

〈論 文〉

CFRP 사교적층판의 충격손상에 관한 연구

裴泰聖* · 笠野英秋** · 梁東律***

(1991년 9월 16일 접수)

A Study on the Impact-induced Damage in CFRP Angle-ply Laminates

Tae Sung Bae, Hideaki Kasano and Dong Ryul Yang

Key Words : Carbon Fiber Reinforced Plastics(炭素纖維強化 樹脂複合材料), Angle-ply Laminate(사교적층판), Impact-induced Damage(衝擊損傷), Scanning Acoustic Microscope(SAM, 超音波顯微鏡), Delamination Area(剝離面積)

Abstract

Carbon fiber reinforced plastics(CFRP) have gained increased application in aerospace structures because of their specific strength and stiffness, but are sensitive to impact-induced damage. An experimental investigation was carried out to evaluate the impact resistance of CFRP according to the ply angle. The specimens of angle ply laminate composites were employed with $[0^{\circ}_6/\theta^{\circ}_{10}/0^{\circ}_6]$, in which 6 kinds of ply angle such as $\theta^{\circ}=15^{\circ}, 30^{\circ}, 45^{\circ}, 60^{\circ}, 75^{\circ}$ and 90° were selected. The impact tests were conducted using the air gun type impact testing machine by steel balls of diameter of 5 mm and 10 mm, and impact-induced damages were evaluated under same impact speed of $V=60$ m/s. The impact damaged zones were observed through a scanning acoustic microscope (SAM), and their cross-sections were observed through a scanning electron microscope(SEM). The obtained results were summarized as follows: (1) Delaminations on the interfacial boundaries showed th directional characteristics to the fiber directions. The delamination area on the impact side(interface A) was considerably smaller compared to that of the opposite side(interface B). (2) Cracks corresponding to other delaminations than those mentioned in SAM photographs were also seen on the impact damaged zone. (3) The delamination patterns were affected by the ply-angle, the dimensions of the specimen, and the boundary conditions. (4) The impact damaged zone showed the delamination on the interfacial boundaries, transverse shear cracks of the surface layer, transverse cracks inside the middle layer, and bending cracks of the bottom layer.

1. 서 론

탄소섬유강화 수지복합재료(CFRP: carbon fiber reinforced plastics)는 높은 비강성과 비강도를 가지며, 피로특성과 내부식성 등이 우수하므로, 기계의 경량화 및 고속화가 요구되는 분야에서 응용범위가 급속하게 확대되고 있다. 기존의 금속재료에 비하여 10~50%까지 경량화할 수 있으므로, 우주항공분야에서 구조용 재료로 응용범위가 광범위하

*정회원, 전북대학교 치과대학

**日本拓殖大學 工學部

***정회원, 전남대학교 기계공학과

게 확대되고 있으며, 자동차, 선박 등의 배기가스에 의한 환경오염이 문제시 되면서 환경파괴를 저하시키기 위한 대책으로 CFRP 적층재에 관심이 집중되고 있다. (1~3)

CFRP 적층재를 구조재료로 사용할 경우 우수한 인장강도를 갖지만, 충격하중에 취약한 특성을 갖기 때문에 구조안정성에 관한 큰 문제의 하나로 충격손상을 받은 적층판의 잔류 압축강도가 현저히 저하되는 것이 문제점으로 지적되어 왔다. (4~13) 특히, 충격손상에 의한 압축강도의 저하는 인장강도보다 압축강도에 중점을 두는 항공기의 강도설계에서 중요한 문제가 되므로, 저속충격에 의한 복합재료 구조체의 충격파괴의 문제를 잘 이해하는 것이 요구된다. 지금까지의 연구에 의하면 CFRP 복합적층재의 손상은 주로 층간박리현상과 손상역의 크기변화를 실험적으로 고찰하였다.

2. 실험재료 및 방법

2.1 시험편의 제작

CFRP 복합적층판을 제작하기 위해 사용한 탄소섬유는 Table 1에 표시한 것과 같은 인장강도가 4.2 GPa 정도되는 재질로서, 일방향 탄소섬유를 단층판으로 제작한 prepreg sheet를 적층하여 원하는 적층두께와 섬유방향을 갖는 적층판을 제작하였다. Table 2는 prepreg sheet의 구성내용을 설명하는 표이며, Table 3은 prepreg sheet의 섬유방향과 직각된 방향의 물리적 성질을 나타내는 표로서, 섬유방향에 대한 종탄성계수가 $E_1=139.0$ GPa인 반면, 직각된 방향의 종탄성계수는 $E_2=17.0$ GPa로, 섬유방향과 직각된 방향의 탄성계수가 매우 낮음을 알 수 있다.

실용되고 있는 CFRP 적층판의 두께는 약 3 mm 정도가 가장 많이 사용되므로, 본 연구에서는 실용되는 두께의 CFRP 적층판의 손상특성을 규명해 보기 위해 Table 4에 표시한 6종류의 섬유 배향각을 변화시킨 적층판을 채택하였다. 각 시험편들은 Fig. 1에서 표시한 바와 같이 상부 적층판과 하부 적층판 사이에 섬유방향을 θ° 만큼 경사시킨 중간 적층판을 삽입시켜 시험편을 제작하였다. 상부 적층판과 하부 적층판은 각각 6매의 prepreg sheet를 적층하였고, 중간 적층판은 10매의 prepreg sheet를 적층하였으며, 이때 최종 두께는 2.8 mm였다.

한편, 동일한 사양의 시험편을 한번에 성형하기

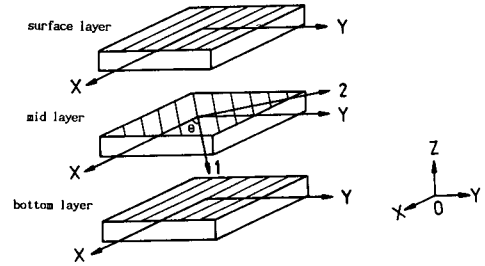


Fig. 1 Exploded view of a three-layered angle-ply laminate

Table 1 Mechanical properties of fiber

| | |
|------------------|------------------------|
| Specific Weight | 1.2 |
| Tensile Strength | 4.22~4.27 GPa |
| Young's Modulus | 231~233 GPa |
| Density | 1.18 g/cm ² |
| Sizing Content | 0.82~0.84% |

Table 2 CFRP prepreg sheet used in this study

| | |
|-----------------------|---|
| Brand | HYEJ12 |
| Fiber Weight per Unit | 125 g/m ² |
| Area | |
| Resin/Composite (wt%) | 35% |
| Carbon Fiber | Grafil Co. (Grafile / XA-S 12K Fils Carbon Fiber Tow) |
| RESIN | 948A1 Epoxy Resin |

Table 3 Elastic constants for the unidirectional CFRP prepreg sheet

| E_1 (GPa) | E_2 (GPa) | ν_{12} | ν_{21} | G_{12} (GPa) |
|-------------|-------------|------------|------------|----------------|
| 139.0 | 17.0 | 0.336 | 0.041 | 5.4 |

Table 4 Classification of specimen

| Code | Stacking sequence |
|-----------|---|
| C15 | 0° ₆ /15° ₁₀ /0° ₆ |
| C30 | 0° ₆ /30° ₁₀ /0° ₆ |
| C45 | 0° ₆ /45° ₁₀ /0° ₆ |
| C60 | 0° ₆ /60° ₁₀ /0° ₆ |
| C75 | 0° ₆ /75° ₁₀ /0° ₆ |
| C90 | 0° ₆ /90° ₁₀ /0° ₆ |
| Interface | A B |

위한 크기를 산출하고, 그 크기에 맞추어서 prepreg sheet를 절단하였다. 이어서, 준비된 평활한 성형판에 분리제 처리를 한 후, prepreg sheet를 1매씩 차례로 적층하였고, 동시에 roller를 써서 압착하여 기포를 제거하였으며, 순서대로 적층이 다된 다음에는 분리제로 처리한 또 다른 1매의 성형판을 상부에 맞댄 후, 전체를 film으로 싸서 진공처리를 하였다. 최종적으로, 이것을 autoclave에 넣고, 압력 3 kg/cm^2 , 온도 $120\sim 130^\circ\text{C}$ 에서 1시간 열경화하여 성형시켰다. 성형이 완료된 후, 각각의 시험편을 얻기 위하여 다이아몬드 절단기로 절단하여 가로 $100 \text{ mm} \times$ 세로 180 mm 의 장방형 평판으로 제작하였다.

2.2 실험방법

(1) 충격시험

충격시험은 압력조절변에 의해 공기압을 조절하여 강구를 발사할 수 있게 한 air gun type 충격시험기를 이용하였으며, 이때 시험편의 고정은 4번의 끝단에서 각봉을 이용하여 압박고정할 수 있도록 설계된 시편고정대를 이용하였다. Fig. 2의 개략도

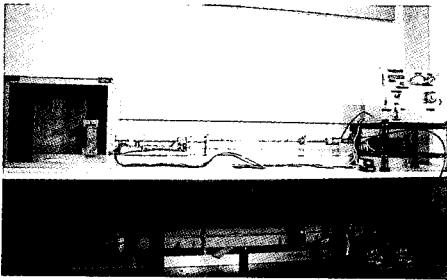


Fig. 2 Air gun type impact testing machine

에 보인 바와 같이, 충격시험기는 최대용량 7 kg/cm^2 의 압축기로부터 가압된 압축공기를 압력조절변을 통해 간이저장 탱크에 저장한 다음, 발사 button을 누름에 따라 순간적으로 압축공기가 방출되면서 강구가 길이 1000 mm 의 총열을 따라 가속되어 시험편에 충돌하도록 만들어져 있다. 이때 총열을 떠난 강구의 속도를 측정하기 위해 총열 선단으로부터 300 mm 의 간격에 laser 속도검출계를 설치해 두었고, 강구가 이 검출부를 통과하는 시간은 조작반의 카운터에서 μsec 의 단위로 감지할 수 있도록 만들어져 있다. 따라서, 충격속도는 감지된 시간과 검출간격으로부터 다음과 같이 계산된다.

$$V = \frac{300 \times 10^{-3}(\text{m})}{\text{counter number} \times 10^{-6}(\text{sec})} \quad (1)$$

사용된 강구의 직경은 5 mm 와 10 mm 로, 각각의 직량은 0.5 g 과 4.0 g 이며, 공기압에 의해서 강구에 행해진 일이 완전히 운동에너지로 변환되었다는 가정하에 강구가 총열로부터 튀어나올 때의 이론속도 V 를 구하면, 다음 식과 같다.

$$V = \sqrt{\pi d^2 p l / 2m} \quad (2)$$

여기에서, p 는 공기압, d 는 강구의 직경, m 은 강구의 질량, l 은 총열의 길이를 표시한다.

식(1)에 의한 실측결과와 식(2)에 의하여 계산된 이론결과를 대비하여 충격시험기의 성능을 비교해 본 결과, Fig. 3에 보인 바와 같이, 강구의 속도는 압력의 증가하였으며, 실측치가 이론치보다 낮게 나타났다. 실측치가 이론치보다 낮은 이유는 총열을 지나는 동안의 저항력에 의해 운동에너지가 미소하나마 손실되었기 때문이라고 판단되어진다.

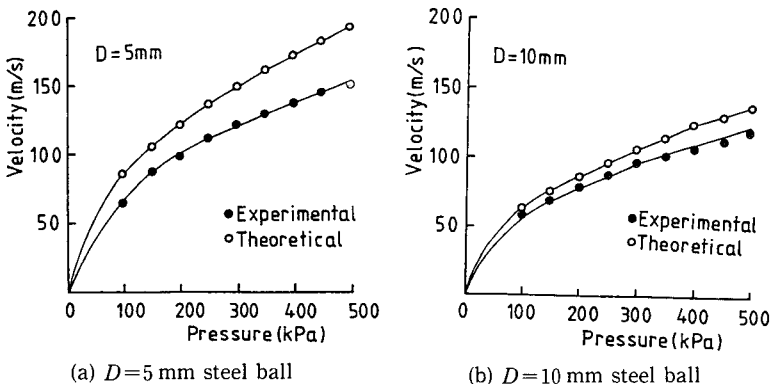


Fig. 3 Pressure-velocity relations of air gun type impact testing machine

본 연구에서는 충돌속도 60 m/s로 적층판에 수직하게 강구를 충돌시켰으며, 이때 직경 5 mm와 10 mm의 강구에 대한 충격에너지는 각각 0.9J과 7.5J에 상당한다.

(2) 충격손상 관찰

비파괴적인 방법으로 층간박리현상을 관측하기 위하여 초음파현미경(scanning acoustic microscope)을 이용하였으며, 이어서 충격점을 중심으로 절단하여 주사전자현미경(scanning electron microscope)으로 관찰하였다.

본 연구에서 이용한 반사형 초음파현미경((주) Olympus 광학공업, Model UH Pulse 100)은 pulse과 mode에서 중심주파수 10-100 MHz의 pulse과(단파)를 송신하는 것이 가능하며, 약 5분 정도의 짧은 시간동안에 가로 80 mm×세로 60 mm 내의 층간박리손상을 고화질의 화상으로 얻는 것이 특징이다. 물이 들어있는 case에 시험편의 충격면이 상부로 향하도록 고정된 다음 손상의 크기에 맞추어서 scan area를 설정하였으며, pulse과 주파수 30 MHz에서 층간계면의 박리부를 관찰하였다.

주사전자현미경 관찰은 충격점을 중심으로 절단하여 그의 횡단면과 종단면의 표면균열을 관찰하였다. Fig. 4(a)에 표시한 것과 같이 충격점을 포함하는 부분을 절단한 후, Fig. 4(b)에 표시한 것과 같이 충격점을 지나는 횡단면(1-1 단면)과 종단면(2-2 단면)을 저속다이아몬드 절단기(Beuhler Co.)로 절단하였다. 그림의 ★ 표시는 충격점을 나타내고 있다.

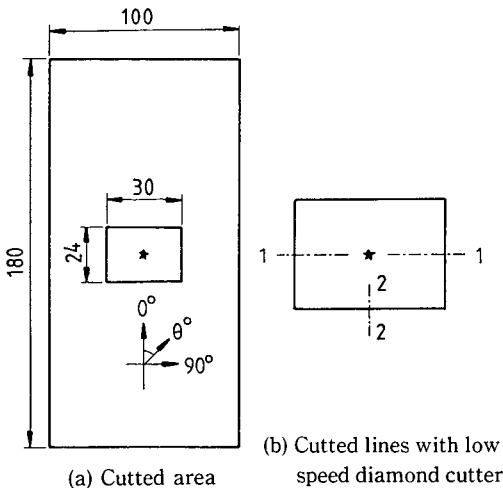


Fig. 4 Cutted area for SEM observation

3. 결과 및 고찰

적층판의 중간층 탄소섬유의 배향각 변화에 따른 충격손상역의 크기변화를 고찰해 보기 위해 직경 5 mm와 10 mm 강구를 각각 60 m/s의 충격속도로 충돌시킨 시편들의 층간박리를 초음파현미경으로 계측하였다.

Fig. 5는 충격손상을 받은 적층판의 층간계면에 발생한 박리양상을 나타내는 개략도이다. 각 층의 섬유 방향을 평행한 실선으로 표시하였고, 계면 A(0°층과 θ°층의 경계면)에 발생한 박리영역을 검은색, 계면 B(θ°층과 0°층의 경계면)에 발생한 박리영역을 흰색의 영역으로 표시하였으며, 이면층에서 충격점 직하를 가로지르는 섬유방향의 균열을 굵은 실선으로 표시하였다.

Fig. 6과 7은 직경 5 mm 및 10 mm의 강구를 사용하여 60 m/s의 동일속도로 충격을 가한 후에 초음파현미경에 의해 측정된 각 적층판의 층간계면 A와 B의 박리손상을 중첩시켜 도시한 것이다. 직경 10 mm의 강구로 충격을 받은 시험편은 계면 B의 박리부가 초음파현미경의 scan area를 벗어났다. 박리양상을 살펴보면, 계면 A의 박리는 중간층 섬유방향(θ°방향)으로, 계면 B의 박리는 이면층(0°방향) 섬유방향으로 길게 형성되어 박리영역

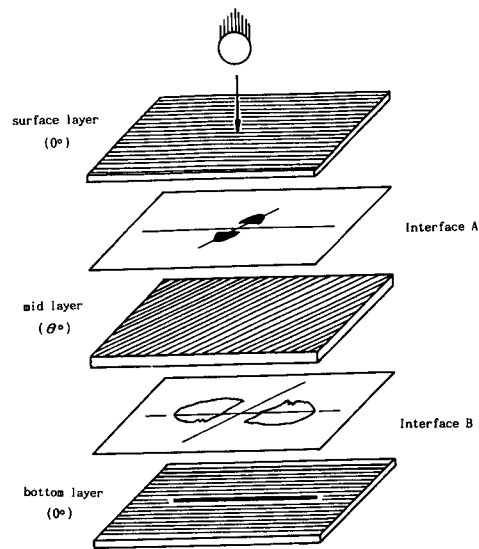


Fig. 5 Schematic diagram illustrating delamination pattern by steel ball indenter

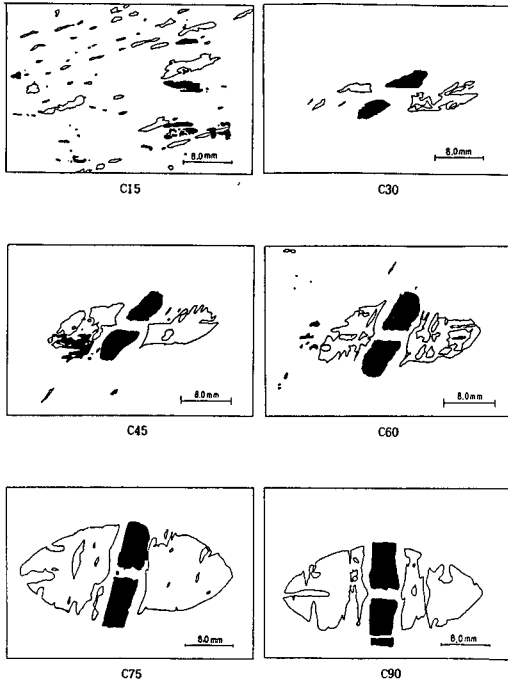


Fig. 6 Delaminations of angle-ply laminates impacted by steel ball of $D=5\text{ mm}$, $V=60.0\text{ m/s}$

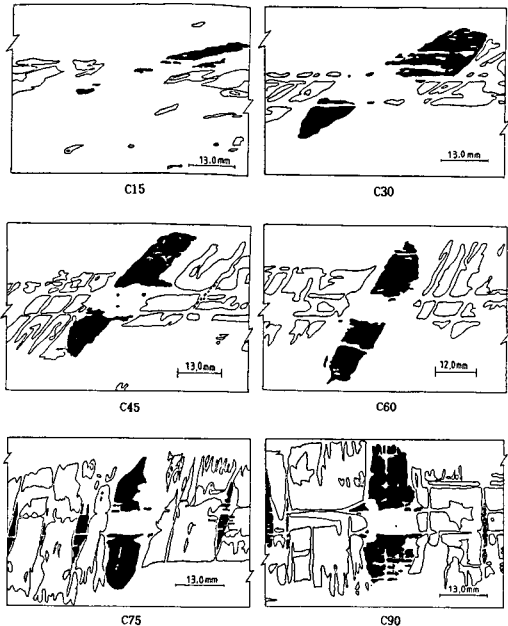


Fig. 7 Delaminations of angle-ply laminates impacted by steel ball of $D=10\text{ mm}$, $V=60.0\text{ m/s}$

의 길이방향이 박리부 하단의 섬유방향과 일치하였다. 박리는 경계면 상부층의 섬유방향을 따라서 진전하였고, 계면 A의 박리는 계면 B에서 박리가 형성되지 않은 하중점 직하의 영역내에 형성되었다. 박리형상이 좌우대칭을 이루고 계면 B에서 더 크게 발생하고 있는 것은, 적층판의 굽힘현상에 의해 박리가 진전되기 때문이라고 생각된다. 또한, 층간박리형상이 대칭을 이루는 것은 하중점 직하방에서는 전단응력이 거의 영이되나 하중점 좌우에서 높은 전단응력이 발생하며, 섬유의 배향방향이 다른 층과 층간의 계면에서는 전단강도가 낮기 때문에 박리가 일어난다고 판단되어진다.^(11,20,21) 직경 5 mm 강구보다 직경 10 mm 강구로 충격을 받은 시험판에서 더 큰 박리를 보였는데, 이는 동일속도의 경우 10 mm의 강구가 5 mm의 강구보다 8배의 충격에너지를 갖기 때문에 당연한 결과라고 생각된다.

Fig. 8은 초음파현미경 관찰결과를 종합한 것으로, 박리형상은 충격점을 중심으로 한쌍의 대칭을 이루었고, 시험편이 장방형이므로 반타원형상으로 형성되었으며, 반타원형의 기저부는 배향각 변화에 따라 상부층의 섬유방향으로 형성되었다. 즉, 섬유 배향방향으로 박리가 진전되므로 충격중심으로부터 먼 쪽의 박리가 억제되는 양상을 보였으며, 박리의 형상은 배향각에 따라서 차이를 보여 등방성 평판의 파괴와는 다른 양상을 보였다.

Fig. 9는 직경 5 mm 및 10 mm의 각구에 의해서 계면 A에 발생한 박리손상과 배향각의 관계를 도시한 것으로, 직경 5 mm의 경우는 완만하게 증가하고 있으나, 직경 10 mm의 경우는 배향각의 증가 따라 배향각 60°까지 감소를 보인 후 증가하였다. 이러한 배향각의 증가에 따른 박리손상의 감소는, 주사전자현미경 관찰결과로 미루어 볼때(Fig. 12

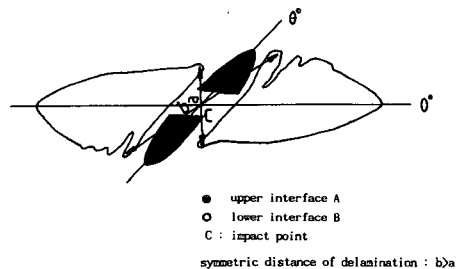


Fig. 8 Typical delamination pattern of angle-ply laminate

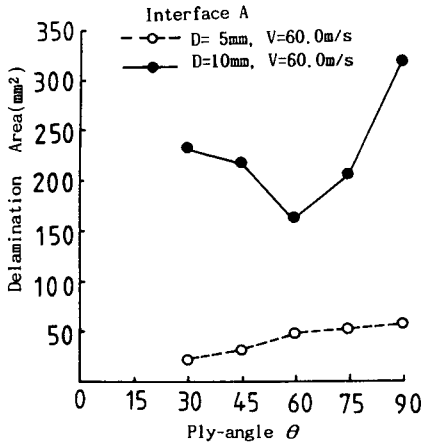


Fig. 9 The relation between the delamination area and the ply-angle on the interface A

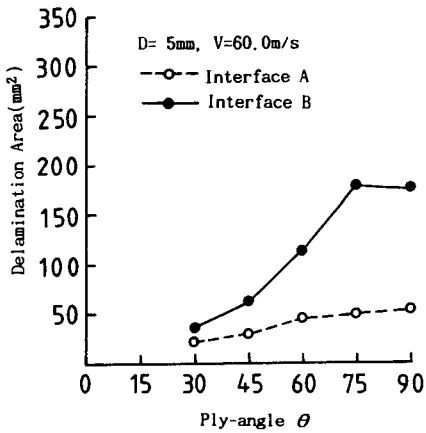


Fig. 10 The relation between the delamination area and the ply-angle impacted by steel ball of $D=5\text{ mm}$, $V=60.0\text{ m/s}$

참조), 직경 10 mm 강구 충격시는 충격에너지가 크므로 배향각이 작을 경우에는 표면층과 이면층의 섬유방향에 수직인 균열이 중간층까지 진전하게 되며, 중간층내의 충격점 직하에 중간층을 가로지르는 박리가 형성되어 충격에너지가 소모되기 때문에 계면 A의 박리가 감소되었다고 생각된다.

Fig. 10은 직경 5 mm, 속도 60 m/s의 강구로 충격시에 계면 A와 B에 발생한 박리손상과 배향각의 관계를 도시한 것이다. 중간층 섬유의 배향각이 15°인 시험편에서는 배향각이 작아서 충격손상에 의한 특징적인 박리양상이 명확히 관찰되지 않았으므로, 박리면적의 계산에서 제외하였다. 배향각의 증가에 따라 계면 A의 박리면적은 완만하게 증가하였으나, 계면 B의 박리면적은 급격하게 증가하여 배향각 75°에서 최대를 나타냈으며, 배향각 30°일 때의 약 5배에 달하였다. 계면 B의 박리가 배향각의 증가에 따라 90°일 때 최대를 보이지 않고 75°일 때 최대를 보이고 있는 것은, 배향각의 증가에 따라 적층판의 하중방향(X방향)의 면내강성이 증가하기 때문이라 생각된다.

Fig. 11은 직경 10 mm의 강구로 충격을 받는 시험편 C15의 횡단면(1-1 단면)에 대한 주사전자현미경 사진이다. 모든 시험편에서 C15에서 관찰된 중간계면 A, B의 박리, 표면층 및 이면층의 수직 균열, 중간층내의 45° 방향의 균열과 박리 등이 존재하였다. 충격점 직하의 이면층에서 시작한 수직 균열은 배향각이 작을수록 중간층 내부까지 깊숙히 진전되었고, 수직균열 선단에서 중간층내의 박리로 진전되며 각각의 균열 등이 복잡하게 연결되는 양상을 보였으며, 배향각이 증가함에 따라 점차 계면 B에서 좌우로 분기되는 양상을 보였다.

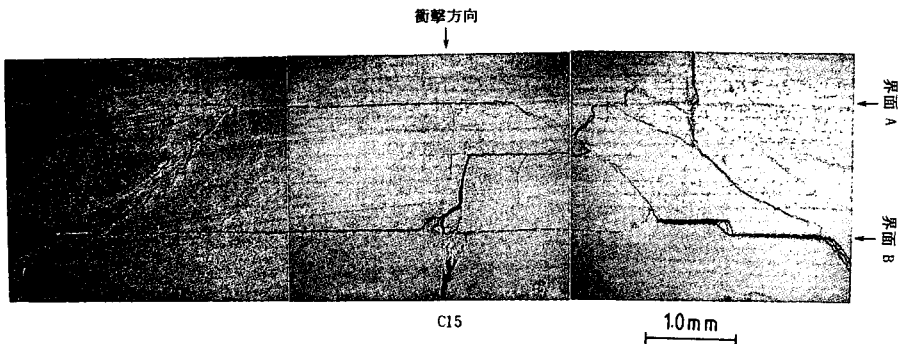
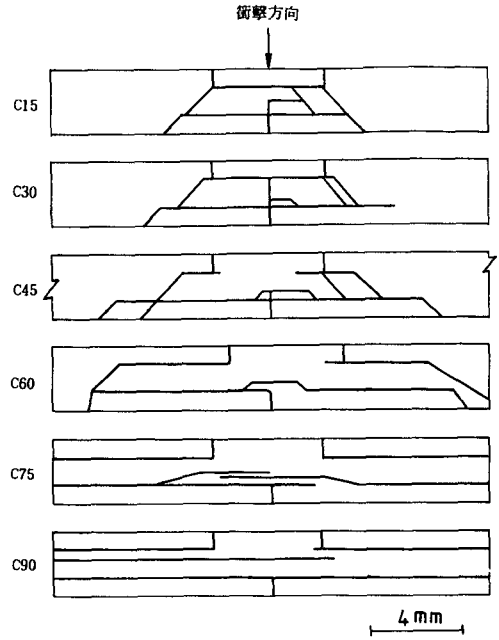


Fig. 11 SEM photos of transverse section of angle-ply laminates impacted by steel ball of $D=10\text{ mm}$, $V=60.0\text{ m/s}$

Fig. 12는 직경 10 mm 강구 충격시 각 시험편에서 Fig. 11과 같이 관찰된 1-1 단면에 발생한 균열을 개략적으로 도시해본 것이다. 충격이면층에서의 수직균열과 계면 A, B의 박리는 물론, 충격축의 0°층에 강구와의 접촉면적에 대응하는 폭 5 mm의 수직귀열이 존재하였고, 중간층의 θ° 층에 45°방향의 균열이 존재하였다. 그러나 C90 시험편에서는 45°방향의 균열이 관찰되지 않고 있는데, 이는 중간층의 섬유방향이 관찰방향에 직교하기 때문이며, 직각방향인 종단면(2-2 단면)상에서 관찰할때는 중간층내를 가로지르는 45°방향의 횡방향 균열이 존재함을 알 수 있다.

Fig. 13은 직경 5 mm의 강구로 충격을 받은 시험편 C75의 종단면(2-2 단면)에 대한 주사전자현미경 사진이다. 계면 B에서 분기된 균열은 Fig. 13(a)에서 보듯이, 중간층 내부로 역V자 형태로 진전하게 되며, C90 시험편에서는 계면 A에서 시작된 45° 방향의 횡방향 균열도 관찰된다. Fig. 13(b)는 계면 B에서 중간층으로 분기되는 기점에서의 사진인데, 이 횡방향균열은 모재수지의 균열 또는 섬유와 모재수지의 탈접합의 형태로 형성되어 있음을 알 수 있다. 즉, 중간층내에서의 균열은 섬유와 섬유 사이의 수지를 따라 진전하게 되며, 섬유의 파단은 관찰되지 않았다.



1-1 斷面

Fig. 12 Schematic diagram of transverse section of angle-ply laminates impacted by steel ball of $D=10$ mm, $V=60.0$ m/s

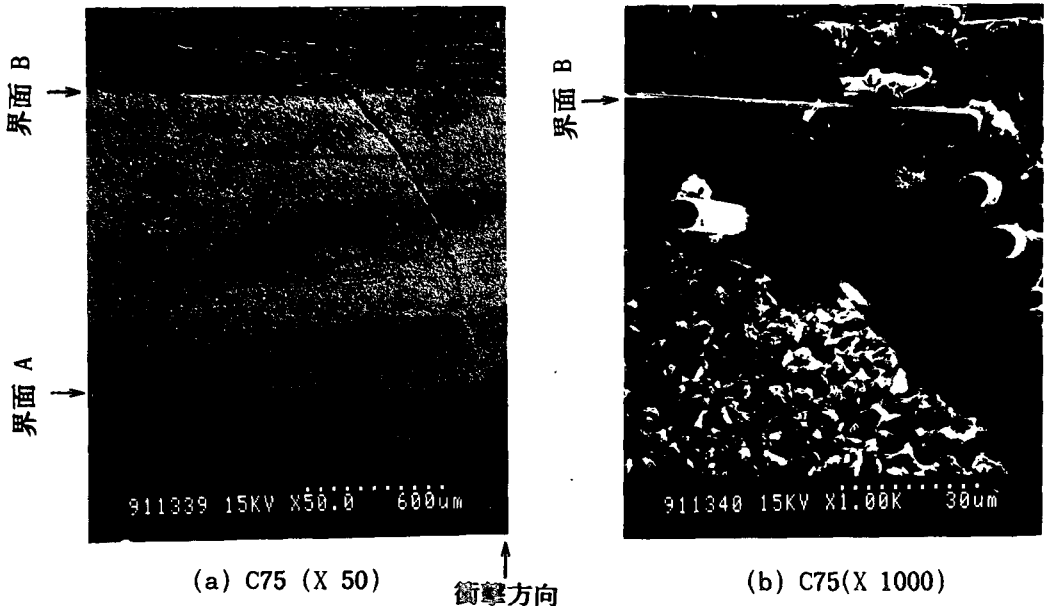
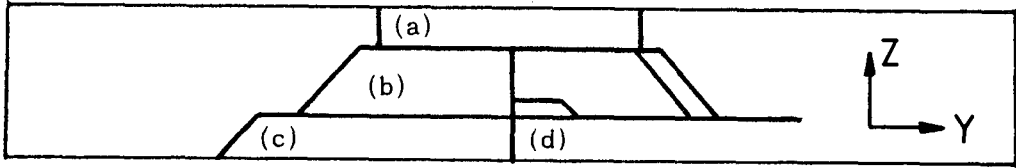


Fig. 13 SEM photos of longitudinal section of angleply laminates impacted by steel ball of $D=5$ mm, $V=60.0$ m/s



Transverse section of $[0^{\circ}_6/30^{\circ}_{10}/0^{\circ}_6]$ ($D=10\text{mm}$, $V=60.0\text{m/s}$)



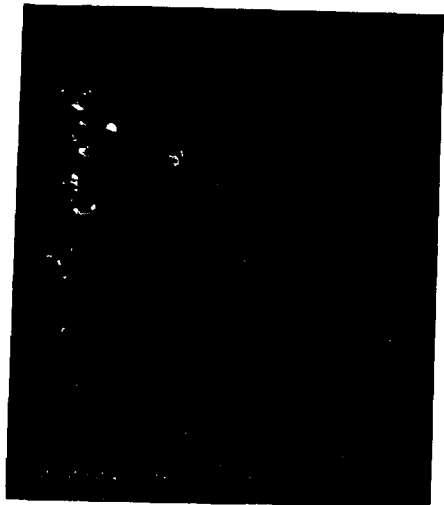
(a)



(b)



(c)



(d)

Fig. 14 Fracture surfaces for transverse section of $[0^{\circ}_6/30^{\circ}_{10}/0^{\circ}_6]$ impacted by steel ball of $D=10\text{mm}$, $V=60.0\text{m/s}$

CFRP 적층판의 저속충격에 의한 손상을 살펴보면, 충격점을 중심으로 층을 가로지르는 횡방향 균열과 층간계면의 박리가 일어나며, 주로 섬유나 층내 레진의 균열보다 층과 층 사이의 레진이 풍부한 층간계면에서 균열의 전파에 의하여 박리를 형성한다. Sinclair 등⁽¹⁴⁾은 수지의 전단에 의하여 섬유사이의 수지에서 찢어짐(laceration)이 발생한다고 하였으며, Morris 등⁽¹⁵⁾은 인장을 받는 파면에서 섬유사이의 수지에서 미세균열의 진전에 의하여 hackle mark가 형성됨을 보고하였다. Johansson 등⁽¹⁶⁾은 사교적층판의 박리부에서 톱니모양(serration)의 hackle mark가 형성되며, 섬유의 배향방향으로 균열이 전파된다고 하였다. 또한, hackle mark의 구조는 파괴시의 국부응력과 전체적인 응력상태에 의존하며, 최대주응력의 방향에 수직인 취성파면에서 hackle mark가 형성됨을 보고하였다. Smith 등은⁽¹⁷⁾ 인장(mode I)과 전단(mode II) 파괴시에 적층판 박리부를 관찰하여 인장파면에서는 river mark가 전단파면에서는 hackle mark가 형성됨을 보고하였다.

Fig. 14는 직경 10 mm 강구로 충격을 받은 배향 각 30°인 시험편의 충격점 직하의 균열부에 발생한 균열부의 주사전자현미경 사진이다. (a)는 충격점 직하의 표면층을 가로지르는 수직인 균열을 X-Z면에서 관찰한 파면이고 (b)는 중간층의 섬유방향을 따라서 관찰한 파면으로, river mark와 hackle mark가 복합된 양상을 보여 인장과 전단에 의한 파괴양상을 보였다. (c)는 이면층의 45° 방향 균열의 파면으로서 hackle mark와 섬유의 탈락으로 전단에 의한 파괴양상을 보였다. (d)는 이면층에 수직인 굽힘에 의한 균열을 X-Z면에서 관찰한 파면으로, 수지의 인장파괴에 의한 river mark가 관찰된다.

Fig. 15는 충격이면 박리부(계면 B)를 X-Y면에서 관찰한 시험편 C15의 주사전자현미경 사진이다. 중간층 섬유의 배향방향을 따라서 hackle mark가 관찰되는 것으로부터, 박리가 섬유방향을 따라 진행됨을 알 수 있다.

충격에 의하여 시험편 내부에 발생하는 손상은 초음파현미경과 주사전자현미경 관찰 결과 층간계면의 박리와 두께방향으로 진전된 균열로 대별된다. 전자의 박리손상이 섬유의 방향이 불연속적으로 변화하는 층간계면에 대칭으로 발생하고 있는 것으로부터, 이 면상에 발생한 전단응력이 박리의

발생 및 진전에 관여하고 있다고 생각된다. 후자의 두께방향으로 진전된 균열은 적층판의 준정적 굽힘상태를 가정할 경우, 표면층과 중간층에 발생한 전단응력과 인장응력이 섬유와 수지의 탈접합 및 모재수지의 균열을 일으키며, 이면층의 계면에 수직인 균열은 굽힘에 의하여 그 영역에 발생한 큰 인장응력이 원인이라고 생각된다.^(12,13,18) 이러한 2가지의 손상발생은 서로 독립하지 않으며, 층내 균열 발생과 진전이 층간박리손상에 관여하고 있다고 생각된다.

Fig. 16은 강구의 충격에 의한 충격손상을 모델링한 것으로 충격점에서 중간층의 섬유배향방향으

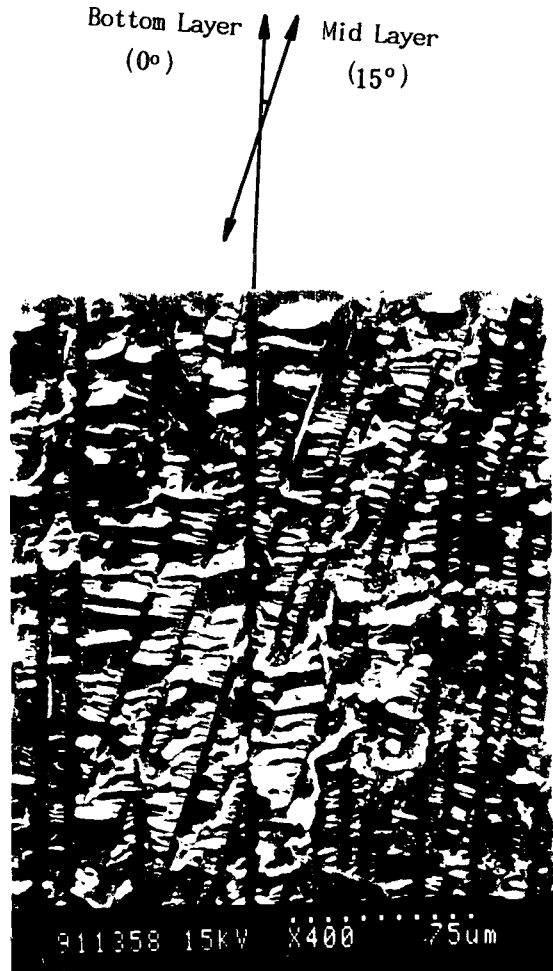


Fig. 15 SEM photos of delaminated zone for interface B of $[0^\circ/30^\circ/0^\circ]$ impacted by steel ball of $D=10$ mm, $V=60.0$ m/s

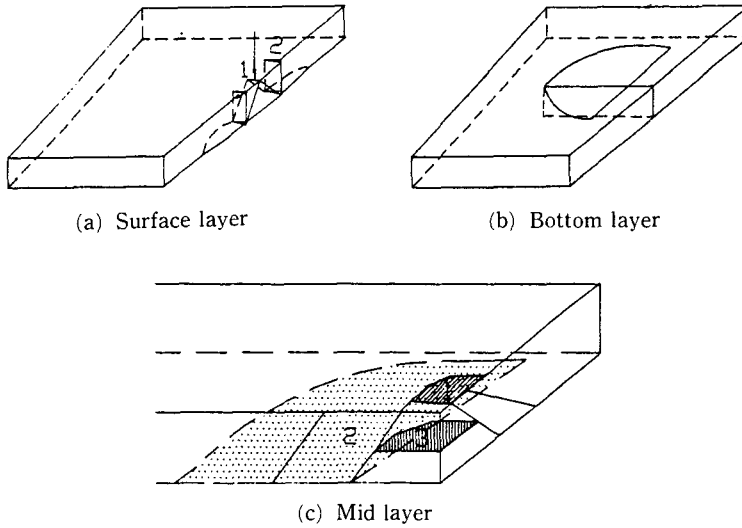


Fig. 16 Fracture model of angle-ply laminate

로 절단하여 표시하였다. Fig. 16(a)는 표면층의 균열과 계면 A의 박리를 표시한 것으로, 충격에너지가 낮을 경우에는 충격점 직하에서 45°방향으로 수직의 균열이 발생하고 있으나, 충격에너지가 클 경우에는 충격점 좌우에서 수직의 균열이 발생하고, 이 충격점 좌우에 발생한 높은 전단응력이 계면 A의 박리에 관여한다고 생각된다. Fig. 16(b)는 이면층의 수직한 균열과 계면 B의 박리를 표시한 것으로 충격직후의 준정적 굽힘상태를 가정할 경우, 시험편은 국부적으로 면내 인장상태가 되므로 충격이면에 굽힘에 의한 섬유방향을 따르는 수직의 중심균열이 발생하고, 강도가 가장 약한 층간계면을 따라서 박리가 발생한다. Fig. 16(c)는 중간층에 발생한 충격손상을 모델링한 것으로, 충격점을 중심으로 계면 B(영역 2)의 박리가 시작되는 위치에서 중간층을 가로지르는 45°방향의 횡방향 균열이 발생하고 있으며, 이는 중간층에 발생한 전단응력과 인장응력이 모재수직의 균열을 일으켰기 때문이라고 생각된다. 또한, 이 횡방향 균열이 진전되는 과정에서 중간층내의 강도가 약한 층을 따라서 박리(영역 3)가 형성되었다고 생각한다.

박리발생 mechanism을 보다 명확히 규명하기 위해서는 이론해석을 포함해서 보다 상세한 고찰이 필요하리라고 생각된다.

5. 결 론

CFRP 적층판의 중간층 섬유의 배향각 변화에 따른 저속충격시의 손상특성을 평가하기 위하여, 사교적층판 $[0^{\circ}_6/\theta^{\circ}_{10}/0^{\circ}_6]$ 에 직경 5 mm와 10 mm의 강구를 60 m/s의 속도로 충돌시킨 후 손상역의 크기 변화를 검토하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 층간계면의 박리는 섬유의 배향방향에 따른 방향성을 보였으며, 박리면적은 계면 A($0^{\circ}/\theta^{\circ}$)보다 계면 B($\theta^{\circ}/0^{\circ}$)에서 더 크게 나타났다.

(2) 중간층의 충격손상부에서는 초음파현미경으로 관찰된 층간계면 이외의 박리손상에 상당하는 균열이 관찰되었다.

(3) 박리형상은 섬유의 배향방향, 시험편의 형상, 경계조건에 크게 영향을 받았다.

(4) 충격손상을 받은 시험편 내부에서는 층간계면의 박리, 표면층의 횡방향 전단에 의한 균열, 중간층의 45° 방향의 횡방향 균열, 충격이면층의 굽힘에 의한 수직균열이 관찰되었다.

이상의 결과로부터, 적층판의 충격손상은 충격에너지, 적층구성, 적층판의 형상및 경계의 구속조건에 의존하며, 충격손상을 경감하기 위해서는 섬유의 배향각 변화에 따른 층간계면의 박리와 섬유방향의 횡방향 균열을 억제하는 것이 요구된다.

참고문헌

- (1) Greszczuk, L.B., 1973, "Foreign Object Impact Damage to Composites," ASTM STP568, pp. 1~2.
- (2) 홍창선, 1990, "복합재료의 층간파괴 실험법," 대학기계학회지, 제30권 제2호, pp. 172~179.
- (3) 石川隆司, 1991, "韓國における複合材料の研究開発の現場" 日本複合材料學會誌, Vol. 17, No. 4, pp. 165~169.
- (4) Challenger, K.D., 1986, "The Damage Tolerance of Carbon Fiber Reinforced Composite," Composite Structures, Vol. 6, pp. 295~318.
- (5) Cantwell, W.J., Curtis, P.T. and Morton, J., 1986, "An Assessment of the Impact Performance of CFRP Reinforced with High Strain Carbon Fiber," Composite Science and Technology, Vol. 25, pp. 133~148.
- (6) 武田, 1986, "複合材料의 衝擊應答と破壊(Ⅳ)," 日本複合材料學會誌, 12권2호, pp. 80~90.
- (7) 笠野英秋, 1988, "CFRP 積層複合材の内衝擊積層構成に 關する 研究," 拓殖大學研究年報 20호, pp. 5~8.
- (8) Pipes, R.B., 1989, "Interlaminar Response of Composite Materials," Elsevier Science Publishers, p. 69.
- (9) Zukas, J.A., Nicholas, T., Swift, H.F., Greszczuk, L.B. and Curran, D.R., 1981, "Impact Dynamics. A Wiley-Interscience Publication," p. 28.
- (10) Robert, M.Jones, 1975, "Mechanics of Composite Materials," McGraw-Hill, p. 31.
- (11) Clark, G., 1989, "Modelling of Impact Damage in Composite Laminates," Composites, Vol. 20, pp. 209~214.
- (12) Edward Arnold, 1972, "Impact Strength of Materials," pp. 68~72.
- (13) Chun-Gon Kim and Eui-Jin Jun, 1990, "Impact Characteristics of Composite Laminated Sandwich Structures," Composites, ICCM/VIII, Section 32-G-1-Section 32-G-8.
- (14) Sinclair, J.H. and Chamis, C.C., 1977, "Mechanical Behavior and Fracture Characteristics of Off-axis Fiber Composites," NASA Technical Paper 1081.
- (15) Morris, G.E., 1979, "Determining Fracture Directions and Fracture Origins on Failed Graphite/Eposy Surfaces," ASTM STP 696, p. 274.
- (16) Johannesson, T., Sjoblom, P. and Selden, R., "The Detailed Structure of Delamination Fracture Surfaces in Graphite/Epoxy Laminates," J. of Material Society, Vol. 19, p. 1171.
- (17) Simth, B.W. and Grove, R.A., 1987, "Determination of Crack Propagation Directions in graphite/epoxy structure," ASTM STP 948, p. 15.
- (18) Joshi, S.P. and Sun, C.T., 1987, "Impact-induced Fracture in a Quasi-isotropic Laminate," J. of Composites Technology & Research, pp. 40~46.