

## 論文

## 섬유강화복합재 성형잔류응력의 측정을 위한 연속 홈가공법(SGT)

유 원 재\*

## Measurement of Process Induced Residual Stresses in Polymeric Composites: the Successive Grooving Technique

Won J. Yu\*

## ABSTRACT

SGT(Successive Grooving Technique) is investigated as a realistic method to measure the built-in process induced residual stresses in fiber composites. The main aim is to develop a methodology for assessing the in-plane residual stresses in laminated composites without complicate apparatus in an effort to realize on-site measurements. Two dimensional compliance model is described which quantifies the internal stresses by correlating them with the strains measured during the layer after layer successive grooving of laminates.

Numerical experiments are carried out to study the feasibility for this technique. Successive grooving of the  $[0_{40}]$  graphite/PEEK laminate, containing parabolically distributed skin core residual stresses in the thickness direction is simulated with F. E. method. Residual stresses in fiber composites are shown to be measured successfully. Further experimental studies are needed for the full verification, however, while this study shows the promising possibility of this new technique.

## 초 록

섬유강화복합재의 성형과정에서 발생하는 잔류응력을 직접적으로 측정하기 위한 수단으로서의 SGT(Successive Grooving Technique) 방법에 대해 연구하였다. 이방성인 복합재 적층판을 구성하는 각 층의 면내에 존재하는 응력(in-plane residual stresses)을 측정하는 방법 개발에 주안점을 두었으며, strain gage를 측정매체로 하여 제작현장에서 비교적 간편한 장비로 측정이 가능토록 하는 것을 목표로하였다. SGT 실행에 있어서, 한 층 두께씩의 연속적인 홈(groove) 가공에 따른 시편 표면에서의 strain 측정치와 적층판 내부 잔류응력과의 상호관계는 2-D compliance 모델을 이용하여 정량화 하였다.

SGT 방법의 실용가능성을 검증하기 위해서 수치모사방법을 사용하였다. 두께방향으로 포물선 분포의 잔류응력이 있는  $[0_{40}]$  Graphite/PEEK 적층판을 대상으로, 홈의 가공과정을 유한요소 해석으로 모사하여 표면의 strain을 계산하였고, 이를 통해 내부 잔류응력을 역산할 수 있음을 보였다.

## 1. 서 론

사용온도보다 높은 온도에서 제작되는 재료의

내부에는 그 제작과정, 즉 성형과 후 냉각과정의 열수축 현상과 재료강성 변화 등의 복합작용에 의해 내부응력(internal stresses)이 생성하게 된다.

\* (주)대한항공 항공기술연구원

내부응력은, 비등방 비균질성 재료가 냉각될 때, 또는 등방균질성 재료의 경우에도 비균일한 온도구배 하에서 냉각될 때 발생한다. 재료가 상온으로 냉각되는 중 내부응력은 발생(generation)과 이완(relaxation)의 두 메커니즘에 의해 그 크기가 계속 변화하는데, 결국 냉각이 완료되는 시점에서의 내부응력, 즉 상온에 이르는 시점까지 남아있는 응력을 잔류응력(residual stresses)이라 부른다.

높은 Tg 와 파괴인성을 가져 종래의 에폭시를 기지로 한 복합재의 재료적 한계를 극복할 대체 재료로서의 가능성을 보여 주고 있는 열가소성수지 기지의 섬유강화복합재(이하 thermoplastic 복합재)는 thermoforming 이나 프레스성형 등, 비교적 간편한 공정을 활용, 제작할 수 있어서 우수한 물성의 측면에서뿐만 아니라 제작비용의 관점에서도 그 가능성이 더욱 기대되고 있다. 그러나, 반면에 400°C 내외의 고온과 고압하의 성형은 큰 온도구배가 제작부품의 부품내부에 생기는 것을 피할 수 없게 하고, 이는 제작비용의 절감을 위해 또는 공정최적화 등을 통해 공정시간을 짧게 할수록 더욱 악화된다. 결과적으로 발생하는 내부응력으로 인하여, 단기적으로는 치수불안정성(dimensional instability) 문제[1]가 생기고 장기적으로는 내구특성(long term quality)의 열화로 그 영향이 나타나게 된다. 이는 thermoplastic 복합재의 강점에 대한 효과적인 활용을 저해하는 요인이 되고 있다.

에폭시 등의 열경화성수지를 기지로 한 복합재(이하 thermoset 복합재)의 경우도 이 문제에 관한 한 예외가 될 수 없다. 후성형(post curing) 이후의 비균일한 냉각에 의한 잔류응력과 치수불안정성 문제는 정밀한 치수관리가 요구되는 우주구조물 또는 항공기 기체구조요소의 제작에 큰 숙제가 되어 왔다. 성형 tool 의 보상(compensation)은 물론 때로는 재제작(rework)이 요구되는 등, 또한 이에 따른 schedule 지연과 cost 상승 등은 모든 복합재 제작자들이 공통적으로 안고 있는 현실적 과제이다[2,3].

근간의 기술경쟁 환경에 따른 thermoset 복합재 부품의 고급화와 cost 감소의 필요성, thermoplastic 복합재의 개발 및 사용증대와 더불어 잔류응력문제는 이 분야의 주요 연구대상이 되고 있다. 많은 연구자들이 이 문제와 관련하여 크게 두 가지 방향에서 접근하여 왔다. 즉, 첫 째로 그 발생 기구와 그에 따른 크기의 예측분야와 둘 째로 그

크기의 실험적인 측정분야이다[4-7].

잔류응력의 측정에 있어서, 종전의 일반적인 방법은 재료에 인위적인 국부 손상을 주어 응력이완을 유도하고 이에 따른 변위 또는 strain 을 측정, 측정된 strain 과 이완된 응력간의 연계성을 해석하는 방식이다. 예로서는, 전통적인 hole drilling 방법을 비롯하여 layer removal 방법 또는 복합재를 대상으로 개발된 PSL(Process Simulated Laminate) 방법[6] 등을 들 수 있는데, 측정하고자 하는 잔류응력의 분포형식이나 시편 또는 구조의 기하학적 형상에 따라 적용하는 측정방식도 달라질 수 있다. 이 방식들 중, 복합재에 적용할 수 있는 유일한 방법으로는 PSL 방식이다. 그러나, 이 경우에도 각 lamina 간의 분리를 가능케 할 수 있도록 kepton film 을 층간에 삽입하여야 하는 등 시편의 사전 준비가 필요하다는 단점이 있다. 비대칭으로 적층한 [0<sub>n</sub>/90<sub>n</sub>] 시편을 이용하여 그 곡률 변화의 관찰을 통해 잔류응력의 크기를 간접적으로 추정하는 방법도 시도되고 있다[7]. 그러나, 이 방식으로는 다양한 적층각을 갖는 적층판내의 잔류응력을 직접적으로 측정할 수 없다는 한계가 있다. 근래에는 광섬유를 그 내부에 심어 on-line 방식의 측정을 시도하고도 있다. 광섬유 사용방식의 경우 시편 준비 과정, signal 측정과 해석이 간단하지 않다는 단점이 있다. 광섬유와 이를 둘러싼 주위 구조간의 계면특성 문제와 점탄성적인 응력이완현상에 대한 고려 등 해결하여야 할 부분이 남아 있다. 즉, 실용 적층각을 갖는 복합재 구조물 내의 잔류응력을 측정하는 방법이 현재까지 사실상 없었다.

본 논문에서는 제작현장에서 사용할 수 있는 간편한 잔류응력 측정방법의 연구에 초점을 두어 개발한 SGT(Successive Grooving Technique)방법에 대해 기술하였다. 연속적인 홈(groove) 가공에 따른 시편 표면에서의 strain 측정치와 적층판의 각 층 내부의 잔류응력과의 상호관계는 2-D compliance 모델을 이용, 정량화 할 수 있었다. SGT 방법의 실현가능성을 검증하기 위해서는 numerical experimentation 을 실시하였다. 내부에 두께방향으로 포물선(parabolic)형태 분포의 잔류응력을 갖는 [0<sub>40</sub>] Graphite/PEEK 적층판에 홈을 가공하는 과정을 유한요소해석으로 모사하였으며, 표면의 strain 을 계산, 이를 통해 내부의 잔류응력을 성공적으로 역산함으로써 SGT의 타당성을 입증하였다. 본 연구에서 제안하는 SGT방법은 섬유

강화복합재 등 비등방성 재료를 대상으로 개발된 것이나 등방성 재료에 대해서도 적용할 수 있다.

## 2. In-Plane 잔류응력 측정을 위한 SGT 방법

### 2-1. 복합재 잔류응력의 특성

잔류응력 예측에 있어서의 정밀도를 높이기 위해서는, 비등방 비균질적이며 점탄성적인 복합재의 특성과 성형시의 비균일한 온도 및 압력의 분포 등의 영향에 대한 종합적인 고려가 필요하다. Banes 등[8]은 복합재 잔류응력의 발생과 그 해석에 있어서 고려에 넣어야 할 제반 인자(parameter)를 정리, 보고하고 있다. Radford 등[9,10]은 원자재인 프리프래그(prepreg) 내에서, 또 제작시의 여러 요인에 의한 기지내 섬유분포의 비균질성에 의해 초래될 수 있는 영향과 정도에 대해 주목하고 있다. 또한 White 등[11]은 냉각이력의 영향, Kim 등[12]은 원자재 및 제작 과정에서 허용한 오차의 영향을 분석하고 있다.

존재 행태의 측면에서 외력에 의한 응력과 잔류응력과의 차이점은, 잔류응력의 경우 자신들만으로서 재료 내부에서 서로 구속하며 평형을 이루고 있다는 점이다. 복합재 잔류응력 분포의 한 예를 Fig. 1에 나타내었다. 이 경우, 평형방정식은  $x=x_0$ 의 단면에서,

$$\Sigma F_x = \int_{z=-h/2}^{z=h/2} \sigma_{xx}(y) dA = 0 \quad (1)$$

$$\Sigma M_y = \int_{z=-h/2}^{z=h/2} z^* \sigma_{xx}(y) dA = 0 \quad (2)$$

위의 식 (2)에서  $z^*$ 는 기준면(대체로 중립면)으로부터의 거리이다. 동일한 형태의 평형방정식이  $y$ 방향으로도 세워질 수 있다. 내부 잔류응력이 위와 같이 평형방정식을 만족시키지 못할 경우, 적층판은 평형조건을 만족시킬 때까지 굽힘, 뒤틀림 등의 변형이, 이를 통한 응력의 재 분포와 병행하여 일어난다. 복합재 부품의 성형 후 탈형시 관찰될 수 있는 찌투불안정 현상이다. 부품의 사용시간 경과에 따른 잔류응력의 점탄성적 이완 역시 이러한 변형의 요인이 된다. 제작 직후의 잔류응력 평형조건이 응력분포의 변화와 더불어 점진적으로 새로

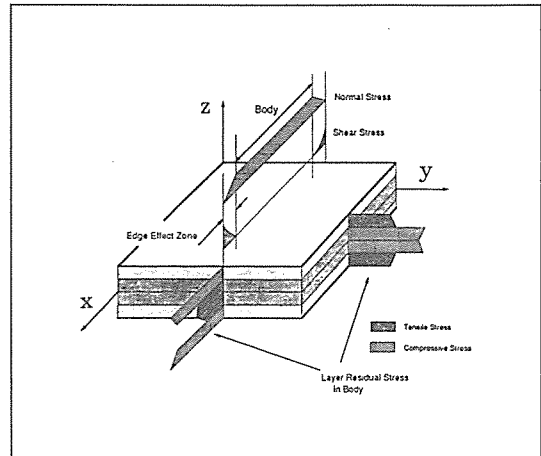


Fig. 1. Typical pattern of the residual stresses in composite laminates. Stresses vary inside the layers due to the skin-core effect.

운 평형조건으로 이동하면서 부품의 형상변형이 초래된다. 이러한 장기적이고 점진적인 찌투불안정성 문제는, 정밀한 치수의 유지가 특히 요구되는 우주구조물 또는 정밀측정 장비에서의 경우, 치명적인 성능열화를 초래할 수 있다.

위의 식 (1),(2)는, 적층판 몸체에서의 면내(in-plane) 응력의 평형방정식이다. 적층판의 테두리 즉, 경계면(edge)에서는 면내(in-plane) 응력뿐만 아니라 전단응력에 의한 부분적인 shear lag 이 warping 현상과 더불어 발생한다.(Fig. 1) 이같은 자유단면의 경계조건에 따른 잔류응력의 방출은 내부의 균열 등 결함의 주위에서도 일어난다. Kim등[13]은 {0/90}의 적층각을 갖는 graphite/polyimide 복합재 보 내부의 미세균열 주위의 shear lag 영역에서의 응력이완 현상이 적층판의 곡률 변화에 미치는 영향을 조사한 바 있으며, 그 영향이 작지 않음을 보였다. 본 연구에서 제안하는, 잔류응력 측정수단으로서의 SGT 방법은 이 shear lag 현상의 활용을 그 기초로 한다. 즉, 홈(groove)과 같은 불연속 경계조건을 인위적으로 부여하여 국부적인 응력이완 및 이에 따른 변형을 유도하고, 이를 strain gage로 측정, 이 측정값과 이완 전의 잔류응력과의 상호 연관함수를 계산함으로써 잔류응력의 크기를 알아낼 수 있도록 한다.

## 2.2. GEZ: 홈(groove) 가공에 의한 응력이완영역

Fig. 2에 SGT 방법의 요약도를 나타내었다. 보형상의 시편의 표면에 한 층 두께의 깊이로 홈(groove)을 가공을 하면 그 벽면(전단면) 상에는 shear lag 현상이 생기고 국부적으로 평형조건이 바뀌며 변형이 일어난다. 이 변형을 두 가지 구성요소로 분리하여 생각하기로 한다. 즉, 홈(groove) 벽면, 즉 자유단면에서 일차적인 응력이완에 의한 in-plane 변형과, 이차적으로 홈(groove)이 있는 부위의 시편 전체에서의 응력 재분포와 더불어 생기는 이차적인 굽힘 변형이다. 측정은 이중 어느 변형요소를 대상으로 하여도 이론상으로는 무방하겠으나, 다만 일차변형을 직접 측정할 경우 strain이 매우 좁은 영역에서 주로 발생하고(Kim 등[13]은 수치해석을 통해 ply 두께의 3배 정도의 폭 범위 내에서 strain이 생길 수 있음을 보인 바 있다), 따라서 그 분포 구배가 대단히 급격하므로 매우 작은 size의 gage가 필요하며 그 부착 위치가 극히 정밀하게 통제되어야만 한다. 홈의 가공 역시 같은 수준의 정밀도를 갖도록 하여야 하므로 현실적으로 그 실현이 어렵다. 이에 비해 이차적인 굽힘 변형에 의한 strain은 완만하게 분포되므로 측정이 상대적으로 용이하다는 장점이 있다. 따라서 SGT 시험에서는, 시편의 한 쪽 표면으로부터 saw 등을 이용, 한 층 두께씩 홈을 가공하고, 이와 병행하여 반대면에 부착된 gage로부터 strain값의 변화를

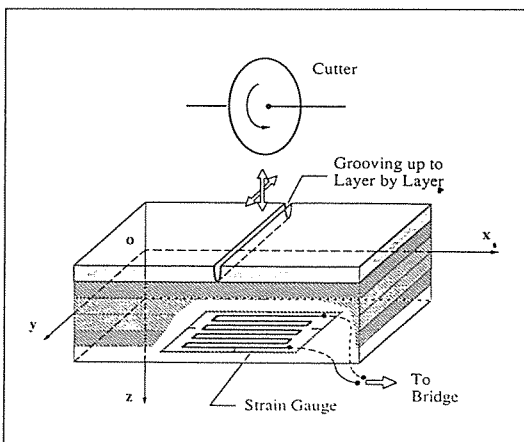


Fig. 2. Schematic diagram for the successive grooving technique.

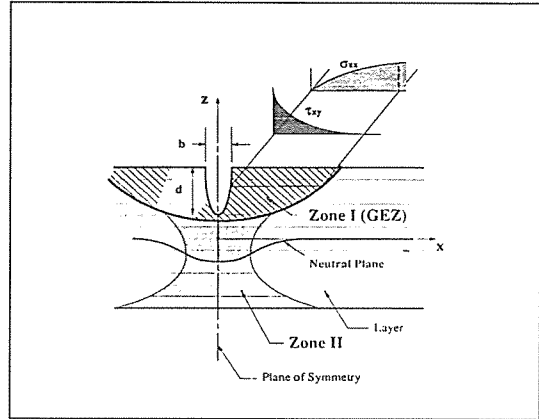


Fig. 3. The GEZ (Groove Effect Zone) in which the initial stress field becomes distorted due to the successive grooving.

읽어 들인다. 이 후, 2.3 절에서 설명하는 2-D Compliance를 이용해, 측정된 strain값으로부터 각 층의 잔류응력을 계산할 수 있다. Fig. 3에는 이상의 일차 및 이차 영역을 모두 포함하는 전체의 응력이완영역인 GEZ (Groove Effect Zone)를 나타내었다.

## 2.3. 2-D Compliance 모델

우선, 2-D Compliance 모델의 이론 전개를 단계 하기 위해 x 방향의 in-plane 잔류응력요소, 즉  $\sigma_{xx}$  만을 고려하기로 한다. 적층판은 일반적인 실용적층각을 가지고 있고, 또한 각각의 층에는 서로 다른 크기의 잔류응력을 갖는다고 가정한다. Fig. 2와 같은, 각 ply를 관통하는 홈의 가공에 의해 GEZ에는 새로운 응력분포상태가 유도된다. 먼저, 홈을 첫 번째 ply의 두께까지 가공할 때의 홈 주위의 응력 재분포는 아래 식(3)으로 표현될 수 있다.

$$\sigma_1 = \sigma_0 - \sigma_{re,1} \quad (3)$$

여기서,  $\sigma_1$ 는 홈 가공에 따른 새로 생성된 응력 분포상태를 나타내고,  $\sigma_0$ 는 당초의 홈가공 이전의 응력분포상태를 각각 나타낸다.  $\sigma_{re,1}$ 는 홈가공에 따라 방출된, 즉 이완된 응력을 나타낸다. 이완 응력,  $\sigma_{re,1}$ 는 여러 요소들이 복잡하게 연계된 함수이

다.

$$\sigma_{re,1} = f(\text{material}, \sigma_0, B/C, \dots \text{etc.}) \dots\dots\dots (4)$$

한편,  $\sigma_{re,1}$ 에 의해 유도되는 strain field는,

$$\epsilon_1 = C \sigma_{re,1} \dots\dots\dots (5)$$

식(4)에서  $C$ 는 compliance tensor 이다. 여기서, strain field  $\epsilon_1$ 와 초기 stress field  $\sigma_0$  사이의 관계를 구하기 위해서는 식 (3), (5)를 풀어야 하고, 이는 결국 compliance tensor  $C$ 를 구하는 문제로 귀결된다.

해석 과정을 간략화하기 위해 여기서는 다음의 두 가지 가정을 도입하기로 한다. 즉, 첫째로 적층판 내에서 한 층 내에서는 잔류응력의 구배가 없다는 것을 가정하고, 둘째로 전 해석과정에서 선형탄성역학의 지배를 받는다고 가정한다. 이 가정은 적층판의 두께가 각각의 층보다는 상당히 두꺼울 때, 또한 각 ply 내 잔류응력의 크기가 재료의 탄성범위 내에 있을 때 타당하다. 그러면, Fig. 4에서 보이고 있는 바와 같이, strain field  $\epsilon_1$ 는 홈가공 이전 초기상태에서의 잔류응력, 즉  $\sigma_{xx,1}$ 에 해당하는 크기의 외부압력 또는 응력을 홈 벽면에 작용시킬 때의 strain field 와 동일한 것임을 알 수 있다. 그러므로,

$$\epsilon_1 = C_1 \sigma_{xx,1} \dots\dots\dots (6)$$

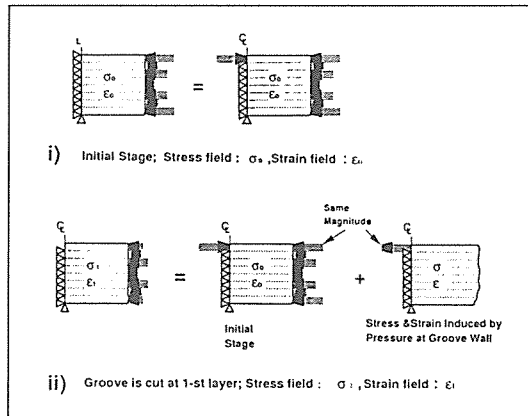


Fig. 4. Simulation of the groove induced strain field.

여기서, compliance tensor  $C_1$ 은 홈 벽면에 단위 크기의 압력을 가할 때 GEZ에 생기는 strain field 이다.

위의 식 (6)은 GEZ의 전체 범위에서의 strain field 를 나타낸다. 그러나 홈가공과 병행하여 strain을 측정할 경우에 있어서, 즉 특정한 면내에서 측정된 strain 과  $\sigma_{xx,1}$ 의 관계식도 비슷한 과정으로 유도할 수 있다. 이 경우, 가공하는 홈의 반대면 상의  $-L^*/2 < x < L^*/2$ 의 범위에서 측정된 strain 의 평균크기를  $\epsilon_1^*$ 라 두면 이는 다음 식으로 표시할 수 있다.

$$\epsilon_1^* = C_{11} \sigma_{xx,1} \dots\dots\dots (7)$$

여기서  $C_{11}$ 은 단위크기의 압력을 홈가공 하는 첫 번째 ply 의 벽면에 가했을 때  $-L^*/2 < x < L^*/2$  상에 발생하는, 따라서 strain gage 로 측정될 수 있는 strain 이다.

이상으로 홈을 첫 번째 층에 가공하였을 때 층내의 잔류응력과 이완 응력성분에 의해 발생하는 strain 과의 관계를 유도하였다. 더 나아가, 홈을 ply 를 따라 계속 가공할 때의 strain과 각 층 내의 잔류응력과의 관계는 다음 식으로 표시할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \epsilon_1^* \\ \epsilon_2^* \\ \vdots \\ \epsilon_i^* \\ \vdots \\ \epsilon_n^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{i1} & C_{i2} & 0 & 0 & C_{ii} & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & 0 & \vdots \\ C_{n1} & C_{n2} & \vdots & C_{ni} & \vdots & C_{nn} & \vdots \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{xx,1} \\ \sigma_{xx,2} \\ \vdots \\ \sigma_{xx,i} \\ \vdots \\ \sigma_{xx,n} \end{bmatrix} \dots\dots\dots (8)$$

여기서,  $\epsilon_i^*$ 는 홈을  $i$  번째 층까지 가공하였을 때  $-L^*/2 < x < L^*/2$ 의 범위에서 생기는, 측정되는 strain 값이고,  $\sigma_{xx,i}$ 는  $j$  번째 ply 내의 초기 잔류응력,  $C_{ij}$ 는 compliance 계수, 즉 홈을  $i$  번째 ply 까지 가공하였을 때  $j$  번째 ply 벽면에 단위 크기의 압력을 가했을 때  $-L^*/2 < x < L^*/2$ 의 범위에서 생기고 측정되는 strain 값이다.

식 (8) 으로부터, 홈을  $i$  번째 ply 까지 가공하였을 때  $-L^*/2 < x < L^*/2$ 의 범위에서 생기는

strain 값은 다음과 같이 유도된다. 즉,

$$\varepsilon_i^* = \sum_{j=1}^i C_{ij} \sigma_{xx,j}, \quad j \leq i \quad \dots\dots\dots (9)$$

그러면, 위 식 (9)에서 알 수 있듯이, 일련의 compliance 계수  $C_{ij}$  값들을 알고 또한 홈가공에 따라 발생, 측정된 strain 값을 알면 각 ply 내부의 잔류응력을 계산해낼 수 있다. 즉,  $i$  번째 ply 내의 잔류응력 크기는,

$$\sigma_{xx,i} = \frac{1}{C_{ij}} \left( \varepsilon_i^* - \sum_{j=1}^{i-1} C_{ij} \sigma_{xx,j} \right), \quad j \leq i \quad (i=1,2,\dots,n) \quad \dots\dots\dots (10)$$

이상에서 각층의 잔류응력이 선형연립방정식으로 표시될 수 있음을 보였다. 위 식(10)에서 유추할 수 있듯이  $i$  번째 층 내의 잔류응력 크기를 알기 위해서는  $i$  번째 층까지 홈을 가공, strain 을 측정하여야 하며, 또한  $C_{ij}$  값들도 계산해 두어야 한다.  $C_{ij}$  값들은 strain 측정영역의 길이, 즉 strain gage 길이  $L^*$  에 따라 달라지고 계산의 정밀도에 영향을 미친다. 그러므로 적층판의 두께, 각 층의 두께 등을 고려 적절한 strain gage 를 선정하고 이에 따라  $C_{ij}$  값들을 계산하여야 한다.

### 3. 수치 실험(Numerical Simulation)

2-D compliance 모델과 SGT 방법의 실용가능성을 유한요소해석을 이용한 수치모사를 통해 평가하였다. 수치모사의 과정은 요해도를 Fig. 5 에 나타낸 바와 같이 크게 두 부분, 즉 수치모사실험 부분과 model validation 부분으로 나누어 진행하였다. 수치모사실험 부분에서는 잔류응력을 가진 적층판에 홈을 가공할 때 발생하는 strain 을 모사하는 것을 그 내용으로 하고, 한 편 model validation 부분에서는 이 발생한 strain 을 이용, 내부 잔류응력을 역 추적하는 것을 목적으로 하고 있다.

문제를 보다 현실적으로 모델링을 하기 위해 본 연구에서는 graphite/PEEK 재료의 성형/냉각시 발생하는 skin core 잔류응력이 두께방향으로 포물선형태의 분포를 가지는 Chapman 등[1]의 실험 결과를 사용하였다. 유한요소모델은 Fig. 6에 나타낸 바와 같다. 적층판의 기하학적 형상과 잔류응력

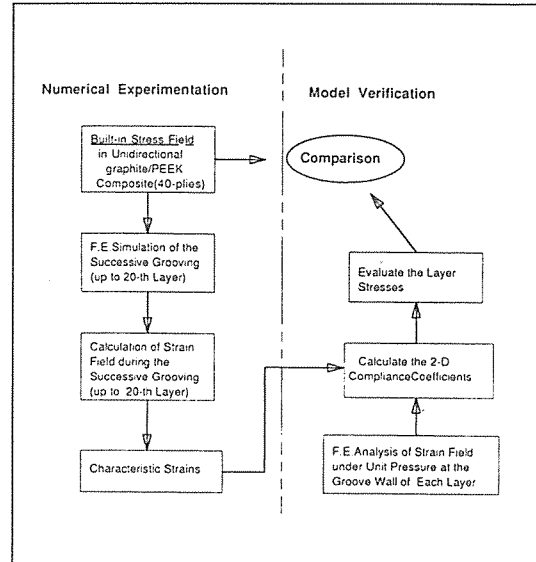


Fig. 5. Procedure of the numerical experimentation and the model validation.

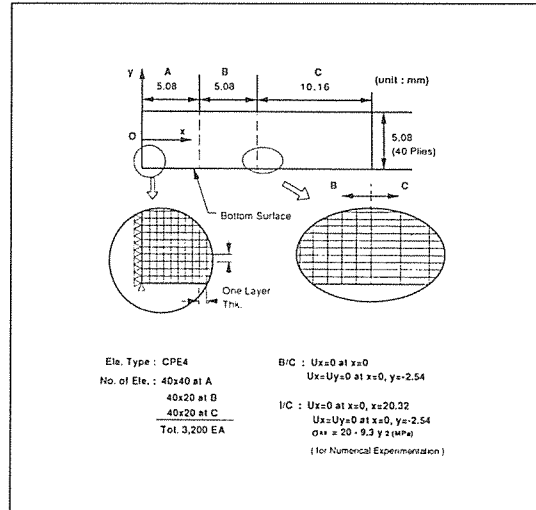


Fig. 6. Finite element modelling for the  $[0_{40}]$  graphite/PEEK laminate containing skin-core residual stresses parabolically distributed across the thickness direction.

이  $x=0$  면을 기준으로 대칭을 가정할 수 있으므로 적층판의 반쪽만에 대해서 4 개의 node를 가진

plane strain 요소를 사용, 모델링하였다. 모든 해석에는 ABAQUS 5.2 version[14]을 사용하였다. 적층판 표면에서는 압축(최대 40 MPa), 내부에서는 인장(최대 20 MPa)의 skin core 잔류응력이 두께방향으로 포물선형태의 분포를 가지는 skin core 잔류응력은, ABAQUS의 user subroutine 을 사용, 정의할 수 있었다.

Model validation 과정에서 동일한 유한요소 모델을 사용하였으며, 이를 이용하여 일련의 compliance 계수  $C_0$ 를 계산하고, 수치모사실험을 통하여 획득한 strain data 를 식 (10)에 적용, 적층판 내의 잔류응력을 계산하였다.

Fig. 7은 홈을 적층판의 두께 방향으로 가공해 감에 따라 적층판의 자유단에서 y 축 방향으로 발생하는 변위이다. 이 수직방향의 변위는 주로 GEZ 에서 이완되는 응력에 의해 발생하는 굽힘 모멘트에 의한 것이다. 홈가공의 초기에, 즉 압축잔류응력이 있는 표면 층을 자를 때 위쪽 방향의 굽힘이 발생하고, 점차 인장잔류응력이 있는 내부 층으로 홈을 가공해 들어갈 때에도, 역시 표면 층의 압축잔류응력이완에 따른 모멘트가 우세하여 계속 위 쪽 방향으로의 변위가 증가하는 방향으로 생긴다.

홈을 적층판의 두께 방향으로 가공해 감에 따라 적층판의 아랫면에서의 strain 값의 변화를 나타낸 것이 Fig. 8 이다. 이 strain 값은 잘라 들어간 층의 수가 증가할수록 증가하는 것으로 관찰할 수 있는데, 이는 Fig. 7 에서 유추할 수 있다. 이 strain 값은, 그러나, 홈의 중심선, 즉  $x=0$  면으로부터 5

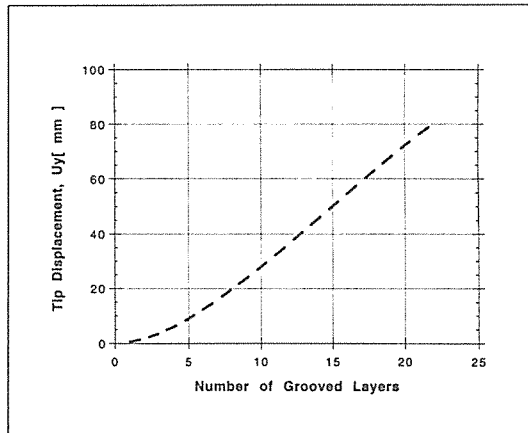


Fig. 7. Tip deflection of the specimen during the simulation of successive grooving.

mm 이내에서만 생기고 있다. 이는 strain gage 의 선정시 반드시 고려에 넣어야 한다. 큰 strain gage (이 경우, 10 mm 보다 긴 gage)를 사용하는 것은 측정의 민감도(sensitivity)에 문제를 야기할 수 있다. Fig. 9 은 6 mm, 8 mm, 10 mm 크기의 strain gage 를 사용하였을 때(즉 strain 의 측정범위를  $\pm 3$  mm,  $\pm 4$  mm,  $\pm 5$  mm 로 하였을 때)의 strain 측정치의 변화를 나타낸 것이다. 작은 gage 를 사용할수록 더 큰 strain 측정값을 얻을 수 있음을, 따라서 측정 자체의 sensitivity 를 높일 수 있음을 보여주고 있다. 그러나 이 경우, gage 의 부착

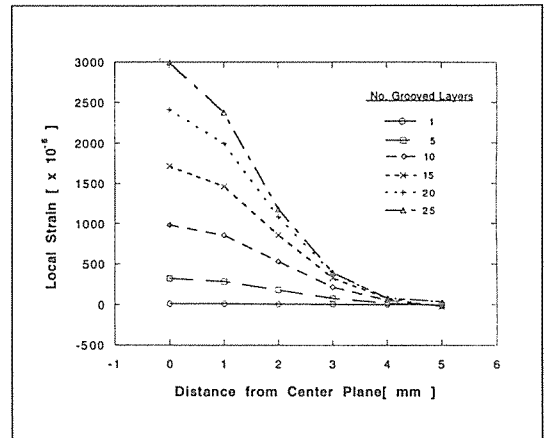


Fig. 8. Strains at the surface of the laminate opposite to the groove.

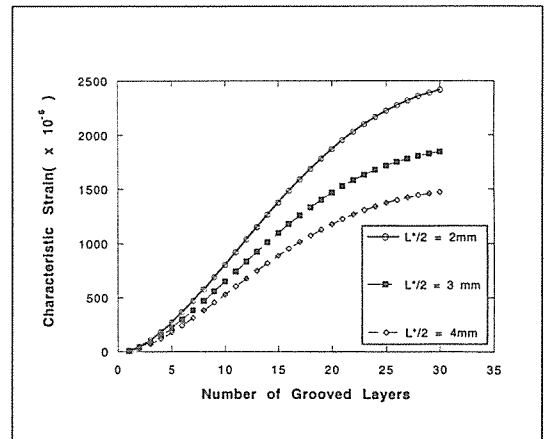


Fig. 9. Average strains at the surface opposite to the groove as the function of the number of the grooved layers.

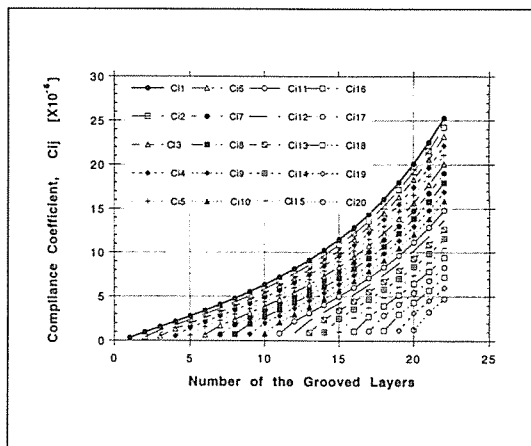


Fig. 10. Compliance coefficients for  $L^*/2=3$ , i. e. when the calculation are based on the strains at the surface of  $-3\text{mm} \leq x \leq 3\text{mm}$ .

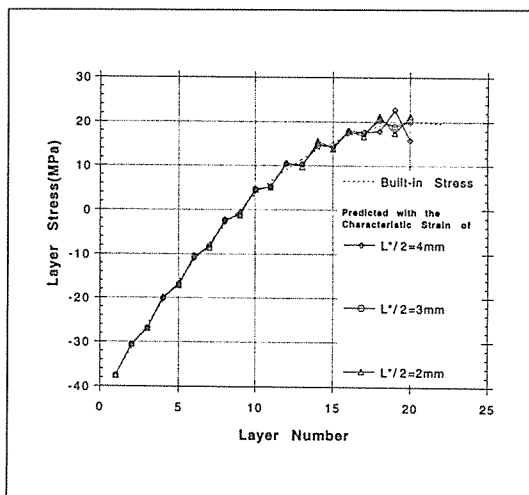


Fig. 11. Comparison of the built-in residual stress and the back calculated residual stresses.

에 있어서의 위치 오차 문제발생의 가능성은 더 커지므로, 두 측면을 잘 고려하여 gage 를 선정하여야 할 것이다. Fig. 10 은 측정범위가  $\pm 4\text{mm}$  일 때의 compliance 계수이다. 이 compliance 계수들과 Fig. 9 의 strain 값, 및 식(10) 으로부터 적층판 내 각 층 내의 잔류응력 값을 역산하여, 당초 주어

진 built-in 잔류응력과의 함께 Fig. 11 에 나타내었다. 서로 잘 일치하는 것을 볼 수 있고, 이는 SGT 방법의 실용가능성을 입증하고 있다.

#### 4. 결 론

복합재내의 잔류응력을 측정하기 위한 방법으로서 SGT 방법을 제안하였다. 이에 대한 이론적인 배경으로 2-D compliance 모델을 제시하였으며, 이는 적층판 두께방향의 홈(groove)가공에 따른 주위의 응력이완 현상을 근거로 하고 있다.

SGT 방법의 실용가능성을 평가하기 위해 수치 모사방법을 사용하였다. 두께 방향으로 포물선 분포를 한 잔류응력을 갖는  $[0_{40}]$  Graphite/PEEK 적층판에 홈을 가공하는 것을, 또한 홈의 중앙선을 기준으로 하여  $\pm 3\text{mm}$ ,  $\pm 4\text{mm}$ ,  $\pm 5\text{mm}$  등, 3 가지의  $L^*$ 에서 발생하는 strain을 유한요소해석을 통해 모사하였다. 3 가지의  $L^*$ 에 대한 연성(compliance)계수를 계산하고 이를 이용, 적층판 내부의 잔류응력을 역산해 낼 수 있었고, 이로써 본 SGT 방법의 타당성을 입증하였다.

본 연구에서는, 실용 적층각을 갖는 복합재 내부의 잔류응력을 측정하는 방법 개발에 주목하였다. 그러나, 이의 결과로 제안하는 SGT 방법은 등방성 재료의 경우에도 적용될 수 있으며, 3 차원 곡률을 갖는 구조물의 경우에도 적용대상 범위를 확대할 수 있다.

#### 참 고 문 헌

1. Chapman, T. J., Gillespie, J. W. Jr., Pipes, R. B., Manson, J. -A., E. and Seferis, J. C., "Prediction of Process-induced Residual Stresses in Thermoplastic Composites", Journal of Composite Materials, Vol. 24, pp.616-643, 1990.
2. Stover, D., "Coping with Spring-in in Composite Tools and Parts", Advanced Composites, 3/4, 1993.
3. Krumweide, G. C., "Attacking Dimensional Instability Problems in Graphite/Epoxy Structures", SPIE Vol. 1533, Optomechanics and Dimensional Stability, San Diego, CA, USA, 1991.



4. Wang, T. M., Daniel, I. M. and Gotro, J. T., "Thermoviscoelastic Analysis of Residual Stresses and Warpage in Composite Laminates", *Journal of Composite Materials*, Vol. 26, No. 6, 1992.
  5. Tseng, S. C., and Osswald, T. A., "Predicting Shrinkage and Warpage of Thin Compression Molded Fiber Reinforced Thermoset Parts", *SAMPE Quarterly*, Vol. 24, No. 4, 1993.
  6. Manson, J.-A. E. and Seferis, J. C., "Process Simulated Laminate(PSL): A Methodology to Internal Stress Characterization in Advanced Composite Materials", *J. Composite Materials*, 26, 1992
  7. Nairn, J. A., Zoller, P., "The Development of Residual Thermal Stress in Amorphous and Semicrystalline Thermoplastic Matrix Composites", *Toughened Composites*, ASTM STP 937, American Society for Testing and Materials, 1987.
  8. Barnes, J. A., Byerly, G., LeBouton, M. C. and Zahlan, N., "Dimensional Stability Effects in Thermoplastic Composites - Towards a Predictive Capability", *Composite Manufacturing*, Vol. 2, No. 3/4, 1991.
  9. Radford, D. W., "Cure Shrinkage Induced Warpage in Flat Uni-axial Composites", *J. Composite Technology and Research*, Vol. 15, No. 4, 1993.
  10. Radford, D. W. and Diffendorf, R. J., "Shape Instability in Composites Resulting from Laminate Anisotropy", *J. Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 12, 1, 1993.
  11. White, S. R. and Hahn, H. T., "Cure Cycle Optimization for the Reduction of Processing-induced Residual Stresses in Composite Materials", *J. Composite Materials*, Vol. 27, No. 14, 1993.
  12. Phillips, R., Kim, P., Sunderland, P. and Manson, J.-A. E., "Influence of Processing Parameters on the Dimensional Stability of Polymer Composites", *Proceedings of Int'l Workshop on Advanced Materials for High Precision Detectors*, Archamps, Haute-Savoie, France, 9, 1994.
  13. Kim, K. S., Hahn, H. T. and Croman, R. B., "The Effect of Cooling Rate on Residual Stress in a Thermoplastic Composite", *J. Composite Technology and Research*, Vol. 11, No. 2, 1989.
  14. ABAQUS/Standard User's Manual, Hibbit, Karlsson and Sorenson Inc.
-