

大韓造船學會誌  
 第25卷 第4號 1988年 12月  
 Journal of the Society of  
 Naval Architects of Korea  
 Vol. 25, No. 4, December 1988

## 복합재료의 기계적 성질 및 파손과정 평가

옹장우\*, 송관형\*\*, 성낙원\*, 심봉식\*

### An Experimental Evaluation of Mechanical Properties and Failure Processing in Composite Laminate

by

J.W. Ong\*, K.H. Song\*\*, R.W. Sung\* and B.S. Shim\*

#### 요 약

$[0^\circ]_{8T}$ ,  $[90^\circ]_{8T}$ ,  $[+45^\circ]_{8T}$ 의 단축방향과  $[\pm 15^\circ]_{2S}$ ,  $[\pm 30^\circ]_{2S}$ ,  $[\pm 45^\circ]_{2S}$ ,  $[\pm 60^\circ]_{2S}$ ,  $[\pm 75^\circ]_{2S}$  Angle Ply 그리고  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ ,  $90^\circ$ 로 조합된 다방향 복합적층판의 기계적 성질에 대하여 스트레인 게이지를 이용하여 측정·수록하였다.

메트릭스의 특성이 잘 나타나는  $[10^\circ]$  Off-Axis와  $[\pm 45^\circ]$  Angle Ply를 이용하여 전단탄성계수를 측정하였다. 복합재료 인장시험시 발생하는 Acoustic Emission 특성과 파괴거동을 비교 검토하고, 이것을 통하여 Acoustic Emission 법의 유용성과 파손 메카니즘을 규명하려고 시도했다.

#### Abstract

This paper is concerned with mechanical properties of unidirectional laminate  $[(0^\circ)_{8T}$ ,  $(90^\circ)_{8T}]$ , composed of angle plies  $[(\pm 15^\circ)_{2S}$ ,  $(\pm 30^\circ)_{2S}$ ,  $(\pm 45^\circ)_{2S}$ ,  $(\pm 60^\circ)_{2S}$ ,  $(\pm 75^\circ)_{2S}]$  and laminate  $[(0^\circ/90^\circ)_{2S}$ ,  $(90^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ)_S$ ,  $(\pm 45^\circ/0^\circ/\pm 90^\circ)_S$ ,  $(\pm 45^\circ/90^\circ/0^\circ)_S$ ,  $(0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ)_S$ ,  $(90^\circ/0^\circ/\pm 45^\circ)_S]$  under the condition of uniform strain tension. Also, experimental investigation was conducted  $[10^\circ]_{8T}$ , off-axis tensile test for intralaminar shear characterization. The experimental data on the failure criterion of tensor polynomial were compared with those from the classical laminate theory. Acoustic Emission experiments have been carried out to investigate the changes of the amplitude distributions of Acoustic Emission monitored during failure of tensile tests on Carbon/Epoxy composites.

#### 1. 서 론

탄소섬유강화 복합재료는 기존의 금속재료에 비하여 비강도(specific strength)와 비강성(specific stiffness)

이 높고 내마모성, 내부식성, 절연성(thermal insulation) 등의 좋은 특성을 가지고 있을 뿐 아니라 적층 각도 및 적층순서에 따라 적절한 강도와 강성을 갖는 재료를 설계, 제작할 수 있는 장점을 가지고 있기 때문에 항공우주산업 및 자동차, 선박, 스포츠 레저용품

本論文은 1988年度 大韓造船學會 春季研究發表會에서 發表된 論文임.

接受日字: 1988年 7月 8日, 再接受日字: 1988年 8月 9日

\*正會員, 忠南大學校

\*\*忠南大學校

Table 1 Kind of specimens

No.	종 류	수량	비 고	No.	종 류	수량	비 고
1	(0) <sub>ST</sub>	20		9	(10) <sub>ST</sub>	10	
2	(±15) <sub>2S</sub>	10		10	(45) <sub>ST</sub>	10	
3	(±30) <sub>2S</sub>	10		11	(0/±45/90) <sub>S</sub>	10	
4	(±45) <sub>2S</sub>	20	(9/90) <sub>2S</sub>	12	(0/90/±45) <sub>S</sub>	10	
5	(±60) <sub>2S</sub>	10	(±30) <sub>2S</sub>	13	(±45/0/90) <sub>S</sub>	10	
6	(±75) <sub>2S</sub>	10	(±15) <sub>2S</sub>	14	(±45/90/0) <sub>S</sub>	10	
7	(90) <sub>ST</sub>	10	(0) <sub>ST</sub>	15	(90/0/±45) <sub>S</sub>	10	
8	(0/90) <sub>2S</sub>	10	(0) <sub>ST</sub>	16			

등에 사용이 점차 확대되어 가고 있다.

복합재료는 선박분야에 있어 경량화, 부식방지, 선령연장, 진동방지 그리고 온도 변화에 따른 신축방지를 위한 화학물 운반선의 적층압력용기, 적군의 radar로부터 걸려들지 않기 위한 특수선박의 구조 등에도 크게 사용될 전망이다.

그러나 이와 같은 복합재료의 이용은 매우 복잡한 파손특성을 갖는 비균질 이방성 재료이기 때문에 이론적 해석이 어렵고, 제작과정에 수반되는 많은 변수들이 있을 뿐만 아니라 안전성, 신뢰성 등의 이해 부족으로 인하여 구조물 설계응용에 제약을 받고 있다. 이러한 제약을 극복하기 위해서는 복합재료의 기계적 성질의 실험적 자료가 절실히 요구되고 있으나 실험을 위한 시편제작 및 실험여건 등의 미비로 인하여 체계적인 실험결과가 미흡한 실정이다.

또한 복합재료의 손상 및 파손기구의 해석을 위해서는 X-ray, ultrasonic, acoustic emission(A.E) 등의 비파괴 검사가 사용되고 있다. X-ray, ultrasonic 시험법, 재료내의 균열, delamination 등에 의한 손상형태나 위치를 파악할 수 있는 방법으로 적용되고 있으나, 초기결함의 검출 및 파괴거동의 규명은 매우 어렵다.

A.E에 의한 재료평가 시험은 손상의 형태나 위치보다는 손상의 발생과 거동을 추적하여 파손과정(failure process)을 평가하는 방법으로 초기결함의 검출, 파괴 메카니즘의 규명 및 건전성 평가시험의 참고자료(back data) 등으로 이용되고 있다.

이상과 같이 복합재료의 손상영역 및 파손특성을 종합적으로 평가, 검토하기 위해서는 여러가지 비파괴 시험법들의 폭넓은 연구가 필요하나, 시험장비, 재료 등의 제약으로 아직 연구가 활발하지 못하고, 경립되지도 못했다.

따라서 본 연구에서는 prepreg으로부터 제작된 평판을 이용하여 인장 및 전단시험을 수행하고 그 결과를

CLT(classical lamination theory)로 부터 예측한 값과 비교, 검토하였고 비파괴 검사법중 AE를 이용하여 탄소섬유강화 복합재료의 하중-변형도 곡선과 A.E 발생 거동의 관계(total counts, amplitude 등)를 해석하여 재료의 신뢰성 향상과 구조물 설계 기초자료로서 활용하고자 한다.

## 2. 적용 이론

### 2.1. 파손 기준식

Ply에 대한 강도이론으로는 섬유방향의 임의의 층응력 또는 층변형도 성분이 섬유 방향의 극한 강도 또는 파단변형보다 큰 경우에 파손이 생긴다고 보는 최대응력 기준식과 최대변형도 기준식이 있으나, 본 논문에서는 각 응력간의 상호 작용을 고려한 Tsai-Wu[1]의 tensor polynomial 파손기준식을 사용하였다.

$$F_i \sigma_i + F_j \sigma_i \sigma_j = 1 \quad i, j = 1, \dots, 6$$

총합 응력간의 상호 작용을 고려한 강도계수 F는 식(1)과 같이 무차원 변수  $F_*^{12} = -1/2$ 로 가정하여 계산하였다.

$$F_*^{12} = \frac{F_{12}}{\sqrt{F_{11} \cdot F_{22}}} \tag{1}$$

### 2.2. Curing residual stress

복합적층판은 실제 사용온도와 제작과정의 온도가 다르기 때문에 재료 내부에 식(2)와 같은 열응력을 받게 되는데 H.T. Hahn[18] 등은 섬유 방향각이 45° 일때 최대가 됨을 발표하였다.

$$\sigma_R^i = Q_{ij} A_{-1}^{jk} N_T^k - Q_{ij} \epsilon_T^j \tag{2}$$

여기서

$Q_{ij}$  = Reduced stiffness

$A_{ik}$  = Laminate stiffness

$N_T^k$  = Equivalent stress resultants due to thermal stress

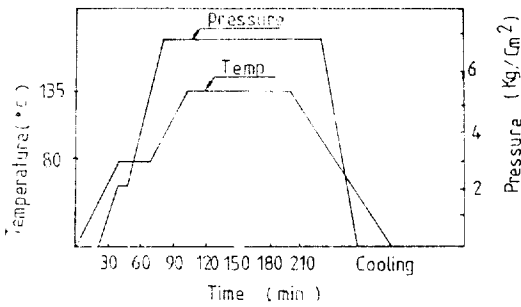


Fig. 1 Carbon/epoxy curing cycle

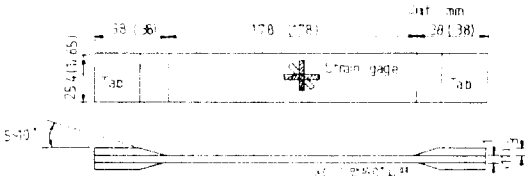


Fig. 2 Shape of specimen

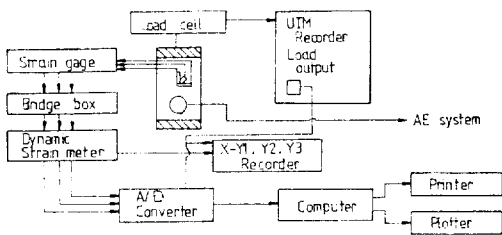


Fig. 3 Experimental measuring strain-gage system-block diagram

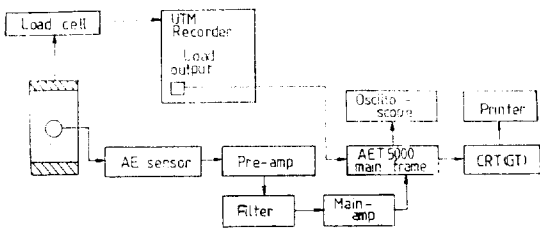


Fig. 4 Measuring AE system-block diagram

$\epsilon_{Tj}$  = Thermal stress measured from stress-free state

복합적 층판의 경우, 섬유 적각방향의 인장강도에 대해 최대 약 40%에 해당하는 열응력이 존재 [2]한다고 하였다.

Wang[19]은 준 3차원 FEM을 개발, 이용하여 외력과 열하중을 받을 때, 적층판의 접착층과 자유경계 부

근에서는 인장응력이 작용하고 그 외의 부분에서는 압축응력이 작용하여 전 영역에 걸쳐 변의 평형을 유지하고 있다고 발표하였다. 사용온도와 제작과정 온도의 차가 클수록 적층판의 강도는 저하하고, 특히 인장하중 작용시, 자유경계단 부분에서는 인장력이 증첩되어 그 부분이 먼저 파손된다고 밝혔다.

### 3. 실험 방법

#### 3.1. 시편의 성형 제작

본 실험의 시편제작에 사용되는 재료는 DOHO 제품으로 BESFIGHT (HTA) 12K 탄소섬유에 에폭시 기지를 함축시킨 중간 가공품 carbon/epoxy prepreg(수지 침투 가공품)이다. 이러한 prepreg을 Table 1의 시편 종류에 따라 적당한 양만큼 재단하여 섬유의 방향과 적층 순서로 적층하고 dry oven에서 섬유의 체적비가 60% 되도록 성형하였다.

Fig. 1은 시편의 성형 공정을 나타내는 온도 및 압력분포이다. 제작된 적층판은 다이아몬드 휠 톱을 사용하여 ASTM D3039-76에 의거 형상과 치수를 Fig. 2와 같이 가공하였다. 절단 가공시 발생할 수 있는 자유단의 손상 영역을 제거하기 위하여 #1200 에머리 페이퍼(emery paper)로 자유단을 연마하였고, 인장용 grip으로 부터 시편을 보호하기 위하여 시편양단에 에폭시 탭(epoxy tap)을 접착하였다 완성된 시편의 치수측정은 상·중·하의 위치를 각각 3회씩 측정하여 평균한 값을 사용하였고, 특히 두께는 표면 거칠기를 측정하여 보정하였다.

#### 3.2. 실험장치

본 실험에 사용된 장비는 5톤 용량의 load cell이 부착된 tensilon/UTM 1-10000C, 8 channel dynamic strain meter, X-Y1-Y2-Y3 recoder, 16 bit IBM PC/XT, plotter, printer, AET5000 system 등이다. Fig. 3은 인장실험 결과 분석을 위한 strain gage system 개략도이고, Fig. 4는 AE 해석을 위한 AE system 개략도이다.

#### 3.3. 시편 실험

Table 1과 같이 제작 가공된 시편중에서  $[10^{\circ}]_{8T}$ 와  $[45^{\circ}]_{8T}$ 는 3축형 스트레인이케이지를 그 밖의 시편에는 2축형 스트레인 게이지를 접착하여, cross head speed 가 2.0mm/min에서 0.4mm/min 범위에서 실험을 수행하였다. 인장시험은 ASTM D3039-76에 따라 수행하였고, 전단시험은 ASTM에서 추천하고 있는  $10^{\circ}$  off axis 시험과  $[\pm 45]_{2S}$  Laminate 시험을 수행하여

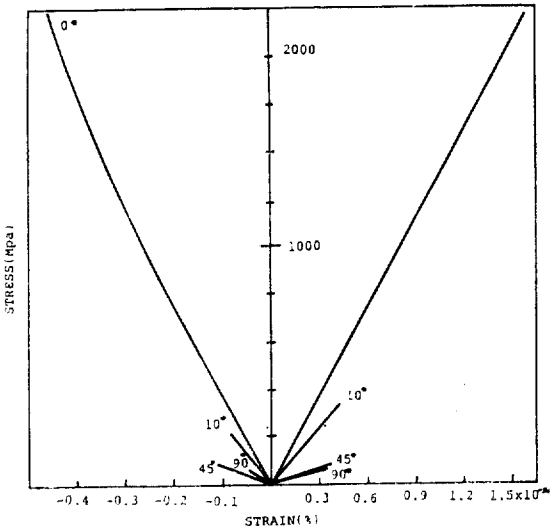


Fig. 5 Longitudinal and transverse stress-strain response of carbon/epoxy specimen

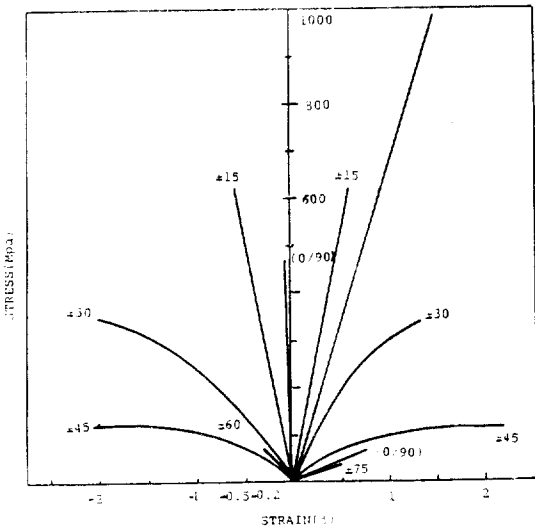


Fig. 6 Tensile stress strain response for a  $[\pm\theta]$  carbon/epoxy specimen

$E_s$ ,  $S$  등을 측정하였다. 하중과 변위의 측정은 로드셀을 통하여 감지되는 하중 출력과 스트레인 게이지에서 감지되는 미소저항의 변화를 dynamic strain meter로 증폭시켜 A/D converter를 이용하여 PC/XT에서 프로그램에 의해 데이터를 얻고 printer와 plotter로 처리하였다.

또한 AE 신호의 검출을 위해 공명주파수가 각각

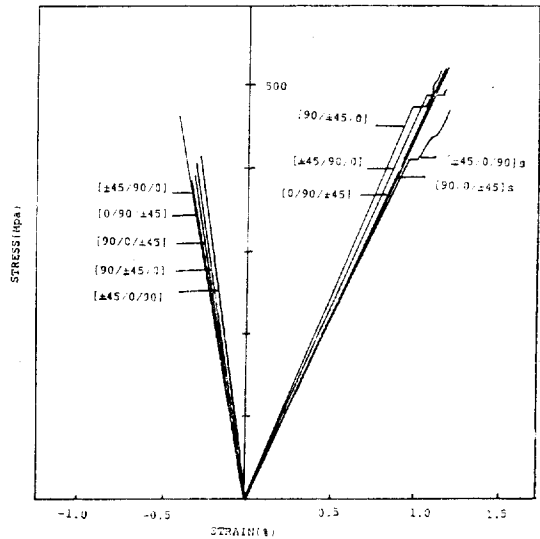


Fig. 7 The comparison of tensile strength of laminate

375KHz, 175KHz인 AE sensor를 실리콘 그리스를 couplant로 하여 시편에서 부착하고 pre-amp에서 60 dB, main-amp에서 20dB 증폭하여 전체의 gain이 80 dB가 되도록 하였다. Threshold level의 설정은 오실로스코프에서 측정된 noise level을 기준으로 하여 375KHz sensor에서는 1.0 volt (Fixed), 175KHz sensor에서는 1.5 volt (fixed)로 하였다. 이상과 같이 검출된 AE 신호, AE 처리 프로그램이 내장된 AET 5000 system에서 분석, 저장되며 필요한 일련의 데이터가 GT(graphics display terminal)를 통해 프린터에서 출력되도록 하였다.

1)  $[0]_{8T}$ 와  $[90]_{8T}$ 시편의 인장시험

인장 시편에 strain gage의 부착시, misalignment로 인한 bending을 check하기 위하여 다음 조건식이 만족되는 범위 내에서 시험을 실시하였다.

$$|[\epsilon_0 - (\epsilon_1 + \epsilon_2)/2] / \epsilon_1| \leq 0.05 \quad (3)$$

단일 적층판의 물성 측 재료의 종방향 주축에 대한 탄성계수( $E_1$ ), 인장강도( $X_T$ ), 포아송 비( $\nu_{12}$ )를 측정하기 위하여 5개의  $[0]_{8T}$  적층판을, 횡방향 주축에 대한  $E_2$ ,  $Y_T$ ,  $\nu_{21}$ 를 측정하기 위하여 5개의  $[90]_{8T}$  적층판을 각각 사용하였다. 이때 부착한 strain gage는 각각 2축형으로 탄소섬유 에폭시의 온도 영향을 보상할 수 있는 S.T.C (self temperature compensation)를 사용하는 것이 원칙이나 시험을 상온에서 실시하므로 일반용 strain gage를 사용하였다.

2) Angle-ply ( $\pm\theta$ ) 시편의 인장시험

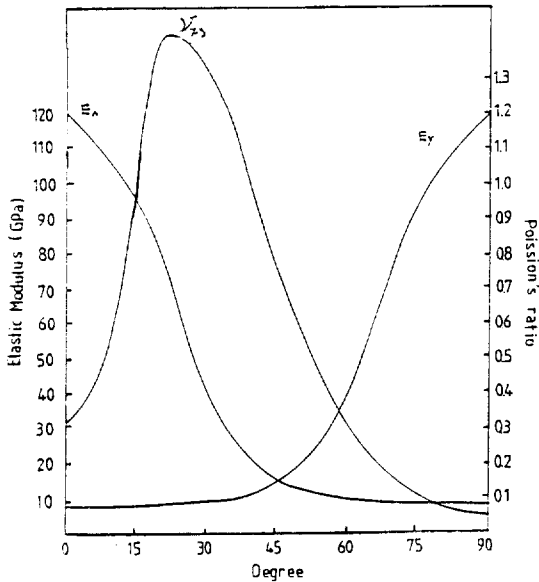


Fig. 8 Elastic constants of  $\pm\theta$  angle-ply laminates

Angle-ply는 적층판의 가장 기본적인 형태로서 섬유 방향각이 각각  $\pm 15^\circ, \pm 30^\circ, \pm 45^\circ, \pm 60^\circ, \pm 75^\circ$ 이며 8층으로 구성된 두께 1.1mm~1.3mm 적층판의 주축방향에 대한 탄성계수 ( $E_x$ ), 인장강도 ( $X_x$ ), 프아송 비 ( $\nu_{xy}$ )를 산출하고자, 직각 strain gage를 적층판의 길이 및 횡방향으로 Fig. 2와 같이 시험편 중앙에 부착 실험했다.

3)  $[10]_{8T}, [\pm 45]_{8T}$  시험편의 전단시험

복합재료의 기계적 성질중, 전단탄성계수 ( $G_{12}$ )와 전단강도 ( $S$ )의 측정 방법으로는 off-axis 시험 ( $10^\circ$  시험), torsional 원통시험,  $(\pm 45)_S$  적층판 시험, rail 전단 시험, cross beam 실험방법 등이 발표되었다. 본 연구에서는 시험제작 및 치구제작의 어려움이 수반되는 실험방법을 피하고 비교적 간단한 방법으로 실시할 수 있는  $(\pm 45^\circ)_{2S}$  적층판 실험과  $(10^\circ)_{8T}$  off-axis 시험방법으로 전단시험을 수행하였다.

4) 0, 45, 90로 조합된 적층판의 강도시험

Multidirectional 적층판의 기본형태로 탄성계수 ( $E_x$ ), 인장강도 ( $X_x$ ), 프아송비 ( $\nu_{xy}$ ) 값을 산출하고자 strain gage를 서로 직각되게 부착하여 시험시 적층판의 파손 형태와 AE 신호와의 관계를 정립하고 적층순서에 따라 시험편의 edge effect를 알기 위하여 시험기의 cross head speed가 0.4mm/mm 되게 균일변위 하중을 가했다.

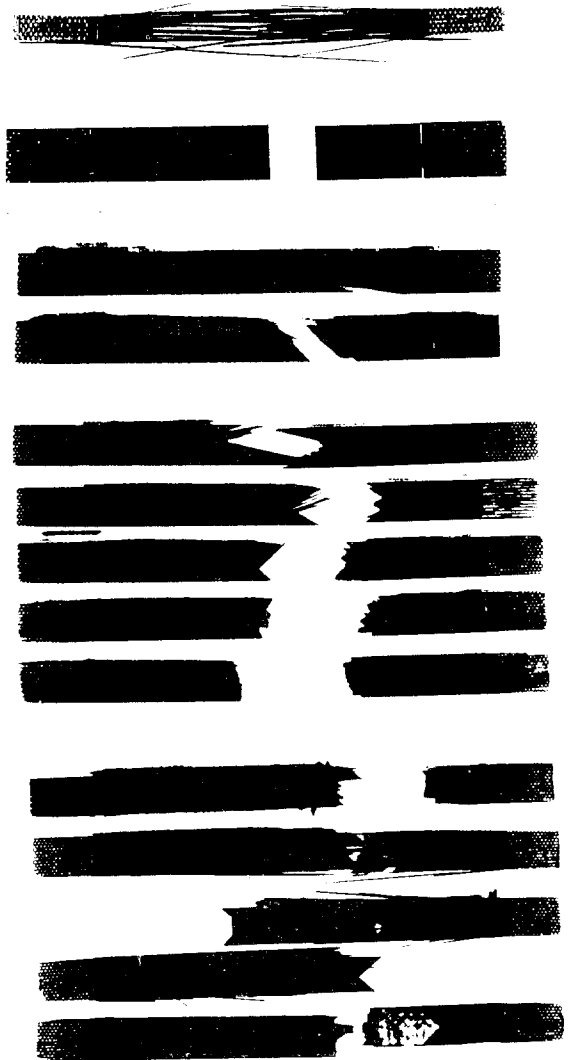


Photo 1 Fractured specimen

4. 실험 결과 및 고찰

본 실험에 사용된 CFRP의 실험결과 얻어진 재료 및 강도치는 Table 2, 3, 4와 같고 응력-변형도 선도는 Fig. 5, 6, 7과 같다. Fig. 5에서 보는 바와 같이  $[0^\circ]$  시험편의 응력변형도 선도는 하중이 500MPa까지는 직선적이었으나 그 이상의 하중에서는 탄성계수가 증가하여 다소 위로 오목한 경향을 나타내는데 이러한 현상은 하중이 증가함에 따라 섬유의 팽창이 일정한 한계에 접근하기 때문인 것으로 사료된다.

**Table 2** Mechanical properties of unidirectional reinforced laminates

		(0°) <sub>8T</sub>	(90°) <sub>8T</sub>	(10°) <sub>8T</sub>	(45°) <sub>8T</sub>
Width	mm	12.67	25.37	25.26	25.28
Thickness	mm	1.135	1.16	1.13	1.16
Fracture load	kg	2900.	88.1	615.2	112.8
Young's modulus	GPa	115.83	8.86	19.32	12.168
Tensile strength	MPa	1977.5	29.36	209.6	27.35
Poisson's ratio		0.329	0.023*	0.284	0.32
Max. strain			(0.025)		

\* ( )안은 계산값

**Table 3** Mechanical properties of angle ply

\* : 예상치, \*\* : 실험치

		(±15) <sub>2S</sub>	(±30) <sub>2S</sub>	(±45) <sub>2S</sub>	(±60) <sub>2S</sub>	(±75) <sub>2S</sub>	(0/90) <sub>2S</sub>
Section area	mm	29.28	29.62	29.77	29.98	29.88	29.71
Fracture load	kg	1,902	1,022.5	376.2	183.2	134.0	2,838
Longi modulus		*95.936	*37.976	*13.948	*8.752	*7.993	62.699
		**94.96	**44.40	*17.84	**10.78	*9.15	62.17
Tensile strength	MPa	630.42	338.55	123.91	57.06	43.96	940.06
Poisson's ratio		0.987	1.268	0.723	0.316	0.103	1.065
Maximum strain	%	0.65	1.31	2.92	1.20	0.564	1.49

**Table 4.** Mechanical properties of multidirectional reinforced laminates

Items	Laminate	(90/±45/0) <sub>s</sub>	(±45/0/90) <sub>s</sub>	(±45/90/0) <sub>s</sub>	(0/90/±45) <sub>s</sub>	(90/0/±45) <sub>s</sub>	예상치
Section area	mm <sup>2</sup>	29.41	31.39	30.07	29.61	30.09	
Fracture load	kg	1,550	1,553	1,560	1,558	1,610	1,763
Young's modulus	GPa	45.70	41.95	42.67	41.79	43.97	45.97
Tensile strength	MPa	516.92	485.1	508.79	516.05	524.67	526.62
Poisson's ratio		0.331	0.306	0.298	0.320	0.329	0.311
Maximum strain	%	1.32	1.41	1.35	1.46	1.02	1.23

Off-axis의 UD 시험편은 완전한 이방성을 띠므로 식 (3)을 만족되는 범위 내에서도 시험편의 end constrain으로 인한 실제 shear coupling ratio은 식(4)으로 표시되는데, 그 계산값은 정도로 비교적 작은 값으로 시험편의 end coupling의 큰 효과가 없는 것으로 생각되며, 균일응력하중 대신 균일변위하중을 가하여도 시험결과에 크게 영향을 미치지 않을 것으로 사료되며, 균일 응력하중을 가하지 않고 변위하중을 가했다.

$$\eta_{xy} = \frac{\bar{S}_{16}}{\bar{S}_{11}} \left[ 1 + \frac{3}{2} \left( \frac{W}{L_G} \right)^2 \left( \frac{\bar{S}_{66}}{\bar{S}_{11}} - \frac{\bar{S}_{16}}{\bar{S}_{11}} \right)^2 \right]^{-1} \quad (4)$$

$S_{ij}$  : Compliance

W : Width of test piece

$L_G$  : Gage length

Off-axis의 UD 시험편의 end constrain으로 인한 탄성계수는 식 (5) 같이 수정해 보면 수정되지 아니한 값(E)에 비해 5% 오차가 생김을 알 수 있었다.

$$E^* = \frac{E_x}{1 - \xi}$$

$$\xi = \frac{1}{\bar{S}_{11}} \left[ \frac{3\bar{S}_{16}^2}{3\bar{S}_{66} + 2\bar{S}_{11}(L_G/W)^2} \right] \quad (5)$$

[90°]<sub>8T</sub> 시험편에서는 섬유에 거의 하중이 작용하지 않고 지지만이 하중을 감당하게 되므로 E값은 기지의 특성만을 나타낸다고 볼 수 있다. 실험결과 Table 2에서 보면 실험값중 섬유방향 인장강도에 비해 횡방향 강도가 약 1.5%로 현저히 낮은 것은 기지(matrix) 내에 기포, 섬유와 기지와의 접촉불량, 시편, 성형시 in-hernt flaw 등 원인으로 생각된다.

**Table 5** Comparison of exp. data values with foreign product's composite of the mechanical properties

Type of Mat'l	T 300/5208 $C_r/E_p$	B (4)5505 Boron/ $E_p$	AS/3501 $G_r/E_p$	Scotchpoy 1002 Class/ $E_p$	Kevlar 49 Aramid/ $E_p$	HFC Carbon/ $E_p$	DOHO	
Fiber volume Fraction ( $V_f$ )	0.70	0.50	0.66	0.45	0.60	0.512	0.60	
Specific Gravity	1.6	2.0	1.6	1.8	1.46	1.54	1.54	
$E_1$	10 <sup>6</sup> psi 10 <sup>3</sup> kg/mm <sup>2</sup>	26.25 18.46	29.59 20.88	.02 14.08	5.60 3.94	11.02 7.75	17.09 12.01	16.8 11.81
$E_2$	10 <sup>6</sup> psi 10 <sup>3</sup> kg/mm <sup>2</sup>	1.49 1.05	2.68 1.88	1.30 0.91	1.20 0.84	0.80 0.56	1.106 0.777	1.30 0.903
$G_{12}$	10 <sup>6</sup> psi 10 <sup>3</sup> kg/mm <sup>2</sup>	1.04 0.73	0.81 0.57	1.03 0.72	0.60 0.42	0.33 0.23	0.679 0.477	0.754 0.526
$\nu_{12}$		0.28	0.23	0.30	0.26	0.34	0.27	0.316
$X$	10 <sup>3</sup> psi kg/mm <sup>2</sup>	217.56 152.96	182.75 128.49	209.87 147.55	154.03 108.29	203.06 142.77	191.31 134.50	275.5 201.5
$X'$	10 <sup>3</sup> psi kg/mm <sup>2</sup>	217.56 152.96	362.6 254.93	209.87 147.55	88.47 62.20	34.08 23.96	122.30 85.97	— —
$Y$	10 <sup>3</sup> psi kg/mm <sup>2</sup>	5.80 4.08	8.85 6.22	7.50 5.27	4.50 3.16	1.74 1.22	5.653 3.974	4.379 2.99
$Y'$	10 <sup>3</sup> psi kg/mm <sup>2</sup>	35.68 25.09	29.30 20.60	17.11 21.01	7.69 12.03	23.8 5.41	23.8 16.73	— —
$S$	10 <sup>3</sup> psi kg/mm <sup>2</sup>	9.86 6.93	9.72 6.83	13.49 9.48	10.44 7.34	4.93 3.47	15.83 11.13	17.1 10.98
$h$	in mm	0.00492 0.125	0.00492 0.125	0.00492 0.125	0.00492 0.125	0.00492 0.125	0.00492 0.125	0.00492 0.125

Reciprocal relation ( $E_{1\nu_{ij}}=E_j\nu_{ij}$ )에 의해 구한  $E_2=8.097$  값과 실험 결과를 비교한 결과 약 8.6%의 오차가 발생하였는데 이러한 것은 시편제작 및 시험오차에 기인한 것으로 생각되어진다.

45° 이하의 Angle-ply의 파손 mode는 각층이 fiber 방향에 나란하게 transverse crack인 intralaminar crack으로 인하여 섬유방향으로 절단되고 transverse crack으로 부터의 박리현상(interlaminar crack)로 인하여 층과 층 사이가 slip되며 떨어지는 현상을 볼 수 있었다. 이러한 층간 박리현상이 생기는 주 원인은 인접한 층 사이의 재료상수(프아송 비)의 불균형(mismatch) 및 상호영향계수로 인한 층간응력의 발생으로 언급된 바 있다. Fig. 8에서 보는 바와 같이 balanced, symmetric인 angle-ply 적층판에 경계조건으로 균일한 변위하중을 가하면 인접한 층사이에 프아송비의 차이는 21°~25°때 최대로 나타나고 상호영향계수(coefficient of mutual influence)의 최대 차이는 10°~14° 범위로 예측되는데, 이는 Herakovich[17]이 발표한 프아송 비 최대각 22°와 영향계수 최대각 11.5°와 일치

하고 있다.

[±15°]의 경우 파단하중에 이르기 직전에 기지에서 층간균열이 발생하여 섬유방향에 따라 시편 중앙부로 전파되는 현상을 관찰할 수 있었다. Photo. 2은 angle-ply 적층판의 실험후 파단된 상태를 촬영한 것이며 섬유방향 각도가 작을 경우 약간의 섬유 손상을 볼 수 있었으나 손상형태의 거의 모두가 기지파손에 의한 취성파단이 일어남을 볼 수 있다.

[±45°] angle-ply의 laminate의 기계적 성질은 기지(matrix) 특성이 가장 크게 영향을 미치고 주로 전단응력에 의한 파괴현상이 일어나며, 파손형태는 매우 ductile하여, Fig. 9에 보는 바와 같이 신장율이 가장 큰 것을 관찰할 수 있었다. 이러한 angle-ply판의 중립면( $x=0$ )에서는 적층판의 대칭성으로 인하여, 프아송비의 차이가 0(영)이며, +45°/-45° 경계에서 shear coupling이 존재하여 층간전단응력으로 인하여 층간박리 failure가 발생함을 확인할 수 있었다.

Fig. 9와 같이 전단응력과 전단변형도 관계가 초기에는 선형적으로 나타나다가 하중의 증가됨에 따라 기

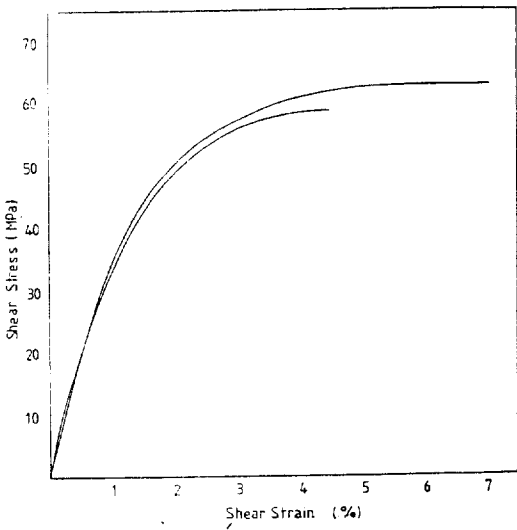


Fig. 9 Shear-stress-strain curve obtained from a tension test of a  $(\pm 45^\circ)_{2S}$  specimen

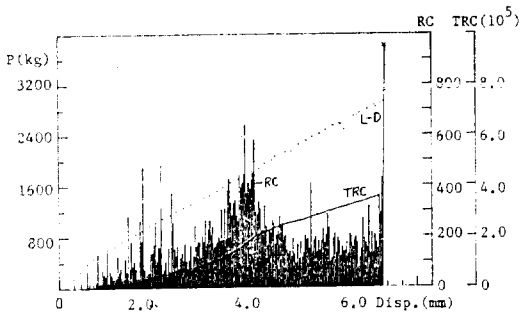


Fig. 10 Load vs. (total) ring down counts:  $(0^\circ)_{8T}$

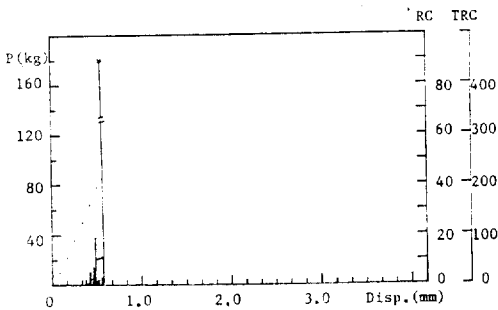


Fig. 11 Load vs. (total) ring down counts:  $(90^\circ)_{8T}$

지의 특성에 의하여 비선형적으로 나타나고 있다.  $\pm 45^\circ$ 에서 열팽창 계수의 차가 최대이고, 열에 의한 잔유응력(파단응력의 32%)을 고려한 CLT 방법과 실험 결과의 최후파단 값을 비교한 결과 실험값이 작게 나

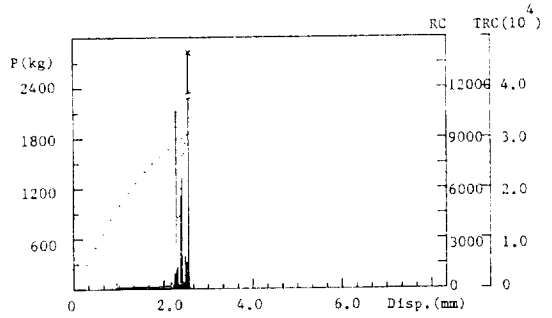


Fig. 12 Load vs. (total) ring down counts:  $(+15^\circ)_{2S}$

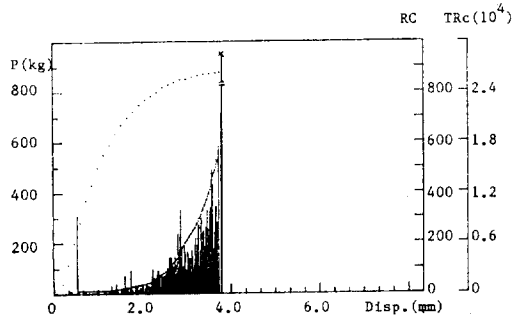


Fig. 13 Load vs. (total) ring down counts:  $(\pm 45^\circ)_{2S}$

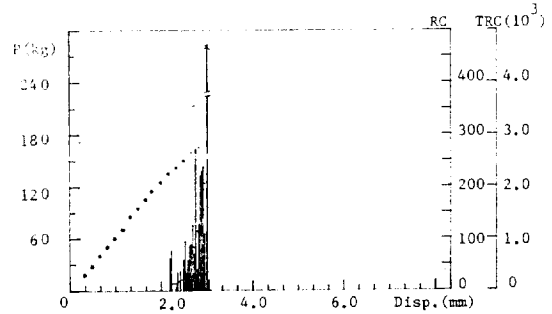


Fig. 14 Load vs. (total) ring down counts:  $(\pm 60^\circ)_{2S}$

타난 것은 층간 전단응력과 층간 수직응력을 고려하지 않았기 때문인 것으로 사료된다.

$[10^\circ]$  off-axis 시편을 사용하여 전단탄성계수를 식 (6)으로 산출하여,  $(\pm 45^\circ)$  시편에서 구한 값과 비교한 결과를 Table 5에 수록하였다. 이와 같은 두 시험 방법은 거의 같은 결과가 예측되었다.

Table 4의 시험 결과 값을 보면  $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$  섬유각으로 조합된 준등방성 적층판이 균일 변위하중을 받을 때 시험결과 값중 가장 큰 값과 가장 작은 값을 CLT 방법으로 구한 예상치와 비교해 볼때, 인장강도 면에수는 최고 8%에서 최저 3%까지 오차가 생겼고,



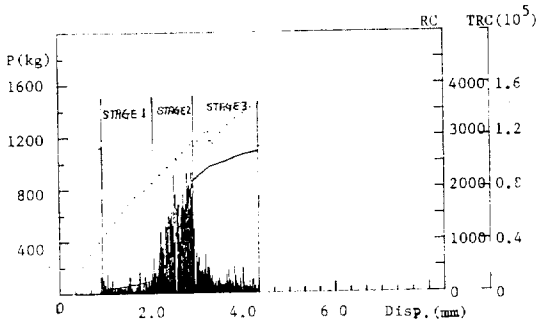


Fig. 15 Load vs. (total) ring down counts

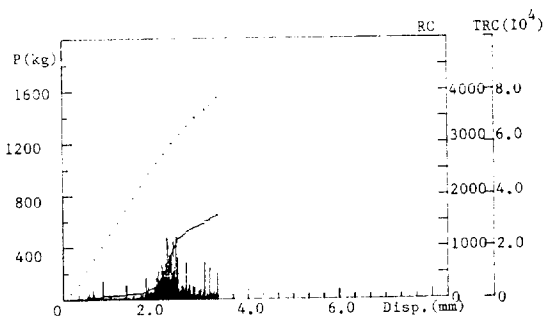


Fig. 16 Load vs. (total) ring down counts: (±45°)

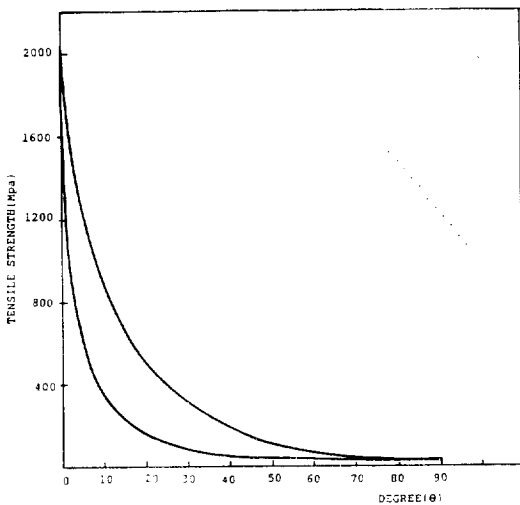


Fig. 17 Tensile strength of angle ply and off axis laminate

또 시험 값중 적층순서에 따른 탄성계수와 프아송비는 큰 차이가 없었다. Fig. 7에 볼 수 있는 바와 같이 응력이 400MPa 이상에서 변형도가 급격히 변하여 곡선의 꺾임을 볼 수 있는데 이는 층간분리 현상으로 강성

의 저하를 가져와 응력-변형도 곡선의 비선형 부분이 생긴다. 일찌기 Pipes와 Pagano는 자유단 부근에서 층간응력은 적층판의 파손과 강도 결정에 중요함을 밝힌 바 있다.

[0/±45/90], [±45/0/90], [±45/90/0] 적층판은 파단하중값 가까이 되면 층간 박리현상이 현저하게 발생하여, 층간의 갈라짐을 육안으로 관찰할 수 있었다. 적층판에 균일한 변위하중이 작용할 때의 응력상태는 자유 경계단에 가까워 질수록  $\sigma_x$ 는 점점 감소되며  $\sigma_y$  및  $\tau_{xy}$ 는 영이 된다. 그러나, 경계단부에서는 층간 수직응력( $\sigma_z$ )과 층간전단응력( $\tau_{xz}$ ) 값이 현저하게 증가되는 반면 집착층의 강도가 상대적으로 낮기 때문에 이러한 층간박리현상이 발생한다. 이러한 현상은  $\sigma_z$ 로 인한 모우멘트가  $\sigma_y$ 로 인한 모우멘트 평형을 유지시키기 위함이며, 또  $\tau_{yz}$ 로 알 수 있다. Fig. 7과 Table 4에서 보는 바와 같이 [90/0/±45] 적층판이, [±45/0/90] 적층판 보다 5% 정도 강도가 높은 것을 관찰할 수 있는데, 이는 적층순서에 따라 층간 수직응력이 인장 혹은 압축으로 나타남을 볼 수 있다. 그러므로 적층판의 강도를 증가시키기 위해서는 층간박리현상을 방지할 수 있도록 적층순서를 고려하여 층간수직 응력을 0(영) 혹은 압축응력이 작용하도록 해야 한다.

실험시 적층판의 +45°/-45°층 사이가 층간분리현상을 관찰할 수 있는데 이는 Peter[6]와 Carl T.[17]이 발표한 바와 동일한 것임을 확인할 수 있었다. Table 6은 본 실험에서 사용한 DOHO 제품과 대표적인 외국산 복합재와의 기계적 성질을 비교한 표이다.

Fig. 10~16는 대표적인 하중시간 곡선과 ringdown counts(RC), total ringdown counts(TRC)와의 관계를 표시했다. Fig. 9에서 보는 바와 같이 (0°)<sub>RT</sub> 시험편의 경우 AE는 최대하중점의 약 10%에서 발생하기 시작하며 RC는 AE의 발생으로 부터 지속적으로 증가하여 최대하중점의 약 60%에서 최대가 되고 그 이후는 다소 감소하여 파단에 이르고 있다. 또 TRC는 거의 선형적인 증가를 보이고 있으나 최대하중점의 약 60% 근방에서 작은 천이영역을 나타내고 있다. 이는 최대하중점의 약 10%에서 기지의 탄성변형 및 크랙이 발생하는 것이며 천이영역의 시작점의 50% 근방에서 층간박리가 시작되는 것이라 생각할 수 있다. 이와같이 매우 작은 하중영역에서도 기지 크랙이 발생하는데 이들은 하중이 증가하여 다른 영역에서 약한 섬유가 파괴될 때까지는 그림되어 안정을 유지하므로 최종파괴에 지배적인 영향을 주는 것은 아니다. 하중의 증가

에 따라 기지크랙의 증가와 크랙에 수직한 섬유방향을 따라 크랙이 진전하게 되고 층간박리와 섬유의 인발등을 거쳐 최종파단에 이르게 될 것으로 사료된다.

Fig. 11의  $(90^\circ)_{8T}$  시험편은 최대하중점의 약 75%에서 AE 신호가 발생한 후 곧 파단되었는데 이는 보통 20~30%에서 AE 신호가 발생하는 것에 비해 기지 자체의 취성이 크고 결함 등에 의한 영향도 고려되어야 할 것이다. Fig. 11, 12, 13은  $(\pm\theta)_{2S}$ 에 대한 하중시간 곡선과 counts와의 관계를 나타낸 것이다. 여기서는  $(\pm\theta)$ 가 증가할수록 최대하중점, RC, TRC 등이 모두 감소하고 있으며 Photo. 1에서 보는 바와 같이  $(\pm 45^\circ)$ 까지는 섬유의 파단이 일어나지 않았고 그 이상의 각도에서는 파단이 발생하였다.  $(\pm 15^\circ)_{2S}$ 의 경우 최대하중의 30%에서 AE가 발생하기 시작하며 비교적 큰 하중의 증가에도 불구하고 신호가 다소 증가하다가 약 90%에서 급격히 많은 신호와 함께 곧 파단에 이르고 있다. 이는 기지의 크랙과 섬유방향을 따른 섬유와 기지의 분리가 계속 진행된 후 최대하중의 90% 근방에서 층간박리에 의해 급격히 파단되었음을 알 수 있다.  $(\pm 45^\circ)$ 는 최대하중의 약 14%에서 신호가 발생하여 40%까지는 미소한 증가를 보이나 그 후부터 최대하중점까지는 지수함수적으로 증가하였는데 이는 기지의 크랙이후 섬유와 기지의 접촉면의 분리와 층간 박리가 중첩되어 최종 파단에 도달한 것으로 추정된다.  $(+60)_{2S}$ 는 최대하중점의 약 70%에서 기지 크랙이 발생하고 층간박리 보다는 섬유와 기지 사이의 진전에 의해 매우 낮은 하중에서 섬유가 moment를 받아 파단되었다.

Fig. 14, 15에 나타난 바와 같이  $[90/0/\pm 45]_S$  및  $[\pm 45/0/90]_S$ 의 준등방성 적층판에서는 sensor를 90층에 접착한 Fig. 14가 전체적으로 많은 AE신호가 검출되었는데 이는 먼저 90층의 기지 크랙이 발생하고 이것이 내부에서 발생하는 신호의 방출을 용이하게 했기 때문일 것으로 생각된다. 또한 TRC는 크게 그 경사도에 의해 3단계로 구분되어 지는데 제 1 단계는 하중과 변위가 비례하며 기지크랙의 발생과 진전과정이나 볼 수 있는데 여기서는 적은 level의 amplitude가 발생하고 kaiser 효과가 유효한 구간으로 알려지고 있다 제 2 단계에서는 AE의 신호가 급격히 증가하게 되는데 이 구간에서는 가정음을 수반하고 micro damage가 하중의 증가에 따라 증가하게 되며 kaiser 효과는 유효하지 않게 된다.

제 3 단계에서는 더욱 큰 섬유의 인발을 수반하고 최종파단에 이르는 구간이라고 생각할 수 있다. AE 호층 counts에 의한 결과의 고찰이며 amplitude, spec-

trum 해석 및 SEM에 의한 미시적 해석이 계속되어 질 것이다.

## 5. 결 론

Carben/epoxy 섬유강화 복합재료의 기계적 성질을 측정하고 AE를 이용 파손과정의 검출 및 평가에 의해 얻어진 결과는 다음과 같다.

1) 단축방향 섬유강화(UD), angle ply  $(\pm\theta)$ , 그리고 0,  $\pm 45$ , 90로 조합한 준등방성 적층판의 탄성계수, 프아송비, 인장강도 등 기계적 특성을 측정하여 그 결과를 요약화하여 CLT 방법과 비교하였고 각각 종 및 횡방향의 응력변형도 관계를 도출하였다.

2)  $[\pm 45]_{2S}$  angle ply와 off axis  $[10]_{8T}$  일축 인장 실험으로 매트릭스의 특성이 잘 나타나는 전단탄성계수, 전단강도, 전단응력 그리고 전단변형도 관계를 도출하였다.

3)  $\pm 45$ ,  $\pm 30$  angle ply 적층판의 경우, 면내 전단응력과 층간전단에 의한 층간박리 현상의 상호작용에 의하여 파괴될 때 섬유의 손상이 거의 없음을 육안으로 관찰했다.

4) 본 실험결과 값과 외국문헌에 나타난 수치를 비교해 보면 섬유방향에 대한 인장강도는 비교적 높은 값이었으나 섬유 횡방향과  $[\pm 45]_{2S}$ 에 대해서는 상당히 낮은 값이 시험결과로 얻어진 것은 기지내에 기공, 섬유와 기지와의 접촉불량, 시험성형시 inherent flaw 등의 원인으로 유추되며, 앞으로 SEM 사진 등을 촬영하여 기지의 미시적 결함을 탐색해야 할 것이다.

5) 측정값은 비교적 큰 편차 없이 안정된 값을 보였으며 C.L.T값과 비교할 때 비교적 일치하고 있다.

6) 0,  $\pm 45$ , 90로 조합된 적층판의 강도는 Table 4에 나타난 바와 같이 적층순서에 따라 5% 정도의 강도 차가 생기는데 반하여 탄성계수와 프아송비는 큰 차이는 없었다.

7) 3축 시험편 TRC 의해 3단계로 구분할 수 있으며 90°층이 외층에 적층될 때 전체적인 AE 신호가 많았고 1단계에서는 기지크랙, 2단계에서는 층간박리, 3단계는 섬유의 파단이 시작되는 과정이다 판단된다.

## 참 고 문 헌

- [1] Stephen W. Tsai, "Composites Design 1986", U.S. Air Force Materials Lab, 1986.
- [2] Leif A. Carlsson and R. Byron Pipes, "Experi-

- mental Characterisation of Advanced Composite Materials", PRENTICE-HALL, INC, Englewood Cliffs, New Jersey 07632.
- [3] Christos C. Chamis and Jhon H. Sinclair, "Off-Axis Tensile Test for Intralaminar Shear Characterization of Fiber Composites", NASA TND-8215, April 1976.
- [4] R.M. Jones, "Mechanics of Composite Materials", McGraw-Hill Book Co., 1980.
- [5] S.W. Tsai and H.T. Hahn, "Introduction to Composite Materials", Technomic Publishing Co., 1980.
- [6] Bell Helicopter Specification, Tensile Properties, Methode 601 N; 299-947-299, 13 August 1976.
- [7] R.G. Liptai, general charman, "Detection of Fiber Cracking by Acoustic Emission", ASTM STP. 505.
- [8] John Delmonte, "Technology of Carbon and Graphite Fiber Composites," Van Nostrand Reinhold Company, 80-170980.
- [9] R.Y. Kim, "On the Off-Axis and Angle-Ply Strength of Composites", ASTM, STP. 734, May 1981.
- [10] S.E. Yamada and C.T. Sun, "Analysis of Laminate Strength and Its Distribution", *J. of Com. Mat.*, Vol. 12, 1978, pp.275-284.
- [11] S.Y. Elliott, "Boron/Aluminum Skins for the DC-10 Aft pylon", ASTM, STP 617, 1977, pp. 358-371.
- [12] Stephen W. Tsai, "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials", *J. of Comp. Mat.*, Vol. 15, Jan. 1971, pp.58-80.
- [13] R.P. Rizzo, "More on the Influence of End constraints on Off-Axis Tensile Tests", *J. of Comp. Mat.*, Vol. 3, Apr. 1969, pp.202-219.
- [14] N.J. Pagand and J.C. Halpin, "Influence of End Constraints in the Testing of Anisotropic Bodies", *J. of Comp. Mat.*, Vol. 2, Tan 1968, pp.18-31.
- [15] J.F. Mandell and F.J. McGarry, "Fiber Orientation, Crack Velocity and Cyclic Loading Effects on the Mode of Crack Extension in Fiber Reinforced plastics", Foilure Modes in Composites II, TMS/AIME, 1974, pp.33-67.
- [16] Peter W. Hsu and Carl T. "Edge Effects in Angle-ply Composite Laminates", *J. of Com. Mat.*, Vol. 11, 1977, p.422.
- [17] Carl T. Herakovich, "On the Relationship Between Engineering Properties and Delamination of Composite Materials", *J. of Comp. Mat.*, Vol. 15, (1981) p.336.
- [18] Abdel A., Fahmy, Harvey A., West and Mark A. Elkins, "Properties and residual stresses in Angle-ply polymer matrix composites" AMMRC TR82-12. March. 1982.
- [19] A.S.D. Wang and F.W. Crossman, "Edge Effects on Thermally Induced Stresses in Composite Laminates", *J. of Com. Mat.*, Vol, 11, 1977, pp.300-312.
- [20] N.J. Pagano and R.B. Pipes, "Some observation on the Interlaminar Strength of Composite Laminates", *Int. J. Mech. Sci.*, Vol. 15, pp.679-688, (1973).
- [21] 김광수, 홍창선, "Angle-Ply 복합적 층판의 층간 균열 해석", 대한기계학회 논문집, 제 9 권, 제 3 호, 1985, pp.319-326.