

## 성형틀의 상태에 따른 탄소섬유강화 복합재 구조물의 변형 예측

성수환\* · 김위대\*\*†

### Prediction of Deformation of Carbon-fiber Reinforced Polymer Matrix Composite for Tool Materials and Surface Conditions

Su-Hwan Sung\*, Wie-Dae Kim\*\*†

**ABSTRACT:** Autoclave processing has a good quality of product, but manufacturing cost is expensive. After curing of composite, the unwanted deformation and distortion increase the manufacturing cost by redesign of tool parts. Therefore, manufacturing cost down is a big issue in processing level. For the reduction of tool costs, it is important to investigate the effects of tool materials and tool surface conditions. In this paper, we organized user subroutine in ABAQUS to consider the thermal effects of part and tool, and the results are compared with commercial code, COMPRO. And this paper suggests reference point for the selection of tool materials to reduce manufacturing costs.

**초 록:** 오토클레이브 성형은 성형제품의 품질은 우수하나 생산비용이 비싸다는 단점이 있다. 생산비용 중에서도 큰 비중을 차지하는 것이 성형틀의 제작공정이다. 따라서 본 연구에서는 생산비용 절감을 위한 선행 연구로서 성형틀의 재질 및 표면상태에 따라 L-shape 제품의 성형후 Spring-in을 Abaqus user subroutine을 이용하여 계산하였고, 열팽창계수와 마찰계수에 따른 결과를 나타내었다. 또한 성형틀 제작시 재질 및 표면상태의 기준점을 제시하여 생산비용을 줄이는데 기여하고자 한다.

**Key Words:** 스프링인(Spring-in), 열팽창계수(CTE: Coefficient of Thermal Expansion), 표면 상태(Tool surface condition), 서브루틴(Subroutine), L-shape

#### 1. 서 론

최근 전 세계적으로 고유가 현상이 계속되고 있고, 화석 연료사용에 따른 환경오염 등으로 저탄소 친환경 소재의 필요성이 크게 대두되었다. 지구온난화에 따른 이산화탄소 및 배기가스의 배출규제 등으로 거의 모든 산업분야에서 화석연료의 사용을 줄이기 위해서 다방면으로 연구에 관심을 기울이고 있다. 가장 큰 기대를 가져올 수 있는 방법으로 무게 절감을 통한 연료의 효율증대이다. 특히 항공우주분야에서 항공기의 성능향상 및 연료절감을 위해 복합

재가 많이 쓰이고 있다. 최첨단 정밀공학인 항공우주분야에서 요구하는 고품질의 복합재 생산을 위해서 오토클레이브 성형공정(Vacuum bag molding process)을 사용한다. 오토클레이브 성형의 경우는 제작 후 제품의 물성이 가장 좋다는 큰 장점이 있으나 성형 단가가 비싸며 그 중에서도 성형틀의 제작 비용이 큰 비중을 차지하고 있다. 성형틀의 제작 비용 절감을 위해서는 성형 과정에서 발생하는 스프링인과 같은 변형을 정확히 예측하여 성형틀의 수정작업 및 제작횟수를 줄여야 한다. 성형 과정에서 발생하는 수지의 수축이나 열응력의 효과 등을 적절히 시스템화 하여 시행

Received 10 December 2014, received in revised form 11 December 2014, accepted 19 December 2014

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

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

착오를 줄이고 기업의 비용을 줄일 수 있는 획기적 기술의 개발이 필수적이다. 이러한 기술은 미국이 독점하고 있어 업체의 경우 대표적인 복합재 구조 해석 상용툴인 COMPRO와 같은 프로그램을 구입해서 사용할 수 있으나 비용이 고가이고 이를 활용할 인력을 구성하는 것도 만만치 않은 것이 현실이다. 따라서 본 연구에서는 복합재 성형 시 발생하는 변형에 대한 예측 기술 확보를 위한 기초연구로써 L-shape에 대한 성형툴의 재질과 표면상태에 따른 Spring-in의 발생을 Subroutine을 제작하여 예측하고자 한다.

## 2. 이론전개

### 2.1 경화도

경화도는 총 반응열과 특정시간  $t$ 까지의 반응열의 비로 정의된다. 경화도는 0~1의 범위를 가지며 경화도가 1이 될 경우 수지는 완전 경화가 이루어진 것이다. 본 연구에서는 AS4/8552를 사용하였고 온도와 경화도에 따른 경화율(Cure rate)는 다음과 같이 나타낼 수 있다[1].

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

$K$ 는 아레니우스 방정식(Arrhenius equation)을 사용하여 나타내며 다음과 같이 정의 된다.

$$K = A \exp(-\Delta E/RT) \quad (2)$$

$A$ 는 빈도계수(Pre-exponential factor)이며,  $\Delta E$ 는 활성화 에너지(Activation energy),  $R$ 는 보편기체상수(Universal gas constant),  $T$ 는 절대온도(Absolute Temperature)를 나타낸다. 온도 주기에 따른 경화도는 Fig. 1과 같다. 온도 주기는 승온 속도 2.2 K/min로 453 K까지 승온시킨 뒤 2시간 동안 등온과정을 거쳐 승온 속도와 같은 속도로 293 K까지 냉각하였다. 최종 경화도는 0.828이며 COMPRO 결과값과는 0.079%의 오차를 보이며 경화도가 올바르게 계산됨을 확인할 수 있었다.

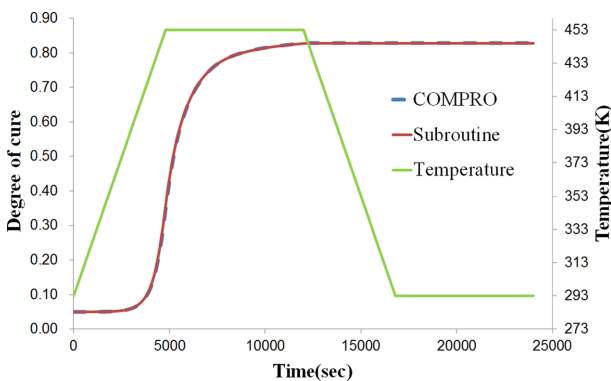


Fig. 1. Degree of cure

### 2.2 구성방정식

오토클레이브 공정에서 부품의 변형 정도를 계산하기 위해서는 섬유와 수지의 탄성계수, 열팽창 계수, 화학 수축이 반드시 필요하다.

섬유의 탄성계수는 온도에 선형적으로 변화하지만 변화폭이 미미하여 온도에 독립적이라고 가정할 수 있다. 하지만 수지의 탄성 계수의 경우 경화도에 의존적이며 수지의 유리 전이 온도를 기반으로 CHILE(Cure hardening instantaneously linear elastic) Model로 다음과 같이 나타낼 수 있다[2].

$$E'_m = \begin{cases} E_m^0 & T^* < T_{C1}^* \\ E_m^0 + \frac{(T^* - T_{C1}^*)}{(T_{C2}^* - T_{C1}^*)} (E_m^\infty - E_m^0) & T_{C1}^* < T^* < T_{C2}^* \\ E_m^\infty & T^* > T_{C2}^* \end{cases} \quad (3)$$

$$E_m = E'_m \{1 + \alpha_{Em}(T - T_0)\} \quad (4)$$

$$T^* = (T_{ga} + T_{gb}\alpha) - T \quad (5)$$

$$T_{C1}^* = T_{C1a} + T_{C1a}T \quad (6)$$

이 때,  $E_m^0$ 는 수지의 초기 탄성 계수,  $E_m^\infty$ 는 수지의 최종 탄성계수,  $T^*$ 는 수지의 온도와 유리 전이 온도와의 차를 의미한다. 각 상수들의 값은 다음과 같이 정리할 수 있다.

열팽창 계수의 경우 탄성 계수와 마찬가지로 섬유의 열팽창 계수의 변화는 변화폭이 미미하므로 항상 일정하다고 가정할 수 있으며 수지의 열팽창 계수 또한 온도와 경화도에 의존적이다. 따라서 본 연구에 사용된 복합재료의 열팽창 계수는 Lumped CTE model을 사용하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$CTE_1 = CTE_{1nom} + CTE_{1TF}(T - T_0) + CTE_{1AF}(\alpha - \alpha_0) \quad (7)$$

$$CTE_2 = CTE_{2nom} + CTE_{2TF}(T - T_0) + CTE_{2AF}(\alpha - \alpha_0) \quad (8)$$

$CTE_{iTF}$ 는 온도에 따른 열팽창 계수의 변화폭,  $CTE_{iAF}$ 는 경화도에 따른 열팽창 계수의 변화폭을 의미한다. 이 때  $i$ 는

Table 1. 8552 Resin modulus development constant

Constant	Value	Unit
$E_m^0$	4.670	MPa
$E_m^\infty$	4.670	GPa
$T_{C1a}^*$	-45.7	K
$T_{C1b}^*$	0.0	1/K
$T_{C2}^*$	-12	K
$T_{ga}$	-268	K
$T_{gb}$	220	K
$T_0$	298	K

**Table 2.** Coefficient of thermal expansion

Constant	Value	Unit
CTE <sub>1nom</sub>	0.6E-6	m/(m K)
CTE <sub>1TF</sub>	0.0	m/(m K)
CTE <sub>1AF</sub>	0.0	1/K
CTE <sub>2nom</sub>	28.6E-6	m/(m K)
CTE <sub>2TF</sub>	1E-7	m/(m K)
CTE <sub>2AF</sub>	0.0	1/K
T <sub>0</sub>	293	K
CTE <sub>AL0</sub>	0.0	-

각 주재료 방향을 의미한다. 식 (7), (8)에 사용된 상수의 값은 Table 1에 정리하였다.

화학 수축은 수지의 화학 수축량에 의해 결정되며 수지는 등방성 물질로 가정할 수 있다. 그러나 섬유와 수지의 상호작용으로 주재료 방향마다 서로 다른 화학 수축 계수를 가지게 되며, 이는 다음과 같은 식을 통해 계산할 수 있다.

$$\varepsilon_1 = \frac{\varepsilon_{1f}E_{1f}V_f + \varepsilon_m E_m(1-V_f)}{E_{11f}V_f + E_m(1-V_f)} \quad (9)$$

$$\varepsilon_2 = (\varepsilon_{2f} + \nu_{12f}\varepsilon_{1f})V_f + (\varepsilon_m + \nu_m\varepsilon_m)(1-V_f) - [\nu_{12f}V_f + \nu_m(1-V_f)] \frac{\varepsilon_{1f}E_{1f}V_f + \varepsilon_m E_m(1-V_f)}{E_{11f}V_f + E_m(1-V_f)} \quad (10)$$

이 때,  $\varepsilon_m$ 은 수지의 화학 수축 변형률,  $V_f$ 는 섬유 용량,  $\nu_m$ 은 수지의 프아송비,  $E_m$ 은 수지의 탄성계수,  $E_{1f}$ 는 섬유의 탄성계수,  $\nu_{12f}$ 는 섬유의 프아송비를 의미한다. 또한  $\varepsilon_{1f}$ 와  $\varepsilon_{2f}$ 는 섬유의 화학 수축 변형율을 의미한다. 섬유의 화학 수축은 발생하는 양이 미미하므로 0으로 가정할 수 있다. 수지의 수축 변형률은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\varepsilon_m = \sqrt[3]{\Delta v_m^S + 1} - 1 \quad (11)$$

식 (11)에서  $\Delta v_m$ 은 수지의 부피 변화량이며 식 (12), (13)를 통해 구할 수 있다.

$$v_m^S = \begin{cases} 0 & \alpha < \alpha_{C1} \\ A\alpha_s + (v_m^{S\infty} - A)\alpha_s^2 & \alpha_{C1} \leq \alpha < \alpha_{C2} \\ v_m^{S\infty} & \alpha \geq \alpha_{C2} \end{cases} \quad (12)$$

$$\alpha_s = \frac{\alpha - \alpha_{C1}}{\alpha_{C2} - \alpha_{C1}} \quad (13)$$

식 (12)과 (13)에 사용된 상수는 Table 2에 정리하였다.

위의 (3)~(13)식을 바탕으로 ABAQUS subroutine인 UMAT을 제작하여 해석을 진행하였다.

**Table 3.** Chemical shrinkage constants

Constant	Value	Unit
A	0.1730	-
$v_m^{S\infty}$	0.0990	-
$\alpha_{C1}$	0.0550	-
$\alpha_{C2}$	0.6700	-

### 3. 유한요소해석

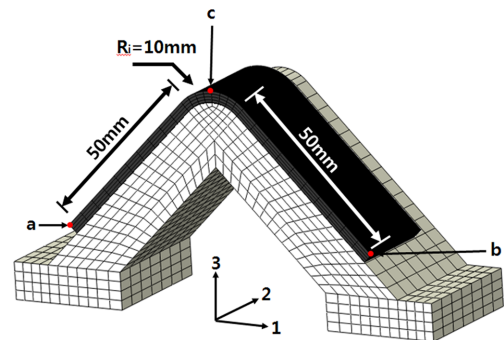
#### 3.1 유한요소 모델 및 코드 검증

C-channel 형상을 해석하기 앞서 서브루틴 코드의 신뢰성을 확보하기 위해 현재 복합재 성형 해석 상용툴인 COMPRO의 결과와 비교하였다. 해석 모델의 형상은 L-shape이며 웹(Web)과 플랜지(Flange)의 길이는 50 mm이며, 코너(Corner)부분의 반지름은 10 mm이다.

적층각은 [0/90/45/-45]s, 온도주기는 Fig. 3과 같다. 해석은 AS4/8552을 사용하여 실시하였으며 해당 물성치는 참고 문헌에서 발췌하였다[3]. 요소 갯수는 파트 560개이며 C3D20 요소타입을 사용하였다. Fig. 2에 표시된 a, b, c 점에서 1축 방향 스트레스, 2축방향 스트레스, Thermal strain, 경화도를 비교하였으며 Fig. 3은 a, b, c 지점에서 COMPRO 결과값과 Subroutine 결과값의 2축방향 스트레스를 비교한 것이다.

해석 결과 COMPRO의 최종 응력은 약 40.4 MPa, 본 연구의 계산값은 약 40.2 MPa로 0.5% 오차가 발생하였다. 또한 Thermal strain과 Spring-in 계산결과 오차율 3% 이내로 서브루틴 계산 결과값이 충분히 신뢰할 만 하다고 판단된다.

또한 파트의 변형형상에 대한 서브루틴 코드의 검증을 위해 Albert[4,8]의 연구 결과와 열팽창만을 고려한 해석결과를 비교하였다. 해석 모델의 형상은 C-channel이며, 자세한 형상은 Fig. 4와 같다. 적층각은 [0]<sub>8</sub>, [0]<sub>16</sub>이며, 온도주기는 Fig. 3과 같다. Albert의 실험에서는 이형제(Release agent)와 FEP(Fluorinated ethylene propylene sheet)로 틀의 표면을 코팅하였으며 이형제를 3층만 코팅한 경우와 이형제 3층과 FEP를 함께 코팅한 경우로 나누어 실험하였다. 다음은


**Fig. 2.** L-shape model

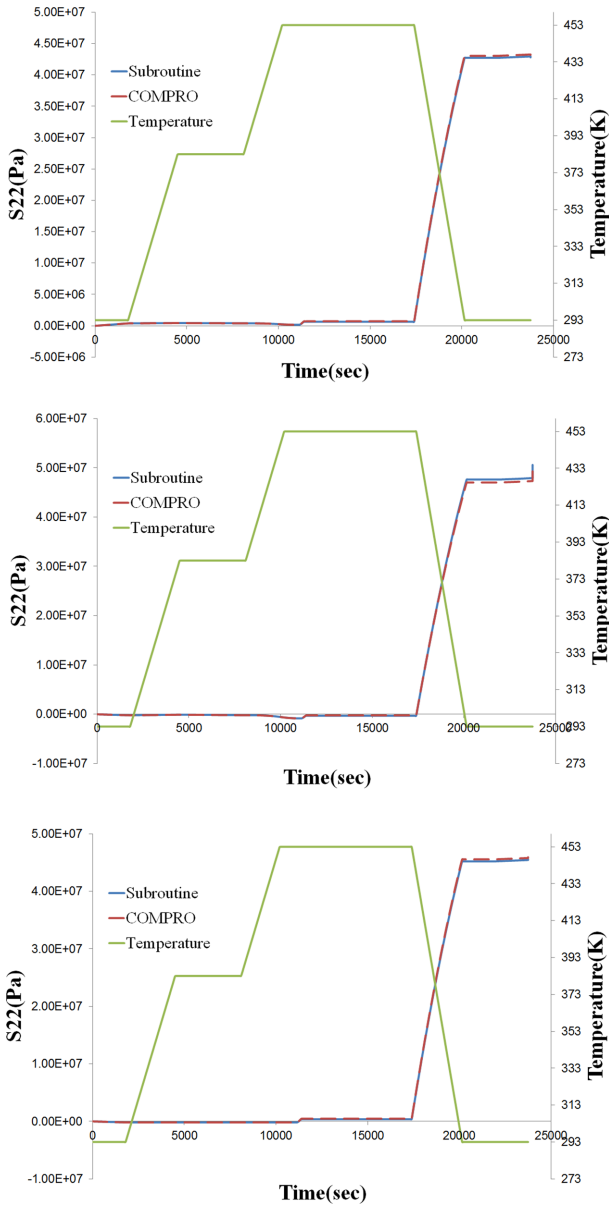


Fig. 3. Comparison of normal stress ( $\sigma_2$ ) history, (a) point a, (b) point b, (c) point c

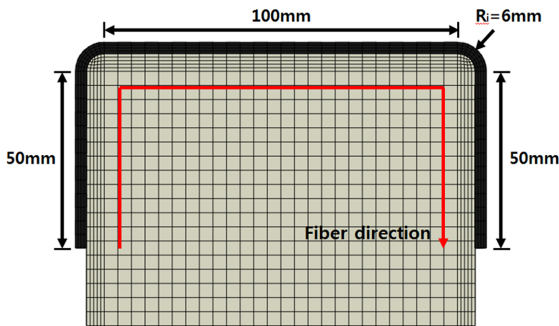


Fig. 4. C-channel model

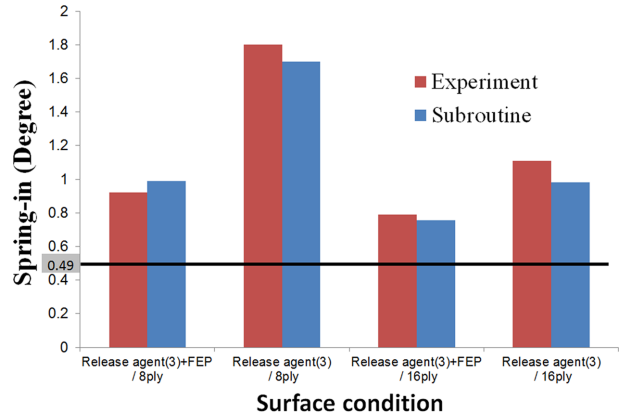


Fig. 5. Comparison of spring-in

실험 결과와 해석 결과를 비교한 그래프이다.

해석 결과 서브루틴을 사용하지 않고 열팽창만을 고려하여 해석을 실시한 경우 Spring-in 값이 0.49도로 실제 실험과 큰 차이가 나타남을 알 수 있다. 따라서 해석 시 화학 수축 및 경화도에 따른 물성치 변화모사를 고려한 서브루틴을 사용 해야 한다. 서브루틴 해석결과 실험 결과와 다소 오차가 존재하나 모든 경우에 대해 동일한 경향을 보이고 있으므로 향후 해석 결과가 신뢰성이 있다고 판단된다.

3.2 유한요소 해석 및 결과

L-shape 복합재 구조물 해석[5]은 성형틀의 열팽창 계수와 표면 상태에 따라 해석 Case를 설정하였다. 성형틀의 열팽창 계수는 Aluminum, Steel, Invar의 열팽창 계수를 기초하여 일정 간격의 값을 가감하여 설정하였으며, 표면 상태는 이형제와 FEP가 함께 코팅된 경우를 기초로 설정하였다[6]. 해석 모델은 Fig. 2와 동일한 형상이며, 온도주기는 Fig. 3과 동일하다. 모델 요소의 개수는 총 2968개를 사용하였으며, 요소타입은 C3D8I를 사용하였다. 복합재는 총 8ply를 적층 하였으며, 1ply 당 두께는 0.2 mm이다. 표면상태에 따른 마찰 계수는 0, 0.15, 0.5, 0.9로 각각 설정하였다. 성형틀의 열팽창계수와 표면 상태에 따른 Case는 다음과 같다.

Fig. 6은 CTE 값에 따른 Spring-in의 변화를 나타낸 모습이다. 그래프에서 보는 바와 같이, CTE 값이 증가함에 따라 Spring-in 값이 증가하는 것을 알 수 있다. 특히 가장 큰

Table 4. Design of case study

Material	Coefficient of thermal expansion ( $\mu/^\circ\text{C}$ )
M-1	3.0(Invar)
M-2	7.7
M-3	12.4(Steel)
M-4	17.7
M-5	23.6(Aluminum)

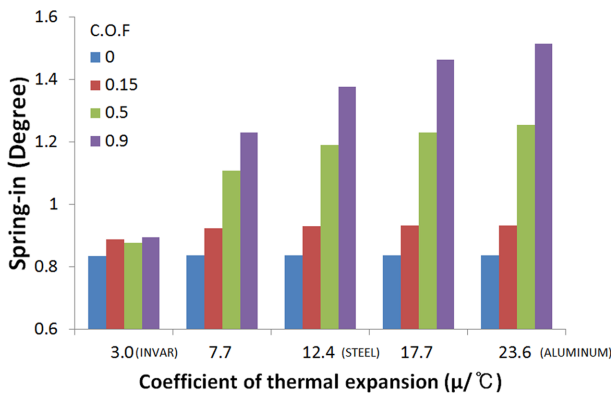


Fig. 6. Comparison of spring-in due to the CTE

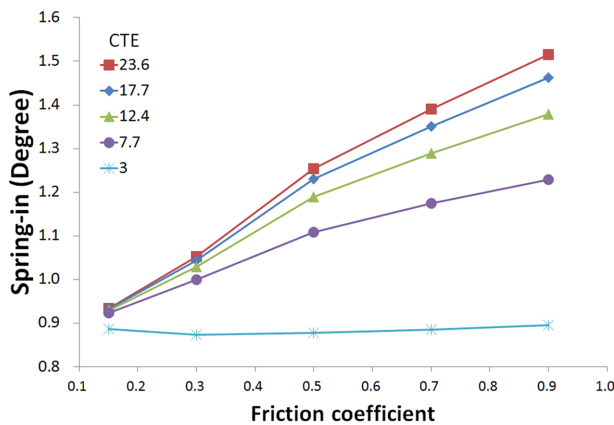


Fig. 7. Comparison of spring-in due to the friction coefficient

마찰계수를 가지는 조건에서 변화폭이 가장 큰 것을 알 수 있다. 23.6(Aluminum) 값에서 Spring-in 값이 마찰계수가 0.15일 때에 비해 0.5는 34%, 0.9는 62% 크게 나타나는 것을 확인하였다. 3.0(Invar)의 경우 마찰 계수의 변화에도 Spring-in의 변화폭이 미미한 것을 알 수 있고 알루미늄의 경우 마찰계수의 변화가 Spring-in 발생에 많은 영향을 주는 것을 확인할 수 있다.

마찰력이 제품에 Shear strain을 발생시키게 되고 이때 발생한 잔류응력이 성형틀과 제품을 분리한 후 변형을 일으킨다. CTE 값이 증가할수록 발생하는 마찰력이 크고 이 영향으로 Spring-in이 크게 발생한다고 볼 수 있다[6,7].

#### 4. 결 론

본 연구에서는 실제 시편의 성형과정에 있어서 변형을 유발하는 원인을 찾고 예측할 수 있는 유한요소 해석 방법을 연구하였다.

성형틀과 복합재 파트의 열팽창계수차이가 클 수록 Spring-in이 크게 일어나는 경향을 보이며, 해석을 통해 확인할 수 있었다. 동일한 재료의 성형틀을 사용했으나 표면상태에 따라 스프링인 다르게 나타났다. 이를 통해 제작된 서브루

틴이 올바르게 적용됨을 확인할 수 있었다. 본 연구를 바탕으로 제작된 서브루틴을 적용하게 된다면, 비교적 적은 비용과 시간으로 성형틀의 표면상태와 재질에 따른 복합재 구조물의 변형을 예측할 수 있다.

차후 연구를 발전시켜 수지유동(Resin flow), 섬유압착(Fiber compaction), 점탄성효과(Viscoelastic) 등을 더 고려한다면 실제 현상과 더욱 일치하는 해석결과를 얻을 수 있을 것이라 예상된다.

#### 후 기

본 과제는 교육부의 재원으로 지원을 받아 수행된 산학협력 선도대학(LINC) 육성사업의 연구결과입니다.

#### REFERENCES

- (Thesis) Twigg, G.A., "Tool-part Interaction in Composites Processing", Ph.D Thesis, The University of British Columbia, CANADA, 2001.
- (International Journal) Johnston, A., Vaziri, R., and Poursartip, A., "A Plane Strain Model for Process-Induced Deformation of Laminated Composite Structures," *Journal of Composite Materials*, Vol. 35, No. 16, 2001, pp. 1435-1469.
- (Thesis) Arafath, A.R.A., "Effect of Processing on the Behaviour of Laminated Composite Structures: A Numerical and Probabilistic Approach", Ph.D Thesis, The University of British Columbia, CANADA, 2002.
- (Thesis) Albert, C.I., "Spring-in of Angled Thermoset Composite Laminates", Ph.D Thesis, The University of British Columbia, CANADA, 1997.
- (International Journal) Wiersma, H.W., Peeters, L.J.B., and Akkerman, R., "Prediction of Springforward in Continuous-fibre/polymer L-shaped Part", *Composite Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 29, Issue. 11, 1998, pp. 1333-1342.
- (International Journal) Ersoy, N., Potter, K., Wisnom, M.R., and Clegg, M.J., "An Experimental Method to Study the Frictional Processes During Composites Manufacturing", *Composite Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 36, Issue. 11, 2005, pp. 1536-1544.
- (Korean Journal) Kim, P.-J. and Yoon, K.-J., "Characterization of Spring-in Deformation of Carbon/PEEK Composite Structure during Manufacturing Process", *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 9, No. 2, 1996, pp. 55-62.
- (International Journal) Zhu, Q., Geubelle, P.H., Li, M., and Tucker, C.L., "Dimensional Accuracy of Thermoset Composite : Simulation of Process-Induced Residual Stresses", *Journal of Composite Materials*, Vol. 35, No. 24, 2001, pp. 2171-2205.
- (Korean Journal) Jung, S.-R., Kim, W.-D., and Kim, J.-H., "Analysis of Thermal Deformation of Carbon-fiber Reinforced Polymer Matrix Composite Considering Viscoelasticity", *The Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 27, 2014, pp. 174-181.