungTae Lee, ChangKyu Jung and KyungScop Han

**Key Words :** Impact Damage(충격 손상), Residual Strength(잔류 강도), Fiber Metal Laminate(섬유 금속 적층판), Fiber Reinforced Plastics(섬유복합재료)

### Abstract

Residual strength of fiber metal laminates after impact was studied. 3/4 lay up FML was fabricated using 4 ply prepreg, 2 ply aluminum sheets, and 1 ply steel sheet. Quasi isotropic ([0/45/90/-45]s) and orthotropic ([0/90/0/90]s) FRP were also fabricated to compare with FML. Impact test were conducted by using instrumented drop weight impact machine (Dynatup, Model 8250). Penetration load and absorbed energy of FML were superior to those of FRPs. Tensile tests were conducted to evaluate the residual strength after impact. Strength degradation of FML was less than that of FRP. This means that the damage tolerance of FML is excellent than that of FRP. Residual strength of each specimen was predicted by using Whitney and Nuismer(WN) Model. Impact damage area is assumed as a circular notch in WN model. Damage width is defined as the average of back face and top face damage width of each specimen. Average stress and point stress criterions were used to calculate the characteristic length. It is supposing that a characteristic length is a constant. The distribution of characteristic length shows that the assumption is reasonable. Prediction was well matched with experiment under both stress criterions.

### 1. 서론

최근 FRP의 단점을 보완할 수 있는 소재로 섬유 금속 적층판(Fiber Metal Laminates, FML)이 연구되고 있다. 이 소재는 금속 소재에 비하여 월등한 피로 균열 지연 특성을<sup>(1)</sup> 가지면서도 충격에 약한 섬유강화복합재료의 단점을 보완할 수 있기 때문에 차세대 항공기 소재로 주목을 받고 있다.<sup>(2)</sup>

FML은 우수한 피로 특성 때문에 초기 연구는 주로 소재 개발에 관한 연구나 피로 및 파괴 거동에 관한 연구들이 수행되었으나,<sup>(3,4)</sup> 최근 항공기에 사용되는 소재의 특성상 충격에 관한 연구가 새롭

게 주목을 받고 있으나 이 분야의 연구는 다른 분야에 비해 많이 부족한 편이다. FML의 충격에 관한 문헌은 1990년대부터 보고되고 있는데, C.T. Sun 등은<sup>(5)</sup> FML의 충격 손상 후 잔류 강도에 관한 연구에서 섬유 방향(Fiber Orientation)에 따라 잔류 강도의 특성이 바뀐다 하였다. 즉, 섬유 방향의 잔류 강도는 충격 손상의 증가에 따라 감소하지만, 섬유 법선 방향의 강도는 충격 손상에 민감하지 않음을 보였다. A. Vlot는<sup>(6)</sup> 다양한 FML과 FRP, 2024 알루미늄 판에 대하여 압입 시험과 충격 시험을 수행하였다. 이 연구에서 FML은 FRP에 비하여 매우 적은 손상 영역을 지니며, 우수한 충격 특성을 보유하고 있는 것으로 나타났다. 특히 유리 섬유를 이용한 FML의 경우 2024 알루미늄과 비슷한 수준의 충격 특성을 가지는 것으로 나타났다. G.D. Lawcock 등은<sup>(7)</sup> 계면 결합력이 다른 두 가지 탄소 섬유를 이용하여 제조된 FML의 충격 특성을 비교연구하였다. 그 결과 계면 결합력

\* 회원, 포항공과대학교 기계공학과 박사후 연구원

\*\* 포항공과대학교 기계공학과 기술원

\*\*\* 포항공과대학교 기계공학과 박사과정

† 책임저자, 회원, 포항공과대학교 기계공학과 교수

Email : kshan@postech.ac.kr

TEL : 054)279-2163 FAX : 054)279-5899

이 약한 탄소 섬유가 더 많은 충격 에너지를 흡수 하였는데, 이것은 낮은 계면 결합력으로 층간 분리 영역이 커지면서 나타나는 현상이다.

이러한 충격에 관한 연구들은 섬유의 방향이나 섬유 및 금속간의 결합력 등 FML 자체의 특성 변화에 따른 연구들이 대부분이며, FML의 중요한 특성 중 하나인 손상 내성(Damage Tolerance)이 FRP에 비하여 얼마나 우수한지를 비교하여 연구하지 못하였다. 손상 내성은 충격 손상 후 소재가 가지는 잔류 강도로부터 특성을 비교할 수 있는데, FML의 잔류 강도에 대한 연구는 이 소재가 리벳(rivet)결합을 하는 이유로 주로 원공 노치를 가지는 경우에 대하여 연구가 수행되었다. Y.W. Mai 등은 서로 다른 크기의 원공 노치를 가지는 FML의 잔류 강도를 Whitney와 Nuismer가 제안한 모델을 이용하여 예측하였다.<sup>(8, 9)</sup> 또한 섬유와 금속간의 결합력이 잔류 강도에 미치는 영향을 FML 내부의 손상 거동과 함께 연구하였다.<sup>(10)</sup>

이상에서와 같이 FML의 잔류 강도에 대한 연구는 FML에 임의의 노치를 가한 후 강도 저하에 대한 연구를 수행하였다. 그러나 FML이 항공기 소재로 사용되는 만큼 실제 상황에서는 충격에 의한 강도 저하가 발생될 경우가 많으며 이에 대한 연구는 중요하다 할 수 있다.

본 연구에서는 FML의 충격 특성을 FRP와 비교하여 연구하고, 충격 손상을 받은 FML의 강도 저하 특성을 분석하는 것을 연구하였다.

## 2. 잔류강도 예측모델

Whitney와 Nuismer는 Hole에서 인장 방향에 수직으로 일정한 거리  $p$  만큼 떨어진 지점에서의 인장방향 응력이 노치 없는 재료의 강도에 이를 때 파괴가 발생한다는 점 응력 조건(Point Stress Criterion)과 Hole의 끝부분에서 인장방향에 수직으로 일정한 거리  $a$  만큼의 인장 방향 응력의 평균이 노치없는 재료의 강도에 이를 때 파괴가 일어난다는 평균 응력 조건(Average Stress Criterion) 하에서 식을 유도하였다.<sup>(11)</sup> 점 응력 조건과 평균 응력 조건을 Fig. 1에 나타내었으며, 이를 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\sigma_y(r+p, 0) = \sigma_0 \quad (1)$$

$$\frac{1}{a} \int_r^{r+a} \sigma_y(x, 0) dx = \sigma_0 \quad (2)$$

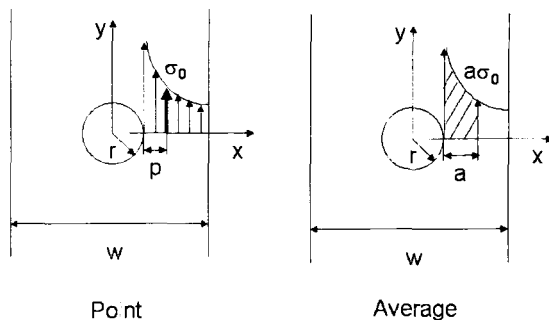


Fig. 1 Point stress criterion and average stress criterion

이 때  $p$ 나  $a$ 는 각각의 파괴기준에서의 특성 길이(Characteristic Length)라 하는데 Whitney는 이 모델들에서 특성길이는 Hole의 크기와 무관한 상수라고 가정하였다.

무한 평판에서 반지름  $r$ 인 Hole이 존재할 때  $y$  방향의 인장하중에 의한  $x$  축상의  $y$  방향 응력  $\sigma_y$ 는  $x > r$ 의 영역에서 식 (3)과 같은 분포를 가진다.<sup>(12)</sup>

$$\sigma_y(x) = \frac{\sigma^\infty}{2} \left\{ 2 + \left(\frac{r}{x}\right)^2 + 3\left(\frac{r}{x}\right)^4 - \left( K_T^\infty - 3 \right) \left[ 5\left(\frac{r}{x}\right)^2 - 7\left(\frac{r}{x}\right)^8 \right] \right\} \quad (3)$$

where,  $K_T^\infty$ : stress concentration factor of an infinite plate

위의 식에서  $x$ 에 대한 6차, 8차 항은 Hole에 가까운 영역에서의 응력을 정확히 표현하여 준다. 복합재료에서의 응력집중계수  $K_T^\infty$ 는 물질상수로부터 계산된다.<sup>(12)</sup>

$$K_T^\infty = 1 + \sqrt{\frac{2}{A_{22}} \left( \sqrt{A_{11}A_{22}} - A_{12} + \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{2A_{66}} \right)} \quad (4)$$

where,  $K_T^\infty$ : stress concentration factor of an infinite plate

식 (3)를 식 (1)에 대입하면 강도비(Strength Ratio)를 반지름과 점 응력에서의 특성길이  $p$ 의 함수로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\sigma_N^\infty}{\sigma_0} = \frac{2}{\left\{ 2 + \xi_1^2 + 3\xi_1^4 - (K_T^\infty - 3) \left( 5\xi_1^6 - 7\xi_1^8 \right) \right\}} \quad (5)$$

where,  $\xi_1 = \frac{r}{r+p}$

r 이 상당히 큰 값이 되면  $\xi_1 \approx 1$ 로 되며 강도비는  $1/K_T^\infty$  이 되고 작은 r 값에 대하여는  $\xi_1 \approx 0$ 로서 강도비는 1 이 된다.

한편, 식 (3)를 식 (2)에 대입하면 평균 응력 조건에서의 강도비를 나타낼 수 있다.

$$\frac{\sigma_N^\infty}{\sigma_0} = \frac{2(1 - \xi_2)}{\left\{ 2 - \xi_2^2 - \xi_2^4 + (K_T^\infty - 3)(\xi_2^6 - \xi_2^8) \right\}} \quad (6)$$

where,  $\xi_2 = \frac{r}{r+a}$

특성길이는 몇 개의 시편에 대한 시험 결과로부터 계산하며 그 결과로부터 특성길이에 대한 모델을 만들 수 있다.

WN 모델에서 유도된 식들은 무한평판에 대한 응력분포를 기준으로 하여 계산되었는데, 실제 충격 후 인장 시험에서 시편의 폭이 제한되기 때문에 이에 대한 보정이 필요하게 된다. 이러한 유한폭에 대한 보정은 유한폭 보정계수(Finite Width Correction Factor; Y)로 보정하며, 이는 무한폭과 유한폭의 응력비의 비로 나타내어진다.

$$\sigma_N^\infty = Y\sigma_N \quad (7)$$

where  $\sigma_N$  : notched strength of real plate

등방성 물질에 대한 유한폭 보정계수는 Hole 에 대하여 식 (8)로, (13) Crack 에 대하여는 (9)로 표현된다.(14)

$$Y = \frac{2 + (1 - 2r/w)^3}{3(1 - 2r/w)} \quad (8)$$

where w : specimen width

$$Y = \sqrt{\left(\frac{w}{\pi c}\right) \tan\left(\frac{\pi c}{w}\right)} \quad (9)$$

where c : half crack length

FML 은 등방성 물질은 아니지만 시편의 길이가 길수록 직교 이방성 유한폭 보정계수는 등방성 유한폭 보정계수에 접근하는 것으로 알려져 있다. Mar 는 시편의 폭에 대한 길이의 비가 3 배 이상일 경우 등방성과 이방성에서의 유한폭 보정계수 값의 차이는 2%이내인 것으로 보고하고 있다.(15)

따라서 본 연구에서는 등방성 유한폭 보정계수를 그대로 사용하였다.

### 3. 실험

#### 3.1 시편 제작

본 연구에서 사용한 금속판은 알루미늄(Al1050)과 Steel 이며, 섬유층은 탄소섬유/에폭시 prepreg ( ㈜SK 케미칼, USN125 type A)를 이용하였다. 이 prepreg 의 두께는 0.125mm 이며 섬유방향 인장강도와 탄성계수는 각각 2.2GPa, 140GPa 이다. 사용한 Steel 은 ( ㈜포항제철에서 제작된 저탄소강(Low Carbon Steel)으로써 인장강도는 400MPa, 항복강도는 300MPa, 탄성 계수는 210GPa 이다. 각 소재의 물성은 Table 1 에 나타내었다.

남 등은(16) Al1050 을 이용한 FML 의 충격 및 압입 거동에서 금속층이 충분히 강하지 못할 경우 섬유를 따라 균열이 전파되기 때문에 Angle ply FML 을 사용하거나 일방향 보강 FML 을 사용할 경우 섬유 방향의 균열을 막을 수 있는 금속판이 사용되는 것이 바람직하다 하였다. 따라서 본 연구에서는 0.2mm 의 Al1050 과 0.245mm 의 Steel 을 이용하여 FML 을 제작하였다. FRP 는 FML 과 동일한 두께에서 비교하기 위하여 FML 에서 사용한 종류와 동일한 prepreg 8 장을 적층하여 제작하였다. 이 때 두께는 판의 전체 두께는 1mm 이다.

금속판과 섬유층의 결합력을 높이기 위하여 알루미늄은 FPL 방법으로 에칭을 하였으며 Steel 층은 절산-인산법을 이용하였다.(17,18)

이렇게 준비된 금속판을 prepreg 와 적층하여 Hot Press 를 이용하여 성형하였다. FML 은  $[M/\theta_1/\theta_2/M/\theta_2/\theta_1/M]$ 으로 적층 구조를 가진다. Steel 박판은 FML 의 비중을 고려하여 시편의 가운데만 사용하였다. 이 경우 FML 의 평균 밀도는  $3.4g/cm^3$  이다.

Table 1 Properties of prepreg and metal laminates

| Property        | Prepreg                | Al1050                | Steel                 |
|-----------------|------------------------|-----------------------|-----------------------|
| E <sub>1</sub>  | 140.3 GPa              | 70 GPa                | 210 GPa               |
| E <sub>2</sub>  | 7.63 GPa               | 70 GPa                | 210GPa                |
| G <sub>12</sub> | 3.36 GPa               | 26 GPa *              | 75 GPa *              |
| v <sub>12</sub> | 0.319                  | 0.3                   | 0.33                  |
| ρ               | 1.80 g/cm <sup>3</sup> | 2.7 g/cm <sup>3</sup> | 7.8 g/cm <sup>3</sup> |
| X <sub>T</sub>  | 2.2 GPa                | 160 MPa               | 400 MPa               |
| X <sub>C</sub>  | 1.4 GPa *              |                       |                       |
| Y <sub>T</sub>  | 0.0021 GPa *           | 160 MPa               | 400 MPa               |
| Y <sub>C</sub>  | 1.3 GPa *              |                       |                       |

\* : Value by Manufacture

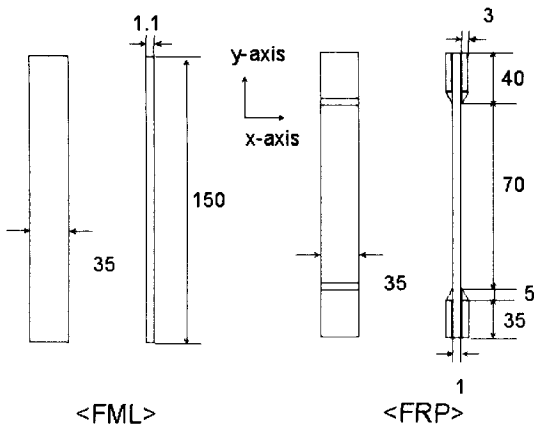


Fig. 2 Shape and dimension of each specimen (mm)

충격 시험은 FML 과 FRP 를 이용하여 수행하였으며, FRP 의 경우 적층 형태에 따른 거동을 연구하기 위하여 [0/90/0/90]<sub>s</sub> 와 [0/45/90/-45]<sub>s</sub> 의 두 가지 적층형태로 FRP 를 제작하였다.

### 3.2 시험 방법

충격 시험과 잔류 강도 시험에 사용한 시편은 동일한 형태로 가로 35mm × 세로 150mm 의 평면 시편이다. FRP 에는 시편의 미끄러짐을 방지하기 위하여 시편 끝 단에 Tap 을 부착하였다. Fig. 2 은 각 시편의 형상과 치수를 나타낸다.

충격 시험은 자유 낙하식 저속 충격 시험기 (Dynatup, Model 8250)을 이용하여 수행하였다. 충격체는 직경 12.7mm 이고 끝이 둥근 봉 형태로 압입 시험시 압입자와 동일한 형상을 가진다.

충격 속도는 충격체의 낙하 높이로 조절하며 충격 에너지는 충격체의 질량과 낙하 높이로 조절할 수 있다. 본 연구에서는 충격체의 질량(2.58kg)은 고정시키고 낙하 높이를 조절하여 1, 1.5, 2, 4m/s 의 충격 속도에서 시험을 수행하였다. 충격 시험 전 자유 낙하 시험을 통해 충격 속도를 검증하였다. 충격 시험시 충격 후 잔류 강도 시험을 하기 위하여 시편이 휘어지지 않도록 충격 부위를 제외한 나머지를 고정하였으며, 충격 시험 후 이차 충격이 발생하지 않도록 Rebound Break 를 이용하여 이차 충격을 방지하였다. Fig. 3 에 충격 시험의 개략도를 나타내었다.

충격 시험시 발생하는 충격 신호는 Load Cell 을 이용하여 감지하였으며, 이 신호는 저주파 여파기 (36kHz, 3dB)와 고속 신호 획득기(GRC Data Acquisition Board) 거친 다음 PC 에서 받아 속도, 에너지, 변위를 계산하였다. 충격 시험이 끝난 시편은 인장 시험을 통해 잔류 강도를 측정하였다.

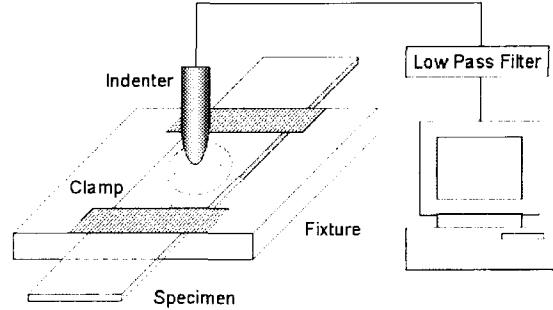


Fig. 3 Schematic of impact test

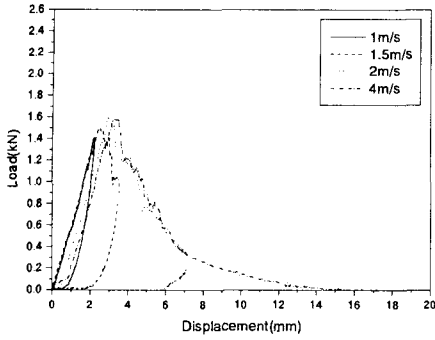
잔류 강도 시험은 UTM(Shimadzu, 5ton)을 이용하여 수행하였으며, 5mm/min 의 하중 제어로 시험을 수행하였다. 인장 시험은 각각의 종류에 대하여 2~4 개의 시편을 이용하여 시험하였으며, 발생된 하중은 Load Cell 을 이용하여 측정된 다음 5Hz 저주파 여파기를 거쳐 PCL818 Lab Card 에서 디지털 신호로 바꾸어 PC 에 저장하였다.

## 4. 결과 및 고찰

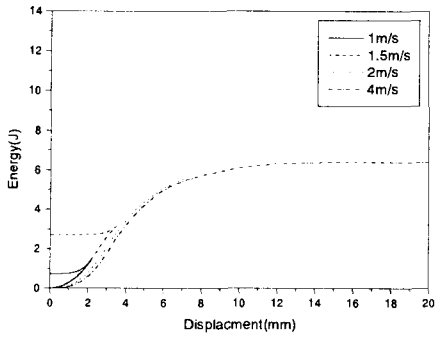
### 4.1 충격 거동

Fig. 4 에 [0/90/0/90]<sub>s</sub> 의 충격 선도를 나타내었다. 1m/s 의 속도로 충격을 가하였을 경우 최대 충격 하중은 1.4kN, 흡수에너지는 0.8J 정도로 나타났다. 하중-변위 선도에서 볼 수 있듯이 1m/s 의 충격을 가하였을 경우 최대 충격 하중은 관통 하중보다 적으며 Loading 과 Unloading 시 하중 선도의 변화가 비교적 적은 것을 알 수 있다. 이것은 1m/s 의 충격 속도에서는 관통이 발생하지 않으며 흡수되는 에너지는 주로 모재 균열(matrix cracking)과 층간 분리(delamination)라는 것을 의미한다. 1.5m/s 이상의 충격 속도에서는 최대 충격 하중이 관통 하중을 지나는 것을 볼 수 있다. 이 때는 시편의 두께 방향으로 모두 균열이 전파된 경우로 섬유와 파괴를 동반하기 때문에 흡수에너지가 증가하는 것을 볼 수 있다. 충격 속도에 따라 손상 영역이 커지기 때문에 흡수 에너지가 증가하는 것을 볼 수 있으며, 4m/s 로 충격을 가하여 완전히 관통되었을 경우 [0/90/0/90]<sub>s</sub> 최대 충격 하중과 흡수 에너지는 각각 약 1.6kN, 5J 로 나타났다.

Fig. 5 에는 [0/45/90/-45]<sub>s</sub> 의 충격 선도를 나타내었다. [0/45/90/-45]<sub>s</sub> 의 충격 특성은 [0/90/0/90]<sub>s</sub> 의 충격 특성에 비하여 우수한 것으로 나타났다. 1m/s 의 충격 속도에서는 [0/90/0/90]<sub>s</sub> 의 경우와 비슷한 수준의 최대 충격 하중과 흡수 에너지를 가지지만 관통 하중은 1.7kN, 흡수에너지는 7J 정도로 나타



(a) Load – displacement curve



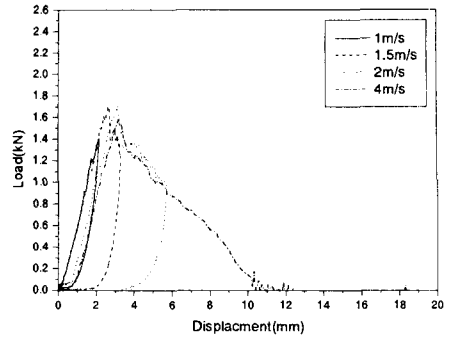
(b) Energy – displacement curve

Fig. 4 Impact curve of [0/90/0/90]s under various impact velocities

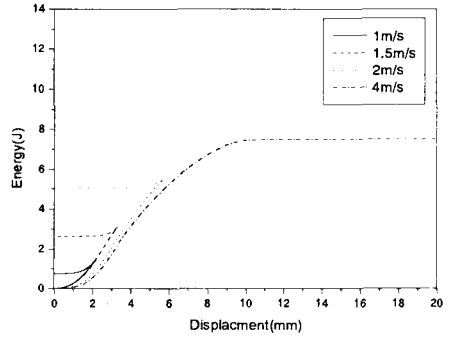
났다. 균열 전과 구간의 [0/90/0/90]s 의 하중-변위 선도는 오목한 경향을 나타내는데 비하여 [0/45/90/-45]s 의 하중-변위 선도는 볼록한 경향을 나타내는 것을 볼 수 있다.

이것은 [0/45/90/-45]s 이 균열 전과시 중간에 45°로 적층된 적층판의 영향으로 [0/90/0/90]s 에 비하여 더 많은 섬유 파괴를 동반하기 때문으로 사료된다. 이러한 결과는 S.A. Hitchen 등이<sup>(19)</sup> 연구한 결과와 일치하는 것이며, 45°층을 포함하는 복합재료가 충격 특성이 우수하다는 것을 나타낸다.

FML의 충격 특성은 FRP와 상당히 다른 경향을 나타내었다. Fig. 6에 FML의 충격 선도를 나타내었다. 1m/s의 충격 속도의 최대 하중과 흡수 에너지는 FRP와 비슷하게 나타났으나, FML의 관통 하중은 2.2kN, 흡수 에너지는 13J로 FRP에 비하여 높게 나타났다. FRP와는 달리 1m/s로 충격을 가하였을 경우 시편 내부 손상은 거의 나타나지 않았으며, 충격에너지는 시편의 국부적인 변형에 의해 흡수되었다. 1.5m/s로 충격 속도가 증가하였



(a) Load – displacement curve



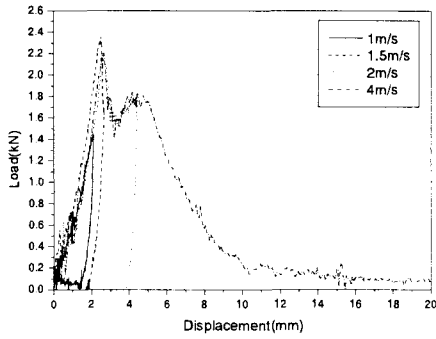
(b) Energy – displacement curve

Fig. 5 Impact curve of [0/45/90/-45]s under various impact velocities

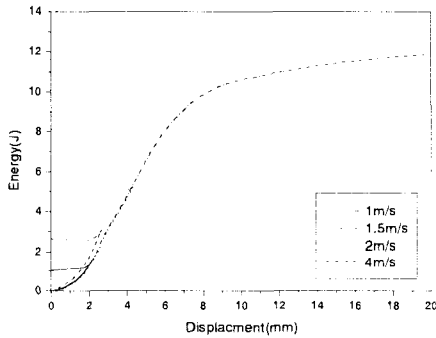
을 경우 하부층의 섬유 파괴가 관찰되었으며, 2m/s로 충격을 가한 경우 중간의 steel 층에 균열이 발생하며 시편의 두께 방향으로 균열이 전파되었다. 이것은 하중-변위선도에서도 확인할 수 있는데, 변위가 2.5mm 되는 점에서 급격한 하중의 하락이 나타나고 있다. FML의 충격 선도는 FRP와는 달리 급격한 하중의 하락 후 다시 하중이 증가하는 것을 볼 수 있는데, 이것은 충격체가 steel 층에 발생한 균열을 더욱 확장시키면서 통과하기 때문에 발생하는 현상이다.

Fig. 7과 8에 FML과 FRP의 충격 속도에 따른 최대 충격 하중과 흡수 에너지를 나타내었다. 충격 하중은 1.5m/s 이후부터 거의 일정하게 나타났으며 흡수 에너지는 2m/s까지는 소재 별로 비슷한 경향을 나타내었으나 4m/s부터는 다른 경향을 나타내었다. 이것은 각 소재 별로 균열 전과시에너지 흡수 기구가 다르기 때문이다.

즉, [0/90/0/90]s의 경우 2m/s에서 거의 대부분의



(a) Load – displacement curve



(b) Energy – displacement curve

Fig. 6 Impact curve of FML under various impact velocities

에너지 흡수가 끝나고 0° 방향의 섬유를 따라 균열이 전파되면서 에너지를 흡수하기 때문에 흡수 에너지의 증가가 뚜렷하지 않으나, [0/45/90/-45]s 의 경우 2m/s 에서 나타나는 에너지 흡수 이외에도 충격체가 관통하면서 45° 방향으로 균열이 전파되면서 많은 층간 분리와 섬유 파괴를 동반하기 때문에 에너지가 증가하는 것을 볼 수 있다. 이에 반해 FML 은 FRP 에서 나타나는 모재 균열, 층간 분리, 섬유 파괴 외에 금속층의 소성 변형에 의한 에너지 흡수가 큰 영향을 미치지 때문에 4m/s 에서 흡수에너지가 FRP 보다 큰 것을 볼 수 있다. Fig. 9 에 각 시편의 충격 후 사진을 나타내었다.

FML 의 손상 영역이 가장 적으며, [0/90/0/90]s 의 손상 영역이 가장 큰 것을 볼 수 있다. 또한 [0/45/90/-45]s 의 경우 45 도 방향의 섬유 때문에 [0/90/0/90]s 에 비하여 복잡한 파괴 양상을 나타내는 것을 볼 수 있다.

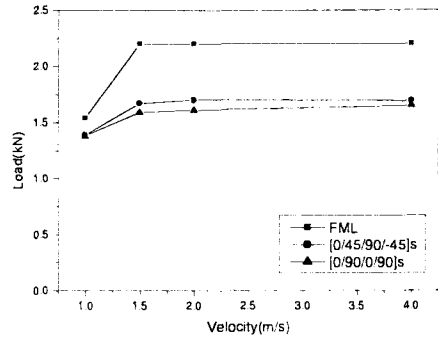


Fig. 7 The maximum impact load of each material

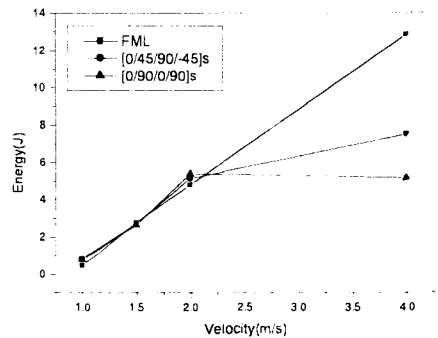


Fig. 8 Absorbed energy of each material

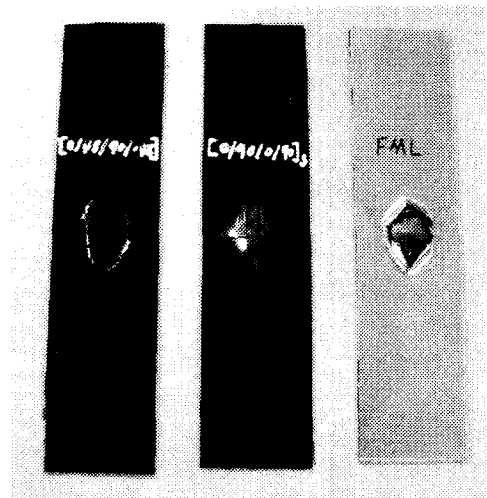


Fig. 9 Back side of each specimen after impact

4.2 잔류 강도

Fig. 10 에 FML 과 FRP 의 응력-변위 선도를 나타내었다.

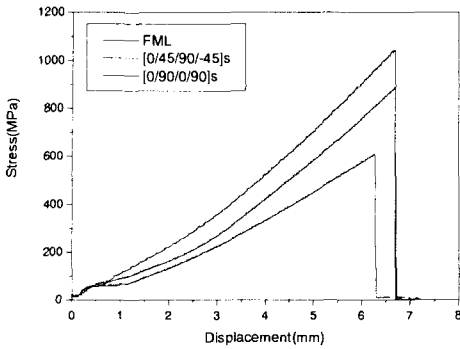


Fig. 10 Stress - displacement curves of each material before an impact test

0° 방향의 프리프레그가 상대적으로 적게 포함된 [0/45/90/-45]s 의 인장강도가 가장 낮게 나타났으며, 동일한 수의 0° 방향의 프리프레그가 삽입된 [0/90/0/90]s 과 FML 의 경우 FML 의 강도가 높게 나타났다. 이것은 금속층의 강도가 횡방향의 복합재료 강도보다 높을 뿐만 아니라 금속층이 층간의 균열 전파를 막았기 때문이라 사료된다. FML 의 강성은 FRP 에 비하여 높은 것을 볼 수 있는데, 이것은 FML 의 층간에 삽입된 steel 층의 강성이 높기 때문이다. FML 과 [0/90/0/90]s 의 경우 파괴시 변위가 같음을 볼 수 있는데, 이것은 이 소재의 파괴가 0 도 방향의 섬유층의 파괴에 의해 변위가 결정된다고 볼 수 있다. 즉, FML 의 경우 금속층과 섬유층이 하중을 분담하면서 응력이 증가한다. 이 때 연성인 금속층은 섬유의 파괴 전까지 응력을 분담하다 섬유층이 파괴되면서 동시에 파괴된다. 이에 비하여 [0/90/0/90]s 은 초기에는 90 도 방향의 섬유가 응력을 분담하지만, 취성이며 강도가 낮아 섬유가 파괴되기 전에 파괴가 발생하며, 섬유의 파괴가 시편의 최종 파괴가 되기 때문에 두 시편의 파괴시 변위가 같게 나타난다고 할 수 있다.

Fig. 11 에 각 소재의 충격 후 잔류 강도 실험 결과를 나타내었다. 모든 충격 속도에서 FML 의 잔류 강도가 FRP 보다 우수한 것을 볼 수 있다. 특히, FML 의 경우 1m/s 의 충격 속도에서는 강도의 저하가 거의 나타나지 않았다. 충격 후 잔류 강도가 FML 이 높은 것은 FML 이 충격을 받을 경우 금속층의 소성 변형과 균열 전파 억제로 손상 영역이 FRP 보다 적기 때문이다. FRP 의 경우 [0/90/0/90]s 의 인장 강도가 높게 나타났으나 충격 속도의 증가에 따라 비슷한 수준의 인장 강도를 가졌다. 이는 [0/90/0/90]s 의 경우 0 도 방향의 프

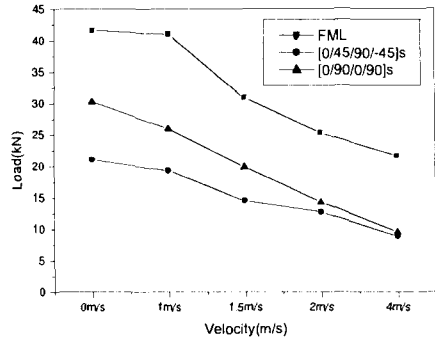


Fig. 11 Residual strengths of each material after impact

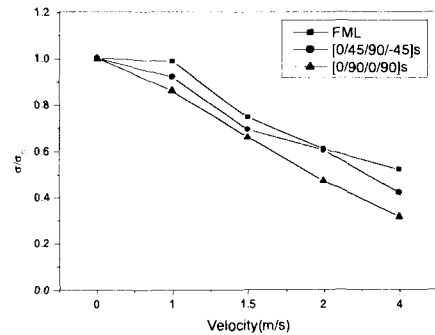


Fig. 12 Residual strength degradation rates of each material after impact

리프레그 때문에 손상이 없을 경우 강도는 높지만 상대적으로 충격에 약하기 때문에 섬유 방향을 따라 균열이 성장하면서 [0/45/90/-45]s 에 비하여 비교적 큰 손상 영역을 가지기 때문이다.

Fig. 12 은 각 소재의 충격에 의한 강도 저하율을 나타낸다. FML 이 가장 낮은 강도 저하율을 나타내었으며, [0/45/90/-45]s 의 강도 저하율이 [0/90/0/90]s 의 강도 저하율 보다 낮게 나타났다. 이것은 앞에서도 언급하였듯이 [0/90/0/90]s 이 충격을 받을 경우 손상 발생 영역이 [0/45/90/-45]s 에 비하여 크기 때문이다.

충격에 의한 잔류 강도 저하 예측은 원공 노치를 포함한 복합재료 잔류 강도에 사용되는 모델을 수정하여 사용하였다. 충격에 의해 발생하는 손상 영역을 원공 노치로 가정하였는데, 충격에 의한 손상의 경우 전면과 후면의 손상 영역의 크기가 다르게 나타난다. 복합재료의 경우 층간 분리나, 모재 균열 등으로 정량적으로 손상 영역을 파악하기 힘들다. 본 연구에서는 충격 후 발생한 전면과 후면의 손상 폭의 평균을 시편의 손상 폭(damage

width)으로 정의하였다. Fig. 13 에 FML 과 FRP 의 충격 후 전면과 후면에서 측정된 손상 폭을 나타내었다. 이상에서 정의한 손상 영역을 기초로 충격 속도에 따른 각 시편의 손상 폭을 나타내면 Fig. 14 와 같다. 식 (5)와 (6)을 이용하여 점응력 조건과 평균응력 조건에서의 특성 길이를 구하였다. 여기서 물질 상수  $K_T^\infty$  는 prepreg 와 금속층의 기초 물성을 바탕으로 계산하여 구하였다. 평활재 강도와 충격 후 강도인  $\sigma_0$  와,  $\sigma_N$  시편의 형상에 따른 w 와 r 값으로 각 특성길이를 계산하였다. 특성 길이의 모델은 데이터의 분포에 따라 상수, 일차함수, 지수 함수 등으로 나타내는 데, 본 연구에서는 특성 길이를 손상의 크기와 무관한 상수로 가정한 WN 모델을 따랐다. Fig. 15, 16, 17 에 실험값으로 계산한 특성 길이를 나타내었다. 특성 길이의 분포에서 볼 수 있듯이 특성 길이를 상수로 가정한 WN 모델은 타당하다는 것을 볼 수 있다.

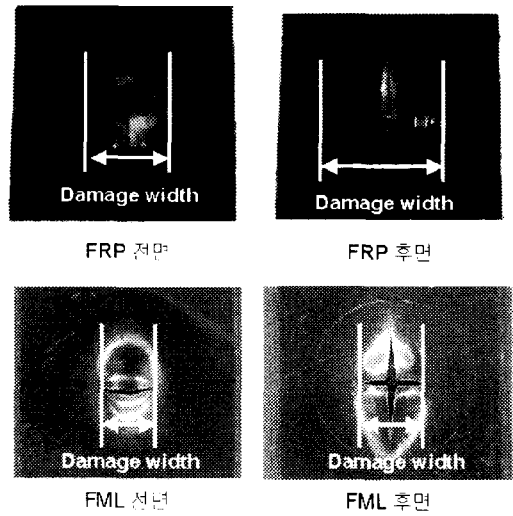


Fig. 13 Definition of damage width for FML and FRP

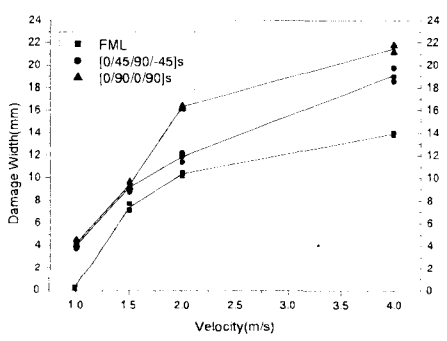


Fig. 14 Damage widths of each material after impact

이상에서 계산한 특성 길이를 식 (5)와 (6)에 대입하여 충격 후 잔류 강도를 예측하였다.

Fig. 18, 19, 20 은 각 소재의 충격 후 잔류 강도를 점 응력 조건과 평균 응력 조건을 이용하여 예측한 것이다. FML 과 FRP 모두 예측값과 실험값은 잘 일치하는 경향을 나타내었다.

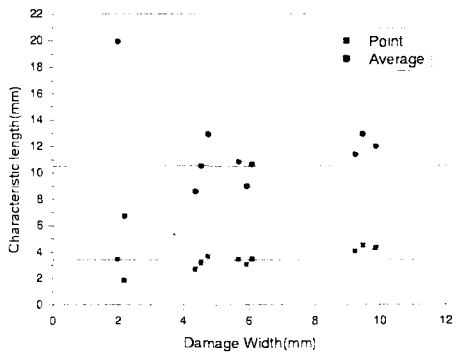


Fig. 15 Characteristic length of [0/45/90/-45]s

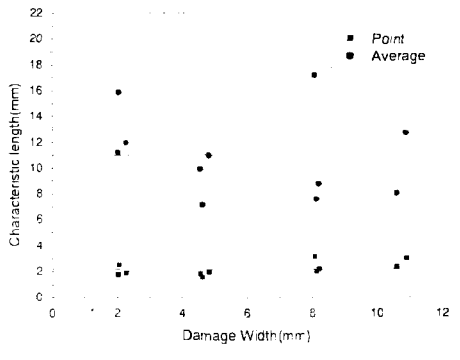


Fig. 16 Characteristic length of [0/90/0/90]s

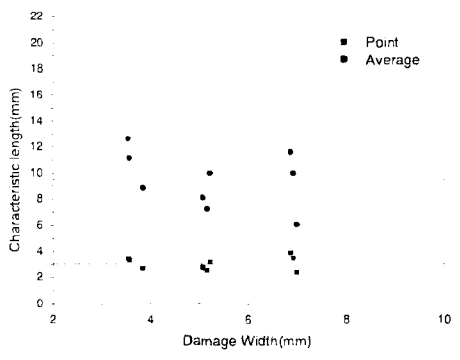


Fig. 17 Characteristic length of FML



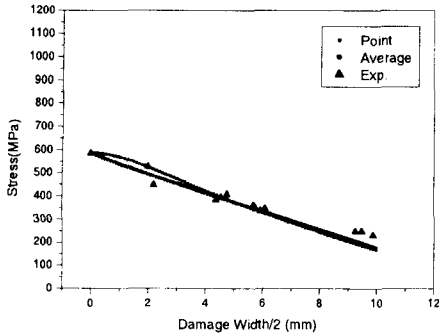


Fig. 18 Prediction of residual strength of [0/45/90/-45]s

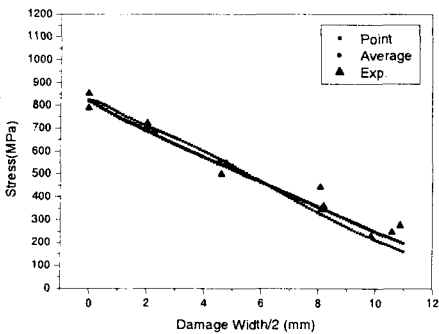


Fig. 19 Prediction of residual strength of [0/90/0/90]s

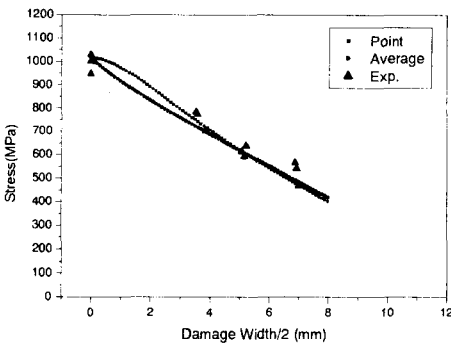


Fig. 20 Prediction of residual strength of FML

점 응력 조건과 평균 응력 조건을 이용한 두 경우에 대하여 SSR 방법(Residual Sum of Square Method)을 이용한 오차 분석을 하여 각 경우의 정확도를 검증하였다.

$$SSR = \sum_{i=1}^n (\sigma_{exp} - \sigma_{cal})^2 = \sum_{i=1}^n \sigma_{err}^2$$

Table 2 SSR of each material

| Material       | SSR (Point) | SSR (Average) |
|----------------|-------------|---------------|
| [0/45/90/-45]s | 17062       | 10766         |
| [0/90/0/90]s   | 40938       | 21207         |
| FML            | 18502       | 18766         |

여기서  $\sigma_{exp}$ ,  $\sigma_{cal}$ ,  $\sigma_{err}$  은 실험값, 계산값, 실험값과 계산값 사이의 오차를 나타낸다. Table 2 에 SSR 값을 나타내었다. FRP 의 경우 점응력 조건보다 평균 응력 조건을 이용하여 계산한 경우에 SSR 값이 적게 나타나 평균응력 조건에서 더 정확한 예측을 하는 것으로 나타났으며, FML 의 경우 두 조건의 SSR 값이 비슷한 것으로 나타났다.

### 5. 결론

(1) FML 의 최대 충격 하중 및 흡수에너지는 FRP 에 비하여 우수하였으며, 손상 영역은 적게 나타났다. 이것은 FML 내부에 삽입된 금속층이 소성 변형을 하며 에너지를 흡수할 뿐 아니라, 섬유 방향을 따라 전파되는 균열의 성장을 억제했기 때문이다.

(2) 충격 후 FML 의 잔류 강도는 50% 정도로 [0/90/0/90]s 의 40%, [0/45/90/-45]s 의 30%에 비하여 우수한 것으로 나타났다. 이것은 FML 의 손상 내성(Damage Tolerance)이 FRP 에 비하여 우수한 것을 나타낸다.

(3) WN 모델을 이용하여 충격 손상 후 FML 과 FRP 의 잔류 강도를 점응력 조건과 평균응력 조건 하에서 예측한 결과 실험값과 잘 일치하였다.

### 후기

이 논문은 2002 도 두뇌한국 21 사업에 의하여 지원되었으며, 이에 감사 드립니다.

### 참고문헌

- (1) Ritchie, R.O., Yu, Weikang, and Bucci, R.J., 1989, "Fatigue Crack Propagation in ARALL Laminates: Measurement of the Effect of Crack-Tip Shielding from Crack Bridging," Engineering Fracture Mechanics, Vol. 32, No. 3, pp. 361~377.
- (2) Asundi, A. and Choi, Alta Y.N., 1997 "Fiber Metal Laminates:An Advanced Material for Future Aircraft," Journal of Materials Processing Technology, Vol. 63,

- pp. 384~394.
- (3) Yeh, J.R., 1988, "Fracture Mechanics of Delamination in ARALL Laminates," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 30, No. 6, pp. 827~837.
- (4) Macheret, J., Teply, J.L., and Winter, E.F.M., 1989, "Delamination Shape Effects in Aramid-Epoxy-Aluminum (ARALL) Laminates With Fatigue Cracks." *Polymer Composites*, Vol. 10, No. 5, pp. 322~327.
- (5) Sun, C.T., Dicken, A., and Wu, H.F., 1993 "Characterization of Impact Damage in ARALL Laminates," *Composites Science and Technology*, Vol. 49, pp. 139~144.
- (6) Vlot, A., 1996, "Impact Loading on Fiber Metal Laminates," *Int. J. Impact Engineering*, Vol. 18, No. 3, pp. 291~307.
- (7) Lawcock, G.D., et al., 1997, "Effects of Fiber/Matrix Adhesion on Carbon Fiber Reinforced Metal Laminates-II. Impact Behavior," *Composites Science and Technology*, Vol. 57, pp. 1621~1628.
- (8) Lawcock, Glyn et al, 1997, "Progressive Damage and Residual Strength of a Carbon Fiber Reinforced Metal Laminate," *J. of Composite Materials*, Vol. 31, No. 8, pp. 762~787.
- (9) Zhi-He Jin and Yiu-Wing Mai, 1997, "Residual Strength of an ARALL Laminate Containing a Crack," *J. of Composite Materials*, Vol. 31, No. 8, pp. 746~761.
- (10) Lawcock, G.D. et al., 1997, "Effects of Fiber/Matrix Adhesion on Carbon Fiber Reinforced Metal Laminates-I. Residual Strength," *Composites Science and Technology*, Vol. 57, pp. 1609~1619.
- (11) Nuismer, R.J. and Whitney, J.M., 1975, "Uniaxial Failure of Composite Laminate Containing Stress Concentrations," In *Fracture Mechanics of Composites*, ASTM STP 593, American Society of Testing and Materials, pp. 117~142.
- (12) Peterson, R.E., 1974, *Stress Concentration Factor*, John Wiley & Sons, New York.
- (13) Lekhnitskii, S.G., 1968 *Anisotropic Plates*, Translated from the Second Russian Edition by S.W. Tsai and T. Cheron, Gordon and Breach, Science Publishers, Inc., New York.
- (14) Brown, W.F. Jr. and Srawley, John E., 1966, "Plane Strain Crack Toughness Testing of High Strength Metallic Materials," ASTM STP 410, American Society for Testing and Materials.
- (15) Mar, J. 1976, "Fracture and Fatigue in Bi-Materials," in *Mechanics of Composite Review*, Air Force Materials Laboratory and Air Force Office of Scientific Research Technical Report, pp. 117~122.
- (16) Nam, H.W, Kim, Y.H. and Han, K.S., 2001, "Damage Analysis of Fiber Metal Laminates using Acoustic Emission," *KSCM Journal*, Vol. 14, No. 5, pp. 42~50.
- (17) Wegman, Raymond F., 1989. *Surface Preparation Techniques for Adhesive Bonding*, Noyes Publications.
- (18) Trawinski, D., 1984, "A Low Temperature Etchant Surface Preparation for Steel Adhesive Bonding," *SAMPE Quarterly*, Vol. 16, No. 1, Oct., pp. 1~5.
- (19) Hitchen, S.A. and Kemp, R.M.J., 1995 "Effect of Stacking Sequence on Impact Damage," *Composites*, Vol. 26, No. 2, pp. 154~160.