

ESPI에 의한 복합재료의 면내변위 측정에 관한 연구

A Study on the In-plane Displacement Measurement of Composite Materials with ESPI

*이도운 *김경석 *정현철 *김정호 *김태열 *김형택 **양승필 ***박경주

* 조선대학교

** 동아전문대학

*** 광주기능대학교

1. 서 론

스페클 상관 간섭계(Speckle correlation interferometry)는 1948년 Dennis Gabor^{1),2)}에 의해 Speckle 효과를 기본 원리로 하여 발명된 간섭측정법이다. 또한 스페클 간섭계는 참조광을 가간섭적으로 물체광과 혼합시켜 스페클의 휘도차에 의해 물체 표면에서 발생하는 Strain을 비접촉적으로 측정할 수 있는 방법으로 Vest(1975), Ennos(1975), Jones 과 Wykes(1983)에 의해 도입되었다.

최근에는 과학기술의 발전에 따른 항공우주산업의 발전과 더불어 우주왕복선이나 항공기와 같은 수송기계들은 충분한 강도와 함께 경량화가 요구되고 있다. 이러한 요구에 부응하여 CFRP와 같은 복합재료의 수요가 증가하고 있으며 그에 따른 안전한 설계와 시공에 있어서 복합재료의 고유물성값을 정확히 파악하고 해석하는 것이 중요한 문제로 대두되고 있다.³⁾ 그러나 기존의 Strain gage에 의존하고있는 복합재료의 실험적인 해석법은 시간적인 지연과 함께 전체적인 복합재료의 해석이 어렵다. 따라서 본 논문에서는 CCD Camera 와 화상처리장치를 조합한 ESPI법^{4),5)}을 이용하여 실시간으로 시험편 전체에 걸친 Strain 분포를 측정하였으며 그 측정결과를 고전적층이론(classical laminated plate theory)과 비교하여, 복합재료에 해석에 있어서 ESPI 법의 적용가능성을 확인하였다.

스페클 상관 간섭계는 집속성이 우수한 광원을 바탕으로 형성된 광학계를 구성하고 가간섭적으로 물체광과 참조광을 혼합시킴으로서 물체의 변위량에 따라 발생하는 간섭패턴의 줄무늬를 산출하는 방법이다. 여기서 사용된 스페클은 빛의 밝고 어두움의 분포로 물체변위에 대한 중요한 위상정보를 갖게되며 그 위상값은 CCD카메라와 화상처리 장치를 통해 변위의 정보로 바뀌게 된다.

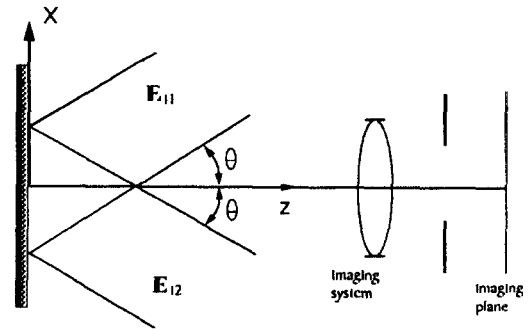


Fig. 1 Arrangement of speckle interferometer sensitive to in-plane displacement

Fig. 1 은 면내변위에 민감하도록 구성된 스페클 간섭계로서 확산된 Object beam과 Reference beam은 θ 의 기울기로 동일하게 조사되어 물체 표면에서 amplitude의 값으로 광의 위상변화를 전달한다.

2. 원 리

1) 면내변위 측정을 위한 ESPI 간섭계

2) 광로변화

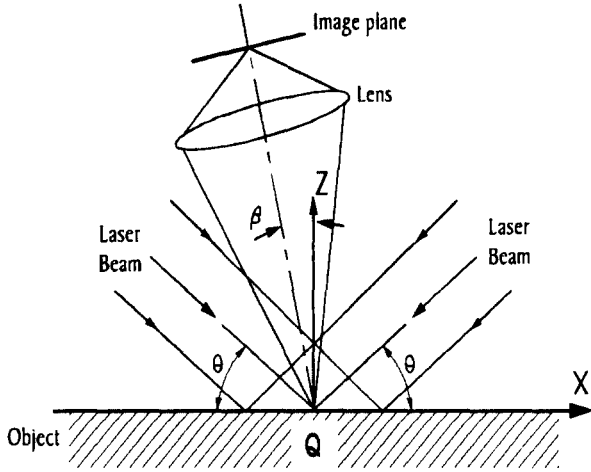


Fig. 2 The basic optical system of SPI

Fig. 2 는 면내변위 측정을 위한 SPI의 기본 광학계를 나타낸 것이다. 두 개의 시준화된 레이저광이 양방향에서 같은각도 θ 로 측정면에 조사된다. 이때 두 개의 광이 측정면에 조사된 교선 방향(X방향)이 실제적인 면내변위를 측정할 수 있는 방향이다. Fig. 3 에서 β 는 관측방향과 측정면에 수직한 Z축과 이루는 각이다. 여기서 스페클 패턴의 감산에 의해 얻어지는 줄무늬를 다음과 같이 생각해 볼 수 있다.

측정면상의 임의의 점 Q가 변위 d 만큼 움직였다고 가정을 하면 u 는 변위 d 의 X방향 성분이고, w 는 Z방향 성분이다. 이때 레이저 광 1과 관측방향이 이루는 광로길이 변화량 L_1 은

$$L_1 = d \cos(\gamma - \theta) + d \cos(\pi/2 - \gamma - \beta) \quad (1)$$

가 되고, 그림에서 $\cos \gamma = u/d$, $\sin \gamma = w/d$ 이므로 결국 L_1 은 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$L_1 = u \cos \theta + u \sin \beta + w \sin \theta + w \cos \beta \quad (2)$$

마찬가지로 레이저 광 2에 대한 변화량 L_2 는 Fig. 3 에 의해 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} L_2 &= d \cos(\pi - \gamma - \theta) + d \cos(\pi/2 - \gamma - \beta) \\ &= -u \cos \theta + u \sin \beta + w \sin \theta + w \cos \beta \end{aligned} \quad (3)$$

두 개의 조사된 레이저광에서 한쪽은 다른 한쪽의 참조광이라고 할 수 있기 때문에 변형 전후의 광로길이의 변화 Δ 는, 다음과 같은 식으로 표현된다.

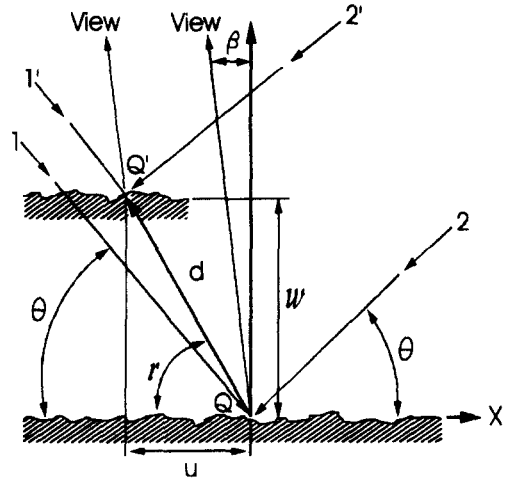


Fig. 3 Changes in optical path length as a result of translation in both X and Z directions

$$\Delta = L_1 - L_2 = 2 u \cos \theta \quad (4)$$

식(4) 에서 Δ 는 면의 변형 성분 w 와 관측방향 β 와는 무관하다는 것을 알 수 있다. 여기서 광로길이 변화 Δ 는 $n \lambda$ ($n=1, 2, 3 \dots$)가 될 때 간섭 줄무늬를 형성하기 때문에 줄무늬 차수를 n , 레이저 파장을 λ 로 하면, 변위 u 와의 관계는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$u = \frac{n \lambda}{2 \cos \theta} \quad (5)$$

결국 식 (5)에서와 같이 변위 u 는 레이저의 파장과 광의 조사각만으로 결정됨을 알 수 있다.

3) 복합재료에서의 탄성계수 계산

Fig. 4 와 같이 밸런스된 대칭 적층판은 굽힘과 인장사이의 커플링이 존재하지 않으므로, 힘 $N_x (= N_1)$ 을 가하면 굽힘 변형은 발생하지 않고, x 축 방향으로 늘어나며, y 와 z 축 방향으로 줄어든다.

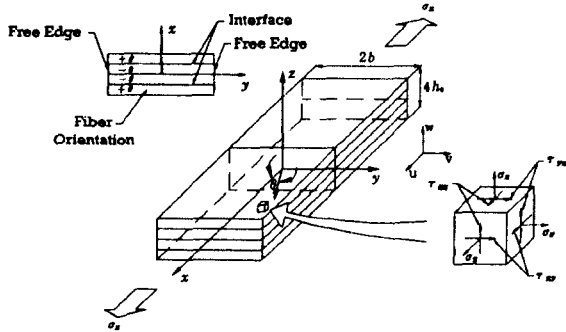


Fig. 4 Geometrical shape and impressed strain in laminate plate

고전적층이론에 의한 적층각을 θ_1 이라고 했을 때 플라이의 응력-변형률 관계식을 플라이 축에 관하여 나타내면

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1^{[\theta_i]} \\ \sigma_2^{[\theta_i]} \\ \sigma_6^{[\theta_i]} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_1^{[\theta_i]} \\ \epsilon_2^{[\theta_i]} \\ \epsilon_6^{[\theta_i]} \end{Bmatrix} \quad (6)$$

이때의 Q_{ij} (Reduced Stiffness)는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} Q_{11} &= \frac{E_L}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}} \\ Q_{22} &= \frac{E_T}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}} \\ Q_{12} &= Q_{21} = \frac{\nu_{LT} E_T}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}} = \frac{\nu_{TL} E_L}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}} \\ Q_{66} &= G_{LT} \end{aligned} \quad (7)$$

또한 식(7)을 적층판 축에 관하여 나타내면 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x, [\theta_i]^L \\ \sigma_y, [\theta_i]^L \\ \sigma_{xy}, [\theta_i]^L \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11}^{[\theta_i]} & Q_{12}^{[\theta_i]} & Q_{16}^{[\theta_i]} \\ Q_{12}^{[\theta_i]} & Q_{22}^{[\theta_i]} & Q_{26}^{[\theta_i]} \\ Q_{16}^{[\theta_i]} & Q_{26}^{[\theta_i]} & Q_{66}^{[\theta_i]} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x^L \\ \epsilon_y^L \\ \gamma_{xy}^L \end{Bmatrix} \quad (8)$$

이때 면 강성 A_{ij} 는

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n Q_{ij}^{[\theta_i]} (z_k - z_{k-1}) \quad (9)$$

힘과 변형률의 관계식은 다음과 같이 표시된다.

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x^L \\ \epsilon_y^L \\ \gamma_{xy}^L \end{Bmatrix} \quad (10)$$

결과적으로 식 (10)에서 적층판의 변형률은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \epsilon_x^L &= \frac{A_{22} N_x}{a_{11} A_{22} - A_{12}^2} \\ \epsilon_y^L &= \frac{-A_{12} N_x}{a_{11} A_{22} - A_{12}^2} \end{aligned} \quad (11)$$

3. 실험장치 및 방법

1) 시험편

본 실험에서는 플라이 두께가 0.14mm이고 [30/-30/90]_s의 구조를 갖는 Carbon/PEEK 적층판을 시험편으로 사용하였다. 그 물성치는 다음과 같다.

Table 1 Material properties

$E_L = 138.6 \text{ GPa}$	$E_T = 10.07 \text{ GPa}$
$G_{LT} = 4.117 \text{ GPa}$	$G_{TT} = 3.873 \text{ GPa}$
$\nu_{LT} = 0.3200$	$\nu_{TT} = 0.3000$
$h(\text{Laminate thickness}) = h_0 = 0.84 \text{ mm}$	
$h_0(\text{ply thickness}) = 0.14 \text{ mm}$	

여기서 E_L 은 섬유방향의 강성도를 나타내고, E_T 는 섬유 직각방향의 강성도를 나타낸다. G_{TT} 와 G_{LT} 는 각각 섬유방향과 섬유방향에 대한 섬유직각방향의 전단 강성도를 나타내고 ν_{TT} 와 ν_{LT} 또한 각 방향으로의 포아송비를 나타낸다. 시험편의 플라이 두께는 0.14mm이다.

시험편의 크기는 50mm × 98mm × 0.84mm로서 0.14mm의 플라이가 6개의 층으로서 대칭적

으로 적층된 재료이다.

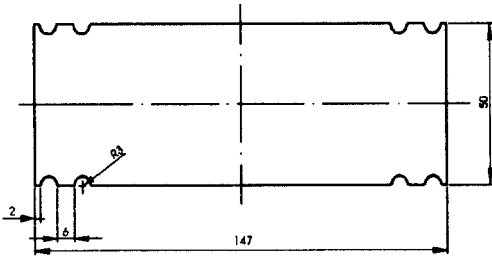


Fig. 5 The Specimens of Plate

2) 인장시험기

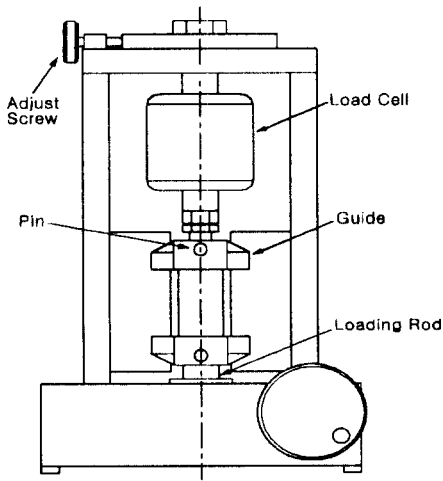


Fig. 6 The Specimen and Loading Device

실험에서 사용된 인장시험기는 Fig. 6 에 나타냈다. 시험편의 양쪽은 1쌍으로 이루어진 가이드에 접촉된 후 볼트로 조여짐으로서 양끝에 균등한 하중이 걸리도록 하였다. 시험편의 한 방향은 시험기에 고정되고 다른 한쪽은 워엄과 워엄휠로 연결된 기어장치의 휠을 조작함으로써 연직방향으로 하중을 가할 수 있다. 휠이 일정한 방향으로 조작되면 시험편에는 인장 혹은 압축하중이 작용된다.

3) 광학계의 배치

본 연구에 사용된 광학계의 평면배치도를 Fig. 7에 나타냈다. Laser Beam의 간섭을 이루기 위해 하나의 Laser Beam을 Beam Splitter로서 분리하

여 두 개의 경로를 갖도록 하였다. 분리된 광은 Mirror 2 와 Mirror 3에 의해서 시편에 수직인 방향으로 경로가 바뀌게 되고 Spatial Filter에 장착된 핀홀(Pin Hole)에 의해 노이즈가 제거된 상태로 확산된다.

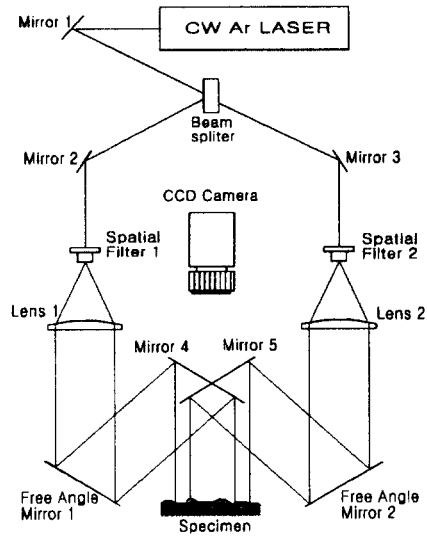


Fig. 7 Arrangement of the ESPI optical system

두 개로 분리된 광로 각각에서 일정한 광량을 유지하기 위하여 두 개의 Polarizer 를 사용하였으며 Beam Splitter에서 시편까지의 광로길어도 동일한 거리를 유지하도록 하였다.

4) 화상처리시스템

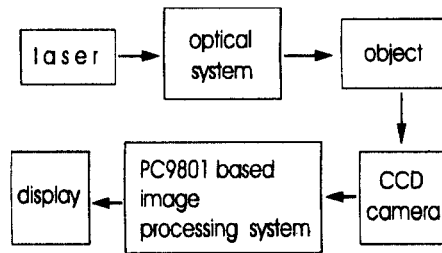


Fig. 8 Block diagram of image processing system

Fig. 8은 본 연구에서 사용된 ESPI 시스템의 구성도이다. 그림에서 화상처리장치는 CCD camera의 검출판에 형성된 화상을 TV 모니터 화면에 동일한 화상으로 바꿔주는 역할을 한다. CCD Array에 광이 입사되면, 입사광의 세기분

포는 전하의 형태로 바뀌어 전달되고 변형전과 변형후의 각각의 화상정보가 감산처리를 통해 화상처리장치에서 1/30 초 간격으로 제어됨으로서 실시간으로 간섭줄무늬의 측정이 가능하다. 다음은 8 kg_f 의 하중에서 감산처리 후 모니터 상에 나타난 줄무늬 사진이다.

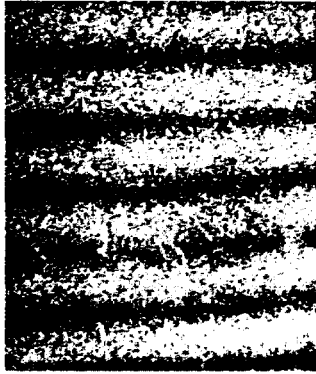


Photo 1 The Subtraction image in monitor

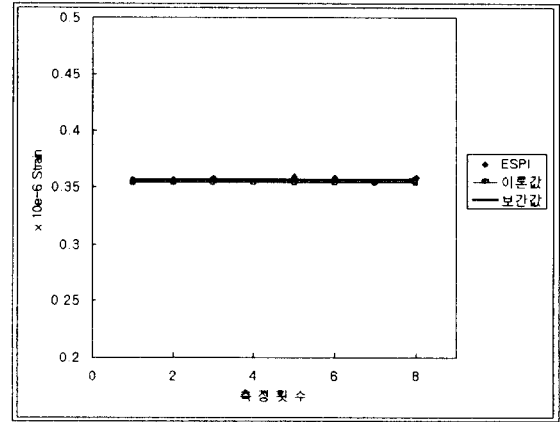


Fig. 9 The measuring results of plate

12 kg _f	1	2	3	4	5	6
ESPI	0.5528	0.5288	0.5477	0.5417	0.5484	0.5400
이론값	0.5304	0.5304	0.5304	0.5304	0.5304	0.5304

Table 3 The measuring results of plate

4. 실험결과 및 고찰

1) 복합재료 평판의 실험결과

고전적층이론(CLT)으로 계산된 이론적인 변형률과 실험을 통하여 측정된 변형률을 그래프를 통하여 도해적으로 비교함으로써 정량적인 검증이 도모하였다. ESPI에 의한 Strain은 등분포로 나타난 줄무늬 사이의 간격을 총 시편의 5개 부위에서 측정하고 그 평균값을 미리 측정된 Scale Factor로 식(5)에 대입하여 계산하였다. 그리고 무작위한 분포를 이루는 실험 DATA들은 최소자승법으로 변환된 지수함수의 선형적인 값으로 보간 함으로서 잡음을 제거한 실질적인 측정값을 산출할 수 있도록 하였다.

Table 4 와 Fig. 11 에서는 실험결과와 이론값의 최종 결과를 표시하였으며 Table 4 에서는 제시된 오차율은 최종 산출된 실험값 과 이론값의 백분율로서 계산되었다.

8 kg _f	1	2	3	4	5	6	7	8
ESPI	0.3564	0.3562	0.3571	0.3550	0.3586	0.3577	0.3538	0.3586
이론값	0.3536	0.3536	0.3536	0.3536	0.3536	0.3536	0.3536	0.3536

Table 2 The measuring results of plate

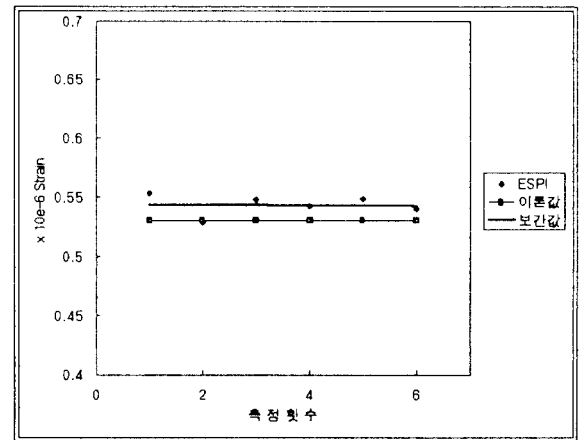


Fig. 10 The measuring results of plate

하 중	6 kg _f	7 kg _f	8 kg _f	9 kg _f	10 kg _f	11 kg _f	12 kg _f
ESPI	0.2785	0.3200	0.3566	0.4122	0.4539	0.4986	0.5432
이론값	0.2652	0.3094	0.3536	0.3978	0.4420	0.4862	0.5304
오차율 (%)	5.015	3.426	0.848	3.620	2.692	2.550	2.413

Table 4 The measuring results of plate in each loads

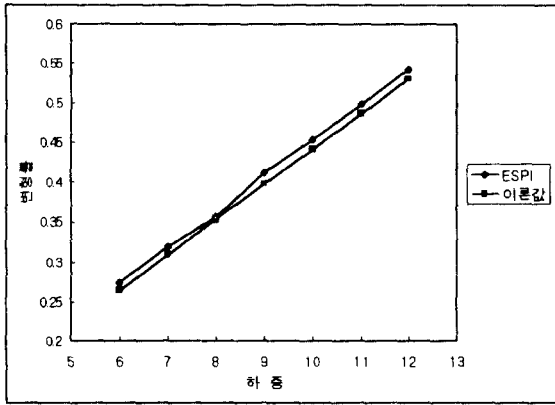


Fig. 11 The measuring results of plate in each loads

2) 고찰

실험을 통하여 ESPI와 고전적층이론에 의한 측정 결과를 비교해 보면 오차율의 범위는 0.85 ~ 5.02% 로서 평균 3%의 오차가 발생되었다. 이러한 오차의 원인으로는 크게 두가지 사항을 생각할 수 있다.

첫째, 면내변위 ESPI 광학계를 구성하기 위해서는 측정면에 수직인 방향으로 일정한 각을 갖는 광이 조사해야 한다. 이때 입사되는 각의 크기는 ESPI의 결과에 영향을 끼치므로 입사되는 두 광은 정확히 같은 각으로 조사되어야 한다.

둘째, 복합재료 시편에 하중을 가하는 인장시험기는 면내변위 ESPI실험에서 오차율을 최소화하기 위하여 하중을 가할 때 진동이나 외란이 없어야 하며 하중이 시편에 대해서 정확히 수직된 방향으로 발생되어야 한다는 것이다. 이는 인장시험기의 축중심과 연결되어지는 문제로서 실험 결과에서 노이즈의 원인이 되기도 한다.

5. 결 론

ESPI 측정을 이용하여 최근 많은 관심과 연구가 진행되는 복합재료의 Strain을 측정한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 복합재료의 Strain 측정에 있어서 그 오차는

최대 5.02% 이고 3% 정도의 평균오차로서 정밀한 측정이 가능함을 확인할 수 있었다.

2. Fringe pattern을 해석하는 방법으로 평판 전체에 걸쳐 발생된 Strain 값들을 기존에는 1차 보간하여 계산하였으나 본 연구에서는 최소자승법을 사용하여 선형적인 값으로 보간하였다. 1차 보간에서 Data 간격이 큰 곳에서 발생되었던 오차를 줄일 수 있었다.
3. 실험을 통하여 발생된 오차 값들은 ESPI 측정법 자체의 문제는 무시할만한 값이었으며 기타 인장시험기와 Load Cell 그리고 외부환경의 문제점이라고 생각된다. 실험을 통하여 ESPI 측정법이 복합재료의 Strain 해석에 매우 유용한 방법임을 확인할 수 있었다.

참고문헌

1. 深堀勝市, 山本廣司, 材田正義, “ 호로그래피干涉による振動解釋法 ”, 三菱重工技報 Vol. 8, No. 3, 1971, pp.15~25.
2. 深堀勝市, 山本廣司, 材田正義, “ 호로그래피干涉による振動解釋法の實用化 ”, 三菱重工技報 Vol. 9, No. 3, 1972, pp.18~23.
3. Nobuhide UDA, Kazuo Kundo, In-Kweon Kim, “A Simplified Method for determining Mode components of Strain Energy Release Rate of Free-Edge Delaminations in Composite Laminates”, Applied Mechanics, 1995, pp. 127~135.
4. P. K. Rastogi, “ Holographic Interferometry Principles and Methods ”, Springer-Verlag, 1994, pp.2~316.
5. Gary L. Cloud, “Optical Methods of Engineering Analysis ”, Cambridge University press, 1995, pp.21~36, 343~407, 440~475.