

論文

레이저 계측시스템에 의한 복합재료 구조물의 실제결함 검출

정성균*, 김태형**, 김경석***, 강영준****

Detection of Real Defects in Composite Structures by Laser Measuring System

Seong-Kyun Cheong*, Tae-Hyung Kim**, Koung-Suk Kim***, Young-June Kang****

ABSTRACT

Real defects in composite structures were detected by using laser measuring system. Four types of real defects, that is, impact-induced delamination in a composite laminate, debond in a honeycomb structure, free-edge delamination in a composite laminate and debond in an adhesive joint, were made by applying several types of loads to the specimens. Laser measuring system such as ESPI and shearography technique were used to detect those defects. Thermal loading method, which can easily induce the surface deformation of specimen, was used to detect the defects. Experimental results show that the defects in composite structures could be easily detected by ESPI and shearography technique. Moreover, it shows that ESPI and shearography technique could be usefully applied to the detection of defects in various kinds of composite structures.

초 록

본 연구에서는 레이저 계측시스템을 이용하여 복합재료 구조물의 실제결함을 검출하였다. 다양한 하중을 적용하여 충격에 의한 복합재료 적층판의 층간분리, 하니컴 구조에서의 접착분리, 복합재료 적층판의 자유단 층간분리, 그리고 접착 조인트 구조의 접착부위 접착분리와 같은 네 종류의 시험편을 제작하였고 ESPI와 전단 간섭계의 레이저 계측시스템으로부터 결함을 검출하였다. 열하중 방법을 통하여 시험편의 표면에 변형을 쉽게 일으켜 결함을 검출하였다. 실험결과 복합재료 구조물의 실제결함을 ESPI와 전단 간섭계로부터 쉽게 검출하였으며 더 나아가 ESPI와 전단 간섭계로부터 다양한 종류의 복합재료 구조물의 결함을 검출하는데 있어서 유용하게 이용될 것으로 사료된다.

1. 서 론

최근 기존의 금속 구조재료 외에 항공, 우주산업 및 방위산업등 구조의 경량화를 추구하는 여러 산업분야에서 섬유강화 복합재료의 연구개발 및 응용이 급속히 증가하고 있으며[1-3] 이러한 섬유강화 복합재료는 작은 충격이나 피로 등에 의해 내부에 보이지 않는 형태의 손상을 가져올 수 있다. 섬유강화 복합재료 구조물이 외력을 받으면 구조적인 변형을 일으키며 복합재료가 견딜 수 있는 한계를 넘어서면 복합재료 구조물은 붕괴로 인한 인적 및 물적 재산

의 손실이 매우 막대해진다. 역학적으로 매우 복잡한 거동을 하는 복합재료 구조물에 대해서 과학기술이 발달하면 할수록 보다 정확한 설계를 위한 정밀도 높은 비파괴적인 계측 및 검사가 요구되고 있다. 따라서 레이저를 이용하여 구조물에 대한 비접촉 측정이 가능하고 컴퓨터를 사용하기 때문에 실시간 측정이 가능하다는 장점이 있는 레이저 스페클 패턴 간섭법(ESPI)과[4-6] 외란에 대한 영향이 적으며 내부 결함 검출에 대한 신뢰성을 높이는 데 유용하게 쓰이는 전단 간섭계(shearography)를 최근 비파괴 검사에 응용하여 활용하는 경우가 많다.

* 서울산업대학교 기계공학과, 교신저자(E-mail:skjung@snut.ac.kr)

** 서울산업대학교 기계공학과 대학원

*** 조선대학교 기계공학부

**** 전북대학교 기계항공시스템공학부

전자 스펙클 패턴 간섭법의 경우, 레이저가 대상체에 조사될 때 대상체가 가지는 광학적 거칠기 때문에 발생하는 스펙클은 물체표면의 정보를 갖는 신호로 간주될 수 있으며 물체의 변형에 따라 스펙클이 이동하면서 변형에 대하여 일정한 형태를 이루게 되는데 이것을 스펙클 패턴이라 한다. 실시간적으로 변형을 관측할 수 있다는 장점을 가지고 있다. 이러한 현상을 이용한 기술이 전자 스펙클 패턴 간섭법(ESPI)이며 현재 면내, 면외변위의 측정 및 진동 모드 형상의 측정 등이 가능하다. 변형구배를 측정하는 방법의 전단 간섭계 또한 비접촉 실시간 측정이 가능하며 재료 내 결함검출을 위한 유용한 기법이다[7-9].

본 연구에서는 복합재료 구조물에서 발생할 수 있는 여러 형태의 실제 결함을 비파괴적으로 검출하고자 한다. 이를 위해 시험편에 충격, 인장시험 및 피로시험을 통하여 실제 결함을 생성시키고, 전자 스펙클 패턴 간섭법 및 전단간섭계를 이용하여 결함을 검출하며, 초음파 장비인 C-scan으로부터 검출된 결함의 이미지와 비교 검토 하고자 한다.

2. 전단간섭계 이론

2.1 전단 간섭계의 원리

Mirror 1과 2가 마이켈슨 간섭계에서 B.S(Beam Splitter)와 평행하다면, 이미지 상면에서 한 점에 멎히게 된다. 그러나 각 점은 Mirror 1에 의해 아주 작은 각으로 Shearing 되어서 2점으로 멎히게 된다. 상면 상의 P점에서 물체 표면상에서 두 점 1, 2는 Shearing Mirror 1 때문에 만나게 된다. Fig. 1은 전단 간섭계의 실험 장치를 보여주고 있다. 물체 표면상에서 이웃하는 두 점으로부터 나온 빛은 상면 상측 P에서 서로 간섭하게 된다. P점에서 빛의 세기 I는 다음과 같이 주어진다.

$$I = 2I_0(1 + \gamma \cos \theta) \quad (1)$$

여기서 I_0 는 두 이웃하는 점의 평균 세기를 나타내고 γ 는 상수이다.

물체가 응력을 받으면 각 위상간에 변화가 이웃하는 두 점 사이에 변위로 나타나게 된다. 즉, 방정식 (1)이 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} I &= 2I_0(1 + \gamma \cos \theta') \\ &= 2I_0[1 + \gamma \cos(\theta + \Delta)] \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 θ 는 두 점 사이의 임의의 위상각이고 Δ 는 하

중 이후의 위상각이며 Δ 는 위상각의 변화이다.

측정 시, CCD 카메라는 변형되지 않은 실험 물체의 초기 상태의 두 점의 세기를 기록하고 이 빛의 분포는 프레임 상에 저장된다. 물체가 응력을 받으면 방정식 (1)에서 I'에 상응하는 각 점의 빛의 분포를 CCD 카메라에 의해 다시 얻게 되어 다른 프레임에서 저장하고 각 픽셀 상에서 빛의 세기 I와 I'사이에서 감산처리 된다.

$$\begin{aligned} I_s &= I - I' \\ &= 4I_0\gamma \left[\sin \left(\sin \theta + \frac{\Delta}{2} \right) \sin \frac{\Delta}{2} \right] \end{aligned} \quad (3)$$

방정식 (3)로부터 간섭 무늬를 볼 수 있다.

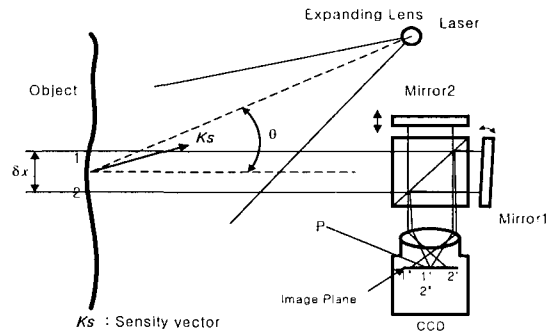


Fig. 1 Principle and experimental set-up of digital shearography.

2.2 ESPI의 면외변위 측정 기본 원리

ESPI기법을 이용한 면외변위(out-of-plane)의 측정은 물체가 외력을 받기 전의 상태를 기록하고 물체에 변형을 발생시킨 후의 상태를 기록하여 변형전의 파면(wave front)과 변형된 파면을 중첩시켜 나타난 간섭 무늬를 관찰하게 된다.

물체가 변형하기 전의 빛의 강도(intensity)는 다음과 같다.

$$I_1 = u_o^2 + u_R^2 + 2u_o u_R \cos[\psi_o - \psi_R] \quad (4)$$

여기서 u_o , u_R 은 물체광(object beam)과 참조광(reference beam)의 진폭(amplitude), ψ_o , ψ_R 은 물체광과 참조광의 위상(phase)이다.

물체가 외력에 의해 변형되었을 때의 빛의 강도(intensity)는 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$I_2 = u_o^2 + u_R^2 + 2u_o u_R \cos[\psi_o - \psi_R + \Delta\psi] \quad (5)$$

여기서 $\Delta\phi$ 는 물체가 변형함으로써 유발되는 물체광(reference beam)의 위상변화를 의미한다. I_1 과 I_2 의 관계에서 $\Delta\phi$ 는

$$\Delta\phi = 2\pi n \tag{6}$$

일 때 최대값이 되고

$$\Delta\phi = (2n+1)\pi \tag{7}$$

일 때 최소값이 되며, 여기서 n 은 정수이다.

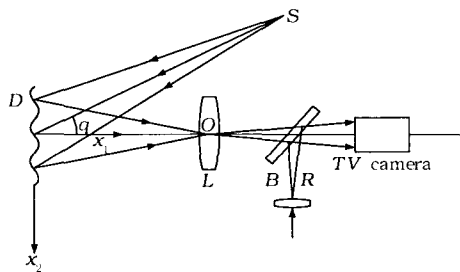


Fig. 2 An optical arrangement giving fringes representing out-of-plane displacement.

Fig. 2에서 변형전후의 물체광의 위상차는 다음과 같이 표현된다.

$$\Delta\phi = \frac{2\pi}{\lambda} \{d_1(1 + \cos \theta) + d_2 \sin \theta\} \tag{8}$$

여기서 d_1 은 물체의 x_1 방향의 변형량, d_2 는 x_2 방향의 변형량, λ 는 레이저의 파장(wave length)이다.

식(6), (7)과 (8)에서 물체의 변위방향 변형량과 간섭부위와의 관계식은 다음과 같이 표현된다.

$$d_1 = \frac{n\lambda}{(1 + \cos \theta)} \tag{9}$$

3. 실험

실험에 이용된 복합재료 시험편은 USN125B 제품을 사용하여 적층 후 오토클레이브를 이용하여 성형하였으며, 복합재료 적층판, 하니컴 구조, 접착 조인트 및 인장시험편을 제작하여 충격, 정적 인장시험 및 피로시험을 통한 실제 결함을 가진 시험편을 제작하였다.

Fig. 3과 같이 $[0_n/90_n]_s$ 로 적층한 $105\text{mm} \times 105\text{mm}$ 크기의 탄소섬유 적층판을 제작한 후 낙하식 충격 시험기(Dynatup

-8250 drop weight tester)를 이용하여 2.4J의 에너지로 충격을 가하여 실제 충격손상을 입은 적층판 시험편을 제작하였다.

Fig. 4는 하니컴 구조의 시험편으로서 심재(core)는 알루미늄 심재를 사용하였고 면재(face)는 $[0_n/90_n]_s$ 로 적층된 탄소섬유 적층판을 제작하였으며 심재와 면재의 접착을 위해 항공기 접착용 필름을 사용하였다. 완성된 $105\text{mm} \times 105\text{mm}$ 크기의 하니컴 구조에 낙하식 충격 시험기를 사용하여 2.4J의 에너지로 충격을 가하였다.

Fig. 5는 자유단에서의 하중에 의한 실제 결함을 평가하기 위해 적층판 구조의 시험편으로서 $[\pm 30/90]_s$ 로 적층한 탄소섬유 적층판을 제작하고 인장시험기(INSTRON 4467)를 이용하여 정적 인장하중을 가하였다. 이때 크로스헤드의 변위속도는 $3\text{mm}/\text{min}$ 로 하였으며 자유단에서의 층간분리 결함을 생성시켰다.

Fig. 6은 $[0_n/90_n/\pm 45]_s$ 로 적층한 준등방성(quasi-isotropic) 탄소섬유 적층판의 접착조인트 구조로서 $40\text{mm} \times 40\text{mm}$ 구간에 접착필름을 사용하여 접착하였다. 실제 피로하중을 받은 접착부의 결함을 만들기 위해 접착부위 파괴하중의 80%를 피로시험의 최대하중으로 하고 주파수는 10Hz로, 응력비는 0.1로 하여 30,000 cycles까지 피로시험을 하여 접착분리 결함을 생성시켰다.

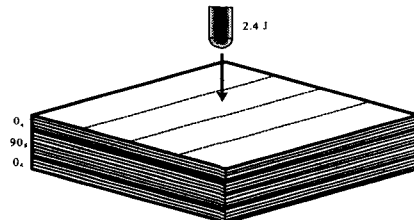


Fig. 3 Specimen configuration of $[0_n/90_n]_s$ composite laminate.

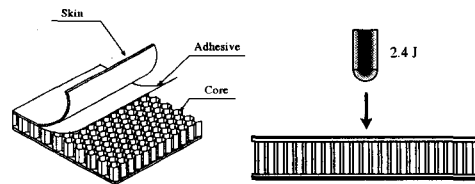


Fig. 4 Specimen configuration of a honeycomb structure.

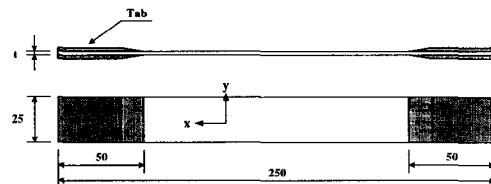


Fig. 5 Specimen configuration of a free edge delamination.

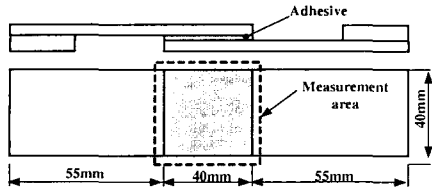
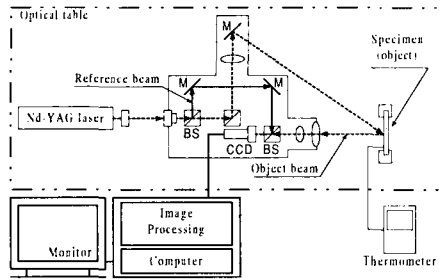
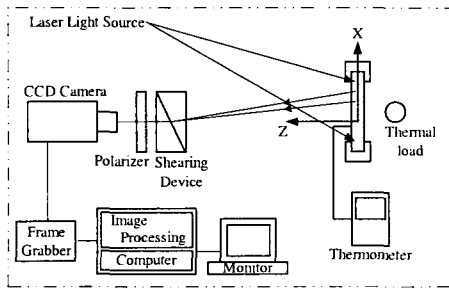


Fig. 6 Specimen configuration of an adhesive joint.



(a) Schematic diagram of ESPI system for measuring out-of-plane displacement.



(b) Schematic diagram of lateral shearography.

Fig. 7 Measuring system of ESPI and shearography.

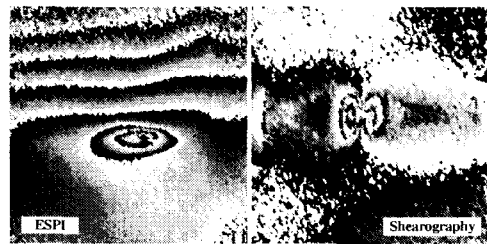
본 실험에 사용된 레이저 계측 시스템 장비는 독일의 Ettemeyer사의 ESPI 및 전단 간섭계를 사용하였으며, 광원은 Nd-YAG 레이저로서 출력은 500mW이고 파장(λ)은 532nm이다. 온도측정은 휴대용 디지털 온도센서(TSE-1300 digital thermometer)를 사용하였다. Fig. 7은 ESPI 및 전단 간섭계의 광학계 구성을 나타낸다.

결합이 내재된 시험편에 하중을 부가하기 위한 방법으로 기계적 하중과 열하중, 진동 등이 있다. 본 연구에서는 현장에서 실제 사용하는데 적합하다고 생각되는 열하중을 선택하였고 열응력을 발생시키기 위해 시험편의 양 단을 고정시키고 시험편 뒤쪽에 열전대를 설치하였다. 시험편을 50°C까지 가열한 후 상온으로 냉각하면서 표면의 변위를 측정하였다. 결합이 검출되면 시험편 정면에 부착한 온도센서로부터 검출온도를 측정하였고 스펙클 변화를 CCD 카

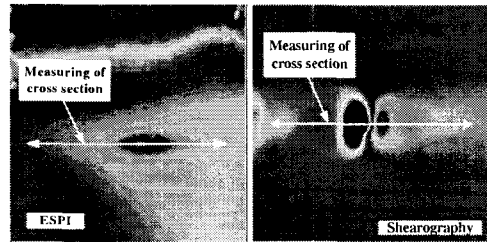
메라로 측정하였다.

4. 실험결과 및 고찰

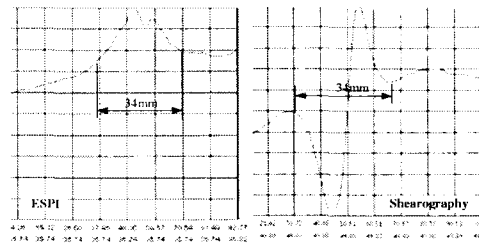
가열 후 냉각에 의한 온도차는 시험편에 내재된 층간분리와 접착분리등 열팽창 차이에 따른 변형을 나타내게 된다. 이러한 변형에 의해 복합재료 구조물의 실제 결합을 쉽고 빠르게 검출할 수 있었다.



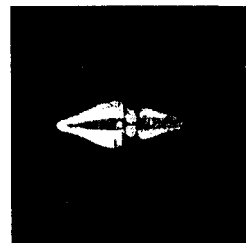
(a) Deformation phase shifting convolution.



(b) 2D color image.



(c) Cross section of the deformed shape in the x-direction.



(d) C-scan image

Fig. 8 Detection of impact-induced delamination.

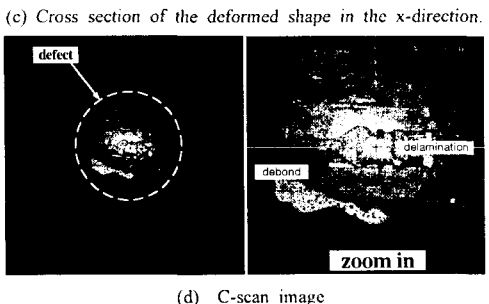
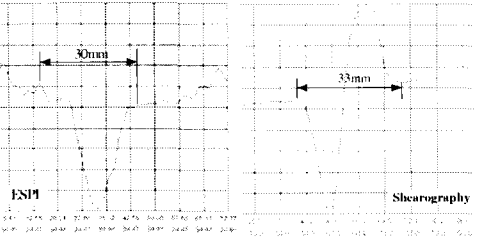
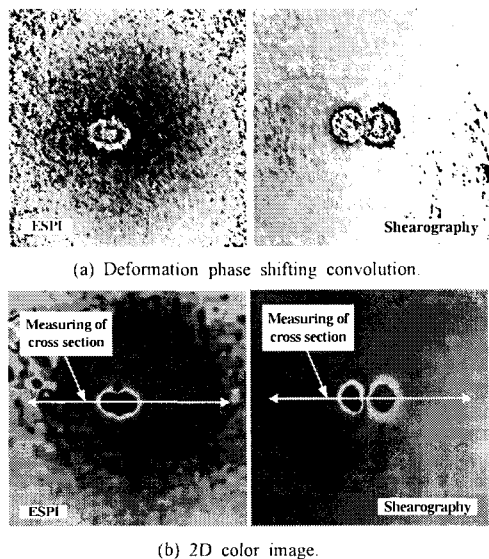


Fig. 9 Detection of delamination and debond in a top face of honeycomb structure.

탄소섬유 적층판이 외부로부터 충격을 받게 되면 충격이 가하여진 면에서는 적층판 내부에 생긴 중간분리의 육안식별이 곤란하며 충격을 받은 부위보다 내부나 후면에 더 큰 손상을 나타낸다[10-11]. Fig. 8은 탄소섬유 적층판의 충격에 의한 결함을 검출한 이미지로서 결함이 검출된 온도는 ESPI 시스템의 경우는 25.8℃, 그리고 진단 간섭계의 경우는 32.4℃였다. Fig. 8(a)는 위상이동법을 이용하여 내부의 결함이 검출된 이미지를 나타내며, Fig. 8(b)와 Fig. 8(c)은 각각 2차원 및 x방향의 단면을 보여준 그래프로서 등고선

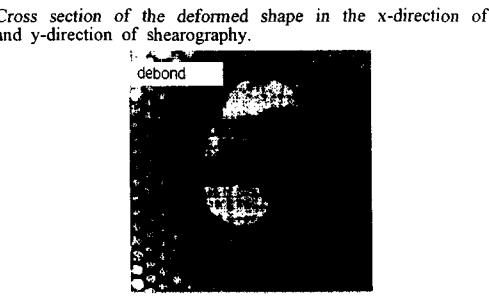
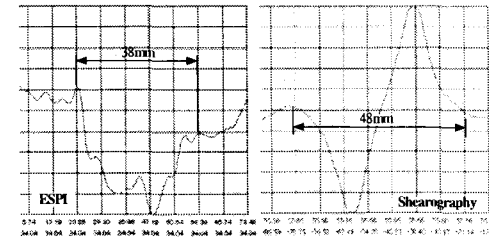
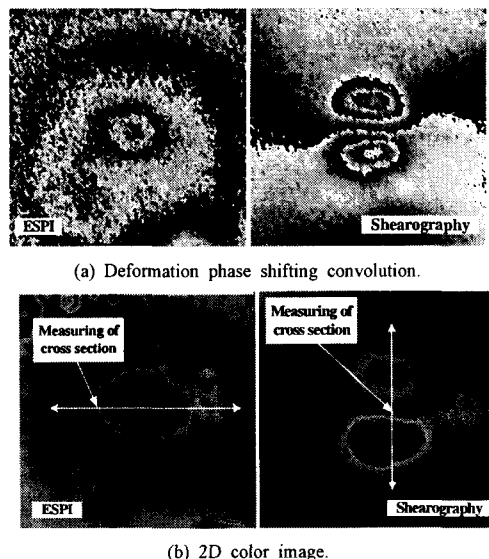


Fig. 10 Detection of delamination and debond in a bottom face of honeycomb structure.

사이 가 가까울수록 결함 식별이 뚜렷함을 의미하며, Fig. 8(d)는 초음파 C-scan 장비(HIPACHI 2M671)를 이용하여 결함을 검출한 결과로서 이때 사용된 탐촉자는 직속형인 15MHz 수침용 탐촉자를 사용하였다. ESPI 및 진단 간섭계로 모두 충격에 의한 탄소섬유 적층판 내부의 땅콩모양 결함의 위치 및 크기를 빠르고 쉽게 검출하였다. 하니컴 구조에 충격을 가한 결과 Fig. 9(d)와 Fig. 10(d)에서와 같이 C-scan 검출 결과로부터 상부 면재 내부에서 발

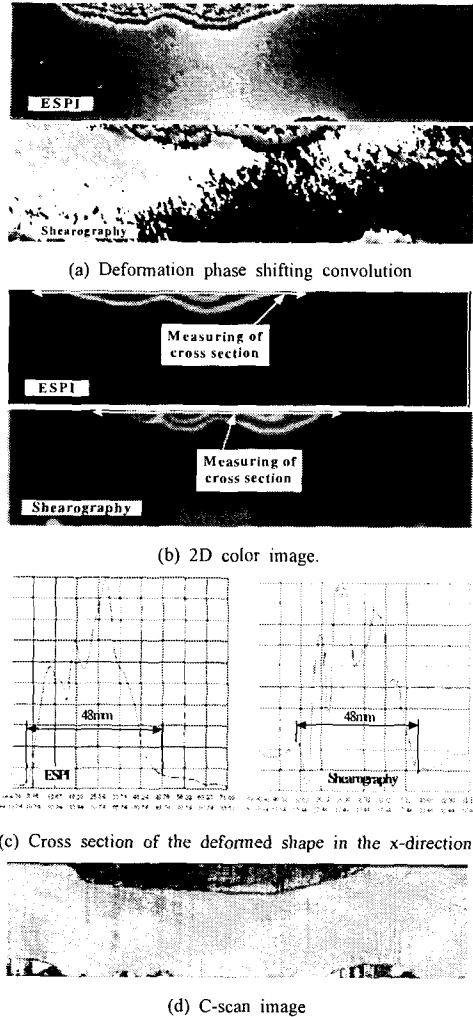


Fig. 11 Detection of a free edge delamination of laminate.

생한 망콩모양은 전형적인 충격에 의한 층간분리 결함임을 예측할 수 있었고 면재와 심재 사이에서 넓게 분포된 결함은 충격에 의한 접착분리 결함을 알 수 있었으며, 하부 면재와 심재 사이에서는 접착분리만이 검출됐음을 알 수 있었다. 두 레이저 계측시스템으로부터 얻은 결함검출 결과는 층간분리와 접착분리의 두 결함이 함께 포괄된 이미지를 나타냈다. 충격을 가한 하니컴 구조의 결함이 검출된 온도는 ESPI의 경우에는 상부 및 하부 모두 28.7℃에 측정되었으며, 전단 간섭계의 경우 상부에서는 38.6℃였으며 시험편을 돌려서 하부 면재 방향에서 촬영하여 검출한 온도는 42.7℃였다. Fig. 9는 충격을 가한 상부 면재 방향으로, Fig. 10은 하부 면재 방향으로 촬영하였을 때 검출된 이미

지로서 Fig. 9(a)와 Fig. 10(a)는 프린지를 나타내며, Fig. 9(b)와 Fig. 10(b)는 2차원 이미지, 그리고 Fig. 9(c)는 x방향, Fig. 10(c)는 ESPI는 x방향에 대한 단면을, 전단 간섭계는 y방향에 대한 단면을 보여준 그래프이다.

충격을 가한 면에서의 내부 결함은 육안으로 식별이 곤란 하였지만 ESPI 및 전단 간섭계 모두 내부의 결함의 존재 여부를 쉽게 파악할 수 있었으며 결함의 형상 및 크기도 어느 정도 유사함을 알 수 있었다.

탄소섬유 적층판 시험편의 자유단 층간분리 현상을 ESPI 및 전단 간섭계로 측정된 결과 ESPI의 경우 20.0℃에서, 그리고 전단 간섭계의 경우 28.8℃에서 Fig. 11과 같이 결함을 쉽게 검출할 수 있었다. Fig. 11(a)는 프린지 이미지를 나타낸 것이며 (b)는 2차원 이미지이고 (c)는 x축 단면을 나타낸 그래프이다. Fig. 11(d)의 C-scan 결과 이미지와 비교 분석한 결과 ESPI 및 전단 간섭계의 검출한 이미지 모두 층간분리가 있는 부위에서의 프린지 형상이 뚜렷하게 나타났으며, 결함의 위치 및 크기가 비교적 근사하게 일치함을 알 수 있었다.

복합재료의 접착분리를 검출하기 위해서 레이저 계측시스템을 이용한 결과 Fig. 12(a)와 (b)는 ESPI의 경우 23.5℃, 전단 간섭계의 경우 37.5℃에서 접착분리가 검출되었다. 또한 Fig. 12(c)와 같이 초음파 C-scan으로 검출된 이미지와 비교 분석한 결과 ESPI의 경우에는 접착분리가 일어나지 않은 부위에 비해서 프린지가 사선으로 나타났고 전단 간섭계의 경우 접착분리가 일어난 부위에서 간섭부위가 불규칙한 형태로 밀집되어 있었다. ESPI 및 전단 간섭계 모두 좌측 하단과 우측 상단이 다른 부위에 비해서 접착분리가 존재함을 어느 정도 예측할 수 있었으며, 프린지 형상으로는 결함의 정확한 형상 및 크기를 식별하는데는 쉽지 않았지만 비교적 근사하게 일치함을 알 수 있었다.

다양한 복합재료 구조물에서 발생할 수 있는 중요한 결함인 층간분리 및 접착분리, 그리고 자유단 층간분리 등 여러 실제 결함에 대해서 레이저 계측시스템중 ESPI 및 전단 간섭계를 이용하여 결함을 측정된 결과 매우 빠르고 쉽게 결함의 위치를 찾아낼 수 있었으며 결함의 크기도 거의 일치함을 알 수 있었다. 하지만 적층판의 조인트 구조의 접착분리에 대한 검출결과는 결함의 내재여부는 쉽게 파악했지만 결함의 크기에 대해서는 다른 구조물의 결과와는 달리 프린지 이미지의 분석이 쉽지 않았다. 이는 접착분리된 부분과 접착된 부분에서의 열하중에 의한 변형의 차이가 상대적으로 매우 크기 때문일 것으로 사료된다.

5. 결 론

복합재료 구조물에서 발생할 수 있는 실제 결함에 대해서 ESPI 및 전단 간섭계를 이용하여 측정된 결과, 신속하

고, 비교적 정확하게 결함의 위치와 크기를 검출할 수 있었다. 본 연구 결과를 바탕으로 복합재료의 특성과 레이저 간섭계의 원리를 잘 파악하고 활용한다면 다양한 복합재료 구조물의 손상을 검출하는데 있어서 레이저를 효율성 높게 사용할 수 있을 것으로 보며 결론을 요약하면 다음과 같다.



(a) Deformation phase shifting convolution.



(b) 2D color image.



(c) C-scan image.

Fig. 12 Detection of a debond in a single lap joint.

- (1) 탄소섬유 복합재료 적층판의 충격손상에 대한 ESPI와 전단 간섭법의 결함 측정결과 두 계측시스템 모두 충격에 의한 땅콩모양의 층간분리 결함에 대해서 위치 및 크기를 쉽게 식별할 수 있었으며 땅콩 모양보다는 적층구조의 전체 결함을 모두 포함하는 간섭무늬를 생성하였다.
- (2) 하니컴구조의 결합검출 결과 상부 면재 부분에서는 충격에 의한 면재에서 발생하는 층간분리와 심재와 면재의 접착분리를 동시에 포함하는 간섭무늬를 생성하였으며 하부 면재 부분에서는 접착분리에 대한 결함이 더 크게 좌우되어 검출되었다.
- (3) 탄소섬유 복합재료의 자유단 층간분리 검출결과 ESPI와 전단 간섭계에 의해 모두 결함의 위치 및 크기를 쉽게 파악할 수 있었다.
- (4) 접착분리 검출결과는 ESPI는 접착분리 부위에서 다른 부위와는 달리 사선으로 간섭무늬가 생성되었으며 전단 간섭법의 경우에는 간섭무늬가 불규칙하게 밀집되어 있는 현상으로 나타났고 접착분리의 위치 식별은 쉽게 검출할 수 있었으나 정확한 크기 및 형상을 검출하기는 쉽지 않았다.
- (5) ESPI시스템으로 검출된 이미지는 결함의 형상과 유사한 형상을 나타냈고 전단 간섭계로 측정된 결함검출 결과는 나비모양의 형상을 나타내었다.

후 기

본 연구는 학술진흥재단 협동연구과제(과제번호 : KRF-99-042-E00009)의 연구비 지원을 받아 연구되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Swanson, S. R. "Introduction to Design and Analysis with Advanced Composite Materials," Prentice Hall, 1997, pp. 22-24.
- 2) ASM International, Section12. Applications and Experience. *Engineered Materials Handbook Composites*. Vol. 46, 1997, pp. 799-845.
- 3) Isaac, M. Daniel and Ishai. "Engineering Mechanics of Composite Materials," Oxford University Press, Vol. 2, pp. 10-11, 1994.
- 4) H. Kaczmar, "Ultrasonic Detection of Damage in CFRP," *J. Composite Materials*, Vol. 29, No. 1 1995, pp. 59-95.
- 5) K. V. Steiner, "Defect Classifications in Composites Using Ultrasonic Nondestructive Evaluation Techniques," *Damage Detection in Composite Materials. ASTM STP 1128, J.E. Masters, Ed., American Society for Testing and Materials*, Philadelphia, 1992, pp. 72-84.
- 6) O. J. Lekberg, J.T. Malmo, "Detection of Defects in Composite Materials by TV Holography," *NDT International*, Vol. 21, No. 4, 1988, pp. 223-228.
- 7) L. X. Yang, W. Steinchen, M. Schuth and G. Kupfer, "Precision Measurement and Nondestructive Testing by Means of Digital Phase Shifting Speckle Pattern and

- Speckle Pattern Shearing Interferometry," *Speckle Pattern Shearing Interferometry, Measurement, Measurement*, Vol. 16, 1995, pp. 149-160.
- 8) Y. Y. Hung, "Searography: A New Optical Method for Strain Measurement and Nondestructive Testing," *Speckle Pattern Shearing Interferometry, Measurement, Optical Engineering*, Vol. 21, No. 3, 1982, pp. 391-395.
- 9) Y. Y. Hung, "Shearography: A Novel and Practical Approach for Nondestructive Inspection," *Speckle Pattern Shearing Interferometry, Measurement, Journal of Nondestructive Evaluation*, Vol. 8, No. 2, 1989, pp.55-67.
- 10) Richard, J. and Graham, C. "Modeling of Impact Damage Features in Graphite/Epoxy Laminates," *Damage Detection in Composite Materials, ASTM STP 1128, J.E. Masters, Ed., ASTM, Philadelphia, 1992, pp. 200-212.*
- 11) Wang, H. and Vu-Khanh, T., "Fracture Mechanics and Mechanism of Impact-Induced Delamination in Laminated Composite," *J. of Composite Materials*, Vol. 29, No. 2, 1995, pp. 156-178.