

## ESPI를 이용한 복합재료 구조물의 결함 검출

### Detection of Defects in Composite Structures by using ESPI

김경석\*, 정성균\*\*, 강진식\*\*\*, 장호섭\*\*\*\*

Kyung-Suk Kim\*, Seong-Kyun Cheong\*\*, Jin-Shik Kang\*\*\* and Ho-Seob Chang\*\*\*\*

**초 록** 본 논문에서는 ESPI 시스템을 이용하여 복합재료 구조물의 인위, 자연 결함을 검출하였다. 복합재료 구조물에서의 ESPI의 적용성을 알아보기 위해 복합재료 적층판 시험편, 하니컴 구조물 시험편, 접착조인트 시험편을 사용하였다. 결함을 검출하기 위해 시험편의 표면변형을 쉽게 발생시킬 수 있는 열하중법을 선택하였다. 실험결과는 ESPI를 이용하여 복합재료 구조물의 결함을 쉽게 검출할 수 있고, 다른 여러 복합재료 구조물의 결함의 검출에도 적용할 수 있을 확인하였다.

**주요용어**: ESPI 시스템, 적층판, 하니컴, 접착조인트, 층간분리, 접착분리, 결함검출

**Abstract** In this paper, artificial and real defects(delamination and debond) in composite structures were detected by using ESPI system. Three types of specimens, that is, composite laminates, honeycomb structures, and adhesive joints, were used to study the applicability of ESPI to composite structures. To detect defects in specimens, we selected thermal loading method that can easily induce the surface deformation of specimen. Experimental results show that defects in composite structures could be easily detected by ESPI. Moreover, it shows that ESPI could be usefully applied to the detection of defects in various composite structures.

**Keywords**: ESPI system, laminate, honeycomb, adhesive joint, delamination, debond, detection

#### 1. 서 론

섬유강화 복합재료는 비강도(specific strength), 비강성(specific stiffness), 치수 안정성(dimensional stability), 진동 감쇠 특성, 피로특성, 내화학성 등이 뛰어난 뿐만 아니라 섬유방향과 적층 방법을 달리 함으로서 예상되는 하중조건에 적합한 복합적층 구조 요소를 제작할 수 있다는 장점이 있다. 이 때문에 구조물의 경량화면에서 하니컴(honeycomb)과 같은 복합재료 구조물이 항공, 우주산업 및 방위산업 등의 여러분야에서 이에 대한 연구 개발 및 응용이 급속히 증가하는 추세이다[1-3].

하지만 복합재료는 기존 금속구조 재료와는 달리 매우 복잡한 역학적 거동(mechanical behavior)을 하며, 이로 인하여 높은 신뢰도를 요구하는 구조재료로서의 응용에 제약을 받고 있는 실정이다. 특히 복합재료에서 손상이 발생하게 되면 금속재료와는 달리 외부에서 육안으로 식별이 곤란하다. 이처럼 복잡한 복합재료 구조물의 손상을 검출하기 위한 여러 실험 방법 중의 하나가 레이저(laser)를 이용한 ESPI (electronic speckle pattern interferometry)이다[4].

복합재료를 이용한 구조물은 사용 중 여러 가지 요인에 의해 손상을 받는다. 복합재료 구조물의 여러 가지 손

상 중에서 외부충격에 의한 적층판에서의 층간분리(delamination), 하니컴 구조물에서 면재(skin)와 심재(core)사이의 접착분리(debond), 접착제(adhesive)를 사용한 접착조인트의 분리(debond)는 매우 중요한 결함으로 알려져 있다.

지금까지 복합재료 구조물의 내부 결함과 접착분리를 평가하는 방법으로는 초음파(ultrasonic), 방사선(radiography), 열화상(thermography) 등을 이용한 방법들이 널리 사용되고 있으나, 실제 구조물이나 복잡한 기하학적 형상을 갖는 구조물에는 적용이 곤란한 경우가 많다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 현재 ESPI를 이용한 복합재료 구조물의 결함검출에 관한 연구가 활발히 진행중이다[5,6].

본 연구에서는 ESPI를 이용하여 복합재료 구조물에 발생할 수 있는 복합재료 적층판의 층간분리 결함, 충격을 받은 하니컴의 박리상태, 복합재료 구조물의 접착조인트의 접착분리 등의 결함을 ESPI를 이용하여 검출하고, 실제 결함의 크기와 검출된 결함의 크기를 비교 검토하며, 복합재료 구조물의 결함에 대한 빠르고 정확한 정보를 획득하는 방법에 대한 적용성을 평가하고자 한다.

## 2. ESPI의 원리

### 2.1. ESPI의 개요

홀로그래피간섭법은 물체에 하중이 가해지면 물체 표면의 변위를 간섭무늬(fringe) 형태로 나타내고 이러한 간섭무늬 형상은 물체의 변형과 관계가 있다 [7,8]. 그러나 이 방법은 우수한 장점을 가지고 있음에도 불구하고 폭넓게 사용되지는 못하고 있는데, 그 주된 이유는 화상처리과정(image processing system)과 후처리과정(post processing)시 요구되는 화상 재현(image reconstruction)을 만족시켜야 하고 광학적 기술에 숙련되지 않은 사용자가 만족할만한 간섭무늬를 만들어내기가 쉽지 않기 때문이며, 화상처리과정과 후처리과정을 완벽히 수행하는데 많은 시간이 소요된다. 이러한 제한을 극복하기 위하여 CCD카메라를 이용하여 기록된 영상을 컴퓨터를 통해 이미지 처리과정을 거쳐 간섭무늬를 생성하여 표면 변위의 분석과 형상의 측정을 실시간으로 측정할 있는 ESPI 기법이 개발되었다.

### 2.2. 면외변위 측정의 ESPI 기본원리

ESPI 기법을 이용한 면외변위(out-of-plane displacement)의 측정은 물체가 외력을 받기 전의 상태를 기록하고 물체에 변형을 발생시킨후의 상태를 기록하여, 변형전의 파면(wave front)과 변형된 파면을 중첩시켜 나타난 간섭 무늬(fringe)를 관찰 하게된다.

물체가 변형하기 전의 빛의 강도(intensity)는 다음과 같다.

$$I_1 = u_o^2 + u_R^2 + 2u_o u_R \cos[\psi_o - \psi_R] \dots\dots\dots (1)$$

여기서  $u_o, u_R$ 은 물체광(object beam)과 참조광(reference beam)의 진폭(amplitude),  $\psi_o, \psi_R$ 은 물체광과 참조광의 위상(phase)이다.

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

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

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

$$\Delta\psi = 2\pi n \dots\dots\dots (3)$$

일 때 최대값이 되고

$$\Delta\psi = (2n + 1)\pi \dots\dots\dots (4)$$

일 때 최소값이 되며, 여기서  $n$ 은 정수이다.

Fig 1에서 변형전후의 물체광의 위상차는 다음과 같이 표현되고

$$\Delta\psi = \frac{2\pi}{\lambda} (d_1(1 + \cos \theta) + d_2 \sin \theta) \dots\dots\dots (5)$$

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

식 (5), (6)과 (7)에서 물체의 면외방향 변형량과 간섭무늬와의 관계식이 다음과 같이 표현된다.

$$d_1 = \frac{n\lambda}{(1 + \cos \theta)} \dots\dots\dots (6)$$

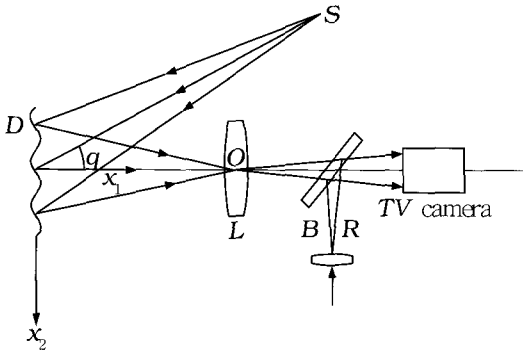


Fig. 1 An optical arrangement giving fringes representing out-of-plane displacement

### 3. 실험

#### 3.1. 시험편

시험편 제작에 사용된 재료는 SK Chemicals에서 생산된 USN125B 제품으로 적층 후에 오토클레이브(autoclave)를 이용하여 성형하였으며, 실험 목적을 고려하여 층간 분리가 있는 복합재료 적층판과 결함이 있는 하니컴 및 접착 조인트부를 제작하였다.

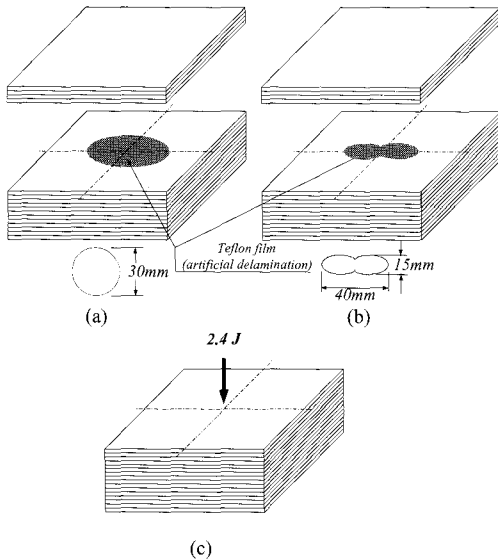


Fig. 2 The location and size of artificial delamination in  $[0_4/90_4]_s$  laminate

#### 3.1.1. 적층판의 층간분리

층간분리에 의한 결함을 모델링하기 위하여 테플론 필름(Teflon film)을 삽입한  $[0_4/90_4]_s$  적층판과 삽입하지 않은 적층판을 제작하였다.

Fig 2와 같이 시험편에 층간분리를 만들기 위해 두께가 0.1mm인 테플론 필름을 지름이 30mm인 원형과, 폭과 길이가 각각 15mm, 40mm인 땅콩모양으로 삽입하여 성형하였다[11]. 또한 인위결함을 삽입하지 않고 성형한 후에 실제로 2.4J의 충격에너지를 가한 시험편을 제작하였다. 시험편의 크기는 100mm×100mm로 하였고, 성형한 후의 적층판 두께는 약 1.8mm이었다. 인위적인 층간분리용 테플론 필름은 두 층( $0^\circ, 90^\circ$ )의 계면(interface)중의 한 층에 삽입하였는데 그 이유는 실제 복합재료 적층구조물에 저속충격이 가해지면 직접적인 충격을 받은 부위보다 후면에 더 큰 손상을 나타내는 경향을 보이기 때문이다 [12,13].

#### 3.1.2. 하니컴의 접착분리

심재는 일반적으로 가장 많이 사용되고 있는 알루미늄 코어를 사용하였다. 면재인 적층판은 일방향  $[0]_4$ 로 제작하였다. 심재와 면재사이의 접착은 경화온도가 120℃인 항공기 접착용 필름(Redux 319A)을 사용하였다. 인위적인 접착분리에는 직경 30mm의 테플론 필름을 사용하였다. Fig. 3은 시험편의 형상과 구성을 나타낸다.

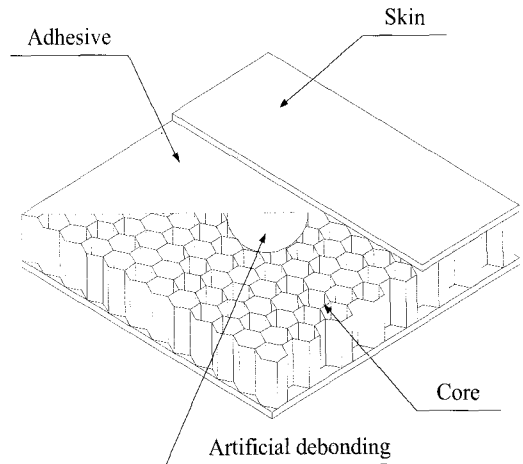


Fig. 3 Specimen configuration of a honeycomb structure

3.1.3. 접착조인트의 접착분리

Fig. 4에서 보이는 치수로 복합적층판을 재단한 후 항 공기 접착필름을 사용하여 접착하였다. 적층판은 실제로 구조물에 많이 쓰이는 준등방성(quasi-isotropic)  $[0/90/\pm 45]_s$  로 적층하였다.

접착시에 표면처리 등의 원인으로 발생할 수 있는 비 접착부분을 모델링하기 위하여 Fig. 4의 (a)에 보이는 것과 같이 가운데 부분에 직경이 20mm인 원형 테플론 필름을 삽입하였고, 오랜 사용으로 인한 피로결함이나 다른 외력에 의해 발생할 수 있는 지점인 모서리 부분을 모델링하기 위하여 Fig. 4의 (b)에 보이는 것과 폭이 10mm인 인 테플론 필름을 삽입하였다.

실제 피로하중을 받은 조인트의 결함을 검출하기 위하여 결함이 없는 접착조인트 시험편에 피로시험을 통하여 자연결함을 만들었다. 접착부의 파괴하중의 80%를 피로 시험의 최대하중으로 하였으며 주파수는 10Hz로 하였다. 그리고 응력비를 0.1로 하여 30,000cycles 까지 실험을 하였다.

3.2. 실험장치

본 실험에 사용된 3D-ESPI 장비는 독일 Ettemeyer사의 3D ESPI system을 사용하였으며, 광원은 Nd-YAG 레이저로서 출력은 500mW이고 파장( $\lambda$ )은 532nm이다.

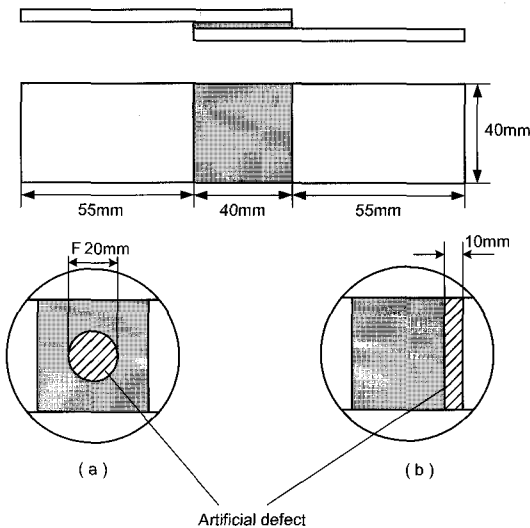


Fig. 4 Specimen configuration of an adhesive joint

온도측정장치는 TSE-1300 digital thermometer를 사용하였다. 면외변위 측정을 위한 광학계의 구성은 Fig. 5와 같이 배열된다.

3.3. 실험방법

인위적인 결함을 내재한 시험편과 자연결함이 있는 시험편에 하중을 부가하기 위한 방법으로 기계적하중과 열하중, 진동 등이 있는데, 현장에서 실제 사용하는데 적합하다고 생각되는 열하중을 가하여 표면의 변화를 ESPI를 사용하여 측정하였다. 열하중에 의한 열응력을 발생시키기 위해 시험편의 양단을 고정하였다.

시험편의 뒤쪽에서 80℃까지 필립스사(Philips)에서 제작된 적외선 램프(infrared lamp, INFRAPHIL<sup>®</sup>)를 사용하여 가열한 후에 상온으로 냉각하면서 표면의 변위를 측정하였다. 온도를 측정된 부분은 시험편의 앞쪽에 센서(thermocouple)를 장착하고 온도계를 사용하여 측정하였다. 이때의 스페클의 변화를 CCD 카메라로 측정하였다.

4. 실험결과 및 고찰

4.1. 복합적층판의 층간분리

시험편의 가열 후 냉각에 의한 온도차는 시험편에 내재된 인위적인 층간분리와 적층판의 열팽창 차이에 따른 변형을 나타내게 된다. 이러한 변형의 차는 물체광과 참고광의 위상 변화를 가져오게 되어 간섭무늬가 생기게 된다.

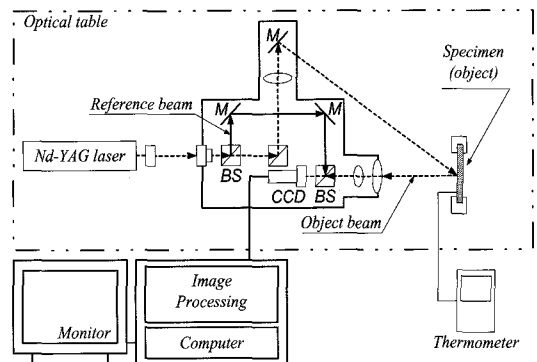
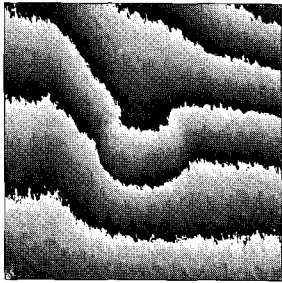
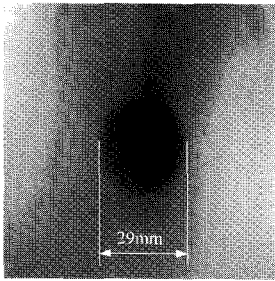


Fig. 5 Schematic diagram of ESPI system for measuring out of plane displacement



(a) Deformation phase shifting convolution

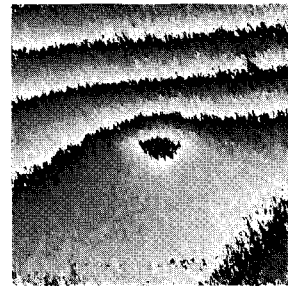


(b) Unwrapped phase map.

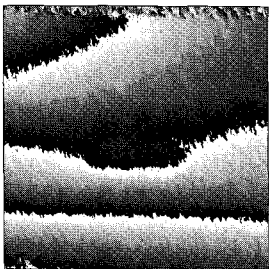
Fig. 6 Detection of a circular type of artificial delamination

Fig. 6(a)의 결과는 간섭무늬를 위상 이동법을 이용하여 불규칙한 잡음을 제거하는 과정에서 원형 층간분리가 검출된 결과이고, Fig. 6(b)는 Fig. 6(a)에서 나타난 면의 변형의 간섭무늬를 결핍침(phase unwrapping)[14]한 결과이다. 이 그림으로부터 ESPI로 검출된 결함의 크기를 알 수 있었으며, 실제 크기인 직경 30mm 보다 약간 작은 29mm로 측정되었다.

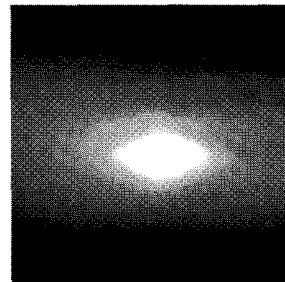
실제 저속충격손상과 비슷한 팽공형상의 인위적인 층간 분리를 원형 층간분리 결함과 같은 방법으로 검출한 결과 Fig. 7에 보이는 것과 같이 검출되었다. 실제 크기인 직경 40×15mm 보다 약간 작은 39×13mm로 측정되었다.



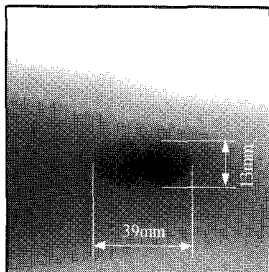
(a) Deformation phase shifting convolution



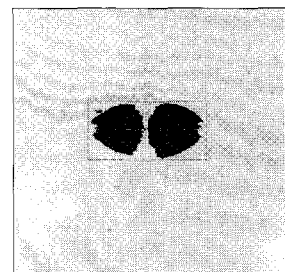
(a) Deformation phase shifting convolution



(b) Unwrapped phase map



(b) Unwrapped phase map



(c) C-scan image

Fig. 7 Detection of a peanut type of artificial delamination

Fig. 8 Detection of an impact-induced delamination

복합재료 적층판이 외부 충격을 받게 되면 충격면에서는 육안으로 식별이 곤란한 손상이 구조물의 내부나 후면에 발생하게 된다. 실제로 충격을 받은 시험편의 내부손상을 ESPI를 이용하여 검출하였다. Fig. 8은 ESPI와 C-scan으로 검출한 실제 결함의 이미지 처리 그림이다. Fig. 8(b)에서 밝은 부분이 결함을 나타낸다. ESPI와 C-scan의 이미지에서 결함의 형태가 유사하게 검출되었다.

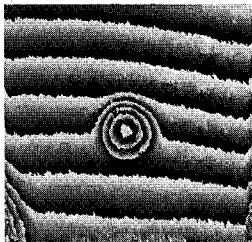
#### 4.2. 하니컴의 접착분리

하니컴의 접착분리를 모델링하기 위해 하니컴의 면재와 심재 사이에 테플론 필름을 삽입한 시험편을 가열 후 결함을 ESPI로 측정하였다.

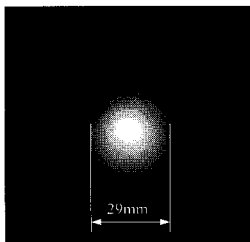
Fig. 9는 ESPI를 이용하여 결함을 측정한 이미지를 보여주고 있다. 인위결함으로서 삽입한 테플론 필름의 크기인 30mm와 ESPI 측정결과를 비교하여 보면 실제 결함 크기와 매우 유사한 결과를 ESPI를 이용하여 얻었다.

#### 4.3. 접착조인트

복합재료 구조물의 접착조인트 부분의 결함 검출 실험은 인위적인 결함을 만든 시험편과 피로하중을 가하여 자연결함을 만든 시험편을 ESPI로 측정하였다.



(a) Deformation phase shifting convolution



(b) Unwrapped phase map

Fig. 9 Detection of a debond in a honeycomb structure

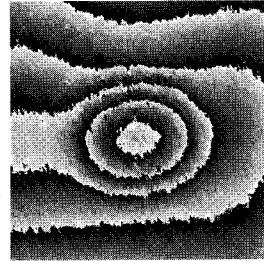
Fig. 10은 접착조인트부의 가운데에 직경 20mm인 원형결함을 검출한 이미지이다. 결함의 실제 직경에 비하여 약간 작은 18mm로 측정이 되었다.

Fig. 11은 접착조인트의 모서리 부분의 인위결함을 검출한 이미지이다. 결함의 실제 크기보다 조금 작은 9mm로 측정되었다.

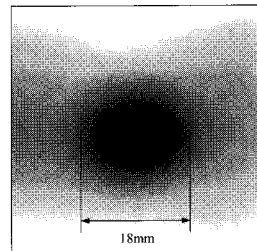
Fig. 12는 실제 피로하중을 가하여 접착분리를 발생시킨 시험편의 ESPI 검출 이미지와 C-scan으로 검출한 이미지이다. Fig. 12(b)에서 어두운 부분은 피로하중에 의해 접착분리가 된 부분이고 Fig. 12(c)의 C-scan 이미지에서는 밝은 부분이 접착분리된 부분이다. 두 이미지를 비교하여 보면 접착분리면의 크기에는 차이가 있으나, 유사한 형태를 나타내었다.

#### 4.4. 고찰

ESPI를 이용하여 복합재료 구조물의 인위결함과 실제적인 결함을 빠르고 쉽게 측정할 수 있었다. 인위결함을 삽입한 시험편에서는 비교적 정확한 결함의 형상을 얻을 수 있었으며, 실제적인 결함을 가진 시험편에서는 C-scan 이미지와 유사한 결함의 형상을 검출할 수 있었다.

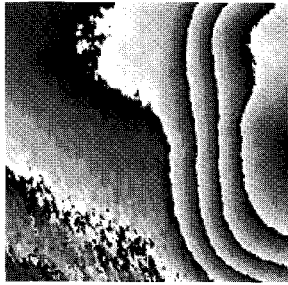


(a) Deformation phase shifting convolution

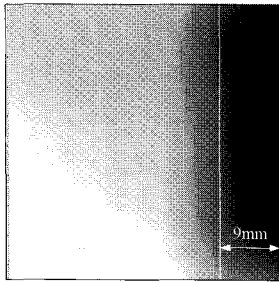


(b) Unwrapped phase map

Fig. 10 Detection of a circular type of debond in an adhesive joint

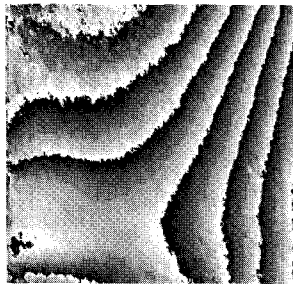


(a) Deformation phase shifting convolution

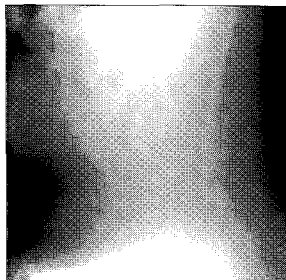


(b) Unwrapped phase map

Fig. 11 Detection of an edge type of debond in an adhesive joint



(a) Deformation phase shifting convolution



(b) Unwrapped phase map



(c) C-scan image

Fig. 12 Detection of a fatigue-induced debond in an adhesive joint

Table 1 Comparison between defect size and election size

		Defect size (mm)	Detection size (mm)	Error (%)	Remarks
Laminates [04/904]s	Circular defect	30	29	3.3	Artificial defect
	Peanut defect	40×15	39×13	15.5	Artificial defect
	Impact	Detectable			Real defect
Honeycomb [0]4	Circular defect	30	29	3.3	Artificial defect
Adhesive joints [0/90/±45]s	Edge defect	10	9	10	Artificial defect
	Circular defect	20	18	10	Artificial defect
	Fatigue	Detectable			Real defect

Table 1은 시험편에 삽입한 인위결합의 실제크기와 ESPI로 검출한 결합의 크기를 비교한 것이다. 적층판의 원형결합과 하니컴의 원형결합에서는 실제 크기와 검출된 크기가 별다른 차이를 보이고 있지 않으나, 적층판의 땅콩모양 결합과 집착 조인트부의 결합에서는 실제 결합크기와 차이를 보이고 있다. 원형결합에 비하여 땅콩모양 결합이 그 형상의 복잡함으로 인해 실제 크기와 검출 크기의 차이가 생긴 것으로 생각되며, 조인트부의 결합의 경우 결합형상의 영향보다는 적층판의 두께, 즉 조인트부의 표면에서부터 결합까지의 깊이가 검출크기에 영향을 미치는 것으로 사료된다.

### 5. 결 론

본 연구에서는 복합재료 구조물에 발생 가능한 결함을

ESPI를 이용하여 신속하고 비교적 정확히 검출할 수 있었고, ESPI장비를 이용하여 복합재료 적층판의 층간분리, 하니컴 구조물에서 발생할 수 있는 면재와 심재 사이의 접착분리, 복합재료 구조물의 접착 조인트부에서의 실제 조건과 유사한 피로하중에 의한 접착분리를 쉽게 검출할 수 있었다.

그리고 ESPI를 시스템을 이용하여 복합재료 구조물의 다양한 손상을 검출하는데 있어서 효율성 높게 사용될 수 있을 것으로 판단된다.

## 후 기

이 논문은 한국학술진흥재단의 협동연구과제(KRF-99-042-E00009)연구비에 의하여 지원되었으며, 관계자 여러분께 감사드립니다.

## 참고문헌

- [1] Swanson, S. R. "Introduction to Design and Analysis with Advanced Composite Materials," Prentice Hall, pp. 22-24, (1997)
- [2] ASM International, Section 12. Applications and Experience. Engineered Materials Handbook Composites, Vol. 46, pp. 799-845, (1997)
- [3] Isaac, M. Daniel and Ishai, Engineering Mechanics of Composite Materials, Oxford University Press, Vol. 2, pp. 10-11, (1994)
- [4] Lekberg, O. J. and Malmo, J. T. "Detection of Defects in Composite Materials by TV Holography," *NDT International*, Vol. 21, No. 4, pp. 223-228, (1988)
- [5] 김석중, 김재영, 박현철, "홀로그래피 간섭계를 이용한 복합적층판의 결함측정", 대한기계학회논문집, 제18권, 제12호, pp. 3202-3218, (1994)
- [6] 이승환, 정성균, 임승규, 장석원, "ESPI에 의한 복합 적층판에 내재된 층간분리의 검출", 대한기계학회 춘계학술 논문집 A, pp. 42-47, (1998)
- [7] Wykes, C. "Use of Electronic Speckle Pattern Interferometry in the Measurement of Static and Dynamic Surface Displacement," *Optical Engineering*, Vol. 21(3), pp. 400-406, (1982)
- [8] Moore, A.J. and Tyrer, R. "An Electronic Speckle Pattern Interferometer for complete In-plane Displacement Measurement," *Measurement Science and Technology*, Vol. 1, pp. 1024-1030, (1990)
- [9] Macovski, A., Ramsey, S. D. and Schaefer, L. F. "Time-Lapse Interferometry and Contouring Using Television Systems", *Applied Optics*, Vol. 10, No. 12, pp. 2722-2727, (1971)
- [10] Butters, J. N. and Leendertz, J. A. "Speckle Pattern and Holographic Techniques in Engineering Metrology," *Optical and Laser Technology*, Vol. 3, No. 1, pp. 26-30, (1971)
- [11] L. E. Doxsee, P. Rubbrech, L. Li and I. Verposet. "Delamination Growth in Composite Plates Subjected to Transverse Loads," *J. of Composite Materials*, Vol. 27, No. 8, pp. 764-781, (1993)
- [12] 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, pp. 200-212, (1992)
- [13] 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, pp. 156-178, (1995)
- [14] Gasvik, K.J. "Optical Metrology," 2nd ed., John Wiley & Sons, England, pp. 254-272, (1995)