

論文

탄소섬유 복합재료의 온도변화에 대한 열팽창계수 특성 변화 규명

김주식* · 윤광준*

Characterization of Thermal Expansion Coefficients of Carbon/Epoxy Composite for Temperature Variation

J. S. Kim* and K. J. Yoon*

ABSTRACT

The change of the coefficients of thermal expansion(CTE) of Carbon/Epoxy was investigated for the temperature variation and a prediction model for the change of CTE was proposed. Elastic properties and CTEs in the principal material directions were measured in the range of room temperature to cure temperature and characterized as functions of temperature. By applying the characterized properties to the classical lamination theory, a computational method to predict the change of CTEs of a general laminate for temperature variation was proposed. The coefficients of thermal expansion of laminates with various stacking sequences were measured and compared with those predicted. Good agreements between the predicted results and the experimental data show that the changes of CTEs of a general laminate for temperature variation can be predicted well by using the proposed method.

초 록

본 논문은 탄소/에폭시 적층판의 온도변화에 대한 열팽창계수 변화를 예측하고 실험적으로 검증한 것으로 재료의 주축 방향에 대한 기계적 탄성 특성과 열팽창계수를 상온에서 경화온도 범위까지 측정하였으며 온도 함수로 특성화 하였다. 온도 함수로 특성화된 물성을 고전 적층판 이론에 적용함으로써 온도 변화에 대해 일반 적층각 적층판 복합재료의 열팽창계수를 예측할 수 있는 해석적 모델을 제시하였다. 이를 증명하기 위해서 일반 적층각 적층판의 열팽창계수를 측정하였으며 이를 해석적 모델로 계산된 예측치와 비교하였다. 실험적 검증 결과 온도 변화에 대한 일반 적층판의 열팽창계수의 변화가 제시된 해석적인 계산 방법을 사용함으로써 적절하게 예측될수 있음을 볼 수 있다.

1. 서 론

섬유강화 복합재료는 비강도 및 비강성이 높고 섬유 보강에 의한 이방성은 효율적인 구조물의 설계를 가능

하게 할 뿐만 아니라 우수한 감쇠 특성, 피로 특성을 가지고 있어 항공기나 우주 구조물의 재료로써 사용되고 있다. 이러한 장점들을 가지고 있는 반면 섬유 강화 복합재료 구조물은 이방성 재료이기 때문에 발생하는

* 건국대학교 공과대학 항공우주공학과

설계해석과 제조 과정에서 해결해야 할 문제점들을 가지고 있다. 특히 고온 성형과정에서는 원래 금형 형상과는 다른 열변형 현상이 유발 된다. 예를 들면 곡물이나 꺾임 부분을 갖는 복합재료 제품은 원하는 형상의 제품을 얻지 못하고 약간 변형된 결과를 낳게 된다. [1-4] 이러한 열변형 문제는 최종제품의 형상과 조립에 어려움을 주며 정확한 최종 형상을 얻으려는 시행착오적 과정은 경험적으로 수행하기 때문에 시간과 비용의 낭비를 가져오는 경우가 자주 있다. 따라서 복합재료 제품의 생산을 위한 금형의 설계시에는 최종 제품의 형상에 중요한 영향을 미치게 되는 열변형을 고려하여 치수와 형상을 결정하여야만 비용절감 및 생산성 향상을 도모할 수 있다. 성형과정에서 발생하는 열변형을 정확히 예측하려면 상온에서 성형온도 범위내에서 재료의 열팽창 특성을 정확히 규명할 필요가 있다.

또한 우주 구조물의 외부 구조물은 우주 궤도상에서 정상 상태일 때 약 40℃의 온도를 유지하지만 일식(eclipse)현상이나 일출(sunrise)현상에 들어가면 -150℃에서 120℃의 높은 온도 변화를 받게되어 지상에서 제작된 구조물은 온도의 차이에 따른 열변형이 발생하게 된다[5]. 특히 태양전지판과 같이 우주 공간에 노출되어 있는 구조물에 열변형이 발생하게 되면 인공위성 구조물의 형상변형이나 진동을 일으키는 등 전체 구조의 정적 및 동적 안정성에 영향을 준다. 따라서 온도 변화에 대한 구조물의 열변형에 대한 해석은 매우 중요하다.

복합재료 구조물의 열변형 해석을 위해서 필요한 가장 중요한 요소중의 하나는 열팽창계수(CTE : Coefficient of Thermal Expansion)를 정확히 특성화시키는 것이다. 섬유강화 플라스틱 복합재료의 경우 열팽창특성이 온도변화에 따라 상당히 변하게 됨을 Barnes[1]와 Yoon[7]등에 의하여 보고된 바 있다. Barnes는 $[\pm 45/0/90]_{2S}$ AS4/PEEK 적층판을 온도변화에 대해 열팽창계수를 측정하였고 이를 사용하여 L자형 복합재료 적층판의 스프링-인(spring-in)을 예측하였다. 그러나 일반 적층각 적층판 복합재료와 같은 경우 스프링-인을 예측하기 위해서는 서로 다른 적층구조를 갖는 모든 적층판에 대해 실험적으로 열팽창계수를 구하여 열변형을 예측하는 번거로운 과정을 항상 거쳐야 했었다.

본 논문에서는 실험적으로는 구하는 번거로움을 줄이기 위하여 일반 적층각 적층판의 열팽창계수를 예측

하기 위한 해석적인 모델과 방법을 제시하였고 이를 실험적으로 검증하였다.

2. 온도 변화에 대한 적층판의 열변형 해석

본 논문에서는 온도변화에 대해 일반 적층각 적층판의 열팽창계수를 예측하기 위한 해석적 방법을 제시하였다. 복합재료 적층판이 외력을 받지않고 온도변화만을 받을 경우의 변형식은 고전 적층판 이론으로부터 수식(1)과 같이 표현될 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} N^T \\ M^T \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon^0 \\ \chi \end{Bmatrix} \quad (1)$$

여기서 $[A]$, $[B]$ 와 $[D]$ 는 인장강성도(extension stiffness), 연계강성도(coupling stiffness), 굽힘강성도(bending stiffness)이다. $\{\epsilon^0\}$ 와 $\{\chi\}$ 는 적층판 중앙면의 변형률과 곡률(Curvature)이며 $\{N^T\}$ 와 $\{M^T\}$ 는 각각 열적 결과 힘과 모멘트를 나타낸다. 복합재료의 온도가 변함에 따라 적층판의 열변형률은 수식(1)을 역행렬을 취하여 변형률에 대하여 표현하면

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x^{0T} \\ \epsilon_y^{0T} \\ \gamma_{xy}^{0T} \end{Bmatrix} = [A'] \begin{Bmatrix} N_x^T \\ N_y^T \\ N_{xy}^T \end{Bmatrix} + [B'] \begin{Bmatrix} M_x^T \\ M_y^T \\ M_{xy}^T \end{Bmatrix} \quad (2)$$

여기서 $[A']$ 와 $[B']$ 는 $[A]$, $[B]$, $[D]$ 가 조합된 행렬의 역행렬의 부분이다. 온도변수 ΔT 에 대해 적층판의 열적 변형률은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x^{0T} \\ \epsilon_y^{0T} \\ \gamma_{xy}^{0T} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \alpha_x^{0T} \\ \alpha_y^{0T} \\ \alpha_{xy}^{0T} \end{Bmatrix} \Delta T \quad (3)$$

여기서 $\{\alpha^{0T}\}$ 는 일반 적층판의 열팽창계수이다. 수식(2)와 (3)에서 적층판 열팽창계수는 수식(4)로 나타낼 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \alpha_x^0(T) \\ \alpha_y^0(T) \\ \alpha_{xy}^0(T) \end{Bmatrix} = [A'(T)] \int [\bar{Q}(T)]_k \begin{Bmatrix} \alpha_x(T) \\ \alpha_y(T) \\ \alpha_{xy}(T) \end{Bmatrix}_k dz$$

$$+[B'(T)] \int [\bar{Q}(T)]_k \begin{Bmatrix} \alpha_x(T) \\ \alpha_y(T) \\ \alpha_{xy}(T) \end{Bmatrix} dz \quad (4)$$

여기서 $[\bar{Q}(T)]$ 는 기하학적 좌표축에 대한 각 층의 강성 행렬이고 기하학적 좌표축에 대한 열팽창 계수 행렬은 식(5)와 같다.

$$\begin{Bmatrix} \alpha_x(T) \\ \alpha_y(T) \\ \alpha_{xy}(T) \end{Bmatrix} = [T_e]_k^{-1} \begin{Bmatrix} \alpha_1(T) \\ \alpha_2(T) \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (5)$$

수식(5)에서 α_1 과 α_2 는 각각 섬유방향과 섬유 수직 방향의 열팽창계수이고 $[T_e]$ 은 변형도 변환 행렬이다.

온도의 변화 범위가 클 경우 $[A']$, $[B']$, $[D']$ 그리고 $\{\alpha\}$ 가 온도에 따라 특성이 변하게 되며 특히 폴리머에 섬유가 보강된 복합재료의 경우에는 온도의 영향이 크다. 만약 온도 변화에 따라 재료 주축 방향에 대한 기본적인 기계적, 열적 물성이 특성화 된다면 일반 적층각 적층판의 온도변화에 대한 열팽창계수의 변화는 수식(4)를 이용하여 예측될 수 있다.

3. 온도변화에 대한 탄소/에폭시 적층판의 특성 변화 규명

3.1 탄성계수와 푸아송비 변화 측정

온도 변화에 대한 탄소/에폭시(HFG CU125, Korea)의 기계적 탄성 특성 변화를 조사하기 위해 $[0]_{8T}$, $[90]_{16T}$, 그리고 $[\pm 45]_{2S}$ 적층판을 제조회사가 제공한 경화 사이클(경화온도 140℃, 압력 5기압)대로 오토클레이브를 이용하여 성형하였다. 인장 시험용 시편 (0° 시편 : $280 \times 12.5 \times 1.0\text{mm}$, 90° 시편 : $280 \times 25.0 \times 1.0\text{mm}$, $\pm 45^\circ$ 시편 : $280 \times 25.0 \times 1.0\text{mm}$)을 준비하여 고온용 스트레인 게이지 (WK-06-062AP-350, Micro Measurement)를 시편의 중심선을 따라 길이방향과 수직방향으로 부착하였다.

Fig. 1은 시험 계통도를 보여주고 있으며 인장시험은 하중시험기 MTS 810으로 온도 20℃, 60℃, 100℃, 그리고 140℃에서 시행되었다. 시편은 Fig. 1과 같이 게이지 접착 부분의 온도를 조절할 수 있도록 설계된 오븐을 관통하도록 하였고 외부에 있는 MTS로 시편을 장착하여 외부에서 하중을 가하는 방법을 사용

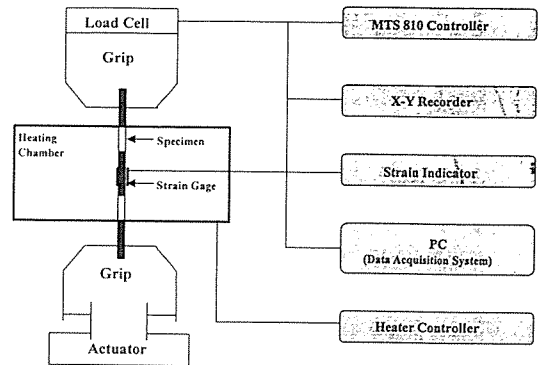


Fig. 1. Testing Equipments and System to Measure Modulus and Poisson's Ratio for Temperature Variation

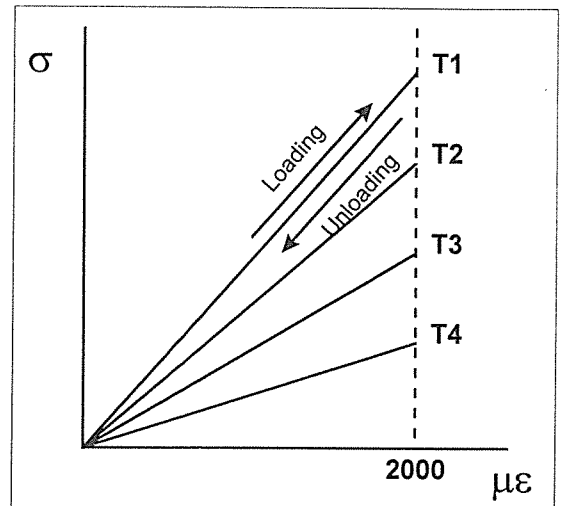


Fig. 2. Schematic Diagram for Loading and Unloading Method to Measure the Change of Modulus and Poisson's Ratio for Temperature Variation

하였다. 게이지 접착 부분의 온도 분포를 균일하게 하기 위해 오븐 내의 공기는 팬으로 순환되도록 하였다. 오븐 내부의 온도 측정은 세 개의 열전대를 이용하였고 세 개의 열전대는 시편의 중심선을 따라 배열하였으며 온도분포는 지정 온도의 2.0% 이내를 보였다. 시험방법은 시험 시편의 수를 줄이기 위해 Fig. 2에서 처럼 탄성한계 내의 낮은 변형률 범위($2000\mu\epsilon$)에서 한 개의 시편으로 각 실험온도에서 $200\mu\epsilon/\text{min}$ 의 속도로 하중을 가하였다가 제거하는 방법을 사용하였다. 이때 응력-변형률의 관계는 $2000\mu\epsilon$ 이내에서 하중을 가하거나 제거하는 경우 모두 선형임을 볼 수 있었다.

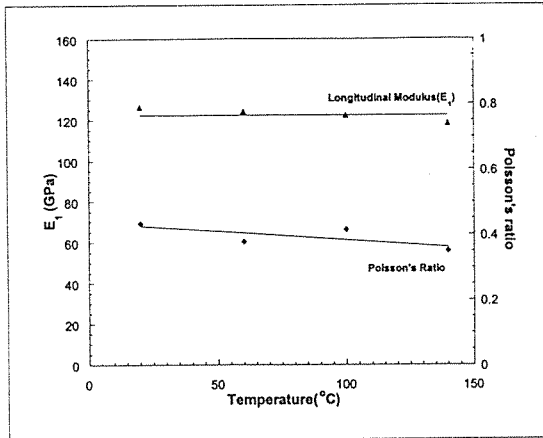


Fig. 3. Longitudinal Modulus and Poisson's Ratio for Temperature Variation

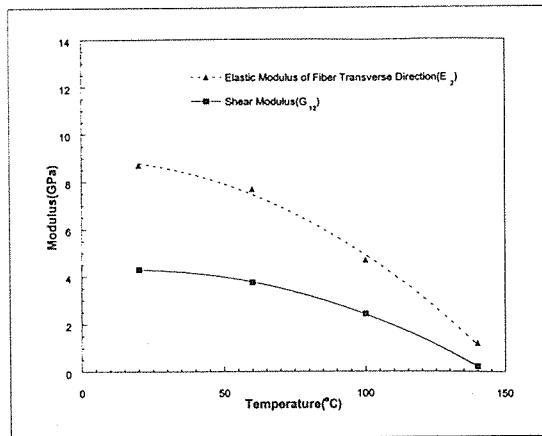


Fig. 4. Transverse Modulus and Shear Modulus for Temperature Variation

Fig. 3과 Fig. 4는 서로 다른 실험온도에서의 길이방향 탄성계수와 푸아송비, 수직방향 탄성계수, 그리고 전단 탄성계수를 보여준다.

3.2 열팽창계수의 변화 측정

온도 변화에 대하여 재료의 주축 방향의 열팽창계수 변화를 측정하기 위해서 $[0]_{ST}$ 의 적층판을 $20 \times 50 \text{ mm}$ 의 크기로 준비하였다. 준비된 시편에 두 개의 고온용 스트레인 게이지(WK-06-062AP-350, Micro-Measurement)를 각각 시편의 중심선에 길이방향과 수직 방향에 대해 대칭으로 접착하였다.

온도 변화에 의해 나타난 열적 변형률은 정확성과

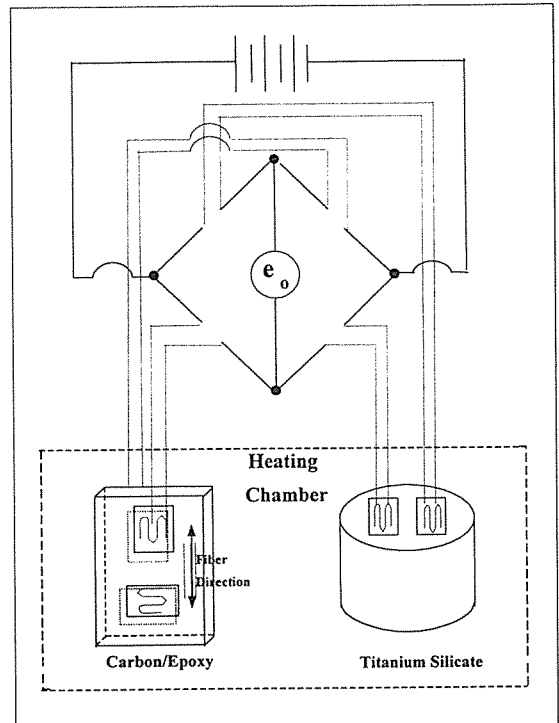


Fig. 5. Testing System to Measure the CTEs of Fiber Reinforced Composite Materials

신뢰성을 향상시키기 위해 Ran Y. Kim 과 Allen S. Crasto[5]에 의해 제안된 스트레인 게이지 측정 기술을 이해해서 측정 하였다. 그들의 방법에서 추천된 것처럼 아주 작은 열팽창계수($0 \sim 0.18 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$)를 가지는 티타늄 실리케이트(Titanium Silicate) 온도 변화에 의한 오차를 보상하기 위한 더미 게이지로 사용되었다. Fig. 5는 이 더미 게이지를 이용하여 구성된 풀 브릿지 회로(Full Bridge Circuit)와 게이지가 시편에 대칭적으로 부착되어 있음을 보여주고 있다. 고온용 접착제 M-Bond 610과 테프론 코팅 리드선이 고온에서의 온도 변화에 의한 오차를 줄이기 위하여 사용되었다.

시편은 인장 시험에서 사용된 오븐에서 20°C 에서 130°C 까지 10°C 온도 간격으로 시험을 하였고, 각 시험 온도에서 시편이 시험 온도의 환경에서의 특성을 잘 나타나게 하기 위해서 30분의 시간 간격을 주었다. 열적 변형률은 스트레인 지시계(3800 Micro-Measurement Inc.)를 이용하여 각 시험 단계의 마지막에 측정하였으며 각 단계의 중간 온도에서의 열팽창계수가 전체 열적 변형률의 차를 온도의 증가로 나눔으로

써 식(6)과 같이 계산 하였다.

$$\alpha \left(\frac{T_{k+1} + T_k}{2} \right) = \frac{\epsilon T_{k+1} - \epsilon T_k}{2(T_{k+1} - T_k)} \quad (6)$$

Fig. 6은 각 온도에서 측정된 열적 변형률에서 계산된 섬유방향과 섬유 수직 방향의 열팽창계수이다.

3.3 온도 변화에 대한 탄성계수와 푸아송비 변화 특성 규명

실험을 통하여 측정된 탄성계수와 푸아송비는 Fig. 3과 4와 같다. 온도변화에 대한 실험 데이터 경향을 분석하여 섬유방향 탄성계수(E_1)와 푸아송비(ν_{12})는 온도에 대한 선형함수로 특성화 하였고 수지의 영향이 큰 섬유 수직방향 탄성계수(E_2)와 전단 탄성계수(G_{12})는 온도의 2차 함수로 특성화 하였다.

$$\begin{aligned} E_1 &= -0.0654T + 128.03 \text{ GPa} \\ E_2 &= -0.0004T^2 - 0.0019T + 8.9639 \text{ GPa} \\ G_{12} &= -0.0003T^2 + 0.0076T + 4.2449 \text{ GPa} \\ \nu_{12} &= -0.0005T + 0.4352 \end{aligned} \quad (7)$$

실험 결과 섬유수직방향 탄성계수와 전단탄성계수는 경화온도(140℃)까지 온도가 증가할 때 수지의 특성이 80% 이상이 감소됨을 볼 수 있으며 반면에 섬유방향 탄성계수와 푸아송비는 온도 변화에 민감하지 않음을 볼 수 있다. 이것은 Sun과 Yoon[6]의 AS4/PEEK 열가소성 복합재료 실험에서 보고된 결과와 유사하다.

3.4 온도 변화에 대한 열팽창계수변화 특성화

탄소섬유는 온도가 증가할 때 섬유방향으로 미소한 수축을 하기 때문에 탄소섬유로 보강된 고분자 복합재료는 섬유방향과 섬유수직방향으로 매우 다른 열팽창계수를 갖는 특성을 가지고 있다. 이러한 특성은 Barnes 등[3]이 PEEK 복합재료를 83°K에서 393°K의 온도범위에서 열팽창계수를 측정하고 온도의 함수로 특성화한 것에 잘 나타나 있다.

Fig. 6에서 보이는 측정 결과는 섬유방향 및 섬유수직방향과 두께방향의 열팽창계수이며 섬유수직방향의 열팽창계수는 80℃ 이하에서는 거의 변화가 없으나 80℃ 이상에서는 급격하게 변하는 것을 볼 수 있다. 본 연구에서는 섬유방향과 섬유수직방향의 열팽창계수를 Fig. 6에서처럼 섬유방향 열팽창계수는 온도의 선형함

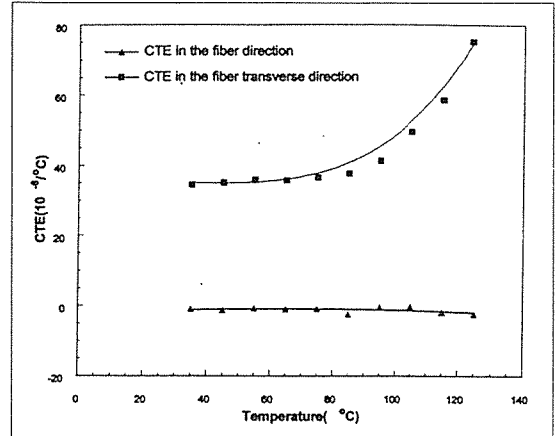


Fig. 6. CTEs in the Principal Material Directions for Temperature Variation

수로 섬유수직방향 열팽창계수는 온도의 2차 함수로 특성화 하였다.

$$\begin{aligned} \alpha_1 &= (-0.009T - 0.5376) \times 10^{-6} / (^\circ\text{C}) \\ \alpha_2 &= (0.0041T^2 - 0.2254T + 32.23) \times 10^{-6} / (^\circ\text{C}) \end{aligned} \quad (8)$$

(온도범위 : 25℃ < T < 140℃)

4. 해석적 모델의 검증

일반 적층각 적층판의 열팽창계수 예측을 위한 해석적인 방법을 검증하기 위하여 20×50mm의 크기로 $[\pm 15]_{8s}$, $[\pm 30]_{8s}$, $[\pm 45]_{8s}$, $[\pm 60]_{8s}$, 그리고 $[\pm 75]_{8s}$ 의 적층순서를 가진 탄소/에폭시 시편을 준비하여 열팽창계수 측정 시험을 하였다. Fig. 6에서 각각 측정된 $[\pm \theta]_{4s}$ 열팽창계수는 해석적인 방법으로써 예측된 값과 비교되었다. Fig. 6에서 보이는 여러 개의 극대점 형상은 수식(4)의 수학적인 공식에서 나타난 값으로 온도 변화에 대한 몇 개의 특성화된 물성들이 조합되어 나타난 결과 형상으로 실제로는 여러 개의 극대점이 존재하지 않을 것이다. 그러나 실험값과 예측치가 전체적으로 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. Fig. 7은 각각 다른 온도에서 측정된 다른 적층각에 대한 열팽창계수의 변화를 보여준다.

만약 본 연구에서 제시된 해석적인 방법으로 구해진 열팽창계수가 탄소 섬유 보강 복합재료 구조물의 열변형 해석에 사용되면 성형과정에서의 축각 열변형이나

Journal of material science 26, 1991

4. 김판조, 윤광준 "Carbon/PEEK 복합재료 보강재의 성형과정에서 발생하는 축각 열변형 특성 규명", 한국복합재료학회지 제9권 제2호, 1996

5. Ran Y. Kim, Allan S. Crasto "Dimensional Stability of Composites in Space :CTE Variations and Their Prediction", Proceedings of ICCM-10, Whistler, B.C., 1995

6. Sun, C.T. and K.J.Yoon, "Characterization of Elastic-Plastic Behavior of AS4/PEEK Thermo-

plastic Composite for Temperature Variation", J.of Composite Materials, 25 : 1297-1313, 1991.

7. Yoon, K.J., Kim, P.J., Kim, T.W., Jun, E.T., "Effect of Anisotropy of Thermal Expansion Properties on the Thermal Distortion of L-Section AS4/PEEK Composite Structure", 40th SAMPE International symposium, 40, 1026, 1995.

8. 전의진, 이우일, 윤광준, 김태욱, "최신복합재료" 교학사, 1995