

論文

두꺼운 고등 복합재료의 삼차원 기계적 성질

김동민* · 손현우** · 홍창선*

**Three-Dimensional Mechanical Properties of
Thick Advanced Composite Materials**

D.M. Kim, H.W. Sonn and C.S. Hong

ABSTRACT

Testing methods are examined to investigate three-dimensional mechanical characteristics of thick advanced composites, and basic properties are measured. Especially, the shear strength and Poisson's ratio in the transversely isotropic plane are examined in detail with testing method. Slotted shear strength specimen is suggested and investigated to determine transverse shear strength which has not been obtained yet. This test specimen provides uniform shear stress distribution and narrow stress concentration region along the test section. Also, this test gives expected failure mode and stable strength data in the transversely isotropic plane.

초 록

두꺼운 고등 복합재료의 삼차원 기계적 성질을 결정하기 위한 실험방법들을 검증하고, 삼차원 재료상수들을 구하였다. 특히, 횡등방성 평면에서의 포와송비와 전단강도 결정 실험방법을 제안하고, 제안된 방법으로 이들을 결정하였다. 이를 위해 지금까지 알려져 있지 않은 횡전단강도 결정은 흠이 있는 전단시편을 개발, 실험을 수행하였다. 이 실험방법은 시험단면을 따라 균일한 전단응력 분포를 가지고, 흠 주위에서의 응력집중 영역이 좁아 적당한 전단강도 결정 실험방법이 되며, 실험결과 예상된 횡전단 파단이 발생하고, 안정된 강도 데이터를 제공함을 알 수 있었다.

* 정회원, 한국과학기술원 기계공학과

** 정회원, 국방과학연구소

1. 서 론

고등 복합재료(advanced composite material)는 구조물의 경량화, 효율성 및 구조재료의 경제성을 높이기 위하여 종래의 금속 및 알루미늄 합금 재료의 대체 재료로 항공 우주 및 방위산업 등 여러 산업분야에 응용, 사용되고 있다. 이 재료의 높은 비강성(specific stiffness)과 비강도(specific strength)에도 불구하고, 재료에 대한 신뢰성과 파손거동에 관한 데이터의 부족으로 이차 구조물(secondary structure)에 제한적으로 사용되어 왔으나 점차 일차 구조(primary structure) 부재료의 이용이 증대되고 있는 실정이다.

고등 복합재료가 실제 구조물에 직접 사용됨에 따라, 그 층(layer) 수가 많아져 두꺼운 적층판(예, 100장 정도)이 되게 된다. 이러한 두꺼운 적층판의 경우는 적층판의 제작시에 발생하는 초기결함(initial defects)이 문제가 되고, 두꺼운 복합재료 구조물의 설계 및 해석에 필요한 삼차원 재료상수가 기본적으로 제공되어야 하고, 삼차원 구조 및 강도 해석을 위해서는 계산시간이나 비용 등을 줄이기 위한 새로운 해석방법들이 제시되어야 한다.

두꺼운 복합재료 적층판의 경우는 얇은 적층판의 경우보다 성형시에 초기결함의 발생이 더욱 쉽다. 이 초기결함은 구조물이 하중을 받을 때에 초기균열(initial crack) 발생의 원인이 되어, 구조물의 강성 및 강도 저하의 큰 원인이 된다. 그러므로, 두꺼운 고등 복합재료 적층판의 성형시에 초기결함 발생의 원인을 잘 이해하고, 이를 최소화할 수 있는 성형을 수행하는 것이 중요하다[1].

두꺼운 고등 복합재료 구조물의 삼차원 해석 및 강도설계를 위해서는 기본적인 삼차원 탄성계수 및 강도에 관한 데이터를 가져야 한다. 복합재료는 재료 자체의 특성인 이방성(anisotropy)으로 인하여, 삼차원 재료상수들을 결정하는 것이 매우 까다로우며, 이방성을 보이는 모든 방향으로의 실험이 수행되어야 한다. 이들 실험에 관해서는 ASTM D-30 위원회에서 일부 방법을 표준화 하였지만[2-6], 이것만으로 삼차원 재료상수들을 모두 구할 수는 없

어, 부족한 삼차원 재료상수 결정 실험방법이 체계화 되어야 한다.

두꺼운 고등 복합재료의 삼차원 재료거동은 섬유를 자른 수직단면에서는 등방성 거동을 보이는 횡등방성 재료(transversely isotropic material)로 가정되어져, 두께방향의 재료상수는 얇은 적층판의 기지방향(matrix direction)으로의 실험으로 구한 재료상수를 대체하여 사용하고 있는 실정이다. 이러한 횡등방성 재료로의 가정은 강성의 경우 짧은 사각기둥의 삼차원 압축실험의 결과[7]로 검토해 볼 때, 타당하게 받아들여질 수 있다. 횡등방성 재료로 가정된 고등 복합재료의 경우, 삼차원 재료거동을 묘사하기 위해 기존의 이차원 실험결과에 추가되어져야 할 실험은 횡등방성 평면에서의 전단강성이나 포와송비 결정실험과 이 평면에서의 전단강도(횡전단강도) 결정실험이다. 그러나 이에 대해 보고된 결과는 극히 제한적이며, 횡전단강도를 얻기 위한 실험은 전단시험면에서의 전단파단이 발생하지 않고 하중 작용점에서의 파단이 발생하는 등, 지금까지 제시된 실험방법과 횡전단강도에 대해 보고된 결과가 없는 실정이다[8]. 특히, 복합재료의 기지방향으로의 성질이 크게 좌우하는 이 단면에서의 강도는 섬유방향에 비해 상대적으로 취약하기 때문에, 강도 설계에 있어서 필수적이라 하겠다.

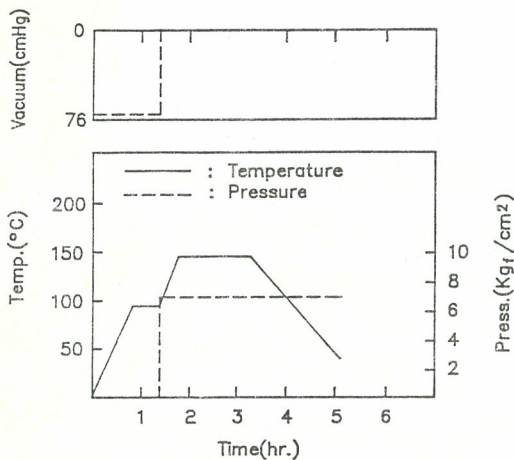
본 연구에서는 이러한 문제점들을 해결하고, 고등 복합재료의 삼차원 재료상수를 얻기 위한 실험방법을 체계화하기 위하여, 표준화된 시험법에 따라 인장, 압축 및 전단실험을 수행하여 이차원 재료상수들을 얻었다. 그리고, 부족한 삼차원 재료상수 결정을 위해, 프리프레그(prepreg) 제조회사에서 제공한 성형사이클(curing cycle)을 두꺼운 적층판 제작용으로 수정하여 제작한 두꺼운 적층판을 사용하여, 횡등방성 평면에서의 인장실험을 수행, 삼차원 강성을 모두 얻었다. 또한, 흠이 있는 전단강도 시편을 개발, 앞에서 결정된 재료상수를 이용한 유한요소해석을 통해 이 시편의 타당성을 검증하고, 이 시편을 이용한 실험방법으로 지금까지 알려져 있지 않은 횡등방성 평면에서의 전단강도를 얻었다.

실험에 사용된 재료는 국내 프리프레그 제조회사인 (주)한국화이버 제품과 (주)선경 인더스트리에서 제작한 SKC USN-1250 그리고 일본 Toray 사 제

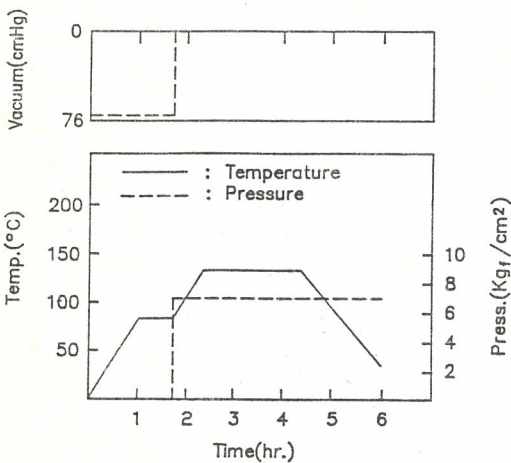
품인 P 3051 계통의 프리프레그로 성형한 흑연섬유/에폭시 (graphite/epoxy) 고등 복합재료이다.

2. 두꺼운 고등 복합재료 적층판의 제작

열경화성 수지 (thermoset resin)를 모재로 하는 복합재료 적층구조물을 제작하기 위해서는 부분 성형된 (B-staged) 수지에 강화섬유를 함침시킨 프리프레그를 원하는 형상과 적층구조에 맞게 절단, 적층하여 성형하는 과정이 필요하다.



(a) cure cycle recommended by manufacturer



(b) modified cure cycle

Fig. 1 Curing cycle for graphite/epoxy composite.

성형은 Fig. 1과 같은 성형사이클에 의해서 이루어지는데, 온도를 상승시키는 것은 수지의 분자구조 (molecular structure)가 크로스 링크(cross-link)하는 성형반응을 유발하고 유지하기 위한 것이며, 압력은 프리프레그에 존재하는 과잉수지를 추출하고 각 층들을 결합(compaction)하기 위해서 가한다. 일반적으로 성형사이클은 프리프레그 제조업자가 제공하여 주나, 제공된 성형사이클은 주로 얇은 적층판을 성형하여 실험적으로 결정된 것이므로 두꺼운 적층판을 성형하는 데 사용하기에는 무리가 있다.

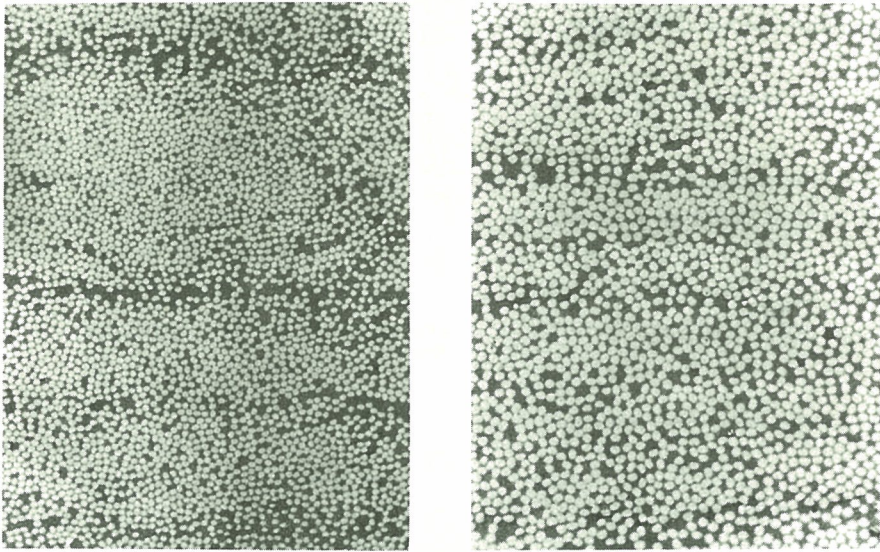
성형에 관한 연구결과에 의하면, 두꺼운 적층판의 성형과정 중에는 두께방향으로의 온도분포가 균일하지 않게 되어서 수지과다층(resin rich layer)이 존재하거나, 각 층들의 결합이 불완전하게 되는 등의 여러 문제가 발생한다[1]. 그러므로 Fig. 1(a)의 프리프레그 제조업자 성형사이클을 성형중에 두께방향으로의 온도분포가 일정하도록 가열속도를 감소하고, 온도 유지시간을 증가하여 Fig. 1(b)처럼 수정하였고, 이렇게 수정된 성형사이클을 이용하여 두꺼운 적층판을 제작하였다.

적층판은 Toray사에서 제작한 P 3051 계통의 프리프레그를 패널 오토클레이브(panel autoclave)에서 성형하였으며, 적층판의 단면사진은 Fig. 2에 보였다. Fig. 2의 (a)와 (b)는 두께가 1mm, 10mm인 적층판을 각각 Fig. 1의 성형 사이클 (a)와 (b)로 성형한 경우이다.

Fig. 2에서 보는 바와 같이, 두꺼운 적층판의 경우 수정된 성형사이클로 만족스러운 성형결과를 얻을 수 있었다.

3. 고등 복합재료의 삼차원 재료상수 결정 실험

직교이방성(orthotropic)을 보이는 고등 복합재료의 재료주축(material principal axes)을 Fig. 3과 같이 섬유방향을 1, 기지방향을 2 그리고 두께 방향을 3이라 하면, 재료의 기계적 거동을 묘사하기 위해 필요한 독립적인 삼차원 재료상수는 Fig. 3에 나타난 것과 같이, 축방향 인장강성, 전단강성, 포와송비가 각각 3개씩이고 축방향 인장 및 압축강도



(a) thin laminate cured by cure cycle (a) (x75) (b) thick laminate cured by cure cycle (b) (x75)

Fig. 2 Photomicrographs of cross section for graphite/epoxy composite.

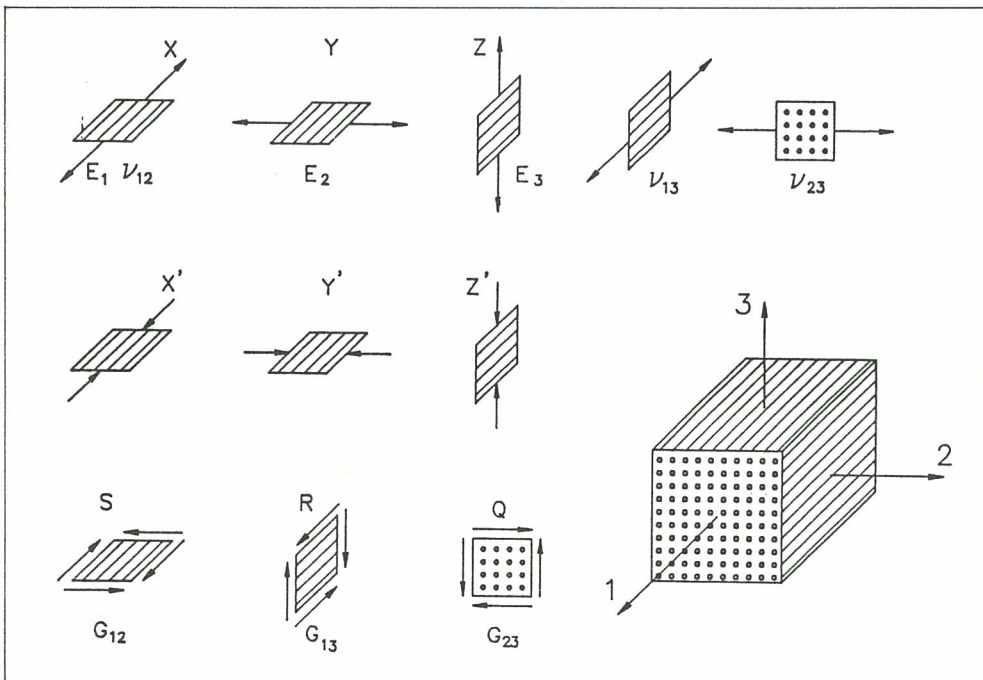


Fig. 3 Material principal axes and 3-dimensional material properties for thick composites.

가 모두 6개이며, 전단강도가 3개로 다음과 같다.

$$E_1, E_2, E_3, G_{12}, G_{13}, G_{23}, \nu_{12}, \nu_{23}, \nu_{13}$$

$$X, X', Y, Y', Z, Z', S, Q, R \dots\dots\dots(1)$$

고등 복합재료를 2-3평면에 대해 횡등방성 재료로 가정할 때, 응력 및 강도 해석에 필요한 독립적인 재료상수는 다음과 같이 줄어들고, 횡등방성 평면에서의 전단강성은 식 (3)과 같이 구해진다.

$$E_1, E_2=E_3, G_{12}=G_{13}, \nu_{12}=\nu_{13}, \nu_{23}$$

$$X, X', Y=Z, Y'=Z', S=R, Q \dots\dots\dots(2)$$

$$G_{23}=0.5 \times E_2 / (1 + \nu_{23}) \dots\dots\dots(3)$$

이러한 횡등방성 재료의 재료상수 결정실험을 Instron model 1350 재료시험기를 이용하여 수행하였다.

3. 1. 인장실험

고등 복합재료의 1-2 평면에서의 재료상수 E_1, E_2, ν_{12}, X, Y 를 구하기 위하여 ASTM D-3039-76[2]에 기술된 방법을 따라 인장실험을 수행하였다. 그리고, 횡등방성 평면에서의 포와송 비를 구하기 위하여 두께 10mm의 두꺼운 복합적층판을 제작하여 인장하중을 가해 얻은 변형도로부터 ν_{23} 를 구하였다. 시편의 파단형태는 Fig. 4-6과 같다. 그림

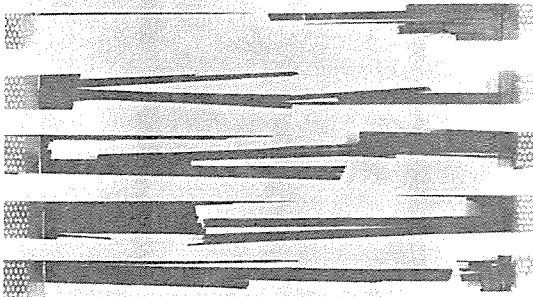


Fig. 4 [0] tensile specimen after fracture.

에서 0도 방향은 섬유방향과 하중방향이 평행한 것이며, 90도는 섬유방향에 대해 직각을 이루는 것이다. Fig. 5와 6에서 보는 바와 같이 1-2 평면에서는 섬유방향으로 매끈한 파단이 발생하나, 횡등방성 평면에서는 섬유들을 피해서 기지의 균열이 전파되므로, 구불구불한 형태의 파단을 보인다.

이렇게 얻은 실험결과가 Table 1과 2에 나와 있다. Table에서 보는 바와 같이, 매우 큰 이방성을 보이는 이 재료의 횡등방성 평면에서의 포와송 비 (ν_{23})는 등방성 재료에서 가지는 한계값인 0.5를 넘는데, 직교이방성 재료에서는 ν_{23} 의 절대값에 대한 한계는 다음식으로 정해지며[9], 이를 고려하면 타당한 결과이다.

$$\nu_{23} < (E_2/E_3)^{1/2} \dots\dots\dots(4)$$

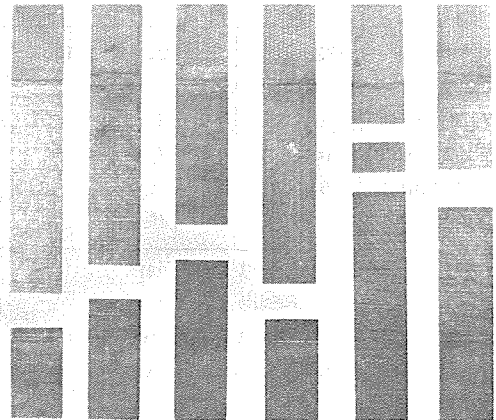


Fig. 5 [90] tensile specimen after fracture.

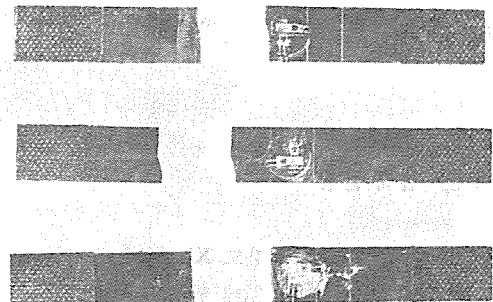


Fig. 6 Tensile fracture modes in the transversely isotropic plane.

Table 1. Engineering constants of thick graphite/epoxy

	Torayca (P3051)	SKC USN-1250	HFG
E_1 (GPa)	127.8	134.0	135.4
E_2, E_3 (GPa)	9.4	10.3	9.6
G_{12}, G_{13} (GPa)	4.2	5.5	4.8
G_{23} (GPa)	3.1	3.2	3.2
ν_{12}, ν_{13}	0.28	0.33	0.31
ν_{23}	0.52	0.53	0.52

E_i (i=1, 2, 3) : Young's modulus in i-direction

G_{ij} (i, j=1, 2, 3) : shear modulus in i-j plane

ν_{ij} (i, j=1, 2, 3) : Poisson's ratio

Table 2. Strength of thick graphite/epoxy

	Torayca (P3051)	SKC USN-1250	HFG
X (MPa)	1726	1758	1933
X' (MPa)	1051	-	-
Y, Z (MPa)	61	52	51
Y', Z' (MPa)	141	207	-
S, R (MPa)	61 ^a (88 ^b)	52 ^c	84 ^b
Q (MPa)	-	74 ^c	-

a : Result by [10]_{8T}

b : Result by [± 45]_{2S}

c : Result by slotted shear test

X, X' : tensile and compressive strength in 1-direction

Y, Y' : tensile and compressive strength in 2-direction

Z, Z' : tensile and compressive strength in 3-direction

S : shear strength in 1-2 plane

R : shear strength in 1-3 plane

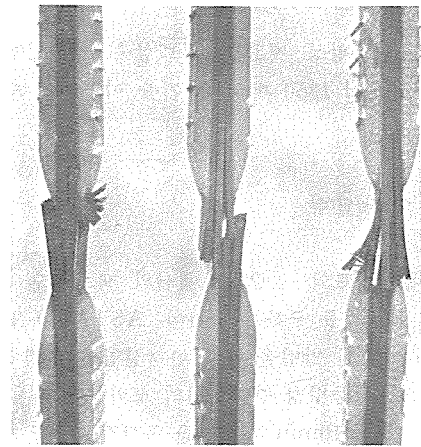
Q : shear strength in 2-3 plane

3. 2. 압축실험

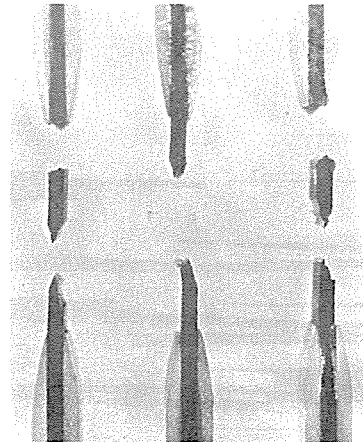
고등 복합재료의 압축강도 X', Y'을 구하기 위하여 ASTM D 3410-75[3]에 규정된 방법으로 단축 압축실험을 수행하였다. 시편의 전형적인 파단형태는 Fig. 7에 나와 있는 것과 같이 90도의 경우는 전

형적인 전단파손의 양상을 보였다. 이들의 결과는 Table 2에 나와 있다.

흑연섬유/에폭시 복합재료의 경우는 일반적으로 섬유방향의 압축강도는 인장강도와 같은 값으로 취급하나, 본 실험의 결과에서는 인장강도에 비교해 볼 때, 상당히 떨어지는 값을 얻었다. 섬유방향으로의 압축파손의 원인은 매우 다양하고 복잡하므로 [10, 11], 이를 규명하기 위한 추가적 연구가 요구된다.



(a) Fiber direction



(b) Matrix direction

Fig. 7 Typical fracture modes of compressive test specimens.

3. 3. 전단실험

고등 복합재료의 면내(in-plane) 전단강성 및 강도 G_{12} , S 를 얻기 위한 실험방법에 대해서는 많이 보고되어 있으나[12, 13], 시편제작에 많은 비용이 들거나 실험방법이 까다로와 일관된 강도 데이터를 얻기 어렵다. ASTM에 규정되어져 있는 짧은 보(short beam) 시편을 이용한 실험(D 2344-84)[4]이나 rail shear(D 4255-83) 실험[5]의 경우도 시편의 형상에 따라 다른 결과를 주거나, 응력집중의 영향 때문에 재료들간의 상대적인 비교를 위한 실험 방법으로 제시되고 있다.

이런 이유들로, 본 실험에서는 시편제작이 가장 손쉽고, 특별한 시편 고정장치를 필요치 않는 ± 45 대칭 예각 적층판(angle-ply laminate)을 이용한 실험(ASTM D 3518-76)[6]과 10도 적층판을 이용한 실험[14]을 수행했다. 이들 실험은 1-2 평면에서의 전단강성과 강도를 얻는 실험으로, 실험결과는 Table 1과 2에 나와 있다. 그리고 프리프레그의 두께가 0.05mm로 얇은 $[\pm 45]_{8s}$ 적층판과 0.125mm로 얇은 $[\pm 45]_{2s}$ 적층판에 대한 실험결과, Fig. 8에서와 같이 각각 다른 파손 양상을 보여주고 있다.

$[\pm 45]_{8s}$ 의 경우, 전단에 의한 파단이 발생하지 않았고 이 결과로 계산한 전단강도가 143 MPa로 다른 결과들과 비교해 볼 때 합당치 못함을 알 수 있다. $[\pm 45]_{2s}$ 의 경우도 자유 경계단에서 층간분리(delamination)가 많이 발생하고 응력-변형도 곡선도 매우 심한 비선형 거동을 보이므로, 이 실험으로 전단강도를 구하기에는 많은 문제점이 있음을 알 수 있다. 그러나, 응력-변형도 곡선의 초기 기울기로부터 전단강성을 구하는 데는 무난하고 손쉬운 방법이 된다.

횡등방성 평면에서의 G_{23} 는 식(3)을 이용하여 계산, Table 1에 실었다. 그리고, 이 평면에서의 전단강도 실험에 관해서는 다음에 기술하였다.

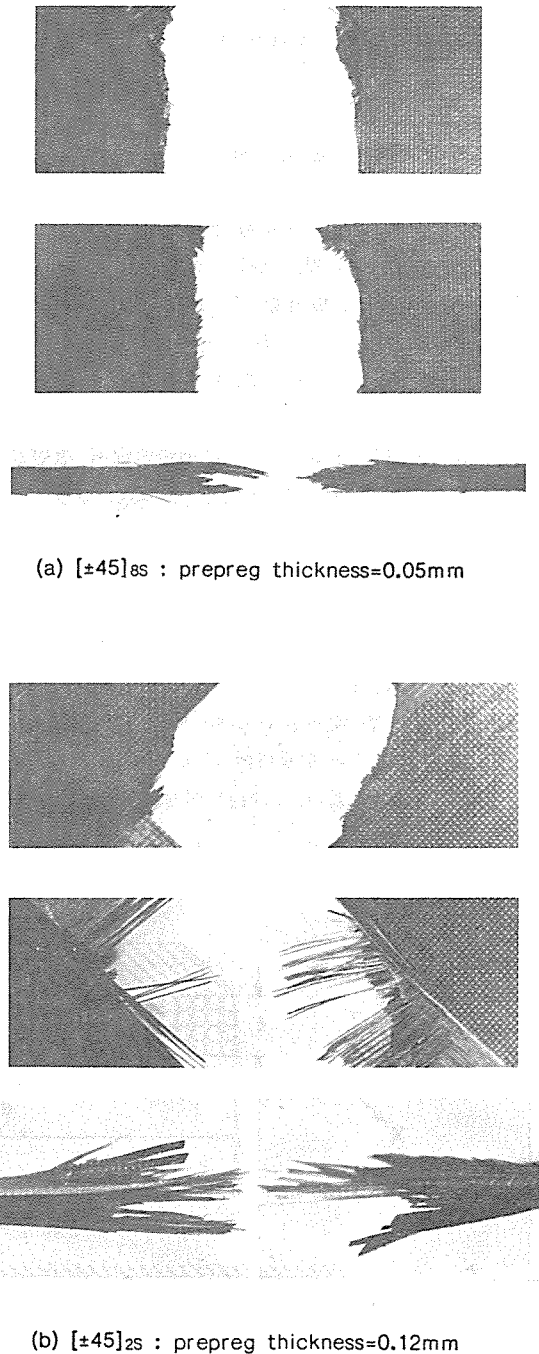


Fig. 8 Typical fracture modes of ± 45 angle-ply laminates.

3. 4. 횡등방성 평면에서의 전단강도 결정 실험

3. 4. 1. 홈이 있는 전단시편

전단강도를 구하기 위한 기본적인 실험시편의 조건은 시험단면 내에서 순수한 전단응력 상태일 것과 균일한 분포를 가질 것, 그리고 실험에서 전단 시험단면에서의 파단이 발생할 것 등이다. 그런데 현재까지는 이러한 조건을 충분히 만족시키는 실험방법이 없기 때문에 [8], 압축강도가 전단강도에 비해 대단히 큰 재료의 전단실험에 사용될 수 있는 홈이 있는 전단시편 [15, 16]을 응용, 시험단면에서 전단응력에 의해 전단파괴 양상을 얻을 수 있는 실험방법으로 Fig. 9(a)와 같이 옆면 지지대를 이용한 홈이 있는 전단시편을 제안하였다.

그리고 이와 같은 시편의 시험단면에 순수 균일 전단응력이 유발되도록 하는 시편의 형상을 유한요소 해석을 통하여 결정하였다. 이를 위해서 시편의 기하학적 형상을 매개변수로 택하여, 이 값의 변화에 따른 응력해석을 수행하여 가장 바람직한 최종적인 형상을 결정하였다. 그리고 이렇게 결정된 시편

의 형상대로 시편을 직접 제작, 전단강도 실험을 수행하였다.

3. 4. 2. 유한요소 해석

Fig. 9(a)와 같은 시편을 유한요소법을 이용한 응력해석을 수행하기 위하여, Fig. 9(b)와 같은 요소들로 나누고 실험조건에 합당한 하중과 경계조건을 주었다. 사용한 요소의 총 수는 336개이며, 절점의 수는 1,077개이다. 이때 홈의 선단 부근에서는 심한 응력구배가 발생하리라 예측되기 때문에 보다 정확한 해석결과를 얻기 위해, 그 부근에서는 요소를 보다 조밀하게 나누었다. 각 요소는 8절점 평면 변형률 요소(8-node plane strain element)를 사용하였으며, 범용 해석 프로그램인 SAP 6로 계산을 수행하였다. 특히 시편 옆면에 대해서는 Fig. 15(a)에서 보는 바와 같이, 압축실험시에 발생할 수 있는 굽힘이나 좌굴에 의한 파단을 방지할 목적으로 사용된 옆면 지지대(side support)의 조건을 만족시키기 위하여 단순지지 경계조건을 옆면 절점에 모두 적용시켰다.

본 해석에서 택한 매개변수는 s/t 로 시편두께에 대한 전단 시험면의 길이의 비이다. Table 2에서와

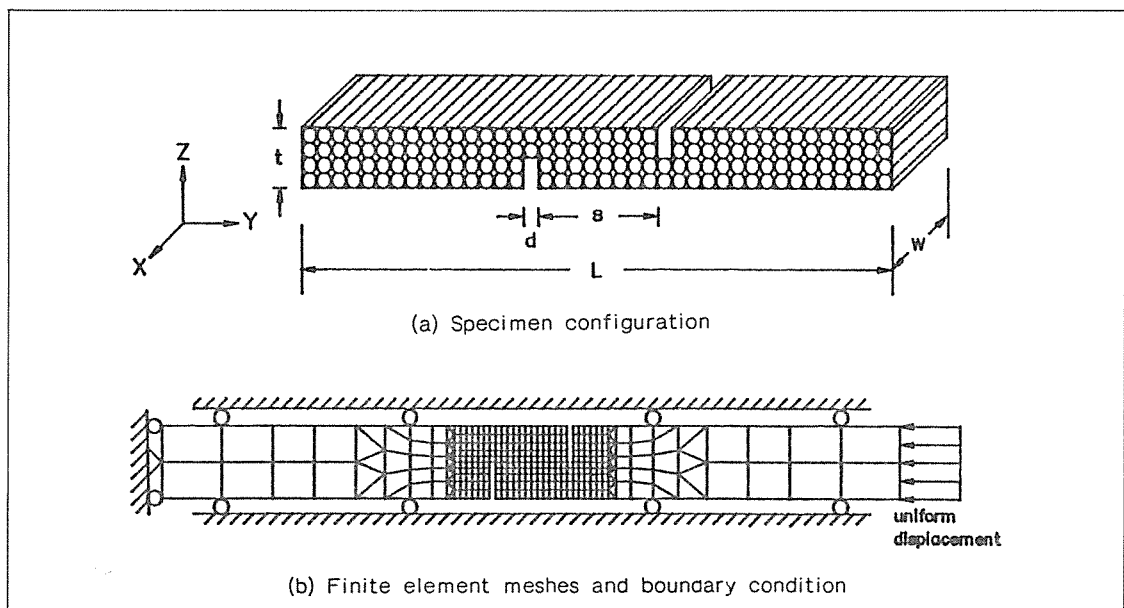


Fig. 9 Geometry and FEM modeling of slotted shear strength specimen.

같이 고등 복합재료는 기지방향의 압축강도가 인장 강도 보다 훨씬 크기 때문에 전단과단 양상을 얻기 위해서는 인장실험이 아닌 압축실험을 하여야 한다. 그리고 실제 실험에서는 균일 압축응력 하중조건 보다는 균일 압축변위 하중이 가해지므로 이러한 하중 조건으로 응력해석을 수행하였다. 유한요소 해석에 사용된 재료상수는 Table 1의 SKC USN 1250 흑연섬유/에폭시 재료이며, 이러한 과정을 거쳐 유한요소 해석을 한 결과가 Fig. 10부터 Fig. 14에 나타나 있다.

Fig. 10은 s/t 가 0.8인 경우의 결과이다. 그림에서 보는 바와 같이 홈의 선단 부근에서 응력집중이 발생하나, 이 값은 크지 않고 매우 좁은 영역에 국한되어 있으므로 그 영향은 무시할 수 있다. 이러한 노치의 선단 부근을 제외하고는 시험단면의 거의 전 영역에서 균일한 응력상태가 되며, 두께방향으로의 압축응력은 전단응력의 20% 미만으로 전단응력이 훨씬 지배적인 양상을 보이므로, 바라는 전단강도 실험에 합당한 응력 상태가 된다. s/t 가 0.8 보다 작은 경우는 홈에서의 응력집중 현상이 더욱 두드러지고, 전 시험단면에서 그 영향이 나타나므로 제외시켰다.

Fig. 11은 s/t 가 1.92인 경우, 즉 시험단면의 길이가 시편두께에 비해 거의 2배인 경우의 결과이다. 이때는 시험단면의 전 영역에서 전단응력과 수직응력이 모두 심하게 변하고 있다. 또 전단응력에 비해 수직응력이 훨씬 커지므로 전단시편으로서는 부적합한 형상임을 알 수 있다.

Fig. 12는 s/t 가 0.8과 1.92의 두가지 시편형상에 대하여 시험단면을 따른 전단응력을 비교한 것이다. 시편의 두께에 비해서 시험단면의 길이가 길어지면 전단응력의 분포는 균일한 분포를 갖지 못한다. 또 수직응력 성분이 커지고 전단응력이 작아지며, 그 결과로 시험단면의 중앙 부근에서는 전단응력을 과소평가하게 된다. 이들로부터 s/t 가 0.8인 시편의 형상이 전단실험 조건에 매우 적합한 응력상태를 갖고 있음을 알 수 있다.

Fig. 13은 s/t 가 0.8인 형상의 시편에 대해서 전단 시험면에 발생하는 전단응력과 최대 전단응력의 분포를 나타내고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 전단 시험면에서의 전단응력과 최대 전단응력과 거의

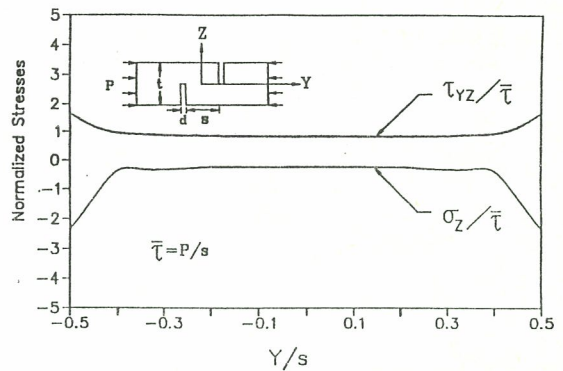


Fig. 10 Stress distributions along test section ($s/t=0.8$).

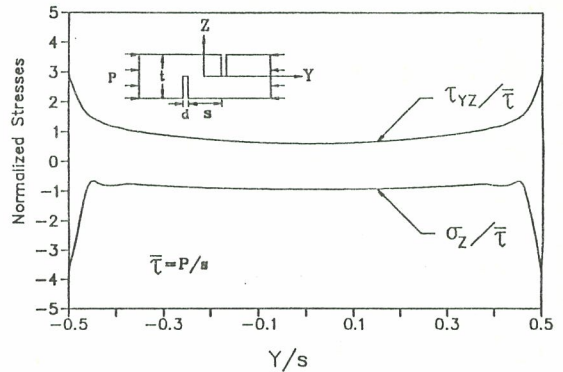


Fig. 11 Stress distributions along test section ($s/t=1.92$).

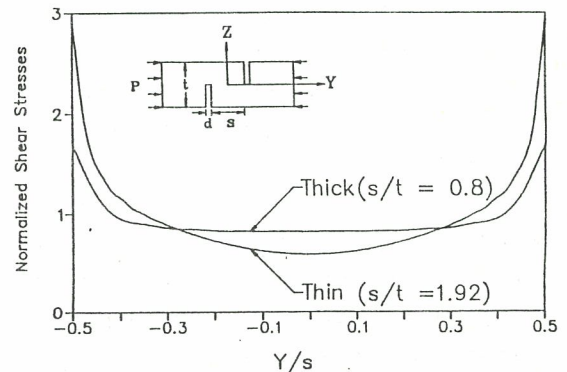


Fig. 12 Shear stress distributions of thick and thin specimens.

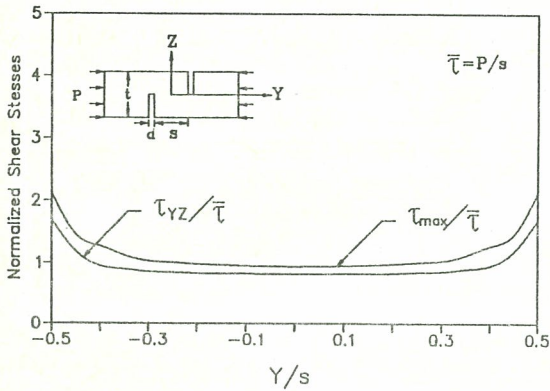


Fig. 13 Shear and maximum shear stress distributions along test section.

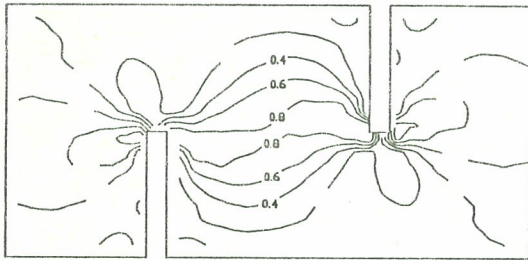


Fig. 14 Shear stress contour in the case of $s/t=0.8$.

같은 크기를 갖게 되어, s/t 가 0.8인 경우는 최대 전단응력과 같은 전단응력 상태에서 전단실험을 할 수 있는 형상임을 알 수 있다.

Fig. 14는 s/t 가 0.8인 형상의 시편에 분포하는 전단응력의 등응력 선(contour line)을 그린 것이다. 두 홈 사이의 전단 시험면에서는 거의 균일한 크기의 전단응력이 분포하고 있음을 볼 수 있다.

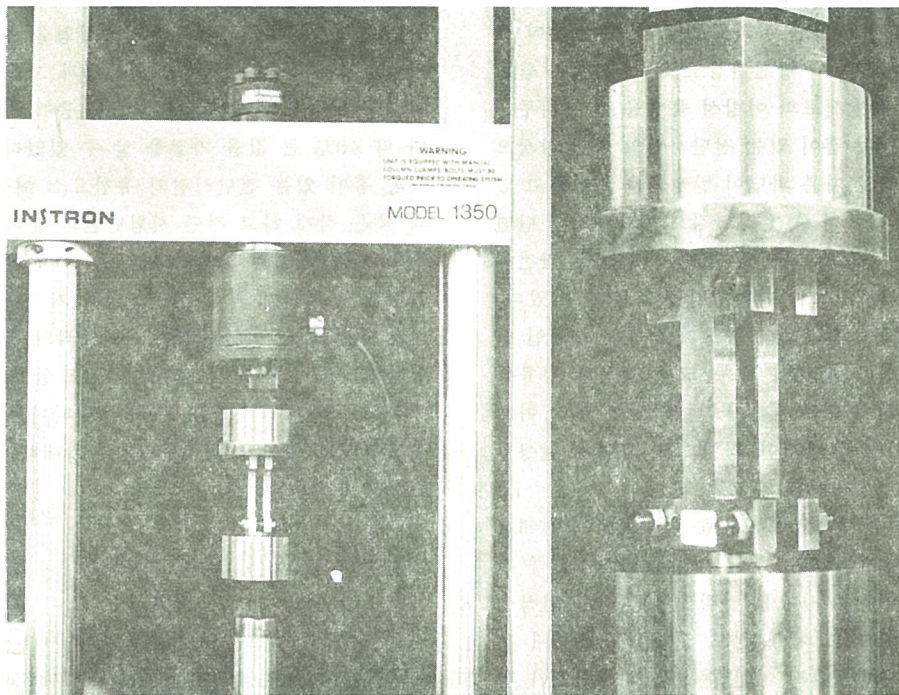
이와 같은 응력해석의 결과로 볼 때 보다 바람직한 전단강도 실험조건을 제공하는 시편형상은 s/t 가 0.8, 즉 전단 시험면의 길이가 시편의 두께보다 약간 짧거나 혹은 거의 같은 길이일 때 가장 적합한 실험시편이 됨을 알 수 있었다.

3.4.3. 전단강도 측정 실험

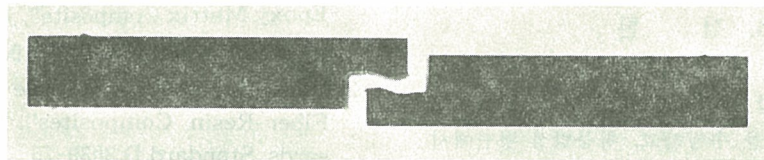
앞에서의 응력해석 결과를 이용하여 시편형상을 결정하였으며, 시편의 전체 길이를 전단 시험면의 길이에 비해 충분히 길게 하여 하중조건이 전단 시험면의 응력에 미치는 효과를 최소화 하도록 하였다. 그리고, 실제 실험상의 조건과 경제성을 함께 고려하여 시편의 크기를 다음과 같이 결정하였다. 시편의 길이(L)는 100mm, 폭(w)은 18mm, 두께(t)는 10mm이다. 또한 시험 단면의 길이(s)는 8mm, 홈의 폭(d)은 0.8mm로 하여 매개변수의 값으로 보면 s/t 가 0.8인 형상에 해당한다.

실험시편의 제작을 위한 적층판은 프리프레그의 두께가 0.125mm인 SKC USN-1250을 108장 적층하여 성형 제작하였다. 성형시 두꺼운 적층판을 위해 변형한 성형 사이클을 이용하였다. 이렇게 성형된 적층판을 다이아몬드 절단기(diamond wheel saw)로 절단하고, 밀링 공작기제로 홈을 만들었다. 그 후 사포(sand paper)로 최종 크기대로 가공하여 시편을 완성하였다. 이와 같이 제작된 시편이 실험 장치에 장착된 모습은 Fig. 15(a)에 나타나 있다.

압축실험을 할 때, 하중방향과 시편의 시험단면이 잘 일치할 수 있도록 하기 위해 구형 캡(spherical cap)을 이용하였다. 그리고 시편의 굽힘이나 좌굴에 의한 파단을 방지하기 위해 시편의 좌우에 옆면 지지대를 사용하였다. 이 지지대의 크기는 실험 결과에 영향을 미치지 않도록 하기 위해 시편의 길이보다 2mm 더 짧게 제작하였으며, 시편과의 마찰력을 줄이기 위하여 내면에 하중방향과 평행한 립니형의 홈을 파다. 실제로 실험을 수행할 때, 동적효과(dynamic effect)를 줄이기 위해 재료 시험기의 하중 부하율/loading rate)은 1mm/min로 하였다. 그리고, 강도실험을 할 때 테이타의 편차에 대한 신뢰도를 보장하기 위해 각 경우마다 최소한 5개의 시편에 대해서 실험을 수행하였다. 그리고 실험과정 중에 하중-변위 선도를 그리며, 최종 파단에 이를 때까지 실험을 계속하였다. 이와 같은 과정을 거쳐 얻은 횡전단강도가 Table 2에 나타나 있다.



(a) Loading fixture



(b) In 2-3 plane



(c) In 1-3 plane

Fig. 15 Fixture and typical fracture modes of slotted shear strength specimens.

3.4.4. 실험결과 및 고찰

Table 2에서 나타난 결과로부터 알 수 있듯이 층간 전단강도(R) 보다 횡전단강도(Q)의 크기가 훨씬 크게 나타나 복합재료의 이방성 특성을 잘 보여주고 있다. Fig. 15는 흠이 있는 전단시편의 파단 양상으로 전단시험면을 따른 파단이 발생함을 보여주고 있다. Fig. 15(c)에서 층간 전단강도 실험에서의 단면 파단양상은 두 노치 사이의 전단 시험면을 완전히 일직선으로 가로지르는 파단양상을 보여 주고 있다. 그 이유는 섬유방향으로의 강도가 섬유에 수직인 방향으로의 강도에 비해서 매우 크기 때문에 섬유를 가로지르는 방향으로 파단이 발생할 수 없고, 이로 인해 섬유방향에 평행한 방향으로 파단이 발생할 수 밖에 없기 때문이다.

그러나, Fig. 15(b)에 보여준 횡등방성 평면에서의 전단강도 실험에서는 다른 양상을 보인다. 즉 전단 파단면이 두 흠 사이를 일직선으로 잇는 선상을 따라 발생하지 않고 어느 정도 굴곡을 이루면서 전단파단에 이르게 된다. 이런 현상은 복합재료가 횡등방성 평면에서 가지는 섬유와 기지의 혼합, 복합재료의 제작시에 초기결함으로 존재하는 기지과다 영역 및 기공 등의 비균질성(heterogeneous)으로부터 기인된다.

4. 결 론

두꺼운 고등 복합재료 적층판을 성형하여 삼차원 재료상수 결정실험을 수행하고, 횡등방성 평면에서의 전단강도 결정 실험시편을 개발하였다. 이를 통해 다음의 결론을 얻을 수 있었다.

1. 고등 복합재료의 횡등방성 평면에서의 포와송 비는 0.5를 넘으며, 이론적으로는 최대치에 대한 한계값이 1.0 정도이다.

2. ± 45 예각 적층판을 이용한 면내 전단실험은 전단강성을 위한 실험으로는 적합하나, 적층판의 비선형 거동과 파단양상 및 최대 파단하중이 적층 효과에 크게 좌우되므로 전단강도 결정실험으로는 부적당하며, 10도 적층판을 이용한 전단강도 실험방법이 더욱 적합하다.

3. 지금까지 바라는 양상으로의 파단이 발생하지

않아 구할 수 없었던 횡전단강도 결정실험은, 흠이 있는 전단시편의 옆면에 좌굴이나 굽힘을 방지하기 위한 옆면 지지대를 사용한 압축실험을 수행하여 전단파단을 얻을 수 있었다. 실험결과 고등 복합재료의 횡전단강도는 면내 전단강도나 층간 전단강도 보다 약 40% 큰 값을 가짐을 알 수 있었다.

4. 흠이 있는 전단시편의 유한요소 해석결과, 흠의 폭은 작게 하고 전단 시험단면의 길이를 시편의 두께와 같이 할 때, 시험단면에서의 전단응력이 균일하게 분포되며 최대 전단응력과 거의 일치한다.

5. 흠이 있는 전단시편은 시편제작의 용이함과 실험방법의 단순함으로 인해 전단강도 실험에 있어 경제적으로 유리하나, 흠 부근에 나타나는 압축응력 집중이 전단강도에 미치는 영향에 대해 더욱 많은 연구를 필요로 한다.

후 기

본 연구는 과학기술처에서 시행한 특정연구과제 사업의 일환으로 수행되었으며, 연구가 이루어지도록 지원해 주신 과학기술처에 감사드립니다.

참고문헌

1. Loos, A.C. and Springer, G.S., "Curing of Epoxy Matrix Composite", Journal of Composite Materials, Vol. 17, 1983, pp.135-169.
2. "Test Method for Tensile Properties of Fiber-Resin Composites", ASTM Standards, Standard D 3039-76.
3. "Test Method for Compressive Properties of Unidirectional or Crossply Fiber-Resin Composites", ASTM Standards, Standard D 3410-75.
4. "Test Method for Apparent Interlaminar Shear Strength of Parallel Fiber Composites by Short-Beam method", ASTM Standards, Standard D 2344-84.
5. "Guide for Testing Inplane Shear Properties of Composite Laminates", ASTM Standards, Standard D 4255-83.
6. "Practice for Inplane Shear Stress-Strain

- Response of Unidirectional Reinforced Plastics”, ASTM Standards, Standard D 3518-76.
7. Marvin Knight, “Three-Dimensional Elastic Moduli of Graphite/Epoxy Composites”, *Journal of Composite materials*, Vol. 16, 1982, pp.153-159.
 8. A. Voloshin and M. Arcan, “Fracture of Unidirectional Fiber-Reinforced Materials -New Methodology and Results”, *Experimental Mechanics*, 1979, pp.280-284.
 9. Lempriere, B.M., “Poisson’s Ratio in Orthotropic Materials”, *AIAA Journal*, 1968, pp. 2226-2227.
 10. Derek Hull, *An Introduction to Composite Material*, Cambridge University Press, 1981, pp.154-162.
 11. B.D. Agarwal and L.J. Broutman, *Analysis and Performance of Fiber Composites*, John Wiley & Sons, Inc., 1980, pp.48-57.
 12. J.M. Whitney, N.J. Pagano and R.B. Pipes, “Design and Fabrication of Tubular Specimens for Composite Characterization”, *Composite materials: Testing and Design (Second Conference)*, ASTM STP 497, 1971, pp.52-67.
 13. M.E. Waddoups, “Characterization and Design of Composite materials”, *Composite Material Workshop*, Technomic Publishing Co., Westport, Conn., 1968, pp.254-308.
 14. C.C. Chamis and J.H. Sinclair, “Ten Deg Off -Axis Test for Shear Properties in Fiber Composites”, *Experimental Mechanics*, 1977, pp.339-346.
 15. J. Watkins and K.L.W. Liu, “A Finite Element Study of the Short Beam Test Specimen under Mode-II Loading”, *International Journal of Cement Composite*, Vol. 7, No. 1, 1985, pp.39-49.
 16. B.I.G. Barr, E.B.D. Hasso and K. Liu, “Shear Strength of Fiber-Reinforced-Concrete Materials”, *Composites*, Vol. 16, No. 4, 1985, pp.326-334.
 17. R.M. Jones, *Mechanics of Composite materials*, Scripta Book Company, 1975.
 18. S.W. Tsai and H.T. Hahn, *Introduction to Composite Materials*, Technomic Publishing Co., 1980.
 19. L.A. Carlsson and R.B. Pipes, *Experimental Characterization of Advanced Composite Materials*, Prentice-hall Inc., 1987.
 20. 홍창선 외, “두꺼운 고등 복합재료 적층판 제작 및 설계기법 개발”, *국책과제 연구보고서 N 472 -3587-2*.