GRAPHITE/EPOXY 복합재료의 휨 특성에 관한 연구

An Experimental Study on the Bending Characteristics of Graphite/Epoxy Composite Material

김두환* · 최종혁**

Kim, Doo-Hwan · Choi, Chong-Hyuk

Abstract

Currently, composite materials technology developed rapidly and many industries frequently utilize the technology. But construction parts remains to the traditional construction materials yet. Because of composite material's theory is so complicated that it couldn't application of construction structural engineering easily. For making an application in construction parts of the composite material's complicated theory needs to accumulation of data by the help of study and experiment(demonstrate). From this study, bending test are carried out to investigate the bending characteristics of Graphite/Epoxy composite material. The results of the analysis are shown in variable sections properties, so it would be useful to whom have not many experiences and knowledges. Solving the problem will enable us to build the composite material structure of variable section where installing construction field is regarded impossible.

Key words : Epoxy, Carbon Fiber, Laminated Composite, Bending Characteristics, Size effect

요 지

현재 복합재료 분야 기술은 급속히 발전되어 여러 산업 시설에 빈번히 활용되고 있는 실정이다. 그러나 건설분야에서는 전반적으로 전통적인 재료만을 갖고 건물 및 교량 등의 구조물을 만들고 있다. 여기에는 여러 가지 문제점들이 있겠지만 그중 가장 크게 문제가 되는 것은 복합재료의 이론이 복잡하여 건설구조에 대한 응용이 지연되고 있다는 것이다. 복합재료가 건설분야에서 보다 광범위하게 이용되기 위해서는 일반기술자에게 어려운 이론을 쉽게 하기 위한 연구와 실험을 통한 데이터의 축적이 필요하다. 따라서, 본 논문에서는 고급 복합재료인 탄소섬유(Graphite/Epoxy)의 휨 특성을 이론값과 실험값을 비교·분석하여 단면이 크기가 변하더라도 건설 기술자들이 쉽게 응용할 수 있도록 결과를 제시하였다.

핵심용어 : 에폭시, 탄소 섬유, 적층 복합판, 휨특성, 치수효과

1. 서 론

복합재료는 다른 재료에 비해 많은 장점을 갖고있음에도 불구하고 이론적용 및 재료 활용의 어려움으로 건설구조물에는 크게 사용되지 못하였다. 그러나 최근 건설기술 개발과 초현대화 구조물의 건설에 있어서 기존 재료 활용의 한계성을 극복하고 건설 분야에 적절히 응용하기 위한 복합재료의 연구가 활발히 진행되고 있는 실정이다.

건설 분야에서도 다른 분야와 같이 복합재료의 역학적 성능, 경량성, 성형성 등이 응용개발의 중요한 인자로 되어 왔으나, 그 중에서도 수지를 매트릭스로 하는 복합재료의 내식성이 우수한 점에 착안한 응용개발이 많은 것이 주목되었다.

그로인해 콘크리트 보강용 철근을 대신해서 섬유강화 복합재료로 제작된 보강재의 실용화가 진전되고 있다.

복합재료가 건설 분야에서 보다 광범위 하게 이용되기 위해서는 일반기술자에게 너무 어려운 이론을 쉽게 하기 위한 연구와 실험을 통한 데이터의 축적이 반드시 필요하므로, 본 논문에서는 복합재료인 탄소섬유(Graphite/Epoxy) 실험을 통하여 얻은 모멘트와 변위에 대하여 특별직교 이방성 판 이론을 적용하여 해석하고 유한차분법을 통해 모멘트를 산출하고 이론값과 실험값을 비교·분석하여 단면이 크기가 변하더라도 건설 기술자들이 쉽게 응용할 수 있도록 하는 것을 연구 목적으로 하였다.

*교신저자. 정희원. 서울과학기술대학교 건설시스템디자인공학과 교수(Tel: +82-2-970-6504, Fax: +82-2-948-0043, E-mail: kdh6504@seoultech.ac.kr)

Corresponding Author. Member. Professor, Department of Civil Engineering, Seoul National University of Science and Technology

**서울과학기술대학교 구조공학과 석사

Master, Department of Structure Engineering, Seoul National University of Science and Technology

2. 적층복합판의 강성 이론

특별직교 이방성인 적층판의 처짐 및 응력을 구하기 위해 강성 및 적층복합 판의 지배 방정식은 다음과 같다.

한 개의 적층판(Laminate)은 서로 부착된 여러 개의 lamina 또는 ply로 만들어져 있다. n개의 lamina로 구성된 적층판을 고려할 때 k번째 lamina에 대한 구성 방정식(Constitutive Equation)은 다음 Eq. (1)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}_k = [\bar{Q}]_k \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix}_k \quad (1)$$

여기서 σ_{xy} 는 x면에서 y방향으로의 응력, ε_{xy} 는 x면에서 y방향으로의 변형 그리고 $[\bar{Q}]_k$ 는 축소된 강성 매트릭스이다. 또한 변위와 변형의 관계는 Eq. (2)~(7)과 같이 표시된다.

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} \quad (2)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} \quad (3)$$

$$\varepsilon_z = \frac{\partial w}{\partial z} \quad (4)$$

$$\varepsilon_{yz} = \frac{1}{2}\gamma_{yz} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y}\right) \quad (5)$$

$$\varepsilon_{zx} = \frac{1}{2}\gamma_{zx} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x}\right) \quad (6)$$

$$\varepsilon_{xy} = \frac{1}{2}\gamma_{xy} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}\right) \quad (7)$$

박판 이론에서 임의의 점을 고려했을 때 x, y, z방향의 변위, u, v, w는 Eq. (8)~(10)과 같다.

$$u(x, y, z) = u_0(x, y) + z\bar{\alpha}(x, y) \quad (8)$$

$$v(x, y, z) = v_0(x, y) + z\bar{\beta}(x, y) \quad (9)$$

$$w(x, y, z) = w(x, y) \quad (10)$$

여기서 u_0 , v_0 , w 는 중립면의 변위, $\bar{\alpha}$ 와 $\bar{\beta}$ 는 회전각이다. 따라서 Eq. (2)~(7)에 Eq. (8)~(10)을 대입하면 다음 Eq. (11)~(16)으로 된다.

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u_0}{\partial x} + z\frac{\partial \bar{\alpha}}{\partial x} \quad (11)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\partial v_0}{\partial y} + z\frac{\partial \bar{\beta}}{\partial y} \quad (12)$$

$$\varepsilon_z = 0 \quad (13)$$

$$\varepsilon_{yz} = \frac{1}{2}\left(\bar{\beta} + \frac{\partial w}{\partial y}\right) \quad (14)$$

$$\varepsilon_{zx} = \frac{1}{2}\left(\bar{\alpha} + \frac{\partial w}{\partial x}\right) \quad (15)$$

$$\varepsilon_{xy} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x}\right) + z\left(\frac{\partial \bar{\alpha}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{\beta}}{\partial x}\right) \quad (16)$$

복합적층판에서 모든 lamina가 서로 완전 부착되어 있기 때문에 lamina의 두께 방향으로 변형과 변위는 연속성을 유지한다. 그러나 각각의 lamina가 서로 다른 방향성을 가짐에 따라 다른 강성을 가지게 되고 이에 따라 응력은 불연속을 띄게 된다. 얇은 복합판에 대하여 σ_x 와 ε_x 는 무시된다고 가정하면 Eq. (1)은 다음 Eq. (17)과 같이 된다.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = [\bar{Q}]_k \begin{bmatrix} \varepsilon_{xo} + z\chi_x \\ \varepsilon_{yo} + z\chi_y \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ Q_x \\ Q_y \end{bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (18)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} z dz \quad (19)$$

전체 적층판의 합력과 모멘트(Stress Couples)는 각각의 lamina에 대한 응력 성분을 합하면 된다. Eq. (18)과 Eq. (19)에 Eq. (17)을 대입하면 다음 Eq. (20)과 Eq. (21)을 얻는다.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (20)$$

$$= \sum_{k=1}^n \left[\int_{h_{k-1}}^{h_k} [\bar{Q}]_k \begin{bmatrix} \varepsilon_{xo} \\ \varepsilon_{yo} \\ \varepsilon_{xyo} \end{bmatrix} dz + \int_{h_{k-1}}^{h_k} [\bar{Q}]_k \begin{bmatrix} \chi_x \\ \chi_y \\ \chi_{xy} \end{bmatrix} z dz \right]$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} z dz \quad (21)$$

$$= \sum_{k=1}^n \left[\int_{h_{k-1}}^{h_k} [\bar{Q}]_k \begin{bmatrix} \varepsilon_{xo} \\ \varepsilon_{yo} \\ \varepsilon_{xyo} \end{bmatrix} z dz + \int_{h_{k-1}}^{h_k} [\bar{Q}]_k \begin{bmatrix} \chi_x \\ \chi_y \\ \chi_{xy} \end{bmatrix} z^2 dz \right]$$

여기서 열과 습열의 효과는 무시되었다. 중립면에서의 변위 u_0 와 v_0 의 미분, 회전 $\bar{\alpha}$ 와 $\bar{\beta}$ 의 미분 그리고 $\bar{Q}_s$ 는 z에 대하여 독립적이므로 Eq. (20)과 Eq. (21)은 다음 Eq. (22)와 Eq. (23)과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xo} \\ \varepsilon_{yo} \\ \varepsilon_{xyo} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_k} dz + \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \chi_x \\ \chi_y \\ \chi_{xy} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_k} z dz \quad (22)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xo} \\ \varepsilon_{yo} \\ \varepsilon_{xyo} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_k} z dz + \sum_{k=1}^n \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \chi_x \\ \chi_y \\ \chi_{xy} \end{bmatrix} \int_{h_{k-1}}^{h_k} z^2 dz \quad (23)$$

Eq. (22)와 Eq. (23)은 Eq. (24)~Eq. (41)의 매트릭스 형태로 간략하게 표현될 수 있다.

$$[N] = [A][\varepsilon_o] + [B][\chi] \quad (24)$$

$$[M] = [B][\varepsilon_o] + [D][\chi] \quad (25)$$

따라서,

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (h_k - h_{k-1}) \quad (26)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (h_k^2 - h_{k-1}^2) \quad (27)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (h_k^3 - h_{k-1}^3) \quad (28)$$

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}n^4 \quad (29)$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4) \quad (30)$$

$$\bar{Q}_{13} = Q_{13}m^2 + Q_{23}n^2 \quad (31)$$

$$\bar{Q}_{16} = -Q_{22}mn^3 + Q_{11}m^2n - (Q_{12} + 2Q_{66})mn(m^2 - n^2) \quad (32)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}m^4 \quad (33)$$

$$\bar{Q}_{23} = Q_{13}n^2 + Q_{23}m^2 \quad (34)$$

$$\bar{Q}_{26} = -Q_{22}mn^3 + Q_{11}mn^3 - (Q_{12} + 2Q_{66})mn(m^2 - n^2) \quad (35)$$

$$\bar{Q}_{33} = Q_{33} \quad (36)$$

$$\bar{Q}_{36} = (Q_{13} - Q_{23})mn \quad (37)$$

$$\bar{Q}_{44} = Q_{44}m^2 + Q_{55}n^2 \quad (38)$$

$$\bar{Q}_{45} = (Q_{55} - Q_{44})mn \quad (39)$$

$$\bar{Q}_{55} = Q_{55}m^2 + Q_{44}n^2 \quad (40)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12})m^2n^2 + Q_{66}(m^2 - n^2)^2 \quad (41)$$

$$m = \cos \theta$$

$$n = \sin \theta$$

θ 는 각 lamina에서 보강재의 각도이고, 축소된 강성 매트릭스 $\bar{Q}_{ij}$ 와 관련된 Q_{ij} 는 탄성계수 E , 전단 탄성계수 G , 포아송비 ν 의 조합으로 Eq. (42)~Eq. (46)과 같이 표현된다.

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (42)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (43)$$

$$Q_{21} = \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (44)$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (45)$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad (46)$$

3. 실험

3.1 실험 목적

복합재료는 일반적으로 강화재와 매트릭스의 종류 및 구성에 의해서 그 특성이 여러 가지로 나타낼 수 있어 동일한 시험편 형상이나 시험법으로 규정하지 못하므로 재료시험의 규격화 및 표준화는 기존의 등방성 재료에 비해서 낮은 편이다.

금속재료와 같은 등방성 균질 재료와는 달리 복합재료는 이방성 및 비균질성 등의 특징을 갖는 재료이므로, 기존의 등방성 재료에 적용하고 있는 재료 시험법을 사용하여 복합재료의 물성을 평가하는 데는 각별한 주의를 요한다. 그리고 설계에 필요한 자료를 얻기 위해서 복합재료의 기계적 성질을 이론적으로 평가하는데는 Factor가 많아서 매우 복잡하므로 복합재료의 강도 및 강성을 실험으로 구하도록 요구되고 있다. 휨 실험은 재료에 휨 모멘트가 걸렸을 때 변형조형이나 파단강도를 측정하는 것이다. 휨 하중은 인장과 압축으로 동시에 작용하므로 시험편의 별도설계가 필요하지 않다. 그러므로 휨 탄성률과 강도는 재료의 인장특성과 압축특성의 조합이라 할 수 있다.

본 실험에서는 CU-125NS Graphite/Epoxy 복합재료를 ASTM D-790에서 추천하는 3점 휨 실험을 하여 얻은 모멘트와 변위에 대하여 특별직교 이방성 판 이론을 적용하여 해석하고 유한차분법을 통해 모멘트를 산출하여 그 결과를 비교하였다.

3.2 시험편제작

CU-125NS GRAPHITE/EPOXY 프리프레그 테이프(1m×1m) 사용하였고, ASTM-D790에 의하여 L/D(16:1)비를 고려하여 6개의시험편을 제작(76×25×3mm)하였으며, 시험편은 0° 방향으로 30층을 적층 하였다.

성형사이클은 Fig. 1과 같이 우선 성형 중 시험편에서 발생하는 가스를 진공펌프를 통하여 제거하며 실내온도로부터 800°C까지 분당 20°C의 가열속도로 상승시켰다. 800°C일 때는 수지가 프리프레그 테이프부터 빠져나오고 프리프레그의 각 층들이 합쳐지는 단계로서 약 30분동안 유지시켰다. 800°C에서 1,300°C까지의 3차 가열 단계 역시 분당 20°C의 가열속도로 상승시켰으며 2차 가열초기부터 6기압으로 가압

Fig. 1. Hardening Cycles of Graphite/Epoxy Composite Materials in Autoclave

Fig. 2. Vacuum Bag Molding

시켰다. 시험편이 경화되는 1,300°C에서 약 2시간 정도 일정한 온도로 유지 시켰으며, 2시간 후는 패널 오토클레이브의 전원차단으로 실내 온도까지 온도가 자연적으로 떨어지도록 하였다.

진공백 성형 공정은 많은 생산량을 필요로 하지 않으나, 고품질이 요구되는 복합재료를 제조할 때 주로 사용되며 Fig. 2와 같다. 진공백 성형 공정에서 주로 사용되는 재료는, 모재인 에폭시 수지(Epoxy Resin)가 일부 경화된(B-staged)상태로 섬유와 혼합되어 있는 프리프레그(Prepreg)이다.

프리프레그는 Pre-impregnated Fiber의 줄인 말로 일반적으로 프리프레그는 수지를 무게로 최대 42% 정도 포함한다. 이러한 프리프레그가 수지의 손실이 없는 상태로 경화되면, 복합재료는 섬유를 부피로 60% 포함하게 된다. 그러나 부피

Fig. 3. Shape and Size of Test Specimen

로 약10%의 수지가 경화과정에서 빠져 나오므로, 일반적으로 복합재료의 섬유 분율은 부피로 70%에 이른다.

위의 공정으로부터 나온 판을 다이아몬드 톱(Wheel Diamond Saw)로 절단하여 시험하고자 하는 시험편의 형상 및 치수는 Fig. 3과 같다. 시험편의 개수는 각 표본에 대하여 최소 5개 이상을 추천하나, 본 실험에서는 6개의 시험편에 대하여 실험하였다.

3.3 실험방법

탄소복합재료의 종류 중 GRAPHITE/EPOXY에 대해 ASTM-D790에서 추천하는 방법 중 하나인 3-POINT 굽힘 실험을 하여 얻은 강성값과 고전 적층판 이론에서의 강성값을 비교, 분석하기 위해 실험을 실시하였다. 스펠 길이는 50 mm로 하였다. Fig. 4와 같이 시험편을 Instron사의 모델 5581(최대 5ton)에 정착하여 속도를 분당 1 mm로 고정시키고 일정변위제어 조건으로 하중을 가하여 실험을 수행하였다.

3.4 실험결과

본 실험에서 휨 실험을 실시하여 얻어진 하중-변위, 응력-변위 및 시험편의 파괴양상을 분석하였다. Fig. 5는 본 실험에서 변위제어 후의 파단형태를 보여주고 있다.

실험 후 하중값과 응력값은 Table 1에 나타나 있으며, Fig. 6, Fig. 7은 시험편의 하중-변위와 응력-변위 그래프를 나타내고 있다.

시험편 6개를 실험한 결과 거의 대부분 시험편에서 휨에 따른 층간분리(Delamination)가 나타났다. 층간분리는 복합재 적층구조물에서 흔히 발생하는 파손형태이다. 복합재료의 충격시 충돌속도가 충분히 크면 복합재료는 국부적인 구멍이 생겨서 충격체가 뚫고 나가지만 속도가 충분히 크지 않으면

Fig. 4. Test Equipment

Fig. 5. Fracture Shape of Test Specimen

Table 1. Load and Stress Results of Test Specimen

시험편(No)	하중(N)	응력(MPa)
1	3766.393	49.04158
2	3973.740	53.19603
3	4169.409	54.50208
4	3617.979	48.23972
5	3731.586	48.53780
6	3772.692	50.10215

시험편 No. 1 ~ 3

시험편 No. 4 ~ 6

Fig. 6. Load-Displacement Graph of Test Specimen(1-6)

시험편 No. 1 ~ 3

시험편 No. 4 ~ 6

Fig. 7. Stress-Displacement Graph of Test Specimen(1-6)

외견상 손상이 보이지 않더라도 복합재 내부에는 두 면의 섬유방향 차이에 의한 강성의 불일치로 층간분리가 발생한다. 이러한 층간분리 형태의 결함이 구조물에 존재하면 전체적인 강성과 강도를 저하되어 적층구조물은 좌굴하중이 감소되고 설계하중보다 낮은 하중에서 전체적인 파손이 야기 될 수 있다. 다양한 형태의 손상들을 검출, 평가, 해석하는 것이 필요하다.

4. 해석결과 및 고찰

실제의 복합 적층판의 경우에 전단변형, 열 및 습도의 영향을 무시할 수가 없는 경우가 많다. 앞 강성이론에서 언급한바 있지만 일반해는 직접 미분방정식을 풀어서 구하거나, 에너지 방법(혹은 유한요소법)을 사용하여 구할 수 있다. 직접 미분 방정식을 푸는 방법에는 Navier의 방법, Levy의 방법 및 섭동법(Perturbation)에 의한 방법이 있다.

본 논문에서는 휨 실험을 하여 얻은 모멘트와 변위에 대하여 특별직교 이방성 판 이론을 적용하여 해석하고 유한차분법을 통해 모멘트를 산출하여 그 결과를 제시하였다. Table 2는 수치 해석을 통한 복합재료의 물성치와 강도이다.

Table 2. Properties and Strength of Graphite/Epoxy Composite Materials

Property	Value	Property	Value
E_1	130.0 GPa	X	1,933 MPa
E_2, E_3	10.0 GPa	X'	1,051 MPa
G_{12}, G_{13}	4.85 GPa	Y	51 MPa
G_{23}	3.62 GPa	Y'	141 MPa
ν_{12}, ν_{13}	0.31	S	61 MPa
V_f	0.52	S	61 MPa

Table 3. Values of Reduced Stiffnesses

축소된 강성	계산값(GPa)
Q_{11}	130.81
Q_{12}	2.62
Q_{22}	10.06
Q_{66}	4.85

Table 4. Values of Transformed Reduced Stiffnesses

환원 축소 강성	계산값(GPa)
$\bar{Q}_{11}$	130.81
$\bar{Q}_{12}$	2.62
$\bar{Q}_{22}$	10.06
$\bar{Q}_{66}$	4.85

Table 5. Bending Moment of Test Specimen

시험편 (No)	하중 P(N)	지간 L(m)	모멘트 M(N·m)
1	3766.393	0.05	47.0799125
2	3973.740	0.05	49.6717500
3	4169.409	0.05	52.1176125
4	3617.979	0.05	45.2247375
5	3731.586	0.05	46.6448250
6	3772.692	0.05	47.1586500

축소된 강성(Reduced Stiffnesses)은 앞의 적층복합판의 강성이론식 Eq. (42)~(46)에 의하여 계산한 결과로 Table 3과 같다.

보강재 보강각 $[0^\circ]$ 일 때, $m=\cos 0^\circ=1$, $n=\sin 0^\circ=0$ 이므로 환원 축소강성(Transformed Reduced Stiffness)은 앞의 적층복합판의 강성이론식 Eq. (29)~(41)에 의하여 계산한 결과는 Table 4와 같다.

복합재료를 실험을 하여 얻은 모멘트와 특별직교 이방성 판의 변위를 해석할 때 사용되는 지배 방정식인 유한차분법의 모멘트를 비교하였고, 휨 실험을 하여 얻은 모멘트는 시험편의 중앙에서의 모멘트로 구하였다. 그 결과는 Table 5와 같다.

휨 강성값으로 모멘트를 구한 것은 Size Effect를 포함한 처짐이므로 단면 크기에 따라 강도가 달라짐을 알 수 있었다.

섬유 한 가닥의 강도가 4,900 MPa정도이고, 본 실험에서의 시험편의 강도는 1,233 MPa정도였다. 따라서 단면이 커짐에 따라 강도가 저하됨을 알 수 있었으므로 구조물 설계 시 Size Effect를 고려해야겠다.

Fig. 8. Finite-Difference Method Elastic Curve

유한차분법(FDM)은 Explicit 방법이기 때문에 단계별 해석이 가능하고 Matrix를 형성할 필요가 없기 때문에 계산시간이 짧고, 저장용량이 적게 요구되며 큰 변위를 해석할 수 있으며 동적 해석에 유효하다. 본 연구에서는 Fig. 8과 같이 최대 처짐을 $f(x_i)$ 로 하여 2차 중앙제차분(Central Differrecce)으로 구하였다.

다음 Table 6은 최대처짐을 $f(x_i)$ 로 하여 좌·우로 10 mm 씩 $f(x_{i+1})$ 과 $f(x_{i-1})$ 를 대입한 후의 모멘트 해석결과이다.

실험값과 이론값의 비교한 것은 Table 7, Fig. 9와 같은데

Table 6. Bending Moment by Finite-Difference Method

시험 No.	$f(x_{i-1})$	$f(x_i)$	$f(x_{i+1})$	$\frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2}$	Bending Moment (N·m)
1	0.00133	0.002216	0.00133	-17.7339	43.496
2	0.00139	0.002316	0.00139	-18.5309	45.451
3	0.00148	0.002467	0.00148	-19.7323	48.397
4	0.00170	0.00225	0.00170	-17.1743	45.225
5	0.00128	0.00213	0.00128	-17.0658	41.857
6	0.00151	0.00252	0.00151	-20.1328	49.376

Table 7. Bending Moment Comparison of Theoretical and Test Values

	이론식 (N·m)	실험결과 (N·m)	퍼센트(%)
시험체 1	43.49576	47.07991	7.6129
시험체 2	45.45051	49.67179	8.49835
시험체 3	48.39726	52.11761	7.13837
시험체 4	42.1233	45.22474	6.85783
시험체 5	41.85712	46.54264	10.0671
시험체 6	49.37952	47.15865	4.70935

Fig. 9. Moment Comparison of Theoretical and Test Values

최대 10% 내외의 오차범위를 보였다. 구조물 설계 시 위의 방법으로 비교적 쉽게 모멘트를 비교하여 구조물의 설계 시 유용할 것이라고 판단된다.

복합재료를 휨 실험을 하여 얻은 모멘트와 변위에 대하여 유한차분으로 모멘트를 구하는 방법은 비교적 간단하므로 탄소섬유 복합재료에 대하여 구조물 설계를 한다면 단면이 커지더라도 쉽게 설계를 할 수 있을 것으로 판단된다.

5. 결 론

본 연구는 Graphite/Epoxy 복합재료를 3점 휨 실험을 하여 얻은 모멘트와 변위에 대하여 특별직교 이방성 판 이론을 적용하여 해석하고 유한차분법을 통해 모멘트를 산출하여 그 결과를 제시하였다. 그 결론을 정리하면 다음과 같다.

- 1) 실험을 하여 얻은 모멘트와 유한차분법으로 얻은 모멘트를 비교하였더니, 최대 10% 내외의 오차범위를 보였다. 이와같이 실험값이 이론식을 따른다고 고려하면 복합재료 구조물 설계 시 보다 유용한 정보를 줄 수 있음을 알았다.
- 2) 실험값에서 휨 강성으로 모멘트를 구한 것은 이미 Size Effect를 포함한 처짐에 대한 모멘트이므로 단면크기에 따라 강도가 달라짐을 알 수 있었다. 섬유 한 가닥의 강도가 4,900 MPa정도이고, 시험편의 강도는 1,233 MPa 정도였다. 단면이 커짐에 따라 강도가 저하됨을 알 수 있었으므로 구조물 설계 시 Size/Scale Effect를 고려해야겠다.
- 3) 특별직교 이방성 복합판의 모멘트 평형 방정식의 차분화 과정에서 종방향 모멘트를 무시한 축소된 매트릭스를 구성함으로서 매트릭스 반복수행에 걸리는 시간을 단축시킬 수 있었으며 정확하고 간편한 해석을 할 수 있었다.
- 4) 거의 대부분의 시험편에서 휨에 따른 층간분리가 나타났는데 층간분리는 강성과 강도를 저하시켜 파손을 야기할 수 있으므로 이에 따른 적절한 방지 및 대책이 필요하겠다.
- 5) 본 논문에서 제안한 과정은 탄소섬유와 에폭시 모재에 기본을 두고 있다. 이 과정은 다른 성분 재료들을 갖는 복합재료에 사용할 수 있다. 앞으로 더 많은 실험을 통해 섬유배양각의 변화와 판 두께 및 형상비 증가에 따른 여러 가지 실험 데이터를 확보하고, 다양한 형태의 손상들을 검출, 평가, 해석하여, 다른 재료들에 대한 강도-절량의 그래프를 만들어야 한다고 본다.

감사의 글

이 연구는 서울과학기술대학교 교내 학술연구비 지원으로 수행되었습니다.

References

- Hankuk Fiber LTD.
Jones, R.M. (1998) Mechanics of Composite Materials Second Edition

- tion, TAYLOR & FRANCIS.
- Kim, D.-H. (1991) Simple Method of Analysis for Preliminary Design of the Composite Laminated Primary Structures for Civil Construction, COSEIK.
- Kim D.H. (1995) Composite Structures for Civil and Architectural Engineering, E&FN SPON, Chapman & Hall, London,
- Kim, D.-H. (1993) Simple Method of Analysis for Preliminary Design of Certain Composite Laminated Primary for Civil Construction Journal of Material Technology, 55, Elsevier, London.
- Lee, D.-G., Jung, G.-S., and Choi, J.-H. (1998) Mechanics of Composite Materials and Manufacturing Technology, Sigma Press.
- Lee, J.-H., Moon, C.-G., and Park, S.-B. (1998) Composite Materials, WonChang publisher.
- Lee, J.-H., Park, J.-S., and Kim, D.-H. (1997) Structural Analysis of Mastic Supported Special Orthotropic Composite Plates by Finite difference Method. KSCE Vol. 10, pp. 107-110.
- Stephen Timoshenko, and S.Woinowsky-Krieger (1989) Theory of Plateand Shells, Second Edition, Mcgraw Hill Book, co.
- Tsai, S.S.W. (1988) Composite Design, Think Composite, Dayton OH.

© Received April 8, 2013

© Revised April 10, 2013

© Accepted July 11, 2013