

〈論 文〉

同一한 衝擊에너지 條件下의 CFRP 斜交積層板의 衝擊損傷과 配向角의 關係

裴泰聖* · 笠野英秋** · 梁東律***

(1992년 1월 8일 접수)

Relations Between Impact Damage and Ply Angle Under Same Impact Energy Condition

T.S. Bae, Hideaki Kasano and D.R. Yang

Key Words : Compression After Impact Strength(殘留壓縮強度), Carbon Fiber Reinforced Plastics(炭素纖維強化 樹脂複合材料), Angle-Ply Laminate(斜交積層板), Impact-Induced Damage(衝擊損傷)

Abstract

This study investigated the compressive Young's modulus and the impact induced damage of CFRP angle-ply laminate under same impact energy condition. The specimens of angle-ply laminate composites [$0^\circ/\theta^\circ/0^\circ$] with $\theta = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ and 90° were employed, and damaged by steel balls of diameter of 5 mm and 10 mm propelled by air gun type impact testing machine. 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 compressive Young's moduli before and after impact were measured, and compared with the theoretical values calculated. The results obtained were as follows: (1) The damage areas on the interfacial boundaries showed more severe change on the back side interface than on the impact side interface with increasing ply-angle. (2) The damage areas on the interfacial boundaries became larger with increasing impact velocity or ply-angle. (3) The impact damaged zone showed the delamination on the interfacial boundaries and transverse cracks inside laminas. (4) The impact damaged zone was affected by the impactor size and speed or ply-angle under same impact energy condition. (5) Compressive Young's moduli before and after impact were lower than theoretical value, but showed a similar change according to ply-angle. (6) Compressive Young's moduli after impact were higher than those before impact, but there was no remarkable change in apparent compressive modulus after impact.

1. 序 論

*정희원, 全北大學校 齒科大學 專任講師

**日本國 拓殖大學 機械 시스템 工學科

***정희원, 全南大學校 機械工學科

CFRP 複合積層板이 航空機의 構造用材料로 實
用化되면서 가장 問題가 되는 점은 航空機의 製造,

修理, 整備中 工具의 落下 및 離着陸時 滑走路에서 떨어져지는 모래나 細石 등의 衝突로 인하여 積層板의 壓縮強度가 低下되는 점이라 할 수 있으며, 이러한 觀點에서 衝擊損傷에 의한 積層板의 損傷發生 mechanism을 糾明하려는 많은 研究 結果가 보고되었다.^(1~8)

前報⁽⁹⁾에서는 中間層 纖維의 配向角을 변화시킨 CFRP 斜交積層板[0°/θ°/0° : θ°=30°, 45°, 60°, 90°]에 同一한 衝擊速度를 갖는 直徑 5 mm 및 10 mm의 鋼球를 衝突시켰을 때의 衝擊損傷과 配向角의 關係에 대하여 考察하였다. 本報에서는 衝突粒子의 크기의 影響을 評價하기 위하여 同一한 運動 에너지를 갖는 直徑 5 mm 및 10 mm의 鋼球를 試片에 衝突시킨 후 配向角 變化에 따른 損傷域의 크기 變化를 超音波顯微鏡(SAM)과 走査電子顯微鏡(SEM)으로 觀察하였고, 衝擊에 따른 壓縮剛性의 變化를 考察하기 위하여 衝擊前後의 壓縮彈性係數를 測定하였다.

2. 積層複合材의 力學的 特性에 關한 基礎理論^(10~14)

纖維強化 一方向 prepreg의 工學的 彈性係數를 E₁, E₂, ν₁₂, ν₂₁, G₁₂라 하면, 換算剛性(reduced stiffness) Q₁₁, Q₁₂, Q₂₂, Q₆₆은 工學的 彈性係數를 이용하여 일반적으로 식(1)로 표시할 수 있다.

$$Q_{ij} = Q_{ij}(E_1, E_2, \nu_{12}, \nu_{21}, G_{12}) \quad (1)$$

여기에서, 1은 纖維方向, 2는 纖維와 直角方向이다.

纖維方向(1方向)에 대해서 각도 θ만큼 傾斜진 方向을 X方向(荷重方向), 直角方向을 Y方向으로 하는 새로운 座標系에 대한 彈性係數를 Q_{ij}[°]라 하면, 이 彈性係數는 Q_{ij}와 각도 θ의 함수인 식(2)로 표시된다.

$$Q_{ij}^{\circ} = Q_{ij}^{\circ}(Q_{k1}, \sin\theta, \cos\theta) \quad (2)$$

Fig. 1에 표시한 것과 같이 prepreg sheet를 纖維方向을 고려해서 n枚 적층한 평판을 고려하자. 積層板에 작용하는 面內合應力成分 {N}과 板中央面에 발생하는 面內變形率成分 {ε⁰} 사이에는 식(3)의 關係가 성립한다.

$$\{N\} = [A_{ij}]\{\epsilon^0\} \quad (3)$$

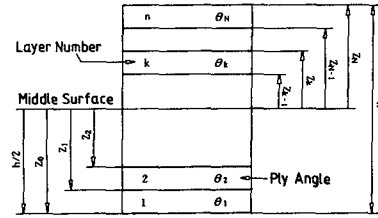


Fig. 1 Geometry of an n-layered angle-ply laminate

여기에서, A_{ij}를 面內剛性이라 한다.

이 積層板의 面內剛性は k번째 prepreg sheet 層의 纖維方向이 X축과 θ_k만큼 傾斜져 있다고 하면 식(4)로 표시된다.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q_{ij}^{\circ})_k (Z_k - Z_{k-1}) \quad (4)$$

여기에서, (Q_{ij}[°])_k는 식(2)에서 θ=θ_k일 때의 값이다.

斜交積層板은 거시적으로는 異方性 彈性體이므로 積層理論에 의한 面內剛性 A_{ij}와 두께 t를 고려하여 積層板의 剛性 Q_{ij}[°]를 구하면 식(5)로 주어진다.

$$Q_{ij}^{\circ} = A_{ij}/t \quad (5)$$

이상의 결과로부터 斜交積層板의 工學的 彈性係數를 구하면 식(6)으로 주어진다.

$$\begin{aligned} E_x &= |Q_{11}^{\circ}| / (Q_{22}^{\circ} Q_{66}^{\circ} - Q_{26}^{\circ 2}) \\ E_y &= |Q_{22}^{\circ}| / (Q_{11}^{\circ} Q_{66}^{\circ} - Q_{16}^{\circ 2}) \\ G_{xy} &= |Q_{12}^{\circ}| / (Q_{11}^{\circ} Q_{22}^{\circ} - Q_{12}^{\circ 2}) \\ \nu_{xy} &= (Q_{12}^{\circ} Q_{66}^{\circ} - Q_{16}^{\circ} Q_{26}^{\circ}) / (Q_{22}^{\circ} Q_{66}^{\circ} - Q_{26}^{\circ 2}) \\ \eta_{xy} &= (Q_{12}^{\circ} Q_{26}^{\circ} - Q_{22}^{\circ} Q_{16}^{\circ}) / (Q_{22}^{\circ} Q_{66}^{\circ} - Q_{26}^{\circ 2}) \end{aligned} \quad (6)$$

3. 試驗片의 製作

試驗片은 一方向 炭素纖維 prepreg HYEJ12(化成 Fiberite; 炭素纖維 : 引張強度=4.22~4.27 GPa, 縱彈性係數=231~233 GPa; epoxy 樹脂 948 A1; resin/composite=35%)를 構成素材로 하였다. Table 1은 prepreg sheet의 彈性的 性質을 나타내는 포로서 纖維方向과 比較할 때 直角된 方向의 彈性係數가 매우 낮음을 알 수 있다. 本 研究에서는 Table 2에 表示한 積層構成을 갖는 4종류 斜交積層板을 채택하였다. 각 試驗片들의 내부를 크게 3부분으로 나눌 경우, 表面層과 裏面層에서는 6

Table 1 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 2 Classification of specimen

Code	Stacking sequence
C30	$0^\circ_6/30^\circ_{10}/0^\circ_6$
C45	$0^\circ_6/45^\circ_{10}/0^\circ_6$
C60	$0^\circ_6/60^\circ_{10}/0^\circ_6$
C90	$0^\circ_6/90^\circ_{10}/0^\circ_6$

매의 prepreg의 纖維方向이 壓縮荷重方向(0°)과 일치하도록 積層하였고, 中間層에서는 prepreg의 纖維方向이 荷重方向에 대해서 θ° ($=30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$)斜交되도록 하였다. 積層이 완료된 평판을 autoclave에 넣고 壓力 3 kg/cm^2 , 溫度 $120\sim 130^\circ\text{C}$ 에서 1시간 熱硬化하여 成形시켰으며, 각각의 試驗片을 얻기 위하여 다이아몬드 절단기로 절단하여 가로 100 mm ×세로 180 mm 의 長方形 平版으로 製作하였다.

4. 實驗方法

4.1 衝擊試驗

본 研究에서는 Fig. 2에 표시한 air gun type 衝擊試驗機를 이용하여 鋼球를 試驗片의 中央에 垂直하게 衝突시켰다. NASA 규격⁽¹⁵⁾을 參考해서 試驗片의 주위가 固定되도록 設計製作한 試片固定臺에 試驗片을 固定하고 (Fig. 3), 試驗片의 한 中央에 鋼球가 衝突될 수 있도록 試片固定臺를 총열전방에 설치한 다음, 發射 button을 눌러 試驗片의 表面에 垂直하게 鋼球를 衝突시켰다. 이 때의 衝突速度는 총열 (barrel)의 선단에 300 mm 간격으로 설치된 laser 速度檢出計에 의하여 測定된다. 본 研究에서는 衝擊에너지 $2J$ 를 대상으로 하여 直徑 5 mm ($0.5g$) 鋼球의 衝突速度는 약 90 m/s , 直徑 10 mm ($4.0g$) 鋼球의 衝突速度는 약 30 m/s 로 衝擊荷重을 가하였다.

4.2 衝擊損傷 觀察

衝擊後 각 試驗片 內部的 層間 剝離損傷을 反射

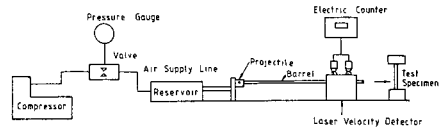


Fig. 2 Schematic drawing of air gun type impact testing machine

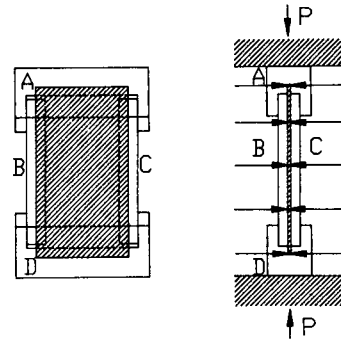


Fig. 3 Schematic diagram of jig

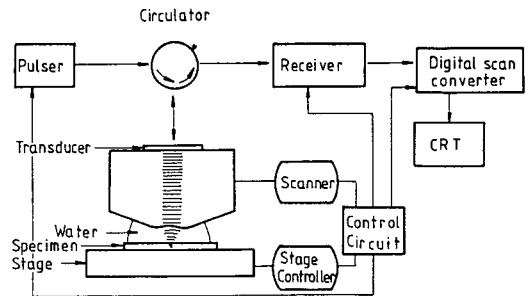
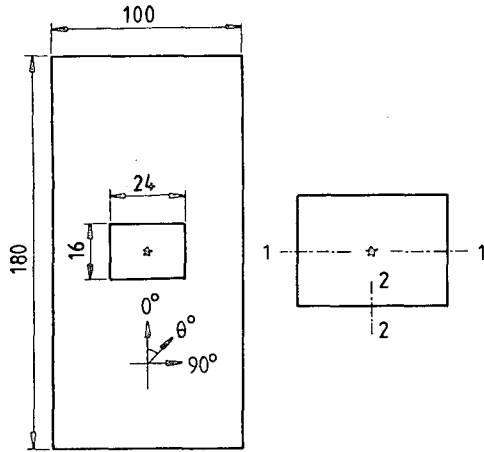


Fig. 4 Schematic diagram of scanning acoustic microscope

型 超音波顯微鏡 (Model UH Pulse 100 ; Fig. 4)을 사용하여 pulse波 周波數 30 MHz 에서 관찰하였으며, 이어서 衝擊點을 포함하는 부분을 저속다이아몬드 절단기로 切斷하여 그의 橫斷面(1-1斷面)과 縱斷面(2-2 斷面)의 表面龜裂을 走査電子顯微鏡 (scanning electron microscope)으로 觀察하였다. Fig. 5는 절단부의 크기를 표시하며, 그림의 ★ 표시는 衝擊點을 나타내고 있다.

衝擊에 의하여 發生한 剝離損傷域의 크기는 橫方向龜裂을 고려하지 않으면 곧 損傷에너지와 等值될 수 있으므로, 層間界面에 發生한 剝離部의 크기와 面積을 image analyzer 이용하여 定量的으로 計測하였으며, 剝離의 크기는 衝擊試驗時에 層間界面에 형성되는 전형적인 剝離形狀을 중심으로 그의 폭과



(a) Cutted area, (b) Cutted lines with low speed diamond cutter
Fig. 5 Cutted area for SEM observation

Table 3 The dimensions of delamination pattern of angle-ply laminates impacted by D=5 mm, V=90.0 m/s

Specimen	Dimensions of delamination pattern(mm)			
	Interface A		Interface B	
	a	b	c	d
C30	6.5	23.7	13.0	51.0
C45	6.5	23.7	17.8	55.7
C60	8.3	23.7	19.6	56.9
C90	9.5	24.3	23.4	68.1

퓨터로 계산하였고, 그 결과를 graphic terminal (Cyber 910 W/S 4Mb)을 사용하여 圖示하였다.

4.4 衝擊前後의 壓縮試驗

Fig. 3의 試片固定臺에 試驗片(θ=30°, 45°, 60°, 90°)을 고정시킨 후, 最大容量 98kN의 材料試驗機를 사용하여 cross-head speed 0.1 mm/min로 壓縮荷重을 가하였으며, 매 1kN마다의 壓縮變形率을 測定하였다. 이때의 變形率은 試驗片 양면 중심으로부터 가로 20 mm, 세로 15 mm의 위치에 荷重方向과 일치되도록 부착시킨 單軸 strain gauge를 靜變形率 測定器에 結線하여 測定하였다. 壓縮最大荷重을 60kN으로 設定하였지만, 座屈에 의한 굽힘變形率이 크게되는 境遇에는 즉시 試驗을 終了하였다. 測定된 結果를 應力-變形率의 關係로 圖示하였으며, 應력과 變形率이 線形的인 關係를 나타내는 구간(n=10~30)을 선택하여 直線回歸式(7)을 적용하여 壓縮彈性係數를 계산하였다.

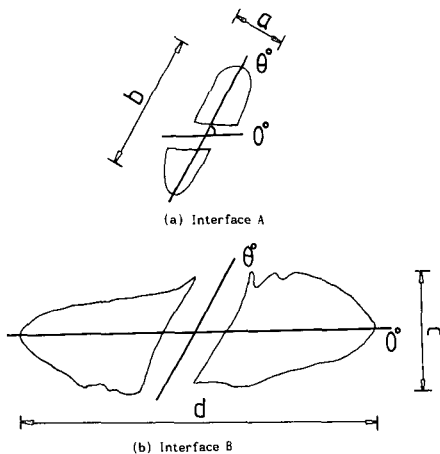


Fig. 6 Measurement of delamination pattern

길이를 測定하였다. 界面 A의 剝離部는 中間層 纖維의 配向方向으로 形成되므로 Fig. 6(a)에 표시한 것과 같이 中間層 纖維의 配向方向으로 θ° 회전한 상태에서 그의 폭 a와 길이 b를 測定하였고, 界面 B의 剝離部는 裏面層의 纖維方向으로 形成되므로 Fig. 6(b)에 표시한 것과 같이 裏面層의 纖維方向에서 그의 폭 c와 길이 d를 測定하였다.

4.3 古典積層理論에 依한 彈性係數의 計算

Table 1에 표시한 prepreg sheet의 工學的 彈性係數를 식(1)~(6)에 대입하여 배향각 변화에 따른 斜交積層板의 X-Y 방향의 工學的 彈性係數를 計

$$E_x = \frac{m \sum \epsilon \sigma - \sum \epsilon \sum \sigma}{m \sum \epsilon^2 - (\sum \epsilon)^2} \quad (7)$$

여기에서, σ는 壓縮應力, ε는 strain gauge의 變形率, m은 彈性係數의 계산에 이용된 측정치의 수를 표시한다.

5. 結果 및 考察

5.1 衝擊損傷 觀察

Fig. 7은 直徑 5 mm 및 10 mm의 鋼球에 의하여 同一한 衝擊에너지(2J)로 衝擊荷重을 받은 試驗片 내부의 層間界面 剝離損傷에 대한 超音波顯微鏡 寫眞을 중첩시켜 도시한 것으로, 界面 A(0°層과 θ°

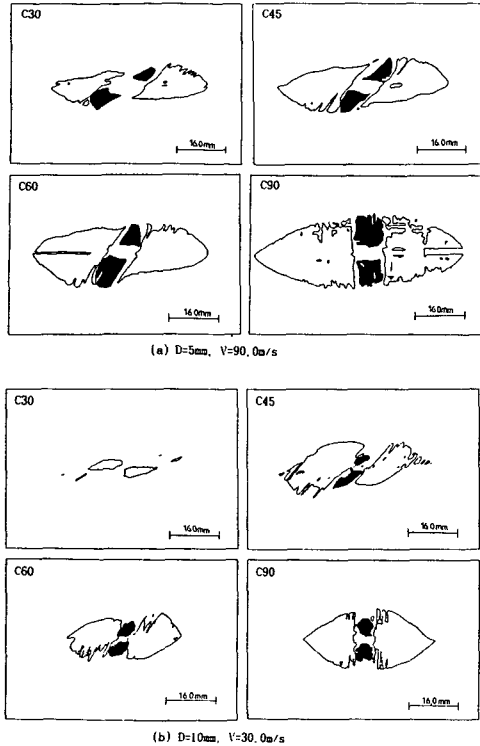


Fig. 7 Delaminations of angle-ply laminates impacted by steel balls of $D=5\text{ mm}$, $V=90.0\text{ m/s}$ and $D=10\text{ mm}$, $V=30.0\text{ m/s}$

層의 境界面)에 발생한 剝離領域을 검은색, 界面 B(θ° 層과 0° 層의 境界面)에 발생한 剝離領域을 흰색의 領域으로 표시하였다. C30 試驗片의 界面 A에서는 直徑 10 mm 鋼球의 衝擊時 剝離領域이 발견되지 않았다. 界面 A의 剝離는 中間層 纖維方向(θ° 方向)으로, 界面 B의 剝離는 裏面層 纖維方向(0° 方向)으로 가늘고 길게 형성되었으며, 그 크기는 界面 A에 비해서 界面 B의 쪽이 컸고, 直徑 10 mm 鋼球보다 直徑 5 mm 鋼球로 衝擊을 받은 試驗片에서 더 크게 나타났다. 剝離部의 龜裂 進展方向을 살펴보면, 界面 B의 龜裂進展方向은 中間層의 纖維方向으로 進展되어 同一한 衝擊速度 條件⁹⁾과 一致하고 있으나, 界面 A에서는 直徑 5 mm 鋼球 衝擊時 表面層의 纖維方向으로 進展되지 않고 中間層의 纖維方向으로 進展되어 差異를 보였으며, 그 理由는 큰 衝擊速度 때문에 中間層 纖維方向의 剪斷應力이 크게 增加되었기 때문이라고 생각된다.

Table 3과 4는 2J의 同一한 衝擊에너지로 衝擊을 가하였을 때 형성되는 剝離損傷의 크기를 Fig.

Table 4 The dimensions of delamination pattern of angle-ply laminates impacted by $D=10\text{ mm}$, $V=30.0\text{ m/s}$

Specimen	Dimensions of delamination pattern(mm)			
	Interface A		Interface B	
	a	b	c	d
C30	5.9	23.1
C45	5.6	16.0	18.4	48.6
C60	6.2	1367	15.7	37.9
C90	5.9	14.5	20.1	43.3

6에 表示한 대로 計測한 치수로서 界面 A의 剝離가 界面 B의 剝離領域 사이에 形成되므로 損傷領域은 界面 B에 形成된 剝離의 크기(즉, 폭과 길이)로 評價할 수 있으리라 생각된다. 配向角 變化에 따라 剝離 損傷域은, 直徑 5 mm 鋼球 衝擊時 폭(c) 23.4 mm, 길이(d) 68.1 mm, 直徑 10 mm 鋼球 衝擊時 폭(c) 20.1 mm, 길이(d) 48.6 mm의 領域內에 形成되어, 鋼球의 質量이 작고 衝擊速度가 빠른 直徑 5 mm 鋼球로 衝擊을 받은 試驗片에서 더 크게 나타났다. 즉, 剝離形狀은 界面 A의 剝離는 類似한 形狀을 보였으나, 界面 B의 剝離는 橢圓 形狀의 폭 c에 비하여 길이 d가 크게 增加하였다.

Table 5는 Fig. 7의 超音波顯微鏡 寫眞을 image analyzer를 이용하여 測定한 剝離面積을 나타내며, 이를 Fig. 8에 界面 A와 B의 剝離面積과 配向角의 關係로서 圖示하였다. 界面 A의 剝離面積은 配向角의 增加에 따라 完만하게 增加하였으나, 界面 B의 剝離面積은 直徑 5 mm 鋼球 衝擊時는 配向角의 增加에 따라서 큰 增加를 보였고, 直徑 10 mm 鋼球 衝擊時도 C45 試驗片을 除外하고는 配向角의 增加에 따라 剝離面積이 增加하여, 衝擊損傷이 配向角의 增加에 따라 增加하는 樣相을 보였다. 直徑 10 mm 鋼球 衝擊時 C45 試驗片에서 剝離面積이 크게 增加하는 理由는 衝擊速度가 30.0 m/s로 낮아서 壓力計의 調節 過程中에 약간의 잘못이 있었다고 생각된다. Hertz의 接觸理論을 적용한 衝擊力의 時間 變化로부터, Matsumoto 등^{5,16-17)}은 衝擊力의 最大值가 直徑 10 mm 鋼球 衝擊時보다 直徑 5 mm 鋼球衝擊에서 약 1.5배에 달함을 보고하였으며, 層間界面의 剝離面積이 작용한 衝擊量보다

Table 5 The relation between delamination area and ply angle under same impact energy condition (2J)

Specimen	D=5mm, V=90.0 m/s		D=10 mm, V=30.0 m/s		Area ratio	
	Interface A S _{A5} (mm ²)	Interface B S _{B5} (mm ²)	Interface A S _{A10} (mm ²)	Interface B S _{B10} (mm ²)	S _{A5} /S _{A10}	S _{B5} /S _{B10}
C30	57.0	256.9	*	40.9	*	6.3
C45	68.1	421.8	31.0	330.2	2.2	1.3
C60	93.1	511.3	26.5	244.2	3.5	2.0
C70	121.4	669.6	42.5	343.7	2.9	1.9

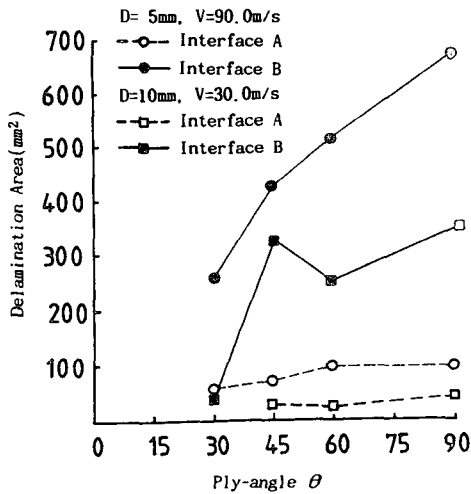


Fig. 8 The relation between delamination area and ply-angle impacted by steel balls of D=5 mm, V=90.0 m/s and D=10 mm, V=30.0 m/s

衝擊力의 최대값에 비례하여 增加함을 보고하였는데, 그 樣相은 본 研究의 결과와 일치하였다.

Fig. 9와 10은 直徑 5 mm 및 10 mm의 鋼球로 衝擊에너지 2J의 條件에서 衝擊을 받은 斜交積層板의 龜裂樣相을 衝擊點을 포함하는 部分의 橫斷面(1-1 斷面)과 縱斷面(2-2 斷面)의 走査電子顯微鏡 寫眞으로부터 개략적으로 圖示하였다. 橫斷面에서 衝擊點을 中心으로 各層에 나타나는 龜裂을 살펴보면, 層間界面의 剝離에 의한 龜裂, 表面層의 45° 方向의 樹脂龜裂, 中間層을 가로지르는 逆V字樣相의 橫方向 龜裂, 裏面層에 垂直한 龜裂, 中間層의 剝離에 의한 龜裂이 觀察되고^(2,18-19), 縱斷面에서는 層間界面의 剝離에 의한, 中間層을 가로지르는 橫方向 龜裂, 中間層의 界面에 平行한 剝離에 의한 龜裂이 觀察되며, 이것은 同一한 衝擊速度 條件⁽⁹⁾과 부합된다. 橫斷面에서 層間界面에 발생하는

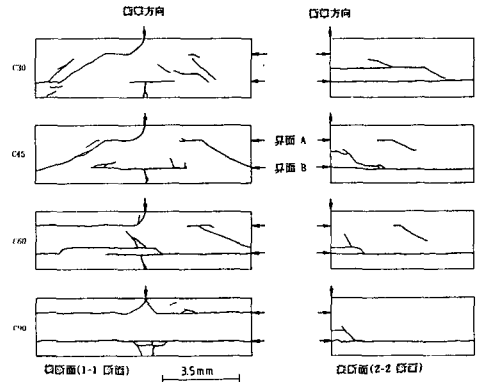


Fig. 9 Schematic diagram of transverse and longitudinal sections for angle-ply laminates impacted by steel ball of D=5 mm, V=90.0 m/s

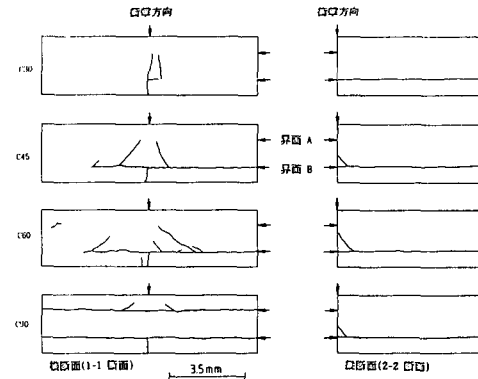


Fig. 10 Schematic diagram of transverse and longitudinal sections for angle-ply laminates impacted by steel ball of D=10 mm, V=30.0 m/s

剝離에 의한 龜裂은 界面 A보다 界面 B에서 더 크게 나타났고, 衝擊速度가 작은 直徑 10 mm 鋼球 衝擊時보다 衝擊速度가 큰 直徑 5 mm 鋼球 衝擊時에 더 크게 나타났다. 또, 衝擊點 直하의 界面 A

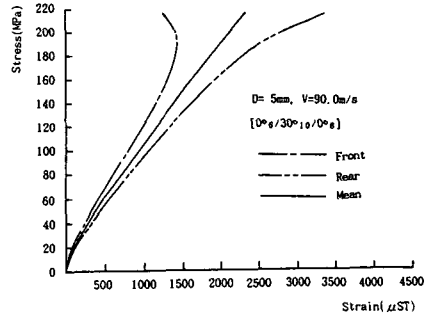
에서는 龜裂이 보이지 않는데, 이것은 剝離領域이 中央部에서 두결되고, 左右對稱을 이루며, 中間層纖維의 配向方向으로 形成되어 있는 것 등과 부합되며, 超音波顯微鏡 觀察 結果와 일치하고 있다. 橫斷面上(1-1 斷面)에서 中間層을 가로지르는 橫方向龜裂은 衝擊速度가 작은 直徑 10 mm 鋼球 衝擊時 衝擊點 直下の 좁은 領域내에서 界面 B에서 시작된 逆V字 樣相의 橫方向龜裂이 界面 A에 도달하고 있으며, 配向角의 增加에 따라 龜裂의 폭이 증가하였다. 또한, 衝擊速度가 큰 直徑 5 mm 鋼球 衝擊時는 兩界面의 層間剝離에 의한 龜裂과 연결되어 있으며, 界面 A 또는 界面 B에서 시작되어 반대쪽 界面에 도달하고 있으나, C90 試驗片에서는 어느 경우에도 中間層內에서 이같은 橫方向龜裂이 觀察되지 않고, 界面의 剝離에 의한 層間龜裂은 兩界面을 따라서 진행하고 있다.

以上の 結果로부터, 斜交積層板의 衝擊破壞 樣相을 평가하면, 다음과 같이 要約된다. 表面層에서는 衝擊點에 가까운 부분에서 鋼球의 衝擊에 의한 橫方向 剪斷 龜裂이 發生하고, 裏面層에서는 試驗片의 굽힘에 의하여 局部的 面內引張狀態가 되므로 纖維方向을 따르는 樹脂의 中心龜裂이 發生하며, 強度가 약한 層間界面을 따라서 剝離가 發生한다고 생각된다. 또한, 衝擊點에 가까운 中間層內에 발생한 높은 剪斷應力과 引張應力이 母材樹脂의 龜裂을 일으켜 層을 가로지르는 45° 方向의 橫方向 龜裂이 發生하였다고 생각된다.

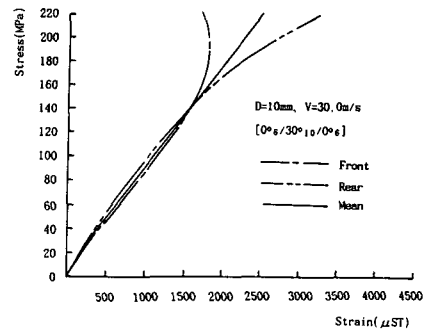
5.2 衝擊前後의 壓縮彈性係數

本 研究에서 사용한 CFRP 積層材는 두께가 2.8 mm로 얇으므로, 引張試驗은 gripping에 어려움이 따른다. 또, CFRP 積層材를 航空機體에 사용할 境遇, 압출력을 받는 상태에서 低速 衝擊損傷을 받을 수 있으므로, 衝擊損傷이 壓縮特性에 미치는 影響을 평가하고자 하였으며, 座屈을 抑制하기 위해 試驗片의 周圍를 固定한 狀態에서 壓縮試驗을 실시하였다.

Fig. 11은 直徑 5 mm와 10 mm의 鋼球를 사용하여 衝擊에너지 2J로 衝擊을 받은 斜交積層板[0°/30°₁₀/0°]의 應力과 變形率의 關係를 표시하고 있다. 變形率이 작은 범위에서는 兩面의 變形率은 대략 同等한 應力變形率의 關係로 線形的인 關係를 나타내지만, 變形率이 增加함에 따라 이들의 차이가 커져서, 應力-變形率의 關係는 非線形的인 곡



(a) Compression after impact (D=5 mm, V=90.0m/s)



(b) Compression after impact (D=10 mm, V=30.0 m/s)

Fig. 11 Compressive stress-strain responses for the back-to-back strain gauged CFRP angle-ply laminates

선이 되므로 試驗片에 굽힘이 일어난다는 것을 알 수 있다. 그러나, 이들의 平均을 취하면, 應力-變形率의 關係는 대략 線形的인 關係를 나타내므로, 이 線形的인 關係로부터 積層板의 彈性係數를 구하였다.⁽¹²⁾

Table 6은 衝擊前後의 壓縮試驗 結果로부터 계

Table 6 Experimental axial Young's moduli before and after impact for CFRP angle-ply laminates

Specimen	Compressive Young's modulus Ex (GPa)		
	CBI	CAI	
		D=5mm, V=90.0m/s	D=10mm, V=30.0m/s
C30	71.4	96.8	82.3
C45	62.3	67.0	64.5
C60	59.8	67.1	66.1
C90	58.5	78.4	77.6

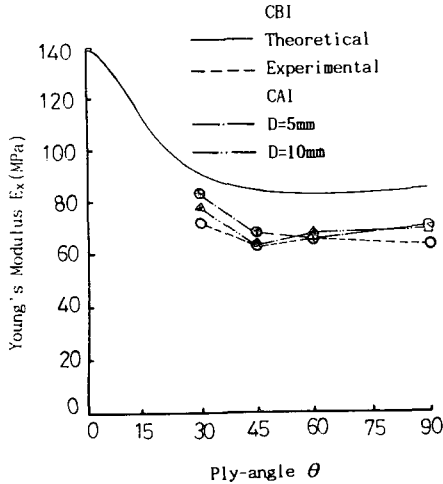


Fig. 12 The relations between theoretical and experimental axial Young's modulus and ply-angle for CFRP angle-ply laminates

산한 겉보기 壓縮彈性係數이며, Fig. 12는 이를 配向角의 변화에 따라 理論彈性係數와 함께 圖示한 것이다. 衝擊前後의 壓縮彈性係數는 理論值보다 작은 값을 보였지만, 배향각의 변화에 따른 定性的인 傾向은 잘 일치하고 있다. 理論的으로 計算한 結果值보다 實驗值가 낮은 이유를 살펴보면, 本 研究에서 사용한 CFRP 積層材는 길이에 비해서 두께가 얇으므로 작은 壓縮荷重條件下에서도 굽힘이 발생하며, 偏心效果 또는 座屈에 의하여 壓縮과 굽힘破壞의 樣相을 나타내므로 실제 壓縮強度보다 낮게되며, 이 때문에 剛性이 低下되었다고 생각된다.⁽¹²⁾ 衝擊後의 壓縮彈性係數는 衝擊前에 비하여 조금 높게 나타났으며, 또한, 衝擊後의 壓縮彈性係數는 直徑 10 mm의 경우보다 直徑 5 mm의 鋼球에 의해서 衝擊을 받은 試驗이 더 높은 값을 나타냈는데, 이는 Table 3과 4로부터 알 수 있듯이 剝離損傷域이 strain gauge가 부착된 부분에 인접하여 있으므로, 충분한 荷重의 傳達이 이루어지지 않았기 때문이라고 생각되며, 실제로는 低速衝擊에 의한 剛性의 增加는 거의 없으리라고 생각된다.⁽²⁰⁾

6. 結 論

同一한 衝擊에너지 條件下에서 CFRP 斜交積層板의 積層構成에 따른 衝擊損傷과 衝擊前後의 壓縮彈性係數를 實驗的으로 考察하였다. $[0^{\circ}_6/\theta_{10}/0^{\circ}_6]$ 의 積層構成을 가진 CFRP 斜交積層平板에 直徑 5

mm 및 10 mm의 鋼球로 衝擊荷重을 가한 후 衝擊損傷을 超音波顯微鏡과 走査電子顯微鏡으로 觀察했으며, 積層理論에 의한 彈性係數와 衝擊前後의 壓縮彈性係數를 比較한 結果, 다음과 같은 結論을 얻었다.

- (1) 配向角의 增加에 따라서 界面 A의 剝離領域은 緩慢하게 增加하였으나, 界面 B의 剝離領域은 急激하게 增加하였다.
- (2) 剝離領域은 衝擊速度가 빠르고 纖維의 配向角이 크게 될수록 增加하였다.
- (3) 衝擊에 의하여 試驗片 內部에는 層間界面의 剝離와 두께方向으로 進展된 龜裂이 觀察되었으며, 이것은 鋼球의 速度와 配向角이 크게 될수록 넓게 擴散되었다.
- (4) 同一한 衝擊에너지로 衝擊을 받더라도 鋼球의 크기와 速度에 따라서 損傷領域이 다르게 나타났다.
- (5) 衝擊前後의 壓縮彈性係數는 理論值가 實驗치보다 크게 나타났으나, 配向角의 변화에 따라 理論值와 實驗值간에 유사한 변화를 보였다.
- (6) 衝擊後의 壓縮彈性係數는 衝擊前보다 조금 높은 값으로, 低下를 보이지 않았다. 따라서 衝擊損傷에 의한 剛性의 低下는 거의 일어나지 않는 것으로 생각된다.

참고문헌

- (1) Cristescu, N., Malvern, L.E. and Sierakowski, R.L., 1975, "Failure Mechanism in Composite Plates Impacted by Blunt-Ended Penetrators," Foreign Object Impact Damage to Composites, ASTM STP 568, American Society for Testing and Materials, pp. 159~172.
- (2) Joshi, S.P. and Sun, C.T., 1985, "Impact Induced Fracture in a Laminated Composite," Journal of Composite Materials, Vol. 19, pp. 51~65.
- (3) Joshi, S.P. and Sun, C.T., 1987, "Impact Induced Fracture in a Quasi-Isotropic Laminate," Journal of Composite Technology and Research, Vol. 9, pp. 40~46.
- (4) 笠野英秋, 1988, "CFRP 積層複合材의 耐衝擊 積層構成에 關する 研究," 拓殖大學研究年報 20 號, pp. 5~8.

- (5) Matsumoto, H., Adachi, T. and Ujihashi, S., 1989, "Static and Impact Induced Damage of CFRP Laminates," Tokyo Institute of Technology, pp. 31~39.
- (6) Clark, G., 1989, "Modelling of Impact Damage in Composite Laminates," Composites, Vol. 20, pp. 209~214.
- (7) Chun-Gon Kim and Eui-Jin Jun, 1990, "Impact Characteristics of Composite Laminated Sandwich Structures," Composites, ICCM/VIII, Section 32-G-1-Section 31-G-8.
- (8) Cantwell, W.J. and Morton, J., 1990, "Impact Perforation of Carbon Fibre Reinforced Plastic," Composite Science and Technology, Vol. 38, pp. 119~141.
- (9) 笠野英秋, 裏泰聖, 春日幸生, 1991, "CFRP 斜交積層板の衝撃損傷と斜交角の関係," 日本複合材料學會 研究發表講演會.
- (10) D. ハル著/宮入裕夫, 池上皓三, 金原勳 共譯, 1983, "複合材料入門," 培風館.
- (11) Robert, M. Jones, 1975, "Mechanics of Composite Materials," McGraw-Hill.
- (12) Carlsson, L.A. and Pipes, R.B., 1988, "Experimental Characterization of Advanced Composite Materials," Prentice-Hall, Inc.
- (13) Whitney, J.M., Daniel, I.M. and Pipes, R.B., 1984, "Experimental Mechanics of Fiber Reinforced Materials," The Society for Experimental Mechanics.
- (14) 藤吉敏生, 1991, "繪でみる工業材料辭典: 複合材料編," 日刊工業新聞社.
- (15) NASA research Center, 1983, "Standard Tests for Toughened Resin Composites," NASA Reference Publication 1092, ACEE Composites Project Office, pp. 1~35.
- (16) 武田, 1986, "複合材料の衝撃應答の破壊 (IV)," 日本複合材料學會誌, 12卷 2號, pp. 80~90.
- (17) Cracknell, A.P., 1980, "Ultrasonics," Wykeham Science Series, London.
- (18) Daniel, I.M., Liber, T. and LaBedz, R.H., 1979, "Wave propagation in Transversely Impacted Composite Laminates," Experimental Mechanics, pp. 9~16.
- (19) Takeda, N., Sierakowski, R.L., Ross, C.A. and Malvern, L.E., 1982, "Delamination-Crack Propagation in Ballistically Impacted Glass/epoxy composite laminates," Experimental Mechanics, pp. 19~25.
- (20) Ishikawa, H. and Murakami, K., 1986, "Residual Compressive Strength of CFRP Laminate Damaged by Impact under Axial Static Loading," Materials, Vol. 36, No. 402, pp. 36~41.