

유리섬유/탄소섬유 강화 비대칭 하이브리드 복합재의 스프링 백 예측

정우균* · 안성훈** · 원명식***

Prediction of Spring-back for GFR/CFR Unsymmetric Hybrid Composites

Woo-Kyun Jung^{*}, Sung-Hoon Ahn^{**} and Myung-Shik Won^{***}

Abstract

The fiber-reinforced composite materials have been advanced for various applications because of its 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 removed to keep the precision of designed shape. In this research, the spring-back of {glass fiber / epoxy}+{carbon fiber / epoxy} unsymmetric hybrid composites were predicted using Classical Lamination Theory (CLT), and compared with the experimental data. Additionally, using finite element analysis (ANSYS), the predicted data and experimental data were compared. The predicted values by CLT and ANSYS were well matched with experimental data.

Key Words: 고전 적층판 이론(Classical Lamination Theory), 열변형(Thermal deformation), 스프링 백(Spring-back), 비대칭 하이브리드 복합재료(Unsymmetric Hybrid composite)

1. 서론

섬유강화 복합재료는 우수한 기계적, 전자기적 물성으로 제품 및 산업현장에서의 응용분야가 지속적으로 확대되고 있다. 그러나 열경화성 수지를 기지로 사용하는 섬유강화 복합재료는 설계온도와 제작온도의 차이로 인한 열적 팽창 또는 수축과 화학적 반응에 의한 수축등으로 정확한 형상의 구현이 어려운 경우가 많다. 특히 비대칭 구조의 경우 이러한 스프링 백(Spring-back) 현상은 치수의 제어에 큰 영향을 미치게 된다.

복합재료의 형상 안정성을 보장하기 위하여, 경화온도, 적층방법, 냉각속도, 경화압력과 금형의 재질 등의 설계 및 성형 공정의 영향요소를

통하여 스프링 백을 감소시키고자 하는 연구 [1-4], 열변형의 근원적 원인인 재료의 열팽창계수에 대한 고찰을 통하여 변형을 예측하고자 한 연구 [5-7], 열응력에 의한 변형이 기계적 물성에 미치는 영향에 대한 연구 [8,9] 등 다양한 접근이 시도되어 왔는데, 대부분 단일재료의 스프링 백에 대한 고찰로 국한되어 수행되었다.

본 연구에서는 유리섬유층과 탄소섬유층으로 구성된 비대칭 하이브리드 복합재료의 성형시 발생하는 스프링 백에 대한 고찰이 수행되었는데, 이러한 구조는 무선중계기 합체 등 두면이 절연성과 도전성의 상이한 전자기적 특성이 요구되는 구조체나 스텔스 기술과 같이 다층의 전자기파 흡수층과 반사층을 구성하는데 반드시 필요한 구조형태이다. 고전 적층판이론(Classical Lamination Theory)으로 유리섬유 / 탄소섬유 강화 비대칭 하이브리드 복합재의 스프링 백을 예측하고, 실험과 상용 유한요소해석 프로그램(ANSYS)을 사용하여 예측된 값과 비교하였다. 사용된 재료의 열팽창계수와 기계적 물성치를 측정하여 고전 적층판 이론에 적용하여 경화온도와 복합재의 두께,

* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 서울대학교 기계항공공학부

*** 국방과학연구소

적층방법에 따른 스프링 백을 예측하고, 빔 형태의 시편을 제작, 발생한 스프링 백을 3차원 좌표 측정기를 이용하여 측정하였다. 또한 ANSYS를 이용하여 해석을 수행하고 CLT를 통해 예측된 값 및 실험결과와 비교하였다.

2. 스프링 백 예측 모델

스프링 백의 예측 모델은 고전 적층판 이론을 이용하여 구성하였다.

인장과 굽힘을 포함하는 경우, 변형율은 적층판 중심면의 변형율 ε^0 과 곡률(Curvatures, κ)로 식 (1)과 같이 표현되며, 습도에 의한 변형을 고려하지 않을때, 2차원의 빔 또는 판에서의 응력과 변형률의 관계는 온도요소를 포함하여 식 (2)와 같이 표현할 수 있다.

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

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [\bar{Q}] \begin{Bmatrix} \varepsilon_x - \alpha_x \Delta T \\ \varepsilon_y - \alpha_y \Delta T \\ \gamma_{xy} - \alpha_{xy} \Delta T \end{Bmatrix} \quad (2)$$

이때, $[\bar{Q}]$ 는 각 층의 강성행렬(Stiffness matrix)로서 재료의 물성을 포함하고 있으며, α 는 열팽창계수(CTE : Coefficient of Thermal Expansion)이고, ΔT 는 경화온도에서 상온까지 냉각하는 과정에서 발생하는 온도의 변화이다. 경화는 냉각전에 완료된다고 가정한다.

위의 식을 힘과 모멘트의 합력을 고려하여 정리하면 식 (3)과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ \kappa \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \left(\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} N_{th} \\ M_{th} \end{Bmatrix} \right) = [F] \left(\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} N_{th} \\ M_{th} \end{Bmatrix} \right) \quad (3)$$

이때, A, B, D 행렬은 아래와 같이 정리되며, 행렬 F 는 A, B, D 행렬의 역행렬로 정의한다.

$$A_y = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_y)_k (h_k - h_{k-1}) \quad (4)$$

$$B_y = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_y)_k \frac{h_k^2 - h_{k-1}^2}{2} \quad (5)$$

$$D_y = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_y)_k \frac{h_k^3 - h_{k-1}^3}{3} \quad (6)$$

외력의 작용이 없다는 가정하에 경계조건을 x 방향으로의 곡률만을 고려하는 것으로 한정하고, y 방향으로의 모멘트를 고려하지 않는다는 조건하

에서 식 (3)을 전개하면 x 방향의 곡률 κ_x 를 구할 수 있는데, R 을 곡률의 반지름, L 을 빔 또는 판의 x 방향 길이, 그리고 h 를 변형된 빔 또는 판의 높이라고 하면 아래의 식 (7), (8), (9)를 통하여 변형된 높이를 구할 수 있다.

$$R = \frac{1}{\kappa_x}, \quad (7)$$

$$\theta = \frac{L/2}{R}, \quad (8)$$

$$h = R(1 - \cos\theta) \quad (9)$$

3. 실험

3.1 재료 및 시편제작

실험은 (주)KPI의 평직(Plain weave) 유리섬유 / 에폭시 프리프레그와 카본섬유 / 에폭시 프리프레그를 사용하였으며, 시편은 200mm × 20mm (중횡비 10:1)의 빔형태로 프리프레그를 재단하여 Fig.1과 같이 윗면에 탄소섬유층 / 에폭시 프리프레그 8장을 적층하고 아랫면에 유리섬유 / 에폭시 프리프레그를 조건에 따라 적층하여 Hot-plate공정으로 제작하였다.

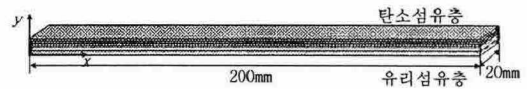


Fig. 1 Lay-up of prepreg

시편은 온도(Fig.2), 프리프레그의 적층수에 따른 두께, 그리고 섬유의 방향에 따른 적층방법에 따라서 Table 1과 같이 각기 다른 실험조건을 부여하여 제작되었다.

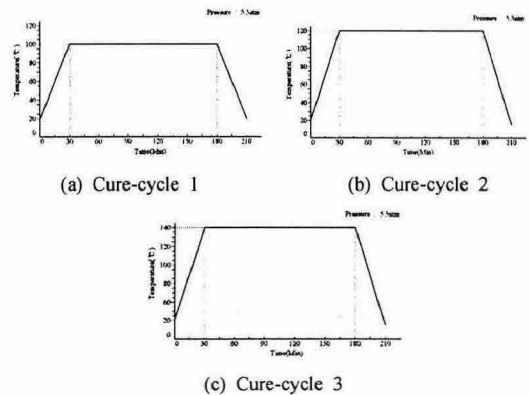


Fig. 2 Cure-cycles used in this study

Table 1 Test matrix for spring-back measurement

Cure cycle (Temp : °C)	Thickness (on C-2)	Lay-up (on C-2)
Cure-cycle 1 (100)	Carbon 8plies + Glass 4plies	Cross-Ply 10 ₄ ls
	Carbon 8plies + Glass 8plies	
Cure-cycle 2 (120)	Carbon 8plies + Glass 12plies	Quasi-isotropic ply [(0/45) ₂] _s
Cure-cycle 3 (140)	Carbon 8plies + Glass 16plies	
	Carbon 8plies + Glass 20plies	

3.2 스프링 백 측정

스프링 백의 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.

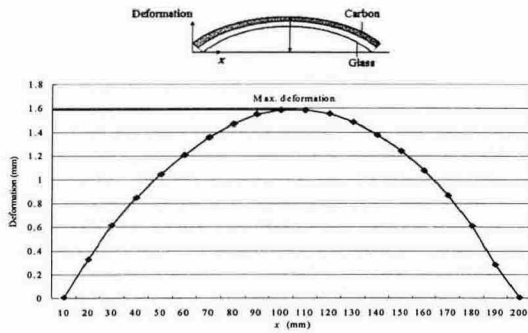


Fig. 3 Measured spring-back profile by CMM

3.3 물성치 측정

스프링 백의 예측과 ANSYS를 이용한 해석에 사용하기 위하여 강성과 프와송 비, 열팽창계수 등 실험에 사용된 재료의 물성을 측정하였다. 강성과 프와송 비는 ASTM D638의 방법으로 5개의 시편에 대하여 측정하여 평균값을 구하였으며, 열팽창계수(CTE)는 Netzsch DIL402PC를 이용하여 알루미늄 표준시편으로 보정후 각각 3개의 시편에 대하여 측정하였다(Table 2).

Table 2 Measured mechanical / thermal properties

Material	Elastic Modulus(GPa)	Poisson's ratio	CTE (ppm)		
			a_x	a_y	a_z
Glass/epoxy	11.5 GPa	0.307	8.39	6.77	68.6
Carbon/epoxy	25.7 GPa	0.351	-1.54	-1.54	104

3.4 ANSYS를 이용한 검증

CLT를 이용하여 예측된 스프링 백과 실험결과를 검증하기 위하여 상용 유한요소 해석 프로그램인 ANSYS 8.0을 이용하여 해석을 수행하였다. 적층 복합재료 해석 element인 Solid 191 모델을 이용하여 하이브리드 복합재료 빔을 묘사하고 물성실험을 통해 획득한 재료의 물성치를 입력하여 하이브리드 복합재료의 스프링 백을 확인하였다.

4. 결과 및 고찰

4.1 경화 사이클의 영향

Fig. 4는 경화 사이클에 따른 스프링 백의 예측값과 실험결과 및 ANSYS를 이용하여 해석한 결과이다. CLT를 이용한 예측값과 실험결과는 13.9%의 오차(C-1)를 보였으나 대체적으로 일치하는 경향을 보였으며, ANSYS로 해석한 결과는 CLT를 통하여 예측한 결과보다 약 16.8% 큰 스프링 백이 확인되었다.

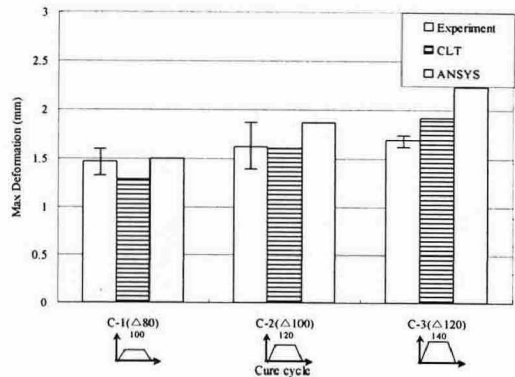


Fig. 4 Spring-back of cure cycle (C8/G8, Cross-ply)

4.2 적층 두께의 영향

Fig. 5는 시편의 두께, 즉 프리프레그의 적층수에 따른 스프링 백의 예측값과 실험결과를 비교한 모습이다.

CLT를 이용한 예측값과 실험결과는 평균 9.4%의 오차를 보였으며 최대 28.9%의 오차(Glass 20plies)가 확인되었다. 한편 ANSYS로 확인한 결과에서는 CLT로 예측한 결과보다 평균 17.8% 높은 스프링 백의 발생이 확인되었다.

후 기

이 연구는 국방과학연구소의 “광대역 전자파 흡수 구조체 설계 / 해석 연구(ADD-03-11-01)”와 BK21의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) H. Sarrazin, B. K. Kim, S. H. Ahn and G. S. Springer, "Effect of Processing Temperature and Layup on Springback," *Journal of Composite Materials*, Vol. 29, 1995, pp. 1278-1293.
- (2) G. Fernlund, N. Rahman, R. Courdji, M. Bresslauer, A. Poursartip, K. Willden and K. Melson, "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) M. Gigliotti, M. R. Wisnom and K. D. Potter, "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) M. Giliotti, F. Jacquemin and A. Vautrin "On the maximum curvatures of 0/90 plates under thermal stress," *Composite Structures*, 2004, Article in press.
- (5) T. Ito, T. Sukanuma and K. Wakashima, "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) A. Tezvergil, L. V. J. Lassia and P. K. Vallittu, "The effect of fiber orientation on the thermal expansion coefficients of fiber reinforced composites," *Dental Materials*, Vol. 19, 2003, pp. 471-477.
- (7) L. E. Evseeva and S. A. Tanaeva, "Thermo physical properties of epoxy composite materials at low temperatures," *Cryogenics*, Vol. 35, 1995, pp. 277-279.
- (8) J. N. Rissettos and X. Shen, "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) J. L. Abot, A. Yasmin, A. J. Jacobsen and I. M. Daniel, "In-plane mechanical, thermal and viscoelastic properties of a satin fabric carbon / epoxy composite," *Composites Science and Technology*, Vol. 64, 2004, pp. 263-268.

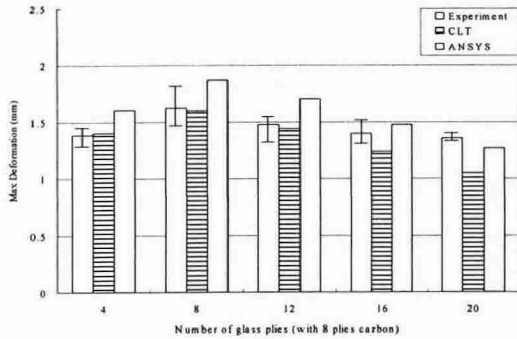


Fig. 5 Spring-back of thickness (Cure-cycle 2, Cross-ply)

4.3 적층 방법의 영향

Fig. 6은 적층 각도에 따른 스프링 백의 예측 및 실험결과로서 Cross ply의 경우 CLT와 실험결과는 약 1.4%의 오차를, CLT와 ANSYS는 약 16.9%의 오차를 보였다. Quasi-isotropic ply의 경우는 CLT와 실험결과는 약 2.4%, CLT와 ANSYS는 약 10.8%의 오차를 보였다.

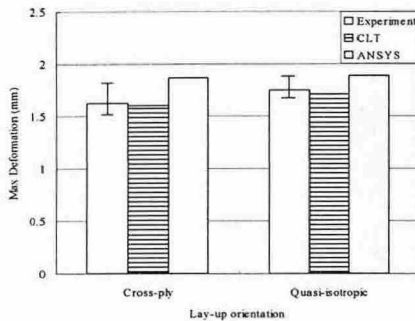


Fig. 6 Spring-back of lay-up orientation (C8/G8, Cure-cycle 2)

5. 결 론

비대칭 하이브리드 섬유강화 복합재의 성형시 발생하는 스프링 백에 대한 예측과 그에 대한 실험적 검증을 수행하였다. CLT를 이용한 예측값은 실험결과와 최대 28.9%(20장의 유리섬유층 적층시)의 오차를 보였으나 전체적으로는 잘 일치하는 경향을 보였다. 한편 ANSYS를 이용한 결과의 검증은 CLT의 예측값보다 약 17%정도 높은 스프링 백의 발생이 확인되었다. 예측된 스프링 백을 활용하면, 역공학(Reverse Engineering)기법을 통해 스프링 백을 보정한 형상으로 금형을 설계함으로써 비대칭 하이브리드 섬유강화 복합재의 형상 제어가 가능할 것이다.