

〈論 文〉

핀하중을 받는 탄소섬유/에폭시 복합적층판의 인장거동

박동창* · 황운봉** · 박현철** · 한경섭**

(1993년 4월 13일 접수)

Tensile Behavior of Pin-Loaded Carbon/Epoxy Composite Laminates

D.C. Park, W. Hwang, H.C. Park and K.S. Han

Key Words: Bearing Strength(핀하중강도), Notch Effect(노치효과), Characteristic Length(특성길이), Average Stress(평균응력), Factor of Rupture(파단계수)

Abstract

Fracture behavior of carbon/epoxy laminates under pin loading is studied experimentally and analytically. Effects of ratios of specimen width to hole diameter and edge distance to hole diameter on bearing strength are investigated. Characteristic length of the laminates obtained using HK model has good agreement with the experimental data. The larger hole size induced, the lower bearing strength is measured under pin loading. The bearing strength and failure mode could be predicted using HK model and Zhang's analytical solution of stress distribution around a pin loaded hole. Chamis' prediction method of bearing strength is also considered to predict failure mode and bearing strength. A modification of Chamis' method is made using the factor of rupture. The predicted bearing strength by the modified method is reasonably close to the experimental data.

1. 서 론

탄소섬유 강화 에폭시 복합재료는 높은 비강성 및 비강도 등 우수한 기계적 성질을 갖고 있어서 항공기 소재, 로봇 부재 등의 구조물에 널리 사용되고 있다. 복합재료를 구조물에 널리 사용되고 있다. 복합재료를 구조물에 사용함에 있어 구조물 전체가 하나의 부품으로 만들어지는 경우는 드물며, 대부분의 경우에 여러부품이 결합되어 구조물을 이루고 있다. 복합재료에서는 용접이 어려우므로 실

제로 복합재료 구조물을 제작할 경우 기계적인 접합과 접착에 의한 접합이 쓰이고 있으며 각 접착에 의한 접착은 원공을 만들지 않고 비교적 넓은 면적을 통하여 하중을 분산시키므로 결합부에 서의 응력집중 현상이 기계적 접합에 비하여 작다. 또한 볼트나 리벳등의 연결재료를 이용하지 않으므로 중량증가가 없으며, 진동특성이 좋은 장점을 가지고 있다. 그러나 연결상태의 점검이 어렵고, 손상부분의 교체가 용이하지 않다. 또한 접착체가 환경적인 영향에 지배를 받으므로, 적용범위가 제한된다. 신뢰성이 떨어지고 접합부의 강도에측이 용이하지 않은 것도 단점이다.⁽¹⁾ 기계적인 접합은 볼트나 리벳 등을 사용하는데 분해결합이 간단하고 작업시 재료의 표면처리가 필요없으며 연결상태를

*대우중공업 항공사업본부

**정회원, 포항공과대학교 기계공학과

손쉽게 점검할 수 있고 강도예측이 용이한 반면에, 연결재료에 의한 중량증가와 연결재료의 부식 등이 문제로 대두된다. 또한 접합부위에 원공을 만드는 데 이때 응력집중 현상이 일어나 부분적인 강도저하에 의해 취약점을 지니게 된다. 따라서 접합부에 대한 연구는 전체구조물의 강도해석에 필수적인 관건이 된다.

복합재료 접합부의 복잡한 파괴거동을 이해하기 위해서 핀하중을 받는 원공에서의 응력분포에 대한 많은 연구가 수행되어 오고 있다. 응력분포 해석을 위해 유한요소법을 이용하는 방법^(2~6)이나 실험적으로 응력분포를 보이는 방법,^(7,8) 그리고 응력분포에 대한 해석적인 해를 구하는 방법^(9~11) 등이 연구되어졌다.

기계적 접합부의 강도를 예측하기 위한 다양한 시도가 여러 연구자들에 의해서 수행되어 왔으며, 접합부의 형태를 달리할 때의 접합부의 강도를 측정할 많은 실험결과가 보고 되었다.^(12,13) 접합부의 강도를 쉽게 예측하는 방법으로는 Chamis⁽¹⁴⁾가 제안한, 접합부에서의 힘 평형 방정식으로부터 파괴시의 작용하중과 적층판의 강도 및 형상변수와의 관계를 이용하는 방법이 있다. 이러한 방법은 간단히 강도를 예측할 수 있어서 유용하나, 원공에서의 응력집중 효과를 고려하지 않으므로 실제 강도와 큰 차이가 있을 수 있다.

Smith⁽¹⁵⁾는 등방성평판이 핀하중을 받을 때의 응력집중계수를 응용하여 복합재료에서의 강도를 예측하는 방법을 제시하였다. 이를 위하여 그는 핀하중을 받을 때의 등방성평판과 복합적층판에서의 응력집중계수간의 관계를 실험을 통하여 구하였다. 이러한 방법은 원공에서의 응력집중효과를 고려하므로 실제강도와 가까운 값을 예측할 수 있으나, 등방성재료에서의 응력집중계수를 복합재료에 적용할 수 있도록 둘 사이의 관계를 구하는 것이 용이하지 않은 단점이 있다.

복합재료 접합부의 응력집중 현상에 대한 이해 및 강도예측이 전체 구조물의 강도예측에 있어서 필수적이므로, 이에 대한 연구가 위와 같이 활발히 진행중이다. 그러나 등방성물질에서와는 달리 실험적, 해석적으로 접합부에서의 응력분포를 구하는 것이 용이하지 않다. 더욱이 어렵게 구한 응력분포 형태도 실험에서의 여러가지 변수에 따라 달라지므로 적용에 어려움이 있다. 따라서 여러가지 변수를 고려한 응력분포에 대한 연구 및 실험적으로 보다

간단한 형태의 강도예측식을 얻기 위한 연구가 계속되어야 할 것이다. 본 연구에서는 탄소섬유/에폭시 복합재료에 대해 적층각과 시편의 폭 및 원공의 크기, 원공에서 가장자리(edge)까지의 거리를 변화시키면서 핀하중 강도를 측정하는 실험을 하였다. 평균응력을 이용한 강도예측식과 파단계수를 바탕으로 간단한 강도예측식을 만들었으며, HK model^(16,17)과 Zhang의 응력분포식⁽¹⁰⁾을 이용하여 접합부에서의 강도를 계산하였다.

2. 이론적 배경

2.1 원공으로 인한 복합적층판의 노치현상

등방성 물질에서와는 달리 복합적층판에서는 노치효과에 영향을 미치는 인자가 다양하며 이에 대한 연구 또한 여러가지 접근방법을 통하여 이루어지고 있다.⁽¹⁸⁾ 이중에서 Whitney와 Nuismer⁽¹⁹⁾는 노치주변의 응력분포를 기준으로 파괴현상을 해석하고자 하였다. 그들이 내세운 기본적인 가정은 원공에서 인장방향에 수직으로 얼마간 떨어진 거리에서의 인장방향 응력이 노치가 없는 재료의 파괴강도에 이를 때에 파괴가 일어난다는 것이다. 이에선 점응력기준(woint stress criterion)과 평균응력기준(average stress criterion)의 두가지 파괴기준이 있다. 점응력기준에 따르면 원공에서 인장방향에 수직으로 일정한 거리 p만큼 떨어진 지점에서의 인장방향 응력이 노치없는 재료의 강도에 이를 때 파괴가 일어난다.

$$\sigma_x(0, r+p) = \sigma_0 \tag{1}$$

이때 p는 특성길이(characteristic length)라 한다. 무한평판에서 반지름 r인 원공이 존재할 때 x방향의 인장하중에 의한 y축상의 x방향응력 σ_x 는 $y > r$ 의 영역에서 다음과 같은 분포를 가진다.⁽¹⁹⁾

$$\sigma_x(0, y) = \frac{\sigma_0}{2} \left\{ 2 + \left(\frac{r}{y}\right)^2 + 3\left(\frac{r}{y}\right)^4 - (K_T^\infty - 3) \left[5\left(\frac{r}{y}\right)^6 - 7\left(\frac{r}{y}\right)^8 \right] \right\} \tag{2}$$

여기서, K_T^∞ 는 무한평판의 응력집중계수이다. 복합재료에서의 응력집중계수 K_T^∞ 는 물질상수로부터 계산되며 인장방향을 기준으로 표현하면 다음과 같이 된다.

$$K_T^\infty = 1 + \left\{ 2 \left[(E_x/E_y)^{\frac{1}{2}} - \nu_{xy} \right] + E_x/G_{xy} \right\}^{1/2} \tag{3}$$

식(1)을 식(2)에 대입하면 강도비(ctrength ratio)를 반지름과 점응력기준에서의 특성길이의 p 의 함수로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\sigma_N^*}{\sigma_0} = \frac{2}{\{2 + \xi_1^2 + 3\xi_1^4 - (K_N^* - 3)(5\xi_1^6 - 7\xi_1^8)\}} \quad (4)$$

여기서, $\xi_1 = \frac{r}{r+p}$ 이다. 앞에서는 무한평판에 대한 응력분포를 기준으로 하여 노치강도를 계산하였는데, 실제 노치강도의 시험에서는 시편의 폭이 제한되기 때문에 이에 대한 보정이 필요하게 된다. 이러한 유한폭에 대한 보정은 무한평판과 실제 유한폭의 경우의 응력비인 유한폭 보정계수 (finite width correction factor; Y)로 한다.⁽²⁰⁾ 시편의 폭에 대한 길이의 비가 3배 이상일 경우 등방성과 이방성에서의 보정계수 값의 차이가 2% 이내라는 결과보고⁽²⁰⁾에 따라 등방성 재료에서의 유한폭 보정계수를 본 연구에 적용하기로 한다. 이는 유한한 폭을 가진 시편에서 원공때문에 발생하는 단면적의 감소에 의한 응력집중의 상승효과를 보정해 준다.

$$\sigma_N^* = Y\sigma_N \quad (5)$$

여기서, σ_N 은 실제평판의 노치강도이다. 등방성 물질에 대한 유한폭 보정계수는 원공에 대하여 식(6)으로 표현된다.

$$Y = \frac{2 + (1 - 2r/W)^3}{3(1 - 2r/W)} \quad (6)$$

점응력기준과 유한폭 보정계수를 이용한 특성길이는 식(4)와 식(6)을 조합하여 계산할 수 있다.

$$\frac{\sigma_N}{\sigma_0} = \frac{2}{\{2 + \xi_1^2 + 3\xi_1^4 - (K_N^* - 3)(5\xi_1^6 - 7\xi_1^8)\}} \times \frac{3(1 - 2r/W)}{\{2 + (1 - 2r/W)^3\}} \quad (7)$$

실험으로부터 얻을 수 있는 값은 σ_0 , σ_N 과 K_N 이며 W , r 은 시편의 형상에 따른 값이다. 따라서 이 식은 p 만의 방정식으로 되어 그 값을 계산에 의해 얻게 된다. 이와 같이 얻어지는 p 를 나타내는 모델들을 살펴보면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \text{WN (Whitney and Nuismer) 모델}^{(9)} &: P = \text{const} \\ \text{HK (Kim, Hwang and Han) 모델}^{(17)} &: P = P_0 + P_1 r \\ \text{PWG (Pipes, Wetherhold and Gillespie) 모델}^{(21)} &: P = cr^m \end{aligned} \quad (8)$$

여기서, p_0 , p_1 , c 및 m 은 상수이다.

2.2 핀하중을 받는 원공의 강도예측

(1) 원공주위의 응력분포를 이용한 강도예측

원공주위의 응력분포로부터 강도를 계산하는 방법으로는 Chang⁽²²⁾등이 제안한 방법이 많이 사용되고 있다. 즉 식(9)와 같은 특성곡선 $r_c(\theta)$ 상에서 식(10)과 같은 Yamada · Sun 파단조건⁽²²⁾을 적용하여 강도를 예측할 수 있다. 식(9)에서 r 은 원공의 반지름이고, R_c 와 R_t 는 각각 압축방향과 인장방향으로의 특성길이이며, $r_c(\theta)$ 은 형상은 Fig. 1에 나타낸 바와 같다.

$$r_c(\theta) = r + R_t + (R_c - R_t) \cos \theta \quad (9)$$

$$(\sigma_x/X)^2 + (\sigma_{xy}/S_c)^2 = e^2 \quad (10)$$

여기서, X 는 인장 또는 압축강도이고 S_c 는 $[0/90]_s$ 적층판의 전단강도이다. 식(10)에서 $e^2=1$ 이면 파괴가 일어나며 이때의 하중 F 로부터 접합부의 강도를 구하게 된다. 일반적으로 기계적 접합에서의 강도는 핀하중강도(bearing strength), σ_0 로 나타내며 파괴하중, F 와의 관계는 다음과 같다.

$$\sigma_0 = \frac{F}{Dt} \quad (11)$$

여기서 D 는 원공의 지름, t 는 시편의 두께이다. $e^2=1$ 일 때의 θ 를 θ_f 라 정의하고 θ_f 의 크기로부터 다음과 같이 파괴형태를 예측하게 된다.⁽²⁾

$$\begin{aligned} 0^\circ \leq |\theta_f| \leq 15^\circ &: \text{bearing mode,} \\ 30^\circ \leq |\theta_f| \leq 60^\circ &: \text{shear-out mode,} \\ 75^\circ \leq |\theta_f| \leq 90^\circ &: \text{tension mode} \end{aligned} \quad (12)$$

위의 세가지 파괴형태는 실제로 자주 발생하는 파괴형태이며 각 파괴형태의 형상은 Fig. 2에 보인 바와 같다.

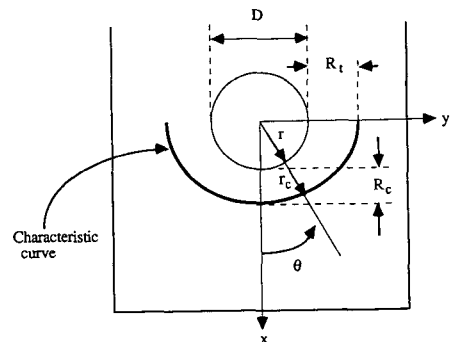


Fig. 1 Configuration of characteristic curve

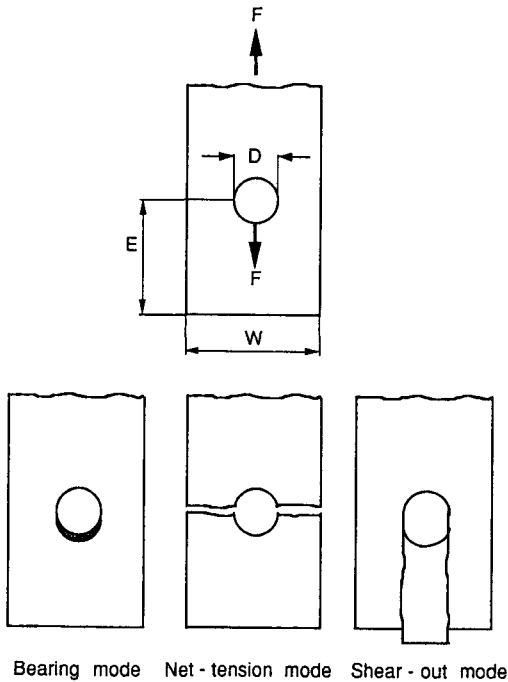


Fig. 2 Failure modes of loaded holes

인장방향으로의 특성길이인 R_t 를 구하는 방법으로는 몇가지 모델들이 있으나 본 연구에서는 원공노치에서의 특성길이 ρ 에 대한 모델인 WN모델과 HK모델을 사용하였다.

압축방향으로의 특성길이인 R_c 를 구하는 방법은 다음과 같다. 식(12)에서와 같이 $-15^\circ \leq \theta_r \leq 15^\circ$ 이면 bearing mode로 파괴가 일어나게 된다 따라서 실험에서 구한 bearing mode로 파괴가 일어날 때의 하중이 작용될 때 $-15^\circ \leq \theta \leq 15^\circ$ 인 범위에서 식(10)의 e^2 의 값은 1이어야 한다. 즉 R_c 를 변화시키면서 $-15^\circ \leq \theta_r \leq 15^\circ$ 을 만족시키는 R_c 의 최대값을 구하여 사용한다.⁽²³⁾ 이때 R_t 는 미리 결정되어 있어야 한다.

본 연구에서는 원공주위의 응력분포로 Zhang과 Ueng⁽¹⁰⁾이 제안한 해석적인 해를 사용하였다. 그들은 직교이방성 무한평판에서 강체핀에 의해 하중을 받고, 핀과 원공 주위의 응력분포를 간단해(compact solution)로 구하였다.⁽¹⁰⁾ 그들은 Fig. 1에서 $\theta=0$ 일때 하중 방향으로의 핀의 변위가 임의로 주어질때 원공주위의 경계조건을 가정하고, 그 경계조건으로부터 Leknitskii⁽¹¹⁾이 구한 것과 마찬가지로 응력함수(stress function)를 구하고 응력함

수와 응력과의 관계로부터 원공주위의 응력분포를 구하였다. Zhang과 Ueng⁽¹⁰⁾은 핀과 원공사이의 마찰계수가 0.2 이하일 때에는 원주방향의 접촉응력이 크게 감소하지는 않을 것으로 예측하였다. 해석적인 해^(9,10)는 원공주위의 응력을 구하는 것이므로 특성곡선 상의 응력은 원공주위의 응력으로부터 계산하여야 한다. Zhang은 원공주위의 응력인 σ_r , σ_θ , $\tau_{r\theta}$ 로부터 특성곡선 상의 응력인 σ_{rc} , $\sigma_{\theta c}$, $\tau_{r\theta c}$ 를 다음관계식을 이용하여 구하였다.⁽²⁴⁾

$$\sigma_{rc} = \sigma_r \frac{r}{r_c}, \sigma_{\theta c} = \sigma_\theta \frac{r}{r_c}, \tau_{r\theta c} = \tau_{r\theta} \frac{r}{r_c} \quad (13)$$

이렇게 구한 σ_{rc} , $\sigma_{\theta c}$, $\tau_{r\theta c}$ 로부터 다음식과 같은 응력변환식을 이용하여, 특성곡선상의 σ_x 와 τ_{xy} 를 계산하고, 그 값을 식(9)와 식(10)에 대입하여 핀하중 강도와 파괴형태를 구하였다.

$$\begin{aligned} \sigma_x &= \sigma_{rc} \cos^2 \theta + \sigma_{\theta c} \sin^2 \theta + 2\tau_{r\theta c} \sin \theta \cos \theta \\ \sigma_y &= \sigma_{rc} \sin^2 \theta + \sigma_{\theta c} \cos^2 \theta - 2\tau_{r\theta c} \sin \theta \cos \theta \\ \tau_{xy} &= (\sigma_{rc} - \sigma_{\theta c}) \sin \theta \cos \theta + \tau_{r\theta c} (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) \end{aligned} \quad (14)$$

(2) 평균응력을 이용한 강도예측

접합부의 강도 예측을 위해서는 원공주위의 응력분포를 알아야 하는데 복합재료에서는 등방성 물질과 달리 응력분포를 구하는 것이 용이하지 않다. 따라서 간단한 설계와 조인트에서의 파괴형태에 대한 이해를 위하여 접합부에서의 파괴를 단순화시킨 모델을 이용하는 것도 의미가 있다. Chamis는 조인트에서의 파괴형태를 local bearing, net tension, wedge-type splitting, shear-out 그리고 tension with shear-out의 다섯가지로 나누고, 각각의 파괴형태에 대한 작용하중과 판재의 강도사이의 관계식을 만들었다.⁽¹⁴⁾ 이 중에서 실제로 자주 발생하는 파괴형태만을 살펴보면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \text{Local bearing mode} &: F = DtX_c \\ \text{Net tension mode} &: F = (W - D) tX_T \\ \text{Shear out mode} &: F = 2EtS \end{aligned} \quad (15)$$

여기서, W 는 시편의 폭, E 는 원공의 중심에서 가장자리(edge)까지의 거리, X_c 는 인장방향에 평행한 방향의 적층판의 압축강도, S 는 적층판의 전단강도이고 X_T 는 인장방향에 평행한 방향의 적층판의 인장강도이다. 식(15)와 같이 각 파괴형태에서의 파괴하중을 구하고, 그중에서 파괴하중이 가장 작은 값을 갖는 파괴형태로 파괴가 일어난다고 예측하였다. Chamis의 방법은 간편하기는 하지만,

식(15)에서 살펴볼 수 있는 바와 같이 핀의 지름에는 무관하고, W/D , E/D 에 따라 강도가 달라짐을 알 수 있다. 따라서 보다 정확한 강도예측을 위해서는 원공주위의 응력집중현상과 원공의 크기에 따른 효과를 고려한 파단조건을 이용하는 것이 타당할 것이다.

3. 실험

본 연구에 사용한 재료는 탄소섬유강화 에폭시수지 복합재료로서 (주) 한국화이바에서 주문제작하였다. 사용한 적층형태는 $[0/90]_{2s}$, $[0/\pm 45/90]_s$ 및 $[\pm 45]_{2s}$ 이고, ply의 두께는 0.25 mm로서 적층판의 두께는 20 mm이다. 인장시험시의 응력집중과 그림 부위에서의 미끄러짐을 막기 위하여, 적층판에 직물상 유리섬유강화에폭시 복합재료로 만든 엔드탭(end-tab)을 에폭시로 붙였다. 이렇게 만들어진 재료를 다이아몬드휠커터를 이용하여 절단과 연마를 동시에 수행하여 시편을 제작하였다. 절삭중의 온도상승을 방지하고 양호한 절단면을 얻기 위하여 절삭유를 사용하였다. 또한 물성저하 및 손상영역의 감소를 위하여 절삭속도는 고속으로 이송속도는 저속으로 일정하게 유지하였다.⁽²⁵⁾

시편의 물성측정은 ASTM 표준규격에 따라 행하

였다. 영률과 푸아송비는 복합재료에 대한 ASTM 표준시험법⁽²⁶⁾ D3039의 인장시험으로, 전단강성률과 전단강도는 전단시험용 시편을 따로 제작하여 D4255의 Rail Shear Test를 이용하여 측정하였다.

Open hole 실험에서의 인장시편의 형상은 Fig. 3과 같으며, 핀하중 실험에서의 인장시편의 형상은 Fig. 4와 같다. Open hole 인장시편과 핀하중 인장시편의 원공은 초경드릴로 800 rpm에서 가공하여 가공시 마찰열에 의한 손상을 받지 않도록 하였다. 또한 시편의 양면에 백업시트(back-up sheet)를 반치고 드릴가공을 하여 원공주위에서의 층간분리 등으로 인한 손상을 방지하였다. 이와같은 방법으로 원공의 지름이 0, 1, 2, 3, 4, 6 그리고 8 mm인 경

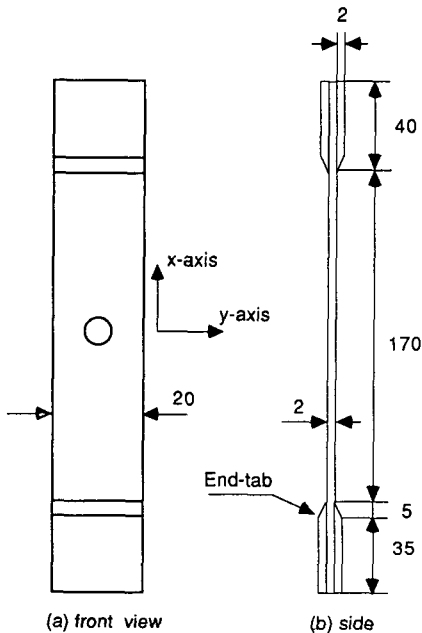


Fig. 3 Configuration of specimen for open hole test

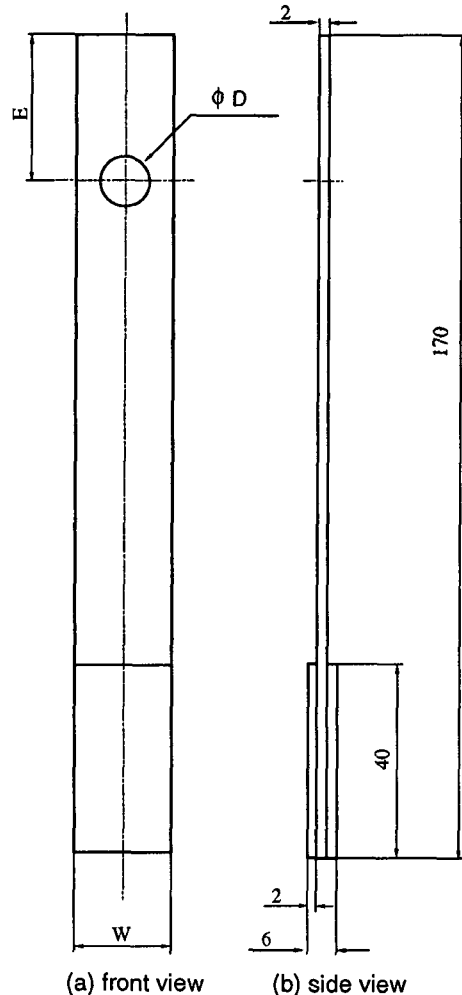


Fig. 4 Configuration of specimen for bearing load test

우에 대해 각각 4회씩 Shimadzu사의 UTM Autograph를 사용하여 인장시험을 행하였다. Open hole 실험의 경우 인장속도는 1 mm/min으로 하여 강도를 측정하였다.

UTM에서 고정구를 사용하여 핀하중 실험을 하는 방법은 Fig. 5와 같다. 사용한 시편의 형상은 D는 3, 6, 9 mm, 는 10, 15, 20, 25, 30 mm, E/D는 1, 3, 5, 7, 9등이었다. 실험에 사용한 핀은 드릴핀으로서 재질은 SK강이었다. 원공과 핀사이의 틈새의 크기에 따라 원공주위에서 원주방향으로의 응력이 크게 바뀌는 사실이 여러 연구자에 의하여 보고된 바 있다. Rowlands⁽²⁸⁾에 의하면 틈새 대 원공의 지름의 비가 1.2%일 때의 원주방향으로의 응력에 비해, 틈새 대 원공의 지름의 비가 17.6%일 때의 원주방향으로의 응력이 5배 가량 큰 것으로 나타났다. 본 연구에서는 틈새를 최소화 하기 위하여, 핀의 지름과 같은 크기로 가공한 원공을 400번 사포로 가볍게 다듬은 후 핀을 끼웠다. 인장속도는 0.5 mm/min의 속도로 인장하여 강도를 측정하였다.

물성치의 검증을 위하여 일방향에서의 물성을 이용하여 적층판의 물성을 구하고 그 값을 이미 알고있

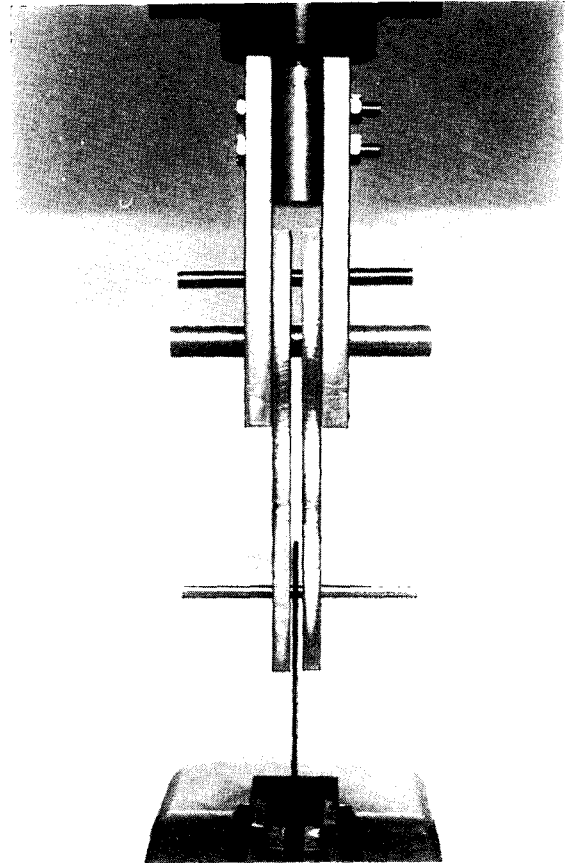


Fig. 5 Apparatus for measuring bearing strength

4. 결과 및 고찰

4.1 원공으로 인한 복합적층판의 노치현상

실험을 통하여 구한 적층판의 물성은 Table 1과 같이 나타났으며, 이 중에서 일방향적층판의 물성은 한국화이버(주)로부터 제공받은 것이고, 그 이외의 물성을 계산⁽²⁷⁾을 통하여 구하였다. 계산으로 구한

Table 1 Mechanical properties of carbon/epoxy laminates

Laminates Properties	Unidirectional	[0/90] _{2s}	[0/±45/90] _s	[±45] _{2s}
E _x (GPa)	124.1***	66.14*	48.44*	14.09*
E _y (GPa)	8.27***	66.14*	48.44*	14.09*
G _{xy} (GPa)	4.38*	4.38*	14.80*	35.83*
ν _{xy}	0.3**	0.028*	0.268*	0.759*
K ₇	-	5.13*	3.21*	1.95*
X _t (MPa)	1551***	982*	600*	144*
X _c (MPa)	965.3***	707**	517***	181**
S _{xy} (MPa)	-	86.8*	181**	344**

* : Experimental value

** : Calculated using Reference⁽²⁷⁾

*** : Data from Hankuk fiber glass Co.

는 실험값과 비교하여 일치하는 것을 확인하였다.

노치가 없는 시편에 대한 노치강도의 비는 Fig. 6와 Table 2에 나타내었다. 원공의 지름의 크기에 따른 강도비의 변화는 $[0/90]_{2s}$ 적층판에서 가장 급격하게, $[\pm 45]_{2s}$ 적층판에서 가장 작은 기울기로 감소하는 것으로 나타났다. Fig. 6에서 실선으로 나타낸 것은 HK 모델을 이용하여 만든 강도예측 식이며 실험결과를 잘 반영하고 있음을 볼 수 있

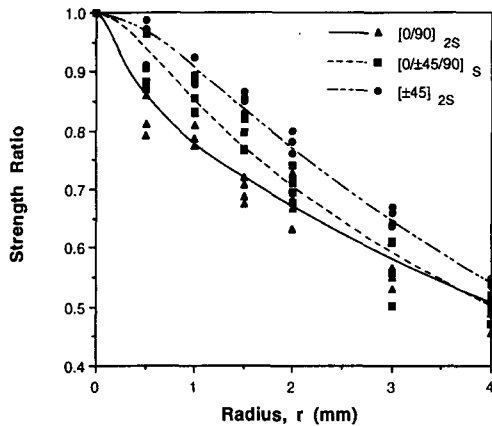


Fig. 6 Strength ratio test data and predictions using HK model

다.

Open hole 실험에서의 파괴양상은 $[0/\pm 45/90]_s$ 적층판의 경우, 원공에서 최종적인 파단이 일어나기 이전에 가운데 인접한 90° 층과 90° 층에서 심한 층간분리가 일어났으며, 0° 층에서의 섬유가 파단된 면은 Fig. 7에서 볼 수 있듯이 인접한 $+45^\circ$ 층의 섬유의 방향과 평행한 형태를 보였다. 이러한 양상은 섬유방향에 수직인 방향으로 파단이 $[0/90]_{2s}$ 의 0° 층과는 다른 것이다. 이와 같은 사실로부터 $[0/\pm 45/90]_s$ 의 $+45^\circ$ 층이 균열이 전진을 방해하며, 그 결과로 노치강도가 증가하게 된다고 생각된다. $[\pm 45]_{2s}$ 와 $[0/90]_{2s}$ 적층판에서는 원공에서 최종적인 파단이 일어나기 이전에는 거시적인 층간분리 현상은 관찰되지 않았다. $[0/90]_{2s}$ 의 인장파괴는 섬유의 파단에 의하여 $[\pm 45]_{2s}$ 의 인장파괴는 수지의 전단에 의한 파괴양상을 보였다.

반지름에 대한 특성길이 ρ 의 변화는 Fig. 8과 같으며, WN모델과 HK모델, 그리고 PWG모델의 각 함수 형태는 Table 3와 같다. HK모델은 PWG모델과 같이 비교적 정확하게 특성길이 ρ 의 변화를 나타내는 것으로 관찰되었다. 같은 반지름에 대한 ρ 는 $[\pm 48]_{2s}$ 적층판에서 가장 크게 나타나고

Table 2 Open hole strength data

(unit : MPa)

r(mm)	0	0.5	1	1.5	2	3	4
$[0/90]_{2s}$	975.8	844.1	772.3	695.0	619.0	538.8	509.3
	918.2	796.0	795.1	662.2	670.4	520.5	531.3
	1006.0	854.0	758.6	707.8	715.8	597.3	446.5
	1027.0	777.0	814.6	675.2	654.2	555.1	507.1
	avg.	981.8	817.8	785.2	685.1	664.9	552.9
$[0/\pm 45/90]_s$	618.2	578.4	535.2	460.2	417.6	334.6	312.1
	553.0	544.1	413.6	491.9	426.7	366.1	282.6
	617.8	529.8	499.7	477.3	406.2	301.6	301.6
	611.1	526.2	513.4	461.5	443.7	366.9	292.9
	avg.	600.0	544.6	516.2	482.2	423.5	353.3
$[\pm 45]_{2s}$	150.9	131.5	128.1	119.8	112.8	96.5	74.7
	145.1	142.2	133.3	124.9	115.3	95.0	77.0
	145.2	139.1	127.1	123.3	103.7	92.5	78.0
	135.6	140.1	126.6	122.6	109.6	91.9	79.1
	avg.	144.2	138.2	128.8	122.7	110.4	94.0

[0/±45/90]_s, [0/90]_{2s} 순으로 나타났으며, 이는 섬유방향 인장의 노치효과가 더 크다는 것을 의미한다.

Open hole에서의 노치효과를 크기는 파단계수 (factor of rupture), β의 크기를 비교함으로써 쉽게 알 수 있다. β는 원공이 존재하는 평판의 파괴하중, F에 대한, net tension 면적이 같고 원공이 없는 평판에서의 파괴하중, F'의 2비로 정의된다.⁽³⁰⁾

$$\theta = \frac{F'}{F} \tag{16}$$

등방성재료에서는 임의의 시편형상에 있어서 응력 집중계수 K를 상당응력 (nominal stress)에 대하여 정의하면, 그때의 파단계수는 다음과 같은 범위를 갖는다.

$$1 \leq \beta \leq K \tag{17}$$

원공이 존재하는 등방성 재료에서의 파단계수는 물질의 취성에 따라 차이가 있기는 하지만, 일반적으로 응력집중계수 K가 증가하면 파단계수는 증가하며 그 관계식은 다음과 같이 표현된다.⁽³⁰⁾

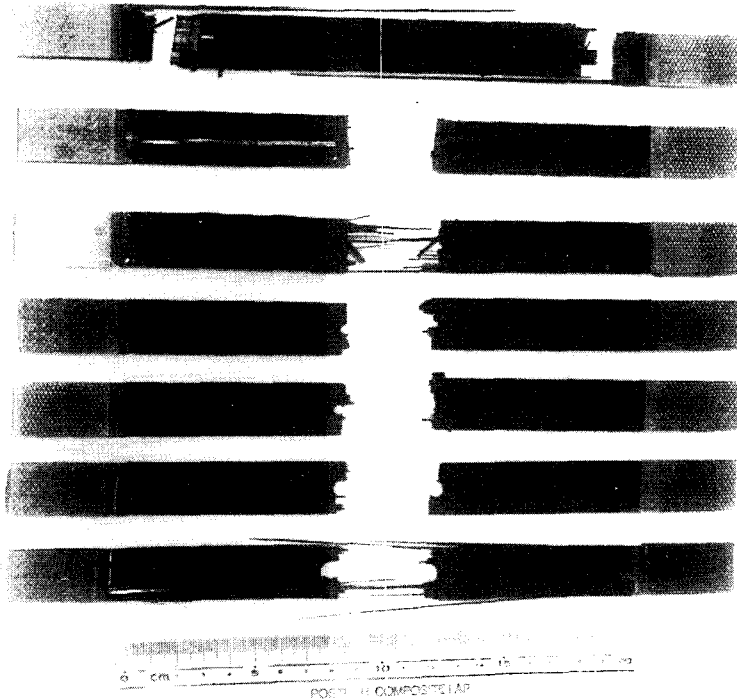
$$(\beta - 1) = \eta(K - 1) \tag{18}$$

Table 3 Characteristic lengths of the laminates (unit : mm)

Characteristic Lengths Laminates	R _t			R _c
	WN model	PWG model	HK model	
[0/90] _{2s}	0.818	0.622r ^{0.461}	0.399+0.210r	0.25
[0/±45/90] _s	1.34	1.19 ^{0.219}	1.05+0.140r	0.175
[±45] _{2s}	2.02	1.88r ^{0.164}	1.68+0.169r	0.342

r : Hole radius

R_c : Values of D=3 mm, W/D=E/D=5



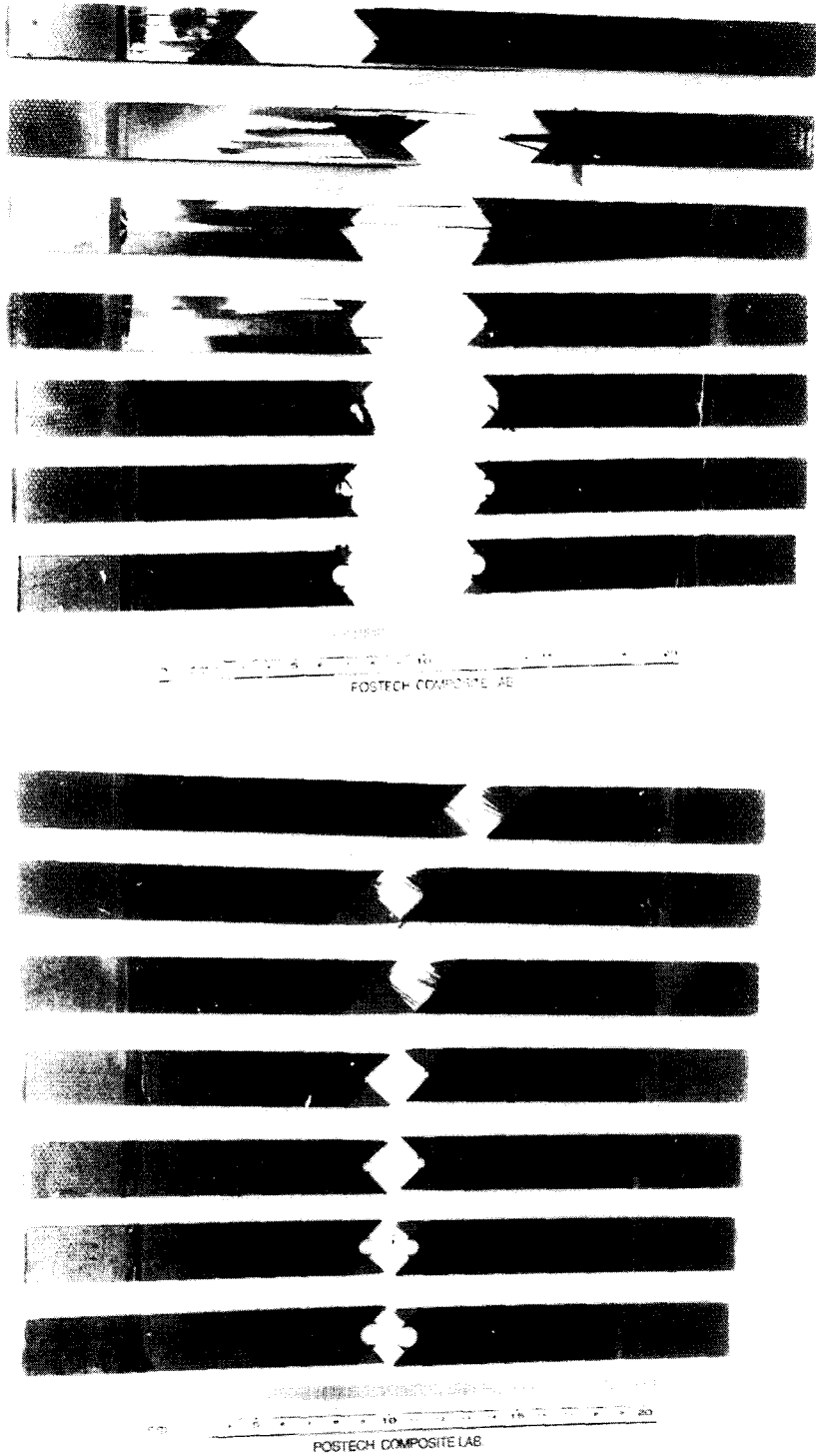


Fig. 7 Fractured specimens of open hole tests (a) $[0/90]_{2s}$, (b) $[0/\pm 45/90]_s$ and (c) $[\pm 45]_{2s}$ laminates

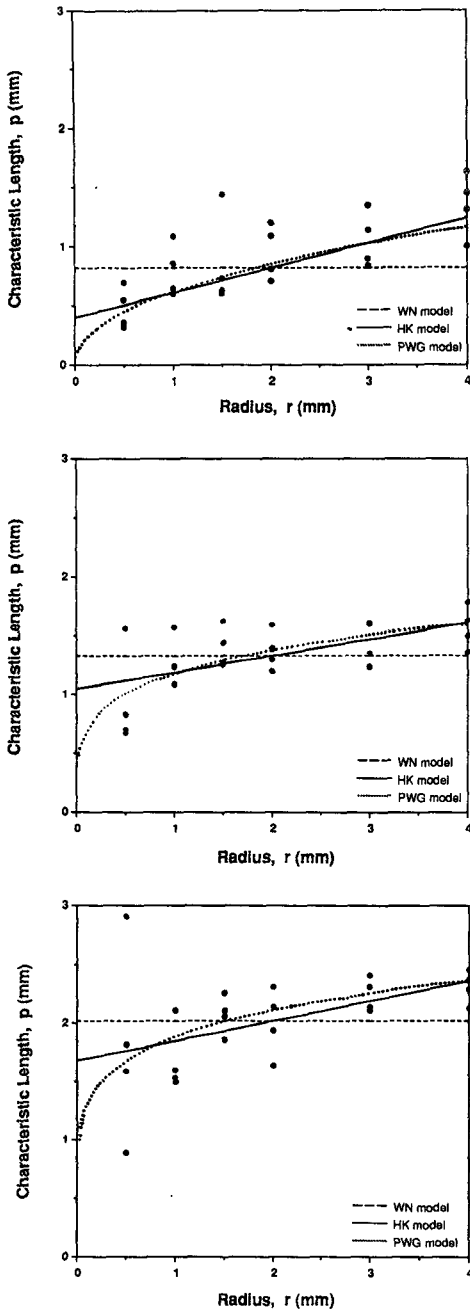


Fig. 8 Characteristic lengths of (a) $[0/90]_{2s}$, (b) $[0/\pm 45/90]_s$ and (c) $[\pm 45]_{2s}$ laminates vs. hole radius

여기서 η 는 노치민감도(notch sensitivity)이고 $0 \leq \eta \leq 1$ 이다. 등방성 물질에서는 K 와 β 가 같을 때 η 는 1로서 최대값이며, β 가 1일때 최소값인 0을 갖는다.⁽³⁰⁾

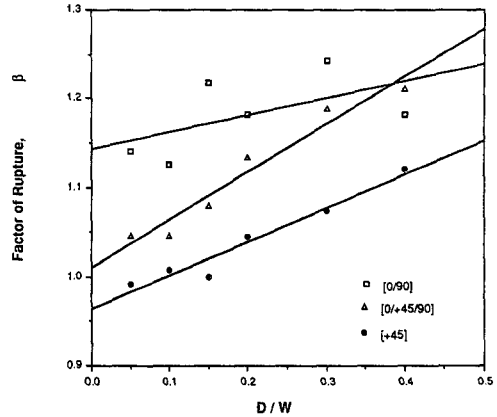


Fig. 9 Values of the factor of rupture for laminates containing open holes

본 연구에서 사용한 세가지 적층판에 대해 파단계수를 구한 결과를 Fig. 9에 나타내었다. Fig. 9에서 볼 수 있듯이 $[\pm 45]_{2s}$ 에서 파단계수가 가장 작게 나타났으며, 등방성 평판에서와는 달리 $[\pm 45]_{2s}$ 와 $[0/\pm 45/90]_s$ 에서는 파단계수가 1보다 약간 크거나 심지어는 1보다 작은 값을 갖는 경우도 있었다. 이것은 등방성 재료에서와는 다른 경향이다. 이러한 현상이 나타나는 이유는 복합적층판의 원공주위에서 발생한 균열이 전진되는 것을 섬유들이 방해하는 역할을 하기 때문인 것으로 생각된다.

4.2 시편의 형상에 따른 핀하중 강도의 변화

핀하중 실험에서 파괴된 시편의 시편의 넓은 순으로 배열한 형상은 Fig. 10과 같다. Fig. 10에서 원공주위의 아래 부분에 희게 보이는 원호는 bearing mode로 파괴가 일어난 부분이다.

(1) 원공의 크기에 따른 핀하중 강도의 변화

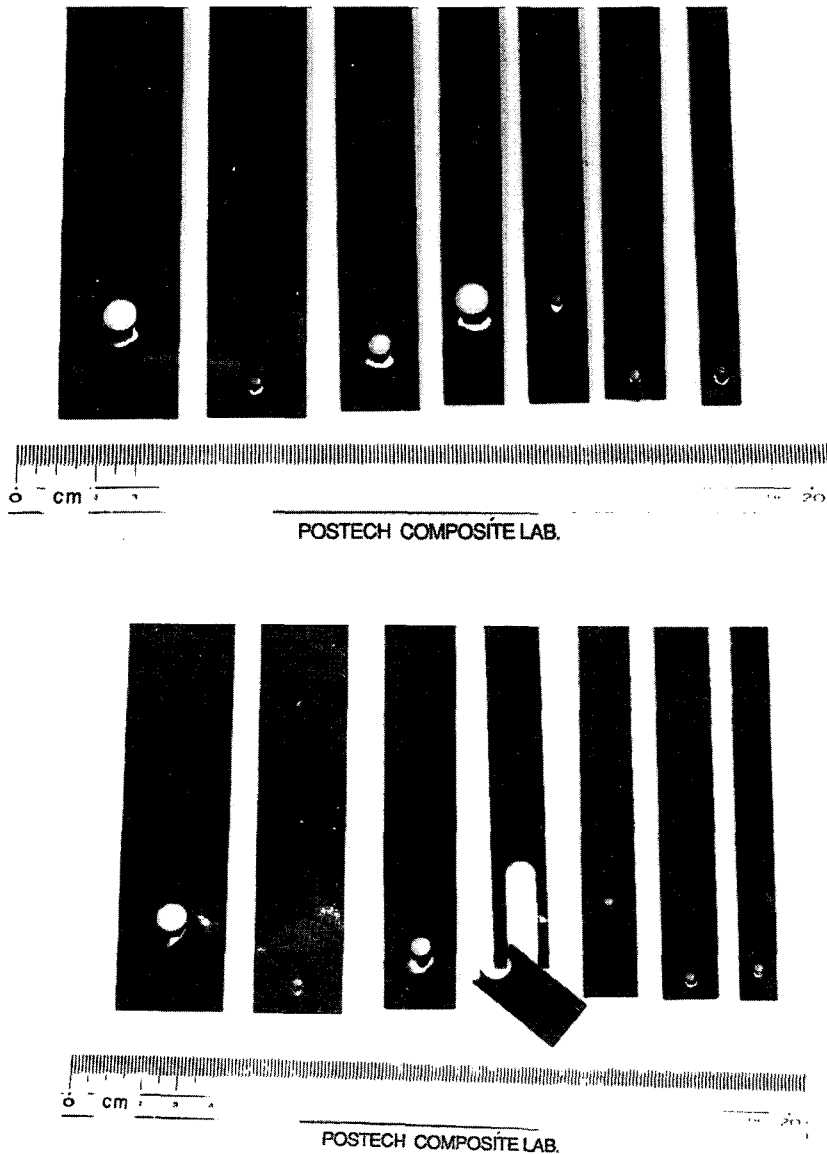
원공의 지름이 변할 때 핀하중 강도의 변화에 대한 실험결과를 Fig. 11에 나타내었다. E/D 가 3으로 일정할 때 대체적으로 원공의 지름이 증가함에 따라 핀하중 강도는 감소하는 경향이 있음이 관찰되었다. 이러한 경향은 다른 연구자들에 의해서도 보고된 바 있다. Matthews⁽³¹⁾ 등은 Glass/Carbon hybrid composites에 대한 실험을 통해 시편의 두께에 대한 볼트 지름의 비가 1이상에서 증가할 때에는, 핀하중강도가 직선적으로 서서히 감소한다고 보고하였다. 그러나 본 연구에서는 $[\pm 45]_{2s}$ 적층판에서는 W/D 가 3.3일 때에 원공의 지름이 증가함에 따라 핀하중 강도도 증가하는 경향을 보였다.

이러한 현상은 파괴형태의 차이로 인해 나타나는 현상으로 보인다. 즉 bearig mode로 파괴가 일어난 경우에는 핀의 지름의 증가에 따라 핀하중강도가 감소하였으나, net-tension mode로 파괴가 일어난 경우 $[(\pm 45)_{2s}]$ 적층판에서 W/D가 3.3일 때에는 핀의 지름의 증가에 따라 핀하중 강도가 증가하였기 때문이다.

실험에 사용한 세가지 적층판에 대해 Zhang의 식을 이용하여 얻은 원공주위의 응력 $\sigma_r, \sigma_\theta, \tau_{r\theta}$ 를

Fig. 12에 나타내었다. θ 와 r 의 방향은 Fig. 1과 같다. Zhang의 응력분포식과 핀하중 실험을 통하여 구한 특성길이 R_c 를 Table 3에 나타내었다. 이때의 R_c 는 원공의 지름이 3 mm이고, W/D와 E/D가 모두 5일 때 각각 3번 측정된 핀하중 강도와 Zhang의 응력분포식으로부터 구한 결과이다. 특성길이 R_c 는 $[(\pm 45)_{2s}]$ 적층판에서 가장 크게 나타나고, $[0/90]_{2s}, [0/\pm 45/90]_s$ 순으로 줄어 들었다.

Zhang의 모델은 무한평판에서 유도한 식이므로



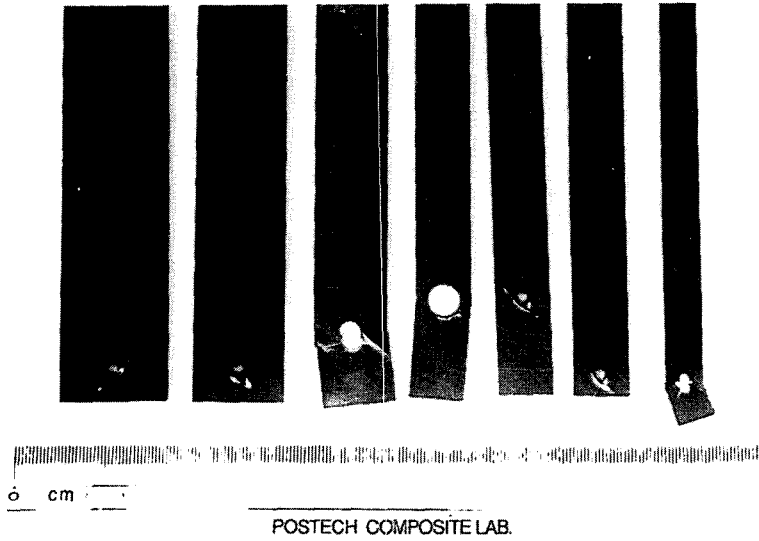


Fig. 10 Fractured specimens of bearing load tests (a) $[0/90]_{2s}$, (b) $[0/\pm 45/90]_s$, and (c) $[\pm 45]_{2s}$ laminates

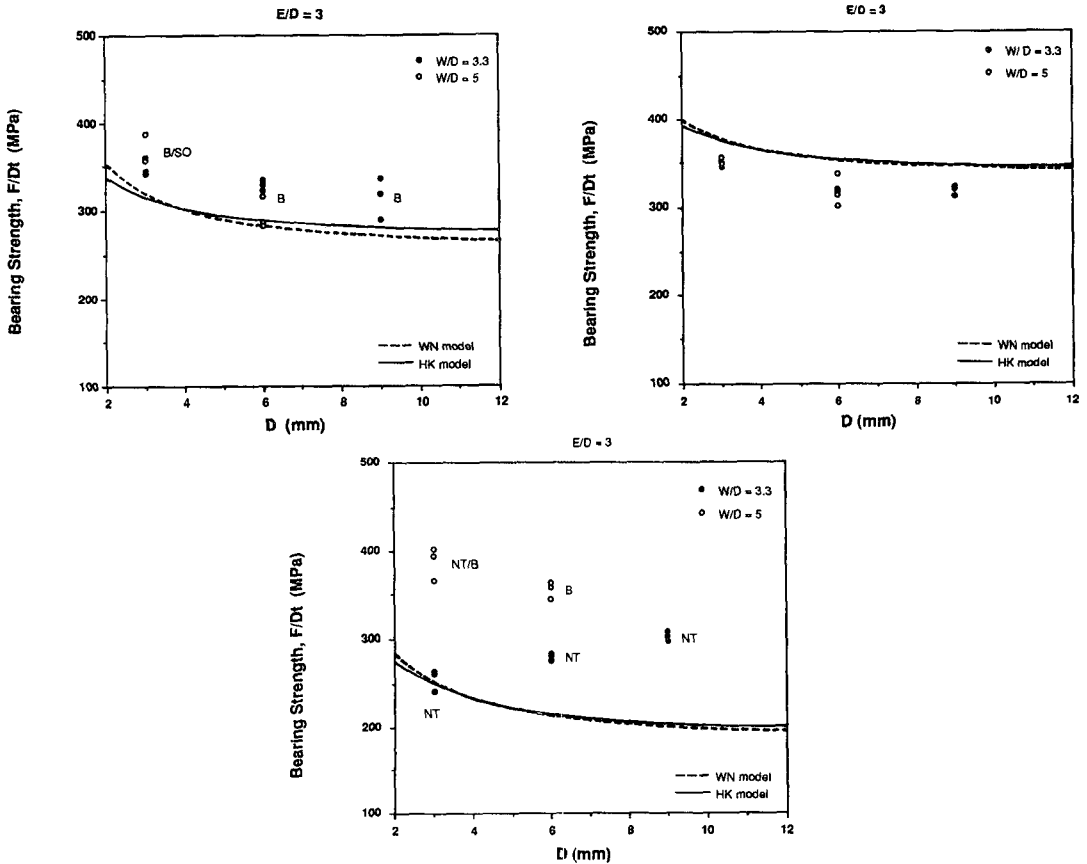


Fig. 11 Effects of hole size on bearing strength (a) $[0/90]_{2s}$, (b) $[0/\pm 45/90]_s$, and (c) $[\pm 45]_{2s}$ laminates

E/D, W/D의 크기에 상관없이 같은 크기의 핀하중 강도와 같은 파괴형태를 예측한다. Fig. 11에서 파선은 WN모델을, 실선은 HK모델을 R로 사용하였을 때의 Zhang모델의 거로가를 나타낸 것이며, $[0/90]_{2s}$ 를 제외하고는 두가지 예측식이 비슷한 강도를 예측하는 것으로 나타났다. 두가지 강도예측식은 $[0/90]_{2s}$ 를 제외하고는 두가지 예측식이 비슷한 강도를 예측하는 것으로 나타났다. 두가지 강도예측식은 $[0/90]_{2s}$ 에서는 실험치보다 작게 $[0/\pm 45/90]_s$ 에서는 실험치보다 크게 예측하였으나, $[\pm 45]_{2s}$ 에서는 실험치보다 매우 작은 값으로 예측하였다. 이러한 현상이 나타나는 이유는 원공주위의 응력분포식이 $[\pm 45]_{2s}$ 적층판의 경우에는 실제보다 큰 응력집중을 예측하기 때문에 판단된다.

(2) W/D 및 E/D의 변화에 따른 핀하중 강도의 변화

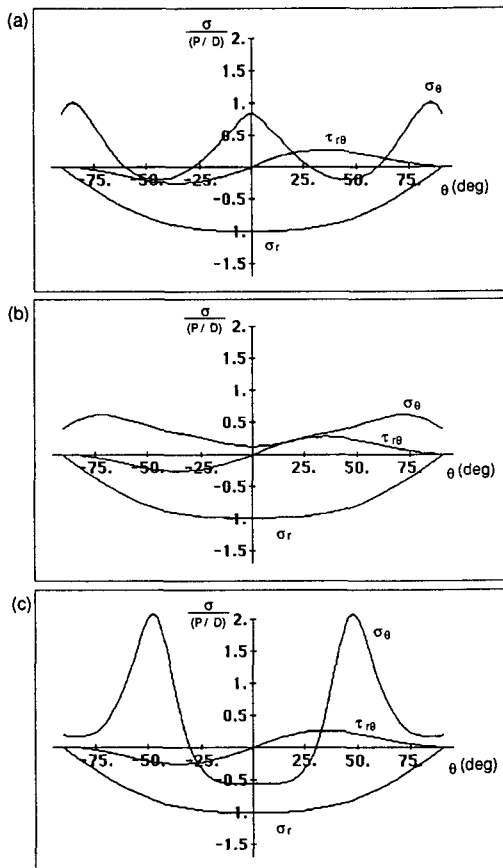


Fig. 12 Stress distribution around a hole of (a) $[0/90]_{2s}$, (b) $[0/\pm 45/90]_s$, and (c) $[\pm 45]_{2s}$ laminates

원공의 지름이 일정할 때 E/D와 W/D의 변화에 따른 핀하중 강도의 변화를 각각 Fig. 13 및 14에

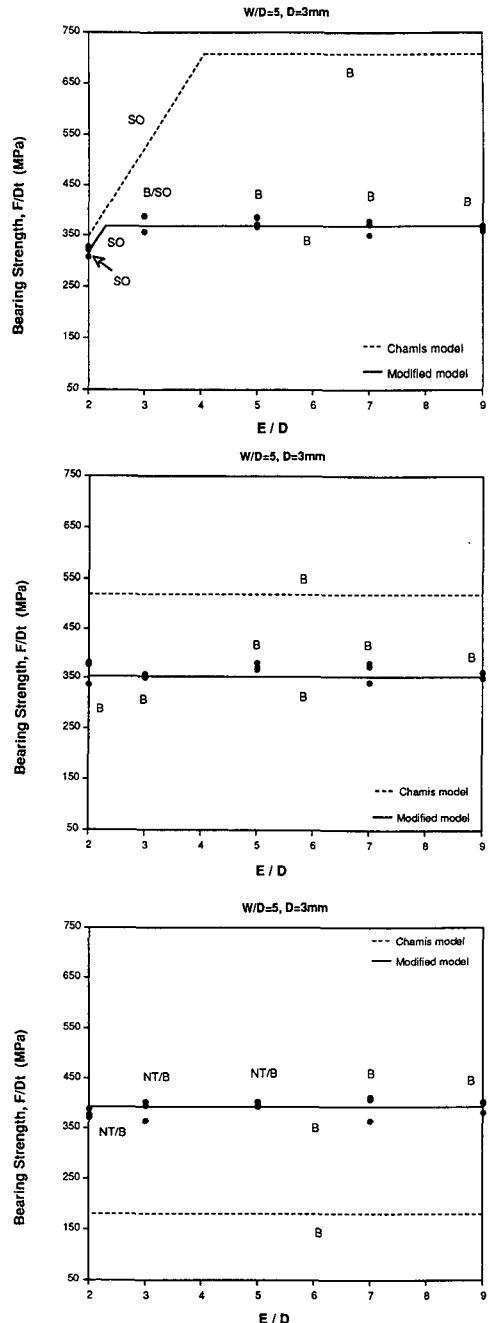


Fig. 13 Effects of edge distance on bearing strength (a) $[0/90]_{2s}$, (b) $[0/\pm 45/90]_s$, and (c) $[\pm 45]_{2s}$ laminates

나타내었으며, 그림에서 파선으로 나타낸 Chamis 모델은 식 (24)를 이용하여 구한 것이다. 실험결과를 살펴보면 $[0/90]_{2s}$ 에서는 E/D와 W/D가 각각

3, 5일때까지, $[\pm 45]_{2s}$ 와 $[0/\pm 45/90]_s$ 에서는 E/D와 W/D가 각각 5일때까지, 핀하중 강도가 증가다가 약간 감소하는 경향이 있는 것으로 나타났다. 여기서 중요한 것은 $[0/90]_{2s}$ 에서는 E/D가 3이하일 때, $[\pm 45]_{2s}$ 에서는 W/D가 5이하일 때 핀하중 강도가 급격히 감소한다는 사실이다. 이러한 급격한 핀하중 강도의 परिव화는 파괴형태가 바뀌기 때문인 것으로 사료된다. 즉 Fig. 13에서 볼 수 있듯이 $[0/90]_{2s}$ 에서는 E/D가 3일 때가 shear out mode에서 bearing mode로 바뀌며, Fig. 14에서와 같이 $[\pm 45]_{2s}$ 에서는 W/D가 5일 때 파괴형태가 net tension mode에서 bearing mode로 바뀌기 때문이다. 위와 같은 실험결과에 비교해 볼 때 평균응력을 이용한 강도예측식은 큰 차이가 있는 값으로 강도를 예측하였다. 따라서 실험결과로부터 파단계수를 구하여 평균응력을 이용한 강도예측식을 보정하면 다음과 같다.

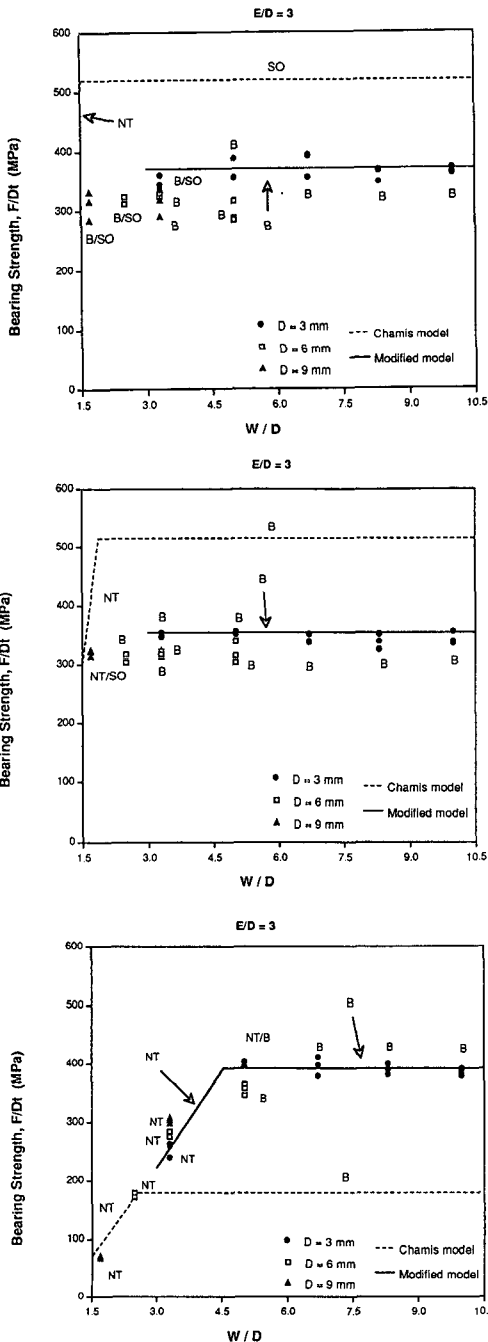


Fig. 14 Effects of specimen width on bearing strength (a) $[0/90]_{2s}$, (b) $[0/\pm 45/90]_s$, and (c) $[\pm 45]_{2s}$ laminates

$$\text{Net tension mode : } \frac{F}{(W-D)t} \beta_T = X_T$$

$$\text{Bearing mode : } \frac{F}{Dt} \beta_B = X_C \quad (19)$$

$$\text{Shear out mode : } \frac{F}{2Et} \cdot \beta_S = S$$

핀하중 강도 예측식에 적용한 파단계수는 앞의 원공노치에 있어서의 파단계수와 같은 개념이다. 즉 원공노치에 있어서의 파단계수가 평균응력과 파괴강도의 비로 결정되는 것을 생각하면, 핀하중을 받는 원공에 있어서의 Chamis 모델이 각 파괴형태에 대한 평균응력을 이용한 것이므로 Chamis 모델과 실제 파괴강도와의 비는 파단계수가 되는 것이다. 단지 원공노치에 대한 응력집중계수는 해석적인 식 및 실험으로 구한 결과로 명확히 구해지나, 핀하중을 받는 원공에서는 명확한 응력집중계수를 구하는 것이 어렵다는 차이가 있을 뿐이다. 따라서 핀하중을 받는 원공에 있어서도 일반적으로 파단계수는 1보다 크고 응력집중계수 보다는 작을 것으로 생각할 수 있다. 핀의 지름이 3mm일 때 W/D 및 E/D의 변화에 따른 각각의 파괴형태에 대한 파단계수 β_T , β_B 및 β_S 를 구한 결과는 Table 4와 같으며, $[\pm 45]_{2s}$ 의 bearing mode에서의 파단계수는 1보다 작음을 볼 수 있다.

또한 적층각 및 핀의 지름과 파괴형태가 같으면 파단 계수가 거의 일정한 것으로 나타났다. 따라서 적층각과 핀의 지름이 같을 때 각각 W/D 및 E/D

Table 4 Factor of rupture in pin bearing load test

Laminates	E/D	W/D	Failure mode	Experiments				Factor of rupture
				1	2	3	average	
[0/90] _{2s}	2	5	SO	1.12	1.08	1.06	1.09	1.09
	3	5	B	1.98	1.82	1.82	1.87	
	3	6.7		1.99	1.81	1.79	1.86	
	3	8.3		1.92	1.93	2.04	1.96	
	3	10		1.95	1.90	1.95	1.93	
	5	5		1.93	1.83	1.90	1.89	
	7	5		2.01	1.87	1.91	1.93	
9	5	1.96	1.91	1.92	1.93			
[0/±45/90] _s	3	3.3	B	1.49	1.49	1.46	1.48	1.46
	3	5		1.47	1.47	1.45	1.46	
	3	6.7		1.46	1.53	1.52	1.50	
	3	8.3		1.47	1.59	1.53	1.53	
	3	10		1.52	1.45	1.53	1.50	
	2	5		1.53	1.38	1.36	1.42	
	3	5		1.47	1.47	1.45	1.46	
	5	5		1.36	1.39	1.40	1.38	
	7	5		1.51	1.38	1.36	1.42	
9	5	1.47	1.42	1.43	1.44			
[±45] _{2s}	3	3.3	NT	1.37	1.25	1.27	1.30	1.30
	3	6.7	B	0.478	0.438	0.455	0.457	
	3	8.3		0.474	0.454	0.404	0.464	
	3	10		0.462	0.469	0.475	0.469	
	7	5		0.497	0.446	0.439	0.461	
	9	5		0.474	0.450	0.454	0.459	

SO : Shear out mode

NT : Net tension mode

B : Bearing mode

에서 구한 파단계수의 값을 평균하여 각 파괴형태에 대한 파단계수로 사용하였다. 이렇게 구한 파단계수를 이용하여 구한 강도예측식은 Fig. 13 및 14에 실선으로 나타내었으며, 실험결과와 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다.

5. 결 론

HK모델을 이용하여 특성길이를 원공의 반지름에 대한 일차함수로 나타냄으로써 원공의 지름의 변화에 따른 특성길이의 변화를 비교적 정확하게

나타낼 수 있었다. 원공주위의 응력분석포식과 HK모델을 이용하여 원공지름 변화에 따른 핀하중 강도의 예측식을 만들 수 있었다. 이렇게 구한 강도예측식은 원공의 지름이 증가함에 따라 핀하중 강도가 감소하는 실제 현상과 일치하였다.

평균응력을 이용한 Chamis의 모델은 실험결과 큰 차이가 있으므로, 이를 보완하기 위하여 실험결과로부터 구한 파단계수를 고려한 핀하중 강도예측식을 만들었다. 이렇게 만들어진 강도예측식은 비교적 정확한 강도 예측을 하는 것으로 관찰되었다.

후 기

이 논문은 1992년도 교육부 지원 한국학술진흥재단의 자유공모과제 학술연구조성비에 의하여 연구되었음.

참고문헌

- (1) Grimes, G. C., Jeans, L. L. and Demuts, E., 1980, "Sensitivity of Bonded and Bolted Joints in Composites to Load/Environmental Spectrum Variations," *Fibrous Composites in Structural Design*, Plenum Press, New York, pp. 619~644.
- (2) Chang, F. K., Scott, R. A. and Springer, G. S., 1984, "Failure of Composite Laminates Containing Pin Loaded Holes," *Journal of Composite Materials*, Vol. 18, pp. 255~278.
- (3) Hyer, M. W., Klang, E. C. and Cooper, D. E., 1987, "The Effects of Pin Elasticity, Clearence, and Friction on the Stresses in a Pin-Loaded Orthotropic Plate," *Journal of Composite Materials*, Vol. 21, pp. 190~206.
- (4) Naik, R. A. and Crews, J. H. Jr., 1986, "Stress Analysis Method for a Clearence-Fit Bolt under Bearing Loads," *AIAA Journal*, Vol. 24~8, pp. 1348~1353.
- (5) Mangalgi, P. D., 1984, "Pin-Loaded Holes in Large Orthotropic Plates," *AIAA Journal*, Vol. 22, pp. 1478~1484.
- (6) Ramamurthy, T. S., 1989, "New Studies on the Effect of Bearing Loads in Lugs with Clearence Fit Pins," *Composite Structures*, Vol. 11, pp. 135~150.
- (7) Hyer, M. W. and Liu, D., 1985, "Stresses in Pin-loaded Orthotropic plates : Photoelastic Results," *Journal of Composite Materials*, Vol. 19, pp. 138~153.
- (8) Tsai, M. Y. and Morton, J., 1990, "Stress and Faiiure Analysis of a Pin-Loaded Composite Plate : An Experimental Study," *Journal of Composite Materials*, Vol. 24, pp. 1101~1121.
- (9) De Jong, T., 1977, "Stresses Around Pin-Loaded Holes in Elastically Orthotropic of Isotropic Plates," *Journal of Composite Meterials*, Vol. 11, pp. 313~331.
- (10) Zhang, K-d. and Ueng, E. E. S., 1984, "Stresses Around a Pin-loaded Hole in Otrhotropic Plates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 18, pp. 432~446.
- (11) Lekhnitskii, S. G., 1968, *Anisotropic Plates*, Tran-slated from the Second Russian Edittion by S. W. Tsai and T. Cheron, Gordon and Breach, New York.
- (12) Ramkumar, R. L. and Tossavainen, E. W., 1986, "Strength and Lifetime of Bolted Laminates," *Fatigue in Mechanically Fasted Composite anjd Metallic Joints*, ASTM STP 927, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, pp. 251~273.
- (13) Crew, J. H. Jr. and Naik, R. V. A., 1986, "Failure Analysis of a Gaphite/Epoxy Laminate Subjected to Bolt-Bearing Loads," *Composite Materials : Fatigue and Fracture*, ASTM STP 907, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, pp. 115~133.
- (14) Chamis, C. C., 1990, "Simplified Procedure for Designing Composite Bolted Joints," *Journal of Com-posite Materials*, Vol. 9, pp. 615~626.
- (15) Smith, L. J. H., 1980, "Mechanically Fastend Joints For Advanced Composites- Phenomenolgical Considerations and Simple Analysis," *Fibrous Com-posites in Structural Design*, Plenuum Press, pp. 543~574.
- (16) Kim, H. G., Hwang, W. and Han, K. S., 1990, "Notched Strength of Woven Laminate Composites Containing Circular Holes," *Proceedings of the KSME/JSME Joint Conference ; Fracture and Strength '90*, pp. 176~181.
- (17) 김형근, 1991, "적층판 복합재료의 Hole에 의한 Notch현상," 석사학위논문, 포항공과대학.
- (18) Awerbuch, J. and Madhukar, M. S., 1985, "Not-ched Strength of Composite Laminates : Predictions and Experiments-A Review," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 4, pp. 3~159.
- (19) Nuismer, R. J. and Whitney, J. M., 1975, "Uniax-ial Failure of Composite Laminate

- Containing Stress Concentration," Fracture Mechanics of Composites, ASTM STP 593, American Society of Testing and Materials, pp. 117~142.
- (20) Mar, J. 1976, "Fracture and Fatigue in Bi-Materials," Mechanics of Composite Review, Air Force Materials Laboratory and Air Force Office of Scientific Research Technical Report, pp. 117~122.
- (21) Pipes, R. B., Wetherhold, R. C. and Gillespie, J. W. Jr., 1979, "Notched Strength of Composite Materials," Journal of Composite Materials, Vol. 12, pp. 148~160.
- (22) Yamada, S. E. and Sun, C. T., 1978, "Analysis of Laminated Strength and Its Distribution," Journal of Composite Materials, Vol. 12, pp. 275~284.
- (23) Chang, F. K., Scott, R. A. and Springer, G. S., 1984, "The Effect of Laminates Configuration on Characteristic Lengths and Rail Shear Strength," Journal of Composite Materials, Vol. 18, pp. 290~296.
- (24) Zhang, K-d. and Ueng, C. E. S., 1985, "Strength Prediction of a Mechanically Fastened Joint in Laminated Composites," AIAA Journal, Vol. 23, pp. 1832~1834.
- (25) Sadat, A. B., 1988, "The Effect of Cutting Speed and Width of Cut on Interlaminar Tensile Strength of Graphite/Epoxy Composite Material," Journal of Composite Technology & Research, Vol. 10, No. 4, pp. 173~176.
- (26) Robert, L. M., 1987, ASTM Standards and Literature References for Composite Materials, American Society for Testing and Materials.
- (27) Tsai, S. W., 1988, Composites Design 4th ed., Think Composites.
- (28) Rowlands, R. E., Rahman, M. U., Wilkinson, T. L. and Chiang, Y. I., 1982, "Single-and Multiple-Bolted Joints in Orthotropic Materials," Composites, Vol. 13~3, pp. 273~279.
- (29) Lagace, P. A., 1977, "Static Tensile Fracture of Graphite/Epoxy," Ph. D. Thesis, M. I. T. Department of Aeronautics and Astronautics.
- (30) 西田正孝, 1978, 應力集中, 禁比出版社.
- (31) Mattewa, F. L., Roshan, A. A., and Phillips, L. N., 1982, "The Bolt Bearing Strength of Glass/Carbon Hybrid Composites," Composites, Vol. 13~3, pp. 225~227.