

점탄성을 고려한 탄소 섬유강화 복합재의 열 변형 유한요소 해석

정성록* · 김위대*[†] · 김재학**

Analysis of Thermal Deformation of Carbon-fiber Reinforced Polymer Matrix Composite Considering Viscoelasticity

Sung-Rok Jung*, Wie-dae Kim*[†], Jae-hak Kim**

ABSTRACT: This study describes viscoelasticity analysis of carbon-fiber reinforced polymer matrix composite material. One of the most important problem during high temperature molding process is residual stress. Residual stress can cause warpage and cracks which can lead to serious defects of the final product. For the difference in thermal expansion coefficient and change of resin property during curing, it is difficult to predict the final deformed shape of carbon-fiber reinforced polymer matrix composite. The consideration of chemical shrinkage can reduce the prediction errors. For this reason, this study includes the viscoelasticity and chemical shrinkage effects in FE analysis by creating subroutines in ABAQUS. Analysis results are compared with other researches to verify the validity of the subroutine developed, and several stacking sequences are introduced to compare tested results.

초 록: 본 연구에서는 탄소섬유 강화 복합재의 점탄성 성질을 적용한 유한요소 해석에 대해서 기술하였다. 고온의 성형과정에서 발생하는 가장 중요한 문제 중 하나는 잔류응력의 발생이다. 잔류응력으로 인해 성형이 끝난 후 뒤틀림, 균열이 일어 날 수 있으며 이는 완성품에 심각한 결함을 가져올 수 있다. 잔류응력의 주요 원인은 점탄성이며 고온의 성형과정에서 열팽창계수의 차이와 수지의 시간 및 온도에 대한 물성의 변화로 인해 발생하는 탄소 섬유 강화 복합재의 특징이다. 화학 수축도 잔류응력에 많은 영향을 주며 이를 고려한 뒤틀림 예측에서 오차를 줄일 수 있는 중요한 요소이다. 본 연구는 복합재 성형에 사용된 온도변화에 대한 경화도와 점탄성 효과, 화학수축을 유한요소 해석으로 수행하기 위한 기법을 연구하고, 점탄성의 영향성을 연구하였다. 기존에 연구되어 있는 논문을 참고하여 서브루틴의 타당성을 검증한 후 나아가 복합재의 적층각의 변화에 따른 응력과 변형을 해석해 봄으로써 실제 복합재의 성형 시 발생하는 휨 현상에 대한 예측방법을 제시하였다.

Key Words: 복합재(Composite), 점탄성(Viscoelasticity), 유한요소 해석(Finite element analysis), 화학 수축(Chemical shrinkage), 열변형(Thermal warpage), 서브루틴(UMAT)

1. 서 론

일반 금속에 비해 복합재는 강도 및 강성이 높고 무게는 가벼운 장점으로 인해 현재 항공 분야, 지상무기 분야, 스포츠 분야, 선박분야처럼 많은 분야에서 다양한 형태로 사

용되고 있다. 그 중 특히 고유가, 저 탄소 규제로 인해 무게 경량화가 필수적인 항공분야에서 가장 많이 쓰이고 있다. 고품질의 항공우주부품의 복합재를 만들기 위해서 오토클레이브(Autoclave vacuum bag molding process)를 사용하며 적절한 고온과 고압으로 복합재를 성형하여 제품을 만들

Received 29 March 2014, accepted 18 July 2014

*Pusan National University, Aerospace Engineering, Aerospace Engineering

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

**Korean Air

어 낸다. 이 과정에서 탄소섬유 강화 복합재료는 섬유(Fiber)와 수지(Resin)의 열팽창계수와 화학수축계수가 다르며 온도에 따른 물성의 변화를 고려해야 하는 점탄성(Viscoelasticity) 성질을 가진다. 열 경화성수지(Thermosetting resin)는 고온, 고압으로 성형할 때 경화주기(Cure cycle)에 따라 성형을 한다. 경화 주기에 따라 복합재의 경화도(Degree of cure)가 결정되고, 경화도에 따라 완성품의 탄성계수(Young's modulus)가 달라져 경화도가 낮을 경우 제품의 심각한 결함을 가져온다. 또한 경화가 일어나는 동안 복합재의 섬유와 수지가 가지는 각각의 화학수축계수(Coefficient of chemical shrinkage)와 열팽창계수(Coefficient of thermal expansion)의 차이는 점탄성과 함께 복합재의 잔류응력(Residual stress)을 발생시켜 뒤틀림(Warpage), 스프링인(Spring-in)과 같은 변형을 일으킨다. 일찍이 잔류응력에 대한 연구가 1970년대에 시작되었으며[1] 현재까지 많은 분야에서 연구가 되고 있다. 또한 점탄성의 주요 원인인 수지의 경화를 고려한 복합재의 거동을 제시한 연구[2]도 있다. 이를 기반으로 한 Graphite/epoxy에 대한 연구가 많이 있으며 경화 주기, 고정 온도 시간, 최대 온도 등 성형조건을 달리하며 점탄성의 거동을 알아보는 연구[3]도 있다. 항공분야 외에도 인쇄회로기판에 사용되는 유리섬유강화 복합재의 점탄성 해석[10]에 대한 연구도 있다. 이처럼 복합재료가 쓰이는 다양한 분야에서 점탄성의 연구가 진행 중이며 점탄성과 화학 수축은 고온, 고압의 성형에서 무시할 수 없다.

본 연구에서는 ABAQUS와 서브루틴을 사용하여 탄소섬유 강화 복합재의 점탄성을 고려한 뒤틀림 예측을 하였다. 또한 화학 수축이 잔류응력과 뒤틀림에 끼치는 영향을 알아보았다. 본 해석에 앞서 기존의 논문을 통해[1-4] 검증을 거친 후 유한요소 해석을 실시하였다.

2. 유한요소해석

2.1 경화도(Degree of cure)

수지가 경화될 때는 온도에 의존적이며, 일반적으로 수지의 경화반응은 매우 복잡하다. 경화반응은 주로 실험을 통한 경험식을 사용하며 최근에 사용되고 있는 수지의 물성치를 얻기에는 어려움이 있다. 본 연구는 실험에 사용된 재료의 경화도 관련 물성치를 대신하여 AS4/3501-6을 사용하였고, 경화율(Cure rate)은 식 (1)로 나타낸다[4].

$$\frac{d\alpha}{dt} = f(T, \alpha) \quad (1)$$

여기서 T 와 α 는 각각 온도와 경화도를 나타내며 경화도의 정도에 따라 다음과 같이 나뉜다.

$$\frac{d\alpha}{dt} = (k_1 + k_2\alpha)(1-\alpha)(0.47-\alpha) \quad (\alpha \leq 0.3) \quad (2)$$

$$\frac{d\alpha}{dt} = k_3(1-\alpha) \quad (\alpha > 0.3) \quad (3)$$

은 다음과 같다.

$$k_1 = A_1 \exp\left(-\frac{\Delta E_1}{RT}\right) \quad (4)$$

$$k_2 = A_2 \exp\left(-\frac{\Delta E_2}{RT}\right) \quad (5)$$

$$k_3 = A_3 \exp\left(-\frac{\Delta E_3}{RT}\right) \quad (6)$$

A_1, A_2, A_3 는 pre-exponential factor이며 $\Delta E_1, \Delta E_2, \Delta E_3$ 는 활성화 에너지(Activation energy), R 은 일반 기체 상수(Universal gas constant), T 는 절대온도(Absolute temperature)를 나타내며 초기 조건은 $T = T_0$, $t = 0$ 일 때 $\alpha = 0$ 이며 해석에 사용된 초기 온도는 303.15 K이다. 본 연구에서는 경화도에 사용된 재료의 고유상수는 3501-6(Epoxy)을 사용하였다[4].

2.2 점탄성 방정식(Viscoelasticity equation)

정확한 모델 예측을 위해선 수지의 점탄성을 무시할 수 없으며 응력과 강성, 변형률과의 관계식은 다음과 같다[3].

$$\sigma_{ij}(t) = \int_{-\infty}^t \sigma_{ijkl}(\alpha, T, \vec{X}, t, t') \frac{\partial}{\partial t'} \times (\epsilon_{kl}(\vec{X}, t') - \epsilon_{kl}^A(\vec{X}, t')) dt' \quad (7)$$

여기서 σ_{ij} 는 stress tensor, $\epsilon_{kl}, \epsilon_{kl}^A$ 각각 total strain, non-mechanical strain을 뜻한다. \vec{X} 는 위치 벡터, t, t' 은 각각 현재 시간과 과거 시간을 나타낸다. 여기서 Kim[3]는 3501-6 Epoxy 응력 완화거동을 맥스웰 모델(Generalized maxwell model)을 이용하여 다음과 같이 제안하였다.

$$Q_{ij}(\alpha, \xi, T) = Q_{ij}^\infty(\alpha, T) + Q_m^*(\alpha, T) \sum_{w=1}^N W_w(\alpha, T) \exp\left(\frac{-\xi(\alpha, T)}{\tau_w(\alpha)}\right) \quad (8)$$

Q_{ij}^∞ 는 완전 완화 탄성계수(Fully relaxed modulus), $Q_{ij}^* = Q_{ij}^\infty - Q_{ij}^u$ 이며 Q_{ij}^u 는 비 완화 탄성계수(Unrelaxed modulus)이다. 식 (8)에서 $Q_{ij}^\infty, Q_{ij}^*, W_w$ 는 경화도에 독립적이라고 가정하며 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$Q_{ij}(\alpha, \xi, T) = Q_{ij}^\infty + Q_m^* \sum_{w=1}^N W_w \exp\left(\frac{-\xi(\alpha)}{\tau_w(\alpha)}\right) \quad (9)$$

섬유 방향의 탄성계수인 E_1 은 시간에 독립적이다. 그러므로 점탄성을 고려할 때는 $E_2(t), G_{12}(t)$ 를 고려해야 한다[3].

완전 완화 탄성계수는 비 완화 탄성계수와 다음과 같은

관계식을 가지며 R(Partition factor)은 3501-6의 경우에 R은 0.01, graphite/epoxy의 경우 1/7을 가진다[3].

$$Q_{ij}^{\infty} = RQ_{ij}^U \quad (10)$$

ξ 는 완화시간이며 변환 함수 α_T (shift function)로 나타내어진다.

$$\xi = \int_0^t \frac{1}{\alpha_T(\alpha, T)} dt \quad (11)$$

또한 변환 함수는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\log(\alpha_T) = \left(-a_1 \exp\left(\frac{1}{\alpha-1}\right) - a_2 \right) (T - T_0) \quad (12)$$

변환함수는 경화도가 감소함에 따라 증가하고 온도에 관한 선형 함수이다. 응력 완화 시간(τ_w)은 유리 전이 온도를 기초로 한 경험식에서 얻을 수 있으며 graphite/epoxy의 유리 전이 온도(Glass transition temperature) 경험식은 다음과 같다.

$$T_g(\alpha) = 10.344 + 11.859\alpha + 178.04\alpha^2 \quad (13)$$

식 (13)을 경화도 $\alpha_{ref} = 0.98$ 일 때 유리 전이 온도로 나누게 되면 화학적 경화 함수(Chemical hardening function)를 얻을 수 있다.

$$\frac{T_g(\alpha)}{T_g(\alpha_{ref})} = f(\alpha) = 0.0536 + 0.0615\alpha + 0.9227\alpha^2 \quad (14)$$

여기서 유리 전이 온도는 응력 완화 시간과 유사한 거동을 한다고 가정할 수 있고, 이에 식 (14)을 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\frac{\log(\tau^p(\alpha))}{\log(\tau^p(\alpha_{ref}))} = f(\alpha) \quad (15)$$

위의 식을 이용해 경화도가 0.98일 때의 가중치와 응력완화 시간을 이용해 원하는 경화도에서의 가중치 및 응력완

화 시간을 얻을 수 있으며 경화도 0.98일 때의 가중치와 응력완화 시간을 Table 1에 정리하였다[3].

2.3 화학 수축(Chemical shrinkage)

일찍이 잔류응력에 대한 연구에서는 화학 수축은 영향이 미비하기 때문에 무시할 수 있다는 가정으로 잔류응력을 연구하였다[5]. 그러나 최근의 연구에서는 화학 수축은 잔류응력이 발생하는데 상당한 영향을 미친다는 연구 결과가 있다[6]. 본 연구에서는 열팽창계수만을 고려했을 때의 모델의 변형과 화학 수축, 열팽창계수 두 가지를 모두 고려한 변형(Displacement)을 알아보고 화학 수축이 뒤틀림에 영향을 주는지 알아보았다. 다음은 화학 수축의 변형률을 나타내는 식이다.

$$\epsilon_j^{\Delta} = \kappa_{jk} \Delta \alpha_k(t) \quad (16)$$

κ_{jk} 는 화학 수축에 대한 상수이며 3501-6의 화학 수축 상수는 기존 논문을 참고하였다[3].

2.4 강성 및 변형률(Stiffness & Strain)

모델의 두께가 길이 또는 폭에 비하여 매우 작은 직교이방성 물질이(Orthotropic material) 하중을 받을 때, 이 물질은 평면응력 상태에 있다고 가정할 수 있다. Hooke의 법칙(Generalized Hooke's law)으로 부터 주축방향으로 응력과 변형률의 관계는 다음과 같다[12].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (17)$$

복합재는 여러 개의 플라이(Ply)를 다른 각도로 적층하므로 각각의 플라이마다 외부 또는 내부의 요인으로 인해 받는 응력도 다르다. 적층각과 강성 및 변형률의 관계는 다음과 같다.

$$[U_1] = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & -2\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & 2\sin\theta\cos\theta \\ \sin\theta\cos\theta & -\sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$[U_2] = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & \sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & -\sin\theta\cos\theta \\ -2\sin\theta\cos\theta & 2\sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [U_1] \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} [U_2] \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (20)$$

Table 1. Master curve parameter for D.O.C = 0.98

ω	τ_{ω}	W_{ω}
1	2.922137×10^1	0.0591334
2	2.921437×10^3	0.0661225
3	1.82448×10^5	0.0826896
4	1.1031059×10^7	0.112314
5	2.8305395×10^8	0.154121
6	7.9432822×10^9	0.2618288
7	1.953424×10^{11}	0.1835594
8	3.3150756×10^{12}	0.0486939
9	4.9174856×10^{14}	0.0252258

열 성형시 같은 온도 조건에서 팽창, 압축에 의한 변형률과 강성이 다르게 되며 이로 인해 각 플라이에 발생하는 응력이 다르다. 이 응력의 차이로 인해 적층각에 따른 복합재 제품의 변형과 형상의 변화 정도가 다르게 된다.

3. 서브루틴 검증

본 해석에 앞서 서브루틴이 ABAQUS에 적용이 되고, 해석을 수행 할 수 있는지를 알아보기 위해 기존 논문과 같은 조건으로 해석을 수행하였다. 식 (1)~식 (20)을 바탕으로 서브루틴을 제작, 비교하여 해석에 신뢰성을 확보하였다.

3.1 HETVAL

온도에 따른 경화도의 거동을 알아보기 위해 ABAQUS에서 Heat transfer를 사용하였으며 이 과정에서 경화도를 기존 논문[2]과 비교하였다. HETVAL에 사용된 유한요소 식은 2.1절의 식을 사용하였다. 해석에 사용된 모델은 평판으로 가로, 세로는 279.4×152.4 (mm), 두께는 1 ply당 0.1905 (mm), 요소는 70×38 (EA), 총 2660개로 모델링 하였으며 총 절점은 2769개, 요소유형은 DS4를 사용하였다. 본 연구에서는 3D-shell model을 사용하였고, 모든 ply에 균일한 온도가 적용된다. 균일한 온도 분포를 가지므로 경화도는 모든 요소에서 균일하게 적용된다.

Fig. 1은 참고 논문[2]과 HETVAL을 사용한 경화도의 비교결과이다. 최고 온도를 각각 135°C, 163°C, 177°C로 나누어 경화도가 0.9에 도달하는 시간을 측정하였다. 가열속도는 2.8°C/min으로 동일하다. 초기 가열구간에서는 가열속도가 동일하므로 같은 속도로 경화가 일어나며 최고 온도에 도달한 후부터 완만한 경화가 일어나는 것을 볼 수 있다 (Fig. 1). 이를 통해 경화도는 가열속도에 밀접한 관계가 있다는 것을 볼 수 있으며, 경화도가 온도에 의존적임을 볼 수 있다. 실험값이 유한요소로 해석하였을 경우 비해 약 5분 지연되어 경화도가 0.9에 도달하는 것을 볼 수 있는데 경화도 방정식은 경험식을 바탕으로 하였기 때문에 실험과 완전한 일치는 어렵다고 판단된다.

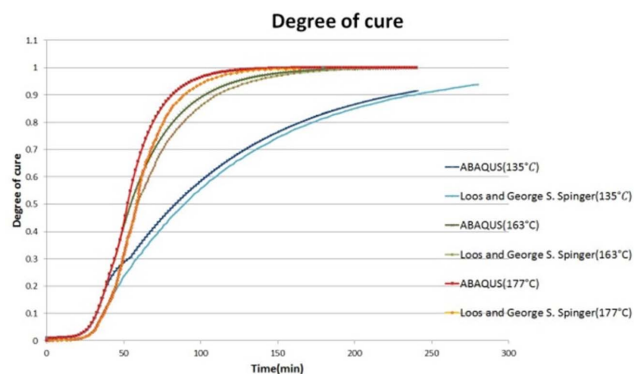


Fig. 1. Degree of cure

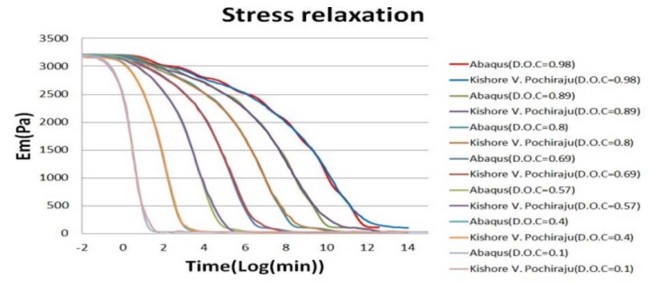


Fig. 2. Change modulus of elasticity

Table 2. 3501-6 Resin property

Property	Value
E_m^0 (MPa)	3.447
E_m^∞ (MPa)	3.447×10^3
$V_{shrinkage}$ (%)	5.0

3.2 UMAT

정해석에 식 (9)~식 (15)을 사용하여 서브루틴에 적용, 해석하였다. 검증에 참고 한 기존 논문[5]과 같은 방법으로 경화도를 0.1에서 0.98까지 7가지 경우로 나누어 고정시킨 다음 시간에 따른 탄성계수의 거동을 확인 하였다. 모델의 크기는 가로, 세로는 279.4×152.4 (mm), 두께는 1ply당 0.1905(mm), 요소는 70×38 (EA), 총 2660개로 모델링 하였으며 총 절점은 2769개, 요소유형은 S4R을 사용하였다.

3501-6 에폭시 물성을 사용하였으며 Table 2에 정리하였다[2]. 경화도가 0.9에 도달하지 못하고 성형이 끝난 경우 탄성계수가 빠르게 완화되는 것을 볼 수 있다(Fig. 2). ABAQUS에서 해석한 결과와 논문 값이 같은 경향성을 가지는 것을 볼 수 있다.

4. 해석과정

4.1 온도조건 및 경계조건

경화주기(Cure cycle)는 총 4시간이 소요된다. 가열 1시간, 온도고정시간 2시간, 냉각 1시간이며 대기온도는

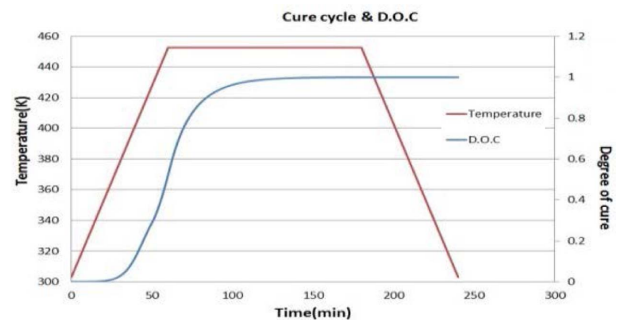


Fig. 3. Cure cycle and degree of cure

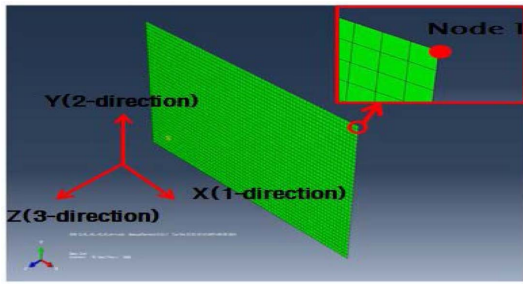


Fig. 4. Geometry of the model

Table 3. Model data

	U.S	S.I
Width	11(inch)	279.4(mm)
Length	6(inch)	152.4(mm)
Tickness (1ply)	0.081~0.0091(inch)	0.2073~0.2299(mm)
Element	2660(EA)	
Node	2769(EA)	
Type	S4R	

303.15(K), 가열속도 2.5(K/min), 최대온도 452.6(K), 냉각속도는 -2.5(K/min)이다(Fig. 3). 이 온도변화를 사용하여 경화도를 해석한 결과 경화도가 0.9에 도달하는 시간은 87분이다. 해석에 사용된 모델의 정보와 형상은 Fig. 4 및 Table 3에 정리하였다.

4.2 물성치 및 열 변형 해석

점탄성 해석을 하기 위해 ABAQUS 서브루틴을 사용하였으며 실험을 통해 얻은 결과와 비교하였다. 화학 수축이 뒤트림에 미치는 영향을 알아보기 위해 두 가지 경우로 나누어 해석을 실시하였다. 두 가지 경우 모두 점탄성을 고려하였다.

Case 1) 열팽창(Thermal expansion)만을 고려한 열 변형 해석.

Table 4. Elastic property

	U.S	S.I
E_{11}	$22.60 \times 10^6(\text{psi})$	142.03(MPa)
E_{22}	$1.13 \times 10^6(\text{psi})$	7791.08(MPa)
E_{33}	$1.13 \times 10^6(\text{psi})$	7791.08(MPa)
ν_{12}	0.34	0.34
ν_{13}	0.34	0.34
ν_{23}	0.34	0.34
τ_{12}	$0.58 \times 10^6(\text{psi})$	3.99(MPa)
τ_{13}	$0.58 \times 10^6(\text{psi})$	3.99(MPa)
τ_{23}	$0.37 \times 10^6(\text{psi})$	2.55(MPa)

Case 2) 화학 수축(Chemical shrinkage)과 열팽창을 모두 고려한 열 변형 해석.

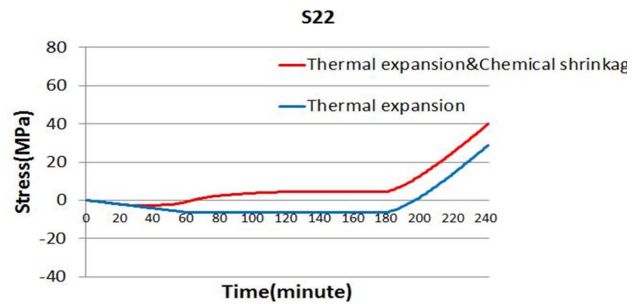
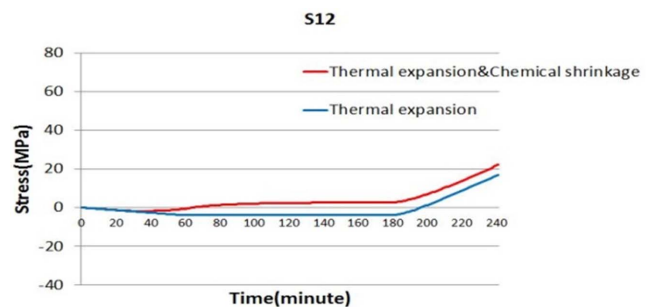
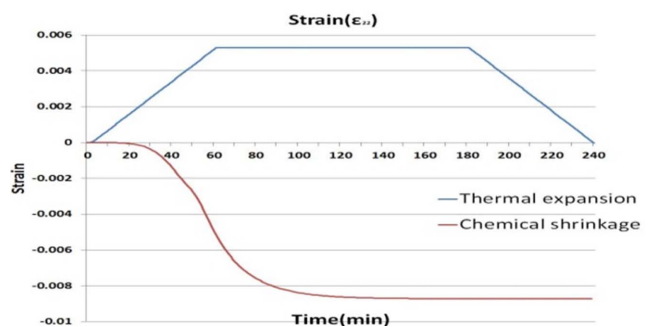
본 해석에 사용된 복합재인 P2352W-19를 사용하였으며 물성치는 Table 4에 정리하였다.

5. 해석결과

5.1 응력 및 변형률(Stress & Strain)

열팽창만 고려한 응력 거동과 화학수축과 열팽창을 고려한 시간에 따른 응력의 거동을 알아보았다. 적층각은 [0/45/-45]로 3ply를 적층한 모델의 응력을 알아보았고, 3방향으로 가장 변형이 많이 일어나는 지점에서의 node에서(Fig. 4 (node 1)) 응력거동을 알아보았다.

해석결과 냉각과정에서 잔류응력이 급격하게 발생하는 것을 볼 수 있다(Fig. 5, Fig. 6). 점탄성과 열팽창만을 고려

Fig. 5. Changes in stress (σ_{22} , [0/45/-45])Fig. 6. Changes in stress (σ_{12} , [0/45/-45])Fig. 7. Changes in strain (ϵ_{22} , [0/45/-45])

(이하 Case1)한 응력 거동과 점탄성, 열팽창과 화학수축을 모두 고려(이하 Case2)한 응력거동은 열 성형 시작 후 약 30분까지는 같은 응력 거동을 보이지만 이후로는 응력의 경향이 달라지는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 열팽창에 의한 변형률과 화학수축에 의한 변형률의 차이로 인한 현상이며 다음과 같다.

경화도가 급격하게 바뀌는 구간인 30분 지점부터 화학수축에 의한 수지의 수축이 열팽창으로 인한 수지의 팽창보다 크게 작용하여 수축이 일어나게 되고 내부 응력은 인장력이(+)이 발생한다.

성형이 끝난 후 최종 σ_{22} 는 Case1의 경우 28.77 MPa, Case2는 39.89 MPa로 약 1.4배의 차이를 보였으며 σ_{12} 는 Case1은 17.16 MPa, Case2는 22.25 MPa로 약 1.3배의 차이를 보였다.

5.2 측정방법

실험값은 (주)대한항공에서 6가지 적층모델의 동일한 크기의 시편 10개를 오토클레이브로 성형 후 발생한 변형을 측정된 결과를 제공받았다. 변형 측정 방법은 성형 후 변형된 평판의 가로부분(279.4 mm)을 종이에 볼펜으로 그린 후 (Fig. 8), 그려진 곡선의 양 끝점을 잇는 직선을 그린다. 이



Fig. 8. Warpage measurement methods (1)



Fig. 9. Warpage measurement methods (2)

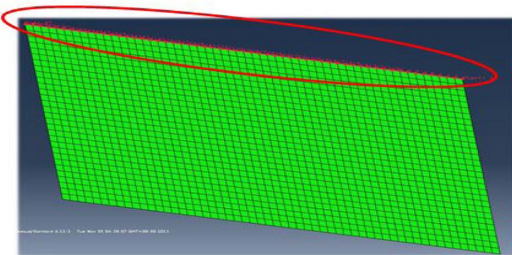


Fig. 10. Warpage measurement methods in ABAQUS

후 종이에 그려진 곡선과 직선 사이의 거리를 버니어캘리퍼스로 측정하여 가장 차이가 큰 지점을 평판의 변형 최대값으로 정하였다(Fig. 9). 본 연구에서는 각 적층모델당 10번의 실험을 통해 나온 결과의 평균을 기준으로 하여 비교하였다.

이를 ABAQUS에서 실험과 동일한 방법으로 측정하기 위해 node를 잇는 path를 설정하여 뒤틀림을 측정하였으며 다음과 같다(Fig. 10).

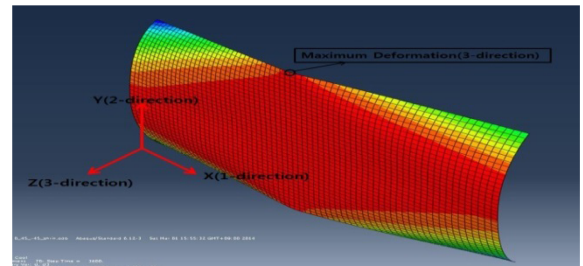


Fig. 11. [0/45/-45] Maximum warpage point (Z-direction)

Table 5. Composite lay-up

	Composite lay-up
Model.1	0/45/-45
Model.2	0/45/-45/90
Model.3	45/-45
Model.4	0/45
Model.5	0/45/-45/-45
Model.6	0/45/-45/-45/45

Table 6. 1ply thickness

	1ply thickness (mm)
Model.1	0.2167
Model.2	0.2101
Model.3	0.2223
Model.4	0.2299
Model.5	0.2089
Model.6	0.2073

Table 7. Thermal expansion result

	Experimental value (mm)	Prediction value (mm)	Error rate (%)
Model.1	9.91	5.68	74.6
Model.2	3.98	2.40	65.9
Model.3	32.28	18.81	71.7
Model.4	2.94	5.16	42.9
Model.5	5.59	1.67	234.7
Model.6	1.59	1.29	23.25

Table 8. Thermal expansion and chemical shrinkage result

	Experimental value (mm)	Prediction value (mm)	Error rate (%)
Model.1	9.91	12.9	23.1
Model.2	3.98	4.42	9.9
Model.3	32.28	32.50	0.7
Model.4	2.94	5.85	49.6
Model.5	5.59	4.91	13.7
Model.6	1.59	2.33	31.7

$$\text{Error rate} = \left\{ \frac{(\text{Prediction value} - \text{Experimental value})}{\text{Prediction value}} \right\} \times 100$$

5.3 뒤틀림(Warpage)

실험에 사용된 복합재 모델의 적층은 6가지이며 1ply의 두께는 실험 후 시편두께의 평균을 계산 후 적층수로 나누어 적용하였다. Z-direction(Fig. 11)으로 가장 많이 변형이 일어난 지점을 최대 뒤틀림 지점으로 정하였으며 결과는 다음과 같다.

해석결과 실험을 통해 측정한 뒤틀림에 비해 큰 오차가 발생하는 것을 볼 수 있다. Elastic property를 제외한 경화도에 사용된 식과 물성치, 화학수축상수를 AS4/3501-6의 물성치를 사용하여 유한요소 해석을 실시하였으며 실험에 사용된 재료와는 차이가 있다. 그러나 적층각에 따른 뒤틀림의 경향성은 비슷함을 볼 수 있다. 화학수축을 고려하였을 경우 뒤틀림이 열팽창만을 고려한 해석에 비해 더 크게 일어나는 것을 볼 수 있다. 또한 열팽창만 고려한 해석결과에 비해 열팽창과 화학수축을 같이 고려한 해석에서 실험값 대비 오차율을 적층각에 따라 최대 220% 줄일 수 있다는 것을 볼 수 있다. 복합재의 열-성형시 화학수축은 잔류응력에 많은 영향을 주며 뒤틀림을 더욱 크게 유발하는 요인인 것을 Case1과 Case2의 해석결과에서 차이를 볼 수 있으며 화학수축은 잔류응력 해석을 할 때 고려해야 할 중요한 요인 중에 하나인 것을 알 수 있다.

6. 결 론

본 연구는 복합재의 오토클레이브에서 고온, 고압성형 중 발생하는 잔류응력을 알아보기 위해 유한요소 해석을 실시하였다. 잔류응력을 유발하는 요인에는 여러 가지가 있으며 그 중 점탄성과 열팽창, 화학 수축은 중요한 요인이다. 이를 알아보기 위해 ABAQUS에 서브루틴을 제작, 적용하였으며 복합재료가 가지는 점탄성 성질을 고려한 응력의 변화 및 변형을 예측하였다. 결과를 통해 다음과 같은 결론을 얻을 수 있다.

(1) 잔류응력은 성형 중 냉각과정에서 발생하며 제품의 뒤틀림을 유발하게 된다. 점탄성은 잔류응력을 유발하는

요인 중 하나이며 온도와 경화도에 의존적이다. 점탄성의 성질은 모든 재료가 가지고 있지만 그 영향이 매우 적어 고려하지 않는다. 그러나 복합재는 수지와 섬유를 합침 하여 만드는 재료이므로 수지에 의해 점탄성의 성질이 크게 나타나는 것이 특징이다. 완성품이 잔류응력으로 인해 결함을 유발하지 않도록 성형 전 제품의 보정을 하기 위해 고려해야 하는 중요한 요인이다.

(2) 경화도는 온도에 의존적이며 경형식을 바탕으로 한다. 수지마다 경화도의 거동식은 다르며 실험을 바탕으로 물성치를 얻어야 한다. 본 연구에서는 에폭시 3501-6의 물성치를 사용하여 적층각에 대한 뒤틀림 경향성을 확인하였지만 실험에 사용된 수지의 물성치와 거동식을 연구 후 적용한다면 예측에 오차를 줄일 수 있는 방법이 될 것이다.

(3) 점탄성의 성질을 가지는 복합재는 변형률을 계산할 시 화학 수축을 열팽창과 같이 고려하여 뒤틀림을 예측하는 것이 오차를 줄일 수 있는 방법이다. 화학수축은 고온의 성형에서 수지에 의해 일어나는 현상으로 제품내부에서 수축을 일으켜 변형을 야기한다. 화학 수축은 경화도를 이용해 구할 수 있으며 경화도가 안정될 때까지 영향을 준다.

위의 결과를 종합하여 본 연구에서는 복합재의 고온 성형 시 발생하는 잔류응력의 원인을 찾아보고 상용 툴을 사용하여 뒤틀림을 예측 할 수 있는 기법을 검증하였다. ABAQUS에 점탄성을 적용한 해석으로 좋은 결과를 얻을 수 있었지만 열 성형에 있어 내부적인 요인만을 고려하였기 때문에 정확한 예측에는 어려움이 있었다. 현재 해석기법에서 점탄성에 영향을 주는 내부적 요인인 습도, 수지의 유동과 외부적인 요인인 몰드의 형상 및 물성, 표면 상태 등을 고려한다면 열 변형 예측에 있어 오차를 줄일 수 있는 좋은 방법이 될 것이다.

후 기

본 연구는 (주)대한항공이 지원하는 연구과제(과제번호 : KA000154)와 풍력발전 고동 기술개발 및 인력 양성사업 지원으로 수행된 것이며, 지원에 대해 진심으로 감사 드립니다.

참고문헌

- (International Journal) Hahn, H.T., "Residual Stresses in Polymer Matrix Composite Laminates", *Journal of Composite Material*, Vol. 10, No. 4, 1976, pp. 266-278.
- (International Journal) Loos, A.C., and Springer, G.S., "Curing of Epoxy Matrix Composite Department of Mechanical Engineering and Applied Mechanics", *Journal of Composite Material*, Vol. 17, No. 2, 1983, pp. 135-169.
- (International Journal) White, S.R., and Kim, Y.K., "Process-induced Residual Stress Analysis of AS4/3501-6 Composite Material," *Mechanics of Composite Materials and Structures*, Vol.

- 5, No. 2, 1998, pp. 153-186.
4. (International Journal) Lee, W.I., Loos, A.C., and Springer, G.S., "Heat of Reaction, Degree of Cure, and Viscosity of Hercules 3501-6 Resin", *Journal of Composite Materials*, Vol. 16, No. 6, 1982, pp.510-520.
5. (International Journal) White, S.R. and Hahn, H.T., "Process Modeling of Composite Materials: Residual Stress Development During Cure. Part I. Model Formulation," *Journal of Composite Material*, Vol. 26, No. 16, 1992, pp. 2423-2453.
6. (International Journal) Kim, W.D., and Sun, C.T., "Modeling Relaxation of a Polymeric Composite during Loading and Unloading," *Journal of Composite Materials*, Vol. 35, No. 24, 2002, pp. 2171-2205.
7. (International Journal) Zhu, Q.I., Geubelle, P.H., Li, M., and Thcker, C.L., 2001, "Dimensional Accuracy of Thermoset Composites: Simulation of Process-induced Residual Stresses," *Journal of Composite Material*, Vol. 35, No. 24, pp. 2171-2205.
8. (International Journal) Aboudi, J. and Cederbaum, G., "Analysis of Viscoelastic Laminated Composite Plates", *Composite Structures*, Vol. 12, No. 4, 1989, pp. 243-256.
9. (International Journal) Li, J., Yao, X., Liu, Y., Cen, Z., Kou, Z., Hu, X., and Dai, D., "Thermo-viscoelastic Analysis of the Integrated T-shaped Composite Structures," *Composites Science and Technology*, Vol. 70, No. 10, 2010, pp. 1497-1503.
10. (Korean Journal) Song, W.-J., Ku, T.-W., Kang, B.-S., and Kim, J., "Characterization for Viscoelasticity of Glass Fiber Reinforced Epoxy Composite and Application to Thermal Warpage Analysis in Printed Circuit Board," *The Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 34 No. 2, 2010, pp. 245-253.
11. (International Journal) Kim, Y.K., and white, S.R., "Process-Induced Stress Relaxation Analysis of AS4/3501-6 Laminate," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 16, No. 1, 1997, pp. 2-16.
12. (Book) Lee, D.-G., Jung, M.-Y., Choi, J.-H., Jeon, S.-S., Jang, S.-H., and O, J.-H., *Compsite Materials*, Hong Pub. Co., KR, 2007.