

## 論文

## 유리섬유 / 탄소섬유 강화 비대칭 하이브리드 복합재료의 스프링 백

정우균\*, 안성훈\*\*, 원명식\*\*

## Spring-back in GFR / CFR Unsymmetric Hybrid Composite Materials

Woo-Kyun Jung\*, Sung-Hoon Ahn\*\* and Myung-Shik Won\*\*

## ABSTRACT

The fiber-reinforced composite materials have been advanced for various applications because of their excellent mechanical and electromagnetic properties. On their manufacturing processes, however, thermo-curing inherently produces the undesired thermal deformation mainly from temperature drop from the process temperature to the room temperature, so called spring-back. The spring-back must be understood especially in the hybrid composites in order to design and fabricate desired shape. In this research, {glass fiber / epoxy} + {carbon fiber / epoxy} unsymmetric hybrid composites were fabricated under various conditions such as cure cycle, laminate thickness, stacking sequence and curing sequence. Coupons were made and spring-back were measured using coordinate measuring machine (CMM). Using the Classical Lamination Theory (CLT) and finite element analysis (ANSYS), the behavior of spring-back were predicted and compared with the experimental data. The results from CLT and FEA agreed well with the experimental data. Although, the spring-back could be reduced by lowering curing temperature, at any case, the spring-back could not be removed completely.

## 초 록

섬유강화 복합재료는 우수한 기계적, 전자기적 물성 등으로 다양한 분야에서 응용되고 있다. 열경화성 복합재는 제작공정에서의 성형온도와 제품의 운용온도인 상온간의 온도차이로 형상의 변형(스프링 백)이 발생하게 된다. 이러한 스프링 백은 하이브리드 구조의 정밀한 형상 제작을 위해서 반드시 보정되어야 할 부분이다. 본 연구에서는 유리섬유/에폭시 복합재와 카본섬유/에폭시 복합재로 구성된 비대칭 하이브리드 복합재를 경화사이클, 적층두께, 적층방법 등 다양한 조건을 적용하여 제작하고 3차원 좌표측정기를 이용하여 스프링 백을 측정하였다. 또한 고전 적층판 이론(CLT)과 유한요소해석(ANSYS)으로 스프링 백을 예측하고 실험결과와 비교하였다. 고전 적층판 이론과 유한요소해석으로 예측된 스프링 백은 실험 결과와 잘 일치하였으며, 성형온도가 낮을수록 스프링 백이 감소되는 경향을 보임을 확인하였으나 근본적으로 스프링 백이 제거되지는 않았다.

**Key Words** : 열변형(Thermal deformation), 스프링 백(Spring-back), 유리섬유강화 복합재(Glass Fiber Reinforced Composite), 탄소섬유강화 복합재(Carbon Fiber Reinforced Composite), 비대칭 하이브리드 복합재(Unsymmetric hybrid composite)

\* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

\*\* 서울대학교 기계항공공학부, 교신저자(E-mail:ahnsh@snu.ac.kr)

\*\* 국방과학연구소

## 1. 서론

섬유강화 복합재료는 우수한 기계적, 전자기적 물성 등으로 적용범위가 지속적으로 확대되어 항공기, 자동차, 선박뿐만 아니라 전차의 장갑, 방탄재료 등 군사적인 분야에까지 널리 사용되고 있다.

열경화성 수지를 사용하는 섬유강화 복합재료는 설계온도와 제작온도의 차이로 인하여 열적 팽창, 수축 또는 화학적 반응에 의한 수축 등이 발생하게 된다. 이러한 복합재료의 제작시 발생하는 변형은 정확한 형상 및 치수의 제어를 저해하는 요인이다.

복합재료의 형상 안정성을 위하여 이러한 변형을 보정하고자 하는 연구는 다양한 방면에서 수행되어 왔다.

Sarrazin, et al. [1]은 T300/976 graphite/epoxy 복합재료의 경화온도, 적층방법, 냉각속도, 경화 압력과 금형의 재질에 따른 스프링 백(Spring-back) 현상에 대한 실험을 통하여 경화온도와 적층 방법에 따른 스프링 백의 감소 효과에 대하여 고찰하였으며, Fernlund, et al. [2]은 탄소섬유강화 복합재료의 경화사이클과 금형의 표면, 적층방법에 따른 변형에 대한 해석적 접근을 통하여 구조적 형태와 경화사이클에 따른 변형의 정도를 연구하였다.

Giliotti는 [0/90]의 적층 구조를 가지는 탄소, 유리, 케블라 섬유강화 복합재료의 열응력에 의한 최대곡률에 대한 연구[3] 및 AS4/8552 복합재료 [0/90] 적층판의 경화사이클과 냉각속도, 재가열에 따른 곡률의 변화에 관한 연구를 통하여 경화온도와 열변형된 곡률과의 연관성에 대하여 고찰[4] 하였다.

또한, 열변형의 근원적 원인인 재료의 열팽창계수에 대한 고찰을 통하여 변형을 예측하고자 하는 연구도 수행되어 왔는데, Ito, et al.[5]과 Tezvergil, et al.[6]은 유리섬유강화 복합재료의 적층각도에 따른 열팽창계수의 변화를 확인하였으며, Evseeva와 Tanaeva[7]는 에폭시 복합재에서의 온도변화에 따른 열팽창 현상을 고찰하였다.

이외에도 열응력에 의한 변형이 기계적 물성이 미치는 영향에 대한 연구[8,9]와 다양한 복합재료에서의 열변형에 대한 연구[10-12]가 수행되어 왔다.

본 연구에서는 유리섬유강화 복합재료와 탄소섬유강화 복합재료의 두 층으로 구성된 하이브리드 복합재료의 성형시 발생하는 스프링 백에 대한 고찰이 시도되었다. 유리섬유 / 탄소섬유강화 하이브리드 복합재료는 한 면에는 절연적 특성이 요구되고 다른 한 면에는 금속성의 우수한 전도적 특성이 요구되는 무선 중계기 합체 등에 적용 가능한 구조이다. 또한 한 면에서만 전도적 특성이 요구되는 두꺼운 구조물에서 카본섬유층을 유리섬유층으로 대체함으로써 경제적 효과도 기대할 수 있다.

사용된 재료의 열팽창계수와 기계적 물성치를 측정하고 고전 적층판 이론 및 유한요소 해석 프로그램을 사용하여 변형을 예측하고 다양한 실험을 통하여 변형의 발생정도를 확인하

였다. 경화공정 및 온도, 냉각속도, 적층방법 등의 영향요소를 판단하여 빔 형태의 시편을 제작, 발생된 변형의 모습을 3차원 좌표측정기를 이용하여 측정하고 해석결과와 비교하였다.

## 2. 실험

### 2.1 재료 및 시편제작

실험은 (주)KPI의 평직(Plain weave) 유리섬유 / 에폭시 프리프레그와 카본섬유 / 에폭시 프리프레그를 사용하였으며, 시편은 200mm × 20mm (중회비 10:1)의 빔 형태로 프리프레그를 재단하여 Fig.1과 같이 뒷면에 탄소섬유 / 에폭시 프리프레그 8장을 적층하고 앞면에 유리섬유 / 에폭시 프리프레그를 조건에 따라 적층하여 Hot-plate공정으로 제작하였다.

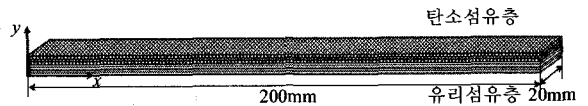


Fig. 1 Lay-up of prepreg.

시편은 온도, 경화단계, 냉각속도에 따른 경화사이클과 섬유의 방향에 따른 적층방법, 프리프레그의 적층 수에 따른 두께, 그리고 재료의 순차적 경화에 따라서 Table 1과 같이 각기 다른 실험조건을 부여하여 제작되었다.

Table 1 Test matrix for spring-back measurement

Cure cycle / Cooling speed	Lay-up (on C-1-Q)	Thickness (on C-1-Q)	Stepwise (on C-1-Q)
Cycle-1-Q	Cross-Ply [04]S / Quasi-isotropic ply [(0/45)2]S	Carbon 8plies + Glass 4plies	One step / Bottom of Carbon fiber
Cycle-1-S		Carbon 8plies + Glass 8plies	
Cycle-2-Q		Carbon 8plies + Glass 12plies	Bottom of Glass fiber
Cycle-2-S		Carbon 8plies + Glass 16plies	
Cycle-3-Q		Carbon 8plies + Glass 20plies	
Cycle-3-S			
Cycle-4-Q			
Cycle-4-S			
Cycle-5-Q			
Cycle-5-S			

(Q : Quick cooling / S : Slow cooling)

경화는 프리프레그 제조사의 권장 사이클(Cycle-1)인 80℃의 온도로 30분간 전 처리후 2시간 동안 120℃의 온도로 경화시키는 사이클을 기준으로 역 사이클(Cycle-2) 및 일정한 온도로 100℃(Cycle-3), 120℃(Cycle-4), 140℃(Cycle-5)의 조건으로 수행하였다. 각 경화사이클에 대해 냉각조건은 분당 0.5℃로 냉각시킨 서냉(Slow cooling, S)과 분당 3℃로 냉각시킨 급냉(Quick cooling, Q)을 적용하여 총 10종의 각기 다른 경화 공정을 적용하였다(Fig.2).

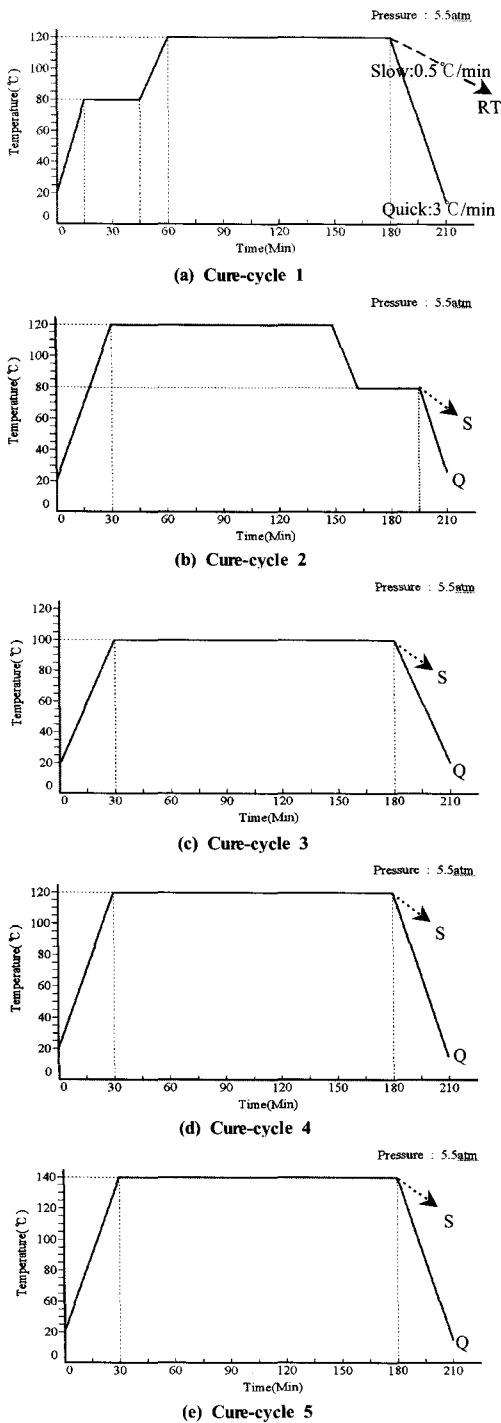


Fig. 2 Cure-cycles used in this study.

섬유의 방향에 따른 스프링 백 현상을 확인하기 위하여  $[0_4]_s$ (Cross ply)와  $[(0/45)]_s$ (Quasi-isotropic ply)의 조건을 사용하였으며, 유리섬유 프리프레그의 적층수의 영향을 조사하기 위해 카본섬유 프리프레그의 적층수를 8장으로 고정시키고 유리섬유 프리프레그의 적층수를 4, 8, 12, 16, 20장으로 증가시키며 스프링 백을 측정하였다.

또한, 경화 순서에 따른 스프링 백 발생을 확인하고자 카본섬유 프리프레그와 유리섬유 프리프레그를 각각 8장씩 적층하여 한번에 경화(One step)시킨 경우와 카본섬유 8장을 우선 경화 시키고 그 위에 다시 유리섬유 8장을 적층하여 경화(B of C : Bottom of Carbon) 시키는 조건, 유리섬유 8장을 먼저 경화 시키고 그 위에 다시 카본섬유 8장을 적층하여 경화(B of G : Bottom of Glass)시킨 조건을 구성하여 시편을 제작하였다.

### 2.2 스프링 백 측정

시편의 스프링 백 측정은 3차원 좌표측정기(CMM : Coordinate Measuring Machine) MERLIN 750을 이용하여 조건별로 제작된 3개의 시편 변형 형상을 측정하여 평균값을 구하였다.

제작된 시편은 모두 유리섬유층 방향으로 휘는 스프링 백이 발생되어 시편의 중앙에서 높이방향으로 최대 변형을 갖는 곡률을 형성하였으며, 3차원 좌표측정기를 이용하여 카본섬유층의 높이방향 변형 형상을 10mm 간격으로 측정하여 Fig.3과 같은 형상데이터를 얻을 수 있었다.

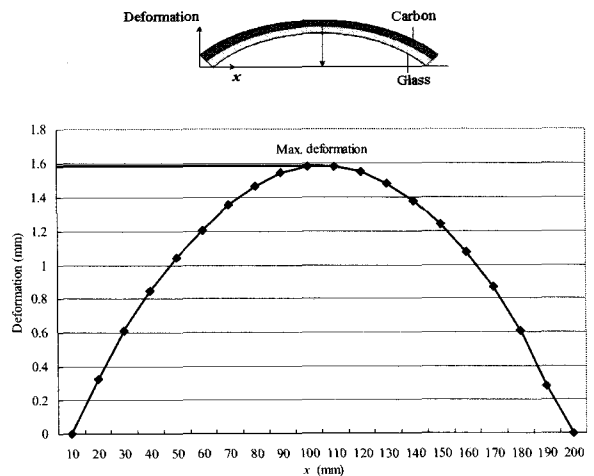


Fig. 3 Profile measured by CMM and definition of spring-back as the maximum deformation.

### 2.3 물성치 측정

스프링 백의 해석에 사용하기 위하여 강성과 프로파일, 열팽창

Table 2 Measured mechanical properties : x direction

Material	Elastic Modulus	Poisson's ratio
Glass/epoxy	11.5 GPa	0.307
Carbon/epoxy	25.7 GPa	0.351

Table 3 Measured Coefficient of Thermal Expansion

Material	ax	ay
Glass/epoxy	8.39 ppm	6.77 ppm
Carbon/epoxy	-1.54 ppm	-1.54 ppm

계수 등 실험에 사용된 재료의 물성을 측정하였다. 강성과 프와 송 비는 INSTRON 8516을 이용하여 ASTM D638의 방법으로 5 개의 시편에 대하여 측정하여 평균값을 구하였으며(Table 2), 열 팽창계수(CTE : Coefficient of Thermal Expansion)는 Netzsch DIL402PC를 이용하여 알루미늄나 표준시편으로 보정 후 각각 3개의 시편에 대하여 측정하였다(Table 3).

### 3. 스프링 백 예측 모델

열변형을 고려한 고전 적층판 이론과 유한요소 해석으로 스프링 백을 예측하였다.

#### 3.1 고전 적층판 이론 (Classical Lamination Theory)

인장과 굽힘을 포함하는 경우, 변형율은 적층판 중심면의 변형율  $\epsilon^0$ 과 곡률(curvatures,  $\kappa$ )로 아래와 같이 표시된다.

$$\{\epsilon\} = \{\epsilon^0\} + z\{\kappa\} \quad (1)$$

또한, 적층된 한 층에 대한 응력과 변형율의 관계는 식 (2)와 같다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [\bar{Q}] \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

이때,  $[\bar{Q}]$ 는 각 층의 강성행렬(Stiffness matrix)로서 재료의 물성을 포함하고 있다.

적층판의 힘과 모멘트의 합력은 적층 두께를 따라 적분되어 식 (3), (4)와 같이 표현할 수 있으며, 이는 식 (1)과 (2)를 통하여 식 (5)와 (6)으로 정리할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz \quad (3)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz \quad (4)$$

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} \bar{Q}_k \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} dz = \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} \bar{Q}_k \begin{Bmatrix} \epsilon^0_x \\ \epsilon^0_y \\ \gamma^0_{xy} \end{Bmatrix} dz + \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} \bar{Q}_k \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} z dz \quad (5)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} \bar{Q}_k \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} z dz = \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} \bar{Q}_k \begin{Bmatrix} \epsilon^0_x \\ \epsilon^0_y \\ \gamma^0_{xy} \end{Bmatrix} z dz + \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} \bar{Q}_k \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} z^2 dz \quad (6)$$

위 식은 힘과 모멘트의 합력과 중심면의 변형율, 중심면의 곡률을 이용하여 식 (7)과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon^0 \\ \kappa \end{Bmatrix} \quad (7)$$

이때,  $A, B, D$  행렬은 아래와 같이 정리된다.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (h_k - h_{k-1}) \quad (8)$$

$$B_{ij} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k \frac{h_k^2 - h_{k-1}^2}{2} \quad (9)$$

$$D_{ij} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k \frac{h_k^3 - h_{k-1}^3}{3} \quad (10)$$

습도에 의한 변형을 고려하지 않을 때, 2차원의 빔 또는 판에서의 응력과 변형률의 관계는 온도요소를 포함하여 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [\bar{Q}] \begin{Bmatrix} \epsilon_x - \alpha_x \Delta T \\ \epsilon_y - \alpha_y \Delta T \\ \gamma_{xy} - \alpha_{xy} \Delta T \end{Bmatrix} \quad (11)$$

$\alpha$ 는 열팽창계수(CTE)이며,  $\Delta T$ 는 경화온도에서 상온까지 냉각하는 과정에서 발생하는 온도의 변화이다. 이때 경화는 냉각 전에 완료된다고 가정한다.

식 (11)은 위의 전개과정을 통하여 식 (12)와 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon^0 \\ \kappa \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} N_{th} \\ M_{th} \end{Bmatrix} \quad (12)$$

A, B, D 행렬의 역행렬을 식 (13)과 같이 정의하면 식 (12)는 식 (14)와 같이 정리할 수 있다.

$$[F] \equiv \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \quad (13)$$

$$\begin{Bmatrix} \epsilon^0 \\ \kappa \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \left( \begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} N_{th} \\ M_{th} \end{Bmatrix} \right) = [F] \left( \begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} N_{th} \\ M_{th} \end{Bmatrix} \right) \quad (14)$$

외력의 작용이 없다고 가정하고, 경계조건을 x 방향으로의 곡률만을 판단하는 것으로 한정하고, y 방향으로의 모멘트를 고려하지 않는다면 위 식은 아래의 식 (15)와 같이 정리할 수 있다.

$$\kappa_x = [F_{41} \ F_{42} \ F_{43} \ F_{44} \ F_{45} \ F_{46}] \begin{Bmatrix} N_{x_{th}} \\ N_{y_{th}} \\ N_{xy_{th}} \\ M_{x_{th}} \\ M_{y_{th}} \\ M_{xy_{th}} \end{Bmatrix} \quad (15)$$

R을 곡률의 반지름, L을 빔 또는 판의 x 방향 길이, 그리고 h를 변형된 빔 또는 판의 높이라고 하면 아래의 식 (16), (17), (18)를 통하여 변형된 높이를 구할 수 있다.

$$R = \frac{1}{\kappa_x}, \quad (16)$$

$$\theta = \frac{L/2}{R}, \quad (17)$$

$$h = R(1 - \cos\theta) \quad (18)$$

### 3.2 유한요소 해석을 이용한 변형 예측

스프링 백을 예측하기 위하여 상용 유한요소 해석 프로그램인 ANSYS 8.0을 이용하여 해석을 수행하였다. 적층 복합재료 해석 element인 Solid 191 모델을 적용하여 평면의 프리프레그를 모델링하고 각 프리프레그의 측정된 두께(유리섬유: 175µm, 탄소섬유: 225µm)와 조건에 따른 적층수를 입력하여 적층구조의 하이브리드 복합재료 빔을 묘사하였다. 구성된 적층 재료의 모델링에 물성실험을 통해 획득한 재료의 물성치를 입력하여 하이브리드 복합재료의 스프링 백을 해석하였다.

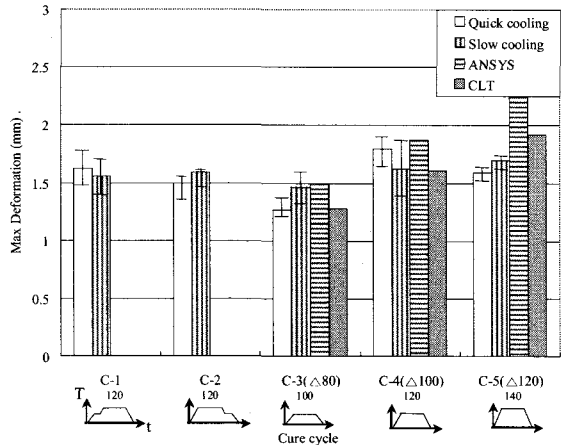


Fig. 4 Effect of cure cycle (Carbon 8 / Glass 8)

## 4. 결과 및 고찰

### 4.1 경화공정의 영향

Fig. 4는 경화 공정에 따른 스프링 백의 발생 크기와 고전적응판 이론 및 요소 해석을 통해 예측한 결과이다.

실험결과를 통하여 100°C의 온도에서 경화시킨 C-3의 경우 빠른 냉각 및 느린 냉각 모두 가장 낮은 스프링 백을 보임을 알 수 있다. 경화사이클에 온도 스텝을 주었던 C-1과 C-2는 조건별로 약간의 차이가 있기는 하였으나 오차범위 내에서 거의 동일한 스프링 백을 보였다. 또한 C-3, C-4, C-5의 경화사이클에 의한 실험결과로부터 C-3,와 C-5는 빠른 냉각이 스프링 백의 발생이 낮았으나, C-4의 경우는 느린 냉각에서 보다 낮은 스프링 백이 발생되었다. 평균값으로 비교해 볼 때, C-3-Q의 경화사이클은 기준이 되는 C-1-Q의 경우보다 약 23%의 스프링 백 감소를 보였다. 그러나 이러한 결과는 평균값의 비교치이며 그림에서 알 수 있듯이 오차범위 내에서는 큰 편차를 보이지 않았다.

CLT와 ANSYS를 이용한 예측값의 경우, 경화과정에서 부여된 온도는 각각 100°C, 120°C, 140°C였으나 상온(20°C)을 고려할 때 설계온도와 제작온도는 각각 80°C, 100°C, 120°C의 온도차를 보이므로, 상기 온도변화를 가정하여 변형을 예측하였다. 그림에서 알 수 있듯이 CLT 및 FEM의 결과 모두 온도가 증가함에 따라 커지는 것을 확인할 수 있었으며, 높은 온도로 올라갈수록 예측된 값과 실험을 통해 얻은 결과와의 격차가 커지는 현상을 보였다.

### 4.2 적층 두께의 영향

Fig. 5는 시편의 두께, 즉 프리프레그의 적층 수에 따른 스프링 백의 실험값과 예측값을 비교한 모습이다.

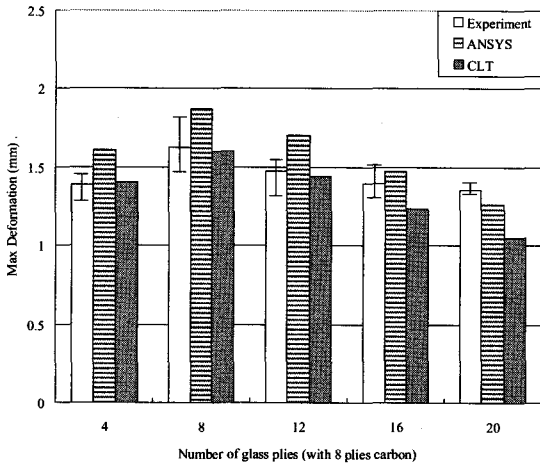


Fig. 5 Effect of thickness (C-1 cure cycle).

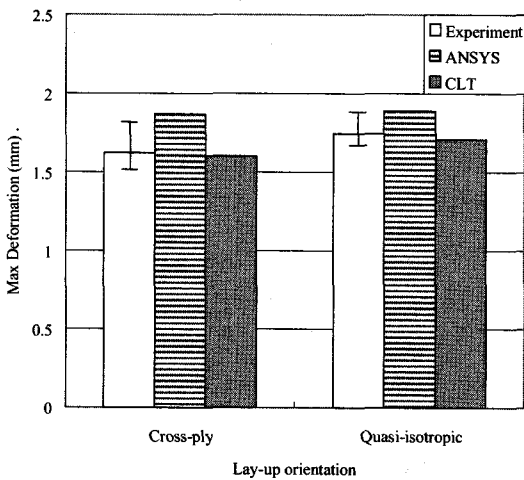


Fig. 6 Effect of lay-up orientation (C 8 / G 8, C-1 cure cycle).

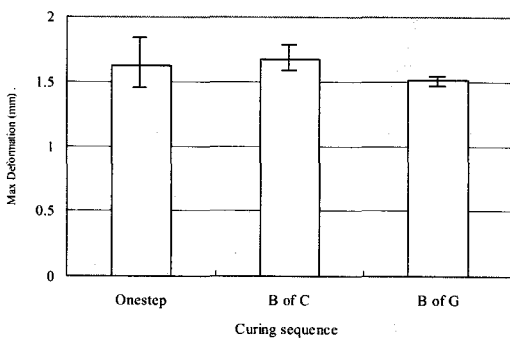


Fig. 7 Effect of curing sequence (C 8 / G 8, C-1 cure cycle).

두께에 따른 스프링 백의 실험은 Cross-ply를 C-1-Q의 경화공정으로 8장의 카본섬유 프리프레그에 서로 다른 적층수의 유리섬유 프리프레그를 적층하여 하이브리드로 제작하여 스프링 백을 측정하였다.

예측값과 실험값의 평균으로 고려해 볼 때, 모두 8장의 유리섬유 프리프레그를 적층하여 제작된 시편에서 가장 큰 스프링 백을 나타내었으며, 4장의 유리섬유 프리프레그를 적층하였을 때와 유리섬유 프리프레그의 적층수가 증가할수록 스프링 백의 발생이 점차 감소하는 현상을 보였는데 유리섬유를 20장 적층하였을 경우는 8장 적층하였을 경우보다 약 17%의 스프링 백이 감소하였음을 알 수 있다. 이러한 현상은 유리섬유층과 탄소섬유층의 잔류응력의 영향으로 판단할 수 있는데, 4장의 유리섬유 프리프레그를 적층한 경우는 탄소섬유층의 잔류응력이 유리섬유층보다 상대적으로 크게 작용하여 8층의 유리섬유 프리프레그를 적층한 경우보다 낮은 스프링 백을 보이는 것으로 추정된다. 또한 8장 보다 많은 유리섬유 프리프레그를 적층한 경우에는 반대로 유리섬유층의 잔류응력이 탄소섬유층의 잔류응력보다 전체 빔의 변형에 주도적인 영향을 주어 낮은 스프링 백이 발생하는 것으로 판단된다.

부가하여 유리섬유층의 두께가 증가할수록 실험으로부터 확인된 스프링 백이 해석적 방법으로 얻은 예측값보다 점차 증가하는 현상을 보임을 알 수 있다.

### 4.3 적층 종류의 영향

Fig. 6은 적층 각도에 따른 스프링 백의 모습이다.  $[0^{\circ}_4]_S$ 와  $[(0^{\circ} / 45^{\circ})_2]_S$ 의 각도로 각각 적층된 평직 Cross ply와 Quasi-isotropic ply의 경우 실험결과에서 알 수 있듯이 오차범위 내에서 유사한 변형의 정도를 보였다. CLT 및 ANSYS 결과도 실험결과와 유사한 결과를 보였다.

### 4.4 적층 및 경화 순서의 영향

Fig. 7은 적층 및 경화순서에 따른 스프링 백의 모습이다. 카본섬유 프리프레그와 유리섬유 프리프레그를 각각 8장씩 Cross-ply로 적층하여 1회의 성형공정을 통해 제작된 시편 (Onestep)의 경우 평균 1.62mm의 변형을 나타내었다. 카본섬유 프리프레그 8장을 먼저 경화시킨 후 아래 유리섬유 프리프레그 8장을 적층시켜 제작된 시편(B of C)과, 반대로 유리섬유층을 먼저 경화시킨 시편(B of G)의 경우 모두 오차범위로부터 크게 벗어나지는 않았다.

### 4.5 스프링 백 최소화 조건

위의 실험을 통하여 비록 오차범위를 크게 벗어나지는 않았으나, 경화온도가 낮을수록, Cross-ply 적층의 경우에, 또한 유리섬유층의 두께가 두꺼울수록 낮은 스프링 백이 발생함을 알 수 있었다.

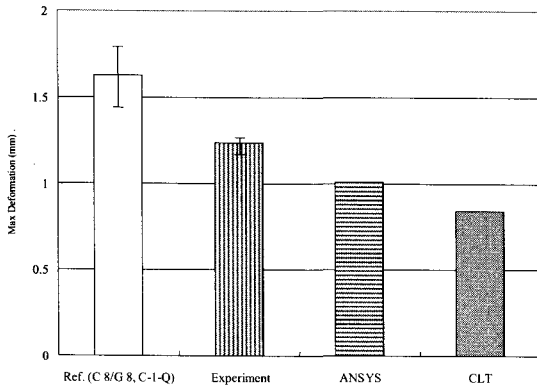


Fig. 8 Result of minimized deformation(C 8 / G 20, C-3 cure cycle).

유리섬유층의 두께가 하이브리드 재료의 적용대상에 크게 영향을 미치지 않는다는 가정 하에 앞선 실험을 통하여 스프링 백을 저감시킬 수 있는 요인들로 판단된 조건을 모두 감안하여 추가적인 실험을 실시하였다.

Fig. 8은 100℃의 경화온도로 카본섬유 8장과 유리섬유 20장을 Cross-ply로 적층한 복합재의 스프링 백 실험 및 해석 결과이다. 그림에서와 같이 스프링 백은 최초 기준으로 하였던 카본섬유 8장 / 유리섬유 8장을 C-1의 성형공정으로 제작하였을 때보다 평균값으로 약 24%의 스프링 백이 감소하였으나 1mm 이상의 스프링 백이 여전히 발생되고 있음을 알 수 있다.

### 5. 결론

두 가지 서로 다른 재료로 구성된 하이브리드 섬유강화 복합재료의 성형시 발생하는 스프링 백에 대하여 실험을 통하여 확인하고 CLT 및 유한요소해석을 이용하여 검증하였다.

두 재료의 각기 다른 열팽창계수로 인하여 비대칭 적층시의 변형은 당연히 발생하는 것으로 섬유강화 복합재료의 성형간 고려할 수 있는 다양한 방법을 통하여 스프링 백을 저감할 수 있는 방법에 대하여 고찰하였다. 경화 온도는 스프링 백의 발생에 직접적인 영향을 주는 요인으로, 경화온도가 낮을수록 스프링 백이 작게 발생하는 경향을 확인하였는데, 경화온도가 100℃일 경우 140℃의 온도로 경화시킬 경우보다 최대 25%의 스프링 백이 감소됨을 확인하였다. 한편, CLT 및 유한요소해석을 이용한 스프링 백의 예측결과는 오차범위 내에서 실험결과와 잘 일치하였으나 유한요소해석의 경우 조건에 따른 스프링 백의 크기가 CLT 및 실험결과보다 큰 편차를 보였는데, 이는 CLT 모델링에서는 무시되었던 y방향으로의 곡률과 시편의 두께변화 등이 유한요소해석에서는 무시되지 않고 반영되어 발생한 오차로 판단된다. 부가하여 CLT와 유한요소해석 결과의 비교에서 나타나는 약 15% 정도의 오차 또한 이러한 원인으로 판단된다.

성형공정에서의 조정을 통하여 궁극적으로 스프링 백을 효과적으로 제거시킬 수는 없었으며, 시도된 다양한 조건에서의 결과 또한 오차범위를 크게 벗어나지는 못하였다. 스프링 백에 의한 형상의 변형을 극복하기 위해서는 본 연구를 통하여 시도했던 성형공정에서의 영향요소 외에 스프링 백을 예측하여 금형의 형상을 제어하는 등의 추가적인 연구가 요구된다.

### 후 기

이 연구는 국방과학연구소의 “광대역 전자파 흡수구조체 설계 / 해석 연구(ADD-03-11-01)”와 BK21 및 서울대학교 정밀기계설계공동연구소의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

### 참고문헌

- 1) Sarrazin, H., Kim, B. K., Ahn, S. H. and Springer, G. S., “Effect of Processing Temperature and Layup on Springback,” *Journal of Composite Materials*, Vol. 29, 1995, pp. 1278-1293.
- 2) Ferlund, G., Rahman, N., Courdji, R., Bresslauer, M., Poursartip, A., Willden, K. and Melson, K., “Experimental and numerical study of the effect of cure cycle, tool surface, geometry, and lay-up on the dimensional fidelity of autoclave-processed composite parts,” *Composites : Part A*, Vol. 33, 2002, pp. 341-351.
- 3) Giliotti, M., Wisnom, M. R. and Potter, K. D., “Development of curvature during the cure of AS4/8552 [0/90] unsymmetric composite plates,” *Composites Science and Technology*, Vol. 63, 2003, pp. 187-197.
- 4) Giliotti, M., Jacquemin, F. and Vautrin, A., “On the maximum curvatures of 0/90 plates under thermal stress,” *Composite Structures*, 2004, Article in press.
- 5) Ito, T., Sugauma, T. and Wakashima, K., “A micromechanics based analysis for tailoring glass fiber reinforced thermoplastic laminates with near zero coefficients of thermal expansion,” *Composites Science and Technology*, Vol. 60, 2000, pp. 1851-1861.
- 6) Tezvergil, A., Lassa, L. V. J. and Vallittu, P. K., “The effect of fiber orientation on the thermal expansion coefficients of fiber reinforced composites,” *Dental Materials*, Vol. 19, 2003, pp. 471-477.
- 7) Evseeva, L. E. and Tanaeva, S. A., “Thermophysical properties of epoxy composite materials at low temperatures,” *Cryogenics*, Vol. 35, 1995, pp. 277-279.
- 8) Ressetos, J. N. and Shen, X., “On the axial and interfacial shear stresses due to thermal mismatch in

- hybrid composite sheets," *Composites Science and Technology*, Vol. 54, 1995, pp. 417-422.
- 9) Abot, J. L., Yasmin, A., Jacobsen, A. J. and Daniel, I. M., "In-plane mechanical, thermal and viscoelastic properties of a satin fabric carbon / epoxy composite," *Composites Science and Technology*, Vol. 64, 2004, pp. 263-268.
  - 10) Barucci, M., Bianchini, G., Rosso, T. D., Gottardi, E., Peroni, I. and Ventura, G., "Thermal expansion and thermal conductivity of glass fibre reinforced nylon at low temperature," *Cryogenics*, Vol. 40, 2000, pp. 465-467.
  - 11) Korab, J., Stefanik, P., Kavecky, S., Sebo, P. and Korb, G., "Thermal expansion of cross-ply and woven carbon fibre copper matrix composites," *Composites : Part A*, Vol. 33, 2002, pp. 133-136.
  - 12) Kanagaraj, S. and Pattanayak, S., "Simultaneous measurements of thermal expansion and thermal conductivity of FRPs by employing a hybrid measuring head on a GM refrigerator," *Cryogenics*, Vol. 43, 2003, pp. 451-458.