

大韓造船學會誌
第27卷 第4號 1990年 12月
Journal of the Society of
Naval Architects of Korea
Vol. 27, No. 4, December 1990

複合積層板의 機械的 締結部에 관한 破損研究

宋 寬 炯*

Damage Study on the Mechanical Fastening in Laminated Composites

by

Kwan-Hyung Song*

요 약

기계적 체결방법은 분해 및 조립이 용이하고 본드집착에 의한 결함보다 신뢰도가 높은 장점이 있으나 원공으로 인한 높은 응력집중을 초래하고 국부적으로 집중된 응력 재분포의 메카니즘이 등방성 재료와는 달리 매우 복잡하고 실제 사용테이타 및 실험자료가 거의 없어, 복합재료구조물의 체결 방법으로 많은 연구검토를 필요로 하고 있다.

본 연구에서 사용한 시편은 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ 적층판으로 $\frac{W(\text{사편의 폭})}{d(\text{핀의 직경})}$ 및 $\frac{L(\text{edge의 거리})}{d}$ 를 변화시키면서 실험을 수행하여 기하학적 형상 및 적층각도 변화에 따른 파손강도 및 파손양상을 측정하여 그 결과를 이론해석 값과 비교하였다.

실험결과에 따라 최적기법으로 만든 새로운 변수 α, β, γ 를 재료상수로 취급하여 W/d 및 L/d 와 체결강도와의 관계식을 이용하면, 동일한 재료로 제작한 적층판의 체결강도를 8%이내의 오차로 예측 가능하다.

초음파 탐상법(Ultrasonic C-scanning)으로는 손상영역 탐색 및 손상영역 확대과정을 파악하고, X-ray로는 몇 단계 하중상태에서 손상부를 촬영하였고, SEM(Scanning electron microscopes)을 이용 원공주위 파손부의 균열의 진전상태를 미시적으로 관찰하였다.

파손강도 및 파손양상에 대한 실험결과와 FEM이론해석 모델에 예측한 값과의 차이는 $L/D=2\sim 3$ 인 경우를 제외하고는 대부분 일치하였다.

Abstract

A series of test was performed measuring the failure strength and failure mode of Gr/Pi , $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ laminate containing a single pin loaded hole.

The finite element method is applied to calculate the stress distribution in the laminates, then the failure load and the failure mode were predicted by means of the characteristic length.

12 different geometric variations were developed to analyze the effects of the ratio of specimen width to hole diameter (W/d) and ratio of edge distance to hole diameter (L/d).

X-Ray of NDE methods were utilized in finding out the initial defects, damage and the

fracture mechanism, and SEM(Scanning Electron Microscopes) was used the evaluation of the fracture mechanism and crack propagation around hole under tension pin loading.

[0°/45°/90°/-45°]_s laminate are found to be most sensitive to W/d but not so influenced by L/d .

The failure mode and tensile strength predicted by the model show agreement with experiment data for pin loading bolted jointed test except range of $L/d \leq 3$.

1. 서 론

섬유강화 복합재료는 비강도, 비강성이 높아 항공기, 우주구조물, 진투기, 미사일등 중량이 중요한 요인이 되는 우주 항공분야에 널리 쓰이고 있을뿐 아니라 어선, 소해정, 요트, 장갑차, 군용차량, 자동차, 레일의 침목, 로봇, 테니스라켓, 골프채등 응용영역이 빠르게 확대되고 있는 추세이다.

복합재료는 매우 복잡한 파손특성을 갖는 비균질 이방성 재료이므로 이론적 해석이 어렵고, 안정성, 신뢰성 등의 평가부족으로 인하여 높은 신뢰도를 요구하는 복합재료 구조물간의 연결에 제약을 받고 있다. 이러한 것을 극복하기 위해서는 복합재료의 체결에 관한 실험적 자료가 절실히 요구되고 있으나 실험을 위한 시편제작 및 실험조건 등의 미비로 인하여 실험을 통한 체계적인 연구가 미흡한 실정이다.

복합재료 구조물의 결합방법으로는 용접이 불가능하므로 본드 접착결합이나 기계적 체결방법을 쓰고 있다. 높은 신뢰성이 요구되는 구조물에는 기계적 체결방법이 최선의 방법으로 이용되고 있으며, 이러한 체결방법은 분해 및 조립이 용이하고 본드접착에 의한 결합보다 신뢰도가 높은 장점이 있으나 원공으로 인한 높은 응력집중을 초래하고 국부적으로 집중된 응력 재분포의 메카니즘이 등방성 재료와는 달리 매우 복잡하기 때문에 사용데이터 및 실험자료가 거의 없이 복합재료의 결합방법으로 많은 연구검토를 필요로 하고 있다.

체결에 관하여 연구자들은 원공주위의 응력분포에 관심을 기울여 수치해석적 방법[1~5]과 실험적 방법[6]의 연구를 수행하였다. 해석적 연구는 원공주위의 응력분포와 파손특성을 예측하는데 주목하였고 실험적 연구는 주로 파손양상에 관심을 집중시켰다.

본 연구에서는 Gr/Pi 재료, [0°/45°/90°/-45°]_s 적층판에 대하여 체결부의 파손강도와 파손양상을 예측할 수 있는 해석모델의 예측 값과 기하학적 형상(적경의 변화, Edge 거리변화)을 변화시켜 시편실험을 수행하여 비교 검토하였다.

X-ray로는 몇 단계 하중상태에서 손상부를 촬영하였고, 그리고 SEM(scanning electron microscopes)을 이용 원공주위 파손부의 균열의 진전상태를 미시적으로 관찰하였다.

본 연구의 목적은 시편실험 결과와 FEM해석으로 예측한 파손강도 및 파손양상을 비교평가하고, 적층판의 W/d 와 L/d 의 부족으로 인한 체결강도의 감소를 막을 수 있는 기하학적 형상의 범위를 제시하고자 하였다.

2. 체결부의 강도

하중조건은 적층판의 하연(Loweredge)에 인장으로 균일 변위하중이 작용하고 상연(Upperedge)에 By-pass load와 핀 하중이 각각 받는 경우를 연구대상으로 삼았다. 이때 하중은 적층판의 중심선에 대하여 대칭이 되어 면내 하중만이 작용토록 하여 X, Y, Z축에 대하여 굽힘모멘트가 발생되지 않도록 했다.

횡하중이(Z방향하중)이 작용하지 않도록 너트를 손조임(Finger tight)으로 하여 횡변위가 일어나지 않도록 했으며 2차원 조건이 만족되도록 했다.

본 연구에서는 기하학적 형상이 다른 체결부의 파손강도 및 파손양상을 예측하기 위한 프로그램을 도출했다. Program 'BJ'는 유한요소법에 의한 응력해석 분야와 특성곡선을 이용하여 파손 예측모델을 사용했다.

2.1. 강도 해석

볼트를 꼭 조임(Torque-tightened) 경우, 층간 수직 응력이 인장으로 발생할 수 없으므로 적층순서가 파손강도에 미치는 영향은 거의 없으므로 이런 체결부의 해석은 2차원으로 충분하다고 했다[7]. 따라서, 체결모델은 적층판 횡방향에 얼마간 구속력이 있을 때는 파손강도와 파손양상은 적층순서에 그다지 영향을 받지 않고 파손 메카니즘만 다르므로 3차원 응력해석 대신 2차원 해석으로도 만족할 만한 결과를 얻을 수 있다고 판단되어 2차원 응력해석을 했다.

적층판의 응력은 이방성 탄성이론과CLT(Classical lamination plate theory) 이론의 기초를 두어 계산하

였다. 따라서 평면응력 상태하에서 변형도는 일정상수 $\epsilon_{ij}=f(X, Y)$ 이다. 체적력이 없는 조건하에서 힘의 평형조건은 식 (1)로 간단히 표현된다.

$$\sigma_{ij,j}=0 \quad i, j=1, 2 \tag{1}$$

$$\iiint_{V_0} E_{ijkl} \bar{U}_{i,j} U_{k,l} dV = \iint_{A_t} T_i \bar{U}_i dA \tag{2}$$

문제를 2차원 평면응력으로 취급하므로 Z방향의 변위와 변형도는 상수이고 응력은 Zero이다.

변형도($\epsilon_{xx}, \epsilon_{yy}, \epsilon_{xy}$), 축약된 Modulus E_{mm} , 응력은 두께에 독립적으로 가정하여 M (요소수) 용적요소로 구성된 3D grid는 표면적 S 의 M (요소수) 표면적 요소로 구성된 2D grid로 대체할 수 있다. 따라서,

$$S = \sum_{g=1}^M S_g \tag{3}$$

식 (2)은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} & \sum_{g=1}^M \iiint_{V_g} E_{ijkl} \bar{U}_{i,j} U_{k,l} dS \\ &= \sum_{g=1}^M \iint_{\Gamma_{Lg1}} T_i^* \bar{U}_i dP + \sum_{g=1}^M \iint_{\Gamma_{Lg2}} T_i^{**} \bar{U}_i dA + \\ & \sum_{g=1}^M \iint_{\Gamma_{cg}} \sigma_{ij} n_j \bar{U}_i d\Gamma \end{aligned} \tag{4}$$

여기서, Γ_{Lg1} 과 Γ_{Lg2} 는 하중이 작용하는 곳에서 요소 g 의 경계에 일치하는 선분 (Segment of a line)이다.

본 연구에서는 Isoparametric 4-node를 이용하였고 Mesh는 Mesh generator를 사용하여 실행했다. 원공주위에서 응력이 정확한 Resolution을 위하여 원공주위에 자동적으로 Grid가 생성되도록 Mesh generator을 이용하였다. 응력의 보다 정확한 Resolution을 얻기 위하여 원공주위에 더욱 미세한 Grid를 사용했다. Y축에 대하여 대칭성을 사용하여 적층판의 1/2만을 고려대상으로 하여 경계조건을 삼았으며 요소수를 300이 개을 사용했다.

2.2. 복합 적층판의 파손

2.2.1. 특성길이 R_T 및 R_C

Unloaded hole 적층판이 균일인장을 받는 경우, 참고문헌[18]에 따라 특성길이를 구하여 그 값을 체결강도를 위한 특성길이 (R_T)로 취급하여 각 적층판의 종류에 따라 기하학적 형상에 무관한 재료상수로 간주하였다.

이러한, R_T 값의 변화에 따른 체결부의 강도는 압축 특성길이(R_C) 저널 민감하지 않았고 2.5이상이 되면 거의 일정한 값을 가짐을 알 수 있었다.

또한, 특성길이 R_C 의 예측은 실험으로부터 얻은 파

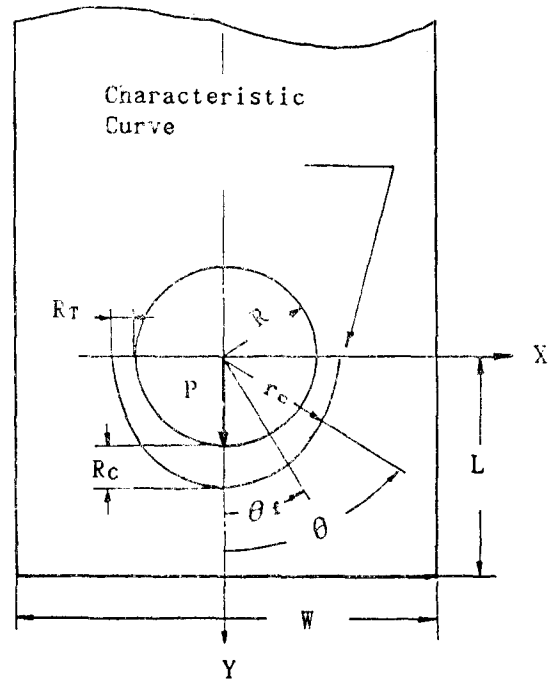


Fig. 1 Sketch of the characteristic curve

손하중 값을 FEM 수치해석에 입력시키고 식 (5) Yamada-sun[11]의 파손기준식에 각 응력성분을 대입하여 e(Failure index) 값을 $\theta=15^\circ$ 에서 $\theta=-15^\circ$ 범위에 걸쳐 각 층마다 계산한다. 임의의 층에서 $e=1$ 이 되는 요소를 먼 곳으로 부터 찾아 원공 edge에서 그곳 까지를 특성길이 R_C 로 하였다.

본 연구에서는 특성길이 개념을 원용하여 Fig. 1과 같이 인장 및 압축에 대한 특성길이로 R_T 와 R_C 의 2 파라메타를 사용하였다.

2.2.2. 적층판의 파손

파손유무는 FEM 모델에 특성길이 R_T 및 R_C 를 입력하여 특성곡선이 통과 하는 영역의 요소를 선택한 후 그 요소의 응력값들을 예측하여, 식 (5)에 대입하여 Failure index가 맨 먼저 1에 도달하는 요소부분이 먼저 파손되었다고 가정하여 파손양상을 예측하고 이때의 하중을 체결부의 파손하중으로 예측했다.

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_c}\right)^2 = e^2 \tag{5}$$

여기서, σ_1 과 τ_{12} 는 특성곡선상의 각 층의 섬유방향 수직응력과 전단응력이며 X는 섬유방향 인장 또는 압축강도이고 S_c 는 같은 두께, 같은 0° 층을 갖는 Cross ply laminate의 Shear strength이다.

3. 실험

체결부의 기하학적 형상에 따른 파손강도 및 파손양상의 변화를 측정하기 위하여 Gr/Pi 적층판에 직경을 3, 5, 7mm로 하고, L/d 를 2, 3, 4, 5로, W/d 를 3.63, 5.08, 8.47로 변화시키면서 Fig. 2와 같은 총 80개의 시편을 제작하여 실험하였다.

시편의 구멍가공은 파이프 모양의 다이아몬드 드릴을 사용하였으며, 이때 구멍주위의 손상영역을 최소로 하기 위하여 시편의 양면에 유리판에 대고 주의깊게 제작하였다.

기하학적 형상이 다르게 각각 3개의 시편을 실험했으며 실험결과 분산정도가 크면 시편을 1~2개를 늘려서 실험값을 얻었다.

체결실험 장치는 치공구를 SKD-11종으로 Base plate에 시편을 끼워 인장하중을 가했다. 이때, SM-45C로

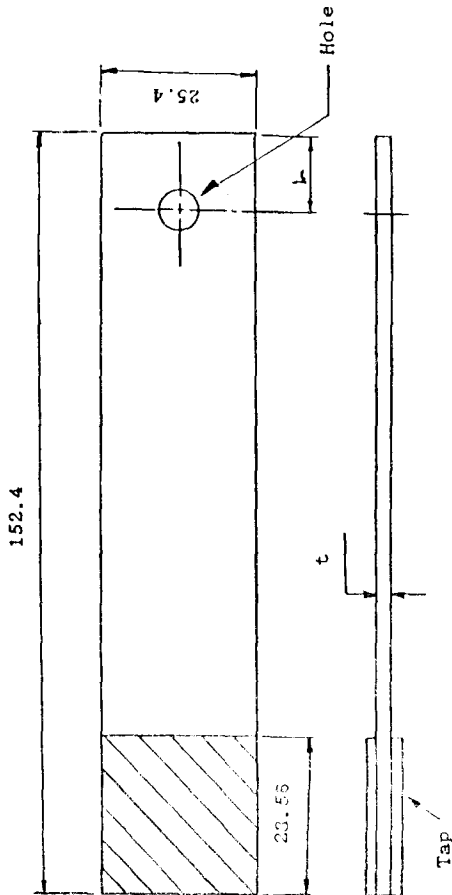


Fig. 2 Specimens configuration(unit: mm)

제작된 편은 미 항공기 제작 표준규격에 준하여 원공의 직경보다 1.25% 작게 잡아 잘 끼워지도록 하였다. 시험 조건 20°C~25°C, 습도 50%의 조건에 실시했다.

4. 실험결과 및 고찰

4.1. 체결강도 및 파손양상

Gr/Pi 적층판의 기하학적 설계변수를 변화시켜 시편 실험을 수행하여, 파손하중과 파손양상을 측정하였다. 적층판의 파손양상 및 파손강도를 실험결과와 해석모델 값과 비교하여 Table 1에 수록하였다.

기계적 체결부의 파손양상의 기본적 세가지는 Fig. 3의 인장양상(Net tension), 전단양상(Shear out), 밀림양상(Bearing)이고 그리고 이들의 조합 파손양상(Combination cleave)의 4가지로 구분했고, $L/d \leq 3$ 인 경우를 제외고는 대부분 파손양상이 잘 인장하고 있다.

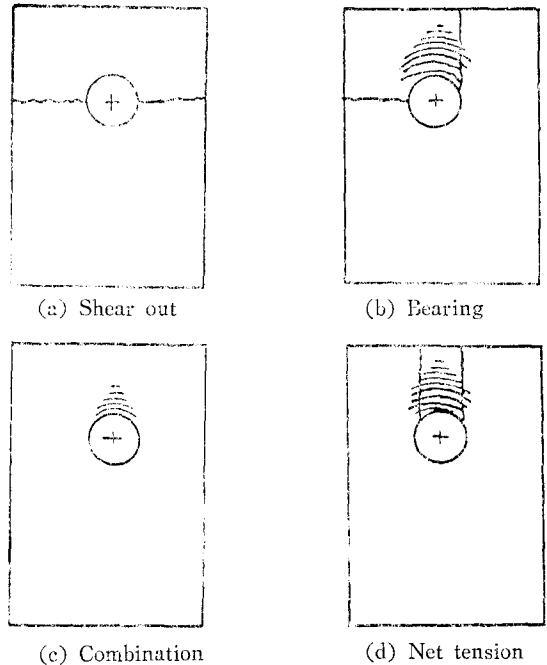


Fig. 3 Bolted-joint failures mode

4.2. 기하학적 형상 변화에 따른 영향

Fig. 4에는 적층판의 기하학적 형상 L/d 와 W/d 의 변화에 따른 체결강도와 파손양상을 3 차원적으로 도식화하였다. 시험후 대표적인 시편의 사진은 Fig. 5이며, 사진으로 파손양상을 구분할 수 있었다.

예상한 바와 같이 Table 1을 주시해 보면 $W/d=5.08$

Table 1 Comparison with experiment and calculation of Gr/Pi in bolted-joint $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$

Hole dia. (mm)	$\frac{W}{d}$	L	$\frac{L}{d}$	Fail. Load (kg)	Equation (7) (Mpa)	σ_b		Failure Mode		REM ERR (%)
						Exp.	PRE.	Exp.	PRE.	
3	8.47	6	2	330	656	696.2	737.6	S	S	20.2
		9	3	355	734	725.5	756.7	B & S	B	4.3
		12	4	390	774	812.3	739.9	B	B	8.9
		15	5	380	813	801.7	731.1	B	B	8.8
5	5.08	10	2	340	468	494.1	590.0	B & S	B & S	19.4
		15	3	415	507	561.5	600.7	B	B & S	7.0
		20	4	430	546	581.8	603.0	B	B	3.6
		25	5	450	585	588.6	599.6	B	B	2.0
7	3.63	14	2	390	405	404.9	482.0	B	B	19.0
		21	3	410	444	442.0	471.8	B	B	6.7
		28	4	500	483	483.3	469.4	B	B	2.9
		35	5	540	522	521.9	468.4	B	B	10.3

Exp: Experiment Value Pre.: Predicted Value B: Bearing Failure Mode S: Shear-Out Failure Mode

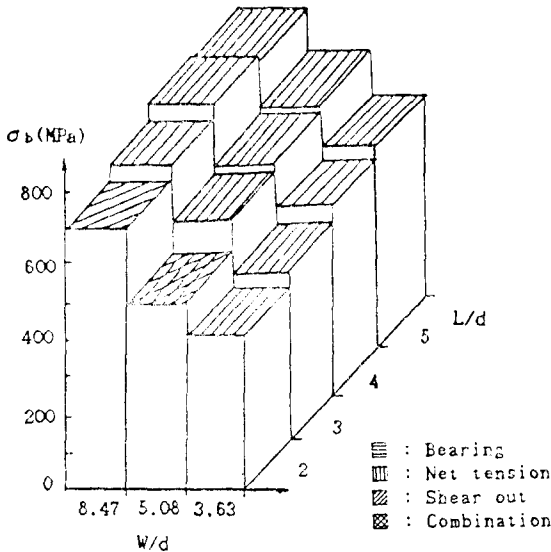


Fig. 4 Geometry configuration vs. failure strength and mode in bolted-joint specimens, $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$

와 8.47인 경우, 즉 원공 경계면과 하중방향 Edge와의 거리가 작으면 (L/d) Shear-out failure가 발생됨을 확인 할 수 있었고, $L/d=2$ 에서 $L/d=5$ 로 변환에 따라 Bearing 파손 양상을 띠고 있었다. 특히, W/d 의 기하학적 형상에 따라 파손양상 및 파손강도가 민감하게 변화함을 알 수 있었다.

파손강도와 파손양상에 영향을 주는 주요 요인들을 열거해 보면 다음과 같다.

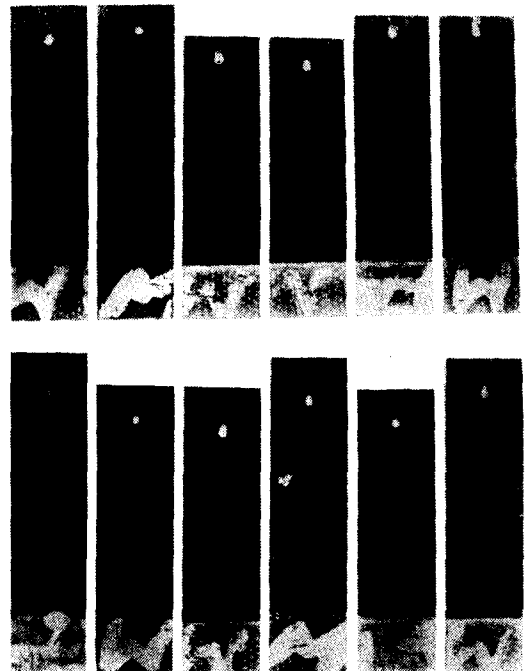


Fig. 5 Gr/Pi specimens after testing under pin load

4.2.1. 횡 압력(Lateral pressure)의 영향

현재까지 대부분 연구자들은 볼트 머리부 하중의 전달 및 접촉문제를 해석하기에 어려움이 있어 단순히 핀하중을 받는 경우를 해석하여 체결부의 기본연구가 이드로서 사용하였다.

체결부에 볼트의 조임 정도에 따라, 파손강도가 변화하고 파손양상이 다르게 나타났다. 이러한 볼트의 조임에 대하여, Quinn[10]은 적층판이 두께 방향으로 구속됨이 없을 때 적층순서가 파손강도의 10%~20% 영향을 준다고 지적했으나 높은 Clampup torque을 가한 경우는 적층순서에 별영향이 없다고 했다.

손조임으로 인하여 파손강도와 파손양상이 적층순서에 영향을 별로 받지 않으므로, 본 연구에서는 볼트의 조임이 작은 Clamp-up force가 되도록 손조임(약 0.2 N-m Torque)로 했다.

토크는 횡압력의 형태로 시편에 전달되므로 Colling's[7]가 제시한 식 (6)에 따라 계산한 결과 $\sigma_z=50$ (Mpa)에서 약 35%정도 체결강도가 증가 됨을 알 수 있었다.

$$T = \frac{\sigma_z d^3}{1.658} \quad (6)$$

여기서, T: Torque

σ_z : Lateral pressure

4.2.2. W/d의 영향

Fig. 6은 W/d(폭/직경)의 변화에 따른 체결강도를 표시한 것인데, W/d의 영향이 뚜렷이 나타나고 있다.

최대 체결강도는 기하학적 변수 L(Edge 거리) 값에 덜 영향을 미치나 W(폭)에는 민감한 반응을 보이고 있다.

W/d가 작은 범위(L/d=2~3)에서 각 적층판의 파손강도(특히 실험값)가 상당히 작게 나타나고 있다. 이는 하중방향의 Edge와의 거리(L)이 작아짐에 따라

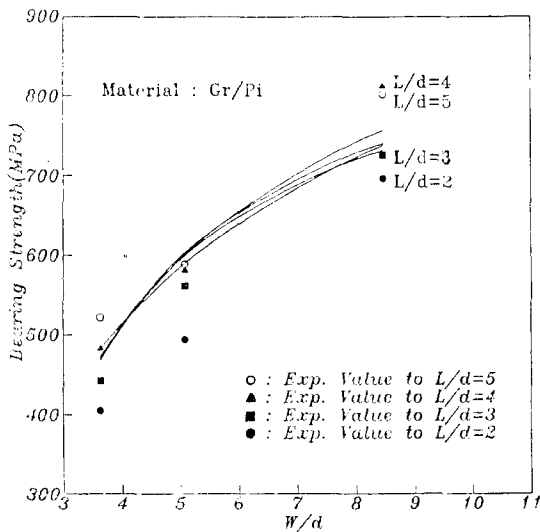


Fig. 6 Effect of specimens width on the pin loaded response of $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$

반직적으로 Shearout 파손양상이 발생되기 때문이다.

4.2.3. L/d의 영향

Fig. 7은 L/d값의 변화에 따른 체결강도를 표시한 것이다. W/d가 3.6일 때 L/d의 영향은 거의 없었으나 그 밖에 L/d가 8.5이상인 경우 L/d의 영향이 나타남을 알 수 있었다 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ 적층판에 있어 Edge와의 거리가 작은(L/d=2) 경우 이론값이 상당히 작게 나타남을 볼 수 있으며 실험 결과와 비교해 보면 실험값이 예측하중보다 20%정도까지 더욱 작게 나타나고 있다. 이런 이유는 주로 하중방향으로 Edge와 거리가 짧아 실험할 때는 Edge effect가 크게 작용했고, FEM해석은 이러한 Edge effect가 실제의 경우 만큼 충분히 고려되지 못한 이유가 있고 원공경계면에 시편 제작시 발생한 미소균열이 존재하여 그곳에서 파손이 시작되기 때문이다.

이런 현상으로 볼때 큰 하중방향으로 Edge와의 거리 $L \geq 3d$ 인 기하학적 형상을 갖는 적층판이 적당하다고 사료 된다.

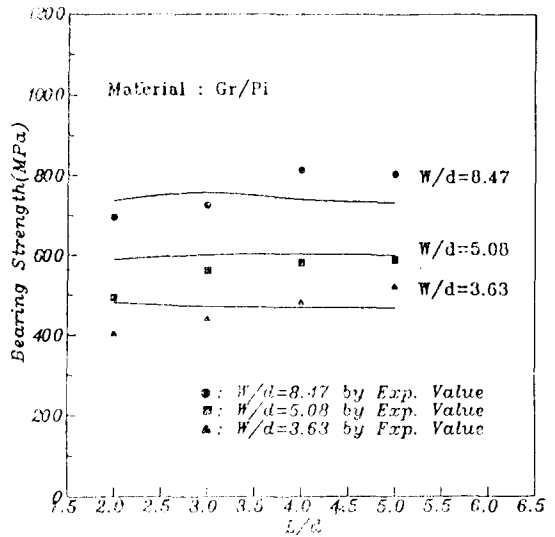


Fig. 7 Effect of edge distance on the pin loaded response of $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$

4.3. 체결부의 손상영역 및 균열 진전

강화섬유 복합재료의 원하중을 받는 구멍주위에서 파괴 메카니즘은 등방성 재료와는 달리 매우 복잡한 현상을 띠고 있기 때문에 지금까지 발표된 어떠한 파손기준식도 미시적 구조특성을 완전하게 표현할 수 있는 모델의 정립이 불가능하다. 모재균열, 섬유좌굴, 섬유와 모재분리, 국부적인 소성 변형들이 동시에 발생할 뿐만 아니라 이것들 간의 상호 간섭현상으로 인

하여 손상 되어가는 과정을 정확히 밝히 내기는 많은 시간이 소요된다.

이러한 난제를 어느정도 해결하고 파손특성을 파악하기 위하여 몇가지 비파괴실험을 수행한 결과 Fig. 8는 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$ 적층판이 편하중을 받을 때의 파손양상으로 파손후에 원공단부[사진 (a)]와 그 단부로부터 하중방향으로 각각 3.0mm[사진 (c)] 6.0mm [사진 (e)]만큼 떨어진 단면을 절단하여 원공주위의 균열진전 및 전파특성을 알아보고 파괴기구를 규명하기 위해 SEM 사진을 촬영한 것이다.

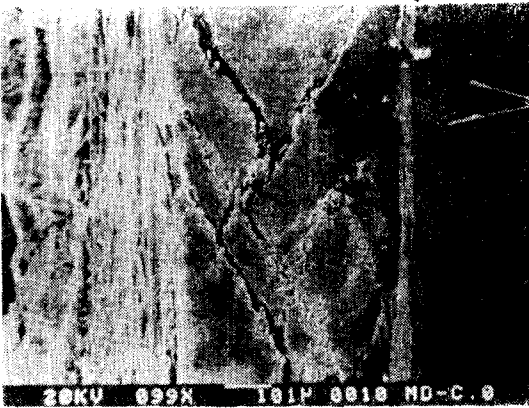
사진(c)에서 보듯이 그림의 중앙에 $[-45^\circ]$ 층 그양쪽에 90층이 있고 가장 외각에 45층이 적층되어 있음을 볼 수 있다. 이들 각층들 사이가 층간박리 되어 갈라짐을 관찰할 수 있으며 특히 $[-45^\circ]$ 층에 Y모양의 균열을 보인다.

그림 (a)에서는 중앙부 $[-45^\circ]$ 적층판에 일정한 각

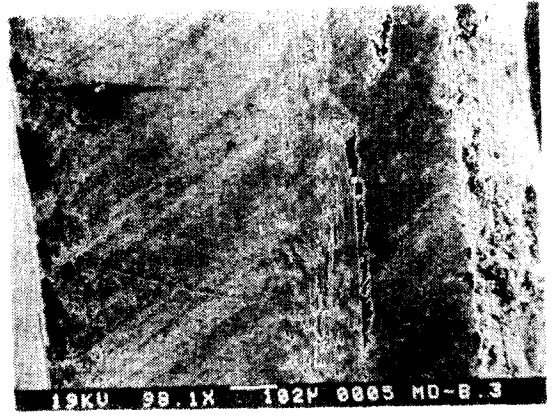
도로 경사진 여러개의 균열 모양을 볼 수 있다. 사진 (a), (c), (e)를 대조해 볼때 원공 단부로부터 멀어질수록 현저하게 모재균열 및 층간균열이 줄어들었음을 알 수 있다.

Fig. 11는 X-Ray 사진에서 보는마와 같이 시편의 하중방향으로 원공주위에서 Bearing 파손양상을 촬영한 것인데, 사진의 왼편상부에 먼저 섬유방향으로 층내균열이 발생되고 90도 방향의 섬유가 절단됨을 알 수 있었다.

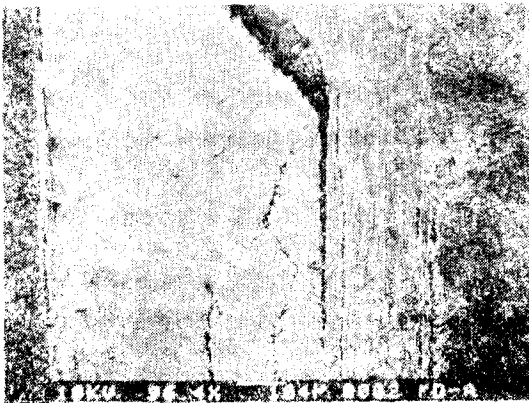
이러한 사진에서 보던 재료의 취성으로 인하여 균열진전이 생김을 알 수 있었다. 또한 이러한 파단면을 관찰한 결과 균열은 제조시 생기는 Void, 모재와 섬유배열의 불규칙등 초기 결함의 있는 곳에서 생성되며 섬유와 Bonding agent 혹은 Bonding agent와 모재의 계면상(Interphase)을 따라 생기며, 이러한 미세한 균열들이 서로 연결되어 가면서 진행하다가 층내 및 층



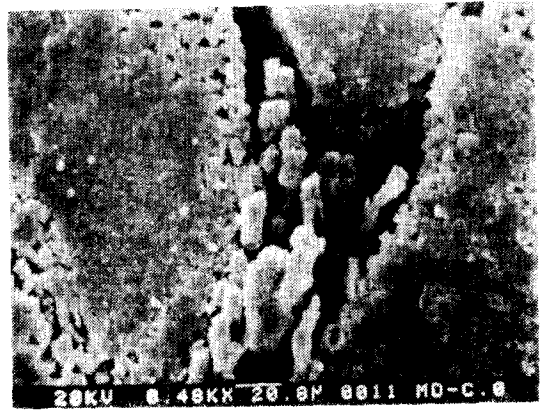
(a) Bearing failure mode in hole edge



(b) Bearing failure mode in hole edge (Enlarged)



(c) Cutted plane, 3.0mm from hole edge



(d) Cutted plane, 3.00mm from hole edge (enlarged)

Fig. 8 SEM photograph of failure surface by pin-loaded in $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$

간균열을 만나면 더욱 성장하고 섬유와 만나면 상당한 에너지가 요구된 후 파손된다고 보인다.

4.4. 체결부의 강도예측

체결강도는 시편의 기하학적 형상등의 영향을 받고 있다. 그중에서도 체결강도에 가장 큰 영향을 주는 것은 W/d 및 L/d 이므로 이러한 파라메타를 도입하여 σ_b 와 관계를 α, β, γ 와 함께 써서, 동일한 재료로 만든 임의의 적층판의 강도예측이 가능한 관계식(7)은

$$\sigma_b = \alpha \left(\frac{W}{d} \right)^2 + \beta \left(\frac{L}{d} \right) + \gamma \quad (7)$$

여기서 α, β, γ 는 Hook and Jeeves의 최적기법을 이용하여, $\alpha=4.97, \beta=39.07, \gamma=261.5$ 을 구하여 재료상수로 간주했다. 이러한 재료상수를 이용하면 체결강도는 8%이내의 오차로써 예측 가능하다고 사료된다

4.5. X-Ray 실험결과 및 고찰

X-Ray 투과시험에 있어, 복합재료는 방사선의 흡수 계수가 금속재료에 비해 매우 낮으며 내부의 결합 및 손상들의 방향 및 위치가 대부분 투과하는 방사선의 방향과 수직하여 손상부위와 진전부위와의 필름상에서 Contrast 차이를 식별에 어려움이 있어 제한적으로 사용되어 왔다. 그러나, 복합재료의 비파괴 시험법에는 여러가지 방법이 있으나 그 중 X-Ray 방사선 탐상시험법은 자주 사용된 방법이며, 측정 기기의 성능과 활용에 따라 확실한 방법으로 인정되고 있다.

탄소섬유 복합재료는 X-Ray에 투과성(흡수계수가 낮다)을 갖고 있으므로 다음과 같은 성분배합으로

- Zinc iodide (ZnI₂)-60grams
- Water(H₂O)-10milliliters
- Isopropyl alcohol-10milliliters
- Kodak "Photo Flo 600" (as a wetting agent)-1milliliters

시편의 손상부위에 24시간이상 침투시켜 원공주위의 손상영역 및 파손진전 상황을 Fig. 9와 같이 관찰할 수 있다.

X-Ray 기법이 모재균열, 층간균열, 섬유 Bundle파단 및 파손영역등을 가지적으로 표현되는 방법중 가장 실용적이라고 할 수 있다.

8층 적층판 두께 1.34mm의 시편의 손상부를 촬영한 결과, 강화섬유와 모재와의 미세균열을 정확하게 식별할 수 없었으나 원공주위의 손상부의 상태가 신명하게 나타났다. 시편에서 섬유방향에 따라 생긴 균열모양은 Fig. 9에 잘 나타나고 있다.

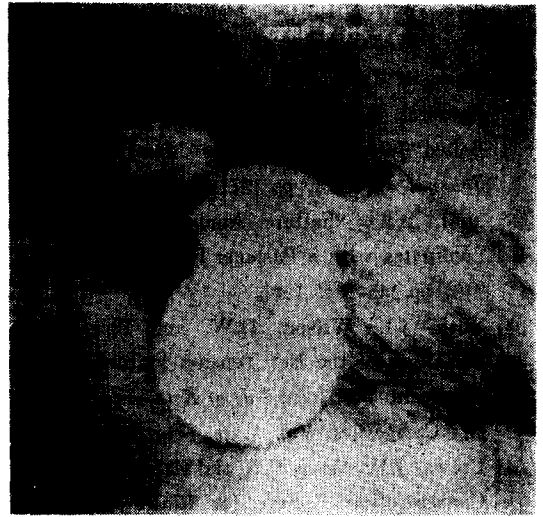


Fig. 9 X-Ray radiograph of specimens after pin load, [0°/45°/90°/-45°]_s

5. 결 론

[0°/45°/90°/-45°]_s 적층판에 대하여, 체결부의 기하학적 형상을 변화시킨 시편으로 얻은 측정치와 이론 해석모델 결과와 비교 분석했고 원공주위의 균열진전 거동을 관찰하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 실험결과에 따라 최적기법으로 만든 새로운 변수 α, β, γ 를 재료상수로 취급하여 W/d 및 L/d 와 체결강도와의 관계식을 이용하면, 동일한 재료로 제작한 적층판의 체결강도를 8%이내의 오차로 예측 가능하다
- (2) 시편 실험결과와 FEM 이론 해석모델로 예측한 값과 차이는 최고 17%내 이었고, $L/d=2\sim 3$ 인 경우를 제외하고, 파손강도 및 파손양상의 대부분 일치하고 있다.
- (3) 작은 W/d 로 인한 체결강도의 감소를 막고 Side edge effect로 인하여 파손부와의 간섭 효과를 줄이기 위해서는 W/d 가 4이상 이어서 Side edge와의 거리가 1.5배 이상인 기하학적 형상을 갖는 것이 바람직하다.
- (4) [0°/45°/90°/-45°]_s 파손양상은 $L/d=2$ ($d=3.0mm$)인 제외하고는 모두 Bearing 파손양상으로 예측되었는데 이는 실험결과와 일치하고 있다.

참 고 문 헌

[1] De Jong, T. and Vuil, H.A., "Stresses Around Pin-Loaded Holes in Elastically Orthotropic

- Plates with Arbitrary Load Direction," *Rep. No. LR-333*, Dept. of Aerospace Engr., Delft Univ. of Tech., The Netherlands, Sept. 1981.
- [2] Agarwal, B.L., "Static Strength Prediction of Bolted Joint in Composite Material," *AIAA Journal*, Vol. 18, pp.1371-1375, Nov. 1980.
- [3] Soni, S.R., "Failure Analysis of Composite Laminates with a Fastener Hole," *ASTM STP*, 749, pp.145-164, 1981.
- [4] York, J.L., Wilson, D.W. and Pipes, R.B., "Analysis of the Net Tension Failure Mode in Composite Bolt Joint," *J. of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 1, pp.141-152, 1982.
- [5] 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.
- [6] Klang, E.C., "The Stress Distribution in Pin-Loaded Orthotropic Plates," *Ph.D. Thesis*, Virginia Polytechnic Inst. and State Univ., August 1983.
- [7] Collings, T.A., "On the Bearing Strength of CFRP Laminates," *Composites*, 13, pp.241-252, 1982.
- [8] Pagano, N.J. and Pipes, R.B., "The Influence of Stacking Sequence on Laminate Strength," *J. of Composite Materials*, pp.50-57, 1971.
- [9] Savin, G.N., "Stress distribution around holes," *NASA Technical translation* TTF-607, Nov. 1970.
- [10] Quinn, W.J. and Matthews, F.L., "The Effect of Stacking Sequence on the Pin-Bearing Strength in Glass Fibre Reinforced Plastic," *J. of Composite Materials*, Vol. 11, pp.139-145, 1977.
- [11] Yamada, S.E. and Sun, C.T., "Analysis of Laminate Strength and Its Distribution," *J. of Com. Mat.*, Vol. 12, pp.275-284, 1978.
- [12] Charles E.S. Ueng and Kai-da Zhang, "Strength prediction of a mechanically fastened Joint in Laminate Composites," *AIAA J.* Vol. 23, No. 11, 1985, pp.1832-1834.
- [13] A.A. Pollock, "Acoustic emission Amplitude Distribution," *International Advances in Non-destructive Testing*, Vol. 7, pp.215-239, 1981.
- [14] J.L. Rose and W. Shelton, "Damage Analysis in Composite Materials," *Composite Reliability. ASTM STP* 580, p.215.
- [15] 洪昌善, "複合構造의 結合-解說", 大韓機械學會, Vol. 22, No. 1, pp.9-14, 1982.
- [16] 鈴木恵, 中西博, 岩本 政治, etc, "AE法による CFRP 破壊機構に関する 研究", 日本機械學會 論文 文集, 53卷, 492號, No. 89-0771, 昭和 62-8.
- [17] 宋寬炯外 3人, "複合材料의 機械的 性質 및 破損 過程 評價", 大韓造船學會誌, 제25권 4호(1988).
- [18] 宋寬炯, 李在旭, "圓孔이 있는 複合積層板의 破壞特性研究", 大韓造船學會誌, 제26권 4호(1989).