

압착에 따른 탄소직물 페놀 복합재의 두께방향 열팽창계수와 기공분율

김종운[†] · 김형근* · 이대길**

Through-thickness CTE and Void Content of Carbon Fabric Phenolic Composites with Respect to Compaction

Jong Woon Kim, Hyoung Geun Kim and Dai Gil Lee

Key Words : Compaction(압착), Fabric Composite(직물복합재), Coefficient of Thermal Expansion(열팽창계수), Void Content(기공분율), Phenolic Resin(페놀수지)

Abstract

The anisotropy in coefficient of thermal expansion (CTE) between the in-plane and out-of-plane of 3-dimensional thick composite structures induces residual stresses and the large void content due to insufficient compaction of fabric composites, which results in low interlaminar strengths. In order to reduce the through-thickness CTE and the void content, in this work, carbon fabric phenolic laminates were compacted by pressure generated by autoclave and a compressive jig, from which the through-thickness CTEs and the void contents were measured. From the measurement, it was found that the through-thickness CTE and the void content had different characteristics from ordinary composites due to gas produced during the cure reaction of phenolic resin.

1. 서 론

직물 복합재 (fabric composite)는 높은 인성, 높은 면내 강도 (in-plane strength), 치수 안정성, 효율적인 생산성을 가지며 드레이핑 (draping) 특성에 의해 복잡한 3 차원 형상의 성형이 가능하기 때문에 항공 및 구조용 재료로서 널리 사용되고 있다. 고체 로켓 추진체 (solid rocket motor)의 노즐 유입부 (nozzle throat)는 고온, 고압의 분사가스를 견디고 외부의 다른 부품을 보호하기 위해서 높은 강도와 함께 단열 및 삭마 (ablative) 성능이 요구되기 때문에 탄소직물 페놀 복합재 (carbon fabric phenolic composite)로 이루어진 두꺼

운 원환체 구조물이 적용되고 있다. 두꺼운 구조물을 제조하기 위해서 직물 복합재 프리프레그 (prepreg) 또는 프리폼 (preform)을 여러 장 쌓아서 오토클레이브 (autoclave)와 같은 압력 용기에서 성형할 경우에, 두께방향의 직물의 성긴 구조의 압착 (compaction)을 위해서는 직물 복합재가 두께방향으로 크게 수축하여야 한다.^(1,2) 그러나 노즐 유입부와 같은 두꺼운 3 차원 형상을 성형하고자 할 때는 직물 복합재의 드레이핑 변형에 추가적인 힘이 필요하기 때문에 충분한 압착 및 압밀 (consolidation)이 얻어지지 않을 수 있다.

불충분한 압착은 성형된 제품의 높은 기공분율 (void content)을 초래하여 층간강도 (interlaminar strength)를 저하시키며, 3 차원 형상의 두꺼운 복합재 구조물에서는 열팽창계수 (CTE, Coefficient of Thermal Expansion)의 이방성 (anisotropy)에 의해 열잔류응력 (thermal residual stress)이 형성된다. 이러한 낮은 층간강도와 높은 열잔류응력은 결국 구조물의 층간파손 (interlaminar failure)을 야기한다.⁽³⁾ 또한 불충분한 압착은 섬유 부피분율 (fiber

[†] 한국과학기술원 기계공학과 대학원

E-mail : k@kaist.edu

TEL : (042)869-5202 FAX : (042)869-5221

* 국방과학연구소

** 회원, 한국과학기술원 기계공학과

volume fraction)을 감소시키므로 두께방향의 열팽창계수 (through-thickness CTE)와 열잔류응력을 증가시킬 수 있다. 한편 복합재 노즐 유입부의 기지 (matrix)로는 높은 내열성과 삭마 특성을 가지는 페놀수지 (phenolic resin)가 이용되는데, 페놀수지의 경화반응 (cure reaction)으로부터 생성되는 수증기는 성형된 페놀 복합재 내부에 기공이 형성되는 원인이 되어 층간강도를 더욱 낮추는 원인이 된다.

본 연구에서는 직물 복합재의 압착을 위해 오토클레이브의 정압 (hydrostatic pressure)과 함께 압축 지그 (compressive jig)를 사용하여 두께방향의 기계적 압력을 가하였다. 성형된 직물 복합재의 두께방향 열팽창계수를 계산하고 측정하였으며 기공분율의 변화를 측정하여 압착에 따른 영향을 관찰하였다.

2. 시편의 제작

직물 복합재로 만들어지는 고체 로켓 추진체의 노즐 유입부의 두꺼운 원환체 형상은 Fig. 1 과 같다. 직물 복합재 프리프레그가 원환체 형상으로 두겹게 적층되고 오토클레이브 진공백 가스 제거 방법 (autoclave vacuum bag degassing process)으로 고온 및 고압 환경에서 경화될 때, 두께방향으로의 압착 시 직물의 트레이핑 변형이 수반되며, 트레이핑에 필요한 힘이 두께방향의 충분한 압착에 필요한 압력을 손실시킨다. 이러한 압착 압력의 손실을 보충하기 위해서 원환체의 내경을 확장하는 두께방향의 힘을 기계적인 치구를 이용하여 가하였다. 본 연구에서는 오토클레이브로 가하는 정압 (오토클레이브 압력)과 기계적인 치구로 가하는 두께방향 하중 (지그 압력)을 동시에 가하여 두꺼운 원환체 형상의 직물 복합재를 성형할 경우의 복합재의 물성 변화를 파악하기 위해 Fig. 2 와 같은 압축 지그를 사용하여 직물 복합재의 평판 시편을 제조하였다.

Table 1 과 같은 직물 복합재 평판 시편에서 탄소직물 페놀 복합재 (CF3336, 한국화이바)는 $[+45/-45]_n$ 의 적층 순서 (stacking sequence)를 가지며 가로와 세로의 길이는 모두 50 mm이다. 직물 복합재 평판 시편은 다음과 같은 공정에 의하여 수행되었다: 적층된 직물 프리프레그를 알루미늄 금형에 위치시키고 진공을 가한 후, 요구되는 압축 지그의 스프링의 압축 변위만큼을 프레스를 이용하여 압축 지그의 윗판을 누른다. 그 상태에서 압축 지그의 윗판을 너트로 고정시키고 프레스로부터 압축 지그를 탈착하고 오토클레이브에서 압축 지그에 물려있는 평판 시편을 경화시킨다. 이상과 같은 방법으로 0-0.6 MPa의 오토클레이브 압력과 0-1.8 MPa의 지그 압력을 동시에 가하여 두께방향 열팽창계수와 기공분율의 측

Table 1 In-plane mechanical properties and shape of carbon fabric phenolic composite

	$[0]_n$ laminate	$[+45/-45]_n$ laminate
E_x (GPa)	53.2	22.5
E_y (GPa)	70.7	22.5
G_{xy} (GPa)	5.77	29.2
ν_{xy}	0.06	0.32
Woven pattern	8-harness satin	
Number of fibers in a yarn	3000	
Yarn width	2.2 mm	
Ply thickness of prepreg	0.62 mm	

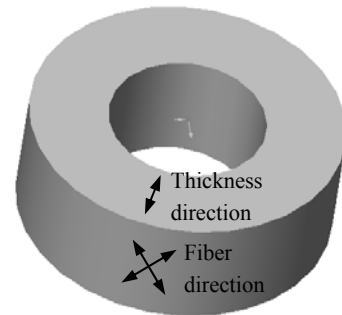


Fig. 1 Composite nozzle throat

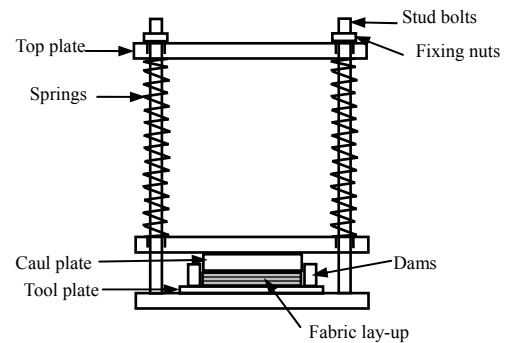


Fig. 2 Compressive jig

정을 위한 직물 복합재 평판 시편을 제작하였다.

3. 압착에 따른 두께방향 열팽창계수

3.1 직물의 압착 모델

직조된 직물 (woven fabric) 복합재가 압착될 때 두께의 큰 수축을 발생시키며 페놀수지 기지가 존재할 수 있는 공간이 감소하여, 탄소직물 복합재의 두께방향 열팽창계수가 크게 감소할 수 있는 반면, 탄소직물 복합재 $[+45/-45]_n$ 적층판의 면내 열팽창계수 (in-plane CTE)는 큰 변화를 보이지 않는다. 따라서 원환체 등의 두꺼운

3 차원 구조물에서 불충분한 압착은 열팽창계수의 이방성을 더욱 크게 하여 열잔류응력을 증가시킨다.

두께방향 열팽창계수의 해석을 위해서 압착에 따른 직조된 직물의 형상을 모델링하였다. 여러 가지 직물의 패턴 (pattern)은 Fig. 3 의 세 가지의 ‘기본 셀 (basic cell)’ B_I , B_{II} , B_{III} 의 조합으로 표현될 수 있고, 각 기본 셀이 직물 패턴의 반복 단위 (repeating unit)에 포함되는 개수 N_I , N_{II} , N_{III} 를 Table 2 에 나타내었다. Fig. 3 에서 $a/2$ 는 방사의 폭 (yarn width)이다. 마찬가지로 각각의 기본 셀은 Fig. 4 와 같이 섬유 방향이 서로 다른 위쪽 방사 (upper yarn)와 아래쪽 방사 (lower yarn)으로 이루어진 세 가지 기본 요소 B_i , B_{ii} , B_{iii} 의 조합으로 표현될 수 있고, 각 기본 요소가 직물 패턴의 반복 단위에 포함되는 개수 N_i , N_{ii} , N_{iii} 를 Table 3 에 나타내었다. 압착이 되면서 방사의 두께 (yarn thickness)는 h 로부터 ηh 로 감소하고, 이 때의 $(1-\eta)$ 를 ‘압착비 (compaction ratio)’라 하면 η 는 압착 후와 전의 직물 복합재의 두께 비와 같다.

직물의 압착은 다음의 가정을 사용하여 모델링되었다: 방사는 가로 등방성 물질 (transversely isotropic material)로 다루고, 방사의 단면 형태는 압착에 의해 변화하지만 그 단면적은 변화하지 않으며, 방사를 이루는 섬유들은 서로 평행하고, 방사의 단면적과 폭은 방사의 길이를 따라 일정하고, 날실 (warp)와 씨실 (weft)은 동일하며, 기공은 없고 방사들 사이의 공간은 수지로 채워져 있다.

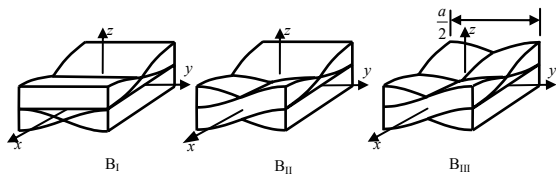


Fig. 3 Basic cells in orthogonally woven fabrics without compaction

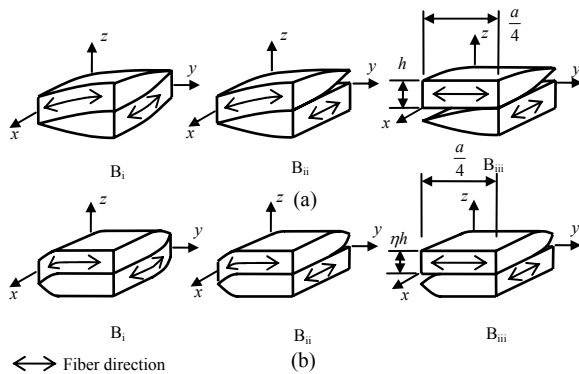


Fig. 4 Basic elements in basic cells of woven fabrics: (a) before compaction, (b) after compaction

Table 2 Number of basic cells in fabric patterns

Fabric pattern	N_I	N_{II}	N_{III}
Cross-ply	1	-	-
Plain weave	-	-	4
Twill weave	-	6	3
Crowfoot satin	2	12	2
8-harness satin	32	32	-

Table 3 Number of basic elements in fabric patterns

Fabric pattern	N_i	N_{ii}	N_{iii}
Cross-ply	-	-	4
Plain weave	16	-	-
Twill weave	18	12	6
Crowfoot satin	20	24	20
8-harness satin	32	64	160

Fig. 5 는 압착 전후의 방사의 단면을 나타낸다. 방사 내의 섬유의 방향이 y -방향일 때 Chen 과 Chou 의 압착 모델⁽⁴⁾과 유사하게 압착된 방사의 단면 형태를 다음과 같이 표현하였다:

$$f(x) = \frac{\eta h}{2} \sin \frac{2\pi}{a(1-\xi)} x \text{ for } 0 \leq x < \frac{a}{4}(1-\xi) \quad (1)$$

$$f(x) = \frac{\eta h}{2} \text{ for } \frac{a}{4}(1-\xi) \leq x \leq \frac{a}{4} \quad (2)$$

여기서 ξ 는 방사 표면의 퍼진 폭과 방사 전체 폭의 비율로서 ‘퍼짐비 (flattening ratio)’라 하였다. 방사 내의 섬유의 방향이 x -방향일 때마찬가지로 압착된 방사를 표현할 수 있다. 압착에 따라 방사 단면적이 변하지 않는다는 가정으로부터

$$\int_0^{\frac{a}{4}(1-\xi)} \frac{\eta h}{2} \sin \left(\frac{2\pi}{a(1-\xi)} x \right) dx + \frac{\eta h}{2} \cdot \frac{a}{4} \xi = \int_0^{\frac{a}{4}} \frac{h}{2} \sin \left(\frac{2\pi}{a} x \right) dx \quad (3)$$

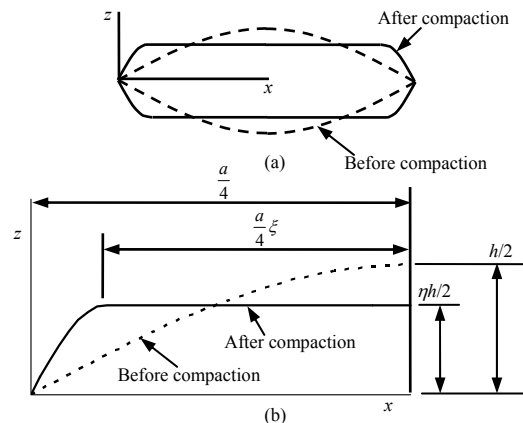


Fig. 5 Deformation of cross-section of compacted yarns: (a) whole yarn, (b) quarter yarn

이 성립하고, 그러면 η 와 ξ 의 관계식이

$$\eta = \frac{1}{\left(\frac{\pi}{2} - 1\right)\xi + 1} \quad (4)$$

로 주어진다. 이와 같은 압착된 방사 단면 형태로부터 직조된 방사의 표면을 Table 4와 같이 표현할 수 있고, 이 때 z_{u1} , z_{u2} , z_{l1} , z_{l2} 는 직물 층의 중앙면으로부터 각각 위쪽 방사의 윗면, 위쪽 방사의 아랫면, 아래쪽 방사의 윗면, 아래쪽 방사의 아랫면까지의 높이를 나타낸다. 방사의 축 (yarn axis)의 접선과 평균 방사 방향 (mean yarn direction) 사이의 각도인 경사각 (inclination angle) θ 는 다음과 같이 주어진다:

$$\theta(x, y) = \arctan\left(\frac{df(y)}{dy}\right), \text{upper yarns of } B_i \text{ and } B_{ii} \quad (5)$$

$$\theta(x, y) = \arctan\left(\frac{df(x)}{dx}\right), \text{lower yarn of } B_i \quad (6)$$

$$\theta(x, y) = 0, \text{lower yarn of } B_{ii} \text{ and lower and upper yarns of } B_{iii} \quad (7)$$

이와 같이 압착된 직물의 형상이 평면에서의 위치 (x, y) 의 함수로 표현되어 직물 복합재 평판의 두께방향 CTE의 계산에 사용되었다.

3.2 두께방향 열팽창계수의 계산

복합재 적층판 (composite laminate)의 두께방향 CTE (α_z)는 단위 온도 변화에 의한 두께방향의 총 변형률로 정의되고,

$$\alpha_z = \frac{1}{2\eta h \Delta T} \sum_k \varepsilon_z^{\text{total}, k} t^k \quad (8)$$

로 표현된다.⁽⁵⁾ 첨자 k 는 적층판의 k 번째 층을 나타내고 t^k 와 ηh 는 각각 k 번째 층과 압착된 적층판의 두께를 나타낸다. 두께방향 총 변형률은 기계적 변형률 ε^k 와 열적 변형률 $\alpha_z^k \Delta T$ 의 합으로서,

$$\varepsilon_z^{\text{total}, k} = \varepsilon_z^k + \alpha_z^k \Delta T \quad (9)$$

이다. 직물 형상의 섬유 기복 (fiber undulation)을 고려한 3차원 문제를 풀기 위해서 수지과다영역 (resin-rich area), 위쪽 방사, 아래쪽 방사로 이루어진 직물 층의 미소 요소 (infinitesimal element)를 Fig. 6과 같이 설정하였다. t^k 는 기본 요소의 종류에 따라서 Table 4와 같은 방사 표면의 높이의 차이로 주어진다. 미소 요소의 위쪽 방사층과 아래쪽 방사층은 각각 식 (5)–(7)의 경사각 $\theta^k(x, y)$ 로 섬유가 정렬된 가로 등방

Table 4 Yarn surfaces of compacted basic elements

	B_i	B_{ii}	B_{iii}
z_{u1}	$f(y) + f(x)$	$f(y) + f(x)$	$1 + f(x)$
z_{u2}	$f(y) - f(x)$	$f(y) - f(x)$	$1 - f(x)$
z_{l1}	$-f(x) + f(y)$	$-1 + f(y)$	$-1 + f(y)$
z_{l2}	$-f(x) - f(y)$	$-1 - f(y)$	$-1 - f(y)$

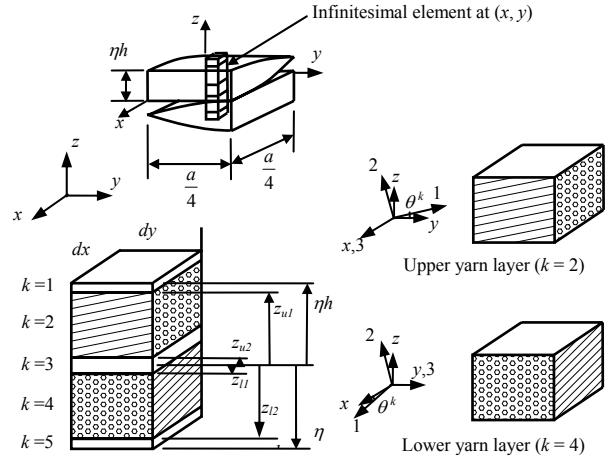


Fig. 6 Infinitesimal fabric composite element at (x, y)

성 물질로 다루었다. 각 층의 변환 강성행렬 (transformed stiffness matrix) $[\bar{C}]^k$ 과 변환 컴플라이언스행렬 (transformed compliance matrix) $[\bar{S}]^k$ 이 $\theta^k(x, y)$ 의 함수로 표현된다. $k=2$ 에 해당하는 위쪽 방사층에 대하여, 직교이방성 물질 (orthotropic material)의 3차원 구성방정식 (constitutive equation)으로부터 각 층의 기계적 변형률이 다음과 같이 표현된다:

$$\varepsilon_z^k = \bar{S}_{12}^k \sigma_y^k + \bar{S}_{22}^k \sigma_z^k + \bar{S}_{23}^k \sigma_x^k + \bar{S}_{26}^k \tau_{yz}^k \quad (10)$$

직교이방성 물질의 3차원 열-탄성 구성방정식으로부터 온도변화 ΔT 로부터 형성되는 응력은

$$\begin{Bmatrix} \sigma_y^k \\ \sigma_z^k \\ \sigma_x^k \\ \tau_{yz}^k \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{C}_{11} & \bar{C}_{12} & \bar{C}_{13} & \bar{C}_{16} \\ \bar{C}_{12} & \bar{C}_{22} & \bar{C}_{23} & \bar{C}_{26} \\ \bar{C}_{13} & \bar{C}_{23} & \bar{C}_{33} & \bar{C}_{36} \\ \bar{C}_{16} & \bar{C}_{26} & \bar{C}_{36} & \bar{C}_{66} \end{bmatrix}^k \begin{Bmatrix} \alpha_y - \alpha_y^k \\ \alpha_z - \alpha_z^k \\ \alpha_x - \alpha_x^k \\ \alpha_{yz} - \alpha_{yz}^k \end{Bmatrix} \Delta T \quad (11)$$

이며, $\{\alpha_x\}$ 와 $\{\alpha_x^k\}$ 는 각각 적층판의 CTE와 직교이방성인 k 번째의 층의 CTE이다. α_y^k , α_z^k , α_{yz}^k 는 α_1^k , α_2^k , α_{12}^k 의 텐서 변환 (tensor transformation)으로 얻어지며 α_x^k 는 α_3^k 와 같다. 면내 적층판 CTE (in-plane laminate CTE) α_x 와 α_y 는 압착에 따라 크게 변하지 않으므로, 측정값 $1.4 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ 를 사용하였고, 밸런스된 적층

(balanced lay-up)에서 α_{yz} 는 매우 작으므로 무시하였다. 그러면 $\alpha_x - \alpha_x^k$, $\alpha_y - \alpha_y^k$, $\alpha_{yz} - \alpha_{yz}^k$ 의 값은 구할 수 있지만, $\alpha_z - \alpha_z^k$ 는 아직 구해지지 않았다. $\{\sigma_x^k\}$ 를 구하기 위해서 σ_z^k 가 미소 요소 내에서 일정하다는 일정 응력 조건 (isotropic stress condition)을 다음과 같이 가정하였다:

$$\sigma_z^k = \sigma_z(x, y) \quad (12)$$

그러면 식 (11)의 $\alpha_z - \alpha_z^k$ 는

$$\alpha_z - \alpha_z^k = \frac{1}{\bar{C}_{22}^k} \frac{\sigma_z(x, y)}{\Delta T} - \frac{1}{\bar{C}_{22}^k} \left[\bar{C}_{12}^k (\alpha_y - \alpha_y^k) + \bar{C}_{23}^k (\alpha_x - \alpha_x^k) + \bar{C}_{26}^k (\alpha_{yz} - \alpha_{yz}^k) \right] \quad (13)$$

로 되고, 식 (11)의 $\{\sigma_x^k\}$ 는 $\sigma_z(x, y)/\Delta T$ 의 일차 선형함수로 표현된다. 식 (9)와 (10)에 $\{\sigma_x^k\}$ 를 대입하면, k 번째 층의 두께방향 총 변형률인 $\epsilon_z^{\text{total},k}$ 도 $\sigma_z(x, y)/\Delta T$ 의 일차 선형함수로 표현된다:

$$\frac{\epsilon_z^{\text{total},k}}{\Delta T} = F_1^k + F_2^k \frac{\sigma_z(x, y)}{\Delta T} \quad (14)$$

이때 F_1^k 와 F_2^k 는 $\theta^k(x, y)$ 의 함수이다. 이상과 같은 방법으로 $k=4$ 에 해당하는 아래쪽 방사층과 $k=1, 3, 5$ 에 해당하는 수지과다층에서의 $\epsilon_z^{\text{total},k}$ 도 $\sigma_z(x, y)/\Delta T$ 의 일차 선형함수로 표현된다. 식 (8)과 같이 k 번째 층들의 두께방향 변형률을 더하면, $\sigma_z(x, y)/\Delta T$ 가 적층판의 두께방향 CTE 인 α_z 의 일차 선형함수로 표현된다:

$$\frac{\sigma_z(x, y)}{\Delta T} = F_3 + F_4 \alpha_z \quad (15)$$

이때 F_3 와 F_4 는 $\theta^k(x, y)$ 의 함수이다. 직물 복합재 층의 균일한 두께변화를 가정하면, α_z 는 (x, y) 의 함수가 아니고, 그러면 직물 복합재 적층판의 반복 단위에서의 두께방향의 힘 평형 (force equilibrium)으로부터

$$N_i \int_0^a \int_0^a \sigma_z(x, y) dx dy + N_{ii} \int_0^a \int_0^a \sigma_z(x, y) dx dy + N_{iii} \int_0^a \int_0^a \sigma_z(x, y) dx dy = 0 \quad (16)$$

이 성립한다. 이상과 같이 하여 여러 가지 패턴으로 직조되어 압착된 직물 복합재의 두께방향 CTE 인 α_z 를 식 (15)와 (16)으로부터 얻을 수 있다.

Table 5 Properties of yarn and resin

	Carbon phenolic yarn	Phenolic resin-rich area
E_1 (GPa)	130	6.8
E_2, E_3 (GPa)	15	6.8
G_{12} (GPa)	8.0	2.56
ν_{12}, ν_{13}	0.28	0.33
ν_{23}	0.59	0.33
$\alpha_1 (\times 10^{-6}/^\circ\text{C})$	-0.5	75
$\alpha_2, \alpha_3 (\times 10^{-6}/^\circ\text{C})$	16	75

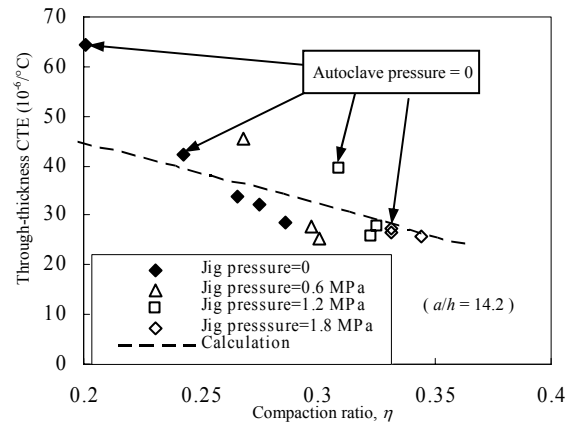


Fig. 7 Measured and calculated through-thickness CTE

3.3 두께방향 열팽창계수의 측정

탄소직물 페놀 복합재 평판 시편의 두께방향 CTE는 TMA (Thermo-Mechanical Analysis)로써 측정하였으며 그 결과를 Fig. 7에 나타내었고, Table 5와 같은 방사와 수지의 물성을 이용하여 얻은 계산값과 비교하였다. Fig. 8은 경화된 평판 시편의 두께를 오토클레이브 압력과 지그 압력의 합에 대해 나타낸 것이고 직물 복합재의 압착은 두께방향의 압력에 의해 주로 일어남을 알 수 있었다. 압착비가 작아질수록 두께방향 CTE도 작아졌으나 오토클레이브 압력이 없을 때는 큰 값을 가졌고 이는 Fig. 9에 보이는 것과 같이 정압에 의한 기공과 수지의 배출이 부족하여 직물층 사이의 수지과다영역이 두꺼워졌기 때문이다.

4. 압착에 따른 기공분율

직물 복합재의 성형에 있어서, 프리프레그 또는 프리폼의 층 사이에 갇힌 공기 (entrapped air) 또는 수분 (moisture)이 성형 과정에서 기공으로 존재하게 되므로, 기공분율을 낮추기 위하여 압력을 가하여 기공을 배출하거나 기공의 부피를 줄인다.^(6,7) Fig. 10은 ASTM D2732-91에 의하여 측정된 탄소직물 페놀 복합재 평판 시편의 기공분율을 나

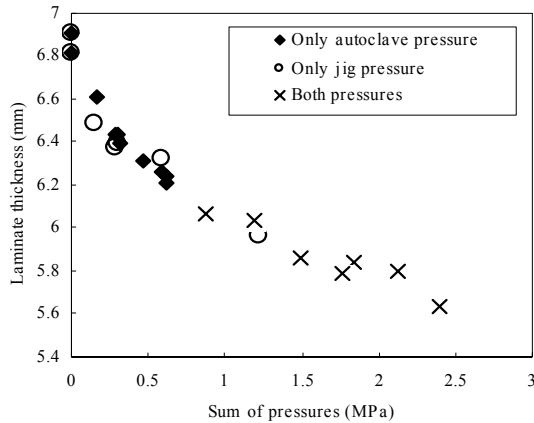


Fig. 8 Measured fabric laminate thickness

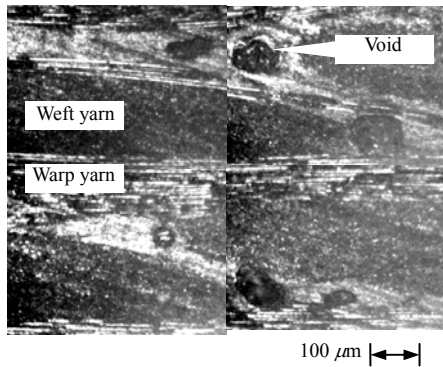


Fig. 9 Voids between fabric layers

타내며, 오토클레이브 압력과 지그 압력이 모두가해지지 않았을 경우에, 갇힌 공기의 불충분한 배출과 낮은 정압에 의한 기공의 부피 팽창 때문에 매우 높은 기공분율이 관찰되었다. 또한, 일반적인 복합재 적층판과 달리, 오토클레이브 압력이 증가함에 따라 오히려 기공분율도 증가하였는데, 그 이유는 Fig. 11 과 같은 페놀수지의 경화반응으로부터 생성되는 수증기가 배출될 통로가 압착이 많이 되어 있을수록 감소하기 때문이다. 한편 지그 압력이 커질수록 기공분율은 감소하였으며, 그 이유는 경화 이전에 존재하는 직물층 사이의 갇힌 공기를 감소시키기 때문이다.

5. 결론

두꺼운 직물 복합재 구조물의 층간파손을 막기 위하여 오토클레이브가 가하는 정압과 압축 지그가 가하는 두께방향 압력으로 탄소직물 페놀 복합재 평판을 압착시켜 그에 따른 두께방향 CTE의 계산과 측정을 수행한 결과 압착이 두께방향 CTE의 감소에 큰 영향을 미치는 것이 밝혀졌으며, 기공분율은 페놀수지의 경화 생성물인 수증기의 발생으로 인해 일반적인 복합재와 다른 특성을 보였다.

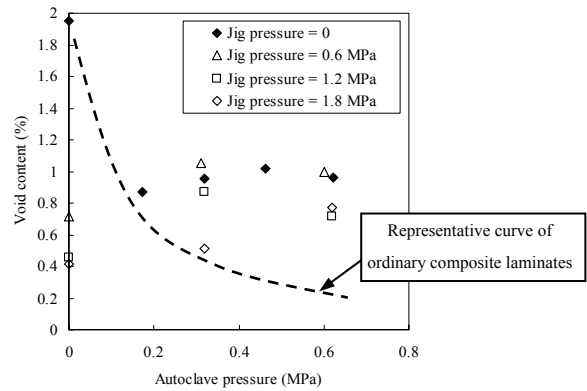


Fig. 10 Measured void content

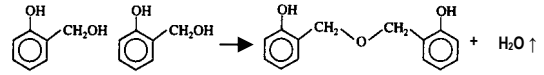


Fig. 11 Cure reaction of phenolic resin

후기

본 연구는 국방과학연구소의 ‘내열 복합재료 원환체 구조물의 잔류응력 평가기법’ 위탁연구의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Matsudaira, M. and Qin, H., 1995, “Features and Mechanical Properties of a Fabric’s Compressional Property,” *Journal of the Textile Institute*, Vol. 15, pp. 55~58.
- (2) Chen, B., Cheng, A. H-D., and Chow, T-W., 2001, “A Nonlinear Compaction Model for Fibrous Preforms,” *Composites Part A*, Vol. 32, pp. 701~707.
- (3) Corden, T. J., Jones, I. A., Jones, D. T., and Middleton, V., 1998, “The Mechanisms of Interlaminar Cracking in Thick Resin Transfer Moulded Composite Cylinders,” *Composites Part A*, Vol. 29A, pp. 455~464.
- (4) Chen, B. and Chou, T-W., 1999, “Compaction of Woven-fabric Preforms in Liquid Composite Molding Processes: Single-layer Deformation,” *Composites Science and Technology*, Vol. 59, pp. 1519~1526.
- (5) Herakovich, C. T., 1998, *Mechanics of Fibrous Composites*, John Wiley & Sons, New York, pp. 177~178.
- (6) Costa, M. L., Almeida, S. F. M., and Rezende, M. C., 2001, “The Influence of Porosity on the Interlaminar Shear Strength of Carbon/epoxy and Carbon/bismaleimide Fabric Laminates,” *Composites Science and Technology*, Vol. 61, pp. 2101~2108.
- (7) Tang, J. M., Lee, W. I., and Springer, G. S., 1987, “Effects of Cure Pressure on Resin Flow, Voids, and Mechanical Properties,” *Journal of Composite Materials*, Vol. 21, pp. 421~40.