복합재료 적층판에 삽입된
광섬유 브래그 격자 센서를 이용한
구조물의 손상 감지 기법에 관한 연구

Damage Detection Techniques of
Composite Laminates
with Embedded Fiber Bragg Grating sensors

1. 서론

구조물의 손상 검사는 구조물의 안전 확보와 경제적인 수명 및 부품 교체 시기의 결정, 또 손상원인 분석을 통한 제조 조건 및 운행 상태 개선을 위하여 그 중요성을 인정받고 있다. 특히 항공기는 다른 어떤 구조물보다 정밀한 손상 검사를 필요로 한다. 이는 운행 중인 비행기에 발생한 조그만 균열이나 결함이 사고로 이어질 경우 지상에서의 그 어떤 사고보다 커다란 재앙으로 연결되기 때문이다. 또한 항공기는 경량화 설계가 가장 기본적인 설계 목표이기 때문에 최적 설계 이상의 재료를 사용하지 않고 여유 있는 안전율을 주지 않는다. 이때 구조물은 재료가 갖는 강도에 비해 운행 중 유지되는 응력 상태를 많이 낮추지 못하게 되어 설계에서 고려한 수치 이상의 하중 상태나 손상이 발생했을 때 이를 즉시 발견하지 못한다면 갑작스런 파괴로 이어질 수 있다. 또한 재료 자체가 근본적으로 가지고 있는 초기 균열이 파괴로 이어질 만큼 성장하기 전에 이를 감지하는 손상 허용 설계(Damage Tolerance Design)를 주로 적용하기 때문에 정기적인 손상 검사는 필수적으로 요구된다.

최근 많은 연구가 이루어지고 있는 구조물의 건전성 감시(structural health monitoring) 개념은 구조물의 운행 중에 구조물의 변화를 감지해내어 실시간으로 구조물 안전진단을 연속적으로 수행하겠다는 개념이다. 이는 기존의 비파괴 검사와 비교해 볼 때 손상 발생 즉시 이를 발견할 수 있고, 고가의 장비와 독립적인 검사 시간을 필요로 하지 않으며, 최근의 여러 기법들은 비파괴 검사보다 우수한 성능을 보여주어 경제적이면서 효과적으로 손상감지를 수행할 수 있는 가능성을 가지고 있다[1-3].

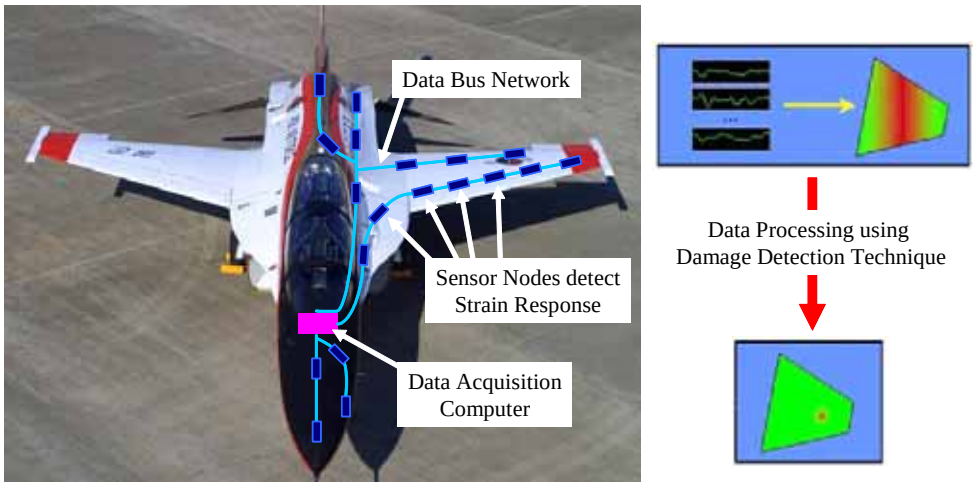


그림 1 항공기에 적용된 구조물의 건전성 감시 개념 개략도

그림 1은 구조물의 건전성 감시 개념이 항공기에 사용되었을 때의 기능을 개략적으로 나타낸 것이다. 구조물에 퍼져있는 센서들이 항공기 재료의 거동 및 반응을 비행 중 실시간, 연속적으로 측정하면서 이 자료를 이용하여 컴퓨터 처리과정을 거쳐 손상 발생 여

부를 판단하게 된다. 이때 사용되는 다양한 자료 처리 과정들이 손상 감지 기법이 된다. 정밀한 손상 검사를 통한 성공적인 구조물의 건전성 감시를 위해서는 우수한 손상감지 기법의 개발이 필요함은 물론이며 이 기법들을 수행할 수 있는 빠르고 정밀한 측정이 가능한 센서 시스템의 개발도 필요하게 된다.

복합재료는 비강도 및 비강성의 우수성으로 경량화 설계에 가장 적합한 재료이다. 특히 연료 효율이 점점 부각되는 최근의 항공 운송 사업 상황에서 민간 여객기 구조물에 그 사용 범위가 점점 넓어지고 있다. 그림 2는 복합재료 사용이 일반화되고 있는 항공기 설계를 나타내는 예로서 최근 30년간 경쟁이 치열한 최신 민간 여객기들의 구성품 중에서 복합재료로 이루어진 구성품의 질량 비율이 꾸준한 증가를 해왔음을 보여준다[4]. Airbus 사의 A380은 항공기 전체 질량의 25%를 Boeing 사의 Dreamliner 7E7은 50%를 탄소섬유/에폭시 등의 복합재료로 구성하였다고 발표하였다[5-6].

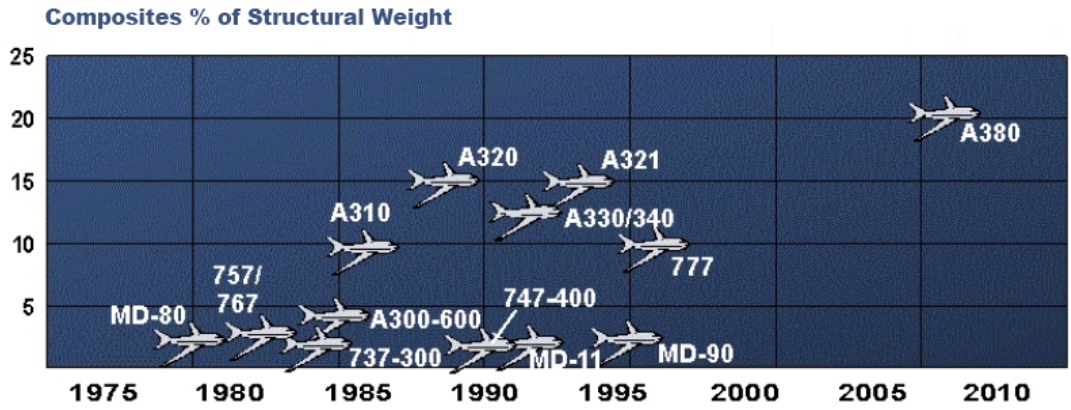


그림 2 최근 30년간 민간 여객기들에 사용된 복합재료의 질량 비율

항공기 구조물에 이러한 복합재료의 사용이 증가됨에 따라 복합재료의 다양한 손상 모드들과 그 감지 기법에 대한 연구들도 계속 되어왔다. 복합재료의 손상은 금속재료의 그것과는 다르기 때문에 금속재료에서 사용되어 오던 기존의 비파괴 검사 방법들을 그대로 사용하지 못하고 검사 방법의 수정, 변형이나 새로운 검사 방법의 개발 또한 필요하다. 그림 3은 복합재료의 대표적인 손상 모드들로 금속에서는 나타나지 않는 기지 균열과 층간분리를 단면 촬영과 X-ray 검사로 관찰한 모습이다.

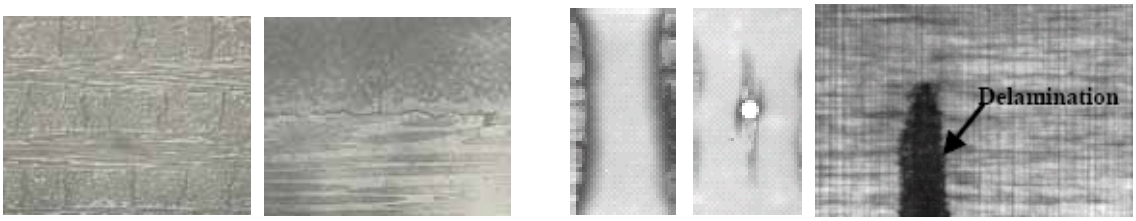


그림 3 복합재료의 기지 균열과 층간분리를 단면 촬영과 X-ray 검사를 이용하여 관찰한 결과

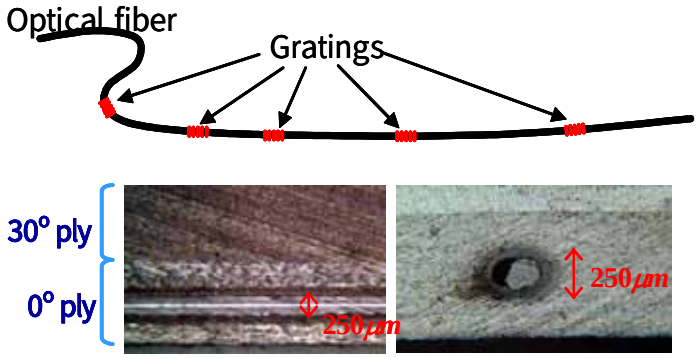


그림 4 다점 측정이 가능한 FBG 센서와 복합 적층판에 삽입된 모습

광섬유 센서는 전자기파의 영향을 받지 않아 전자 장비의 간섭으로 인한 잡음 없이 신호를 획득할 수 있으며 크기가 작고 높은 분해능을 가지고 있기 때문에 구조물의 건전성 감시를 위한 센서로서의 적용 가능성에 대한 많은 연구가 이루어져왔다[7-9]. 특히 복합재료에는 재료의 물성 저하 없이 내부 삽입될 수 있기 때문에 지능 복합재료 구조물로 적용하기에 매우 매력적이다[10-12]. 그림 4는 광섬유 센서 중 다점 측정 센서로서 가장 큰 장점을 가지고 있는 브래그 격자 센서(FBG, fiber Bragg grating)의 개략적인 모습을 보여준다. 1개의 광섬유에 여러 개의 서로 다른 파장의 격자를 새겨주면 각각의 격자가 독립된 센서로서 쓰일 수 있으며 원래의 광섬유에 형태변화를 주지 않기 때문에 광섬유 자체의 파손 강도와 변형률을 유지할 수 있다. 브래그 격자 센서가 다른 타입의 광섬유 센서와 비교해 가지고 있는 장점들은 다음과 같다 [13-14]: (a) 변형률의 절대값 측정; (b) 변형률과 출력 관계의 우수한 선형성; (c) 다점 측정의 용이; (d) 우수한 강도; (e) 자동화가 가능한 간단한 제조과정.

본 연구에서는 광섬유 브래그 격자 센서를 탄소섬유/에폭시 복합재료 내부에 삽입하여 복합 적층판의 파괴 이전에 구조물의 안전한 운행을 위협하는 손상들의 감지를 시도 하였다.

광섬유 센서를 이용하여 구조물의 건전성 감시를 수행한 대표적인 연구들로 Todd 등[15]은 재료에 손상이 생기면 구조물의 고유 진동수와 모드 형상 등의 진동 특성이 변함을 이용하여 알루미늄 평판 표면에 다점 측정할 수 있는 광섬유 브래그 격자 센서 배열을 부착하여 손상감지에 성공하였고, Leng 등[16]은 복합 적층판 내부에 EFPI, FBG 타입의 광섬유 센서를 삽입하여 복합재료의 성형 과정에서부터 온도 및 변형률을 모니터링 하였으며 인공적으로 층간분리를 만들어준 복합 적층판의 변형률 변화가 손상이 없는 복합 적층판의 변형률 변화보다 더 큰 값을 출력함을 보여주었다. 이정률 등[17]은 실제 항공기 날개의 1/25 스케일의 모형에 광섬유 센서를 부착하여 풍동실험 하에서 불규칙 진동(fluttering) 감지에 성공하였다. Okabe 등[18]은 복합 적층판 내부에 삽입된 FBG 센서의 출력 신호가 기지 균열에 의한 변형률의 비균등 분포로 인하여 변형되는 현상을 이용하여 기지 균열 밀도를 예측할 수 있음을 보여주었다. 이외에도 미국 시스템 설계 및 분석 연구소(SPA, Systems Planning and Analysis, inc.)와 미 해군연구소(NRL, Naval Research Laboratory)에서 꾸준한 결과와 첨단 수준의 기술 확보를 보여주고 있는

데 그들의 공동연구로 선보인 광섬유 센서 시스템 HS-FOIS(High Speed Fiber Optic Interrogation System)은 상용화된 제품으로서 3.5kHz 데이터 수집 속도, 960개의 다점 측정 센서 배열, 2pm(1.65$\mu\epsilon$)의 분해능 등의 고성능을 가져 구조물의 건전성 감시 개념이 현재 상용화 단계로 들어섰음을 시사해준다[19].

이어지는 장들에서는 광섬유 센서 시스템에 대한 설명과 복합 적층판에 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서를 이용한 새로운 손상감지 기법의 제시, 그리고 구조물의 건전성 감시 개념이 적용 가능한지 제시한 기법의 평가를 위한 실험 결과를 순차적으로 서술하였다.

2. 광섬유 센서 시스템 구성과 센서 신호 검증

광섬유 브래그 격자(FBG, fiber Bragg grating) 센서는 다른 광섬유 센서들과 비교할 때, 변형률의 절대량 측정이 가능하고, 다점 측정이 용이하며 단순한 구조로 인해 높은 강도와 제작의 손쉬움이라는 장점을 갖는다. 광섬유 브래그 격자 센서는 광섬유 코어의 주기적인 굴절률 변화 격자로 이루어지는데 광섬유를 지나가는 광대역 파장 영역의 빛이 이러한 격자를 만나면 특정 파장의 빛만 반사시켜준다. 이 반사파의 파장이 광섬유에 인가되는 변형률에 선형으로 비례하여 변화하기 때문에 변형률 측정 센서가 된다. 그림 5는 이와 같은 광섬유 브래그 격자 센서의 원리를 보여준다.

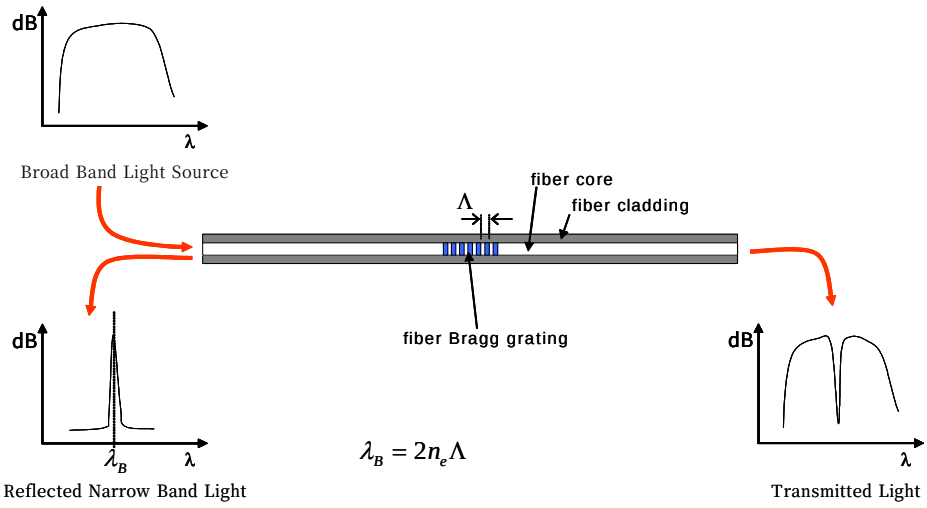


그림 5 광섬유 브래그 격자 센서의 원리

광섬유 브래그 격자 센서의 반사 파장인 브래그 파장(Bragg wavelength)은 다음 식 1로 표현된다.

$$\lambda_B = 2n_e\Lambda$$ 수식 1

λ_B : 브래그 반사파장
n_e : 유효 굴절률
Λ : 굴절률 변화 격자 길이

광섬유에 인가되는 변형률이 굴절률 변화의 격자 길이 Λ를 바꾸어 주게 될 때 반사되는 파장 λ_B도 선형적으로 비례하여 변하게 된다. 본 연구에서 사용한 광섬유 센서 시스템은 그림 6과 같다. 광대역 파장의 광원, SLD(super-luminescent diode)에서 나온 빛이 광섬유를 통해 광분계기(coupler)에 도달하면 빛은 출력이 반으로 나누어지면서 시편 내부에 삽입된 광섬유 센서로까지 전달된다. 광섬유 브래그 격자 센서에서 빛은 특정 파장만 반사되고 나머지는 투과된다. 반사된 특정 파장의 빛은 다시 광분계기(coupler)로까지 전달되고 여기서 출력이 반으로 나뉘어 하나는 광원 쪽으로 다른 하나는 페브리-패롯(Fabry-Perot) 필터와 광감지기(photodetector)를 거쳐 전기 신호로 변환된 후 컴퓨터에 저장된다. 광원 쪽으로 가는 빛은 한 방향으로만 빛을 투과시키는 고립장치(isolator)로 인해 광원에 도달하지 못한다.

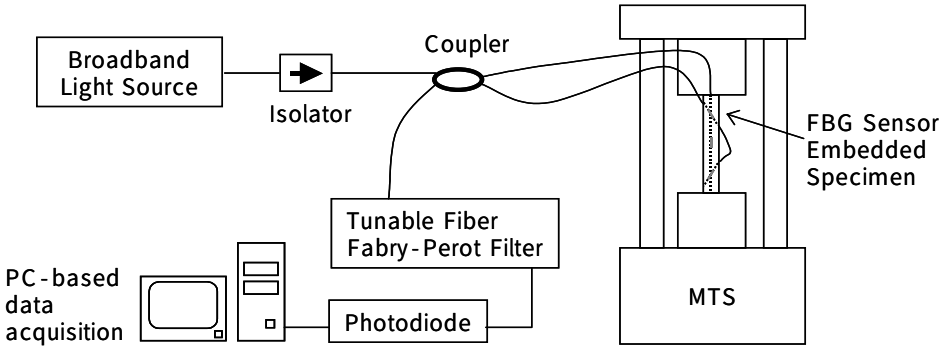


그림 6 광섬유 브래그 격자 센서 시스템

광섬유 센서의 출력 신호를 변형률로 변환할 때의 기본 관계식은 식 2와 같다.

$$\varepsilon = \frac{1}{1-p_e}\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B}$$ 수식 2

앞에서 언급하였듯이 광섬유 브래그 격자 센서는 광섬유에 인가되는 변형률에 비례하여 반사되는 빛의 파장이 변하는 원리를 이용한다. 실험에서는 패브리-패롯 필터

(Fabry-Perot filter)를 이용하여 광섬유 브래그 격자 센서에서 반사되는 빛의 파장에 대응하는 전압을 측정하게 되므로 변형률은 다음 식 3을 이용하여 측정되게 된다.

$$\varepsilon = \frac{1}{1-p_e}\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = \frac{1}{1-p_e}\frac{1}{\lambda_B}\frac{\Delta\lambda_B}{\Delta V}\Delta V = C\frac{1}{\lambda_B}\Delta V \qquad \text{수식 3}$$

이때 전압 값을 변형률로 변환하기위한 상수 C는 사용하는 광섬유와 센서 시스템에 의해 결정되는 상수로서, 본 연구에서는 스트레인 게이지를 이용하여 광섬유 브래그 격자 센서 신호를 검증, 비교하면서 구하였다. 그 방법은 실제로 많이 쓰이는 상용화된 변형률 측정 센서인 스트레인 게이지로 측정한 변형률과 광섬유 브래그 격자 센서로 측정한 신호를 맞추어 봄으로써 두 센서의 신호가 일치할 때의 보정 상수 C값을 구하는 식으로 하였으며, 그 후 계속해서 광섬유 브래그 격자 센서 시스템의 출력 신호를 변형률로 변환하기 위한 보정 상수로 같은 C값을 사용하였다. 아래 그림 7은 정적 및 동적으로 인장하중을 주면서 복합재료 시편 내부에 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서 측정 변형률과 시편 표면에 부착된 스트레인 게이지 측정 변형률이 일치하도록 보정해준 모습이다. 인장시편은 탄소섬유/에폭시 복합재료로서 ASTM-D3039 규격을 따라 제작하였고 $[0_{10}]_T$ 적층의 가운데에 탄소섬유 방향으로 브래그 격자 센서가 새겨진 광파이버 1개를 삽입하였다. 브래그 격자 센서와 스트레인 게이지 모두 강화섬유 방향 곧 하중 방향 변형률을 측정하도록 하였다.

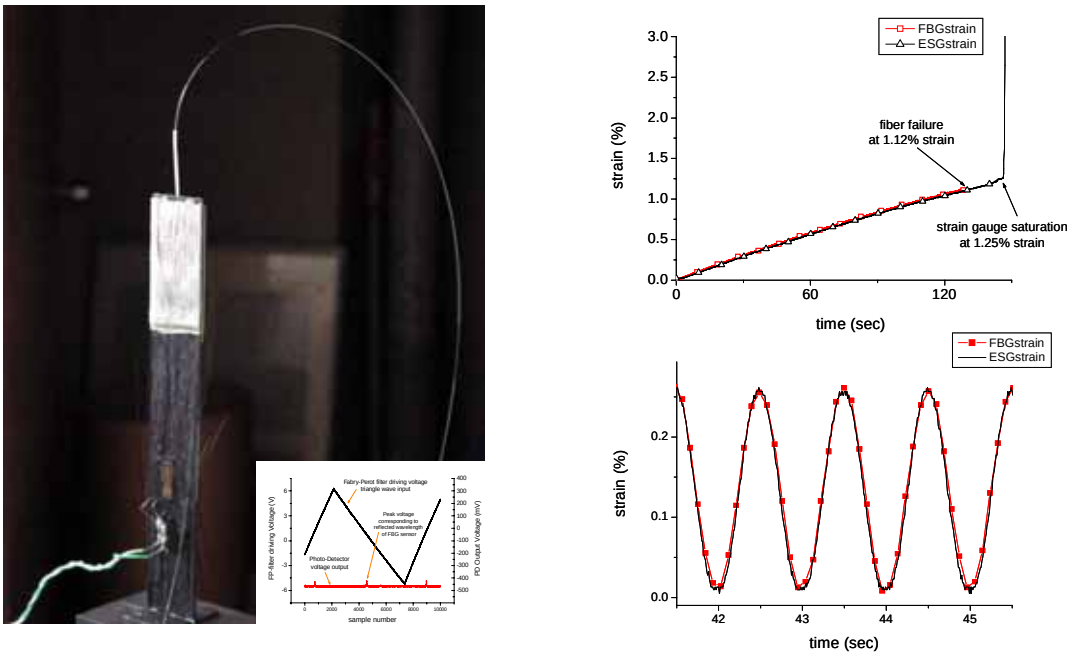


그림 7 복합재료 내부 삽입된 광섬유 센서 신호와 스트레인 게이지의 변형률 신호 일치

이상과 같은 과정을 통하여 구한 보정 상수 C는 아래 식 4와 같이 표현되며 초기 브래그 반사 파장 1550㎚ 를 갖는 광섬유 센서일 때 0.31 %/V의 값을 갖는다. 사용한 광섬유 센서 시스템의 출력 전압의 잡음 폭이 20㎷ 이므로 구성한 센서 시스템의 분해능은 약 62.2$\mu\epsilon$ 이 된다.

$$C = \frac{1}{K}\frac{\Delta\lambda}{\Delta V} = \frac{1}{1-p_e}\frac{\Delta\lambda}{\Delta V} = 4.82\ \text{nm/V} \quad \Rightarrow \quad 0.31\ \%/\text{V} \qquad \text{수식 4}$$

3. 손상감지 기법 Ⅰ : 플라이 응력 상태 감시

3.1 손상 감지 기법 소개

본 논문에서 첫째로 제시하는 복합재료 구조물의 손상감지 기법은 복합재료 내부에 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서를 이용, 구조물의 운행 중 실시간으로 변형률을 측정하여 재료가 견디는 응력상태를 손상영역 내에 도시하는 것이다. 그럼으로써 실제로 재료가 받는 응력 상태가 파손기준을 넘어서는지 또는 얼마나 가까이 접근하는지를 관찰하여 설계된 응력상태의 안전여부를 운행 중 감시하는 것이 가능해진다. 응력상태 감시에 사용한 복합재료 파손기준은 실제 설계에 많이 쓰이는 최대응력 기준, 최대변형률 기준, Tsai-Wu 파손 이론이다.

복합 적층판 내부 삽입된 광섬유 센서로 측정한 변형률을 이용하여 적층판을 구성하는 모든 플라이들의 응력상태를 계산하는 과정은 다음과 같다. 복합재료 적층판의 변형 상태를 기술하는데 필요한 일반적인 미지수는 $\epsilon_x^0, \epsilon_y^0, \gamma_{xy}^0, \kappa_x, \kappa_y, \kappa_{xy}$ 6개로 고전 적층판 이론을 사용하면 3개의 적층판축 변형률 성분과 3개의 적층판축 곡률 성분을 사용하여 적층판을 구성하는 모든 플라이의 플라이축 변형률과 응력상태를 기술할 수 있다[20]. 만일 복합 적층판에 굽힘 하중이 작용하지 않거나 무시할 수 있을 정도로 작을 경우에는 곡률을 0으로, $\kappa_x = \kappa_y = \kappa_{xy} = 0$ 이라 가정할 수 있게 되고 적층판을 이루는 각 플라이의 변형률과 응력을 기술하는 데에는 3개의 적층판축 변형률 성분, $\epsilon_x^0, \epsilon_y^0, \gamma_{xy}^0$ 만 알면 된다. 그런데 적층판축 변형률 성분과 플라이축 변형률 성분은 적층 각도만 알고 있으면 상호변환이 가능하므로 결국 적층판의 임의의 변형률 성분 3개만 측정할 수 있다면 모든 플라이의 변형률 및 응력 상태를 기술할 수 있게 된다. 광섬유 센서는 삽입한 복합 적층판의 물성저하 및 센서의 수명저하를 막기 위해 강화섬유와 같은 방향으로 삽입해야하기 때문에[10-12] 그림 8과 같이 3개의 서로 다른 적층각을 갖는 적층판에 각각의 플라이의 강화섬유와 평행하게 광섬유를 삽입하였다.

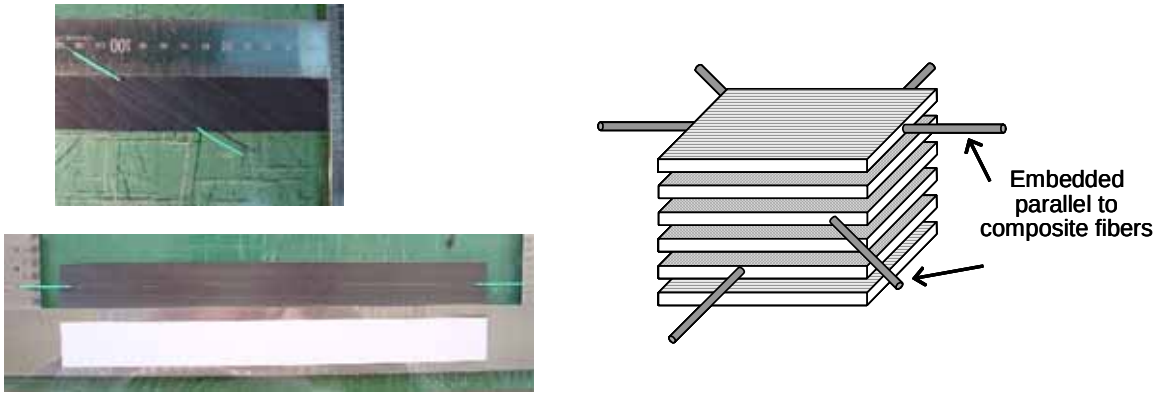


그림 8 복합재료 강화섬유와 평행하게 삽입된 3개의 광섬유 센서

실험에서 사용한 시편의 예를 들어 측정되는 3개의 변형률 성분들로 적층판을 구성하는 플라이들의 응력상태를 계산하는 과정을 설명하겠다. 실험은 탄소섬유/에폭시 복합재료를 $[0/\pm 30]_S$ 적층 구성된 시편을 사용하였고 0°, 30°, -30° 층은 각각 0.13㎜ 정도 두께의 프리프레그(SK SkyFlex, USN150BX)를 4장씩 적층하여 총 24장 적층된 3㎜ 두께의 적층판을 사용하였다. 광섬유 센서는 각 0°, 30°, -30° 층을 이루는 4개의 프리프레그의 가운데, 즉 2장과 2장 사이에 삽입하여 지름 0.25㎜ 정도 되는 광섬유가 온전히 탄소 강화섬유와 에폭시 기지에 둘러싸이도록 하였다.

복합 적층판에 삽입된 3개의 FBG 센서가 측정하는 변형률은 각 플라이의 탄소 강화섬유 방향 변형률 성분들, $\epsilon_1^0, \epsilon_1^{30}, \epsilon_1^{-30}$ 이다. 이때 측정된 플라이축 변형률 성분들을 적층판축 변형률 성분들로 변환해주면 사용한 복합재료의 물성과 적층 각도를 이용해 구한 축소 강성(reduced stiffness) 행렬과의 곱을 통해 적층판축 응력을 구할 수 있다. 적층판축 응력은 또 축변환 행렬 연산을 통해 모든 플라이의 플라이축 응력 상태로 변환된다. 복합 적층판 내부 삽입된 FBG 센서가 계속 변형률을 측정하면서 위의 연산 과정을 반복적으로 수행하면 응력 상태감시가 가능해진다.

이 과정에서 가장 처음 측정되는 각 플라이의 강화섬유 방향 플라이축 변형률을 복합적층판의 적층판축 변형률로 바꾸어주는 연산은 식 5와 같다[20].

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & \cos\theta\sin\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & -\cos\theta\sin\theta \\ -2\cos\theta\sin\theta & 2\cos\theta\sin\theta & \cos^2\theta-\sin^2\theta \end{bmatrix}^{[k]^{-1}} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix}^{[k]} \qquad \text{수식 5}$$

for the k-th ply of a laminate

식 5와 같이 일반적인 변형률 좌표 변환 연산에서 1행만 즉 강화섬유 방향 변형률만

나오도록 하여 3개의 각도에서 나오는 3개의 식으로 연립 방정식을 만들어주어야 한다. 이렇게 구성된 식 6을 이용하면 0°, 30°, -30° 플라이에 삽입된 광섬유 센서가 출력하는 강화 섬유 방향 변형률 성분들을 이용 복합 적층판의 적층판 축 변형률 성분들 $\epsilon_x, \epsilon_y, \gamma_{xy}$ 를 구할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1^0 \\ \varepsilon_1^{30} \\ \varepsilon_1^{-30} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 0 & \sin^2 0 & \cos 0 \sin 0 \\ \cos^2 30 & \sin^2 30 & \cos 30 \sin 30 \\ \cos^2 -30 & \sin^2 -30 & \cos -30 \sin -30 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \qquad \text{수식 } 6$$

계산 과정 및 플라이 응력 상태 도시는 National Instrument 사의 LabVIEW를 이용하여 프로그래밍 하였으며 데이터 획득은 National Instrument 사의 12bit 아날로그 디지털 변환기인 PCI-16E-4를 사용하였다.

제시한 손상 감지 기법이 구조물의 건전성 감시 개념에 적용될 가능성을 평가하기위해 복합 적층판의 플라이 응력상태를 감시하면서 다목적 인장 시험기(MTS-25ton)를 이용하여 적층판 시편이 파손될 때까지 인장 및 피로 실험을 수행하였다. 시편은 인장 및 피로 실험 규격에 맞게 ASTM-D3039를 따라서 만들었으며 $[0/\pm 30]_S$ 의 적층구성에 각 적층각도마다 탄소 강화섬유와 평행한 방향으로 광섬유 센서를 삽입하였다. 완성된 시편과 시편에 삽입된 3개의 브래그 격자 센서 신호의 출력은 그림 9와 같다.

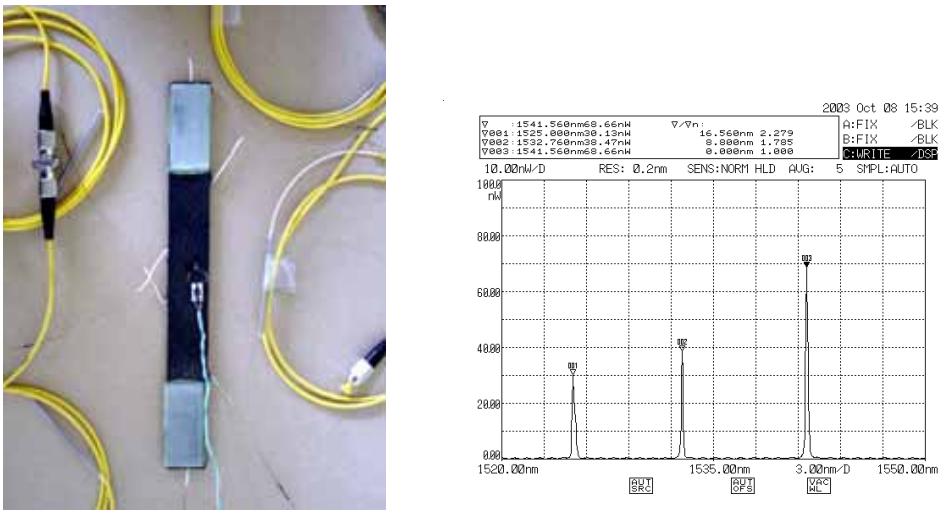


그림 9 3개의 광섬유 센서가 삽입된 인장 시편($[0/\pm 30]_S$)과 삽입된 센서 출력 신호

그림 9의 센서 신호 출력은 복합재료 시편 내부에 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서가 반사해주는 광신호를 파장분석기(OSA, optical spectrum analyzer)로 측정한 모습이다.

1525, 1533, 1541nm의 8nm 간격의 반사파장을 갖는 3개의 센서 신호가 협대역의 파장 대에서 빛을 반사하는 전형적인 브래그 격자 센서의 신호를 잘 나타냈으며 각각은 0°, 30°, -30° 적층판에 삽입된 센서로서 시편이 파단 될 때까지 변형률을 측정해줄 수 있도록 하였다. 또한 모든 실험에서 시편 표면에 0° 적층판의 탄소 강화섬유 방향으로 스트레인 게이지를 부착하여 광섬유 센서 신호로부터 변환한 변형률 값을 검증하였다.

3.2 정적 하중 하에서 플라이 응력 감시 실험 결과

탄소섬유/에폭시 복합재료 시편으로 인장 실험을 수행하여 시편이 파괴 될 때까지 내부 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서가 보내주는 변형률 신호를 획득하며 제시한 기법을 평가하였다.

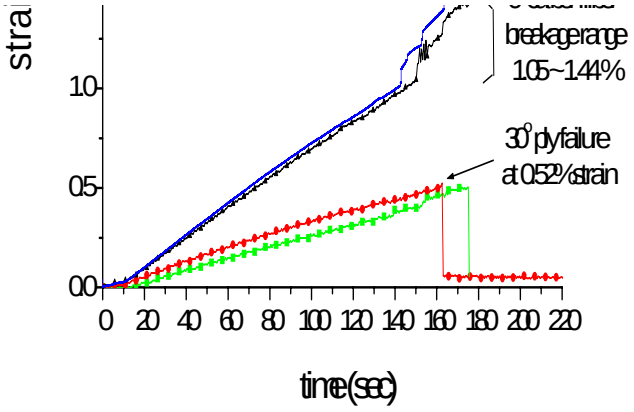


그림 10 3개의 광섬유 브래그 격자 센서로 측정한 인장 변형률 증가

그림 11 인장 실험에 의해 파괴된 복합재료 시편

그림 10은 시편이 파괴될 때까지 삽입된 3개의 광섬유 브래그 격자 센서가 보내준 신호를 변형률로 변환하여 나타낸 그래프이며 그림 11은 파괴된 시편의 모습이다. 우선 0° 플라이에 삽입된 광섬유 센서 신호와 시편 표면 부착된 스트레인 게이지 신호가 일치함을 통하여 광섬유 센서 신호의 변형률 변환이 오차 없이 이루어졌음을 알 수 있다. 스트레인 게이지가 측정한 변형률의 경우 1.4%의 변형률 측정 후에 신호가 포화되어 그 이상의 변형률 측정을 못해주었고 0° 플라이에 삽입된 광섬유 센서는 1.44%의 변형률 측정 후에 광섬유의 파단으로 더 이상 신호를 보내주지 못하였다. 두 센서 모두 1%의 변형률을 넘어서면 변형률 증가가 선형적이지 못하고 불규칙하게 증가함을 보여주었는데 이는 이때부터 하중 방향인 0° 플라이의 탄소 섬유들이 대량으로 파단 되기 시작하기 때문이다. 일반적인 탄소섬유/에폭시 복합재료의 탄소 강화섬유 방향 파단 변형률이 1.2% 정도인 것을 고려할 때 0° 플라이의 탄소 강화섬유들이 파손되는 영역에서 광섬유 브래그 격자 센서가 우수하게 변형률을 측정하였다고 할 수 있다. 30° 플라이에 삽입된 센서는 0.52%까지 선형적인 변형률 증가를 측정하다가 갑자기 0%로 떨어졌는데, 이는 이시점이 30° 플라이가 파괴된 시점이기 때문이다. 앞의 0° 플라이에 삽입된 광섬유 센서와 달리 ±30° 플라이에 삽입된 광섬유 센서는 시편이 파괴되어도 광섬유는 파단되지 않아 계속 신호를 보내줌을 알 수 있다. 이론적인 $[0/\pm30]_S$ 적층판의 파괴 시 30° 플라이의 탄소 강화섬유 방향 변형률은 0.5% 로서 실험결과와 일치함을 알 수 있다. 이상의 인장실험 과정 중의 변형률 증가 관찰을 통해 탄소섬유/에폭시 복합재료 내부 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서는 적층판이 파괴될 때까지 신호를 보내줄 수 있으며 정적 하중 하에서 발생하는 손상 영역의 큰 변형률을 측정할 수 있음을 확인하였다. 2001년 발표된 강동훈 등[9]의 연구에서는 광섬유 브래그 격자 센서의 재킷이 벗겨진 굴절률 격자 부분에 리코팅 및 유리튜브 삽입 등의 효과에 대해 보고하였는데 리코팅이 벗겨져있던 센서는 0.814%의 변형률까지 측정하고 파단되었다고 발표하였다. 본 실험에서 사용한 광섬유는 영국 Fibercore 사의 광감성 섬유(photosensitive fiber) PS1250/1500으로 코어에 붕소가 첨가되어 별도의 수소처리 없이 엑시머 레이저에 노출시켜 센서를 제작하였다. Fibercore사는 적절한 리코팅을 수행한다면 5%의 광섬유 파단 변형률을 회복할 수 있다고 주장했으며 본 연구에서 얻은 더 높은 광섬유 파손 변형률은 광감성 섬유의 사용과 삽입 시편 제조 조건의 양호함 등에서 얻어졌다고 예상된다.

그림 12는 인장실험 동안 증가하는 변형률 신호를 제시한 기법을 사용하여 플라이 응력 상태로 변환하여 파손 기준과 함께 도시해준 프로그램의 실행 모습이다. 프로그램 실행결과 인장실험 하에서 시편이 받는 하중이 증가함에 따라 플라이 응력상태가 이론적인 $[0/\pm30]_S$ 적층판의 응력 증가 궤적을 따라 증가함을 확인할 수 있었다. 복합 적층판의 파괴 하중에 가까이 하중이 증가할 때 플라이 응력 상태는 파손 응력 상태의 경계지점에 도달하였으며 경계지점을 조금 더 벗어나자 적층판의 파괴가 일어났다.

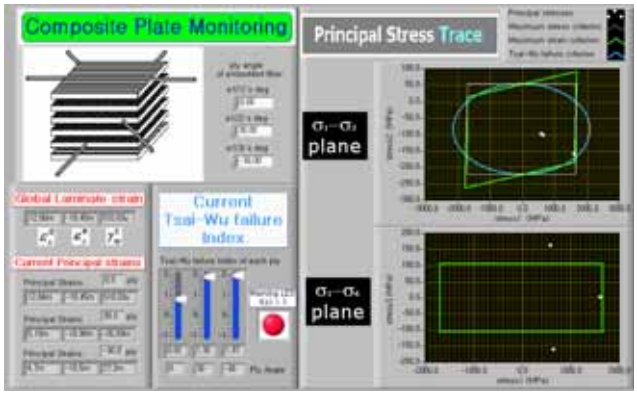
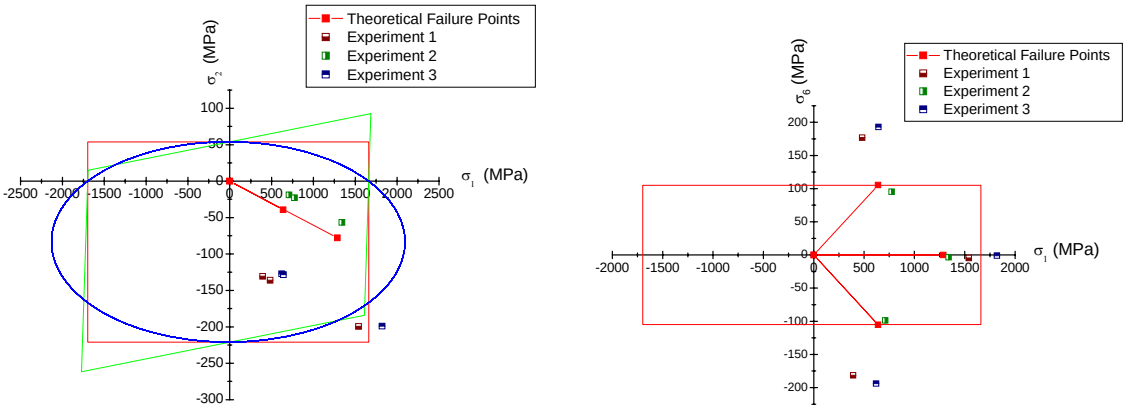


그림 12 인장 실험에서 플라이 응력 감시 프로그램 실행 모습

그림 13은 복합 적층판의 파괴 시에 광섬유 브래그 격자 센서로 측정한 변형률을 이용하여 계산한 플라이 응력상태이다.



(a) $\sigma_1 - \sigma_2$ plane (b) $\sigma_1 - \sigma_6$ plane

그림 13 탄소섬유/에폭시 복합재료 $[0/\pm30]_S$ 의 파괴 시 응력상태

인장 실험은 모두 3번 수행되었는데 이론적인 예상과 같이 30° 플라이의 전단응력이 가장 먼저 파손기준을 벗어남을 보여주었으며 그 후 0° 플라이의 탄소 강화섬유 방향 응력이 불규칙하게 떨리다가 파손기준 근처에서 재료의 파괴 후에 신호가 사라진다. 3번의 실험에서 모두 이론적인 파손 응력상태 지점을 넘어서서 파손 기준보다 멀리 떨어진 플라이 응력상태에서 재료가 파손된다. 이와 같은 이론적인 파손 응력상태와 실제 적층판의 파손 시 내부 응력 상태가 차이가 나는 이유는 파손기준 이론과 고전 적층판 이론에 대한 고찰로 얻을 수 있다. 복합재료 파손기준 이론은 모두 적층판을 이루는 임의의 플라이의 플라이 응력상태가 파손 값을 넘어서는 시점을 적층판의 파괴 시점으로 간주한

다. 이는 파손기준은 설계를 위해 존재하므로 안전한 방법이라고 할 수 있다. 그러나 실제의 경우 적층판을 이루는 어느 한 플라이가 파손되어도 나머지 플라이가 하중을 감당할 수 있는 경우가 있다. 이는 다음 장에서 나올 피로 하중의 경우 더 분명히 나타난다. 또 0°플라이의 경우에는 플라이가 파손되는 시점이 파손 변형률 1.2%에 도달한 한 시점으로 볼 수 없음은 플라이가 점진적으로 파손되기 때문이다. 30°플라이는 전단응력에 의해 탄소섬유의 파손 전에 에폭시의 파손으로 순간적으로 파괴되는 반면 0°플라이는 점진적으로 탄소섬유들이 파단되면서 손상이 누적되어 재료의 변형률을 증가시키다가 최종파괴로 이어진다. 따라서 복합재료 적층판은 파손기준에 의해 계산된 플라이 응력상태보다 더 큰 응력상태에서 파괴된다.

이상과 같이 복합 적층판 내부에 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서는 정적하중 하에서 재료가 파괴될 때까지 변형률 신호를 보내주어서 손상 발생 영역에서 플라이 응력감시를 수행할 수 있었으며 추적한 플라이 응력상태가 파손 기준들을 벗어난 지점에서 적층판의 파괴가 일어났기 때문에 파손기준을 손상기준으로 사용하여 실시간 플라이 응력 추적 기법이 복합재료 구조물의 운행 중 갑작스런 구조물 파괴를 막을 수 있는 구조물의 건전성 감시 기법으로 사용될 수 있음이 검증되었다.

3.3 동적 하중 하에서 플라이 응력 감시 실험 결과

실제로 구조물은 한 번에 강도를 넘어서는 응력상태에 의해 파손되지 않고 오랜 시간 동안 지속적인 하중 하에서 재료의 손상이 점진적으로 누적되다가 파괴된다. 따라서 복합재료 손상 감지를 위한 응력 감시 기법은 피로하중 하에서 수행되어질 수 있을 때 그 가능성이 검증되었다고 할 수 있다. 피로실험에 사용된 시편 및 실험 방법은 ASTM-D3479의 인장-인장 복합재료 피로실험 규격을 따랐으며 광섬유 센서가 삽입된 시편 형상 및 적층은 그림 9의 인장 실험에서 사용한 시편과 같다. 피로 실험은 모두 응력비 0.1로 하였고 최대하중, P_{MAX}를 파손하중, P_{UTS}의 0.9, 0.8, 0.7, 0.6배 비율로 설정, 하중제어 모드로 4번 수행하였다. 입력하중 속도는 모두 3Hz로 하였으며 인장실험의 경우와 마찬가지로 모든 실험에서 광섬유 센서를 비교, 검증하기위한 스트레인 게이지를 시편 표면에 부착하였다. 그림 14는 최대하중을 파손하중의 0.8배 비율로 설정, 1,200 사이클의 피로수명을 갖는 저주기 피로실험에서 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서로 측정한 변형률을 나타내며 그림 15는 최대하중을 파손하중의 0.6배 비율로 설정, 무한수명을 갖는 고주기 피로실험에서 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서로 측정한 변형률을 나타낸다. 최대하중을 파손하중의 0.6배 비율로 설정한 피로실험의 경우 1,000,000 사이클 이후에 실험을 중단하였다.

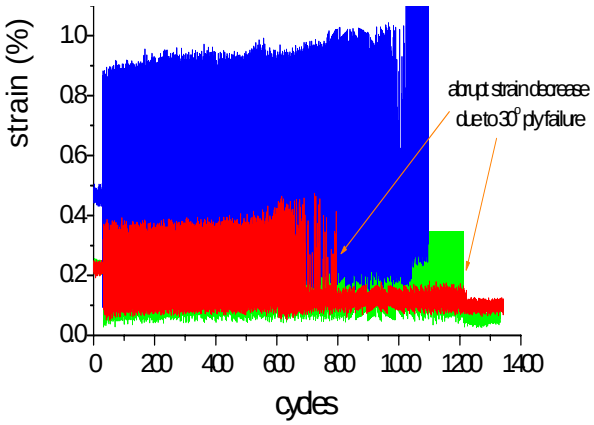


그림 14 $P_{MAX}=0.8P_{UTS}$의 피로 하중 시 광섬유 브래그 격자 센서로 측정한 변형률 변화

우선 저주기 피로실험의 경우 하중 사이클이 증가하면서 변형률 최대값이 증가하는 전형적인 하중제어 피로실험의 모습을 분명히 보여주었다. 이때 시편 표면 부착된 스트레인 게이지는 1,100사이클에서 1.35%의 변형률을 측정한 후에 변형률이 급격히 증가하였다. 이것은 사용한 스트레인 게이지로 측정할 수 있는 변형률 영역을 벗어나 스트레인 게이지의 손상으로 출력전압이 포화된 것이다. 광섬유 브래그 격자 센서로 측정한 변형률의 경우 0° 플라이에 삽입되어 스트레인 게이지처럼 하중방향 변형률을 측정한 센서 신호는 스트레인 게이지와 비슷한 수명인 1,100 사이클을 가져 그 후 광섬유의 파단으로 신호가 사라졌다. 그러나 30° 플라이에 삽입된 2개의 센서는 모두 인장실험 때와 같이 시편의 파괴 이후까지도 계속해서 신호를 보내주었으며 30° 플라이가 파손되는 시점으로 예상되는 800, 1200 사이클 후에 급격한 변형률 신호의 감소를 보여주었다. 그 이유는 30° 플라이가 파괴되면서 더 이상 하중을 지지하지 못하게 되어 플라이 내부 삽입된 광섬유 센서는 매우 작은 변형률 신호를 측정하게 되기 때문이다. 이때 800 사이클 후에 30° 플라이 한 개가 파괴되었지만 나머지 플라이들이 하중을 지지하다가 1,200 사이클 후에 다른 30° 플라이도 파괴되면서 전체 적층판이 파괴된 것으로 예상할 수 있다. 또한 0° 플라이에 삽입된 센서는 1,000 사이클 후에 급격한 변형률의 증가를 보여주었고 최고 측정 변형률 1.4%까지 측정 후 파단 되었다. 1,000 사이클 후의 갑작스런 변형률의 증가는 800 사이클에서 파괴되었던 한 개의 30° 플라이로 인해 복합재료 적층판 내부에 발생한 층간분리가 원인이 되었을 것으로 예상된다. 이상과 같이 저주기 피로실험을 통해 관찰한 복합재료 내부 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서의 구조물의 건전성 감시 개념에의 적용 가능성은 브래그 격자 센서가 재료에 누적되는 손상으로 야기되는 변형률의 증가 및 비정상적 변화를 측정할 수 있으며 복합 적층판의 파손 시점에서 파손 영역에 근접하는 변형률을 측정함으로 복합 적층판의 급작스런 파괴가 이루어지기 전에 위험한 내부 손상을 감지할 수 있음으로 제시한 손상 감지 기법을 적용할 수 있는 센서임을 확인하였다.

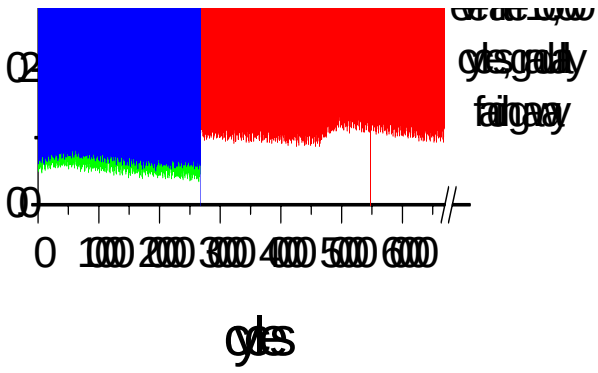


그림 15 $P_{MAX}=0.6P_{UTS}$의 피로 하중 시 광섬유 브래그 격자 센서로 측정한 변형률 변화

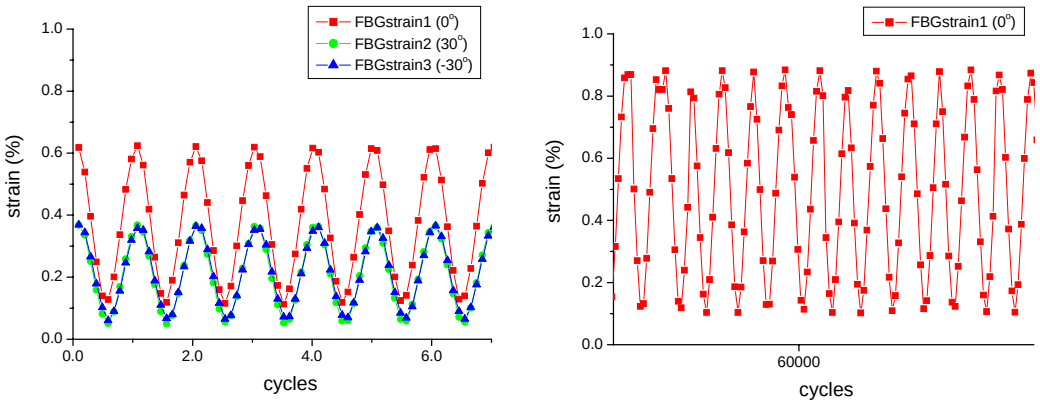


그림 16 $P_{MAX}=0.6P_{UTS}$의 피로 하중 시 광섬유 브래그 격자 센서로 측정한 초기와 마지막의 변형률 변화

그림 15와 16은 고주기 피로실험의 경우로 최대하중이 파손하중의 0.6배 비율일 때 초기와 후기의 변형률 변화 모습이다. 초기에는 삽입된 3개의 센서가 측정한 변형률이 구형파 모양의 입력하중을 잘 따라가고 있다. 그러나 60,000 사이클 정도 되었을 때에는 30° 플라이에 삽입되었던 센서의 신호는 나오지 않고, 0° 플라이에 삽입된 센서는 초기보다 훨씬 더 큰 최대 변형률 값을 측정함을 볼 수 있다. 실제로 30° 플라이에 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서는 26,500 사이클 후에 파단 되었다. 인장실험 및 저주기 피로실험에서는 30° 플라이에 삽입되었던 센서는 플라이의 파손까지 감지하면서도 센서 자체는 파손되지 않았던 반면 이 경우에는 30° 플라이의 점진적인 기지 균열의 증가가 삽입된 광섬유 센서에 영향을 주어 센서를 먼저 파손시켰을 것으로 예상된다. 실제적으로 피로실험 중에 30° 플라이들이 점진적으로 여러 부분에서 손상이 증가하여 파손되고 0° 플라이만으로 하중을 지지하며 무한 수명을 가짐을 시편의 측면 관찰을 통하여 발견할 수 있었다. 0° 플라이에 삽입된 센서는 46,000 사이클 후에 갑작스런 변형률의 증가를 측정하였는데 이는 피로실험에서 줄곧 발견된 특징으로 적층판 내부의 30° 플라이에 먼저 손상이 생기고 파손되어서 옆의 층들과 층간분리가 일어나 남은 층들이 모든 하중을 지지

하게 되면서 일어난 현상이다. 0° 플라이에 삽입된 센서는 100,000 사이클 까지도 계속 신호를 보내 주었으며 66,000 사이클까지 변형률로 변환해줄 수 있는 분명한 신호를 출력하였다. 그러나 이러한 센서 수명은 같은 실험의 복합 적층판 시편의 수명이 1,000,000 사이클 이상인 것에 비해 작은 것이므로 복합재료 구조물이 파손될 때까지 구조물의 건전성 감시를 수행할 수 없는 단점이 된다. 그러나 고주기 피로실험에서 내부 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서를 이용하여 누적된 손상에 의한 변형률의 증가를 감지할 수 있었고 0° 플라이 및 30° 플라이에 삽입되었던 광섬유의 파단 자체가 복합재료 내부 손상의 심각한 누적을 나타낸다고 할 수 있다.

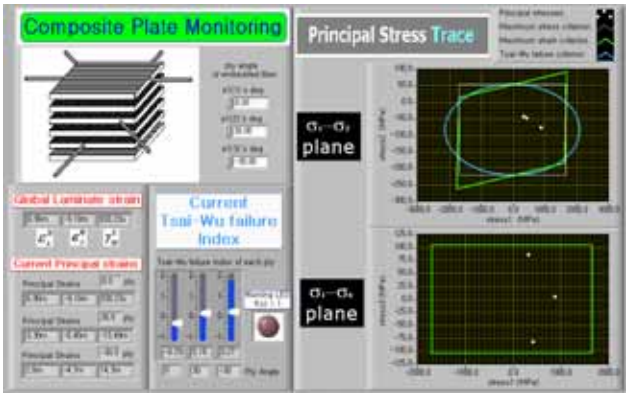


그림 17 피로실험에서 플라이 응력 감시 프로그램 실행 모습

그림 17은 제시한 응력감시 기법을 피로실험 중에 수행한 결과이다. 하중 사이클이 증가하면서 점점 더 큰 궤적을 그리면서 응력 상태를 나타내는 점들이 진동한다. 또 동일한 하중을 반복적으로 가해주지만 응력상태는 초기의 궤적을 오고가지 않고 히스테리시스를 보여준다. 이는 복합재료에 누적된 손상으로 인해 재료에 소성 변형량이 증가하면서 생긴 결과이다. 저주기 피로실험에서는 사이클이 증가하면서 응력상태가 손상기준을 넘어서고 프로그램이 이를 감지하여 위험 신호를 보내주었다. 고주기 피로실험에서는 사이클이 증가하면서 응력상태가 점점 파손기준에 접근하다가 광섬유의 파괴로 신호가 사라졌다. 고주기 피로 하중 하에서는 제시한 기법 적용을 위하여 삽입된 광섬유 센서 수명의 증가가 요구된다.

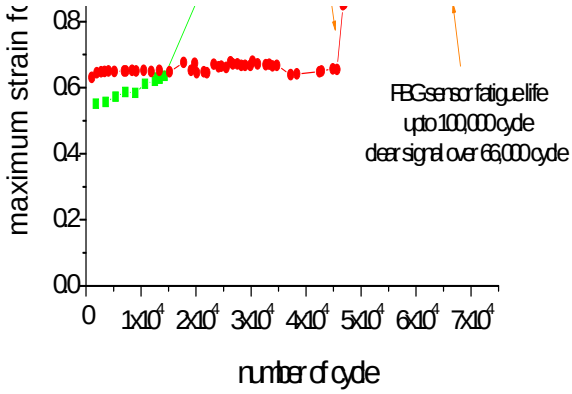


그림 18 스트레인 게에지와 광섬유 브래그 격자센서의 수명 비교.

본 연구에서 제시한 기법뿐만 아니라 광섬유 센서 삽입을 통한 복합재료 구조물의 건전성 감시를 위해 복합재료 내부에 삽입된 광섬유 센서의 수명 증가가 필요하다. 그림 18은 고주기 피로 하중 하에서 표면 부착된 스트레인 게이지와 0° 플라이 내부 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서의 수명을 비교한 결과로서 구형파의 피로하중 하에서 두 센서가 측정한 최대 변형률 값만 표시한 결과이다. 스트레인 게이지는 20,000 사이클 후에 출력 전압이 10V로 포화되었는데 이는 스트레인 게이지 내부 코일의 손상으로 인한 것이다. 광섬유 브래그 격자 센서는 66,000 사이클까지 분명한 신호를 보내 주다가 광섬유 손상으로 인한 빛의 손실로 점점 신호가 희미해진다. Takeda 등[21,22]의 연구에서처럼 복합재료 내부 삽입을 위한 센서용으로 현재 광통신을 위한 250μm 지름의 광섬유 보다 더 작은 지름으로 광섬유를 제작한다면, 또 더 정교한 폴리머 피복 제거와 리코팅으로 광섬유에 브래그 격자를 새기기 전 상태로 온전히 복구되는 수준의 브래그 격자 센서 제조 작업을 수행할 수 있다면 센서가 더 높은 피로 수명을 가지게 할 수 있을 것으로 예상된다.

4. 손상감지 기법 II : 굽힘 하중하의 곡률 분포 감시

4.1 손상 감지 기법 소개

재료에 생긴 손상을 감지하는 데에 비이상적인 재료거동을 관찰하겠다는 시도가 여러 차례 있었다.[23-25] 이는 재료가 변형되는 데에는 외부하중의 영향뿐만 아니라 손상으로 인한 재료의 물성 저하가 영향을 주기 때문이다. 최근 많은 연구가 이루어지고 있는 진동 특성 변화를 통한 손상 감지 기법[15]에 비교한 변형 감지를 통한 손상감지 기법의 장점은 데이터 수집을 느리게 해도 되며 또 처리해야하는 연산의 양도 주파수 영역이 아닌 시간 영역이기 때문에 주파수 분석 방법에 비해 작다. 손상위치 결정에 있어서 진동

특성 변화는 일차적으로 구조물 전체 거동의 변화를 관찰하기 때문에 복잡한 연산 과정을 거쳐야 손상 위치 결정이 가능해지는 반면 변형 감지 기법은 손상영역 근처에 변형을 감지하는 센서가 있다면 쉽게 손상위치 결정이 이루어진다. 따라서 변형감지를 통한 손상감지는 컴퓨터가 처리해야 하는 양이 줄어들어 실시간 신호 처리에 용이하게 된다. 그 중 대표적인 시도가 굽힘 하중 하에서 재료가 받는 곡률을 측정하는 것이다.[23,25] 곡률 측정 시 손상이 발생한 복합재료 적층판은 탄성계수의 저하로 인해 굽힘 저항이 줄어들어 같은 하중이나 변위를 받을 때, 보다 큰 변형률 변화를 보여준다.[24,25] 따라서 구조물의 운행 중에 발생한 손상에 근접한 위치의 센서들은 비정상적으로 큰 변형률 신호를 보여줄 것이다.

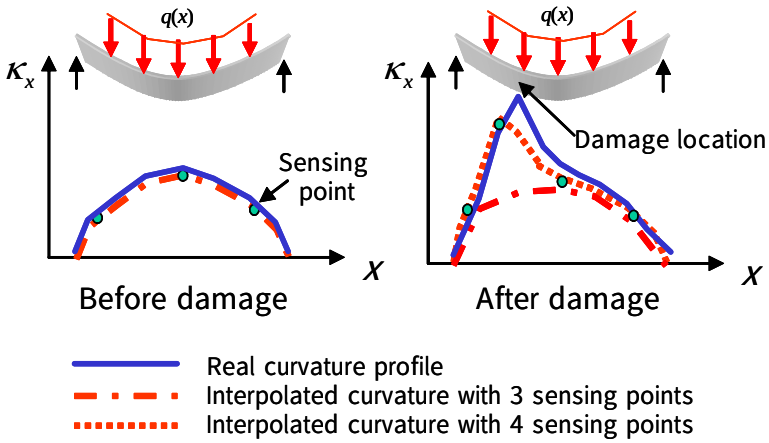


그림 19 손상 발생 전과 후의 곡률 분포 비교

그림 19는 이와 같은 원리를 이용하여 복합 적층판 보의 여러 점에서 변형률을 측정, 이를 곡률로 변환시킨 후 곡률을 굽힘 하중을 받는 보의 길이 방향에 대한 다항 함수로 연속적으로 연결했을 때의 모습이다. 손상이 생기기 전에는 보의 곡률 분포가 부드러운 곡선이지만 손상이 생긴 후에는 비이상적인 곡률 분포로 인하여 부드럽지 못한 미분 불가능한 지점들이 생기게 될 것이다. 본 장에서 제시하는 손상감지 기법은 굽힘 하중을 주로 받는 보 요소로 사용되는 복합 적층판 내부에 다점측정이 가능하도록 브래그 격자 센서를 삽입함으로써 굽힘 하중 조건하에서 복합 적층판의 곡률 분포의 기하학적인 형태를 관찰하는 것이다. 앞에서 언급한 이론적인 배경으로 인하여 손상이 증가함에 따라 측정되는 변형률의 증가로 곡률도 증가하게 되고 이것은 손상 위치의 곡률 값만을 크게 만들어줌으로 전체적인 곡률 분포를 비정상적인 형태로 만들 것이다. 이를 이용하여 손상의 발생 여부 및 손상 위치 결정 수행이 가능함을 보이려고 한다.

이때 중요한 요인으로 작용하는 것은 센서의 개수와 위치 설정이다. 만약 삽입된 브래그 격자 센서의 바로 위, 아래에서 손상이 발생한다면 그 부분에서의 손상으로 인해 야기된 변형률이 그대로 측정되어 정확히 손상을 감지할 수 있지만 센서와 센서 사이 가운데서 손상이 발생하면 실제의 큰 변형률 값을 측정하지 못하고 이미 변형률이 완화된 점

에서 측정하여 가장 큰 손상 지점에서의 변형률은 직접 측정하지 못하게 된다. 따라서 측정된 변형률 사이의 값들을 어떻게 연결해주는가의 해결방법도 손상감지에 중요한 기법이 된다.

4.2 정적 및 동적 굽힘 하중 하에서 곡률 감시 실험 결과

복합 적층판 보의 내부에 그림 20과 같이 여러 개의 측정 점을 가진 FBG 센서를 삽입한 후 3점 굽힘 하중을 시편이 파손될 때까지 가해주었다. 시편은 $[0_4/45_4/-45_4]_S$ 의 적층으로 제작하였으며 FBG 센서가 새겨진 광섬유는 모두 시편의 표면 부분 플라이인 0 플라이의 가운데, 즉 0 프리프레그 2장과 2장 사이에 삽입하였다. 3점 굽힘 하중의 인가속도는 중심의 하중점이 10mm/min 의 속도로 내려오도록 하였다.

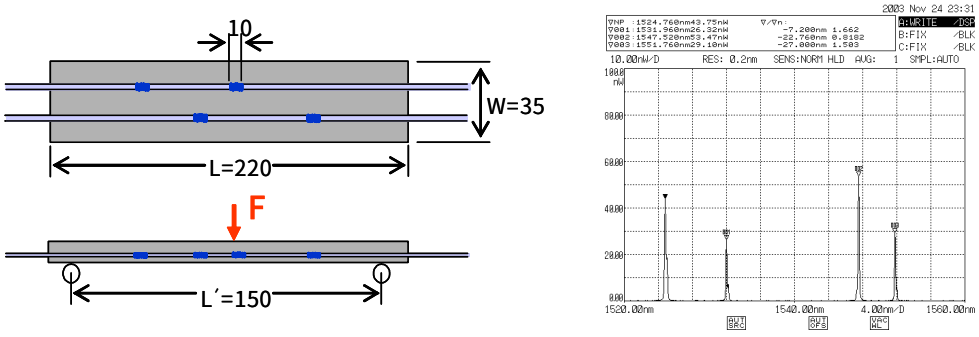


그림 20 브래그 격자 센서가 삽입된 복합 적층 보 시편과 센서 출력 신호

실험을 통하여 우선 삽입된 브래그 격자 센서가 복합 적측판이 굽힘 하중에 의해 파손될 때까지 신호를 보내주는지 확인하고, 정적 및 피로 하중 하에서 변형률을 연속적으로 측정하여 곡률 및 변형률을 감시하면서 손상 증가에 따른 곡률 및 변형률의 변화를 측정해 볼 것이다. 실험은 3개의 점과 4개의 점에서 변형률을 측정할 수 있도록 센서를 3개, 4개 삽입한 시편으로 수행하였다. 그림 19의 센서 출력은 삽입한 4개의 브래그 격자 센서가 반사하는 빛의 파장을 파장 분석기로 측정한 것으로서 복합 적층판에 삽입된 4개의 브래그 격자 센서가 복합재료 성형 과정 중에 파손되지 않아서 모두 신호를 잘 보내주고 있음을 확인케 해준다.

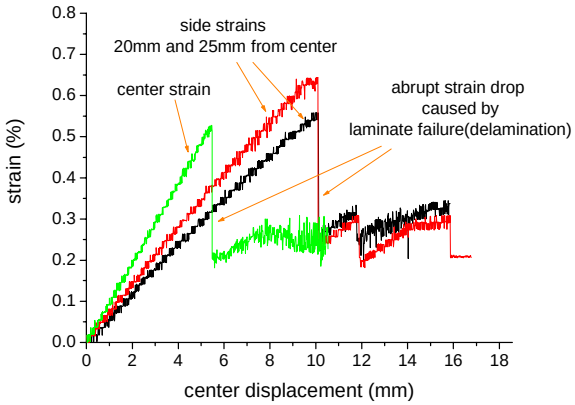


그림 21 3점 굽힘 실험으로 측정한 적층판 보의 내부 변형률 변화

실험결과 그림 21과 같은 변형률 변화를 측정하였다. 보의 중심에서 변형률이 가장 큰 변화율로 증가하고 양쪽으로 멀어진 위치에서 변형률은 낮은 비율로 증가하였다. 중심의 수직 변위가 5.5㎜ 에 이를 때 중심에 삽입된 센서가 먼저 갑작스런 변형률의 감소를 보여주는데 이것은 하중을 가장 크게 받는 중심에서 먼저 손상이 발생, 층간 분리가 일어나 내부 삽입된 FBG 센서에 변형률이 인가되지 못하게 된 것에 원인이 있을 것으로 예상된다. 중심의 수직 변위가 약 10㎜ 정도를 넘어서면 삽입된 모든 브래그 격자 센서의 변형률 신호가 0.2% 수준으로 떨어지는 것을 관찰할 수 있다. 이것은 시편의 파단으로 더 이상 하중을 지지하지 못하게 되었기 때문이다. 적층판 보에 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서는 보의 파괴까지 변형률을 측정할 수 있었으며 보의 파괴 시에는 하중 지지 능력의 손실로 인한 갑작스런 측정 변형률 저하를 관찰하였다.

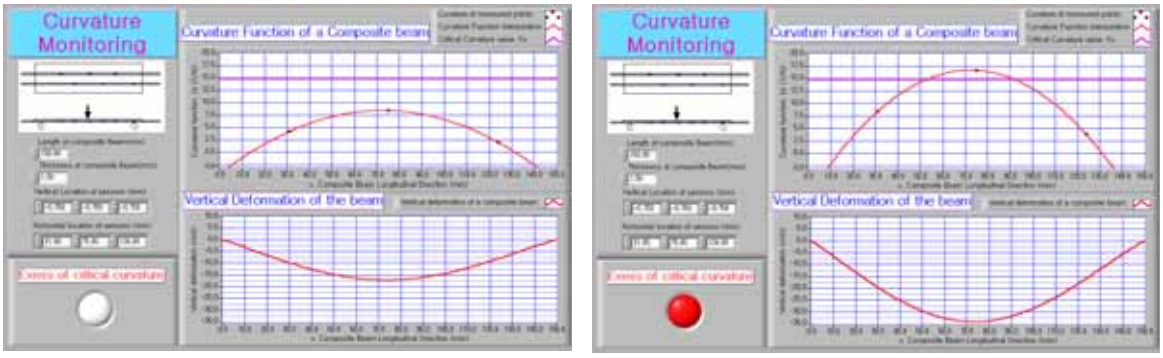


그림 22 굽힘 하중을 받는 복합 적층보의 곡률 감시 프로그램

그림 22는 굽힘 하중 하에서 측정된 3개의 변형률 신호를 이용하여 실시간으로 곡률을 감시한 프로그램의 모습이다. 하중이 증가하면서 곡률의 일부분이 이론적인 파괴 곡률 값을 넘어서면서 보의 파손이 이루어짐을 확인할 수 있었다.

피로 굽힘 실험은 정적 실험과 동일하게 탄소섬유/에폭시 복합재료에 적층 구성이 $[0_4/45_4/-45_4]_S$ 인 복합 적층판 시편을 사용하였고 MTS 유압 시험기를 이용하여 0.8Hz의 정현파형의 반복 변위를 변위 비 0.1로 가하였다. 하중, 변위, 브래그 격자 센서의 신호는 8Hz로 측정하여 A/D 변환보드를 이용하여 컴퓨터에 저장하였다. 그림 23과 24는 각각 초기와 28,000 사이클 이후의 변형률의 변화를 나타낸다. 복합 적층판 보에 삽입된 4개의 광섬유 센서의 초기 변형률 변화는 가해주는 정현파형태의 하중 그대로 변형되는 보의 거동을 보여준다. 이때 중심에서 가까운 위치에 삽입된 센서는 큰 변형률 변화를 중심에서 먼 위치에 삽입된 센서는 작은 변형률 변화를 출력하였다. 28,000 사이클 후의 변형률 변화는 그림 24와 같이 오히려 약간 떨어지는 결과를 보여주었다.

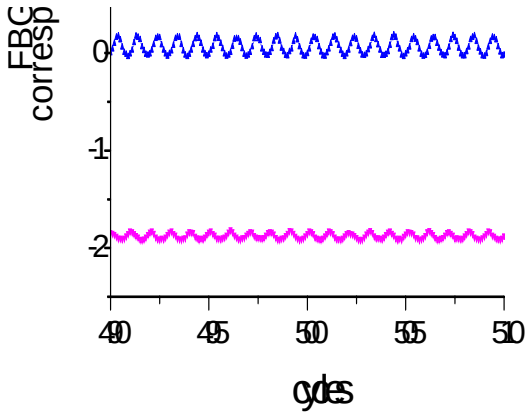


그림 23 복합 적층판 보에 삽입된 4개의 브래그 격자 센서의 초기 피로 하중 하의 전압변화

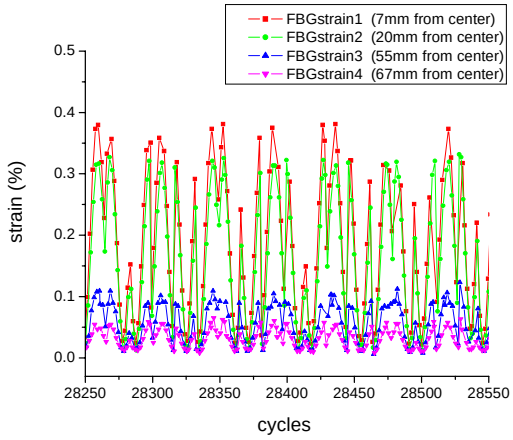


그림 24 복합 적층판 보에 삽입된 4개의 브래그 격자 센서의 28,000 사이클 후의 변형률 변화

이상과 같이 굽힘 피로 하중 하에서 예상하였던 손상으로 인한 복합 적층 보의 내부

변형률의 증가는 관찰하지 못했다. 그림 25는 보다 큰 하중으로 보의 중심에서의 최고 변형률이 0.44%에 이르도록 한 굽힘 피로 하중 하에서 복합 적층 보의 파괴에 도달할 때까지 내부 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서의 신호를 보여준다. 4개의 센서 신호가 출력하는 변형률은 하중 사이클이 증가됨에 따라 손상이 누적되면서 오히려 출력 변형률이 감소하는 결과를 보여준다. 3점 굽힘 변위를 증가시켜 중심의 변위를 파손 변위의 95%로 하여 피로 실험을 수행한 결과 그림 25와 같이 약 150사이클 이후에 시편이 파손되어 4개의 브래그 격자 센서 변형률 신호가 급격히 떨어짐을 관찰할 수 있었다. 따라서 굽힘 하중 하에서는 시편이 파손되기 전에 큰 변형률 신호를 얻지 못하여 제시한 곡률 감시 기법의 적용이 부적합하다는 결론에 이르게 된다. 이와 같이 예상과 다른 결과의 원인은 굽힘 피로 하중 하에서 복합 적층 보의 주된 손상 모드가 그림 26과 같이 층간 분리이기 때문이다. 층간 분리가 일어날 때 복합 적층 보의 각 플라이들의 경계가 분리되면서 플라이 사이에 삽입된 광섬유 센서가 또한 플라이와 분리되면서 더 이상 적층판 내부의 변형률을 측정하지 못하게 된다. 결론적으로 예상과는 다른 결과를 얻었으나 복합 적층판 내부 삽입된 브래그 격자 센서는 굽힘 하중하의 주된 손상 모드인 층간분리가 일어나면 급작스러운 변형률 감소를 나타내며 층간분리 형태로 나타나는 적층판 보의 파손 때까지도 내부 삽입된 브래그 격자 센서는 변형률을 계속해서 측정할 수 있다.

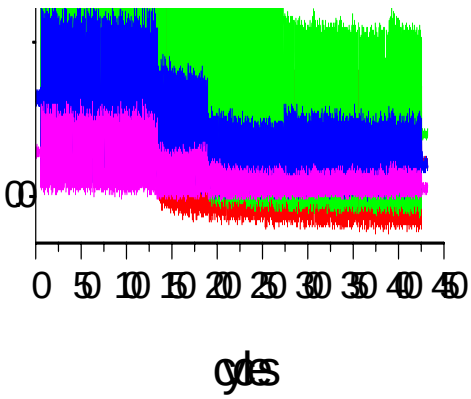


그림 25 복합 적층판 보에 삽입된 4개의 브래그 격자 센서로 측정한 저주기 굽힘 피로 하중하의 변형률 변화

그림 26 굽힘 하중을 받는 복합 적층 보의 주된 손상 모드인 층간분리

5. 결 론

본 연구에서는 복합재료 구조물의 건전성 감시를 수행하기 위한 새로운 손상 감지 기법의 제시를 목표로 하였다. 구체적인 방법으로 복합 적층판 내부에 광섬유 브래그 격자 센서를 삽입하여 변형률을 측정함으로써 손상 발생으로 인한 변형률의 증가와 비정상적인 변화를 관찰하였다. 본 논문에서 제시한 2가지 손상감지 기법은 첫째로 적층판에 삽입된 3개의 광섬유 브래그 격자 센서를 이용하여 적층판을 구성하는 모든 플라이의 응력 상태를 추적, 파손기준과 비교하는 방법과 둘째로 굽힘 하중을 받는 복합 적층 보의 곡률을 감시하면서 비정상적인 곡률 분포를 감지하는 기법이다. 제시한 2가지 기법을 검증 및 평가하기 위하여 광섬유 브래그 격자 센서를 복합 적층판 내부에 삽입하여 손상이 일어나는 하중 상태에서 변형률을 측정하여 복합재료 내부 삽입된 브래그 격자 센서의 특성을 고찰하고 또 제시한 기법을 적용하여 그 가능성을 확인하였다. 본 논문에서 제시한 구체적인 결과는 다음과 같다.

1. 복합재료 내부 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서는 1% 이상의 높은 변형률을 측정할 수 있다. 따라서 0° 플라이(하중 방향 플라이)에 삽입된 브래그 격자 센서는 탄소 강화 섬유가 끊어지는 영역까지도 변형률을 측정함으로 복합 적층판의 손상 감지에 사용될 수 있다.

2. 복합재료 내부 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서는 30° 플라이와 같이 전단응력으로 파괴되는 플라이의 파괴 때까지 변형률을 측정할 수 있다. 따라서 30° 플라이와 같이 전단응력으로 파괴되는 플라이에 삽입된 브래그 격자 센서는 플라이의 파괴를 감지할 수 있다.

3. 서로 다른 세 적층 각도를 갖는 복합 적층판 내부에 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서로 변형률을 측정하여 모든 구성 플라이의 응력 상태를 추적하는 것이 가능하다. 손상 영역에서 측정되는 변형률을 이용, 플라이 응력 상태를 추적하여 파손 기준에 완전히 도달한 상태나 이를 넘어서는 상태에서 복합 적층판이 파괴됨을 확인하였다. 따라서 구조물의 파괴 전에 제시한 기법으로 심각한 재료의 손상을 감지할 수 있다.

4. 복합재료 내부 삽입된 광섬유 브래그 격자 센서는 상용 스트레인 게이지 보다 더 우수한 피로 수명을 갖는다. (0.6% 이상의 변형률에서 66,000 사이클) 또 동적 하중 하에서 복합재료 손상으로 인한 변형률 증가를 측정할 수 있다. 또한 피로 하중 하에서 플라이 응력 상태가 파손 기준에 근접한 지점에서 적층판의 파괴가 이루어져 제시한 기법으로 구조물의 급작스러운 파괴를 막을 수 있다.

5. 복합 적층판 내부 삽입된 브래그 격자 센서는 굽힘 하중하의 주된 손상 모드인 층간분리가 일어나면 급작스러운 변형률 감소를 나타낸다. 또 층간분리 형태로 나타나는 적층판 보의 파손 때까지도 내부 삽입된 브래그 격자 센서는 변형률을 계속해서 측정할 수 있다.

6. 참고문헌

[1] J. M. Park, S. I. Lee, O. Y. Kwon, H. S. Choi and J. H. Lee, "Comparison of nondestructive microfailure evaluation of fiber-optic Bragg grating and acoustic emission piezoelectric sensors using fragmentation test," *Composites Part A* Vol. 34, 2003, pp. 203-216

[2] S. M. Prasad, K. Balasubramaniam and C. V. Krishnamurthy, "Structural health monitoring of composite structures using Lamb wave tomography," *Smart Materials and Structures* vol. 13, 2004, pp. 73-79

[3] K. Diamanti, J. M. Hodgkinson and C. Soutis, "Detection of Low-velocity Impact Damage in Composite Plates using Lamb Waves," *Structural Health Monitoring* Vol. 3, 2004, pp. 33-41

[4] http://techreports.larc.nasa.gov/ltrs/PDF/2001/mtg/NASA-2001-22sample-ceh.pdf

[5] http://www.specialchem4adhesives.com/home/editorial.aspx?id=752

[6] http://www.newairplane.com/en-US/Extras/TechnologySpotlight/composite.htm

[7] A. D. Kersey, T. A. Berkoff and W. W. Morey, "Multiplexed fiber Bragg grating strain-sensor system with a fiber Fabry-Perot wavelength filter," *Optics Letters* Vol. 18, No. 16, 1993, 1370-1372

[8] N. Elvin and C. Leung, "Feasibility study of delamination detection with embedded optical fibers," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* Vol. 8, 1997, 824-828

[9] 강동훈, 강현규, 김대현, 홍창선, 김천곤 “변형률 전달성을 고려한 광섬유 브래그 격자 센서의 삽입 적용 기법 개발,” 한국복합재료학회지, 제14권, 제6호, 2001, pp. 32-37.

[10] D. C. Lee, J. J. Lee and S. J. Yun, "The mechanical characteristics of smart composite structures with embedded optical fiber sensors," *Composite Structures* Vol. 32, 1995, pp. 39-50

[11] 이동춘, 윤상제, 이정주, 홍창선 “광섬유센서를 삽입한 복합재료 적층판의 기계적 특성 및 손상 검출에 관한 연구,” 한국복합재료학회지, 제8권, 제2호, 1995, pp. 61-72.

[12] T. S. Jang, J. J. Lee and D. C. Lee, "The mechanical behavior of optical fiber sensor embedded within the composite laminate," *Journal of Materials Science* Vol. 34, 1999, pp. 5853-5860.

[13] R. M. Measures, Preface of special issue on Fiber Optic Structural Sensing, *Smart Materials and Structures* vol. 7, 1998, pp. 1

[14] W. Pan, W. Tang and W. Zhou, "Fiber Bragg grating sensor for Smart Structures," *SPIE* Vol. 2895, pp. 166-170

[15] M. D. Todd, G. A. Johnson, and S. T. Vohra, "Deployment of a fiber Bragg grating-based measurement system in a structural health monitoring application," *Smart Materials and Structures* Vol. 10, No. 3, 2001, pp. 534-539.

[16] J. Leng and A. Asundi, "Structural health monitoring of smart composite materials by

using EFPI and FBG Sensors," *Sensors and Actuators A* Vol. 103, 2003, pp. 330-340

[17] J. R. Lee, C. Y. Ryu, B. Y. Koo, S. G. Kang, C. S. Chang and C. G. Kim, "In-flight health monitoring of a subscale wing using a fiber Bragg grating sensor system," *Smart Materials and Structures* Vol. 12, No. 1, 2003, pp. 147-155.

[18] Y. Okabe, S. Yashiro, T. Kosaka and N. Takeda, "Detection of transverse cracks in CFRP composites using embedded fiber Bragg grating sensors," *Smart Materials and Structures* Vol. 9, 2000, pp. 832-838

[19] http://www.spa.com/HS-FOIS%20v4.pdf

[20] D. G. Lee, and N. P. Suh, Axiomatic Design and Fabrication of Composite Structures, *Oxford Press*

[21] S. Takeda, Y. Okabe, N. Takeda, "Delamination detection in CFRP laminates with embedded small-diameter fiber Bragg grating sensors," *Composites Part A* Vol. 33, 2002, pp. 971-980

[22] S. Takeda, Y. Okabe, T. Yamamoto, N. Takeda, "Detection of edge delamination in CFRP laminates under cyclic loading using small-diameter FBG sensors," *Composites Science and Technology* Vol. 63, 2003, 1885-1894

[23] D. Inaudi, S. Vurpillot, N. Casanova, and P. Kronenberg, "Structural monitoring by curvature analysis using interferometric fiber optic sensors," *Smart Materials and Structures* Vol. 7, 1998, pp. 199-208

[24] J. Leng, and A. Asundi, "Structural health monitoring of smart composite materials by using EFPI and FBG sensors," *Sensors and Actuators A: Physical* Vol. 103(2003), pp. 330-340

[25] C. Abdunur, "Monitoring of Bridges subject to transversal cracks," *Proceedings of SPIE the international society for optical engineering* Vol. 2361, pp. 154, 1994