

## 탄소섬유강화 복합재료 성형시 화학수축에 의한 변형연구

최은성\* · 김위대\*\*†

# Thermal Deformation of Carbon Fiber Reinforced Composite by Cure Shrinkage

Eun-Seong Choi\*, Wie-Dae Kim\*\*†

**ABSTRACT:** As the autoclave process progresses in a given cure cycle, residual stress in the composite product is induced by cure shrinkage of the resin. As a result, It generates the thermal deformation such as spring-in and warpage, and the inaccuracy of the final product increases. It is important to predict thermal deformation in aerospace parts which require precise fabrication. The research has been done on predicting and grasping curing process of composite material. In this study, the cure mechanism of composite materials according to the process is predicted through finite element analysis, and the effect of cure shrinkage on thermal deformation generated by the process is analyzed.

**초 록:** 복합재료는 주어진 경화 사이클(cure cycle)로 오토클레이브 공정이 진행됨에 따라 수지의 화학수축, 열팽창계수 등에 의한 제품 내 잔류응력(residual stress)이 발생한다. 이로 인해 spring-in, warpage와 같은 열 변형이 발생하고 최종 제품의 수치 정확성이 감소한다. 구조물의 정밀한 제작이 요구되는 항공우주분야에서는 열변형으로 인한 문제를 해결하는 것이 중요하다. 따라서 복합재료의 경화과정을 예측하고 이해하기 위한 연구가 활발히 이루어지고 있다. 본 연구에서는 공정과정에 따른 복합재료의 경화메커니즘을 유한요소해석을 통해 예측하였고, 공정에 의해 발생하는 열변형에 대한 화학수축의 영향을 열팽창계수와 비교하여 분석하였다.

**Key Words:** 복합재료(Composite material), 화학수축(Cure shrinkage), 스프링-인(Spring-in), 유한요소해석(Finite element analysis)

## 1. 서 론

우수한 비강성을 가진 탄소섬유강화 복합재료(Carbon Fiber Reinforced Composite material)는 항공기, 드론, 인공위성과 같은 항공 우주 산업외에도 여러 분야에서 활용되고 있다. 이러한 복합재료 구조물을 제작하기 위한 다양한 공정방법이 있고, 고품질의 구조물을 제작하기 위해 오토클레이브 공정(autoclave vacuum bag degassing)이 사용된다. 주어진 경화사이클(cure cycle)에 따라 공정이 진행되면서 복합

재료 제품은 열변형이 발생하고, 공정 비용과 시간의 효율성이 감소한다. 이러한 열변형은 수지의 경화가 진행되면서 야기되는 화학수축(Cure Shrinkage, CS)과 열팽창계수(Coefficient of Thermal Expansion, CTE)에 의해 발생한다.

열변형 문제를 보완하기 위해 수지의 경화에 따른 물성, 화학수축, 열팽창계수 변화 메커니즘과 유한요소해석을 통해 공정과정에서의 오차를 예측하는 연구가 활발히 진행되고 있다.

Loos[1]과 Albert[2]는 각각 Hercules AS/3501-6를 사용한

Received 10 December 2018, received in revised form 11 December 2018, accepted 12 December 2018

\*Aircraft Structural Design Lab, Department of Aerospace Engineering, Pusan National University

\*\*†Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Corresponding author (E-mail: wdkim@pusan.ac.kr)

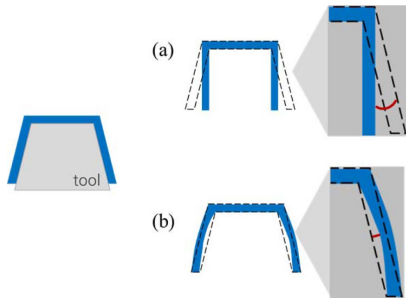


Fig. 1. Schematic of (a) spring-in, (b) warpage

평판 모델과 T-800H/3900-2로 제작한 C-형상, L-형상 모델에 대해 경화 과정에 따른 열 변형을 예측하고, 구조물의 각도, 두께, 경화 사이클과 같은 여러 변수들의 영향을 연구하였다. Kim[3]는 점탄성(visco-elastic) 모델을 사용하여 경화과정에 따른 두꺼운 복합재료에서의 잔류응력을 2D 모델로 연구하였다. 국내에서는 Oh[4]은 C-channel 제품의 열 변형, Kim[5]은 CYCOM 970 복합재료에 대한 스프링-인(spring-in)을 예측하는 유한요소해석을 연구하였다. Jung[6]은 점탄성 모델을 이용하여 평판 모델에 대한 2D 유한요소 해석을 진행하여 복합재료의 열 변형을 예측하였다. Sung[7]은 AS4/8552로 제작된 L-형상 제품의 성형틀 재질이나 표면상태에 따른 스프링-인을 분석하였다.

본 연구에서는 인공위성 구조체에 사용되는 탄소섬유강화 복합재료인 M55J/M18에 대한 오토클레이브 공정에 따른 경화 과정을 예측하고, 공정 후의 열변형에 대한 화학수축의 영향을 연구하였다. 유한요소해석 상용 프로그램인 ABAQUS의 서브루틴(user subroutine)을 사용하여 CHILE 모델(Cure Hardening Instantaneously Linear Elastic model)을 기반으로 해석을 진행하였다.

## 2. 이론적 배경

### 2.1 경화도

열경화성(thermoset) 수지의 경화과정은 (1) viscous liquid state (2) rubbery solid state (3) glassy solid state 로 나누어진다. 첫 번째 단계는 완전히 경화가 이루어지지 않은 상태이고, 경화가 진행되면서 수지의 겔화(gelation) 이후를 두 번째 단계라고 정의한다[8,9]. 이러한 수지의 경화과정을 0~1로 수치화하여 경화도로 나타내었다. 완전 액체 상태를 0, 완전 경화된 상태를 1의 경화도로 가정한다[4]. 본 연구에서는 아래의 식 (1)과 (2)를 사용하여 경화도를 도출하였다.

$\alpha$ 가 경화도를 의미하며, 아래의 식 (1)은 Hubert 등[10]에 의해 제안되었다.

$$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{K\alpha^m(1-\alpha)^n}{1 + e^{C\{\alpha - (\alpha_{CO} - \alpha_{CT})\}}} \quad (1)$$

Table 1. Constants of cure kinetics

Constant	Unit	Value
$C$	-	-7.901
$m$	-	0.15
$n$	-	4.43
$A$	1/s	$1.65 \times 10^{11}$
$\alpha_{CO}$	-	0.61
$\alpha_{CT}$	1/K	0.00137

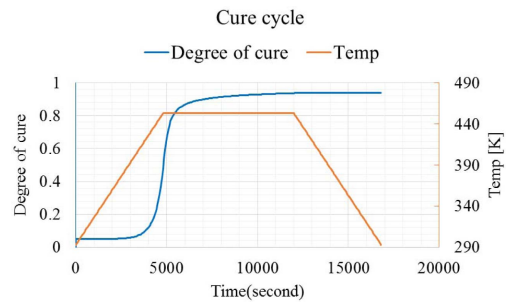


Fig. 2. Schematic of cure cycle and degree of cure

$$K = A \exp\left(\frac{-\Delta E}{RT}\right) \quad (2)$$

식 (1)은 시간에 따른 경화도의 변화량을 나타낸 것으로 경화율(cure rate,  $d\alpha/dt$ )이라고 한다.  $T$ 는 온도이며  $C, m, n, \alpha_{CO}, \alpha_{CT}$ 는 실험적으로 도출되는 상수이다. 식 (2)는 아레니우스 식(arrhenius equation)으로 반응속도 상수와 온도의 관계를 나타내는 식이다.  $A$ 는 빈도계수(pre-exponential factor),  $R$ 은 보편기체상수(universal gas constant),  $\Delta E$ 는 활성화 에너지(activation energy)를 나타낸다. 상수의 값은 Table 1에 제시하였다.

본 연구에 적용된 경화 사이클과 그에 따른 경화도는 Fig. 2에 제시되어 있다. 경화사이클은 아래의 그림과 같이 상온 293 K에서 시작하여 80분동안 453 K까지 온도를 올려 120분간 유지시킨 후 냉각시켰다. 경화도는 위의 식 (1), (2)를 통해 값을 도출하였고, 최종 경화도는 0.939로 완전경화가 진행되었다.

### 2.2 복합재료의 물성

경화 과정에서의 복합재료 물성은 섬유보다 수지의 물성을 고려하는 것이 중요한 쟁점이다. 수지는 경화가 진행됨에 따라 물성이 변하지만 섬유의 물성은 상대적으로 미미한 변화를 가진다. 따라서 수지의 변화를 모사하기 위한 많은 연구들이 진행되어 왔고, 여러 방법이 있다[8]. 본 연구에서는 CHILE 모델을 사용하여 수지의 거동을 구현하였다. 완전 경화된 상태에서의 상수만 고려하는 초기의 elastic 모델과 달리, CHILE 모델은 경화도와 온도의 함수로 이루어져 경화도에 따른 수지의 물성 변화를 모사하는 방법이

**Table 2.** Modulus development constants of the M18 resin

Constant	Unit	Value
$E_m^0$	GPa	0.294
$E_m^\infty$	GPa	1.537
$\alpha_{c1}$	-	0.4
$\alpha_{c2}$	-	0.8

**Table 3.** Elastic properties of the M55J fiber [11]

Elastic property	Unit	Reference value
$E_{11}$	GPa	496.52
$E_{22}$	GPa	6.38
$G_{12}$	GPa	17.92
$G_{23}$	GPa	2.78
$\nu_{12}$	-	0.25

다[8]. 수지의 탄성계수( $E_m$ )는 식 (3), 전단탄성계수( $G_m$ )는 식 (4)에 제시되어 있다.

$$E_m = \begin{cases} E_m^0 & \alpha < \alpha_{c1} \\ (1 - \alpha_m)\{E_m^0 + \gamma\alpha_m(E_m^\infty - E_m^0)\} + \alpha_m E_m^\infty & \alpha_{c1} < \alpha < \alpha_{c2} \\ E_m^\infty & \alpha < \alpha_{c2} \end{cases}$$

$$\alpha_m = \frac{\alpha - \alpha_{c1}}{\alpha_{c2} - \alpha_{c1}} \quad (3)$$

$$G_m = \frac{E_m}{2(1 + \nu_m)} \quad (4)$$

$E_m^0$ 와  $E_m^\infty$ 은 각각 경화되지 않은 상태와 완전경화가 된 수지의 탄성계수를 의미하고, 각각의 값은 Table 2에 있다. 또한  $\gamma$ 는 스트레스 완화(stress relaxation)와 화학적 경화(chemical hardening) 사이의 메커니즘을 수치화한 상수이다[9]. 수지의 전단탄성계수의 경우에도 탄성계수의 함수이므로, 경화도의 영향을 받는다. 각 변수들의 값은 DMA 실험을 통해 도출된 값을 사용하였다.

경화과정에서 섬유의 물성변화는 미미하기에 항상 일정하다고 가정한다. 따라서 Lim[11]이 제시한 M55J의 물성을 적용하였고, Table 3에 제시되어 있다. 섬유와 수지의 물성을 합한 복합재료 전체의 물성은 micromechanics model을 통해 정의하였다[9].

### 2.3 열 변형률

열 변형률은 열팽창계수와 수지의 화학수축에 의해 도출된다. 아래의 식 (5)는 열팽창계수, 식 (7)은 수지의 화학수축이다[9,12]. 각 변수의 값은 실험을 통해 도출된 값을 사용하였다. 각 상수값은 Table 4에 제시하였다.

$$CTE_i = CTE_{i(0)} + a_i(T - T_0) + b_i(\alpha - \alpha_0) \quad (i = 1, 2, 3) \quad (5)$$

$$\Delta\epsilon_i^{th} = CTE_i \cdot \Delta T \quad (6)$$

$$V_r^s = \begin{cases} 0.0 & \alpha < \alpha_{cs1} \\ A \cdot \alpha_s + (V_r^{s\infty} - A) \cdot \alpha_s^2 & \alpha_{cs1} < \alpha < \alpha_{cs2} \\ V_r^{s\infty} & \alpha < \alpha_{cs2} \end{cases}$$

$$\alpha_s = \frac{\alpha - \alpha_{cs1}}{\alpha_{cs2} - \alpha_{cs1}} \quad (7)$$

식 (5)의  $i$ 는 재료의 방향( $i = 1$ , 섬유길이방향),  $a_i$ 와  $b_i$ 는 온도와 경화도에 따른 열팽창계수의 변화폭,  $V_r^s$ 는 화학수축을 의미한다. 식 (5)에서 구해진 값은 식 (6)에 대입하여 시간에 따른 열팽창 변형률로 변환하여야 한다.

$V_r^s$ 는 화학수축을 의미하며 식 (7)의  $\alpha_{cs1}$ 와  $\alpha_{cs2}$ 는 각각 화학수축이 시작되는 지점과 끝나는 지점의 경화도를 의미한다. 또한 화학수축은 수지의 등방성(isotropic) 성질에 의해 방향성을 가지고 있지 않지만 복합재료 내에서는 섬유와의 상호작용에 의한 방향에 따라 다른 값을 가지게 된다 [7,12].

$$\Delta\epsilon_i^{total} = \Delta\epsilon_i^{ch} + \Delta\epsilon_i^{th} \quad (8)$$

최종적으로 열팽창 변형률( $\Delta\epsilon_i^{th}$ )과 화학수축 변형률( $\Delta\epsilon_i^{ch}$ )을 합하여 복합재료의 열 변형률( $\Delta\epsilon_i^{total}$ )을 구한다.

## 3. 유한요소해석

### 3.1 Subroutine 검증

본 연구에서 제작된 ABAQUS 서브루틴의 신뢰성을 검증하기 위해 Jung[6]을 참고하여 평판에 해석을 진행하였다. 참고논문[6]은 2D 모델에 대해 해석을 진행하였으나, 본 연

**Table 4.** Constants of thermal expansion coefficient and cure shrinkage

Constant	Unit	Value
$CTE_{1(0)}$	1/K	-0.0022
$a_1$	1/K	$-3.09 \times 10^5$
$b_1$	1/K	0
$CTE_{2(0)}$	1/K	0.016
$a_2$	1/K	$2.42 \times 10^4$
$b_2$	1/K	0
$V_r^{s\infty}$	-	0.014
$\alpha_{cs1}$	-	0.40
$\alpha_{cs2}$	-	0.98

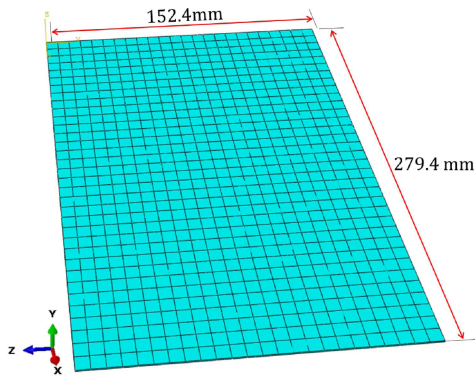


Fig. 3. Geometry information of plate model

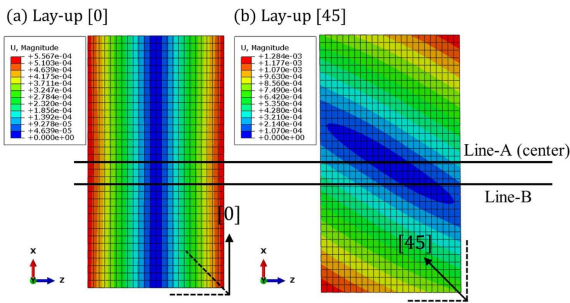


Fig. 4. Displacement(magnitude) of single lay-up models. Unit: [m]

구에서는 3D 모델에 M55J/M18 재료를 적용하였다. 모델의 수치는 Fig. 3에 제시되어있고, 플라이(ply)당 두께는 0.21 mm 이다. Fig. 2의 경화사이클에 따라 [0], [45]로 단일 적층한 모델과 [45/-45], [0/45/-45]로 적층한 비대칭 모델을 해석하였다.

Fig. 4은 단일 적층 평판모델의 변형크기를 나타낸 그림이다. Fig. 4에서 보듯이 각 모델들의 변형은 섬유 길이 방향(X방향)보다 섬유를 가로지르는 방향(Z방향)이 크다. 경화사이클을 따라 경화가 진행됨에 따라 수지의 화학 수축이 발생하는데, Z 방향에서 수지의 영향을 많이 받기에 변형도 크게 발생한다.

Fig. 4의 Line-A와 Line-B에 따른 변형크기를 Fig. 5에 나타내었다. Line-A은 평판 모델의 중심선이고, Line-B는 중심선 약간 아래에 위치해 있다. Fig. 5(a)는 Line-A에 따른 단일 적층 모델의 변형크기로, [0]모델이 [45]모델에 비해 양 끝단의 변형이 더 크다. Line-B (Fig. 5(b))와 비교했을 때, [0] 모델은 (a)와 (b)의 그래프가 동일해 위치에 따른 변형크기의 변화가 없다는 것을 알 수 있다. [45] 모델의 경우, 중심선에 위치한 Line-A에서는 [0] 모델과 같이 대칭을 이루고 있지만 Fig. 5(b)는 우측으로 약간 치우쳐있다. 이러한 경향성은 Fig. 4에서도 확인할 수 있다.

Fig. 6(a)와 (b)는 각각 [45/-45]와 [0/45/-45] 모델에 대한 참고논문[6]의 사진과 y축 변형을 나타낸 그림이다. Table 5은

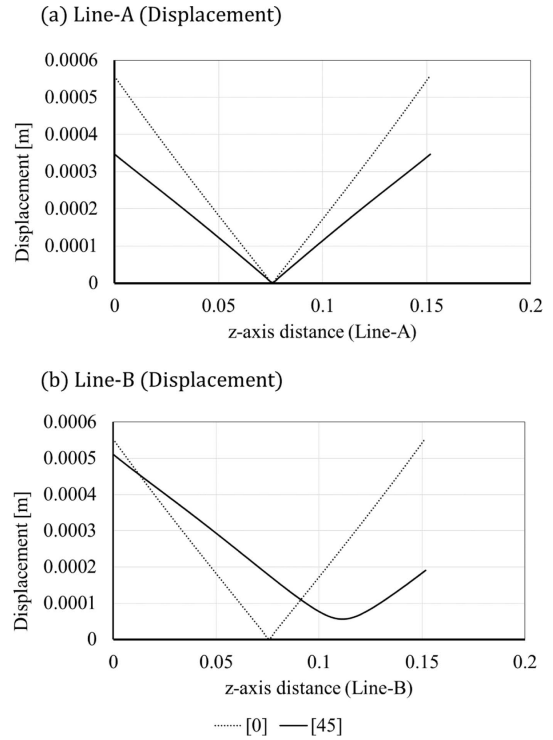


Fig. 5. Displacement(magnitude) distribution of single lay-up models (a) Line-A (b) Line-B

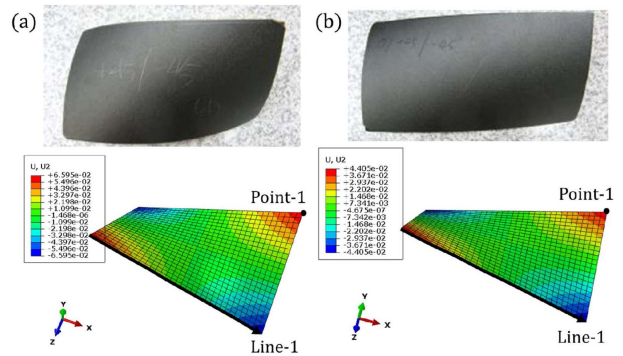


Fig. 6. Photograph [6] and Y-axis displacement contour of (a) lay-up [45/-45] and (b) [0/45/-45] models

Table 5. Final displacement of Y-axis direction in point-1

Lay-up	Y-axis Final displacement [m]
[45/-45]	6.66E-2
[0/45/-45]	4.40E-2

Fig. 6의 point-1에 대한 최종 y축 변형을 나타낸 그래프이고, Fig. 7은 Fig. 6의 Line-1을 따라 y축 방향의 변형을 나타낸 그래프이다. Fig. 6, 7과 Table 5에서 알 수 있듯이 [0/45/-45] 모델보다 [45/-45] 모델의 변형이 더 크게 발생하였고, Fig. 6에 제시된 참고논문[6]의 사진에서도 [45/-45] 모델의 변형이 더 크다는 것을 확인할 수 있다.

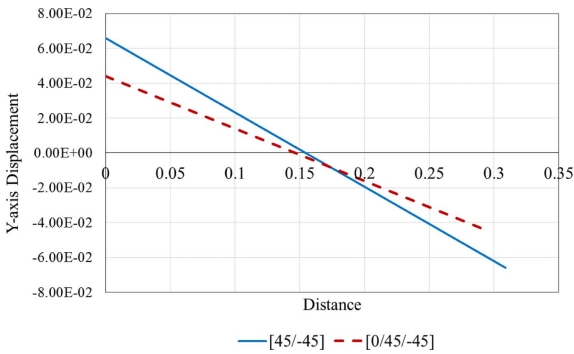
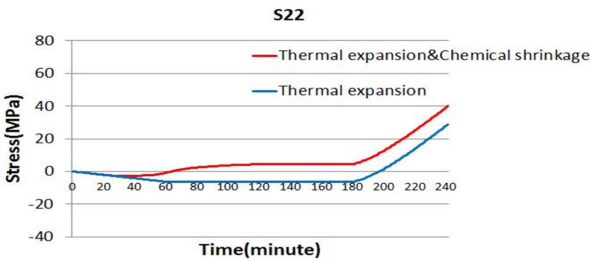


Fig. 7. Y-axis displacement distribution along the Line-1 in Fig. 6

(a) The transverse stress(S33) of Ref [6]



(b) The transverse stress of plate model (point-1)

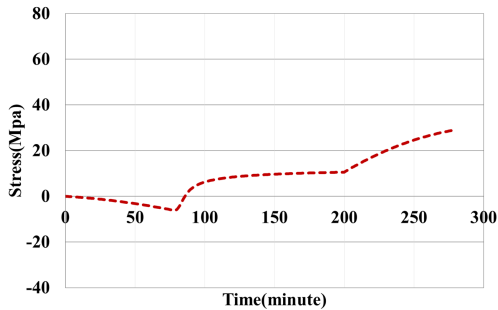


Fig. 8. The stress distribution at point-1 of lay-up [0/45/-45] models

Fig. 8은 경화사이클에 따른 [0/45/-45] 모델의  $\sigma_{zz}(=\sigma_{33})$ 를 나타낸 것으로, (a)는 참고논문[6], (b)는 본 연구의 평균 모델 그래프이다. 참고논문 [6]과 동일한 지점인 Fig. 6의 point-1에서 응력을 도출하였다. 참고논문[6]과는 재료와 경화사이클에 차이가 있지만, 두 재료 모두 열경화성 수지의 탄소 섬유강화 복합재료이기에 (a)의 열팽창&화학수축과 (b)는 유사한 경향을 보이고 있다. 따라서 본 연구에서  $\sigma_{zz}$ 의 변화가 적합한 것으로 판단된다.

단일 적층 모델을 비롯한 4가지 모델의 결과로, 서브루틴의 신뢰성을 검증하였다. 해당 서브루틴을 사용하여 L-형상 모델의 열변형에 대한 화학 수축의 영향을 열팽창계수와 비교해 분석하였다.

3.2 L-형상 모델의 열변형에 대한 화학수축 영향

ABAQUS의 서브루틴인 UMAT과 UEXPAN을 사용하여 인공위성에 사용되는 L-형상 모델에 대한 해석을 진행하였다. 사용된 복합재료는 M55J/M18로, Fig. 2의 경화사이클을 따라 280분동안 0.5 MPa의 동일한 압력하에서 해석하였다. 적층 순서는 [0/±45/90]s이다.

모델의 형상은 Fig. 9에 제시하였고, concave 형상의 성형틀을 사용한 105.8°의 L-형상 모델이다. 모델의 형상 수치는 플랜지(flange)의 너비 7 cm, 모델의 길이 30 cm, 두께 0.96 mm이다. 복합재료는 Fig. 9의 국부 좌표계를 따라 1방향 이 섬유 길이 방향, 2방향 이 섬유를 가로지르는 방향, 그리고 3방향으로 프리프레그를 적층하였다. 성형틀과 복합재료는 동일하게 3D 20node의 요소타입(element type)을 사

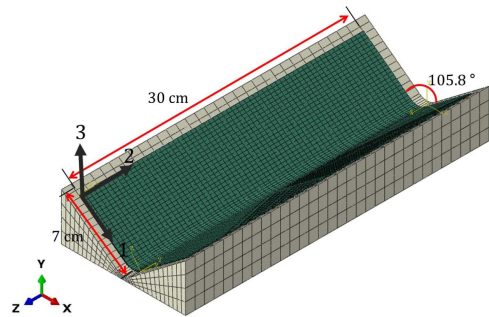


Fig. 9. Schematic of geometry information

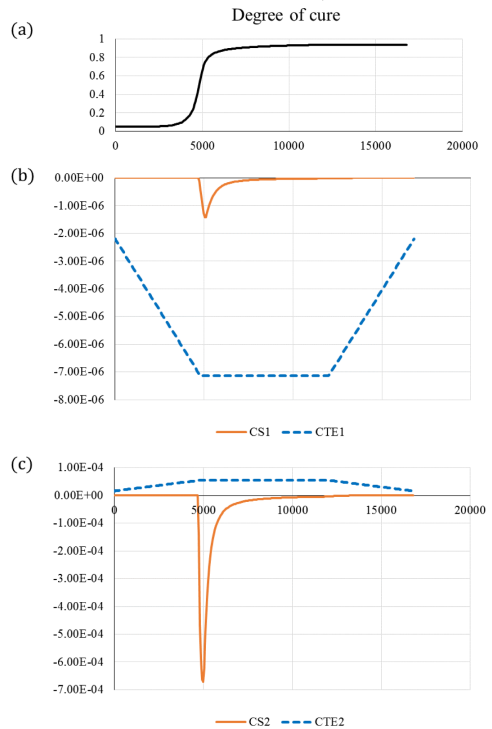


Fig. 10. Schematic of (a) degree of cure (b) The CS and CTE of longitudinal direction (c) The CS and CTE of transverse direction. CTE unit:[mm/(mm·K)]

용하여 해석을 진행하였다.

경화과정에서의 열변형은 화학수축(CS)과 열팽창계수 (CTE)의 영향을 받아 발생하기에, 서브루틴을 통해 경화사이클에 따른 두 값의 변화를 Fig. 10에 나타내었다. Fig. 10의 가로축은 시간(second)을 의미하며, 열팽창계수의 단위는 [mm/(mm·K)]이다. Fig. 10(b)와 (c)는 각 1방향과 2방향에서의 화학수축과 열팽창계수의 변화이다. 열팽창계수는 온도변화에 따라 지속적으로 변하는 반면 화학수축은 경화가 주로 이루어지는 4700초에서 7000초 사이에 급격히 증가하고, 경화가 거의 종료된 시점에는 상당히 미미한 변화를 보인다. 이러한 경향은 참고논문[13]에도 제시되어 있다.

Fig. 10에서 알 수 있듯이, 1방향에서는 열팽창계수가 음의 값을 가짐으로, 온도가 상승함에 따라 부피 수축이 발생한다. 그래프의 형상에서 온도 변화가 있을 때, 열팽창계수의 변화가 있다는 것을 알 수 있다. 따라서 열팽창계수는 온도의 영향을 많이 받는다. 화학수축은 최대값이 1방향에서는 1.42E-6이고, 2방향에서는 6.72E-04이다. 수지의 영향을 많이 받는 2방향이 1방향보다 더 크게 증가하였다.

Fig. 11의 (b), (c)는 각각 1방향과 2방향의 열변형률이다. 1방향에서의 열 변형률은 Fig. 11(b)의 열팽창계수 그래프와 유사하고, 약 5000초에서 화학수축의 영향을 미미하게 받았다. 2방향에서는 화학 수축이 증가하는 구간에 열 변형률 또한 급격히 감소해, 화학수축의 영향을 1방향에 비해 상대적으로 크게 받았다고 판단할 수 있다.

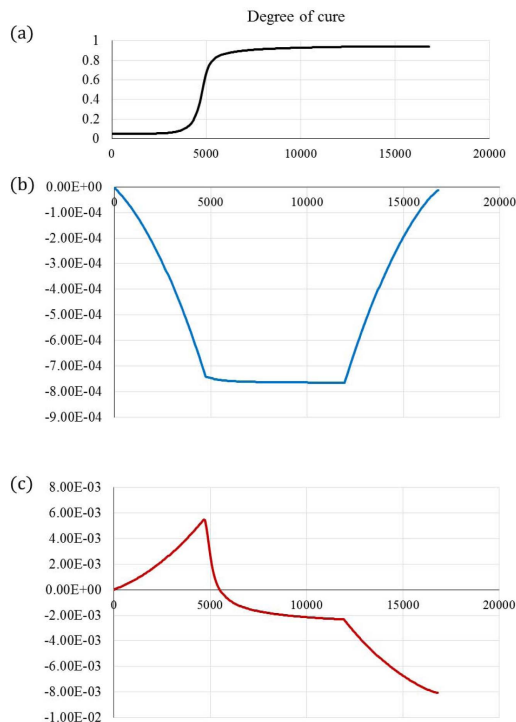


Fig. 11. Schematic of (a) degree of cure (b) The thermal strain of longitudinal direction (c) The thermal strain of transverse direction. CTE unit:[mm/(mm·K)]

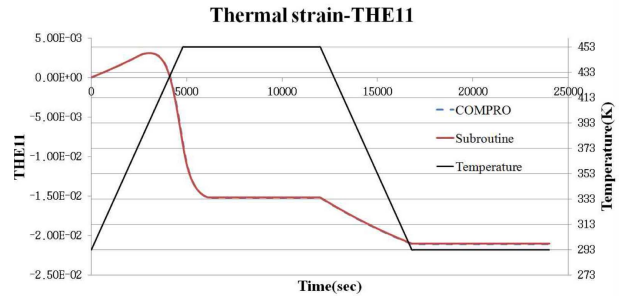


Fig. 12. The comparison of compro and Ref. [4] for the thermal strain of transverse direction [4]

Table 6. Final thermal strain

	Longitudinal direction	Transverse direction
Final thermal strain.	-3.30E-05	-7.92E-03
Thermal strain by chemical shrinkage	-2.32E-05	-8.00E-03
Chemical shrinkage to final strain ratio	70.3%	99%

Fig. 12는 참고논문[4]에 제시된 그래프로, 2방향에서의 열변형률 변화를 COMPRO와 비교한 값이다. 참고논문[4]에 사용된 재료는 AS4/8552로, 본 연구와는 다른 복합재료와 경화사이클이 적용되었지만, 열변형률의 경향성이 유사하다(Fig. 11(c)). 그 이유는 AS4/8552와 M55J/M18이 열경화성 수지이기 때문에 열변형률의 변화가 유사하다고 판단된다.

화학수축이 열변형률에 미치는 영향을 정확히 판단하기 위해 최종 변형률을 비교하였다. Table 6을 보면, 화학수축에 의한 변형률과 최종 열변형률이 제시되어 있다. 1방향의 경우, 화학수축이 최종 열변형률에서 차지하는 비율이 약 70.3%이고, 2방향의 경우에는 약 99%로 화학수축의 영향이 지배적이다. 왜냐하면 수지의 영향을 많이 받는 2방향 열변형률은 그 만큼 화학수축의 영향도 커지기 때문이다.

다음으로 응력에 대한 화학수축의 영향을 비교하였다. Fig. 13는 경화사이클에 따른 point-1에서의 응력을 나타낸 것이다. 우측 y축은  $\sigma_{zz}$ , 좌측은  $\sigma_{xx}$ 와  $\sigma_{yy}$ 에 대한 축이다. point-1은 L-형상 모델의 골곡부 중앙에 있다.  $\sigma_{zz}$ 가  $\sigma_{xx}$ 와  $\sigma_{yy}$ 에 비해 전체적으로 응력이 작지만, Fig. 11과 유사한 경향성을 보인다. 응력은 공통적으로 5000초와 12000초에서 급격한 변화를 보이고 있는데, 이러한 경향은 앞서 제시된 화학수축의 발생과 관련이 있다. 화학수축은 약 5000초에 발생하기 시작하고, 12000초 이후에는 거의 발생하지 않는다. 따라서 응력에 영향을 주는 열변형률이 화학수축의 영향을 크게 받기에, 응력 또한 화학수축의 영향하에 있다는 것을 알 수 있다.

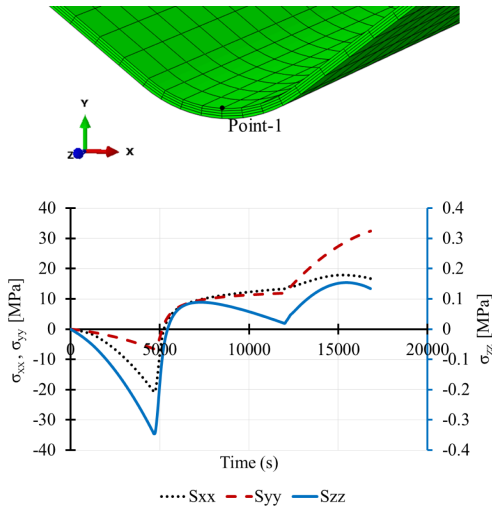
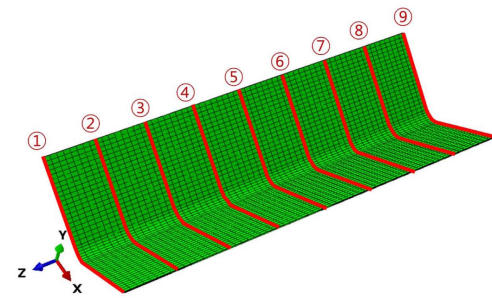


Fig. 13. The stress distribution at point-1

(a) Spring-in position (Line)



(b) Spring-in

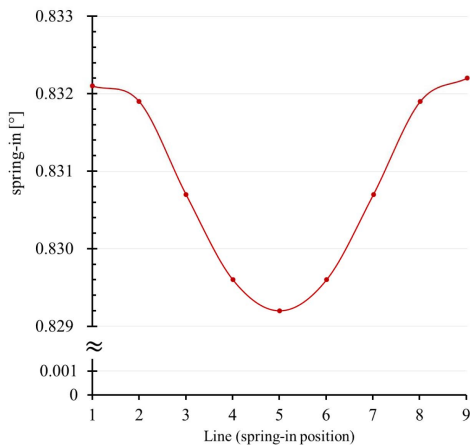


Fig. 14. (a) spring-in position (b) spring-in along the position (line)

앞서 제시된 자료를 통해 화학수축의 영향이 크다는 것을 알 수 있다. 그러한 이유는 열팽창계수가 온도에 지배적인 영향을 받기 때문이다. 이러한 특성은 아래의 근거로 설명할 수 있다. 첫번째, 경화사이클은 상온에서 453 K으로 온도가 상승하였다가 다시 상온으로 온도 하강하기에, 온도의 영향이 큰 열팽창계수는 초기값과 최종값이 거의 동

일하다는 것을 Fig. 10에서 확인할 수 있다. 두번째로, Fig. 10과 Fig. 2를 비교하면, 열팽창계수의 변화가 온도 변화와 유사한 경향을 보이고 있다. 세번째, 식 (6)을 보면 열팽창계수에 온도 변화량을 곱해 변형률의 변화량을 도출한다. 즉, 온도의 변화가 없는 4800초에서 12000초 사이에는 열팽창계수가 열변형률에 거의 영향을 주지 못하는 반면, 약 5000초에서 급증하는 화학수축의 영향이 커진다. 이러한 이유들로 인해, 열팽창계수가 상대적으로 화학수축에 비해 그 영향이 미미하다고 판단된다.

Fig. 14(a)는 L-형상 모델의 스프링-인 값을 도출한 위치이고, (b)는 각 위치에 따른 스프링-인을 제시하였다. 스프링-인은 중앙부에서의 가장 작으며 양끝단에서 큰 값을 가지지만, 중앙부와 양끝단 스프링-인의 차이가 0.003°로 매우 작다. 중심(line 5)을 기준으로 대칭을 이루고 있고, Line 2와 3 사이에서 상대적으로 스프링-인이 급격하게 변하였다. 평균 스프링-인은 0.831°이다. 따라서 실제 제품 제작시에는 스프링-인이 대략 0.8° 발생해 105°의 모델이 제작된다는 것을 예측할 수 있다. 이와 같이 해석을 통해 구한 스프링-인을 통해 실제 공정 후 제품의 형상을 예측하고 오차를 줄일 수 있다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 CHILE 모델을 기초로 복합재료 공정에서 열변형에 미치는 화학수축을 분석하고, 경화과정에 따른 메커니즘을 분석하였다.

복합재료 성형시에는 열팽창계수보다는 화학수축이 스프링-인이나 외피지 변형에 지배적인 영향을 미친다. 또한 경화과정에서의 변화가 미미한 섬유보다 수지의 영향을 많이 받는 2방향(transverse direction)이 1방향(longitudinal direction)보다 경화사이클에 따른 열변형률의 변화와 최종 열변형률이 크다.

해석을 통해 화학수축이 열변형에 큰 영향을 미치고 있으며, 참고논문[9,13]에 제시된 경향성과 일치한다. 따라서 화학수축은 열변형 예측 연구에서 무시할 수 없는 요인이다. 그리고 본 연구에서 적용된 유한요소해석을 통해 공정 후 최종 제품에 대한 오차보정으로 인한 비용 및 시간의 효율성을 증대할 수 있다. 또한 성형틀의 표면상태 및 재질, 구조물의 형상과 두께 등 다양한 변수들에 대한 예측이 가능하고, 동일 재료의 다른 형상이나 구조물에도 적용할 수 있을 것이다.

#### REFERENCES

- (International Journal) Loos, A.C., and Springer, G.S., "Curing of Epoxy Matrix Composite", *Journal of Composite Material*, Vol. 17, No. 2, 1983, pp. 135-169.

2. (International Journal) Albert, C., and Fernlund, G., "Spring-in and Warpage of Angled Composite Laminates," *Journal of Composites Science and Technology*, Vol. 62, 2002, pp. 1895-1912.
3. (International Journal) Kim, Y.K., and White, S.R., "Viscoelastic Analysis of Processing-induced Residual Stresses in Thick Composite Laminates," *Mechanics of Composite Materials and Structures an International Journal*, Vol. 4, No. 4, 1997, pp. 361-387.
4. (Korean Journal) Oh, J.-M., and Kim, W.-D., "Prediction of Spring-in of Curved Laminated Composite Structure," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 43, No. 1, 2015, pp. 1-7.
5. (Korean Journal) Kim, Y.-S., and Kim, W.-D., "Prediction of Spring-in Deformation of Composite Considering Thermal Residual Stress," *Journal of Composites Research*, Vol. 30, No. 6, 2017, pp. 410-412.
6. (Korean Journal) Jung, S.-R., and Kim, W.-D., "Analysis of Thermal Deformation of Carbon-fiber Reinforced Polymer Matrix Composite Considering Viscoelasticity," *Journal of Composites Research*, Vol. 27, No. 4, 2014, pp. 174-181.
7. (Korean Journal) Sung, S.-H., and Kim, W.-D., "Prediction of Deformation of Carbon-fiber Reinforced Polymer Matrix Composite for Tool Materials and Surface Conditions," *Journal of Composites Research*, Vol. 27, No. 6, 2014, pp. 231-235.
8. (Thesis) Nielsen, M.W., "Prediction of Process Induced Shape Distortions and Residual Stresses in Large Fibre Reinforced Composite Laminates," Ph.D Thesis, Technical University of Denmark, 2013.
9. (International Journal) Bogetti, T.A., and Gillespie, J.W., "Process-induced Stress and Deformation in Thick-section Thermoset Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 26, No. 5, 1992, pp. 626-660.
10. (Proceeding) Hubert, P., Johnston, A., Poursartip, A., and Nelson, K., "Cure Kinetics and Viscosity Models for Hexcel 8552 Epoxy Resin," International SAMPE Symposium and Exhibition, SAMPE, 1999, pp. 2341-2354.
11. (International Journal) Lim, J.H., Kim, H., Kim, S.-W., and Sohn, D., "A Microstructure Modeling Scheme for Unidirectional Composites Using Signed Distance Function Based Boundary Smoothing and Element Trimming," *Journal of Advances in Engineering Software*, Vol. 109, 2017, pp. 1-14.
12. (Thesis) Johnston, A.A., "An Integrated Model of the Development of Process-induced Deformation in Autoclave Processing of Composite Structures," Ph.D Thesis, University of British Columbia, 1997.
13. (International Journal) Ersoy, N., and Tugutlu, M., "Cure Kinetics Modeling and Cure Shrinkage Behavior of a Thermosetting Composite," *Polymer Engineering & Science*, Vol. 50, No. 1, 2010, pp. 84-92.