

論文

Carbon/PEEK 복합재료 보강재의 성형과정에서
발생하는 축각열변형 특성규명

김판조* · 윤광준**

Characterization of Spring-in Deformation of Carbon/PEEK
Composite Structure during Manufacturing Process

Pan-Jo Kim* and Kwang-Joon Yoon**

ABSTRACT

Effect of anisotropy of thermal expansion properties and frictional residual stress on the spring-in distortion of Carbon/PEEK composite structure was investigated and analyzed. Coefficients of thermal expansion and elastic properties in three material principal directions were measured and characterized for temperature variation. To predict the angle change due to frictional residual stress, frictional deformation was investigated experimentally and the frictional deformation factor was obtained. By applying characterized properties to the classical lamination theory, a numerical method to predict the spring-in distortion angle of a curved section laminate was proposed. The distortional angle changes of L-shaped section laminates of various stacking sequences were measured and compared with those predicted.

Key Words : Thermal Distortion, Thermal analysis of Laminate, Frictional Residual Stress, Anisotropy of Thermal Expansion Property, Carbon/PEEK.

초 록

Carbon/PEEK 복합재료 보강재의 축각열변형에 있어서 열팽창계수의 이방성과 마찰잔류 응력의 영향을 해석하였다. 또한 재료 주축방향에 대한 열팽창계수와 기계적 물성을 온도 변화에 대하여 측정하였고 그 결과를 온도의 함수로써 특성화 하였다. 마찰잔류응력에 의한 각도 변화를 예측하기 위하여 마찰변형을 실험적으로 측정하여 마찰변형계수를 구하였다. 이렇게 특성화된 물성을 고전적층판이론에 적용함으로써 곡률 형태의 단면을 갖는 적층판의 스프링-인(spring-in) 각도 변화를 예측하기 위한 수치해석 모델을 제안하였다. 다양한 적층순서로 꺾쇠 형태의 단면을 갖는 적층판을 제작하여 각도 변화를 측정하였고 그 결과를 수치해석 모델에 의해 예측한 결과와 비교 분석 하였다.

* 현대우주항공(주)

** 건국대학교 항공우주공학과

1. 서 론

섬유강화 복합재료는 비강도 및 강성도가 높고 섬유보강에 의한 이방성은 효율적인 구조물의 설계를 가능하게 할 뿐만아니라 우수한 감쇠특성, 피로특성을 가지고 있어 항공기나 우주 구조물의 재료로써 사용되고 있다. 이러한 우수한 기계적 특성과는 달리 섬유강화 복합재료 구조물의 성형 방법에는 해결하기 까다로운 문제점들이 있다. 특히 고온성형 복합재료는 높은 성형온도와 사용온도의 차이로 인하여 열변형을 발생시키게 되는데, 이로 인하여 곡률이나 꺾힘 부분을 갖는 복합재료 제품은 고온에서 성형한 후 금형으로부터 탈형 하여 보편 원하는 형상의 제품을 얻지 못하고 약간 변형된 결과를 낳는다. 변형의 정도는 성형온도와 사용온도의 차이가 클수록 증가하게 되는데 특히 피크(PEEK: Poly Ether Ether Ketone)와 같은 고온 열가소성수지 복합재료는 사용온도와 성형온도(380℃)의 차이가 크기 때문에 열변형의 정도도 매우 크다. 실제로 고온성형 복합재료 구조물을 제작하는 산업현장에서 이러한 열변형 문제는 최종 제품의 형상과 조립에 어려움을 주어 열변형을 줄이려는 시행착오적 과정을 경험적으로 수행하기 때문에 시간과 비용의 낭비를 가져오는 경우가 자주 있다. 복합재료 제품의 생산을 위한 금형의 설계시에는 최종 제품의 형상에 중요한 영향을 미치게 되는 열변형을 고려하여 치수와 형상을 결정하여야만 비용절감 및 생산성 향상을 도모할 수 있게 된다.

Barnes등[1]이 L-형 단면을 가지는 복합재료 적층판에서 spring-in으로 알려진 열변형에 대한 분석한 결과를 보면, 열변형의 원인으로 평면방향의 열팽창특성의 이방성, 두께방향의 잔류응력의 구배 등을 원인으로 해석하였다. 이들은 $[\pm 45/0/90]_{25}$ 의 적층순서를 갖는 Carbon/PEEK 적층판의 열팽창계수의 변화를 실험적으로 측정하였으며 수치증분법을 사용하여 L-형 단면을 가지는 적층판의 변형 각도를 예측하였다. 그러나 그들이 사용한 방법은 변형을 예측하기 위하여 적층순서가 다른 모든 적층판에 대하여 평면방향의 열팽창계수를 측정하여야 하는 번거로움이 있다. Yoon등 [2]은 해석적인

방법을 사용하여 일반적인 적층순서를 가지는 적층판의 열팽창계수를 온도 변화에 대하여 특성화하였고 이를 고전적층판 이론에 삽입하여 적층판의 열팽창계수를 계산할 수 있도록 하여 Barnes등[1]의 방법보다 개선된 분석을 하였다. 그러나 이들은 열변형의 원인으로 제시된 주된 원인들 가운데 열팽창 계수의 이방성만을 고려하였고 또다른 원인이 될 수 있는 성형 마찰변형 잔류응력에 의한 요인을 고려하지 않았다. 따라서 보다 정확한 열변형량을 예측하기 위해서는 잔류응력에 의한 영향을 해석하여야 한다.

본 논문에서는 성형된 시편의 마찰변형 정도를 측정하여 마찰변형계수를 구하였고 마찰잔류응력의 영향에 의한 열변형을 계산하였으며 이 요인을 Yoon등 [2]이 제시한 열변형 모델에 추가하여 예측치와 실험치를 비교 분석하였다.

2. 열가소성수지 복합재료의 열변형

곡률을 갖는 복합재료 적층판의 열변형 원인에는 재료의 이방성, 성형과정에서 발생하는 잔류응력, 층 두께의 기하학적 변화, 후성형(post forming) 과정에서의 내부 응력이완(stress relaxation) 및 크립(creep)에 의한 변형, 재결정화(recrystallization) 등이 있다. 이 가운데 재료의 이방성과 잔류응력에 의한 열변형이 복합재료의 변형에 크게 영향을 미치는 것으로 알려져 있다. Barnes등[1]은 곡률 부분의 원호각의 변화를 열적인 요인($\Delta\theta_{thermal}$)과 잔류응력($\Delta\theta_{stress}$), 기타 다른 요인($\Delta\theta_{other}$)을 합하여 식(1)과 같이 표현하였다.

$$\Delta\theta_{total} = \Delta\theta_{thermal} + \Delta\theta_{stress} + \Delta\theta_{other} \dots\dots\dots (1)$$

본 논문에서는 열변형의 주된 원인으로 볼 수 있는 열팽창계수의 이방성과 마찰변형 잔류응력의 영향을 분석하였다.

2-1. 열팽창계수의 이방성에 의한 적층판의 열변형

재료에 대한 열팽창계수의 이방성은 구조물의

온도가 변화할 때 열변형을 발생시킨다. 비대칭 적층판(unsymmetric laminate)은 고온성형 후 곡률을 갖게 되며 불균형 적층판(unbalanced laminate)은 경화된 후에 뒤틀림이 발생한다. 이러한 변형은 층간의 열팽창계수가 서로 다르기 때문에 발생하는 잔류응력에 의하여 형상이 주로 결정된다. 이러한 잔류 응력의 영향과는 달리 대칭 적층판도 만일 적층판이 곡률을 갖는 형상일 경우에는 적층판의 곡률이 경화 후에 변하게 된다. 곡률을 갖는 비등방성 재료 구조에 대한 기하학적 해석 결과로부터 O'Neill[3]은 곡률을 갖는 단면의 각도변화를 식(2)와 같이 나타낼 수 있음을 보여 주었다.

$$\Delta\theta = \int \theta_0 \{ \alpha_z(T) - \alpha_x(T) \} dT \quad \dots\dots\dots (2)$$

여기서 θ_0 은 적층판의 곡면 부분 호의 각도이며, α_z 와 α_x 는 각각 적층판의 두께방향의 열팽창계수와 평면 주축방향의 열팽창계수이다. 열팽창계수가 온도의 함수이기 때문에 변형 각도를 정확히 예측하기 위해서는 온도변화에 따른 열팽창계수를 특성화 하는 것이 매우 중요하다. 본 논문에서는 일 방향 적층판의 재료 축방향으로의 열팽창계수를 온도변화에 대하여 수식화 하였고 이러한 특성들을 고전적층판 이론에 삽입하여 일반적인 적층판의 열팽창계수를 계산할 수 있도록 하였다.

2-2. 온도변화에 대한 적층판의 열팽창계수의 변화

고전적층판이론[4]으로 부터 온도가 변할 때 복합재료 적층판의 열팽창 변형은 식(3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x^{oT} \\ \epsilon_y^{oT} \\ \gamma_{xy}^{oT} \end{Bmatrix} = [A'] \begin{Bmatrix} N_x^T \\ N_y^T \\ N_{xy}^T \end{Bmatrix} + [B'] \begin{Bmatrix} M_x^T \\ M_y^T \\ M_{xy}^T \end{Bmatrix} \quad \dots\dots\dots (3)$$

여기서 $[A']$, $[B']$ 는 인장, 연계, 굴곡강성도를 결합한 행렬의 역행렬이다. $\{N^T\}$, $\{M^T\}$ 는 각각 열적 결과하중과 모멘트이다.

단위 온도변화에 대한 변형도가 열팽창계수이므로 적층판의 열팽창계수는 식(4)와 같이 표현된다.

$$\begin{Bmatrix} \alpha_x^0(T) \\ \alpha_y^0(T) \\ \alpha_{xy}^0(T) \end{Bmatrix} = [A'(T)] \int [\bar{Q}(T)]_k \begin{Bmatrix} \alpha_x(T) \\ \alpha_y(T) \\ \alpha_{xy}(T) \end{Bmatrix} dz + [B'(T)] \int [\bar{Q}(T)]_k \begin{Bmatrix} \alpha_x(T) \\ \alpha_y(T) \\ \alpha_{xy}(T) \end{Bmatrix} z dz \quad \dots\dots\dots (4)$$

여기서

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

α_1 과 α_2 는 각각 섬유방향과 섬유수직방향의 열팽창계수이다. 주목할 것은 $[A']$, $[B']$, $[\bar{Q}]$ 그리고 $\{\alpha\}$ 가 온도의 함수라는 사실이다. 식(4)에서 온도변화에 대한 적층판의 열팽창계수를 구하기 위해서는 재료 주축방향의 탄성계수 및 열팽창계수 등이 온도변화에 대하여 특성화 되어야 한다.

2-2-1. 온도변화에 대한 탄성계수와 푸와송비의 특성화

Sun과 Yoon[5]은 Carbon/PEEK 복합재료의 기본적인 기계적 열적 물성들이 온도의 영향을 받는다는 실험적 결과를 발표하였다. 이들의 실험결과 데이터를 분석하여 본 논문에서는 온도변화에 민감하지 않은 섬유방향의 탄성계수와 포아송비를 일정하다고 가정하였고 온도의 영향을 받는 섬유수직방향의 탄성계수와 전단탄성계수는 수치해석의 편의상 식(6)과 같이 온도의 선형함수로써 근사화 하였다.

$$\begin{aligned} E_1 &= 128 \text{ GPa} \\ E_2 &= -0.035T + 11.62 \text{ GPa} \\ G_{12} &= -0.02T + 6.7 \text{ GPa} \\ \nu_{12} &= 0.33 \end{aligned} \quad \dots\dots\dots (6)$$

2-2-2. 열팽창계수의 특성화

탄소섬유는 온도가 증가할 때 섬유방향으로 미소한 수축을 하기 때문에 탄소섬유로 강화된 고분자 복합재료는 섬유방향과 섬유수직방향으로 매우 다

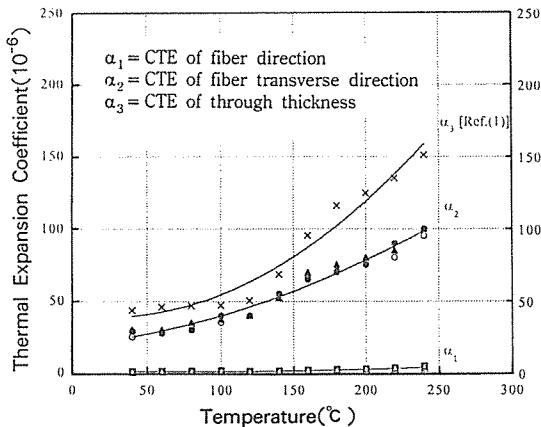


Fig. 1. Characterized coefficient of thermal expansion of Carbon/PEEK laminate with temperature

른 열팽창계수를 갖는다. Carbon/PEEK 복합재료의 섬유보강 방향과 그 수직방향의 열팽창계수를 측정하기 위하여 일방향 적층판으로 부터 2.0mm×2.0mm×12.0mm의 크기를 갖는 시편을 섬유방향과 섬유 수직방향으로 채취한 후 딜라토메타(Dilatometer : DT1000 Adame1 Lohmargy Ltd.)를 사용하여 온도변화에 대한 열팽창 변형도를 측정하였다.

측정된 데이터는 Fig.1에 나타낸 것처럼 시편의 전체 열변형률이 온도의 2차 함수로써 적합화 될 수 있음을 보여주고 있다. 열팽창계수는 전체 열변형도를 온도에 대하여 미분하므로써 구할 수 있으므로 열팽창계수는 온도의 선형 함수로써 특성화될 수 있다.

$$\alpha_1 = (0.0001T^2 - 0.015T + 1.68) \times 10^{-6} \quad (\text{mm/mm/}^\circ\text{C}) \quad \dots\dots\dots (7)$$

$$\alpha_2 = (0.00088T^2 + 0.12T + 18.66) \times 10^{-6} \quad (\text{mm/mm/}^\circ\text{C})$$

두께방향의 시편을 준비하기 어려웠기 때문에 Barnes 등[1]이 측정한 $[\pm 45/0/90]_{2S}$ 적층판의 두께방향 열팽창계수 2차 함수로서 특성화 하였으며 두께방향에서의 열팽창계수가 임의의 적층순서를 갖는 적층판에 대하여 동일하다는 가정하에서 그러한 해석을 사용하였다.

$$\alpha_3 = (0.0025T^2 - 0.103T + 39.62) \times 10^{-6} \quad (\text{mm/mm/}^\circ\text{C}) \quad \dots\dots\dots (8)$$

2-3. 열팽창계수 이방성에 의한 열변형각도의 계산

두께방향의 열팽창계수는 실험적 결과를 온도변화의 함수로 특성화 하였고 적층판의 평면방향 열팽창계수는 식(4)를 사용하여 수치적으로 계산하였다. 이렇게 구하여진 열팽창계수를 식(2)에 적용하므로써 곡률을 갖는 적층판의 열변형 각도를 수치적분법을 사용하여 구할 수 있다. 이러한 계산과정에서 Nairn과 Zoller[6]가 구한 Carbon/PEEK의 응력이 없는 온도(310°C)가 열변형의 발생의 시작 온도로써 사용되었고 재료가 사용되는 온도(25°C)를 변형 종료 온도로 하였다.

2-4. 마찰 잔류응력에 의한 변형각도의 해석

2-4-1. 마찰변형계수의 정의

굴곡이 있는 열가소성수지 복합재료 구조의 성형방법에는 가열된 프리프레그 적층판을 금형위에 올려놓고 프레스판을 수직으로 움직여 압력을 가하여 금형의 형상대로 성형하는 thermoforming 성형법이 일반적으로 이용되고 있다.

Thermoforming 성형과정에서 압력을 가할때 가열된 프리프레그 적층판의 변형이 크게 발생하며 금형(die)과 프리프레그 사이에 미끄러짐 현상이 일어난다. 이 미끄러짐 과정에서 접촉면간의 마찰에 의하여 완전한 미끄러짐이 일어나지 못하고 마찰력이 존재하게 되는데 이 마찰력이 가열된 적층판의 섬유에 인장변형이 발생하도록 하며 이렇게 발생한 잔류응력은 보존되어 있다가 냉각후 금형에서 탈형한 적층판에 변형을 일으키게 할 수 있다. Fig.2와 같은 각쇠판면 구조의 미끄러짐에 대한 분석을 하면 프리프레그와 금형이 완전 미끄러짐이 일어났을 경우 Fig.2의 (c)와 같이 되며 프리프레그 적층판과 금형이 접촉되어 미끄러짐이 없이 성형되었을 경우 Fig.2의 (a)와 같이 된다고 할 수 있다.

완전 미끄러짐의 경우에는 길이변화는 없게 된다.

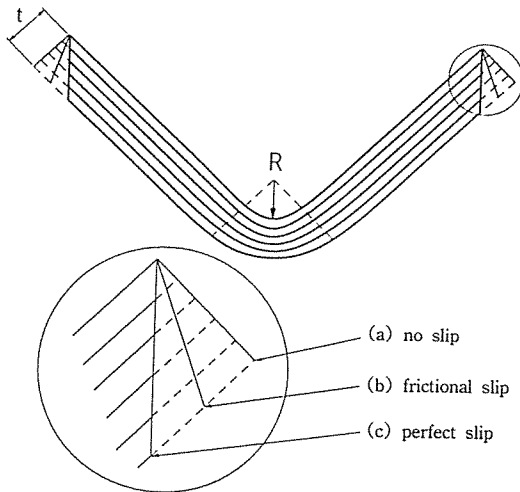


Fig. 2. Fiber deformation due to friction during manufacturing process

또한 미끄러짐이 전혀 발생하지 않을 경우에는 섬유 변형이 너무 크게 발생하여 섬유의 파단이 일어날 수 있다. 결국 가압하는 과정에서 금형의 표면과 프리프레그 사이에는 미끄러짐이 발생하며 그 과정에서 발생한 마찰력에 의하여 섬유에 미소한 마찰 변형이 일어나 Fig. 2의 (b)와 같은 형상이 된다고 볼 수 있다.

마찰변형의 정도를 비례상수를 사용하여 나타내기 위하여 마찰변형계수를 정의하였다. Fig. 2에서 적층판의 두께를 t 라 하면 윗면(안쪽)과 아랫면(바깥쪽)의 상대적인 길이변화는 완전 접착 변형시의 마찰변형계수를 1.0으로 하였을 때 변형량은 $\frac{1}{2}\pi t$ 가 되지만 실제로 미끄러지면서 마찰력에 의하여 발생하는 변형량은 상대적으로 식(9)와 같이 표현할 수 있다.

$$\Delta l = C_f \frac{1}{2} \pi t \quad \dots\dots\dots (9)$$

여기서 C_f 를 마찰변형계수(frictional deformation factor)로 정의하였다.

본 연구에서는 마찰 변형계수를 측정하기 위하여 $[0]_{8T}$, $[0]_{16T}$, $[0]_{24T}$ 의 적층시편을 제작하여 변형량을 측정하였다. 마찰변형계수의 측정 방법은 금형 표면과 접촉하는 부분의 프리프레그에 표점을 주어 그 길이를 적층 전에 정밀하게 측정하였고 성형이 끝난 후 변형된 길이를 측정하였다. 성형

후 적층판 윗면의 표점길이 변화는 거의 없었으며 밑면의 길이 변화는 약간 늘어난 것으로 측정되었다.

식(9)에 마찰력에 의하여 발생한 길이 변화를 측정값 Δl 을 대입하여 구한 마찰 변형계수 C_f 는 0.05이었다. 성형시 수지는 고온의 액체·상태에서 변형된 후 냉각되어 고형화 하기 때문에 잔류응력이 거의 없다고 생각해도 무방하나 섬유는 인장변형에 의해 발생한 응력이 보존되어 있다가 냉각후 제품을 금형에서 탈형할 때 변형을 발생시킨다고 볼 수 있다.

2-4-2. 성형마찰에 의한 적층판의 축삭 변형

성형과정에서 수지가 경화되기 전에 금형과 접촉하는 아래면의 마찰력에 의한 변형도는

$$\epsilon_x^f = \frac{\Delta l}{l} = C_f \frac{\pi t}{2l} \quad \dots\dots\dots (10)$$

로 표현될 수 있다.

Fig. 3에 나타난 것과 같이 적층판의 기하학적 평면 주축방향(x 방향)으로 성형마찰에 의하여 발생된 섬유의 변형 분포는 두께방향(Z 방향)에 따라서 식(11)과 같이 선형변형 관계라고 가정하였고 이에 따른 응력분포도 선형적이다.

$$\epsilon_x^f = \epsilon_x^f \left(\frac{t-z}{t} \right) \quad \dots\dots\dots (11)$$

평면 주축방향에 대하여 비직각을 갖는 섬유의 성형마찰 변형도는

$$\epsilon_f^f = [T_e] \{ \epsilon_x^f \ 0 \ 0 \}^T \quad \dots\dots\dots (12)$$

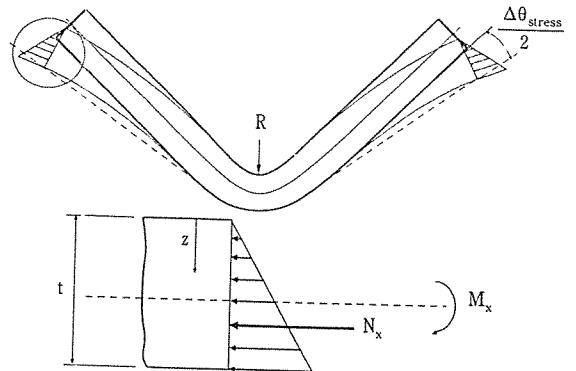


Fig. 3. Induced stress due to friction

로 표현되며 섬유 방향의 응력은 식(12)로부터 아래 식으로 표현된다.

$$\sigma_f^r = \varepsilon_f^r E_f \quad \dots\dots\dots (13)$$

경화된 적층판에 작용하는 섬유 방향의 응력을 σ_1^r 이라 하면 이 값은 섬유에 잔류되어 있던 섬유 방향의 응력으로 부터 식(14)에서와 같이 섬유체 적비를 고려하여 나타낼 수 있다.

$$\sigma_1^r = V_f \sigma_f^r \quad \dots\dots\dots (14)$$

마찰변형 잔류응력에 의하여 적층판에 발생한 단위 폭당 결과 하중과 모멘트는 아래 식(15)와 같이 나타낼 수 있다.

$$N_x^r = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \sigma_x^r dz \quad \dots\dots\dots (15)$$

$$M_x^r = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \sigma_x^r z dz$$

여기서

$$\sigma_x^r = [T_o]^{-1} \{\sigma_1^r \ 0 \ 0\}^T \quad \dots\dots\dots (16)$$

따라서 마찰 잔류응력에 의하여 발생한 곡률은 식(17)과 같이 표현될 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \kappa_x^r \\ \kappa_y^r \\ \kappa_{xy}^r \end{Bmatrix} = [B] \begin{Bmatrix} N_x^r \\ N_y^r \\ N_{xy}^r \end{Bmatrix} + [D] \begin{Bmatrix} M_x^r \\ M_y^r \\ M_{xy}^r \end{Bmatrix} \quad \dots\dots (17)$$

곡률변화로 나타나는 변형의 방향은 꺾쇠구조

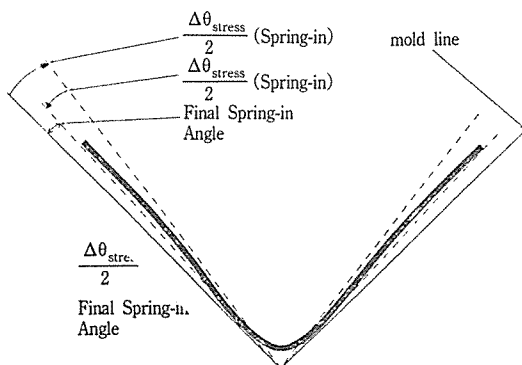


Fig. 4. Spring-back deformation due to frictional residual stress

적층판의 경우 열팽창계수의 이방성에 의하여 발생한 스프링-인 변형의 반대 방향이 되므로 $\Delta\theta_{stress}$ 만큼 스프링-인 변형 각도를 감소시키게 된다. 이를 스프링-백(spring-back)이라 하였으며 Fig. 4에 이와 같은 현상을 도식적으로 표현하였다. 마찰잔류응력에 의한 스프링-백 현상은 엄밀하게 표현하면 적층판의 기하학적 방향으로 미세한 곡선형태이나 실제로는 직선에 가깝다. 표현의 편의상 스프링-백 각도를 Fig. 4와 같이 정의 하였다.

3. 실험장치 및 시편제작

3-1. Thermoforming 성형장치

Thermoforming 성형장치는 Fig. 5의 (c)와 같이 가열오븐, 자동 공압이송장치(transfer unit), 프레스로 구성이 되어 있다. 오븐 가열후 프레스로 옮기는 동안 온도저하를 최소화 하고 일정하게 하기 위하여 자동 공압이송장치를 제작하였다. 오븐에서 390℃로 가열된 프리프레그를 이송장치를 이용하여 프레스에 장착된 금형 위에 올려 놓고 가압하여 금형의 형상과 같은 제품을 제작하는 복합재료 성형 시스템이다.

3-2. 시편 제작과정

시편을 제작하기 위해 Fig. 5의 (b)와 같이 적층하였다. 적층 구조에서 프리프레그 상하면에 유리 섬유 직조물을 포개서 적층 프리프레그가 급속히 냉각되는 것을 방지하였고 알루미늄판을 대어서 금형과 적층판의 미끄러짐을 원활하게 하였다. 가열오븐에서 390℃ 온도로 가열되면 이송장치로 적층구조를 꺼내어 프레스의 금형으로 신속하게 올려 놓게 된다. 올려진 적층구조물을 상호 접착시키기 위하여 30기압의 일정한 압력으로 가압한 후 약 3 분정도 냉각시켜 $T_2(143^\circ\text{C})$ 이하의 온도로 냉각되면 금형으로부터 탈형한다.

스프링-인 각도의 측정용 시편으로는 $[0]_{8T}$, $[\pm 30]_{2S}$, $[\pm 45]_{2S}$, $[\pm 60]_{2S}$ 의 적층순서를 가진 L-형 단면의 형상을 택하였다.

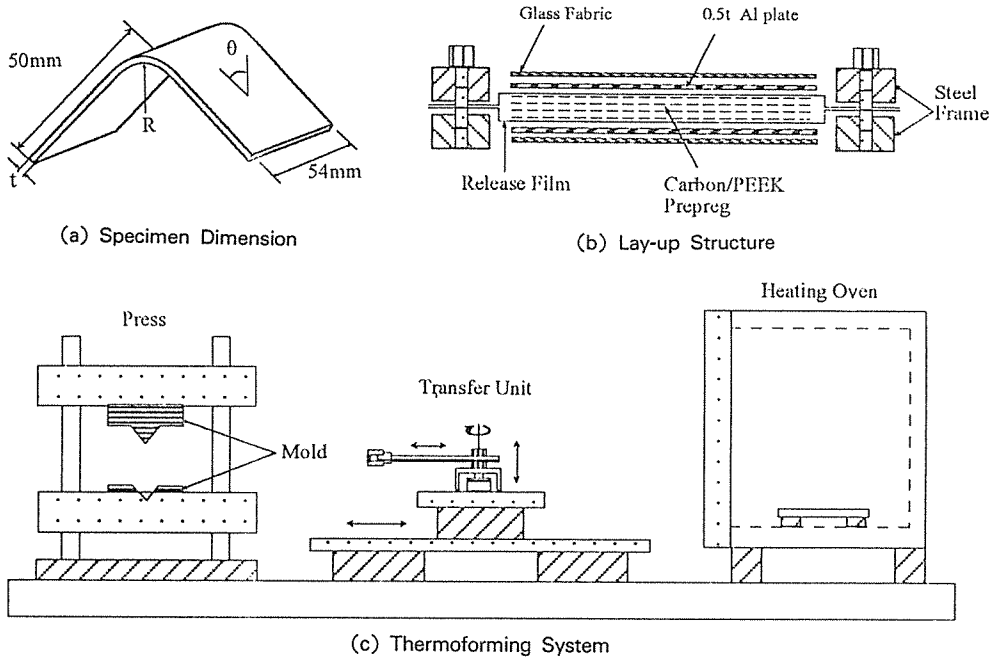


Fig. 5. Thermoforming system & lay-up structure

Table 1. Comparison of angle change due to the difference of CTE and frictional deformation (Standard deviation in parentheses)

적층순서	변형각도			
	이방성에 의한 변형① $\Delta\theta_{\text{thermal}}$	마찰잔류응력에 의한 $\Delta\theta_{\text{stress}}$	예측값 ①+② $\Delta\theta$	실험결과치 $\Delta\theta$
$[0]_{8T}$	2.76	-1.16	1.60	1.67(0.36)
$[\pm 30]_{2S}$	3.17	-1.72	1.45	1.33(0.41)
$[\pm 45]_{2S}$	2.68	-1.78	0.90	0.98(0.67)
$[\pm 60]_{2S}$	1.34	-0.72	0.62	0.51(0.34)
$[90]_{2T}$	1.01	0	1.01	0.51(0.34)
$[\pm 45/0/90]_{2S}$	2.68	-1.46	1.22	1.50(0.0)
$[\pm 45/0/90]_{2S}^*$	3.30	-1.50	1.80	1.50(0.0)

* Ref. [1]

4. 실험결과 및 분석

$[0]_{8T}$, $[\pm 30]_{2S}$, $[\pm 45]_{2S}$, $[\pm 60]_{2S}$ 의 적층순서를 갖는 L-형 단면의 시편에 대하여 측각 열변형 각도를 실온(25°C)에서 측정하였고 이 값을 Table

1과 같이 해석결과와 비교분석 하였다. 해석적으로 계산된 값과 실험적으로 구한 값을 비교하면 열팽창계수의 이방성에 의한 스프링-인 각도의 예측이 실험 측정치 보다 크게 나왔으나 마찰잔류응력에 의한 스프링-백 변형으로 보상 되므로써 실험치에 상당히 근접하게 됨을 볼 수 있다. $[90]_{8T}$ 시편의 경우는 마찰잔류응력에 의한 변형의 영향이 없으므로 인하여 예측값과 실험측정치의 차이가 다소 큰 값을 보이고 있다. 이와 같은 이유는 섬유배열방향이 미끄러짐 방향과 직교를 이루기 때문에 섬유방향으로 마찰에 의한 변형이 거의 발생하지 않기 때문이라 볼 수 있다. 또한 성형과정에서 금형의 곡면이나 가압에 의한 수지의 불안정한 유동으로 인하여 보강섬유가 균일하지 못하기 때문에 발생하는 곡률 부분의 두께 변화가 큰것도 요인으로 작용하기 때문이라 볼 수 있다.

5. 결 론

Carbon/PEEK 열가소성수지 복합재료 보강재의

thermoforming 성형 후 열팽창계수의 이방성과 마찰잔류응력에 의하여 발생하는 열변형 각도를 열적, 기계적 물성을 온도의 함수로 특성화 하여 해석한 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) Carbon/PEEK 복합재료의 섬유방향과 섬유 수직방향의 탄성계수 및 열팽창계수를 온도의 함수로 특성화 하여 일반 적층순서의 적층판에 대하여 온도변화에 대한 열팽창계수의 변화를 예측할 수 있는 모델을 제시하였다.

(2) 온도변화에 대한 Carbon/PEEK 복합 재료의 기계적 물성을 측정된 결과 섬유방향과 탄성계수와 포와송비는 거의 변화가 없었으나 섬유 수직방향의 탄성계수와 전단탄성계수는 온도변화에 물성이 민감하게 변하는 것을 관찰할 수 있었으며 이러한 거동을 온도의 함수로써 특성화 하였다.

(3) 열팽창계수의 이방성만을 고려한 열변형 각도의 예측결과에 마찰잔류응력에 의한 영향을 고려하여 보정하므로써 실제로 시편의 성형과정에서 나타나는 변형각도에 근접한 결과를 얻었다.

후 기

본 연구는 1996년도 건국대학교 학술 진흥 연구 과제 “탄소섬유 복합재료 적층판의 열변형에 대한 연구”와 선도 기술 개발 사업(신소재 분야)의 일부 결과이며 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. J.A. Barnes, G.Byerly, M.C.LeBouton, and N.Zahlan, “*Dimensional Stability Effects in Thermoplastic Composites—Towards a Predictive Capability*”, Composite Manufacturing, 314(2), 171(1991).
2. K.J. Yoon, P.J. Kim, T.W. Kim, E.J. Jun, “*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).
3. J.M.O'Neill, T.G. Rogers and A.J.M. Spencer, “*Thermally Induced Distortions in The Moulding of Laminated Channel Section*”, Mathematical Engineering in Industry 1, 65(1988).
4. Jones, R.M., *Mechanics of Composite Materials*, McGraw Hill Co., New York, NY, 1975.
5. C.T.Sun and K.J. Yoon, “*Characterization of Elastic-Plastic Behavior of AS4/PEEK Thermoplastic Composite for Temperature Variation*”, J. of Composite Materials, 25, 1297(1991).
6. Narin, J.A. and Zollar P. “*The Development of Residual Thermal Stresses in Amorphous and Semicrystalline Thermoplastic Matrix Composites*,” Toughened Composites ASTM 937, 1987, pp.328-341.