

## 論文

# 광섬유 A-EFPI 센서를 이용한 직교적층 복합재료의 표피층 및 내부층의 변형률 해석

우성충\*, 박래영\*\*, 최낙삼\*\*\*, 권일범\*\*\*

## Strain Analysis in the Skin and Core Layers of Cross-Ply Composite Laminates Using A-EFPI Optical Fiber Sensor

Sung-Choong Woo\*, Lai-Young Park\*\*, Nak-Sam Choi\*\*\*, Il-Bum Kwon\*\*\*

### ABSTRACT

Longitudinal strains ( $\epsilon_x$ ) of the core and skin layers in glass fiber reinforced plastic (GFRP) cross-ply composite laminates have been measured using the embedded optical fiber sensor of absolute extrinsic Fabry-Perot interferometer (A-EFPI). Transmission optical microscopy was used to investigate the damage behavior around the A-EFPI sensor. Foil-type strain gauges bonded on both the upper and lower surfaces were used for the measurement of the surface strains. It was shown that values of  $\epsilon_x$  in the interior of the skin layer and the core layer measured by embedded A-EFPI sensor were significantly higher than that of the specimen surface measured by strain gauges. The experimental results agreed well with those from finite element analysis on the basis of uniform stress model. Large strains in the core layer led to the occurrence of many transverse cracks which drastically reduced the strain at failure of optical fiber sensor embedded in the core layer.

### 초 록

유리 섬유 강화 플라스틱 직교적층판의 내부층과 표피층의 길이방향 변형률을 삽입된 절대변형 외부 페브리 페로 간섭 센서를 이용하여 측정하였다. 투과식 광학현미경을 이용하여 삽입된 A-EFPI 센서 주위의 파손거동을 관찰하였다. 시험편 표면부의 변형률 측정을 위해 포일 형식의 스트레인 게이지를 시험편 아래 위 표면부에 부착하였다. 또한 삽입된 A-EFPI 센서로 측정한 내부층과 표피층의 길이방향 변형률 값은 스트레인 게이지로 측정한 시험편 표면의 변형률 값 보다 다소 크게 나타났다. 균일 응력 모델을 기초로한 3차원 유한요소해석을 통해 실험 결과의 타당성을 확인하였으며 내부층의 큰 변형률은 많은 횡단형 균열의 발생을 야기시켰는데 이로 인해 내부층에 삽입된 광섬유센서의 고장시 변형률이 급격히 낮아졌다.

**Key Words:** 변형률해석(strain analysis), 광섬유센서(optical fiber sensor), 직교형 복합적층판(cross-ply composite laminates), 횡방향 균열(transverse crack), 고장(failure)

## 1. 서 론

복합소재는 강화재인 섬유의 배향을 적절히 조절함으로

\* 한양대학교 기계설계학과 대학원

\*\*\* 한양대학교 기계정보경영공학부, 교신저자(E-mail:nschoi@hanyang.ac.kr)

\*\* (주) 오토리브 만도

\*\*\* 한국표준과학연구원 스마트계측그룹

써 원하는 강도를 얻을 수 있고 다른 금속재료나 알루미늄 합금에 비해 우수한 비강도(specific strength)와 비강성(specific stiffness)을 가지고 있어 경량화 설계를 위한 소재로서 그 이용 가치가 증가하는 추세이다. 그리고 최근에는 광섬유의 물성이 복합소재의 강화재와 물성이 비슷하여 복합재료 구조물내에 광섬유 센서를 삽입하여 구조물의 안전성과 신뢰성을 감시하기 위한 연구가 활발히 진행 중이다.

광섬유 센서는 복합재료 구조물의 파손거동을 감지할 수 있는 충분한 감도를 가지고 있으며[1], 한 번의 탐침으로부터 많은 정보를 얻을 수 있고 구조물 내에 쉽게 삽입될 수 있다는 장점이 있다. Rippert[2]는 마이크로벤딩 개념을 바탕으로 한 신호변조 광센서와 음향방출법을 병행하여 CFRP 적층판 내의 손상시작시점을 확인하였고, Takeda[3]는 작은 지름을 가진 섬유 브래그 격자(FBG)센서를 CFRP 적층판 내에 삽입하여 중간분리가 시작 될 때, 반사파형의 강도비를 이용하여 중간분리길이를 측정하였다. 또한 Jinsong Leng 등[4]은 손상을 내재한 복합적층판과 손상이 없는 복합적층판을 EFPI센서와 FBG센서를 이용하여 경화 과정을 실시간으로 모니터링하고 경화중 압축변형률을 측정하였고 Culshaw 등[5]은 복합소재 속에 삽입된 광섬유 센서는 구조물의 기계적 특성에 거의 영향을 미치지 않는다고 보고한 바가 있다. 이와 같이 기존의 연구 결과들은 광섬유 센서를 활용하여 복합소재의 변형률 및 온도측정과 내부 손상 시점을 찾는 연구에 주로 집중되어 있다. 하지만 복합재료 구조물의 경우, 구성섬유와 모재의 물성이 달라 다양한 종류의 손상이 과도한 정적 및 동적하중 하에 발생하고 적층 구조가 다른 경우 증별 변형률에 차이가 발생한다. 따라서, 복합소재 구조물의 내부 변형률과 표면 변형률의 차이 및 각 증별 변형률을 감시하고 규명하는 것은 건전성과 신뢰성의 정확한 평가를 위해 중요하다.

본 연구에서는, 복합적층판의 표면과 내부의 변형률, 증별 변형률의 차이를 규명할 목적으로 절대변형 외부 패브리-페로 간섭(absolute extrinsic Fabry-Perot interferometer, A-EFPI) 광섬유 센서를 유리섬유강화 직교 적층판 내부에 삽입하여 제작하고 각 증별 내부 변형률을 측정하였다. 시험편 표면에서는 게이지 길이 5mm의 포일형 전기저항식 스트레인 게이지를 부착하여 표면 변형률을 측정하였다. 또한 유한요소해석을 통해 표면과 내부 변형률, 각 증별 변형률거동 그리고 성형후의 길이방향으로의 잔류 변형률을 분석하고 이들 결과를 실험결과와 비교하였다.

## 2. 실험

### 2.1 A-EFPI 센서의 측정 원리

본 연구에서 제작한 A-EFPI 광섬유 센서의 구조를 Fig. 1에

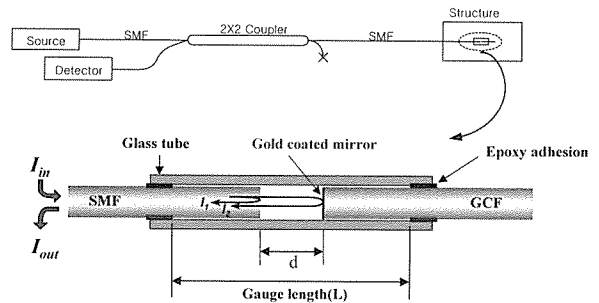


Fig. 1 Structure of A-EFPI optical fiber sensor.

나타낸다. 광섬유 자체의 구조는 코어(core), 클래딩(cladding), 코팅(coating)으로 구성되며 각각의 외경은 9 $\mu$ m, 125 $\mu$ m, 250 $\mu$ m이다. 코어와 클래딩의 성분은 석영으로 코어의 굴절률이 클래딩보다 1~2%정도 커서 코어를 통과하는 빛이 코어와 클래딩의 경계에서 전반사되어 손실이 거의 없이 전파한다. 고분자 재료로 이루어져있는 코팅은 주 구조인 코어와 클래딩을 보호하는 역할을 하나, 본 센서의 감지부에는 제거되어 있다. A-EFPI 광섬유 센서는 Fig. 1과 같이 광섬유의 2차 단면에 금을 진공 증착하여 투과에 의해 외부로 빠져나가는 광 손실량을 줄이고 반사율을 높임으로써 반사광의 강도를 증가시키고 노이즈를 감소시키는 등 센서의 성능을 향상시킨 것이다[6-10]. 센서 탐침자의 외부에서 변형이 가해져 광섬유 사이의 공기간극 d의 길이가 변화하면 광 검출기에서 측정되는 광 출력신호는 출력광  $I_2$ 가 공기간극의 광로차를 겪게되어 출력광  $I_1$ 와 합해져 광 간섭효과를 갖게 된다.

일반적으로 A-EFPI 센서의 광원으로서 협대역 광원을 사용할 때는 변형에 따른 광 강도의 변화로부터 파형의 개수를 측정하여 변형률을 측정하나, 광대역 광원을 사용할 때는 변형에 따른 파형의 변화를 분석해야 하므로 광 파형 분석기(optical spectrum analyzer, OSA)가 필요하다. 본 연구에서 사용한 광 파형 분석기는 최대 분해능이 0.05nm인 ANDO사의 모델을 사용하였다. Fig. 1에서 L은 본 A-EFPI 센서의 게이지 길이이다. A-EFPI를 이용하여 구조물의 변형률 및 파손을 측정할 수 있는 원리는 다음과 같다. 간섭 신호의 출력 강도를 식(1)과 같이 간략화하여 나타낼 수 있다. 간섭 신호는 정현파 형태로 나타내어지며 간섭 신호의 위상( $\Phi$ )은 식(2)와 같이 공기간극 길이에 대한 함수로 주어진다[8].

$$I = I_0 (1 + \cos \Phi) \quad (1)$$

$$\Phi = \frac{4\pi d}{\lambda} \quad (2)$$

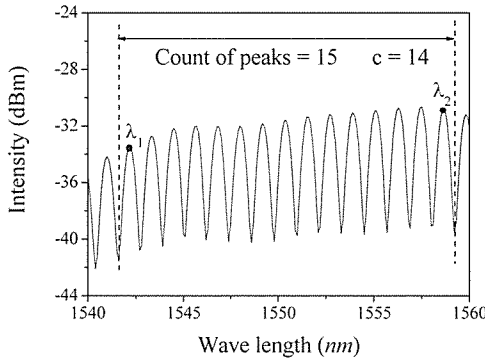


Fig. 2 Reflected spectrum of broadband light source.

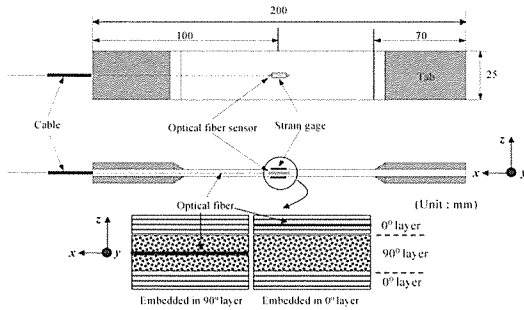


Fig. 3 Fabricated composite specimens and sensor locations.

여기서 간섭 신호의 위상은 EFPI 센서의 공기 간극 길이( $d$ )의 함수가 되므로 간섭 무늬의 최고점 파장들(예, Fig. 2의  $\lambda_1, \lambda_2$ )의 간격으로부터 공기 간극길이를 다음의 식(3)과 같이 구할 수 있다[11-12].

$$d = \frac{c\lambda_1\lambda_2}{2(\lambda_2 - \lambda_1)} \quad (3)$$

여기서  $\lambda_1$ 과  $\lambda_2$ 는  $2c\pi$  만큼의 위상 차이를 가지는 두 최고점의 파장이며  $c$ 는  $\lambda_1$ 과  $\lambda_2$  사이에 있는 간섭 무늬 개수에서 1을 뺀 정수이다. 광섬유 A-EFPI 센서에 변형이 가해졌을 때, 센서의 게이지 길이를  $L$ , 변형을 가하기 전 초기의 공기 간극길이를  $d_0$ , 변형이 가해진 후의 공기 간극 길이를  $d_n$ , 그리고 변형 전후의 공기 간극길이의 변화량을  $\Delta d$ 라고 하면, 광섬유 A-EFPI 센서에 의해서 측정되는 변형률은 다음 식(4)와 같이 구해질 수 있다.

$$\varepsilon = \frac{d_n - d_0}{L} = \frac{\Delta d}{L} \quad (4)$$

본 연구에서 사용한 광원은 BLS 광대역 광원이며 1540~1560nm의 파장 영역에서 사용 가능하다. Fig. 2는 광파형 분석기를 통해 분석한 검출광의 파장별 광간섭 신호의 출력강도변화를 나타낸다. 설정한 일정 파장 범위내에 있는 피크(peak)의 수를 세고, 그 범위내의 양쪽 끝 부분에 있는 피크를  $\lambda_1$ 과  $\lambda_2$ 로 하면 식 (3)에 의해 공기간극 길이를 알 수 있다. 간섭 무늬의 개수는 인장 변형에 의해 증가하고 압축 변형에 의해 감소한다. 반대로, 간섭 신호의 강도는 인장 변형에 의해 감소하고 압축 변형에 의해 증가하는데 이것은 공기간극 길이 변화에 따른 광 손실량과 관계된다.

## 2.2 시험편 제작

본 연구에서 사용된 복합적층판 시험편을 SK Chemical의 두께가 0.125mm인 일방향 유리섬유/에폭시 프리프레그(UD-GFRP, UGN-150)로 제작하였다. 모든 광섬유 센서는 시험편의 하중방향과 나란하게 삽입되었고 시험편의 형상과 광섬유센서의 삽입위치를 Fig. 3에 나타낸다. 각 시험편의 양단에는 길이 70mm의 유리섬유 에폭시 하중뿔을 부착하였으며 오토클레이브(autoclave)에서 Fig. 4와 같은 경화과정을 통해 성형하였다. 시험편 종류별 적층구성, 광섬유센서 삽입위치, 시험편 두께를 Table 1에 나타내었다. {0}표시는 광섬유 센서의 삽입위치를 나타낸다.

## 2.3 준 정적 인장시험

이상과 같이 제작된 시험편을 대상으로 준 정적 인장시험을 수행하였다. 하중은 만능시험기(TSM-50)를 이용하여 1mm/min의 변위속도로 유지하면서 0.1mm씩 변위를 가한 후 광섬유 센서의 최종 파손이 발생할 때까지 변위를 증가시켰다. 광대역 광원을 사용해서 변형률의 측정을 수행하기 위해서는 검출광의 파형을 분석할 시간이 필요하므로

Table 1 Locations of embedded optical fiber sensors in GFRP cross-ply laminates

	Stacking sequence and sensor location {0}	Specimen Thickness (mm)
OFS in the skin layer	$[0^0_2/90^0_2/0^0_2/\{0\}/0^0_2]$	1.5
	$[0^0_4/90^0_4/0^0_4/\{0\}/0^0_4]$	2.0
	$[0^0_6/90^0_6/0^0_6/\{0\}/0^0_6]$	3.0
OFS in the core layer	$[0^0_2/90^0_2/\{0\}/90^0_2/0^0_2]$	1.5
	$[0^0_4/90^0_4/\{0\}/90^0_4/0^0_4]$	2.0
	$[0^0_6/90^0_6/\{0\}/90^0_6/0^0_6]$	3.0

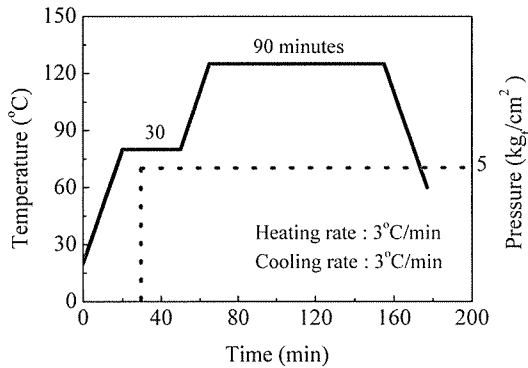


Fig. 4 Curing cycle for composite laminates.

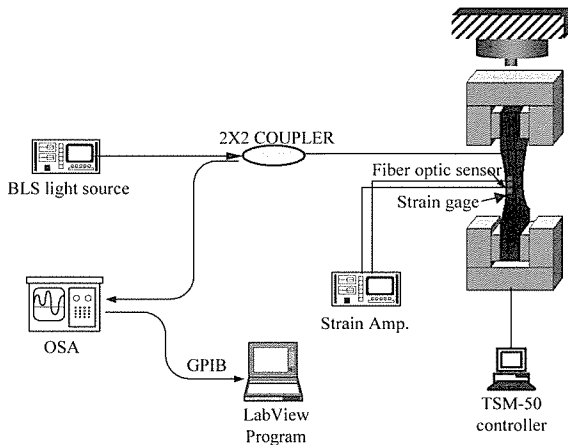


Fig. 5 Schematic diagram of experimental setup.

스캐닝시간이 요구된다. 연속적인 변형을 가하게 되면 광파형 분석기의 스캐닝 도중에 외란이 발생하며, 이 때 외란이 가해지면 피크간 간격뿐만 아니라 피크 형상이 매우 불량하게 되어 정확한 변형을 측정에 치명적인 오차의 원인이 되므로 외란의 영향을 근본적으로 배제시키기 위하여 인장시험 도중 일시적으로 변위속도를 멈추고 파형분석을 함으로써 변형을 측정을 한 것이다. 변형을 측정실험을 위한 시스템의 전체 구성은 Fig. 5와 같다. 광대역 광원으로는 절대변형 측정을 위해 BLS(broadband light source)광원을 사용하였고, 광 출력 검출광의 신호는 광파형 분석기를 사용하여 취득하였으며 GPIB를 통하여 PC로 데이터를 저장하고 Labview 프로그램으로 광섬유 센서의 신호를 분석하여 식 (1)~(4)를 통해 변형을 측정하였다. 한편, 광섬유 센서로부터 구한 변형률값과 비교분석하기 위해서 스트레인

게이지를 각 시험편의 중앙부 표면에 부착하였으며 인장시험에 따른 시험편 표면의 변형률 신호를 변형률 증폭기(KYOWA EDX-1500A)를 이용하여 측정하였다.

## 2.4 시험편 파손의 관찰

광섬유 센서가 고장을 일으켜 시험편의 변형률을 더 이상 측정할 수 없게 된 시험편을 저속 다이아몬드 휠 절단기로 절취하여 광섬유 센서가 삽입된 부위를 양면 연마법으로 연마 및 폴리싱하였다. 두께 200~400 $\mu$ m의 연마된 박편을 이용하여 광섬유 센서 및 그 주변의 시험편 손상상태를 투과형 편광 현미경으로 관찰하였다.

## 3. 유한요소해석

인장시험으로부터 얻은 길이방향의 변형률 값을 비교하기 위해 상용 유한요소 프로그램인 ANSYS를 이용하여 90°층 내부와 0°층 내부 및 표면의 변형률을 해석하였다. Fig. 6과 같이 유한요소해석에 사용된 요소는 8-node brick element를 사용하였으며 총 요소수는 100,000개였다. 층간에서는 요소간에 완전결합을 부여하였으며 폭방향(y축 방향)으로 기하학적 대칭조건을 적용하여 Fig. 3의 시험편 게이지부(W25×L60)의 1/2부분만을 모델링한 다음, 우측단부는 완전 고정하고 좌측단부의 y-z단면에 수직인 방향으로 일정 분포하중을 가하여 실제 시험시의 부하상태에 유사하게 하였다. 그리고 하중방향 변형률( $\epsilon_x$ )의 분포를 z축(두께 방향)을 따라 구하였다. 또한 오토클레이브 내에서 성형후의 잔류변형률 값을 확인하기 위하여 기하학적 대칭조건을 적용한 1/4부분만으로 모델링 한 다음, -100°C 만큼 균일하게 온도변화(경화온도와 상온의 차이값)를 주어 길이방향(x축 방향)의 잔류 변형률값을 광섬유 센서의 삽입 지점과 스트레인 게이지의 표면부착 지점에 대응하는 위치에서 각각 구하였다. Fig. 6에 요소구성, 하중조건, 경계조건 그리고 사용된 좌표축의 방향을 나타내었고 Table 2에 단일방향 복합재  $[0^0]_{16}$ 에서 구한 물성값을 나타냈으며, 각 층의 방향에 맞추어 물성값으로 이들을 종방향 및 횡방향으로 입력하였다.  $[90^0]_{16}$ 의 적층구성을 갖는 단일방향 복합재 시험편의 인장시험을 통하여 구한 인장강도

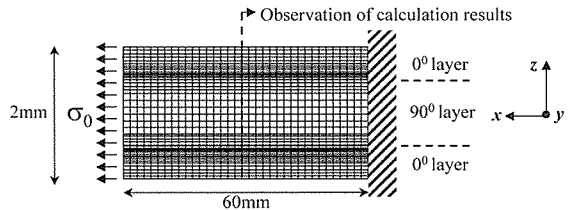


Fig. 6 Mesh configuration for finite element analysis of x-z cross-section of composite specimen model.

Table 2. The material properties used for FEA

	Young's Modulus (GPa)	Poisson's Ratio	Shear modulus (GPa)	Coefficient of thermal expansion ( $10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ )
UD-GFRP	$E_x = 38$ $E_y = 10$ $E_z = 10$	$\nu_{xy} = 0.25$ $\nu_{xz} = 0.25$ $\nu_{yz} = 0.5$	$G_{xy} = 4.1$ $G_{xz} = 4.1$ $G_{yz} = 3.1$	$\alpha_x = 11$ $\alpha_y = 25$ $\alpha_z = 25$

(43MPa)값을 기준으로 해서 이 보다 작은 30MPa과 큰 60MPa의 일정한 인장형 분포하중( $\sigma_0$ )을 각각 시험편의 좌측 y-z단면에 가하여 시험편의 표층과 내부의 변형률 분포를 계산하였다. x축을 시험편의 길이방향(하중방향), y축을 폭방향, z축을 두께방향으로 하였으며 모델의 크기는 L(60mm)×W/2 (12.5mm)×T(1.5mm, 2mm, 3mm)였다.

#### 4. 결과 및 고찰

##### 4.1 시험편 표면에서의 변형률 측정과 보정

우선, 시험편 표면의 중앙부에 하중방향으로 A-EFPI 광섬유 센서와 스트레인 게이지를 나란히 부착하여 시험기의 크로스헤드 변위에 대한 각 센서의 변형률 값을 측정할 결과를 Fig. 7에 나타낸다. 시험편의 탭부위를 시험기의 그립(grip)이 물고 있는 상태에서 인장형 변위를 주고 있으므로 그림간의 간격의 변화가 Fig. 7의 변위(크로스헤드)에 해당한다. 시험편 탭부위의 두께가 게이지부의 3배이므로 탭부위의 강성이 그만큼 클 것이며, 따라서 그림간 간격의 일정 변위에서 계산되는 변형률은 시험편 게이지부의 변형률  $\epsilon_x$ 보다 작을것으로 예상된다. Fig. 7에서 게이지부의 변형률  $\epsilon_x$ 가 크로스헤드 변위의 증가에 따라 단순 선형적으로 증가하는 것 보다 비선형적으로 커지는 것은 위와 같은 이유로  $\epsilon_x$ 가 동일하중에서 크로스헤드 변위에서 계산되는 변형률보다 크고 탭부위의 형상에 따른 응력분산효과가 탭부위에서 발생하기 때문이다. 또한 이들 변형률 측정값은 스트레인 게이지와 광섬유센서로부터 구한 값이 -0.009~+0.03% 내에서 서로 잘 일치하여 광섬유센서를 이용한 측정값이 신뢰가능한 것으로 판단되었다.

##### 4.2 시험편 표면과 표피층, 내부층에서의 변형률 측정 및 해석

스트레인 게이지와 A-EFPI 광섬유센서(optical fiber sensor, OFS)로  $[0_4^0/90_4^0/0_8^0/\{0\}/0_2^0]$ ,  $[0_4^0/90_4^0/\{0\}/90_4^0/0_4^0]$ 의 적층구성을 갖는 시험편의 변위에 따른 길이방향 변형률 거동을 Fig. 8에 나타낸다. 이들  $\epsilon_x$  그래프는 변위(하중)의

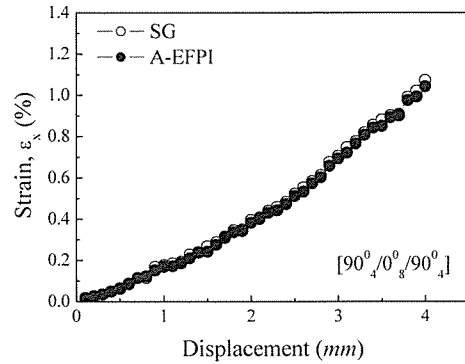


Fig. 7 Comparison between strains measured by SG and A-EFPI on the specimen surface.

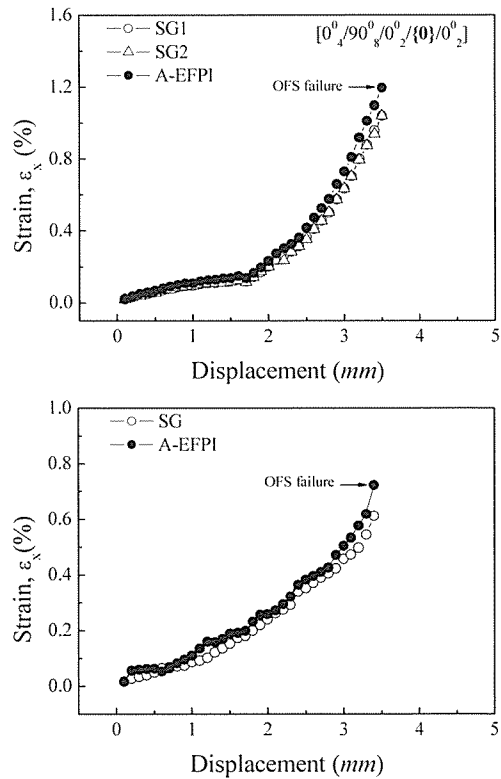


Fig. 8 Measurement of longitudinal strain  $\epsilon_x$  versus displacement of the composite laminates : (a)  $[0_4^0/90_4^0/0_8^0/\{0\}/0_2^0]$ , (b)  $[0_4^0/90_4^0/\{0\}/90_4^0/0_4^0]$ .

증대에 따라, 광섬유센서가 파손될 때까지 계속한 스트레인 게이지 출력값과 광섬유센서 출력값을 서로 비교하여

그런 것이다.  $[0^0_4/90^0_8/0^0_2/\{0\}/0^0_2]$  시험편인 (a)의 경우, 시험편 양측 표면부에 부착한 스트레인 게이지 SG1과 SG2로 측정된 각 변위별  $\epsilon_x$  값은 서로 잘 일치하였다. 표피층인  $0^0$ 층에 삽입된 광섬유센서로 측정된  $\epsilon_x$  값이 시험편 표면부의 스트레인 게이지로부터 측정된  $\epsilon_x$  값보다 일정비율로 약간 크게 나타났으며, 변위의 증가에 따른  $\epsilon_x$  값의 증가거동은 서로 유사하였다. 즉, 표피층의 내부에서의  $\epsilon_x$  값이 표면에서의  $\epsilon_x$  보다 동일 변위에서 일관성있게 크게 측정되었음을 주목할 필요가 있다.  $[0^0_4/90^0_4/\{0\}/90^0_4/0^0_4]$ 의 시험편인 (b)의 경우, 시험편 표면의 스트레인 게이지로 측정된  $\epsilon_x$  값보다 내부층인  $90^0$ 층에 삽입된 광섬유센서로 측정된  $\epsilon_x$  값이 더욱 크게 나타났다. 내부층( $90^0$ 층), 표피층( $0^0$ 층) 그리고 시험편 표면에서의 변형률값은 변위 1.8mm 이하의 범위에서 내부층으로 갈수록 더 커졌음을 알 수 있다. 위 시험결과의 재현성을 확인하기 위해 각 종류당 3개의 시험편을 시험하였으며 시험편 표면과 내부에서의 변형률 분포의 차이는 위와 유사한 결과를 보였다. 등방체 시험의 인장시험시에 시험편의 탭부분을 그림이 충분한 압축하중으로 물은 다음에 시험편 길이방향으로 일정변위속도를 주어 잡아당기게 되는데, 이 경우 시험편의 탭부위에는 전단형 표면응력과 두께방향 압축응력이 길이방향의 인장응력에 혼재하는 형태로 작용할 것이며, 따라서 게이지부에는 엄밀하게 다양한 하중이 혼재한 모드로 외력이 작용하게 된다. 만일 게이지부에 일정 변위모드의 부하가 걸리면, 이는 결국 단순 후크의 법칙(Hooke's Law)에 의해 일정하중모드로 전환 가능하다.

한편, 복합적응판의 경우, 일정변위모드가 작용하면 각 층에서의 변형률이 서로 동일한 상태로 변형을 갖게 되겠지만, 탭부위에 다양한 모드가 혼재한 외력이 걸리면 이를 유한요소해석상으로 구현하기 쉽지 않다. 만일 일정변위와 일정하중모드로 혼합된 형태로 하중을 부여하게 되면 결국 일정하중모드로 부여한 것과 같은 효과의 변형률 해석이 된다. Fig. 8과 같이 표피층과 내부층의 변형률이 다른 경우에는 일정한 분포하중의 형태로 게이지부에 외력이 작용하고 있다고 가정할 수 있다. 이와 같은 거동해석의 타당성을 검증하기 위해 본 연구에서 수행한 3차원 유한요소해석 결과를 Fig. 9에 나타낸다.  $[90^0]_{16}$ 의 적층구성을 갖는 단일방향 복합재 시험편의 인장강도(43MPa)를 구하고, 이 값보다 작은 30MPa와 큰 60MPa의 인장형 분포하중을 각각 Fig. 6의 모델 시험편의 좌측 y-z단면에 일정하게 가하였다.  $[0^0_4/90^0_8/0^0_4]$  시험편을 모델링하여 시험편의 표피층과 내부층의 변형률 분포를 시험편의 두께방향(z좌표)을 따라 Fig. 9에 나타내었다. 시험편 표면(스트레인 게이지 부착지점,  $z = -1, 1$ )에서의  $\epsilon_x$  값이 가장 낮게 나타나고 내부층으로 갈수록 높게 나타났다. 이와 같은 결과는 Fig. 8의 실험결과, 즉

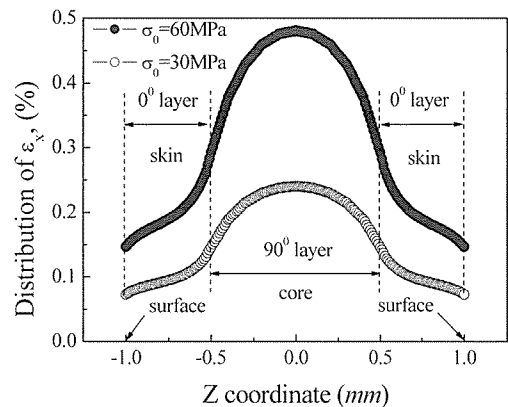


Fig. 9  $\epsilon_x$  distribution of  $[0^0_4/90^0_8/0^0_4]$  specimen by finite element analysis.

시험편 표면부(surface)에서 측정된  $\epsilon_x$  값보다 표피층(skin layer)인  $0^0$ 층과 내부층(core layer)인  $90^0$ 층에서의  $\epsilon_x$  값이 높게 나타난 것과 잘 일치하였다. 동일한 분포하중하에서 섬유 길이방향 탄성계수가 지배적인 고강성의 표피층보다는 모재의 탄성계수가 지배적인 저강성의 내부층의  $\epsilon_x$ 가 크게 나타난 것으로 해석된다. Fig. 10은  $0^0$  표피층의 두께는 8ply(1.0mm)로 일정하게 고정하고  $90^0$  내부층의 두께를 4ply(0.5mm), 8ply(1.0mm), 16ply(2mm)로 했을 때,  $\sigma_0=30\text{MPa}$  시에 내부층의 두께에 따른  $\epsilon_x$  분포를 나타낸다.  $90^0$ 층의 두께가 커질수록 시험편 길이방향으로 낮은 탄성계수를 보이는 내부층의  $\epsilon_x$  값이 크게 나타났고 표피층의  $\epsilon_x$  값은 거의 변동이 없다. 또한, 시험편 길이방향으로 높은 탄성계수를 보이는 표피층의  $\epsilon_x$  값은 내부층의 두께가 클수록 증가하고 있음을 알 수 있다. 이는 동일 분포하중에서  $90^0$  내부층의 두께가 클수록 표면부와 비교하여 표피층, 내부층의  $\epsilon_x$ 가 더욱 크게 증가하여 그 격차가 커짐을 의미한다.

Fig. 8의 (a)와 (b)에서 보는바와 같이 삽입된 광섬유 센서의 고장시점의 관찰 결과에서도  $90^0$ 층에 삽입된 경우 (Fig. 8(b),  $\epsilon_f=0.72\%$ )가  $0^0$ 층에 삽입된 경우 (Fig. 8(a),  $\epsilon_f=1.2\%$ )보다 훨씬 일찍 고장이 발생하였다. Fig. 11은  $90^0$  내부층의 두께에 따라 내부층과 표피층에 삽입된 광섬유 센서의 최종 고장시점에서의 변형률 거동을 나타낸다. 광섬유 센서가  $0^0$  표피층에 삽입되었을 경우에는 고장시 변형률 값이  $90^0$  내부층의 두께에 관계없이 거의 일정하였다.  $90^0$ 층에 삽입된 광섬유 센서의 고장시 변형률 값은  $0^0$  표피층에 삽입된 광섬유 센서보다 훨씬 작아졌으며, 내부층의 두께가

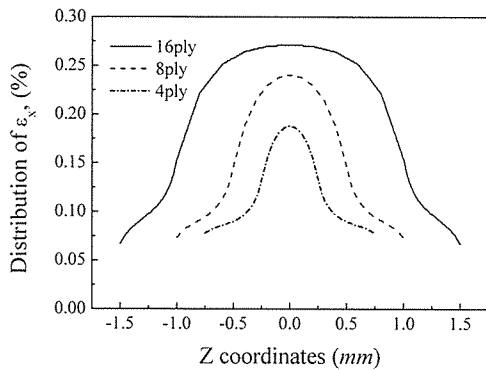


Fig. 10  $\epsilon_x$  distribution along the thicknesswise coordinate as a function of core layer plies by finite element analysis.

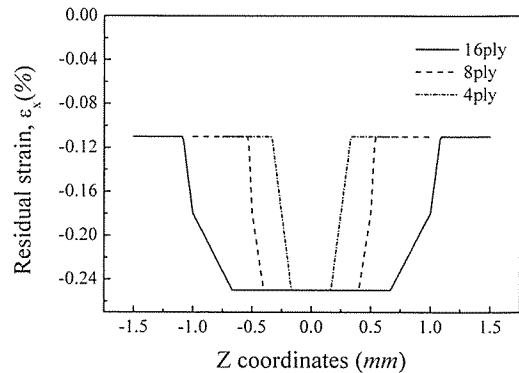


Fig. 12 Residual strain ( $\epsilon_x$ ) along the number of core layer plies by finite element analysis.

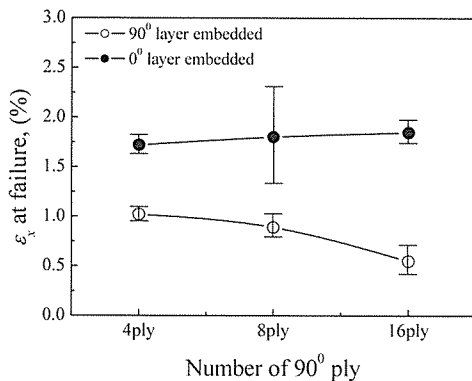


Fig. 11  $\epsilon_x$  at OFS failure along the number of core layer plies.

커질수록 작게 나타났다. 경화온도 125℃에서 복합재료의 경화가 종료된 후 상온으로 냉각되었을 때, 유한요소해석 결과, 0°표피층과 90°내부층에서 압축형 잔류변형률이 Fig. 12와 같이 발생하고 0°표피층보다 90°내부층에서 압축형 잔류변형률이 크게 나타나게 된다. 이들 잔류변형률은 삽입된 광섬유센서에도 일정한 수준의 초기 압축변형률을 유발시켜, 광섬유센서는 원래의 고장변형률보다 큰 외견상의 변형률에서 고장(혹은 파손)이 일어날 것이고, 내부층에 삽입된 광섬유센서는 표피층의 광섬유센서보다 0.14% 더 큰 외견상의 변형률에서 고장이 발생할 것이다. 그러나 Fig. 11의 결과를 보면 내부층(core layer)에 삽입된 광섬유센서의 고장시 변형률값이 급격히 작아졌다. 이는 내부층에서 발생하고 진전하는 횡방향 균열(transverse cracks)의 공격적인 영향을 받아 광섬유 센서 혹은 코팅부분이 벗겨진 광섬유 부분이 변형중에 파손된 것으로 추정된다.

### 4.3 광섬유센서의 고장시 변형률과 시험편의 균열발생 정도

Fig. 13(a)는  $[0^0_4/90^0_{16}/0^0_2/\{0\}/0^0_2]$  시험편 광섬유센서가 0° 표피층에 삽입된 관찰사진으로 90°내부층과 0°표피층이 다 보이도록 박편화하여 관찰한 사진이다. 이는 광섬유센서가 고장나기(파손되기) 직전( $\epsilon_f=1.2\%$ )에 광섬유센서 주변의 표피층과 90°내부층의 횡방향균열 진전상태를 보여준다. 이 사진에서 0°표피층에 삽입된 광섬유센서는 아직 손상이 없이 정상적인 상태였지만, 90°내부층에서는 강화섬유의 길이 방향(광섬유센서의 수직방향)으로 다수의 횡단형 균열이 길게 진전되어 있었다. 이 관찰결과를 Fig. 9의 해석결과와 같이 일부분포하중에서 90°내부층에서의 변형률이 표피층보다 훨씬 커서 균열발생이 용이하게 되는 상태에 잘 대응하고 있다. 이 90°층내 균열은 강화섬유가 균열의 수직방향으로 배열되어있는 0°표피층으로는 더 진전할 수 없었으므로, 표피층 내의 광섬유센서가 Fig. 13(b)와 같이 자체파손될 때까지 변형률 측정이 가능하였던 것으로 생각된다. 광섬유센서가 0°표피층에 삽입된 경우, Fig. 11과 같이 광섬유센서의 고장시 변형률이 내부층의 두께(적층수)가 크게 변해도 일정하게 유지된 것은, 0°표피층에 강화섬유방향으로 삽입된 광섬유센서는 주변의 강화섬유들에 의해 확실히 보호되고 있음을 나타낸다.

그러나 Fig. 14와 같이 광섬유센서가 90°내부층에 강화섬유와 수직으로 삽입되어 있을 경우, 90°강화섬유 방향으로 진전하고 있는 다수의 횡방향균열(transverse crack)이 광섬유센서의 주변을 수직방향으로 통과하면서 센서의 파손을 유발시켰으며, 광섬유센서가 0°표피층에 삽입되어 강화섬유와 평행하게 되어 있는 경우보다 훨씬 낮은 변형률에서 광섬유센서의 고장이 일어났다. Fig. 10이 의미하는 바와 같이, 동일분포하중에서 90°내부층의 변형률이 0°표피층보다

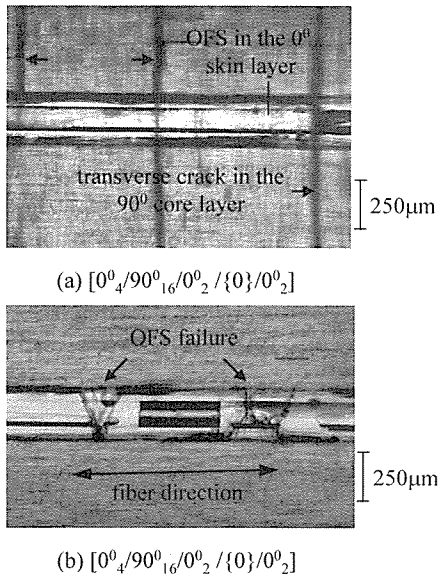


Fig. 13 Polarized optical microscopy observation of  $0^\circ$  layer embedded specimen in the vicinity of optical fiber sensor under transmitted light.

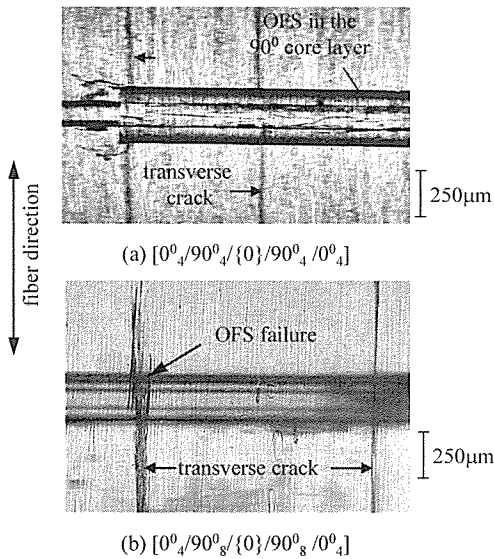


Fig. 14 Polarized optical microscopy observation of  $90^\circ$  layer embedded specimen in the vicinity of optical fiber sensor under transmitted light.

월선 크기로 균열은 내부층에서 횡방향 균열로서 발생할 것이다.  $[0^\circ_4/90^\circ_8/\{0\}/90^\circ_8/0^\circ_4]$ 의 적층을 갖는 시험편의  $x$ - $z$  단면(길이-두께단면)을 박편화하여 광학현미경으로 찍은 사진을 Fig. 15에 나타낸다. Fig. 15(b)는 Fig. 15(a)에서 관찰된

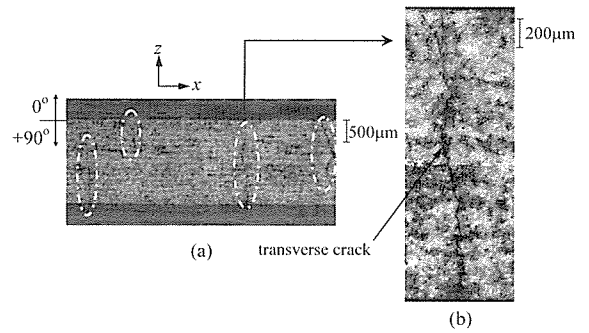


Fig. 15 Polarized optical micrograph of transverse cracks (a) and its magnified view (b) for  $[0^\circ_4/90^\circ_{16}/0^\circ_4]$  specimen.

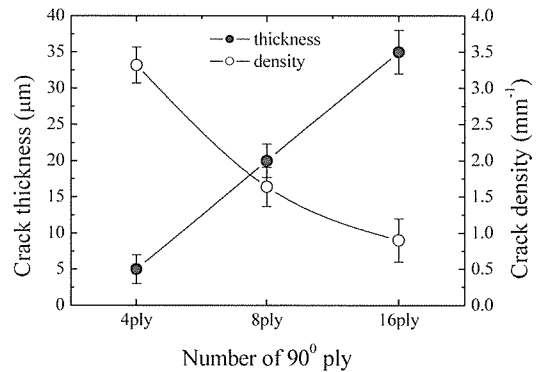


Fig. 16 Transverse crack thickness and density in the  $90^\circ$  core layer at the time of optical fiber sensor failure.

균열들 중 하나를 확대하여 나타낸 것이다.  $90^\circ$ 내부층에서 섬유들 사이로 횡방향균열이 뚜렷하게 진전되어 있는 것을 볼 수 있다.

Fig. 16은 광섬유센서 고장시에 시험편 내부의 손상관찰 결과를 통해  $90^\circ$ 내부층의 두께에 따른 횡방향 균열의 두께와 수밀도를 정량적으로 측정하여 함께 나타낸 것이다.  $90^\circ$ 내부층의 두께가 두꺼울수록 횡방향 균열의 두께는 증가하였지만 시험편 단위 길이당 횡방향 균열의 수밀도는 감소하는 것으로 나타났다. 이와 같은 결과는 Lafarie-Frenot 등[13-14]이 보고한 실험결과와 일치하고 있다. 또한 횡방향 균열은  $90^\circ$ 내부층의 두께가 얇은 경우(4ply)에는 광섬유센서 주위까지 약하게 진전하였고  $90^\circ$ 내부층의 두께가 큰 경우(16ply)에는 광섬유센서 주위를 관통하는 것으로 관찰되었다. 따라서  $90^\circ$ 내부층에 삽입된 광섬유센서의 고장변형률은 균열의 수밀도보다는 균열의 두께와 광섬유센서 주위에 횡방향균열의 진전 정도에 의존하여 저하되는 것으로 생각된다.

이들 실험결과와 유한요소해석, 시험편 손상의 관찰 결과를 종합해 볼 때,  $90^\circ$ 내부층에 삽입된 광섬유센서의 고장



변형률은 0°표피층에 삽입된 광섬유센서의 고장 변형률보다 40~70%정도 낮아졌으며, 광섬유센서가 동일한상태로 90°내부층에 삽입되어도 내부층의 두께가 클수록 횡방향균열의 두께와 진전정도가 상대적으로 커져서 고장시 변형률이 더욱 낮아지는 것임을 알 수 있었다.

## 5. 결 론

본 연구에서 제작한 A-EFPI 광섬유 센서와 포일형 전기저항식 스트레인 게이지를 이용하여 GFRP 직교적층판의 내부 변형률과 표면 변형률을 측정하고 유한요소해석 결과와 실험값을 비교하였다. 또한 파손된 광섬유센서 주변의 손상상태를 투과형 광학현미경 관찰을 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 본 연구에서 제작한 A-EFPI 광섬유 센서는 -0.009~+0.03%내에서 스트레인 게이지 변형률값과 서로 잘 일치하여 광섬유센서를 이용한 측정값이 신뢰가능한 것으로 판단되었고 광섬유센서가 구조물의 내부 변형률을 측정할 수 있는 측정수단이 될 수 있음을 확인하였다.
- 2) A-EFPI 광섬유센서를 이용하여 GFRP 직교 적층판의 90°층의 변형률과 0°층의 변형률 그리고 시험편 표면의 변형률을 측정한 결과, 변형률 값은 내부층으로 갈수록 커졌으며, 이는 유한요소해석 결과를 통해 입증되었다. 시험편에 동일분포하중 모델을 적용할 때, 시험편 길이방향으로 높은 탄성계수를 보이는 표면층 보다는 탄성계수가 낮은 내부층의 길이방향 변형률값이 크게 나타난 것으로 생각된다.
- 3) 90°내부층에 삽입된 광섬유센서의 고장시 변형률이 0°표피층에 삽입된 경우보다 40%이상 낮아졌으며 시험편을 박편화하여 투과형 광학현미경으로 관찰한 결과, 이는 90°내부층에서 다수의 횡방향 모재균열 진전으로 인한 광섬유센서파손 때문이었으며, 광섬유센서의 수명을 충분히 길게하기 위해서는 광섬유센서를 섬유방향과 나란하게 삽입하는 것이 좋다는 것을 확인하였다.

## 후 기

본 연구는 한국과학재단의 특정기초연구(과제번호:2000-1-30400-004-3) 및 한국표준과학연구원 기관고유사업(과제번호:KRISS/IR-2002-011)의 일환으로 수행되었으며 이에 관계자 여러분께 감사 드립니다.

## 참고문헌

- 1) Sirkis, J. SPIE, "Smart Sensing," *Processing and Instrumentation*, Vol. 2191, 1994, pp. 137-147.
- 2) R. Hadzic, S. John and I. Herszberg, "Structural integrity analysis of embedded optical fibers in composite structures," *Composite Structures*, Vol. 47, Issues 1-4, December 1999, pp. 759-765.
- 3) S. Takeda, Y. Okabe and N. Takeda, "Delamination detection in CFRP laminates with embedded small-diameter fiber Bragg grating sensors," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 33, Issue 7, 1 July 2002, pp. 971-980.
- 4) Jinsong Leng and Anand Asundi, "Structural health monitoring of smart composite materials by using EFPI and FBG sensors," *Sensors and Actuators A: Physical*, Vol. 103, Issue 3, 15 February 2003, pp. 330-340.
- 5) Culshaw B, Gardiner PT, "Smart structure - the relevance of optical fibers," *Fiber and Integrated Optics* 1993, pp. 353-373.
- 6) S. H. Kim, *IEEE Journal of Lightwave Technology*, Vol. 17, No. 10, 1999, pp. 1869-1874.
- 7) T. A. Tran et al., "Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies," C. Robert Crowe, Editor, *Proc. SPIE 2447*, San Diego, California, 1996, pp. 312-323.
- 8) 방형준, 강현규, 홍창선, 김천곤, "광섬유 센서를 이용한 복합재의 파손 및 변형률 동시 측정," 한국복합재료학회지, 제14권, 제5호, 2001, pp. 12-19.
- 9) 강현규, 박중완, 류치영, 홍창선, 김천곤, 진승문, "광섬유 AEFP 센서를 이용한 구조물의 동적 변형률 측정," 한국항공우주학회지, 제29권, 제1호, 2001, pp. 39-45.
- 10) Hyun-Kyu Kang, Chi-Young Ryu, Chang-Sun Hong, and Chun-Gon Kim, "Simultaneous Measurement of Strain and Temperature of Structure Using Fiber Optic Sensor," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 12, No. 4, April 2001, pp.277-281.
- 11) D. A. Jackson, and J. D. C. Jones, *Interferometers Optical Fiber Sensors* (Optical Fiber Sensors : Systems and Applications), Vol. 2, Ed. B. Culshaw and J. Dakin, London, Artech House, 1988.
- 12) V. Bhatia, M. B. Sen, K. A. Murphy, and R. O. Claus, "Wavelength-tracked White Light Interferometry for Highly Sensitive Strain and Temperature Measurements," *Electronics Letters*, Vol. 32, No. 3, 1996, pp. 247-249.
- 13) M.C. Lafarie-Frenot, C.Henaff-Gardin, "Matrix cracking

induced by cyclic ply stresses in composite laminates,”  
*Composites Science and Technology*, Vol. 61, 2001, pp.  
2327-2336.

- 14) Derek Hull, “An Introduction to composite materials,”  
*Cambridge Solid State Science Series*, 1981, pp. 174-182.