

大韓造船學會論文集
 第 32 卷 第 2 號 1995 年 5 月
 Transactions of the Society of
 Naval Architects of Korea
 Vol. 32, No. 2, May 1995

복합적층판의 직병렬 유공 접합부의 파손연구

송관형*

A Study on the Failure Characteristic of Laminated Composites Joint Containing Two Holes in Series or Parallel

by

Song, Kwan-Hyung*

요 약

2개의 직렬 혹은 병렬로 원공이 배치된 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ 복합적층판에 대하여 기계적 접합부의 강도 및 파손양상을 알아보고, 기하학적 형상을 변화시키면서, 파손강도 및 파손모드에 대하여 FEM으로 예측한 값과 실험결과로 얻은 자료, 그리고 실험식으로 계산한 값을 각각 비교 검토했다.

두 직렬 원공이 있는 적층판의 기계적 접합에 있어, $W/d \geq 4.0$ 과 $E/d \geq 3.0$ 의 기하학적 범위에서 Full bearing 강도를 얻을 수 있다.

두개의 병렬 및 직렬원공인 경우, $G_h \geq 3.0d$ (원공간의 수평거리가 직경의 3배 이상)이고, $G_v \geq 3.0d$ (원공간의 수직거리가 직경의 3배 이상)이면 원공간의 상호간섭효과는 작게 되어, 각각의 원공들을 독립적으로 취급할 수 있다.

복합재료의 특성파악에 알맞은 비파괴 시험법인 AE를 이용했고 미시적 구조를 관찰하기 위해 주사형 전자현미경(SEM)으로 파단면을 촬영하여 탐색하였다.

Abstract

A series of test was performed by measuring the failure strength and the failure mode of fiber reinforced composite laminates joint containing two holes in Series or Parallel.

$[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ laminate with W/d (Side distance ratio) 4.0 and E/d (Edge distance ratio) 3.0 has the full bearing strength and are preferable in case of the good efficiency in two series hole.

Comparisons were made between testing results and predicting values of the FEM model. Good agreements were found between them except the case of $E/d=2\sim3$.

In the case of $G_h \geq 3.0d$ and $G_v \geq 3.0d$ since the interaction coefficients between two parallel holes and between two series holes were small, holes can be treated as independent.

The Acoustic Emission(AE) and SEM method were utilized to find out the initial defects, damage and the fracture mechanism.

접수일자 : 1995년 2월 2일, 재접수일자: 1995년 4월 8일

* 정희원, 충남대학교 선박해양공학과

Nomenclature

G_h	: Distance between two holes in parallel
G_v	: Distance between two holes in series
$d(2R)$: Hole diameter
S_{12}	: Shear strength
G_{12}	: Shear modulus
X_{1T}	: Longitudinal tensile strength
Y_{1T}	: Transverse tensile strength
I_h	: Parallel hole interaction coefficient
I_v	: Series hole interaction coefficient
t	: Total laminate thickness
W	: Width of specimen
E	: Distance from edge to hole center
P	: Applied load
σ_b	: Bearing strength
SEM	: Scanning electron microscope

1. 서론

부재간 결합방법은 크게 기계적 접합(Mechanical joint)과 본드접착에 의한 접합(Bonded joint), 그리고 이 2가지 방법을 혼용한 방법으로 분류되나 높은 신뢰성이 요구되는 구조물에는 기계적 접합을 주로 이용하고 있다.

이러한 기계적 접합방법은 복합적층판 구조물의 분해 및 조립이 용이하고 접합부의 검사가 간단하며, 본드 접착방법 보다 신뢰도가 높고 표면 가공이 불필요한 장점이 있는 반면, 원공으로 인한 높은 응력집중을 초래하고 국부적으로 집중된 응력의 재분포 특성이 있다.

1970년대 이래 복합재료의 기계적 접합부 강도예측을 위한 연구가 활발히 진행되어 왔으나 접합부 강도와 파손양상이, 적층판의 기계적 성질, 적층판의 적층 순서, 기하학적 형상, 핀과 원공의 틈새(Clearance), 마찰 등 수많은 변수에 따라, 그 특성이 다양하여 모든 변수를 고려한 정확한 해석모델을 찾는 것은 어려운 일이다.

많은 연구자들은 원공주위의 응력분포와 파손특성에 관심을 기울여 수치해석적 방법[1,2,3]과 실험적 방법[4]의 연구를 수행하였으며 해석적 연구는 원공주위의 응력분포와 파손특성을 예측하는데 주목하였고 실험적 연구는 주로 파손양상에 관심을 두었다.

접합부의 강도해석에 관한 연구는 1928년

Bickley[1]가 핀 하중을 받는 등방성 무한평판의 응력 해석을 수행함으로써 처음으로 시작되었다.

Soni[2]는 접합부위 핀을 강체핀으로 가정한 모델을 사용하여, 적층판과 접촉부위의 반경방향의 변위를 고정시켜, MSC-NASTRAN 프로그램을 이용하여 유한요소법으로 응력을 해석하였다. 각 층에 Tensor polynomial 파손조건식을 적용하여 강도해석도 수행하였으며 파손하중은 응력을 많이 받는 요소의 마지막 층이 파손되는(Last ply failure) 하중으로 채택하고 그 지점을 파손양상을 결정하는 기준으로 삼았다.

Hong[3]등은 마찰이 없는 강체핀과 직교이방성 판에 대하여 반복적인 유한요소 해석을 수행하였다. 그는 핀과 판재의 접촉영역을 가로질러 인접 절점사이가 짧고 Stiff한 Radial spring 요소를 부연 설명했다.

최근, Hyer[5]는 복소변수를 이용 탄성핀, 핀과 판의 마찰유무, 핀과 원공의 틈새의 영향을 고려한 핀 하중을 받는 직교이방성 무한평판에 대하여 연구한 결과, 탄성핀은 마찰 및 틈새가 중요하지 않으므로 강체핀으로 가정하여도 계산결과의 정확성이 떨어지지 않는다고 주장했다.

본 연구에서는 접합부의 파손강도와 파손양상을 예측할 수 있는 해석모델을 고찰하고 원공의 크기, 원공의 위치 등 기하학적 형상을 변화시킨 시편실험을 수행하여 그 결과와 유한요소법(FEM)에 의한 수치해석 및 실험식으로 산출한 값과 비교했다. 특히, 2개의 직병렬 원공이 있는 적층판에서 두 원공 사이의 상호영향관계를 고찰하고 핀 하중을 받는 적층판의 파손 메커니즘을 고찰했다.

2. Joint부의 강도해석

2.1 유한요소 해석

기계적 접합부의 응력해석에 있어 유한요소법을 적용하는 경우, 중요한 점은 판재 접합부 원공주위의 압력분포등 경계조건을 결정하는 문제이다. 본 연구에서는 핀에 의한 하중분포는 Cosine 함수형 압력분포로 가정했고, 직렬원공의 경우는 핀과의 접촉면상에서 변위의 수직성분과 응력의 접선성분은 영으로 했다. 접합 적층판의 대칭성을 고려하여 적층판의 1/2만을 해석대상으로 했으며, 요소수는 610~660 범위로 하였다.

원공 주위에서 정확한 응력해석을 위하여 원공 주위에 자동적으로 Grid가 생성되도록 Mesh generator를 사용하고 응력집중이 예상되는 곳은 Grid를 세분하여 실행하였고, Isoparametric 4 node를 이용하였다.

본 연구에서는 해석과정을 단순화하여 파손강도와 파손양상을 예측하기 위하여 다음 가정을 하였다.

- ① 섬유와 기재는 완전히 접착되었다.
- ② 판 두께에 걸쳐 Pin load의 분포는 균일하다.
- ③ 작용 Pin은 Rigid pin이고 No-friction과 Nosliding이다.
- ④ 2개의 병렬원공의 하중분포는 Cosine이고, 2개의 직렬원공은 반경방향이 고정되었다고 간주하여 그 반력을 하중분포로 보았다.

해석모델은 직렬 원공 기하학적 형상에 따라, 두개의 병렬원공은 적층판의 중앙선(center line)으로부터 동일한 거리에 있도록 했으며, 두개의 직렬원공은 적층판의 중앙선상에 위치하고 있다.

하중조건은 적층판의 하연(loweredge)에 인장으로 균일 변위하중이 작용하고 상연(upperedge)에 편 하중이 작용할 수 있도록 했다.

이때 하중은 적층판의 중심선에 대하여 대칭이 되도록 하여 면내하중만이 작용토록 하여 X, Y, Z축에 대하여 굽힘모멘트가 발생되지 않도록 하였다.

Quinn[6]등은 볼트를 꼭 조인(torque-tightened) 경우, 층간 수직응력이 인장으로 발생할 수 없음으로 적층순서가 파손강도에 미치는 영향은 거의 없으므로 이런 체결부의 해석은 2차원으로 충분하다고 밝힘에 따라, 체결모델은 적층판 횡방향에 얼마간 구속력이 있을 때는 파손강도 및 파손양상은 적층순서에 그다지 영향을 받지 않고 파손 메커니즘만 다르므로 3차원 응력해석 대신 2차원 해석으로도 만족할 만한 결과를 얻을 수 있다고 판단되기 때문에 횡하중(Z 방향하중)이 작용하지 않도록 너트를 손조임(finger tight)으로 하여 횡변위가 일어나지 않도록 하였으며 2차원적 조건이 만족되도록 하였다.

본 연구에서는 앞서 해석모델로 선택한 기하학적 형상을 가진 체결부의 파손강도 및 파손양상을 예측하기 위한 이론해석용 컴퓨터 프로그램은 Savin[7]의 이론에 근거한 Garbo[8]의 BJSFM(bolted joint stress field model)과 Chang[9]의 Formulation식을 수정, 보완후 프로그램화하여 사용하였다. Program 'BJ'는 유한요소법에 의한 응력해석분야와 특성곡선을 사용한 예측모델을 사용하였다.

본연구의 컴퓨터 입력자료용 재료물성값은(폴리이미드(Polyimide)를 모재로 한 탄소섬유 강화 복합 적층판)은 다음과 같다.

$$X_{1T}=1634 \text{ MPa}, Y_{1T}=65.9 \text{ MPa}, S_{12}=74 \text{ MPa}$$

$$E_1=137700 \text{ MPa}, E_2=9700 \text{ MPa}, G_{12}=4000 \text{ MPa}$$

2.2 파손양상

파손양상은 Fig.1과 같이 기본적인 4가지 파손모양으로 구분되나, 본 연구에서는 Tension, Bearing, Shear-out로 대별하여, 파손양상중 조합양상을 고려하지 않고 $30^\circ \leq \theta_f \leq 60^\circ$ 에서 일어나는 파단은 모두 Shear-out로 간주하였다.

◆Bearing failure type:

$$\sigma_b(\text{Bearing stress}) = \frac{p}{dt}$$

Matrix failure - all plies - all points - $15^\circ \leq \theta_f \leq 15^\circ$

◆Shear out failure type:

$$\sigma_{so}(\text{Shearout stress}) = \frac{p}{2(E-d/2)}$$

Matrix failure - all plies - all points $30^\circ \leq \theta_f \leq 60^\circ$

◆Net tension failure type:

$$\sigma_{net}(\text{Net tension stress}) = \frac{p}{(W-d)t}$$

Fiber tension - 0° ply - at $75^\circ \leq \theta_f \leq 90^\circ$

3. Joint부 시편실험

3.1 시험편 재료 및 제작

기존 복합재료의 모재로 주로 사용되고 있는 에폭시(120°C 까지 사용가능)는 고온재료로 사용하기에 제한을 받고 있다. 따라서, 본 시험에서는 내열성이 우수한 폴리이미드(Polyimide)를 모재로 하고 탄소섬유를 강화재로 성형한 적층판을 사용했다.

시험편 제작은 ASTM D 953-87에 준하여, 2개의 병렬원공이 있는 시험편과 2개의 직렬원공이 있는 적층판을 각각 폭 40.0mm와 25.4mm로 하고 길이 85~170mm, 두께 1.3~1.6mm로 된 시험편을 제작하였다. 시편의 원공가공은 다이아몬드 드릴로 하였으며, 통상 원공 가공시, 입구 쪽은 양호한 가공 상태를 나타내지만 출구 쪽에는 심한 표면분리 현상이 나타나므로, 원공 주위의 손상영역을 최소화 하기 위하여 시편의 뒤편에 유리판을 대고 드릴링하여 양호한 상태가 되었다. 시험중 시편의 그림부의 응력집중과 그림으로 인한 손상을 막기 위하여 시편에 End tap을 에폭시 접착후 큐어링 하였다.

시편의 형상은 기하학적 파라메타의 변화에 따른 영향과 접합부의 파손강도 및 파손양상의 변화를 파악하기 위하여, 직경을 3, 5, 7mm로 고정하고, E/d를 2, 3, 4, 5로, W/d를 8.47, 5.08, 3.63으로 변화시키면서 각각 3개의 시편을 사용하였으며, 데이터 분산정도

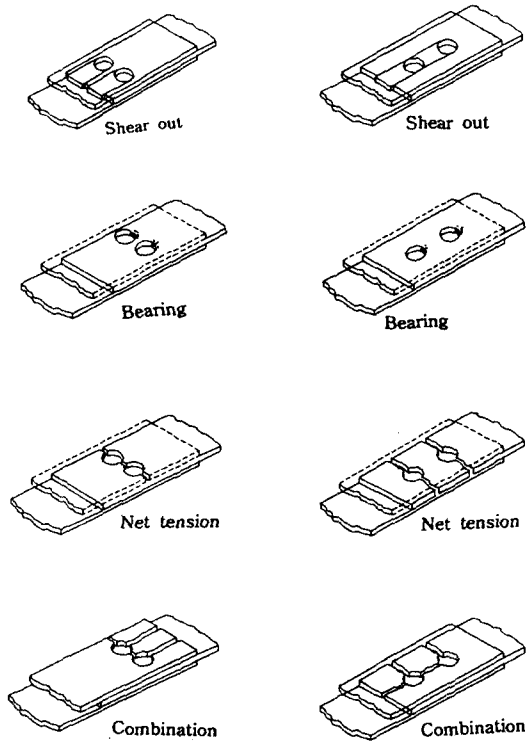


Fig. 1 Elastic Laminates with Two Holes in Parallel(Left) and Two Holes in Series(Right)

가 크면 시편을 1~2개로 늘려서 실험값을 얻었다.

시편 가공시 회전속도(Drilling speeds)는 400~600rpm, 이송속도(Feed rates)는 40~60mm/min로 하였다.

3.2 실험장치 및 실험방법

본 실험에 사용된 실험장치는 Photo.1과 같이 5 Ton load cell이 부착된 인장시험기에 8 Channel dynamic strain meter, X-Y Recorder, IBM 486PC, Plotter, Printer를 장치하였다. 시험속도는 ASTM D 953-87에 준하여 Cross head speed가 1.0mm/min인 정적 인장실험을 수행하였다.

하중과 변위의 측정은 Load cell을 통하여 감지되는 하중출력과 Strain gage를 통하여 감지되는 미소저항의 변화에 따른 전압을 Dynamic strain-meter로 증폭시켜 A/D convertor 통하여 PC 486으로 옮겨 자료를 처리했다.

원공과 핀의 틈새는 직경의 0.78%(NASA 표준)정도로 하였고, 볼트의 조임은 약 0.2 N-m Torque의 손조임(Finger tight)으로 하여 시험을 수행하였다.



Photo. 1 Loading Fixture used in Experiment

4. 실험결과 및 고찰

4. 1. 기하학적 형상에 따른 파손양상

시험이 끝난 병렬 및 직렬시편은 Photo.2 이며, 파손양상을 구분할 수 있었다.

예상되는 바와 같이, 원공 경계면과 Side edge와의 거리가 짧아지면 Tension 파손양상을 띠고, 그 거리가 길어지면 Bearing파손양상으로 나타났다.

Fig.2는 단공에 있어, 파손강도와 W/d를 도시한 것이며, $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_S$ 준등방성 적층판은 W/d에는 민감한 반응을 보이지만 E/d값에는 영향이 적음을 알 수 있었다. 이러한 것은 $[0^\circ/90^\circ]_{2S}$ 적층판에서 E/d에 민감한 반응을 보이지만 W/d값에는 영향이 작은 특성[10]과 반대되는 현상이다.

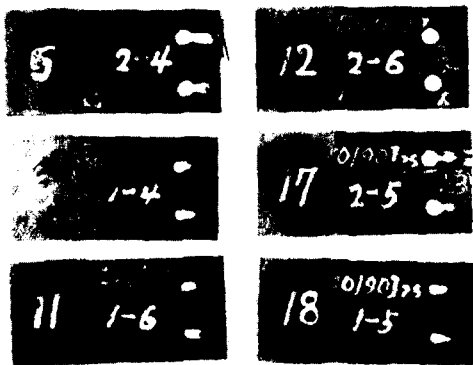
Fig.3은 2개의 직렬원공이 있는 적층판에 대하여, 시험결과 값과 FEM해석값을 비교하여 도시한 것이다. 두개의 직렬원공에 있어, E/d가 2이하인 경우는 파손양상이 완전히 Shear-out를 보이며, Bearing 강도가 급격히 저하됨을 볼 수 있으며, 파손양상은 E/d=3인 경우를 제외하고는 모두 Bearing파손으로 예측되었으며 이는 실험결과와도 잘 일치하고 있다. 원공 경계면과 하중방향이 Edge와의 거리가 커질 수록, 즉 E/d가 2에서 5로 증가함에 따라 Bearing 파손양상을 띄고 있었다.

Jurf[11]는 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_{ns}$ 적층판에 대

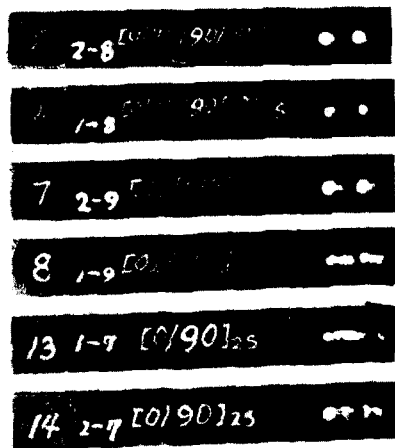
하여 E/d가 2이상일 때, Full bearing 강도를 갖는다고 했으며, 또 W/d가 2.5이상일 때 일정한 Bearing강도를 갖는다고 했고, Chang[9]등은 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ]_{ns}$ 적층판에 있어, 기하학적 형상이 E/d 6.0이면 Bearing 파손양상을 띄고, E/d 4.0에서 S-shear-out 파손양상이 나타나고, W/d가 4이상이면 Bearing 파손양상을 나타내고 3이면 Net-tension 파손양상을 예상한 것과 본 연구와 비교하면 다소 차이가 있는 이유는 모재로 사용한 에폭시와 폴리이미드 (본 논문)의 물성차로 사료된다.

Fig.4는 2개의 병렬원공이 있는 적층판에 대하여, 시험결과 값과 FEM해석값을 비교하여 도시한 것이며, Gv/d가 커질수록 시험결과 값과 FEM값의 차가 크게 나타나고 있다.

4. 2. 파손강도의 예측



(a) 2Holes Parallel



(b) 2Holes Series

Photo. 2 Typical Specimens Configuration after testing

적층판의 유한요소 해석시, 파손기준식은 임의의 한 층에 있어 특성길이 상의 임의의 점에서 조합응력이 파손기준식을 만족할 때 파손이 일어난다고 간주한 Yamada식[12]을 이용하여, 적층판의 파손하중을 예측하였다.

본 연구에서는 단공과 2개의 직병렬 원공이 된 하중을 받을 때, 체결강도에 가장 큰 영향을 주는 것은 W/d이므로, 중앙원공이 있는 직교이방성 재료의 무한 평판이 일축하중 작용시 X축에 따라 응력분포에 관한

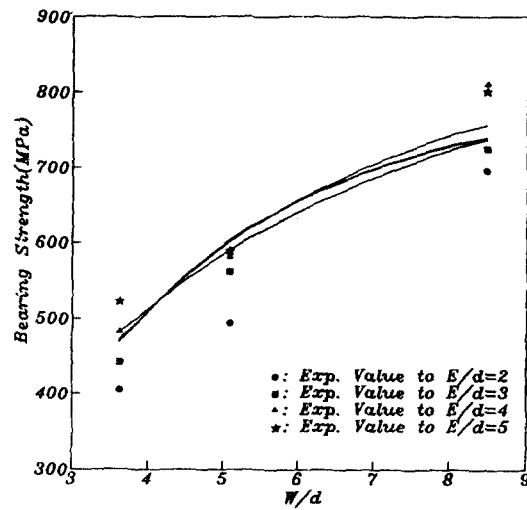


Fig. 2 Effort of Specimens Width on the Pin Loaded response of $[0^\circ/45^\circ/90^\circ - 45^\circ]_s$

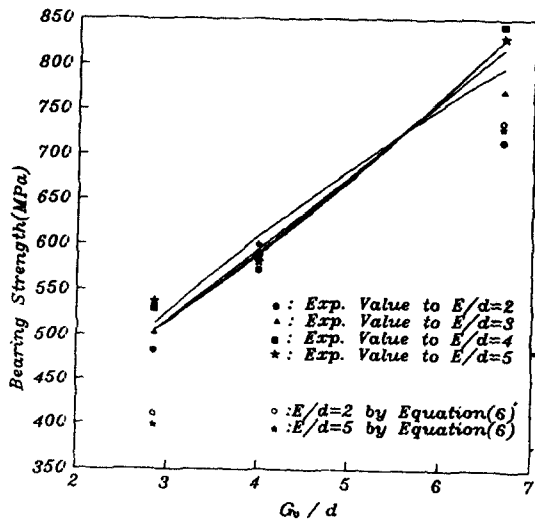


Fig. 3 Bearing Strength of Ca/ Pi, Series Comparison of FEM, Exp. Results and Proposed Compact Formula

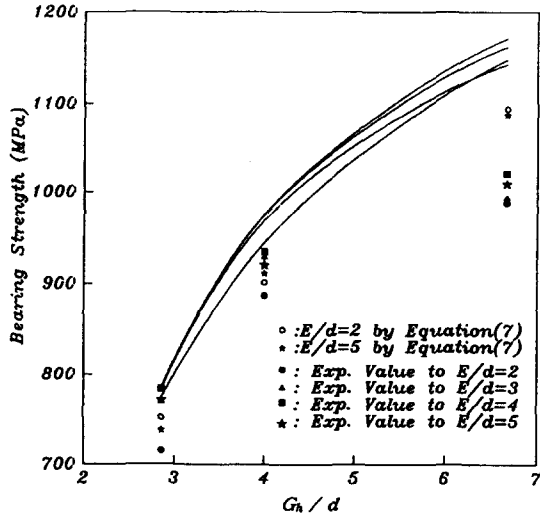


Fig. 4 Bearing Strength of Ca/Pi, Parallel Comparison of FEM, Exp. Results and Proposed Compact Formula

Konish[13]의 근사해를 인용하여 핀 하중을 받는 유한폭 적층판의 파손 강도예측을 위한 간편한 실험식을 만들어 계산결과를 Table 1,2,3 에 수록하고 실험결과 값과 FEM해석 결과와 비교하였다.

(1) 단공의 경우:

$$\sigma_b = Y\sigma_0 E \cdot C \left[\frac{1}{4} \left(\frac{W}{d} \right)^{-1} \left\{ 2 + \left(\frac{R}{x} \right)^2 + \left(\frac{R}{x} \right)^4 \right\} - (K_T - 3) \left\{ 5 \left(\frac{R}{x} \right)^6 - 7 \left(\frac{R}{x} \right)^8 \right\} + \left(\frac{2}{\pi^2} \right) \left[3 + \left(\frac{R}{x} \right)^2 \right] \left[\frac{1}{2\pi^2} R \left\{ 3 - 2 \left(\frac{R}{x} \right)^2 - \left(\frac{R}{x} \right)^4 \right\} \right]^{-1} \right] \quad (1a)$$

단, $x \geq R$

여기서, σ_0 : Unnotched laminate 인장강도

d : 직경 (2R)

실험용 시편은 유한평판이므로, 유한폭 수정계수는 Peterson[14]식(1b)을 사용했다.

$$Y = \frac{2 + \left(1 - \frac{2R}{W} \right)^3}{3 \left(1 - \frac{2R}{W} \right)} \quad (1b)$$

식(1b)는 $2R/W \leq \frac{1}{2}$ 의 범위에 정도가 높다고 알려졌다.

$E/d \geq 3.0$ 일 때, $E^* = 1$ 이고

$1.5 < E/d < 3.0$ 일 때, $E^* = \sqrt{E/2.5d}$

$$C = \frac{1}{2} \left(\frac{R}{R+a^*} \right)^* \frac{w}{d}$$

여기서, $C : [0^\circ / 45^\circ / 90^\circ / -45^\circ]_s$ 의 재료상수

a^* : 평균응력 특성길이

(2) 2개의 직렬원공의 경우

$$(\sigma_b)_s = 0.5 a_2 (\sigma_b + \sigma_n) \quad (2)$$

여기서, σ_b : 단공의 파손강도로써 식(1a)과 동일

σ_n : Open hole의 강도

$G_v \geq 2d$ 일 때, $a_2 = 1.0$

$d < G_v < 2d$ 일 때, $a_2 = \sqrt{G_h / 2d}$

Table 1은 2개의 직렬원공이 있는 적층판의 유한요소 해석한 값, 실험값, 그리고 간단한 실험식(2)으로 산출한 결과를 나타낸 것으로, 실험하중 값과 유한요소 해석결과 및 파손양상에 있어서 10~30% 정도의 오차가 있었고, 실험식으로 계산한 값과는 10%이내의 차를 보이고 있다.

예상한 대로 Bearing 파손양상이 일어날 때의 파손 값이 비교적 타 파손양상보다 크게 나타나고 있다.

(3) 2개의 병렬원공의 경우:

$$\text{강도}(\sigma_b)_p = a_1 b_1 \sigma_b \quad (3)$$

여기서, σ_b : 단공의 파손강도로써 식(1a)과 동일

$G_h \geq 2d$ 일 때, 상수 $a_1 = 1.0$

$d < G_h < 2d$ 일 때, 상수 $a_1 = \sqrt{G_h / 2d}$

$Q \geq 1.5d$ 일 때, 상수 $b_1 = 1.0$

$0.5d < Q < 1.5d$ 일 때, 상수 $b_1 = \sqrt[3]{(Q/15d)}$

Table 2는 2개의 병렬원공이 있는 적층판의 유한요소 해석결과 값, 실험값, 그리고 간편식(3)으로 산출한 결과를 나타낸 것인데, $d=7\text{mm}$ 에서 이들 두계산 값이 다소 차를 보이고 있다.

4. 3 손상영역 및 균열진전

강화섬유 복합재료의 핀 하중을 받는 구멍 주위에서의 파손 메커니즘은 등방성 재료와는 달리 매우 복잡한 현상을 띠고 있기 때문에 지금까지 발표된 어떠한 파손기준식도 미시적 구조특성을 완전하게 표현할 수 없다. 더욱이, 모재균열, 섬유좌굴, 섬유와 모재분리, 국부적인 소성변형들이 동시에 발생할 뿐만 아니라 이것들 간의 상호 간섭현상으로 인하여 미시적 관점에서

Table 1 Comparison with Experiments, Calculation and Equation of Laminates Ca/Pi, [0°/45°/90°/-45°], Containing Two Hole in Series. Unit:Mpa

Type	d mm	W d	E d	l d	G _v d	σ _b		F. Mode		Equat (2)
						Exp	Pre	Exp	Pre	
Series	3	8.47	35	6.67	2	716	797	S	S	737
					3	772	818	B&S	B&S	757
					4	843	829	B	"	740
					5	830	829	"	"	731
					5	512	512	S	S	--
	5	5.08	21	4.0	2	572	609	B&S	"	590
					3	585	595	"	B	601
					4	586	591	"	B	603
					5	581	589	"	B	600
					5	429	429	S	S	--
	7	3.63	15	2.6	2	484	514	B	B	411
					3	504	507	"	"	402
					4	530	506	"	"	400
					5	538	506	"	"	399
					5	429	429	S	S	--

Exp: Experiment Value, Pre: Predicted Value
 B: Bearing Failure Mode, S: Shear-out Failure Mode

의 손상과정을 해석적으로 설명하기는 어려운 상황이다.

Fig.5에 보인 기하학적 형상을 갖는 [0°/45°/90°/-45°]s의 적층판이 편 하중을 받아 초기손상 발생으로 부터 최종파괴에 이르는 파손 메커니즘을 비교 방법(SEM, AE, X-ray)과 참고문헌[17]에 따라 종합적으로 고찰해 보면, 원공주위(응력 집중계수가 큰 곳)에서 섬유방향에 평행하게 Split로 하중방향으로 강성의 저하로 인하여 0° 섬유의 좌굴(Fiber kinking)이 발생되고, Debonding, 층간분리, 섬유절단 등이 서로 간섭을 일으키면서 파손이 진행되는 것으로 사료된다.

First peak 하중의 90%이상 이 되면 외각 0° 층의 섬유의 Outward 파괴와 프아송(Poisson)비의 차로 인한 인접층과의 층간분리가 시작되다가 좀더 하중이 증가하면, 0° 층 내부로 섬유좌굴이 진전되고 Shear buckling이 시작된다고 사료된다.

Photo.3은 편 Load를 받는 원공주위의 SEM으로 촬영한 것인데 편으로 압축을 받는 부분이 층간분리가 되어 있음을 볼 수가 있다. 원공주위의 균열진전을 관찰한 결과, 원공 단부에서는 많은 층간분리와 Transverse crack이 있었으나, 원공 주위로부터 6.0mm 떨어진 곳(Clamping force가 없음)에서는 -45° 와 90° 사이에서 미소한 층간분리만 나타났다.

Table 2 Comparison with Experiments, Calculation and Equation of Laminates Ca/Pi, [0°/45°/90°/-45°], Containing Two Hole in Parallel. Unit:Mpa

Type	d mm	W d	E d	l d	G _v d	σ _b		F. Mode		Equat (3)
						Exp	Pre	Exp	Pre	
Parallel	3	8.47	50	6.67	2	988	1148	S	S	1094
					3	994	1143	B	S	1114
					4	1021	1162	"	"	1097
					5	1009	1171	"	"	1088
					5	850	850	S	S	--
	5	5.08	30	4.0	1	887	944	"	B&S	901
					2	929	968	B	B&S	912
					3	934	974	"	"	914
					4	920	975	"	B	911
					5	713	713	S	S	--
	7	3.63	21.4	2.86	1	715	774	B	B&S	752
					2	770	783	"	B	742
					3	784	785	"	"	739
					4	771	786	"	"	738
					5	715	715	S	S	--

4.4 원공의 근접영향

1) 두개의 직렬원공

두개의 직렬원공에 있어 상호영향계수 I_v는 식(4)으로 정의하면

$$I_v = \frac{P_v}{P_t} \tag{4}$$

여기서, P_v: 수직거리 G_v만큼 떨어진 두개의 편 Loaded hole을 가진 적층판의 파손하중.
 P_t: 동일한 폭에 두개의 원공이 충분히 떨어져 있는 적층판의 파손하중.

두 원공간의 거리가 증가하면 한개의 원공이 다른 것에 미치는 영향은 작아진다. 즉, P_v가 P_t에 접근하면 I_v는 1에 접근한다.

Table 3과 Fig.6에서 보는 바와 같이, 두 직렬원공에 대하여, E/d ≥ 3일 때 G_v/d > 3 일 때 원공간의 상호작용은 중요하지 않게 되어, 두 원공이 전 하중을 각기 담당하므로 두 원공을 독립적으로 취급할 수 있다. 파손양상은 Edge에 근접한 원공이 Bearing 파손양상을 띄어도 먼 곳의 원공은 인장파손 양상으로 나타나기도 했다.

2개의 직렬원공에 있어 유한요소 해석결과, Edge에 근접한 원공(Bottom pin)과 멀리 떨어진 원공(Top pin)간의 하중분담은 대략 2:1 정도로서, Edge에 근접한 원공이 먼저 파손된다.

2) 두개의 병렬원공

병렬원공의 상호영향계수 I_h를 식(5)로 정의하면

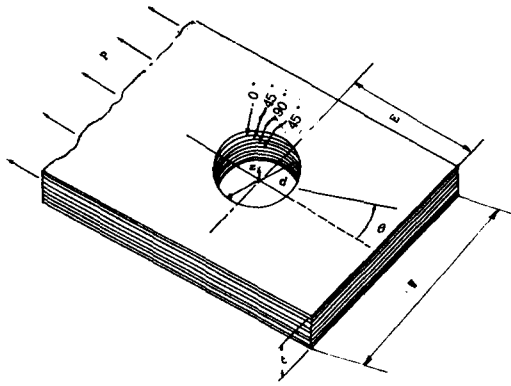
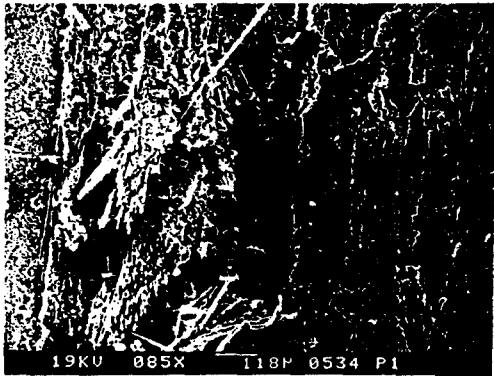


Fig. 5 Geometry of Pin Loaded Hole



Bearing Failure Mode in Hole Edge

Photo. 3 SEM Photograph of $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ for Crack Propagation around Pin Loaded Hole

$$I_h = \frac{P_h}{P_s} \quad (5)$$

여기서, P_s : 한개의 원공을 가진 폭 W 의 적층판의 파손하중.

P_h : 수평거리 G_h 만큼 떨어진 두개의 Pin Loaded hole 을 가진 폭 $2W$ 적층판의 파손하중.

두 원공사이 G_h 가 커지면 원공들 간의 상호영향은 작아지고 상호영향계수는 1로 접근한다. 두 병렬 원공에 있어 원공들 간의 거리가 커지면 $P_h/2$ 는 P_s 와 근사하게 되므로, I_h 는 1로 접근하게 되어, E/d 3이고, $G_h/d > 3$ 일 때 두 병렬원공은 독립적인 것으로 취급될 수 있다.

4.5 AE 실험결과 평가

Fig.7은 볼트조인트 시편들의 인장시험시 측정된

Table 3 Interaction Coefficient for two Hole in Parallel and Series Ca/Pi , $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$, $t=1.33mm, E/d=4$

Type	Dia	$\frac{G_H}{d}, \frac{G_V}{d}$	$\frac{W}{d}$	Failure Load(Kg)		Interaction Coefficient
				Type II, III	Type I	
Parallel	3	6.67	13.3	675	341	1.010
	5	4.0	8.0	801	400	0.999
	7	2.86	5.71	962	477	0.992
Series $G_V=20$	3	6.67	8.47	514	513	1.000
	5	4.0	5.08	660	657	0.996
	7	2.86	3.63	745	738	0.991

Type I: One Hole.

Type II: Two Holes in Parallel .

Type III: Two Holes Series.

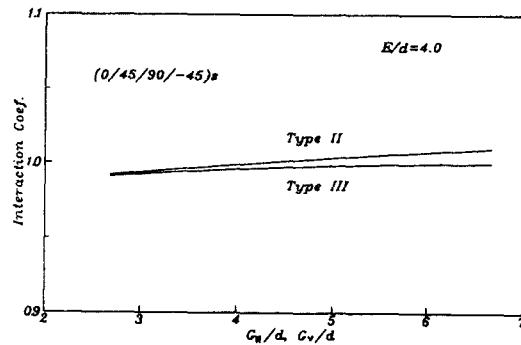


Fig. 6 Interaction Coefficient for Two Hole in Parallel and Series

총AE신호의 최대진폭 분포(Peak amplitude distribution)이다. 이 그림에서 나타난 바와 같이 진폭분포는 다음과 같은 멱함수 분포[15,16]의 형태로 나타난다.

$$N(V) = a \left(\frac{V}{V_0} \right)^{-b}$$

여기서, V_0 : 측정가능한 최소 신호진폭

V : 측정된 AE신호진폭

$N(V)$: 임의 신호진폭 V 에서 Event수

b : 기울기

a : 상수

인장하중이 400kgf 부하 되었을 때의 누적 AE 신호진폭분포의 b 값은 1.77~3.07로 큰 변화를 보이고 있음을 알 수 있었는데 이 결과는 파단이 진행할 수록 큰 신호가 많이 발생하는 것을 나타내므로 AE 신호발생을 증가와 함께 큰 신호진폭을 갖는 AE 신호의 출현은 파손정도의 예측에 큰 기여를 할 수 있는 좋은

AE 파라메타임을 확인하였다. 여기서, 섬유의 파손시 b 값이 작게 나타났고, 모재 균열과 Debonding시 b 값이 크게 나타났다.

즉, AE 신호의 특성은 하중초기 상태에서 진폭이 작고 빠른 신호는 모재의 균열의 주된 현상이며 그 후 층간분리가 일어나고 진폭이 큰 섬유파단이 일어난다고 사료된다.

5. 결론

- 1) $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ 적층판의 실험결과와 유한요소 해석 모델로 파손강도 및 파손양상을 예측한 값과의 차이는 $E/d=2\sim 3$ 인 경우를 제외하고는 대부분 일치하였다.
- 2) 두개의 병렬 및 직렬원공에 대하여 시편을 제작하여 파손양상과 파손강도를 구했고, 이들 원공사이기 3d 이상이면 상호영향 계수는 1.0으로 접근하고 있으며, $W/d < 3$ 에서 $d=3\text{mm}$ 인 경우, 곡선이 밑으로 떨어지고 있음을 알 수 있다.
- 3) 두 병렬 및 직렬원공에 대하여, $E/d \geq 3$ 이고, $G_h/d \geq 3$ 과 $G_v/d \geq 3$ 일 때는 원공간의 상호작용은 중요하지 않게 되어, 두 원공이 전 하중을 각기 담당하므로 두 원공을 독립적으로 취급할 수 있다.
- 4) 두개의 직병렬 원공이 편 하중을 받을 때, 적층판의 파손강도를 예측할 수 있는 실험식을 도출했다.
- 5) 적층판 접합의 강도를 더욱 정확히 예측하기 위해

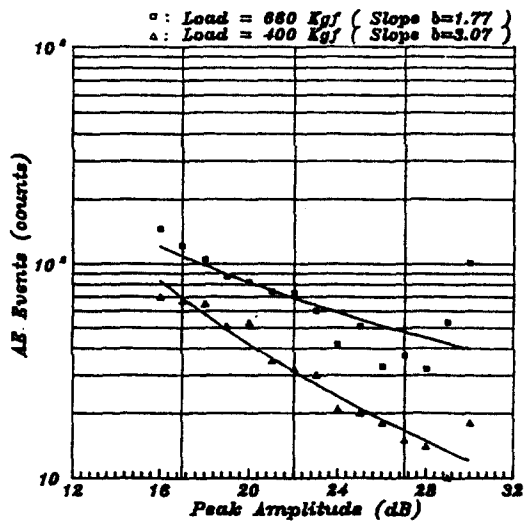


Fig. 7 Variation of the Slope of Peak Amplitude Distribution in Tensile Test for $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ Specimen

서는 편과 판의 접착부의 하중분포가 정확히 파악되어야 하고, Bearing으로 인한 손상영역 내에서 섬유와 모재와의 미시적 구조특성 및 이들의 상호 간섭현상을 정량적으로 고려할 수 있는 파손모델의 개발이 차후의 연구 과제이다.

참고 문헌

- [1] Bickley, W. G., "The distribution of stress round a circular hole in a plate", Phil. Trans. Royal Soc. A (London), Vol. 227, July 1928, pp. 383-415.
- [2] Soni, S. R., "Failure analysis of composite laminates with a fastener hole", ASTM STP. 749, 1981, pp.145-164.
- [3] CREWS, J.H., HONG, C.S. AND RAJU, I.S., "Stress-Concentration Factors for Finite Orthotropic Laminates With a Pin Loaded Hole", NASA Technical Paper 1862, 1981.
- [4] Gregory R. Wichorek, "Experimental Data on Single-Bolt Joint Quasi-Isotropic Ca/Pi Laminate NASA, Technical Paper, 2015, 1982.
- [5] Hyer, M. W. and Klang, E. C., "Stress around holes in pin loaded orthotropic plates", J. of Com. Mat. 1987, P.190
- [6] Quinn, W. J. and Matthews, F. L., "The effect of stacking sequence on the pin bearing strength in glass fiber reinforced plastic", J. of composite materials, Vol. 11, 1977, pp. 139-145.
- [7] Savin, G. N., "Stress distribution around holes", NASA technical translation TTF-607, Nov. 1970.
- [8] Garbo, S. P. and Ogonowski, J. M., "Strength prediction of composite laminates with unloaded fastener holes", A-IAA Journal Vol. 18, No. 5 May 1980, pp. 585-589.
- [9] Chang, F. K., Scott, R. A., Springer, G. S., "Strength of mechanically fastened composite joints", J. composite materials, Vol. 16, Nov. 1982, pp.470-494.
- [10] Song, K. H , "Damage Study an the Me-

- chanical Fastening Ca/Pi Laminates" International Symposium, April, 1991 pp.116~122.
- [11] Jurf, R.A. 1987, "Behavior of Bolt Joints in Composite Laminates", CCM Report 87-25, University of Delaware.
- [12] Yamada, S.E. and Sun, C.T. 1978, "Analysis of Laminate Strength and Its Distribution", *J. of Composite Materials*, Vol.12, pp.275-284.
- [13] Konish, H. J., Jr., Cruse, T. A. and Swedlow, J. L., "Method for estimating fracture strength of specially orthotropic composite laminates", *American Society for Testing Materials ASTM-STP-521*, Philadelphia, Pennsylvania, 1973.
- [14] Peterson, R.E., "Stress concentration factors", Wiley, New York, 1974, pp.110-111.
- [15] Pollock, A. A., "Acoustic emission Amplitude Distribution", *International Advances in Nondestructive Testing*, 1981, Vol.7, p.215-239.
- [16] F.J.Guild, D.Walton, R.D.Adoms and D.Short, 1976, "The Application of Acoustic Emission to Fiber-Reinforced Composite Materials", *Composite*, pp.173-179.
- [17] 송관형, 이재욱, "원공이 있는 복합적층판의 파괴특성연구", *대한조선학회지*, 제26권4호 (1989)