
 論 文

大韓造船學會誌
 第26卷 第4號 1989年 12月
 Journal of the Society of
 Naval Architects of Korea
 Vol. 26, No. 4, December 1989

원공이 있는 복합적층판의 파괴특성 연구

송 관 형, 이 재 욱

Study on Failure Characteristics of Laminate with a Hole

by

K.H. Song* and J.W. Lee**

요 약

복합적층 구조물의 체결특성을 연구하기에 앞서 구조물 제작시 필연적으로 대두되는 원공이 있는 적층판의 기 제시된 몇 가지 파괴해석 모델을 고찰하고, 파괴특성을 알아 보았다. 또한, 원공이 있는 단일방향 복합재료와 $[\pm 45^\circ]_2s$, $[0^\circ/90^\circ]_2s$, $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$ 적층판의 시편실험 결과를 이용, 특성길이를 계산하여 파손강도를 예측하고자 했다.

AE(Acoustic Emission) 실험평가는 주로 손상의 발생과 거동을 추적하여 파손과정을 평가하는 방법으로 사용했고 Ultrasonic 시험법은 초기 손상검출, 손상 영역의 크기를 규명하고자 했다.

ABSTRACT

This Paper is concerned with the fracture behavior of Unidirectional Laminate (UD) and the characteristic length of Multidirectional Laminate (MD) around hole under the Uniform Tensile Strain.

Two fracture mechanical concepts of the Waddoups-Eisenman-Kaminski (WEK) model based on the Linear Elastic Fracture Mechanics (LEFM) and the Whitney-Nuismer Model based on Point and Average Stress Criteria were applied.

The characteristic length of a laminate with a hole is then obtained using the coefficient of stress reduction and the experimental results, and it can be utilized in predicting the stress level at which the specimen will fracture.

The results of the fracture characteristics and the strength of the specimens having a hole in the center can be used as the important experimental data in the research branch of the mechanical fastening of laminated structures.

The Ultrasonic scanning and the Acoustic Emission (AE) method were utilized in order to find out the initial defects and the fracture behavior, respectively.

접수일자 : 1989년 6월 21일, 제정수일자 : 1989년 8월 26일

* 정희원, 충남대학교 공대 선박해양공학과

** 정희원, 인하대학교 공대 선박해양공학과

부 호 설 명

W	: Width of specimen
R	: Circular hole radius
a_0	: Characteristic length for point stress criterion
a_0	: Characteristic length for average stress criterion
a^*	: Characteristic length for WEK model
σ_N	: Critical stress for finite width plate
σ_N^{∞}	: Critical stress for infinite plate
σ_0	: Unnotched tensile strength
K_C, K_Q	: Critical stress intensity factor
K_T	: Stress concentration factor(SCF)
K_T^{∞}	: Stress concentration factor for infinite plate
E_{ij}	: Effective elastic module
ν_{ij}	: Poisson's ration of laminate
$F(R/W)$: Finite width correction factor
X_T	: Tensial strength
Y_T	: Trans. strength
S	: Shear strength
σ_1	: Stress in fiber direction
σ_2	: Stress in normal fiber direction
τ_{12}	: Shear stress in X-Y coordinate
$U.D$: Unidirectional laminates
$M.D$: Multidirectional laminates

1. 서 론

복합재료는 일반 금속재료에 비해 강도/무게 및 강성/무게 등이 클뿐만 아니라 적층순서 및 적층각도를 임의로 변화시켜 재료의 사용 용도에 따라 적합한 재료로 설계·제작할 수 있어, 그 사용이 스포츠 용품, 항공우주분야, 자동차 그리고 선박분야 등에 그 수효가 확대되어 가고 있다.

복합재료는 가볍고, 썩지 않고, 진동에 강하고, 열신축성 등 많은 장점이 인정되어 요트, 보우트, 화학물 운반선, 잠수정, 어선, 군함같은 특수선 등에 크게 활용될 전망이다.

복합재료의 파괴역학은 크게 미시적 방법과 거시적 방법으로 분류할 수 있는데, heterogeneous material 경계면에 균열이 있는 경우의 역학적 거동을 연구하고

그 결과를 복합재료로 확장하는 방법 및 복합재료 내부의 섬유파괴를 예측하여 파괴된 섬유가 재료의 강도에 어떤 영향을 미치는지를 연구하는 미시적 통계처리방법과 선형탄성파괴역학(LEFM)을 적용하여 heterogeneous material을 homogenous anisotropic으로 확장 가정하여 문제에 접근하는 거시적 방법[9]이 있다. 이들중 전자의 방법은 근본적 해석방법이지만 현재로서는 정량적 해석은 어려움이 있다.

1970년대 부터 실제 구조물의 많은 부분을 차지하고 있는 유공 복합적층판의 강도해석에 대한 중요성이 인식되어 많은 연구가 진행되었다.

본 연구에서는 파단강도 예측을 위해 WEK모델[9], 점응력기준[6,17], 평균응력기준[6,17] 등의 제시된 기준의 모델에 실험결과값을 사용하여 특성길이를 각각 구하였고, 이러한 특성길이를 원용하여 특성길이만큼 떨어진 곳에서의 응력상태를 적절한 파단조건식에 대입 파손강도를 예측하고자 했다.

특히 복합재료 구조물 제작시 필연적으로 요구되는 기계적체결(mechanical fastener)부의 강도해석을 위한 선행연구의 일환으로 원공이 있는 복합적층판의 원공주위의 파손거동과 강도 예측방법을 시편실험을 통하여 연구하였다.

2. 복합적층판의 파괴 특성

2.1. 복합적층판의 파괴 예측에 관한 이론

Waddoups 등[9]은 선형파괴역학(LEFM)을 토대로 하여 WEK(Waddoups-Eisenmann-Kaminski)모델을 제시했으며, Whitney 등[6,17]은 점응력기준(point stress criterion)과 평균응력기준(average stress criterion) 등을 제시하여 특성길이(characteristic length) 개념을 따라 hole 주위의 파손을 예측하였다.

1) WEK모델

Waddoups 등은 중앙부에 원공이 있는 구한평판이 단축하중을 받을때, WEK모델[9]을 제시했는데 이는 원공주위에서 에너지 집중영역이 존재하며, 그 특성길이 a^* 를 원공주위에서 성장하는 균열길이라고 가정하여 σ_N 을 예측했다.

$$\sigma_N^{\infty}/\sigma_0 = \sqrt{a^*/(a+a^*)} \quad (1)$$

$$\sigma_N^{\infty} = Y\sigma_N$$

또한 Bowie[24]는 원공주위에 균열길이 a^* 가 있는 등방성 구한평판의 파단강도, σ_N^{∞} 를 탄성해로부터 다음과 같이 구했다.

$$\sigma_N^{\infty} = \frac{K_C}{\sqrt{\pi a^* f(a^*/R)}} \quad (2)$$

여기서,

$f(a^*/R)$: Bowie hole factor

식 (2)로부터 원공이 없는 평판의 파단강도 σ_0 는 $f(a^*/R)=1$ 이므로

$$\sigma_0 = \frac{K_C}{\sqrt{\pi \cdot a^*}}$$

$$\frac{\sigma_N^{\infty}}{\sigma_0} = \frac{1}{f(a^*/R)}$$

원공이 있는 무한판과 유한판과의 관계를 응력확대계수를 쓰던 식 (3)과 같고 유한폭 수정계수는 식 (15)와 같다.

$$\sigma_N^{\infty} = \frac{K_T}{K_T^{\infty}} \sigma_N \quad (3)$$

2) Whitney 및 Nuismer 이론

Whitney 등은 LEFM을 도입하지 않고, 원공전단의 응력분포 특성으로부터 적당한 가정을 도입하여, 원공이 있는 복합재료 평판의 파단하중 예측을 위한 두 개의 parameter model(점응력기준과 평균응력기준)을 제시했다. 또한, 원공이 있는 복합재료의 파괴는 최대응력이 극부적으로 작용할 때, 그 파단강도를 최대응력 작용점만으로 생각하는 것은 곤란하므로 파단이 일어나기 위해서는 원공주위의 일정구간 이상이 일체 응력을 받아야만 한다고 생각하여 그 특성길이(d_0 및 a_0)를 재료상수로 가정했다.

중앙원공이 있는 직교이방성재료의 무한평판이 단축하중 작용시, x 축에 따른 σ_y 의 분포는 식 (4)와 같이 Konish[28]의 근사해로 표시된다.

$$\sigma_y(x, 0) = \frac{\sigma_y^{\infty}}{2} \left\{ 2 + \left(\frac{R}{x}\right)^2 + 3\left(\frac{R}{x}\right)^4 - (K_T^{\infty} - 3) \left[5\left(\frac{R}{x}\right)^6 - 7\left(\frac{R}{x}\right)^8 \right] \right\} \quad (4)$$

단, $x \geq R$

식 (4)는 적층판안에 90° ply가 50% 이내로 포함될 때 Lekhnitskii[30]의 엄밀해와 일치하며 여기서, K_T^{∞} 는 무한평판에서의 직교이방성 응력집중계수이고 엄밀해는 식 (5)와 같다.

$$K_T^{\infty} = 1 + \sqrt{2 \left(\frac{E_y}{E_x} - \nu_{yx} - \frac{E_y}{2G_{xy}} \right)} \quad (5)$$

a) 점응력 기준

Fig. 1과 같이 원공주위로부터 특성길이(d_0)만큼 떨어진 곳의 응력이 원공이 없는 적층판의 파단강도 σ_0 와 같을때 파괴가 생긴다는 가정이다.

$$\sigma_y(x, 0) \Big|_{x=R+d_0} = \sigma_0 \quad (6)$$

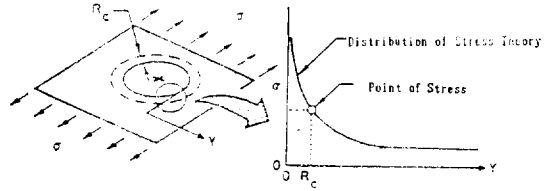


Fig. 1 Hypothesis of fracture stress

(6)식을 (4)식에 대입하면 무한직교이방성 판의 강도는

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

여기서, $\xi_1 = R/(R+d_0)$

원공이 매우 작을 때 : $\sigma_N^{\infty}/\sigma_0 = 1$,

원공이 매우 클때 : $\sigma_N^{\infty}/\sigma_0 = 1/K_T^{\infty}$

b) 평균응력 기준

Fig. 1과 같이 원공주위로부터 특성길이(a_0)만큼 떨어진 곳까지의 응력평균값이 σ 에 도달하면 파괴가 생긴다는 가정이다.

$$\frac{1}{a_0} \int_R^{R+a_0} \sigma_y(x, 0) dx = \sigma_0 \quad (8)$$

식 (8)을 식 (4)에 대입하면

$$\frac{\sigma_N^{\infty}}{\sigma_0} = \frac{2(1-\xi_2)}{\{2 - \xi_2^2 - \xi_2^4 + (K_T^{\infty} - 3)(\xi_2^6 - \xi_2^8)\}} \quad (9)$$

여기서, $\xi_2 = R/(R+a_0)$

$\sigma_N^{\infty}/\sigma_0$ 는 1과 $1/K_T^{\infty}$ 의 범위내에서 변함.

파괴는 균열진전 과정이나 변형때 발생할 만큼 이미 존재하고 있는 재료 구조상의 flaw에 의해 발생한다.

Table 1은 Whitney를 비롯한 몇몇 연구자들은 손상 부분의 특성길이는 원공의 직경과 관계가 없는 재료상수로써 특성길이를 한정했으나 Karlak[25], Prabhakaran[26] 등은 특성 길이는 재료상수가 아니고 원공 직경이 크기와 관계가 있다고 했다.

3) Modified Whitney Model

Karlak[25]은 Whitney의 점응력기준식을 개선하여 새로운 3 parameter model을 제시하여 적층판의 파단강도를 예측하였다. 그는 Whitney model에서 재료상수로 제시된 특성길이 d_0 를 원공의 반경에 따라 변한다고 가정, 그 값을 notch sensitivity factor K 와 exponential parameter m 의 함수로 정의 하였다.

$$d_0 = \frac{1}{K} \left(\frac{R}{R_0} \right)^m \quad (10)$$

R_0 : Reference radius

Table 1 Definition of characteristics length in laminate with hole

Publisher	Material	Characteristics Length
Waddoups et al[9]	Carbon/Epoxy [0°/45°]2s	1
Garbo et al[33]	AS/3501-6 [0°/±45°/90°]s	0.5
Lo K.H. et al[16]	SP-286 T300/Epoxy[0°/±45°/90°]s	1.9
Karлак[25]	T300/934 [±45°/0°/90°]s, [90°/0°/±45°]s	0.15√R, 0.11√R
Prabhakaran[26]	Glass E/Epoxy	f(R), R≠ R _c

$$\frac{\sigma_N^{\infty}}{\sigma_0} = 2(2 + \lambda^2 + 3\lambda^4 - (K\bar{\gamma} - 3)(5\lambda^6 - 7\lambda^8))^{-1} \quad (11)$$

여기서, $\lambda = (1 - R^{m-1} \cdot R^m \cdot K^{-1})^{-1}$, $0 \leq m < 1$

이 모델은 원공주위의 응력분포로부터 유공판의 강도를 예측한다는 점에서 Whitney model과 기본개념은 동일하나 parameter의 숫자를 3개로 증가시킴으로써 실험결과와 비교적 잘 일치시키고 있다.

2.2. 단일방향 복합층판의 파손이론

재료 주축방향으로 작용하는 변형도 혹은 응력성분이 그 방향의 파단변형도 또는 파단응력 보다 클경우 파손이 발생한다고 보는 최대변형도 기준식과 최대응력기준식이 있으나 이들은 각 응력간의 상호작용이 고려되지 못함으로 다음과 같은 4가지 기준식들이 많이 사용된다.

○ Tsai-Hill 기준식 :

$$\left(\frac{\sigma_1}{x}\right)^2 - \frac{\sigma_1\sigma_2}{x^2} + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1$$

$$\frac{\cos^2\theta}{x^2} + \left(\frac{1}{S^2} - \frac{1}{x^2}\right)\cos^2\theta \cdot \sin^2\theta + \frac{\sin^2\theta}{Y^2} = \frac{1}{\sigma_x^2}$$

○ Tsai-Wu기준식 :

$$F_i\sigma_i + F_{ij}\sigma_i\sigma_j = 1, \quad i, j = 1, 2, \dots, 6$$

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\sigma_6 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_6^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1$$

여기서 F₁₂는 1과 2방향에서 법선응력간의 상호작용 계수로써 실험으로 구하기 힘든 계수이므로 F₁₂* = -1/2을 보통 사용한다.

○ Yamada-Sun식

Lamina의 전단강도에 미치는 lamination효과를 무시할 수 없다는 것이 기본개념이다.

$$(\sigma_1/X) + (\tau_{12}/S_c)^2 = e^2$$

e < 0, No failure
e ≥ 1, Failure

여기서, S_c는 동일한 0°층의 비율을 가진 cross ply laminate의 rail shear strength

2.3. 원공이 있는 이방성 재료의 응력해석

평형방정식과 적합방정식을 만족하는 Airy응력함수

를 사용하여 식 (12)의 특성방정식을 얻을 수 있다.

$$a_{11}\mu^4 - 2a_{16}\mu^3 + (2a_{12} + a_{66})\mu^2 - 2a_{26}\mu + a_{22} = 0 \quad (12)$$

μ_k는 특성방정식의 근이고 a_{ij}는 compliance 계수이다.

Savin[34]은 식 (13)과 같이 무한평판에 대하여

$$\sigma_x = \frac{\partial^2 F}{\partial y^2}, \quad \sigma_y = \frac{\partial^2 F}{\partial x^2}, \quad \tau_{xy} = \frac{\partial^2 F}{\partial x \partial y}$$

를 Airy 응력함수라고 놓고

$$\phi(Z_1) = \frac{dF_1(Z_1)}{dZ_2}$$

$$\psi'(Z_2) = \frac{dF_2(Z_2)}{dZ_2}$$

Savin은 다음과 같이 ϕ'(Z)과 ψ'(Z)를 유도하였다.

$$\phi'(Z_1) = \frac{-i\sigma_{\infty}}{2(\mu_1 - \mu_2)(1 + i\mu_1)} \left[1 - \frac{Z_1}{[Z_1^2 - a^2(1 + \mu_1^2)]^{1/2}} \right] \quad (13)$$

$$\psi'(Z_2) = \frac{-i\sigma_{\infty}}{2(\mu_1 - \mu_2)(1 + i\mu_2)} \left[1 - \frac{Z_2}{[Z_2^2 - a^2(1 + \mu_2^2)]^{1/2}} \right]$$

유공평판의 응력은 다음과 같다.

$$\sigma_x = \sigma_{x\infty} + 2R_c[\mu_1^2\phi'(Z_1) + \mu_2^2\psi'(Z_2)]$$

$$\sigma_y = \sigma_{y\infty} + 2R_c[\phi'(Z_1) + \psi'(Z_2)] \quad (14)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{xy\infty} - 2R_c[\mu_1\phi'(Z_1) + \mu_2\psi'(Z_2)]$$

단, [σ_{x∞}, σ_{y∞}, τ_{xy∞}]
= σ_∞[cos²α, sin²α, sin α cos α]

3. 시편의 제원 및 실험 방법

3.1. 시편의 성형제작

본 실험의 시편제작에 사용되는 재료는 Besfight (HTA) 12K Carbon/Epoxy로써 이것을 모재위에 섬유를 배열 함축시켜 prepreg를 제작했다. 이때 prepreg는 curing에 적합한 B-stage상태로, 가공된 prepreg를 적절히 적층하여 성형하였다.

시편용 적층판은 다이아몬드현 톱을 사용하여 ASTM

원공이 있는 복합적층판의 파괴특성 연구

D3039-76에 준하여 3개씩 시편을 제작하였다. 또한 결단 가공시 발생할 수 있는 자유단의 손상영역을 제거하기 위하여 #1200 에머리 페이퍼(emery paper)로 자유단을 연마하였고 완성된 시편의 치수 측정은 상, 중, 하의 위치를 각각 3회씩 측정하여 평균한 값을 사용하였으며 두께는 표면거칠기를 측정하여 0.15mm만큼 보정하였다.

시편의 종류는 Table 2와 같이 제작하였고 유공 시편의 원공주위 손상을 방지하기 위하여 유리판을 상하로 대고 다이아몬드 드릴로 가공하였다.

3.2. 실험장치 및 방법

본 실험에 사용된 장비는 5톤과 10톤 용량의 로드셀이 부착된 Tensilon/UTM 1-10,000C, 8 Channel Dynamic Strain Meter X-Y1-Y2-Y3 Recorder, 16Bit IBM PC, printer 등이다. 시편에 2축 스트레인게이지 및 extensometer를 장치하여 Table 2와 같이 $[0^\circ]_{ST}$ 와 $[90^\circ]_{ST}$ 적층판을 이용하여 E_1, E_2, ν_{12} 등을 측정하였고, G_{12} 는 간편한 방법으로 $[10^\circ]$ Off-axis 시편을 이용하여 구했다.

실험중 cross head speed가 0.4mm/min범위에서 실험을 수행하였다. 하중과 변위의 측정은 load cell을 통하여 감지되는 하중 출력과 스트레인 게이지에서 감지되는 미소저항의 변화를 dynamic strain meter

Table 2 Kind of specimen ($W=25.4\text{mm}$, $T=0.125\text{mm}$ (one ply))

No	Laminate	Hole Size	Remark
1	$[0^\circ]_{ST}$	—	For Longi. E_1
2	$[90^\circ]_{ST}$	—	For Trans. E_2
3	$[10^\circ]_{ST}$	—	For G_{12}
4	$[0^\circ]_{ST}$	3,5mm	
5	$[30^\circ]_{ST}$	3,5mm	
6	$[\pm 45^\circ]_{ST}$	3,5mm	
7	$[90^\circ]_{ST}$	3,5mm	
8	$[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_S$	3,5,7mm	
9	$[\pm 45^\circ]_{2S}$	3,5,7mm	
10	$[0^\circ/90^\circ]_{2S}$	3,5,7mm	For G_{12}

로 증폭시켜 A/D converter를 이용한 PC에서 데이터를 얻고 printer와 plotter로 처리하였다.

실험중 발생하는 AE신호의 탐지를 위해서는 공명 주파수가 175KHz인 AE sensor를 실리콘 그리스를 couplant로 하여 시편에 부착하고 pre-amp에서 60dB, main-amp에서 20dB 증폭하여 전체 gain이 80dB이 되도록 하였다.

Filter는 대역(band width)이 125~250KHz인 FL 12를 사용하였다. Threshold level의 설정은 oscillos-

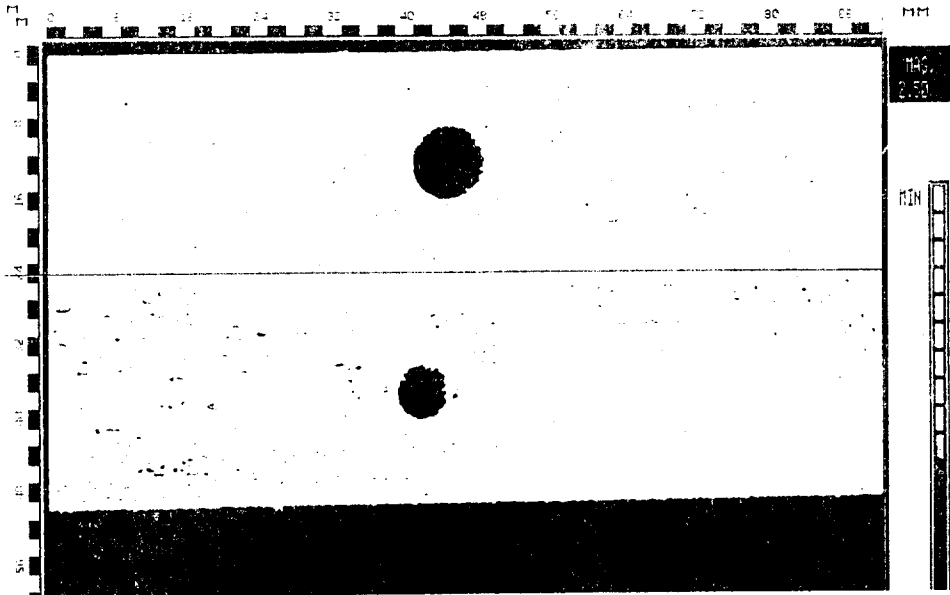
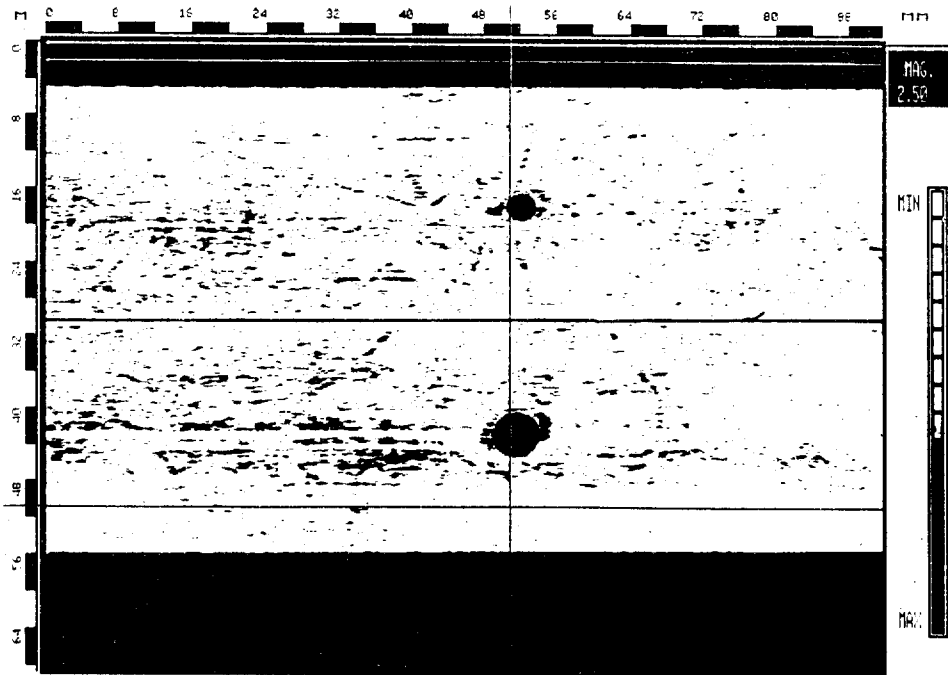


Photo. 1 C-SCAN image
 (above) $[\pm 45^\circ]_{2S}$
 (below) $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_{2S}$



ARROW KEYS to move CROSS, <ENTER> for OPTIONS, <ESC> to EXIT

Thu Feb 16 11:32:19 1989

Photo. 2 C-SCAN image of [0°] 8T

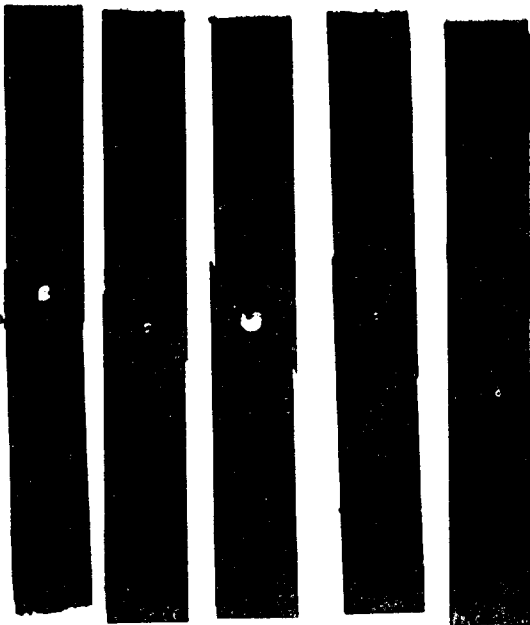


Photo. 3 Specimens of U.D with hole

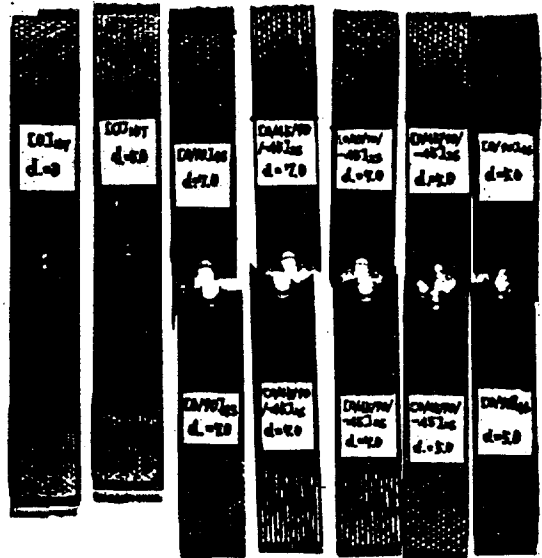


Photo. 4 Specimens of M.D. with hole

Table 3 Mechanical properties

Material	Longi. Modulus E_1 (GPa)	Trans. Modulus E_2 (GPa)	Poisson Ratio ν_{12}	Shear Modulus G_{12} (GPa)	Longi. Tens. Strength (MPa), X_T	Trans. Tens. Strength (MPa), Y_T	Shear Strength (MPa), S
Carbon/Epoxy (Besfight, TOHO)	115.83	8.86	0.329	5.16	1,870.0	66.0	76.2 ($\pm 45^\circ$ Angle)

cope에서 측정된 noise 이상과 같은 범위내에서 증폭 검출된 AE 신호는 신호처리 프로그램이 내장된 AET 5000 system에서 분석 처리되며 여기서 AE계수 (count), 총 계수(total counts) 등을 측정하였다.

초음파 탐상은 pulse-echo 방법을 사용하여 시험편의 표면과 저면 반사신호 그리고 저면 반사신호에 각각 gate를 설정하고 0.025mm spot으로 탐상하였다.

초음파 탐상시 scoustic focal apot를 시험편 중앙에 setting하여 탐상하였다. focal spot를 시험편의 중앙에 setting하고 peak detect gate를 시험편 저면 반사신호에 설정하여 탐상한 것이다. 이와 같이 gate 설정방법은 시험편 내부의 결함 및 섬유방향특성에 따른 초음파적 특성의 집적된 정보를 얻을 수 있다.

대표적인 시편 20개에 대하여 비파괴검사를 하고 탐상한 결과, 구멍 가공부에서 발생한 결함은 없었고, 시편 3개에서는 photo 2와 같이 원공주위에 결함이 발생한 것을 알 수 있었다.

4. 해석 프로그램

Savin[34]의 탄성해를 이용 평면응력상태에서 중앙 원공을 가진 균질이방성 무한평판의 응력분포를 예측할 수 있는 Fig. 11과 같은 flow chart의 프로그램을 도출하였다.

먼저 적층판의 응력을 구한후에 변형도를 구할 수 있으며 각 층의 stiffness matrix를 이용하여 lamina의 응력을 계산하고 특성길이와 파손기준식을 이용하여 ply by ply base로 파손 유무를 관찰하고 적층판의 최종 파단하중을 예측했다.

Ply by ply base로 해석함으로 unnotched strength를 실험에 의존하지 않고 lamina의 기본물성치를 사용 예측할 수 있도록 했다. 프로그램은 lamina의 기본물성값과 기하학적 형상을 입력하여 2축응력과 압축응력상태에서 강도에측이 가능토록 했다.

Savin의 탄성해가 무한 평판에 대한 엄밀해이므로 시편은 유한평판이므로 강도감도계수 산출시 heywood formula 식 (15)로 보정했다.

$$\sigma_N^* = \frac{K_T}{K_T^*} \sigma_N = \frac{2+(1-2R/W)^3}{3(1-2R/W)} \sigma_N \quad (15)$$

5. 실험결과 및 분석

5.1. 단일방향 보강섬유 적층판

원공주위에서 응력집중은 식 (5)을 사용하여 Table 4와 같은 계산 결과를 얻었다. 섬유의 방향이 하중의 방향과 일치된 인장하중을 받을때 90°에서 응력집중 ($K_{Tmax}=6.4$)이 최대가 되고 섬유방향이 0°에서 90°로 증가됨에 따라 응력집중 계수 ($K_{Tmax}=2.4$)가 점점 감소됨을 알 수 있다. 각 섬유 방향각에 따라 응력집중이 최대가 되는 점은 하중작용 방향에 대하여 반드시 90° 방향에서 발생되지 않는다. 또한, 0°의 섬유 방향각 적층판의 경우 90° 방향의 원공주위에서 파손이 일어나지 않고 τ_{12} (기어도 90%)에 의해 약 80° 방

Table 4 Initiation damage due to SCF of U.D laminates

Orientation of Fiber(deg.)	Max. SCF		Initiation Damage	
	K_{Tmax}	Position (deg.)	K_T	Position (deg.)
0°	6.4	90	3.5	79
30°	5.2	113	2.1	82
45°	4.1	123	2.0	78
90°	2.4	90	2.4	90

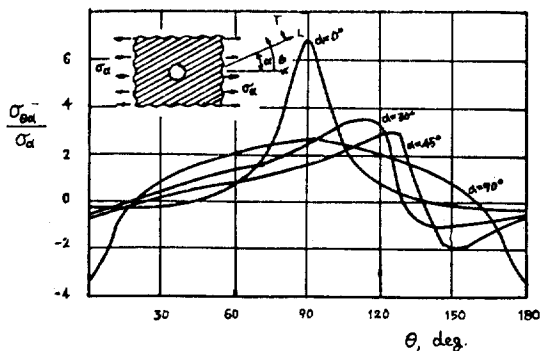


Fig. 2 Effect of fiber orientation of strses concentration

Table 5 Strength reduction factor of U.D laminate

Off-Axis(deg.)	D(mm)	σ_N (Mpa)	σ_0 (Mpa)	σ_N/σ_0	Prediction(MPa)
0°	3	415.5	1,870.0	0.22	377.7
	5	301.6		0.16	307.1
30°	3	82.3	135.8	0.61	78.5
	5	68.2		0.50	72.7
45°	3	55.0	93.8	0.59	54.3
	5	48.4		0.52	50.3
90°	3	29.1	66.0	0.44	32.3
	5	27.3		0.41	30.1

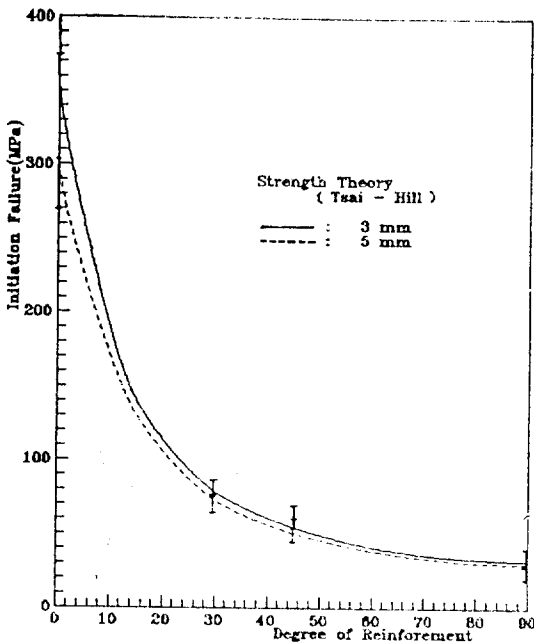


Fig. 3 Failure strength vs degree of fiber reinforcement composite with hole

향에서 발생했다.

UD 보강섬유가 5° 이하 각도에서는 수직응력이 주로 걸리게 되어 섬유와 판단이 생기고 5°~30°에서는 주로 전단응력이 작용하여 모재에 균열이 생겼으며 30°~60°에서는 위의 두가지 응력이 조합형태이고, 60° 이상에서 모재의 파괴가 일어남을 확인할 수 있었다.

Fig. 3은 원공직경이 3,5mm인 시편실험 결과 값과 Tsai-Hill식과 비교한 것이다. 소각도 보강섬유의 경우에 이들 값들은 서로 차가 크게 되는데 이것은 Tsai

-Hill식이 모재와 섬유의 미시적 파괴특성이 잘 나타나지 않았기 때문이라고 생각한다.

Fig. 4는 Tsai-Hill의 파손기준을 적용하기 위하여 R=0.5mm~2.5mm까지 0°에서 360°까지 15°씩 증가시키면서 파손부를 찾았다. 원공주위의 *표시는 크랙개시 위치를 나타내고 점선표시는 균열진전방향을 예상한 것이다. 복합적층판의 손상영역은 금속재료 파괴역학에서 소성역과 같은 역할을 함으로서 균열진전에 대하여 저항성을 높여 준다는 것을 확인할 수 있었다.

원공이 있는 이방성 판의 파손은 금속재료에서처럼 최대응력 집중으로 생기는 것이 아니고 여러 응력 성분들 간에 상호간섭 복합작용에 기인한다는 이론을 확인할 수 있었다.

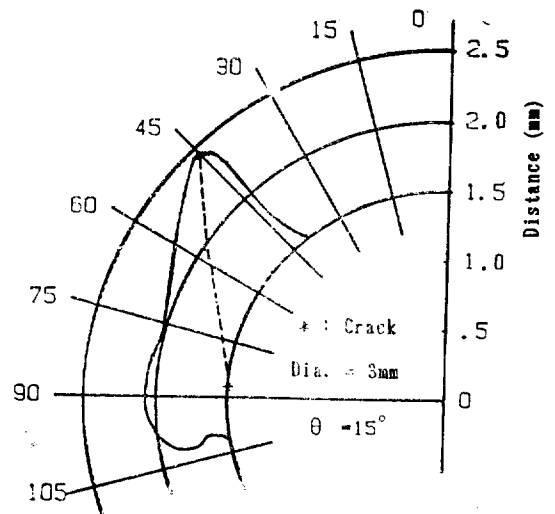


Fig. 4 Crack propagation zone around in 0° specimens

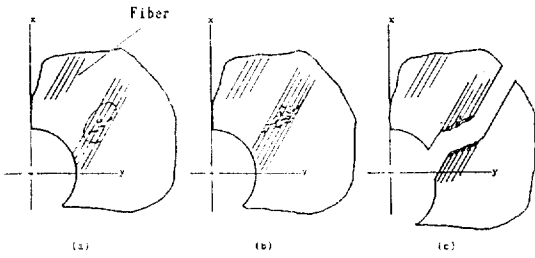


Fig. 5 Process of fracture

Fig. 5는 섬유 방향각이 10° 혹은 15°로 보강된 단일방향 적층판의 손상을 입은 후 파단되어가는 과정을 표시한 것이다. 실제로 손상은 원공주위에서 입지않고 그림 (a)와 같이 원공 주위에서 약간 떨어진 곳에서 먼저 모재파손이 생기고, 그림 (b)는 섬유가 파단되기 시작하는 과정으로 이때 큰 에너지가 소모되고 섬유와 평행한 방향으로 파손이 시작됨을 표시하고, 그림 (c)는 섬유의 파단과 함께 최종파단이 일어남을 나타낸 것이다. 이러한 파손과정은 1981년 Vancon. M[27]이 $[\pm 45^\circ]_s$ 시편에 하중을 가하면서 열 측정을 실시하여 손상영역을 추정한 결과와 일치하고 있다.

5.2. 다방향 보강섬유 적층판

1) WEK Model에 의한 접근방법

Waddoups model은 원공크기에 따른 유공판 강도의 변화를 적절히 표시할 수 있으며 비교적 단순한 형태로서 실제 설계에 적용이 쉽다. 그러나 적층판내에 균열진전이 self-similar를 가정하였고, 등방성재료와는 달리 파괴인성치와 파단강도의 직접적인 비례관계도를 설정하였다는 것이 문제이며, 압축응력을 받는 부재에 대해서는 적용할 수 없는 등의 제한을 갖고 있다.

2) Whitney Model에 의한 접근방법

점응력 기준 식(7)과 평균응력 기준 식(9)에 실험결과를 대입하여 각 적층판의 특성길이 d_0 와 a_0 를 구하여 그 결과를 Table 8에 수록하였다. 특성길이는 준 등방성적층판 $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$ 이 $[0^\circ/90^\circ]_2s$ 적층판보다 큰 값을 갖는 것을 알 수 있었다.

Table 8의 특성값으로 예측한 파단강도는 실험결과와 잘 일치되고 있음을 볼 수 있으며 일반적으로 점응력 기준식보다 평균응력 기준식이 더 정확함을 알 수 있었다. 또한 점응력 기준식은 초기 기울기가 더크며, 평균응력 기준과 곡선의 모양이 다르다.

Table 8에 보인 마와 같이 특성길이는 적층판의 종류에 따라 K_T 와 반비례하는 경향을 보였고 d_0 와 a_0 의 변화폭은 3.24와 1.06으로 응력집중계수(K_T)의 증가와 함께 Notch 감도로 증가한다는 것을 예측되지만 실제로 그 증가도가 예측보다 크다는 것을 말하고 있다. Whitney[6]의 실험결과에 따르면 a_0 와 d_0 의 비는 3.75에 비하여 본 실험에서는 약 3.47~2.88로써 약간 작게 나타났다.

Fig. 6과 8의 $[0^\circ/90^\circ]_2s$ 와 $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$ 의 곡선이 $1/K_T$ 에 접근적으로 접근하고 있으나 Fig. 7의 $[\pm 45^\circ]_2s$ 적층판의 강도감소곡선은 $1/K_T$ 이하로 떨어지고 원공의 크기가 매우 클때 $1/K_T$ 로 약간 증가하는 특이한 현상이 나타나고 있으나 이러한 현상은 hole size effect에 반대되는 현상이 적용한 model이 x 축상에서 σ , 값만을 고려했기 때문인 것으로 사료된다.

WEK 모델, Whitney 모델의 점응력 기준 및 평균응력기준 그리고 Karlak의 Modified Whitney모델에서도 공히 나타나는 특이한 현상으로써 응력집중계수는 특성길이와 반비례의 경향을 보이고 있다.

적층판의 종류에 따라 특성길이 d_0 및 a_0 와 K_T 의 관계를 식(16)과 같이 쓰면

$$d_0, a_0 = \gamma_i + \beta_i(K_T) + \alpha_i(K_T)^2 \tag{16}$$

α, β, γ 를 재료상수로 생각할 수 있으면 동일한 복합재료로 구성 제작한 임의적층판의 특성길이를 계산할 수 있는 관계식으로 쓸수 있다.

본연구에서는 Carbon/Epoxy로 만든 복합적층판의 α, β, γ 를 재료상수로 간주하여 K_T 와의 관계를 식(16)을 이용하면 파단강도는 약 10% 이내의 오차로서 예측할 수 있다고 판단된다.

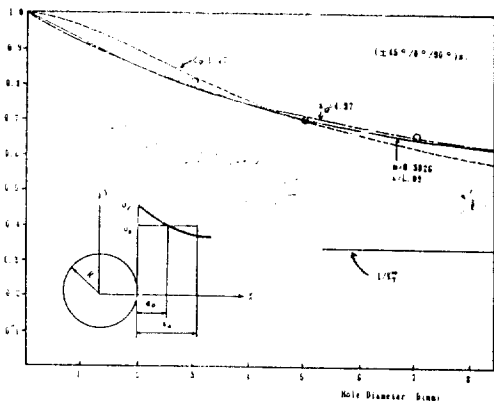
3) Modified Whitney Model에 의한 접근방법

Table 6 Material constant for characteristic length, mat : Ca/Ep

Laminate	a_0		d_0		Material Constant	
	Best fit curve	Eq. (16)	Best fit curve	Eq. (16)	For d_0	For a_0
$[\pm 45/0/90]_s$	4.97	5.04	1.47	1.45	$\alpha = -0.171$	$\alpha = -0.879$
$[\pm 45]_2s$	4.50	4.52	1.56	1.54	$\beta = 0.769$	$\beta = 4.960$
$[0/90]_2s$	1.73	1.92	0.50	0.47	$\gamma = 0.700$	$\gamma = -2.01$

Table 7 Experimental result of TOHO Carbon/Epoxy

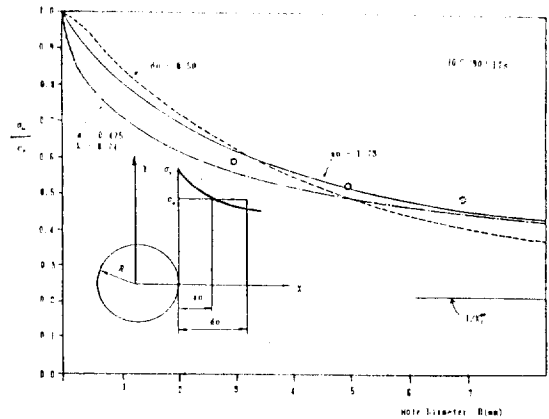
Laminate	Dia. (mm)	σ_N (Mpa)	$\frac{K_T}{K_T^\infty}$	σ_N^∞	σ_0 (Mpa)	$\frac{\sigma_N^\infty}{\sigma_0}$	Remark
[$\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ$] _s	0.0	—	—	—	508.80	1.000	W=25.4 mm t=1.016 mm
	3.0	402.21	1.015	408.20		0.800	
	5.0	338.45	1.045	353.68		0.695	
	7.0	304.11	1.095	333.00		0.654	
[0°/90°] _{2s}	0.0	—	—	—	858.40	1.000	W=25.4 t=1.016
	3.0	496.20	1.015	503.60		0.578	
	5.0	429.50	1.045	448.80		0.500	
	7.0	386.10	1.095	422.80		0.450	
[$\pm 45^\circ$] _{2s}	0.0	—	—	—	166.80	1.000	W=25.4 t=1.016
	3.0	125.72	1.015	127.61		0.754	
	5.0	110.00	1.045	114.95		0.659	
	7.0	99.80	1.095	109.28		0.598	

Fig. 6 Comparison of predicted and experimental failure stresses for circular holes in [$\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ$]_s

시험결과에 따라 각 적층판의 파괴특성에 관한 3-parameter(m, K, d_0) 등은 구하고 그 결과를 Table 8에 수록하였다. 적층판의 특성길이는 실험결과의 best fit curve로부터 식(10)와 식(11)을 이용 m 과 K 를 구하였다.

Fig. 6~Fig. 8까지 보면 Modified Whitney의 값이 점응력기준과 평균응력기준보다 실험결과와 더 잘 일치함을 알 수 있었으나 이들 특성값(m, K)은 재료상수가 아니므로 실제 응용에는 어느 정도 제약이 있다고 사료된다.

Modified Whitney model은 parameter의 증가에 따라 더욱 예측 폭선에 접근할 수 있지만 각 변수 값은

Fig. 7 Comparison of predicted and experimental failure stresses for circular holes in [$\pm 45^\circ$]_{2s}

적층판의 종류에 따라 다소 변화되었다.

Table 7에 표시된 바와 같이 중앙에 원공이 있는 적층판의 실험결과와 무한판으로 보정한 강도감소 계수를 표에 기록했다. 이미 예측된 바와 같이 원공이 커짐에 따라 파단강도가 저하되는 hole size effect를 볼 수 있는데, 이는 원공의 직경이 클수록 고응력 집중부위가 커지므로 집중부위내에 큰 결함들의 존재할 확률이 높아지므로, hole size가 클수록 낮은 파단강도를 갖게 된다고 사료된다. 반대로 hole size가 줄어들면, 강도는 증가하고 notch sensitivity는 줄어든다. 특성길이 a_0, d_0 의 예측은 실험결과를 이용하여 best fit curve로 구하였다.

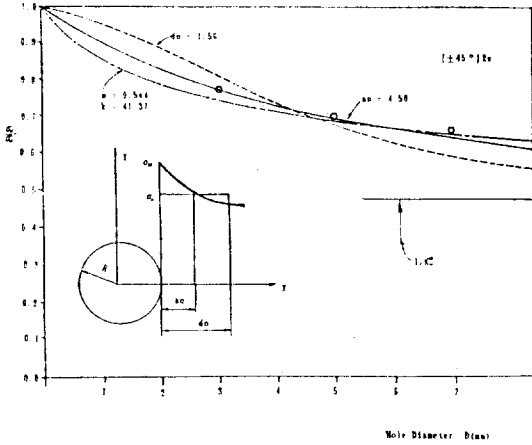


Fig. 8 Comparison of predicted and experimental failure stresses for circular holes in $[0^\circ/90^\circ]_2s$

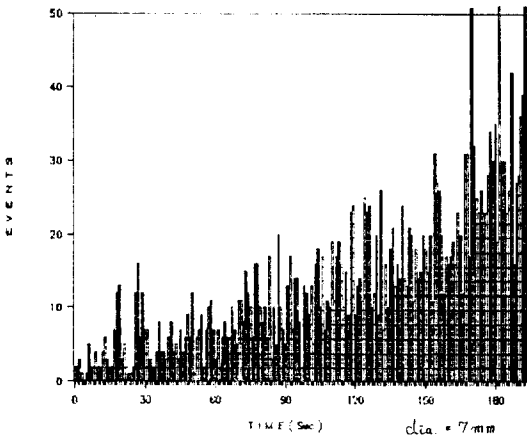


Fig. 9 A.E. of event vs. time for circular holes in $[0^\circ/90^\circ]_2s$

실험중 $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$ 시편은 파단하중의 70% 이상 걸리게 되면서 Edge부의 단부효과로 인하여 층간 분리 현상이 일어남을 육안으로 식별할 수 있었으나 원공주위의 층간 분리현상은 심각하지 않았다. 이는 원공주위의 자유단에 따른 수직응력 분포는 압축응력에서 인장응력으로 변환한다는 Rybicki[31]의 발표와도 일치된다.

Fig. 9는 $[0^\circ/90^\circ]_2s$ 의 대표적인 Event와 Time과의 관계를 도시한 것인데, 90°층의 경우는 0°층의 경우와는 달리 기지균열이 섬유방향을 따르기 보다는 섬유방향에 수직인 방향으로 전파됨을 관찰할 수 있는데 이는 원공선단에서 하중방향을 따른 전단응력(τ_{12})이 하중의 직각방향에 따른 섬유방향에 수직인 σ_0 보다 훨씬

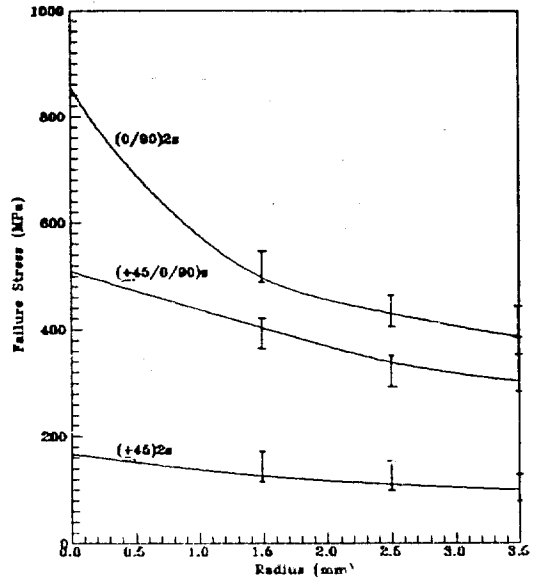


Fig. 10 Tensile strength as a function hole size for $(0/90)_s$, $(\pm 45)_2s$, $(\pm 45/0/90)_s$

큰 값을 갖기 때문에 사료된다. 일반적인 현상으로써 모재의 파괴응력은 섬유의 파단응력 보다 작으므로, 모재의 균열에 대한 방출 에너지는 섬유가 파단될 때 발생하는 방출 에너지보다 작은 이유로 볼때 하중의 초기 상태에서는 AE 신호의 특성은 진폭이 작고 빠른 모재의 균열이 주된 현상이며 이러한 모재의 균열의 손상이 대부분이다.

Photo. 2에 보는 바와 같이 실험전 시편의 손상유무(제조과정 및 공작상) 확인하기 위하여 초음파 탐상을 한 결과 3개의 시편의 원공 주위에 경미한 손상이 나타났다 그러나 이러한 손상으로 인하여 기계적 성질의 저하가 복합재료의 실험 허용범위내에 있으므로 별로 문제 되지 않았다.

Table 8에서 보던 이미 우수한 바와 같이 응력집중 계수가 커질수록 강도감소계수가 작아지고 Waddoups의 특성길이가 작아짐을 알 수 있었다. 또한, Whitney의 특성길이 d_0 , a_0 는 응력집중 계수에 반비례 함을 알 수 있었다.

Fig. 10은 $[0^\circ/90^\circ]_2s$, $[\pm 45^\circ]_2s$, $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$ 적층판의 원공의 크기에 따른 이론적 파괴강도와 실험값과의 관계를 도시한 것인데 비교적 일치하고 있다.

$[0^\circ/90^\circ]_2s$ 적층판은 가장 큰 응력집중과 강도감소 계수를 작은 반면 $[\pm 45^\circ]_2s$ 적층판은 가장 낮은 응력집중과 강도감소계수를 갖고 있다. 또한, $[0^\circ/90^\circ]_2s$

Table 8 Characteristic length of CFRP laminate Whitney, Modified Whitney Model

Laminate		$[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$	$[\pm 45^\circ]_2s$	$[0^\circ/90^\circ]_2s$		
Whitney	a_0	4.97	4.50	1.73		
	d_0	1.47	1.56	0.50		
Modified Whitney	m	0.303	0.544	0.475		
	K	9.09	41.37	8.738		
K_T^∞		3.000	2.07	4.75		
Strength Reduction Factor	Dia. = 3mm	Experiment	0.800	0.754	0.578	
		Cal.	due to a_0	0.791	0.814	0.629
			due to d_0	0.816	0.776	0.612
	Dia. = 5mm	Experiment	0.695	0.659	0.500	
		Cal.	due to a_0	0.710	0.683	0.520
			due to d_0	0.697	0.693	0.492
	Dia. = 7mm	Experiment	0.654	0.589	0.450	
		Cal.	due to a_0	0.651	0.600	0.416
			due to d_0	0.618	0.637	0.460

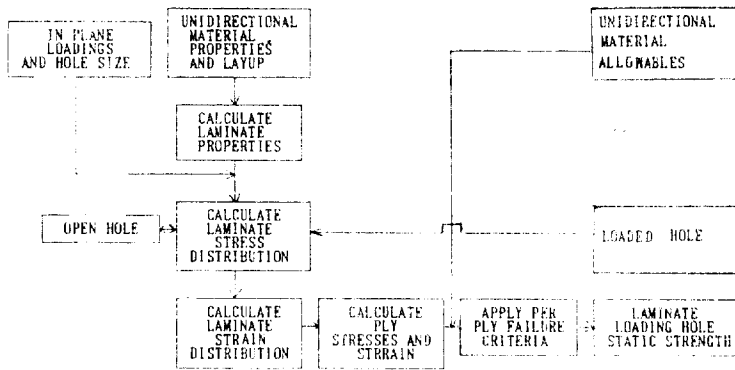


Fig. 11 Flow chart of analysis program

적층판은 수평축(x축)을 가로질러 취성적으로 파괴되고 $[\pm 45^\circ]_2s$ 는 섬유류의 파단없이 수평축에 45° 방향으로 연성적으로 파괴됨을 관찰할 수 있다.

6. 결 론

원공이 있는 단일방향 복합재료와 $[\pm 45^\circ]_2s$, $[0^\circ/90^\circ]_2s$, $[\pm 45^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$ 의 적층순서를 갖는 적층판의 기 제시된 몇 가지 파괴해석 모델을 고찰하여 강도에

측을 시도하고 파괴특성을 관찰한 결과 몇 가지 결론을 얻었다.

1. Off-Axis U.D laminate의 경우 최대응력 집중이 걸리는 hole edge부가 먼저 파손을 일으키지 않고 hole edge로부터 어느 정도 떨어진 곳에서 먼저 손상영역이 생긴다.

2. Whitney Model에서 a_0 와 d_0 자체를 재료상수로 보기에 어렵고, 대신 α , β , γ 를 재료상수로 간주한 K_T^∞ 와의 관계식을 세울 수 있었다. TOHO Carbon/

Epoxy로 만든 적층판에 대하여 Table 6에 나타난 바와 같은 값을 각각 획득했다.

3. 응력집중계수가 큰 적층판 일수록 특성길이가 작아지는 경향에 반하여 notch sensitivity는 증가한다.

4. M.D시편의 경우 AE신호의 특성은 하중초기시 진폭이 작고 빠른 모제의 균열이 주된 현상이며 파단 하중의 대략 70%에서 층간분리 85% 이상에서 진폭이 큰 섬유파단이 일어난다고 사료된다.

5. 원공이 있는 M.D 적층판의 더욱 정확한 예측을 위해서는 층간분리 현상, 잔류응력 등을 고려한 계속적 연구가 요구된다.

6. 본 연구 결과로 얻은 자료는 급후 기계적 체결 특성파악 연구에 도움이 될 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

- [1] Pagano N.J. and Halping J.C., "Influence of end constrains in the testing of anisotropic bodies", *J. of Comp. Mat'l.*, Vol.2 No.1, Jan. 1968. pp.18-31.
- [2] Kim R.Y. "On the off-axis and angle-ply strength of composites STP 734", American Society for Testing and Materials, Philadelphia 1981, pp.91-108.
- [3] Sinclair J.H. and Chamis C.C., "Fracture modes in off-axis composites", *Polymer Composites*, Vol.2, No.1, Jan., 1981.
- [4] Jones R.M. "Mechanics of composite material", McGraw-Hill Book Company, 1975.
- [5] Pipes R.B. and Cole B.W., "On the off-axis strength test for anisotropic materials", *J. of Comp. Mat'l.*, Vol.7, April 1973, pp.246-256.
- [6] Nuismer R.I. and Whitney J.M., "Uniaxial failure of composites laminates containing stress concentrations", *Fracture mechanics of composites, ASTM, STP 593*, 1975.
- [7] Timoshenko S.P. and Goodier J.N., "Theory of elasticity", McGraw Hill, New-York, 1951, pp.78.
- [8] Greszczuck L.B., "Stress concentration and failure criteria for orthotropic and anisotropic plates with circular opennings", *Composite materials, testing and design, ASTM, STP 497*, 1972.
- [9] Waddoups M.E., Eisenmann J.R. and Kaminski B.E., "Macroscopic fracture mechanics of advanced composite materials", *J. Comp. Mat'l.*, Vol.5, Oct., 1971, pp.446-454.
- [10] Pipes R.B., Wetherhold R.C. and Gillespie J.W. Jr., "Notched strength of composite materials", *J. Comp. Mat'l.*, Vol.13, April 1979, pp.148-160.
- [11] Daniel I.M., Rowlands R.E. and Whiteside J.B., "Deformation and failure of Boron/Epoxy plate with circular hole; Analysis of the test methods for high modulus fibers and composites", *ASTM, STP 521.*, 1973, pp.143-164.
- [12] Sih G.C., "Strain energy density factor applied to mixed mode crack problems", *International journal of fracture*, Vol.10, No.3, Sep. 1974, pp.305-324.
- [13] Sih G.C. and Chen E.P., "Material characterization on the fracture of filament reinforced composites", *J. Comp. Mat'l.*, Vol.9, April 1975, pp.167-186.
- [14] Sih G.C. and Chen E.P., "Fracture analysis of unidirectional composites", *J. Comp. Mat'l.*, Vol.7, 1973, pp.230-244.
- [15] Hahn H.T., "A mixed-mode fracture criteria for composites materials", *Composite technology review*, Vol.5, No.1, Spring 1983, pp.26-29.
- [16] Lo K.H., Wu E.M. and Konish D.Y., "Failure strength of notched composite laminates", *J. of Mat'l.*, Vol.17, Sept. 1983, pp.384-399.
- [17] Whitney J.M. and Nuismer R.J., "Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations", *J. Comp. Mat'l.*, Vol.8, July 1974, pp.253-265.
- [18] Tsai S.W. and Hahn H.T., "Introduction to composite materials", Technomic publishing Co., 1980.
- [19] Hahn H.T. and Tsal S.W., "Nonlinear elastic behavior of unidirectional composite laminate", *J. of Comp. Mat'l.*, Vol.7, Jan. 1973, pp.102-118.
- [20] Hill R., "Mathematical theory of plasticity", Oxford University Press London 1950.
- [21] Tsai S.W. and Wu E.M., "A general theory of

- strength for anisotropic materials", *J. Comp. Mat'l.*, Jan. 1971, pp. 58-80.
- [22] Jan Backlund and C.G. Aronsson, "Tensile fracture of laminates with holes", *J. of Comp. Mat'l.*, Vol. 20, May 1986.
- [23] 홍창선, "원공이 있는 유한직교이방성 Graphite/Epoxy Laminate의 응력집중계수" 대한기계학회 논문집, 제 4 권, 제 3 호, pp. 113-118. 1980.
- [24] O.L. Bowie, "Analysis of an infinite plate containing radical cracks originating from the boundary of an internal circular hole", *J. of Mathematics and Physics.*, Vol. 35, 1956, pp. 60.
- [25] Karak R.F., "Hole effects in a related series of symmetrical laminates in Proc. of failure modes in composite III", American Society of metals. 1977, pp. 10-117.
- [26] Prabhakaran R., "Tensile fracture of composites with circular holes", *Materials science and engineering* 41. 1971, pp. 121-125.
- [27] Vancon M., "Microfractogrphite des materiaux composites," Rapport final du contract DRET/SNIAS No. 79/347. Sept. 1981.
- [28] Konish D.Y. and Lo K.H., "Progressive failure model for advanced composite laminates containing a circular Hole", *Composite Structures*. Ed Marshall I. H.: Applied Science Pub. LTD, 1981, pp. 646-655.
- [29] C.B. Chol, "Etude du comportement des materiaux-Composites en presence de contrainte", Grade de docteur ingenieur, Oct., 1984.
- [30] Lekhnitskii S.G. and Tsai S.W., "Anisotropic Plates", Gordon and Breach Science, Publishers, 1968.
- [31] E.F. Rybicki and P.W. Schmueser, "Effect of Stacking Sequence and Lay-Up Angle on Free Edge Stress around a Hole in a Laminated Plate under Tension", *J. of Com. Mat.*, Vol. 12, 1978, pp. 300-313.
- [32] Brown, W.F. and Schewley, J.E., "Plane Strain Crack Toughness Testing of High Strength Metallic Mat", *ASTM*, STP 410, 1967.
- [33] Garbo, S.P. and Ogonowski, J.M., "Strength Prediction of Composite Laminates with Unloaded Fastener Holes", *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 5, May, 1980, pp. 585-589.
- [34] Savin, G.N., "Stress distribution around Hole", NASA Technical Translation TTF-607, Nov. 1970.
- [35] 오장우, 송관형, "복합재료의 기계적 성질 및 파손과정 평가", 대한조선학회, 제 25 권, 제 4 호, 1988.