

〈論 文〉

# 충격후 잔류압축강도시험에 의한 복합재료 적층판의 설계

정태은\* · 박경하\*\* · 황인희\*\* · 류정주\*\*

(1994년 12월 19일 접수)

## A Design Guide for Composite Laminates by the Compressive after Impact Tests

T. E. Chung, K. H. Park, I. H. Hwang and J. J. Rhiu

**Key Words:** Impact Damage Tolerance(충격손상허용), Residual Compressive Strength(잔류압축강도), Visible Damage Threshold(육안 판별가능 손상기준), Composite Laminates(복합재료 적층판), Moisture Weight Gain(수분함유율)

### Abstract

The compressive tests under impact conditions were performed to establish a design guide for impact damage tolerance. The composition of layup was selected for the real cases of composite aircraft structure. The energy level of visible damage threshold was determined as 7 Joules. It was found that the normalized bending stiffnesses in the direction of closely fixed boundary affected the area of damage. Graphite/epoxy used in the tests exhibited 60% reduction in compression strength at the energy level of visible damage threshold. Wet-conditioned specimens represented 9% reduction in residual compressive strength in comparison with room temperature ambient specimens. In this study, a design factor of 2.1 was proposed for the low velocity impact damage.

### 1. 서 론

항공기의 경량화 추세에 따라 기존의 금속재료가 점차 복합재료로 대체되고 있다. 그러나 복합재는 실제의 비행 환경조건에서 정적강도 및 피로강도의 감소 등의 재료쇠퇴(material degradation)를 겪는다. 또한 복합재는 재료의 비균질성으로 인하여 적층간의 분리, 섬유와 수지간의 분리, 수지의 균열 등의 파단형태가 다양하고 복잡하다. 특히 실비행 조건에서의 재료쇠퇴, 적층판의 응력집중, 충격에 의한 손상 및 압축강도의 감소 등 복합재의 거동에 대해 상세한 조사가 필요하다.<sup>(1)</sup> 따라서 복합재를 이용하여 항공기 구조물을 설계할 경우에 충격손상 허용 설계를 하기 위해서는 손상허용 평가시험을 하

여 설계기준을 확립할 필요가 있다. 또한 온도, 습도, 연료, 윤활유, 환경조건 등 비행 환경에 대한 재료의 특성을 평가하여야 한다. 저속충격(low velocity impact)은 항공기 구조물의 제작시 공구를 떨어뜨리거나, 항공기가 비행할 때 우박을 맞거나 활주로에서 이물질과 충돌하여 유발될 수 있다. 적층판 구조물의 표면이 몽푼한 물체에 부딪칠 때 외관상 드러나지 않으나 내부에는 상당한 손상을 입게 된다. 수지(resin)가 손상을 입을 때에는 횡방향 전단균열과 적층간 분리(delamination)가 나타나며, 손상을 입은 수지는 섬유가 압축을 받을 때 지지해 주지못해, 국지 파손이 유발되고 결국 전체 구조물이 파괴된다. 반면 섬유(fiber)의 손상은 국지 응력집중을 발생시켜서 인장강도를 떨어뜨린다.

충격손상으로 인한 강도 저하에 관한 연구들이 많이 수행되어 왔다.<sup>(2-5)</sup> 특히 Cantwell과 Morton의

\*정회원, 고등기술연구원

\*\*한국항공우주연구소

연구에서는 충격시험기법, 충격저항(impact resistance)에 대한 섬유, 수지, 시편의 형상 등의 영향을 분석하고 기존의 연구들을 잘 정리하고 있다<sup>(6)</sup>. 이러한 연구들은 충돌저항이나 충돌후 잔류응력에 대해 다루고 있으며, 충돌성능의 향상을 위한 방법들을 제시하고 있다. 그러나 복합재료를 항공기 구조물에 적용하기 위해서는 시험뿐만 아니라 그 결과로부터 실제 설계에 적용하기 위한 설계허용치(design allowables)가 확립되어야 한다. 국내에서도 충격손상에 관한 연구들이 수행되었으나<sup>(7,8)</sup>, 온도나 습도 등의 환경에 의한 영향을 고려한 연구는 드문 실정이며, 최근에 고온분위기에서의 충격손상에 대한 연구 등이 수행되었다.<sup>(9)</sup> 육안으로 겨우 판별이 가능한 정도의 손상(visible damage threshold: VDT)을 갖는 구조물은 극한하중(ultimate load)을 견디도록, 그리고 육안으로 확연하게 판별가능한 손상에 대해서는 제한하중(limint load)을 견디도록 설계하여야 한다. 본 연구에서는 충격손상에 대한 설계기준을 정립하기 위하여 복합재 적층판에 대한 충격시험 및 잔류압축강도시험을 보잉규격(boeing specification) BSS 7260<sup>(10)</sup>의 시편 제작, 지그제작, 시험절차에 따라 수행하였고, 강도 저하에 대한 습도의 영향을 조사하였다. 본 연구의 주목적은 잔류압축강도시험의 결과를 이용하여 항공기 구조물의 설계기준을 확립하는데 있다.

## 2. 시 험

### 2.1 시험시편

충격시험기에는 Dynatup 8250을 사용하였고, 충격을 입은 적층판 시편에 대해 초음파검사(C-Scan)를 하여 내부 손상크기를 측정하였다. 손상을 입은 시편은 한국항공우주연구소(KARI)의 재료시험기(25 ton 용량의 MTS 810) 장비를 사용하여 잔류압축강도를 측정하였다. 시편재료는 한국화이바(주)가 생산하는 121°C (250°F) 경화온도를 갖는 Graphite/Epoxy 일방향 테이프이며 물성치는 Table 1에 나와 있다. 시편은 한국화이바(주)에 의뢰하여 다음과 같이 제작하였다.

A 적층판 :  $[0/\pm 45/90_2/\mp 45/0_2/\pm 45/90]_s$

B 적층판 :  $[\pm 45/0/90_2/0/\mp 45/\pm 45/0/90]_s$

C 적층판 :  $[0/\pm 45/90/0/\pm 45/0_2/\pm 45/90]_s$

항공기에 사용하는 복합재료의 적층 구성비는 0, 45, -45, 90도 방향의 각 층(ply)이 골고루 사용되어야 한다. 항공기에 작용하는 비행하중은 여러 형태로 나타나므로, 항공기 구조물에는 일반적으로 특정방향의 영향을 받지 않도록 유사등방성(quasi-isotropic) 배열이 많이 사용된다. 적층판 A와 B의 기본 적층은  $[0/45/-45/90]_s$ 의 유사등방성 배열

Table 1 Material properties of graphite/epoxy

Longitudinal Young's modulus, $E_1$	130.2 GPa
Transverse Young's modulus, $E_2$	10.0 GPa
Shear modulus, $G_{12}$	3.2 GPa
Poisson's ratio, $\nu_{12}$	0.32

Table 2 Impact test matrix

Layup	RTA*	RTA	RT/Wet
	$D_1^{**}=12.7 \text{ mm (0.5 inch)}$	$D_2=25.4 \text{ mm (1.0 inch)}$	$D_2=25.4 \text{ mm (1.0 inch)}$
A	23	16	20
B	6	16	10
C	7	7	6

\*RTA: Room Temperature Atmosphere

\*\*D: Diameter of impactor

을 선택한 것이며, C 적층판의 경우는 0도를 다른 적층각보다 많이 분포하여 적층판 A, B보다 섬유 방향 지배적인 (fiber-dominated) 적층을 선택한 것이다. 24개의 층 (ply)을 적층한 것은 전체좌굴 (global buckling)을 방지하기 위한 것이다. 항공 업체에서 통상 적용하고 있는 복합재 설계 기준은 0도층 25%~33%, 45/~45도층 33%~50%이다. A, B, C 적층판은 이들 범위내에 있다. 한편 시편의 크기는 가로 101.6 mm (4 inch), 세로 152.4 mm (6 inch)이고, 충격시험의 조건이 Table 2에 나와있다. 여기서, D는 충격자의 지름이고, RTA (room temperature atmosphere)는 환경 조정을 하지않은 대기 상온조건이며, 상온/Wet(RT/Wet) 적층판 시편은  $71.1 \pm 2.8$  °C의 물에 14일간 습도 조정하였다. 수분함유율은 식(1)과 같이 정의된다.

$$MD = (W - W^0) / W^0 \times 100 \quad (1)$$

여기서, MD는 수분함유율 (percent weight gain) 이고, W는 습도 조정한 시편의 무게이고, W<sup>0</sup>는 건조시편의 무게이다.

## 2.2 충격시험

적층판 시편을 충격지그 (impacting jig)에 고정시키고, Fig. 1에 나온 바와 같은 Dynatup 8250 장비를 사용하여 충격자 (impactor)를 자유 낙하하여 충격을 주었다. 충격자는 끝이 둥근 반구모양이고, 지름 12.7 mm (0.5 inch), 무게 2.73 kg인 경우와, 지름 25.4 mm (1.0 inch), 무게 2.99 kg인 경우의 두가지를 택하였다. 충격후 충격자가 반동으로 튀어올라 반복 충격을 주는 것을 제동장치로 방지하였으며, 충격에너지는 5~25 Joule로 선택하였다. 충격손상을 입은 적층판 시편을 초음파 C-Scan으로 검사하여 내부 손상크기를 측정하였다. 충격시험후 시편의 표면을 육안으로 검사하여 충격에너지가 7.0 Joule일 때를 육안 판별가능 손상기준, VDT로 정하였다. 충격에너지가 작을때와 클때, 충격에 의한 내부 손상의 모습은 각각 Fig. 2, Fig. 3에 나와 있다.

## 2.3 잔류압축강도

충격손상을 입은 적층판 시편에 대해 잔류압축강도를 측정하기 위하여 시편을 fixture 지그로 고정 한 후, MTS 810을 사용하여 1.27 mm/minute의 속도로 압축하중을 가하였다. Fixture는 시편의 좌

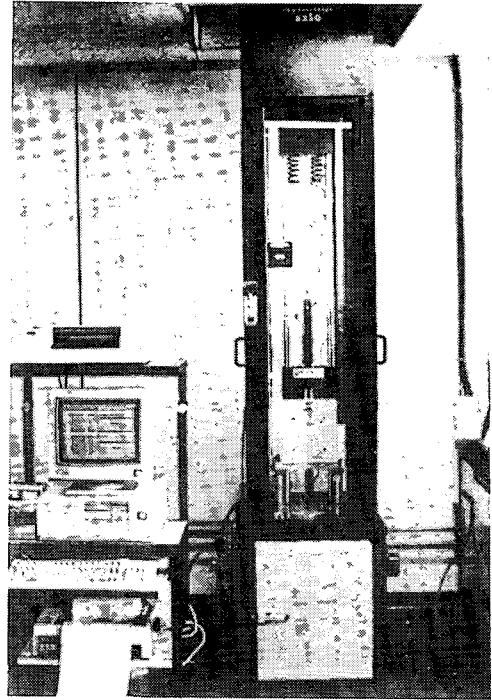


Fig. 1 The system of impact test

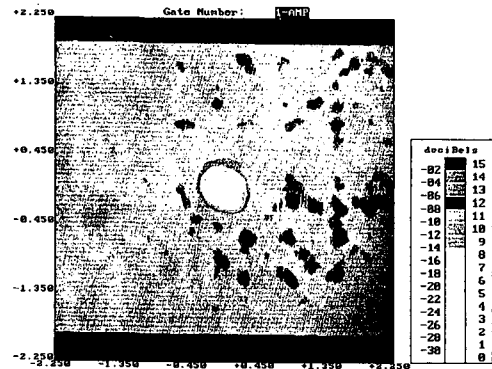


Fig. 2 Configuration of internal damage in specimen A (impact energy=5.36 J)

굴을 방지하기 위하여 보잉 규격 BSS 7260에 따라 설계하여 한국기계연구원 공작실에서 제작하였다. BSS 7260은 보잉사에서 연속섬유강화 폴리머수지 복합재료 적층판의 압축시험에 대한 절차를 기술한 규정집이다. 이 규정은 일방향 테이프와 천 (fabric) 조직의 적층판에도 응용된다. 또한 이 규정은 구멍 (hole)이나 충격손상 (impact damage)이 있거나 없는 적층판에 대한 시험절차도 포함하고 있다.<sup>(10)</sup>

스트레인 게이지(strain gage)는 시편의 앞면과 뒷면에 각각 1개씩을 부착하였고 그 위치는 Fig. 4에서 보는 바와 같다. 내부 손상의 크기는 Fig. 4에서와 같이 손상폭, a로 정의하였다. 손상크기를 a로 선택한 이유는 손상된 복합재료의 강도가 손상의 면적이거나 모양, 또는 1방향의 손상의 길이(b)보다는 손상의 폭(a)에 영향을 많이 받기 때문

이다. 또한 시편의 긴변(길이 152.4 mm) 방향이 방향 1로 섬유방향을 나타낸다. 손상을 입은 시편이 압축하중을 받을 때 최종 파손하중의 절반 이하에서 Sublaminat 좌굴이 발생하기 시작했으며 하중을 증가시키기에 따라 Sublaminat 좌굴이 보다 넓게 전파하다가 최종적으로 시편이 파손되었다. 이러한 파손형태는 A형, B형, C형의 모든 시편에 공통적으로 관찰되었다. 따라서 충격손상후 압축파손형태는 Sublaminat 좌굴이라고 할 수 있다. 압축하중에 의해 Sublaminat 좌굴이 일어난 시편의 형상이 Fig. 5에 보여진다.

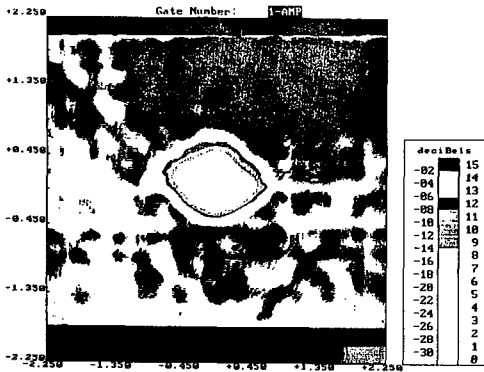


Fig. 3 Configuration of internal damage in specimen A (impact energy=14.73 J)

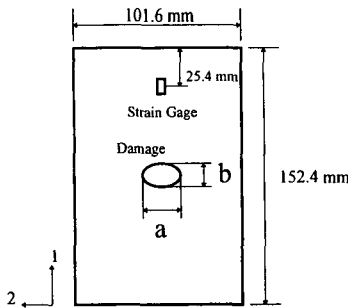


Fig. 4 Configuration of the specimen

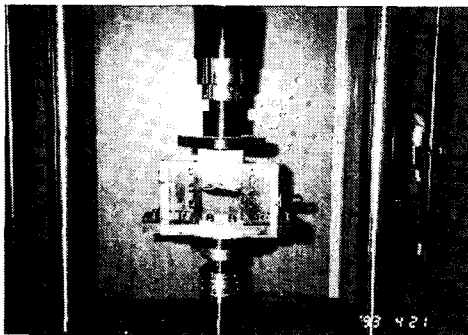


Fig. 5 Configuration of sublaminat-buckled specimen

### 3. 시험결과 및 분석

저속충격에 영향을 미치는 인자는 섬유의 기계적 성질과 직경, 수지의 성분과 물성치, 섬유와 수지 간의 경계면, 적층순서, 시편의 형상, 시험시 하중 속도 등이 있다.<sup>(6,11~13)</sup> 충격지그에 고정된 시편에 충격자를 낙하시키면 적층판은 굽힘변형을 일으키며 내부에 손상이 발생하게 된다. 적층순서의 변화는 굽힘강성의 변화를 가져오므로, 재료의 기계적 성질과 충격저항과의 상관관계를 알아보기 위하여 각 시편의 정격화한 굽힘강성(normalized flexural stiffness)을 구하였다. 대칭 적층구조의 m개의 층으로 구성된 적층판의 굽힘강성의 식은 다음과 같다.<sup>(14)</sup>

$$[D] = \frac{2}{3} \sum_{j=1}^{m/2} [Q']^{(j)} [(z^{(j)})^3 - (z^{(j-1)})^3] \quad (2)$$

여기서, 적층번호의 순서는 중립면(mid-plane)에서부터 상층면(top surface)까지가 되며, Q'은 적층축에서 계산한 편축강성(off-axis stiffness)이고, z는 두께방향으로의 좌표축이다. 한편 모든 층이 같은 두께를 갖고 재질이 같을 경우에, 식(2)의 합산(summation)은 적층좌표 z 대신에 적층수 t를 이용하면 간단한 식이 된다.

$$z = th_0 \quad (3)$$

여기서, t(=1, 2, 3, ..., n/2)는 층 적층수가 n개일때 중립면으로부터의 적층수(ply number)이고, h<sub>0</sub>는 전체두께 h인 적층판의 단위두께(unit ply thickness)이다.

$$[d] = 2h_0^3/3 \sum_{t=1}^{n/2} [Q']^{(t)} [t^3 - (t-1)^3] \quad (4)$$

Table 3 The normalized flexural stiffness of laminates ( $\times 10^9$ )

	Layup A	Layup B	Layup C
$D_{11}^*$	59.5	54.8	71.4
$D_{12}^*$	18.1	19.7	18.1
$D_{16}^*$	0.63	0.95	1.89
$D_{22}^*$	51.9	53.5	40.1
$D_{26}^*$	0.63	0.95	1.89
$D_{66}^*$	18.2	19.7	18.2

윗식에 정격화된 관성모멘트,  $I^*(=h^3/12)$ 를 도입하면 정격화된 굽힘강성은 다음과 같다.

$$[D^*]=[D]/I^*=12[D]/(nh_0)^3$$

$$=8/n^3 \sum_{i=1}^{n/2} [Q']^{(i)} (3t^2 - 3t + 1) \quad (5)$$

적층판 A, B, C에 대하여 정격화된 굽힘강성을 계산하면 Table 3과 같다.

Fig. 6은 충격에너지, E(Joule)와 내부 손상폭, a(mm)와의 관계를 보여준다. A형, B형과 C형 적층판에 대한 충격에너지와 손상크기를 선형 관계식으로 나타낼 수 있다. 이때의 관계식은 다음과 같다.

$$a^A = 1.00 E + 20.1 \quad (6)$$

$$a^B = 0.97 E + 28.1 \quad (7)$$

$$a^C = 0.75 E + 18.7 \quad (8)$$

여기서,  $a^A$ ,  $a^B$ 와  $a^C$ 는 각각 A형, B형과 C형 적층판 내부의 손상크기이고 E는 충격에너지이다.

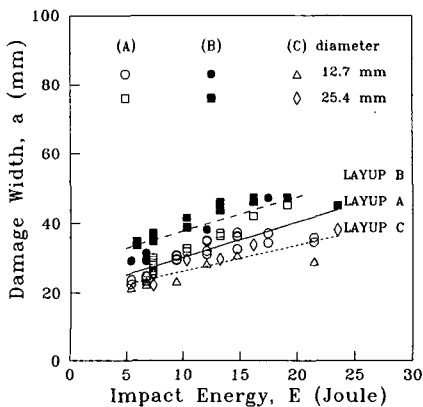


Fig. 6 Damage width versus impact energy

같은 크기의 충격에너지에 의해 유발된 내부 손상은 B형, A형과 C형의 순서대로 크게 나타났다. 선택된 충격에너지 범위(5~25 Joule)에 대해 내부 손상의 폭은 A형 시편의 경우  $a=22.5\sim 45.1$  mm, B형 시편의 경우 29.2~48.3 mm, C형 시편의 경우  $a=21.4\sim 38.0$  mm였다.

충격시험용 시편은 모든 변이 충격지그로 고정되어 있고, 시편 중앙에 충격자가 낙하한다. Fig. 2는 충격에너지가 5.36 Joule, Fig. 3은 충격에너지가 14.73 Joule일 때로 같은 지름의 충격자에 의한 충격시 충격에너지의 크기에 상관없이 손상면적이 타원체의 모습을 나타내고 있다. Fig. 6의 결과를 보면, Table 3의 정격화된 강성값중 시편의 1방향보다 2방향의 정격화된 굽힘강성값인  $D_{22}^*$ 의 크기 순서인 B형, A형, C형의 순서대로 충격에 의한 손상이 크게 나타난 것을 볼 수 있다. 충격시 적층판의 변형양상은 주로 굽힘변형이며, 굽힘강성이 클 경우 충격에너지가 탄성적 변형에 보다 적게 사용되어 손상크기가 굽힘강성이 작을 경우보다 크게 나타났다고 여겨진다. 본 시험에서는 고정 경계의 영향을 많이 받는 방향(2방향)으로의 정격화된 굽힘강성이 클수록 충격손상이 크게 발생하는 것을 알 수 있다. 한편 인접한 적층들 사이의 상대적 적층각의 차이에 의한 영향을 살펴보면, 적층각의 차이가 90도가 발생하는 회수가 B형 시편은 6번, C형 시편은 2번, A형 시편은 0번이다. 따라서 B형 시편이 상대적 적층각의 차이가 많이 생김으로써 충격손상이 상대적으로 크게 나타났다고 볼 수 있다. 이상을 종합하면 실험실에서의 단순한 적층방식이 아닌 실제 구조물에 사용되는 복잡한 적층방식의 적층판에 대해서는 충격저항에 의한 영향을 다각도로 검토해야 할 것이다.

충격자의 지름이 충격손상크기에 미치는 영향에 대해서는 Fig. 7에 나와있다. 같은 충격에너지에 대하여 충격자의 지름의 영향은, 충격에너지가 작은 영역에서는 거의 없다가 충격에너지가 클수록 그 영향이 커짐을 알 수 있다.

충격에너지에 대한 시편의 잔류압축강도가 Fig. 8에 보여진다. 같은 크기의 충격에너지에 대해, C형 시편의 파손강도( $\sigma_r^C$ )는 A형 시편의 파손강도( $\sigma_r^A$ )보다 전반적으로 크게 나타났으나 그 차이는 크지 않았다. 한편 B형 시편의 파손강도( $\sigma_r^B$ )는 다른 시편에 비하여 큰 차이로 낮게 나타났다. 이러한 결과는 Fig. 6의 충격에너지에 대한 손상크기의 경향과도 일치한다. 시편의 압축파손강도는 각각 충격에너지의 로그 함수로 잘 표현할 수 있다. 로그 함수의 표현식은 다음과 같다.

$$\sigma_r^A = -83.6 \ln(E) + 507.7 \quad (9)$$

$$\sigma_r^B = -59.7 \ln(E) + 365.5 \quad (10)$$

$$\sigma_r^C = -83.6 \ln(E) + 525.5 \quad (11)$$

위 식에서 보듯이 A형 시편과 C형 시편의 관계식의 기울기가 같음을 알 수 있다.

충격후 잔류압축강도가 비슷한 크기를 갖는 A형 시편과 C형 시편은 적층구성비가 각각 25/50/25와 33.3/50/16.7로 다르지만, 바깥층부터 4번째층까지는 같은 적층순서이고 이후로도 비슷한 적층순서를 갖는다. A형 시편과 B형 시편은 적층 구성비가 25/50/25로 같지만 적층순서, 상대적 적층각도가 다른 적층배열의 차이로 충격후 잔류압축강도는 다르게 나타났다. 따라서 충격에너지에 대한 잔류압축강도는 적층구성비보다는 적층순서와 연관된 정격화된 굽힘강성, 적층배열 등과 밀접한 관계가 있음을 알 수 있다.

A 적층판과 C 적층판의 상온/Wet조건에서의 수

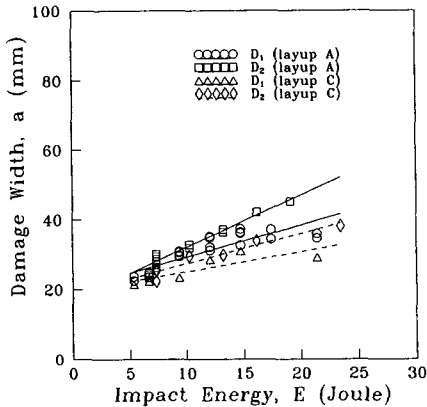


Fig. 7 Effect of impactor size

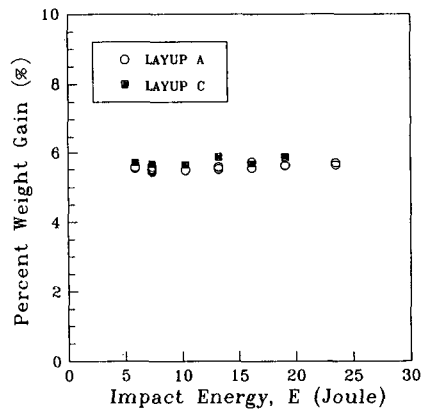


Fig. 9 Moisture content inside test specimens

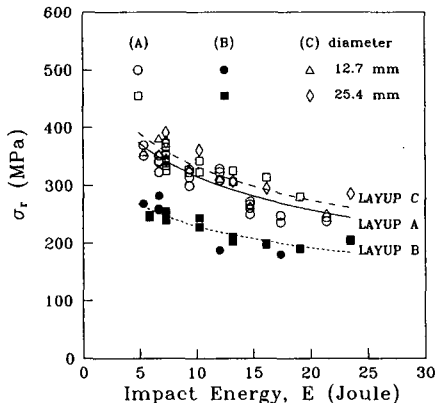


Fig. 8 Residual compressive strength versus impact energy

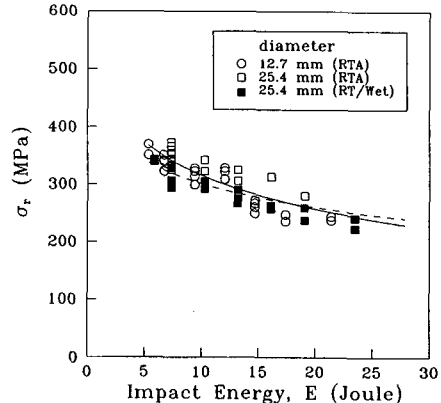


Fig. 10 Residual compressive strength versus impact energy (dry and wet : layup A)

분 함유량은 Fig. 9에 나와있는 바와 같이 5.5%에서 6% 사이의 균일한 분포를 보였다. 습도 조정된 적층판 시편에 대하여 충격손상에 대한 시편의 압축강도가 Fig. 10과 Fig. 11에 나와있다. A형 적층판의 경우, 환경 조정하지 않은 시편에 비해 습도 조정된 시편의 잔류압축강도는 4~9% 감소하였고, C형 적층판의 경우에는 0~9% 감소하였다. 충격 에너지가 작은 경우(5 Joule)에는 강도 감소가 9%로 컸으나 충격에너지가 큰 경우(20 Joule)에는 강도 감소가 상대적으로 작게 나타났다. VDT 충격에너지에서 수분 함유량 증가로 인한 잔류압축강도 감소는 9% 이하로 나타난다.

Fig. 12에는 손상없는 적층판의 강도( $\sigma_0$ )에 대해 정격화된 파손강도가 나와있다. 손상이 없는 적층

판의 압축강도는 각각  $\sigma_0^A=550$  MPa,  $\sigma_0^B=550$  MPa 그리고  $\sigma_0^C=665$  MPa이다. A형 적층판의 압축강도는 VDT에서 37% 감소하고 B형 적층판의 압축강도는 53% 감소하고 C형 적층판의 압축강도는 46% 감소한다. B형, C형, A형 적층판의 순서대로 압축강도의 감소가 큼을 알 수 있다. 정격화된 잔류압축강도는 다음과 같이 로그함수로 표현할 수 있다.

$$\sigma_r^A/\sigma_0^A = -0.152 \ln(E) + 0.926 \quad (12)$$

$$\sigma_r^B/\sigma_0^B = -0.1 \ln(E) + 0.648 \quad (13)$$

$$\sigma_r^C/\sigma_0^C = -0.126 \ln(E) + 0.790 \quad (14)$$

한편 충격손상의 크기에 대한 잔류압축강도가 Fig. 13에 보여진다. 이들 데이터들은 선형 관계식으로 잘 나타낼 수 있으며 표현식은 아래와 같다

$$\sigma_r^A = -489.3(a/W) + 465.0 \quad (15)$$

$$\sigma_r^B = -436.9(a/W) + 397.2 \quad (16)$$

$$\sigma_r^C = -613.6(a/W) + 494.5 \quad (17)$$

여기서,  $W$ 는 시편의 폭(101.6 mm)이다. VDT에서의 압축강도를 평가하기 위하여 충격에너지가 7 Joule일때 유발된 최대 손상크기  $a$ 를 Fig. 6으로부터 찾는다. 최대 손상은 B형 시편에서 유발되었으며 손상폭은 37.1 mm이다. 이를 VDT 손상크기,  $a_{VDT}$ 로 정한다.  $a_{VDT}$ 에 해당하는 압축강도를 식(15), 식(16)과 식(17)에서 구할 수 있다.

Fig. 14에는 손상없는 적층판의 강도에 대해 정격화된 파손강도와 내부 손상크기와의 관계식은 다

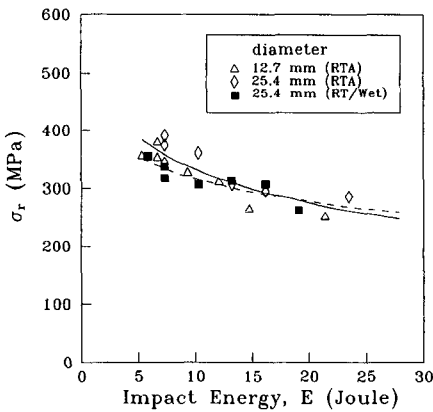


Fig. 11 Residual compressive strength versus impact energy (dry and wet : layup C)

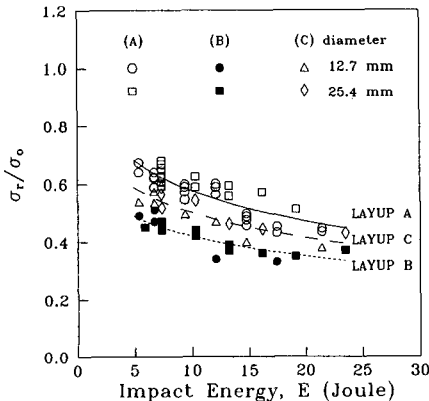


Fig. 12 Normalized residual compressive strength versus impact energy

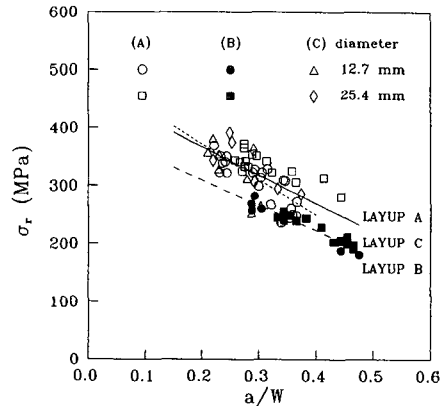


Fig. 13 Residual compressive strength versus damage width

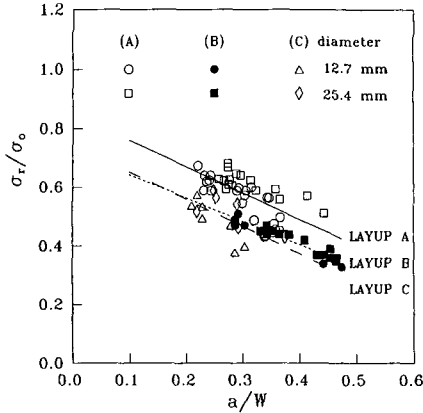


Fig. 14 Normalized residual compressive strength versus damage width

음과 같이 선형함수로 표현할 수 있다.

$$\sigma_r^A/\sigma_0^A = -0.89(a/W) + 0.848 \quad (18)$$

$$\sigma_r^B/\sigma_0^B = -0.79(a/W) + 0.721 \quad (19)$$

$$\sigma_r^C/\sigma_0^C = -0.92(a/W) + 0.744 \quad (20)$$

A형 적층판의 압축강도 감소는  $a_{VDT}$ 에서 48%이고, B형 적층판의 압축강도 감소는 57%이고, C형 적층판의 압축강도 감소는 60%이다.

충격후 압축강도시험 결과를 분석한 바와 같이, VDT에서의 압축강도 감소를 충격손상크기( $a/W = 0.365$ )로부터 산출할 때가, 충격에너지( $E=7$  Joule)로부터 직접 산출할 때보다 더 안전한(conservative) 결과가 얻어진다. 이는 VDT에서의 충격손상크기를 측정된 값중 최대값으로 정하기 때문이다. 본 연구에서는 VDT 에너지를 7 Joule로 정하고 이에 해당하는 압축강도 감소를 60%로 정한다. 이를 설계에 적용하기 위하여서는 무한평판에 대한 압축강도 감소를 계산하여야 한다.

$$\frac{K_r}{K_r^\infty} = \frac{2 + (1 - D/W)^3}{3(1 - D/W)} \quad (21)$$

여기서,  $K_r$ 는 유한폭을 갖는 적층판의 응력집중계수,  $K_r^\infty$ 는 무한평판의 응력집중계수이다.  $D$ 는 구멍의 지름이고  $W$ 는 시편의 폭이다.

식(21)로 표현되는 유한폭 보정(finite width correction) 식(15)은 비록 원공에 대한 것이지만 본 연구에서는 이를 충격손상을 입은 무한평판의 압축강도 산출에 적용한다. 이 결과 무한평판에 대한 저속충격손상 허용계수는 2.1이 됨을 알 수 있다.

## 4. 결 론

복합재 적층판에 대하여 충격시험 및 잔류강도시험을 수행하였고, 충격손상허용 설계를 위하여 다음과 같은 설계 지침을 제시하였다.

첫째로, 충격손상을 입은 적층판 시편의 내부 손상크기를 초음파 C-Scan으로 측정하여 육안으로 판별 가능한 손상기준(visible damage threshold: VDT)을 충격에너지가 7 Joule일 때로 정하였다.

둘째로, 같은 충격에너지에 대하여 충격자의 크기는 충격에너지가 작은 영역에서는 차이가 없고, 충격에너지가 큰 영역에서는 충격자의 크기가 큰 경우에 손상이 더 크게 나타났다. 한편 습도함유량 증가로 인한 잔류압축강도 감소는 충격에너지가 클 경우보다 작을 경우에 감소폭이 크며, VDT 충격에너지에서의 감소는 9% 이하이다.

셋째로, VDT에서의 압축강도 감소를 충격손상크기( $a/W=0.365$ )로부터 산출할 경우가, 충격에너지( $E=7$  Joule)로부터 산출할 때보다 더 안전한 결과가 얻어지므로, 손상크기로부터 저속충격에 대한 압축강도 감소를 60%로 정하였다.

네째로, 유한폭 수정 식을 충격손상을 입은 무한평판의 압축강도 산출에 적용하여 무한평판에 대한 충격손상허용 계수를 2.1로 제시하였다.

## 후 기

본 연구는 1993년도 국방과학연구소의 위탁연구비 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

- (1) 한국항공우주연구소, 1993, "감항성 인증을 고려한 복합재 응용 항공구조의 설계 해석기법 연구," 국방과학연구소.
- (2) Suarez, J. A. and Whiteside, J. B., 1975, "Comparison of Residual Strength of Composite and Metal Structures After Ballistic Damage," *Foreign Object Impact Damage to Composites, ASTM STP 568*, pp. 72~91.
- (3) Husman, G. E., Whitney, J. M. and Halpin, J. C., 1975, "Residual Strength Characterization of Laminated Composites Subjected to Impact



- Loading," *Foreign Object Impact Damage to Composites*, ASTM STP 568, pp. 92~113.
- (4) Caprino, G., 1984, "Residual Strength Prediction of Impacted CFRP Laminates," *J. Comp. Mat.*, Vol. 18, pp. 508~512.
- (5) Sayers, K. A. and Harris, B., 1973, "Interlaminar Shear Strength of a Carbon Fibre Reinforced Composite Material Under Impact Conditions," *J. Comp. Mat.*, Vol. 7, pp. 129~133.
- (6) Cantwell, W. J. and Morton, J., 1991, "The Impact Resistance of Composite Materials-a Review," *Composites*, Vol. 22, No. 5, pp. 347~362.
- (7) 최익현, 홍창선, 1994, "복합재료의 저속충격 시험 및 거동에 대한 실험적 연구," 대한기계학회논문집, 제18권, 제2호, pp. 359~371.
- (8) 신형섭, 서창민, 황남성, 1994, "CFRP 적층판의 충격손상특성 및 손상거동에 미치는 초기굽힘의 영향," 대한기계학회논문집, 제18권, 제5호, pp. 1144~1149.
- (9) 양인영, 박정수, 1994, "고온분위기하에서 탄소섬유강화 복합재 적층판의 충격손상과 잔류굽힘강도," 대한기계학회논문집, 제18권, 제8호, pp. 1930~1938.
- (10) Boeing Company, 1988, *Boeing Specification Support Standard BSS 7260*, Advanced Composite Compression Tests.
- (11) Cantwell, W. J. and Morton, J., 1989, "Comparison of the Low and High Velocity Impact Response of CFRP," *Composites*, Vol. 20, No. 6, p. 545.
- (12) Hong, S. and Liu, D., 1989, "On the Relationship between Impact Energy and Delamination Area," *Experimental Mechanics*, Vol. 13, pp. 115~120.
- (13) Morton, J. and Godwin, E. W., 1989, "Impact Response of Tough Carbon Fibre Composites," *Composite Structures*, Vol. 13, pp. 1~19.
- (14) Tsai, S. W., 1986, *Composite Design 1986*, Think Composites.
- (15) Nuismer, R. J. and Whitney, J. M., 1985, "Uniaxial Failure of Composite Laminates Containing Stress Concentrations," *Fracture Mechanics of Composites*, ASTM STP 593, pp. 117~142.