

# 복합체 응력해석의 광탄성 실험법



황재석  
영남대학교 기계공학과 교수

●1950년생  
●응력해석 및 복합체역학을 전공하였으며, 광탄성을 이용한 광탄성실험법에 의한 응력해석 및 복합체역학에 관심이 있다.

## 1. 머리말

서로 다른 형상과 성질을 가진 재료를 조합하고 합성하므로 單體로서 가지지 않는 특성을 나타내고, 또 요구에 적합하고 뛰어난 성질을 가지는 재료를 창조하는 방법을 재료의 복합법이라 하고 이렇게 만들어진 재료를 복합재료(C.M : composite materials, composites)라 정의 한다. 이러한 방법으로서 좋은 성질을 가지는 재료를 만들수 있다는 사실은 옛날부터 알려져 왔다. 이러한 복합재료는 자연계에서 木材, 竹, 생체재료등에서 볼 수 있고 또 고대로 부터 인류가 제작하여 사용하여 왔던 흙벽돌(절단한 짚을 섞어서 만든 것) 그리고 연금술에 의한 합금등에서 이러한 복합재료의 구성을 볼 수 있다. 그리고 근대 기술에 의한 복합재료는 tire, bimerials, 합편, 소결합금, 콘크리트재, 아스팔트(asphalt)材, 회반죽, 강화 프라스틱(plastic) 제품등이 있다.

이와 같이 복합재료는 오랜 역사를 갖고 있지만 현재 중용시 되는 것은 현대의 발전한 기술과 기술의 응용에 의해서 종래의 방법에 의한 특성향상의 한계를 극복하고 보다 새롭고 뛰어난 성질을 가진 재료를 창조할 수 있다는 것이 재인식되었으므로 지금은 신소재와 복합재료 개발이 한참 진행중이다.

지금까지 만들어진 복합재료의 구성형태를

보면 어떤재료를 특수한 미소형으로 하여 다른 재료의 내부에 분산하는 것으로 연구 개발되어 왔다. 이때 전자를 분산상(dispersed phase) 또는 분산재, 후자를 매트릭스상(matrix phase) 또는 母材(Matrix)라 한다. 이러한 분산재나 母材는 금속, 유기체 혹은 비유기체로 구성되어 있고 주로 복합체에 사용된 주요 구성물은 그림 1과 같은 파이버(fiber), 粒子(particle), 板狀片(flake), 라미나(lamina)와 충전재등이 있다. (1)

그리고 복합체를 구분하는 방법은 여러가지 있지만 복합체의 구성물의 형태를 근거로하여 구분하면 그림 2와 같이 분류된다. (1)

(1) 모재와 파이버 혹은 파이버로만 구성된

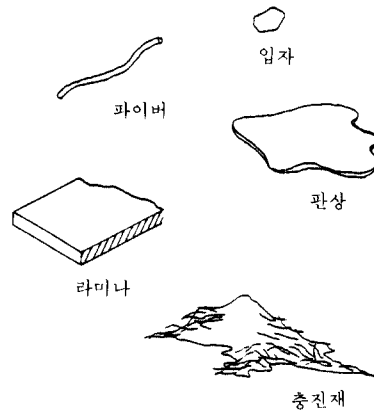
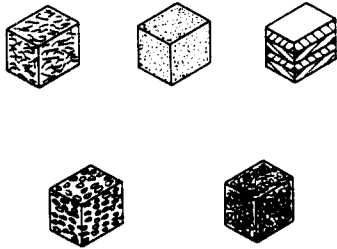


그림 1 복합체의 구성물 형태

파이버 복합체 입자복합체 라미나 복합체



판상복합체 충진복합체

그림 2 복합체 종류

파이버 복합체 (fiber composite)

(2) 모재와 板狀片 혹은 板狀片으로만 구성된 板狀片 복합체 (flake composites)

(3) 모재와 입자 혹은 입자만으로 구성된 입자 복합체 (particulate composites)

(4) 제2의 재료로 충만된 骨格材로 구성된 충진 복합체 (filled or skeleton composites)

(5) 라미나 (laminar) 혹은 레이어 (layer)로 구성된 라미나 복합체 (laminar composites)

구조용 복합재료에는 섬유강화재가 일반적으로 역학적 특성이 우수하므로 특히 많이 개발되어 왔다. 이러한 섬유강화 복합재료(FRCM : fiber reinforced composite materials)의 종류는 섬유강화 고무(FRR : fiber reinforced rubber), 섬유강화 플라스틱(FRP : fiber reinforced plastic), 섬유강화 메탈(FRM : fiber reinforced metal), 섬유강화 세라믹(FRC : fiber reinforced ceramics) 등이 있고, 또한 FRP의 모재에 열가소성 플라스틱을 사용한 섬유강화 열가소성 플라스틱(FRTP : fiber reinforced thermo-plastic)이 있고 또 FRP의 섬유(fiber)가 유리섬유인 유리섬유강화 플라스틱(GFR : glass fiber reinforced plastic), 파이버가 카본인 카본섬유강화 플라스틱(CFRP : carbon fiber reinforced plastic), 입자강화금속(PRM : particle reinforced metal or PSM : particle strengthened metal) 등이 있다.

근년에는 이러한 복합재료의 사용조건이 다양화 되어 항공기, 로켓트, 자동차, 선박 그리고 일반 구조물등에 널리 사용되어 왔다. 따라서 복합재료의 개발 및 사용과 더불어 이러한 복합체로 구성된 구조물에 대한 응력해석과 파괴역학적 연구가 아래와 같이 광범위하게 진행되어 왔다.

1900년도에 Michell,<sup>(3)</sup> Taylor<sup>(4)</sup> 및 Green<sup>(5)</sup> 등이 균일한 이방성체판의 응력분포 및 응력집중<sup>(6,7)</sup>에 대하여 연구한 이래 여러 학자들에 의하여 라미네 복합체(Laminated Composite)의 내부 라미나의 전단 응력, 내부 라미라의 응력과 강도<sup>(8-11)</sup>, 복합체 접착부분의 전단응력과 응력 특이성<sup>(12-13)</sup>, 복합체의 잔류응력과 잔류강도<sup>(14-15)</sup>, 파이버와 파이버의 상호작용<sup>(16)</sup>, 내부 라미나의 파괴거동 delamination과 모재의 균열 발생현상<sup>(17-24)</sup>, 복합체 체결부의 응력 파괴 인장강도 및 굽힘강도<sup>(25-29)</sup>, Bimaterial의 경계균열문제<sup>(30-34)</sup>, 異材 境界上의 피로균열 전파와 접착력과의 관계<sup>(35)</sup>, 異材균열상의 피로균열 분지현상<sup>(36)</sup>, 복합체의 파괴 인성치 측정법과 파괴인성치에 미치는 인자, 저온상태의 파괴인성치, Crack전파에 미치는 이방성영향<sup>(37-41)</sup>, 세라믹의 동적파괴 발생의 측정방법<sup>(42-44)</sup>, 복합체 정적 파괴문제에 J적분의 응용과 크랙첨단거동에 J적분 응용등이 연구되어 왔다<sup>(46)</sup>. 특히 종래의 직교이방성의 평면 문제에서 크랙주위에 발생하는 응력분포와 변위성분들의 이론적 연구는 표 1과 같다.

그리고 위와 같은 이론적인 연구과 더불어 표 2과 같은 실험적 연구도 진행되어 왔다.

그리고 복합체 구조물을 실험적으로 응력 해석하는데는 표 2와 같은 실험 방법 이외에도 등방성체의 모델실험에 주로 사용되어 온 광탄성실험법이 있고, 이 실험법에는 정적인 광탄성 실험법과 동적인 광탄성 실험법이 있다. 정적인 광탄성 실험법은 다시 투과형 광탄성 실험법과 반사형 광탄성 실험법(birefringent coating method)으로 분류되며, 투과형 광탄성 실험법에는 일반적인 투과형 광탄성 실험

표 1 직교 이방성 평면문제의 이론적 해석

연구자(著자명)	재료,試片的 幾何學的 條件, 荷重條件 및 解析方法	研究內容 및 結果
G.C. Sih, P.C. Paris and G.R. Irwin (1965) (47)	• 이방성체에 존재하는 Crack 장단변위에 발생하는 응력장분. • Complex Variable Approach	• 동방성체의 파괴역학의 수학적 고찰이 Crack을 가지는 이방성체의 파괴역학에도 그대로 확대 적용 가능.
D.L. Bortle and C.E. Fresser (1972) (48)	• 등각사상과 경계선결합 (Modified Mapping-collocation Technique) • 중앙 Crack을 가진 장방형판 • 단축인장 • 재료의 주축과 Crack의 기준축이 일치하는 경우	• 이방성의 크기와 장방형판의 확대한 길이가 응력확대 계수에 미치는 영향, 재료의 주축이 Crack의 기준축과 일치함.
D.M. Barnett and R.J. Asaro (1972) (49)	• 전위 연속 분포방법 (the method of continuously distributed dislocation) • 무한 이방성판 • 단축인장 하중	• 이방성체의 Crack문제 해석
K.R. Genshi (1972) (50)	• 등각 사상과 경계선결합법 (modified mapping-collocation technique) • 중앙 Crack을 가진 장방형판 • 단축인장	• 직교 이방성체의 주축변위가 응력확대 계수에 미치는 영향, 주축 변위가 응력확대 계수에 상당히 큰 영향을 준다.
Steen Krenk (1975) (51)	• Co-linear crack을 가진 이방성체의 평면 문제 • Riesen-Hilber	• 응력확대계수 산정
M.D. Snyder and T.A. Cruse (1975) (52)	• Boundary-integral equation (or B.E.M.) • 중앙균열 혹은 연속 균열을 가진 장방형판 • 단축인장	• 응력확대계수의 산정
Mohan Lal Sani and Morris Stern (1976) (53)	• 경계적분방정법 (contour integral method) • 내부 Crack 및 연속 Crack을 가진 장방형판 • 단축인장 • 연속 Crack을 가진 최외곽판 (전단해)	• 이방성의 크기가 응력확대 계수의 크기에 미치는 영향
中國學 中野 守, 藤崎 賢藏, 橋本 嘉 (1981) (54)	• 내부균열(중앙 편심 및 경사 균열) 및 Edge-crack(연속 및 양측 균열)을 가진 異方性 異質 板 • 단축인장 • 신장법에 의한 최소사상법, Riesen-Hilber 문제의 해.	• 이방성체의 응력확대 계수는 형상과 재료특성에 의존한다.
K. Fujino, H. Sakine and H. Abe (1984) (55)	• 연속 Crack을 가진 한 무한한 단축인장 • 연속 분포 전위 방법 (the method of continuously distributed dislocation)	• 모재와 Fiber사이의 interface에 발생하는 응력과 Fiber에 발생하는 응력.
Steven C. Park and James A. Mandel (1984) (56)	• 다중평면법 (multipiane method)	• Fiber-복합체를 마이크로 역학적으로 연구하여 다중평면 방법이 유효함을 확인.
K.S. Chan and T.A. Cruse (1986) (57)	• C.T.S. (compact tension specimen) • B.E.M.	• 응력확대계수 산정
Said A. Khalil, C.T. Sun and W.C. Hoang (1986) (58)	• Hybrid 유한요소법	• Unidirectional composite의 응력 확대계수를 구하는데 Hybrid 유한요소법의 유효성 확인.
石川 剛雄, 廣 貴夫 (1987) (59)	• B.E.M • 수직하중	• S.F.R.C. (short fiber reinforced composite)의 Fiber 부분의 응력 특이성
E.G. Ladopoulos (1987) (60)	• 임의의 평면 Crack을 가진 이방성체의 2차원 문제	• Crack주위에 발생하는 응력 분포
Dankam An (1987) T.L. Shue and Y. Zhou (1989) (61)	• Weight function	• Weight function 이론을 직교 이방성체에 확대 적용하여 이방성체 파괴역학 해석
Nave Seale, Leslie Banks-Sills and Ori Ishai (1989) (62)	• 변위 회상법 • Griffith's & Energy method를 이용한 유한요소법	• 응력 확대계수 산정 • 직교이방성체의 Interlayer가 응력확대계수에 많이 감소됨
C. Vignaranda and Dharmarajan (1989) (63)	• 단정 C.M.O.D. (crack mouth opening displacement method)로 부터 C.T.O.D. (crack tip opening displacement)를 측정 할수있는 단순 Mode)의 개발. • Epoxy와 Polyester의 교차 복합체 (polymer composite: P.C.)의 임계응력 확대계수 (K <sub>IC</sub> )와 임계 C.T.O.C. (crack tip opening displacement)중에 관한 연구.	• 단정 C.M.O.D. (crack mouth opening displacement method)로 부터 C.T.O.D. (crack tip opening displacement)를 측정 할수있는 단순 Mode)의 개발. • Epoxy와 Polyester의 교차 복합체 (polymer composite: P.C.)의 임계응력 확대계수 (K <sub>IC</sub> )와 임계 C.T.O.C. (crack tip opening displacement)중에 관한 연구.
Zhigang Suo (1989) (64)	• Inface 특이성과 Interface crack의 특이성	• Inface 특이성과 Interface crack의 특이성에 대한 문제의 해를 개제함. • Crack tip에 전위가 집중되어 있는 재료의 경계영역은 동방성체의 Crack영역과 같다. • 비 전동하에서 Interface crack의 응력 확대계수는 Mode II의 응력 확대계수와 같다.

표 2 직교 이방성 평면문제의 실험적 해석

實驗 方法	研究者(著者名)	材料,試片的 幾何學的 條件, 荷重條件 및 解析 方法	研究內容 및 結果
1. Moire	1-1. I.M. Daniel and R.E. Rowlands (1971) (65)	• Glass-epoxy composite • 원공을 가진 구형판 (9ply x 26in x 10in x 0.067in) • 단축인장	• Laminate 복합체의 Interlaminar shear edge effect • 원공주위의 응력과 변형률관계 수평 및 수직 방향의 변형률분포 • 파단된뒤 수직방향의 응력 분포
	1-2. R.E. Rowland, I.M. Daniel and R. Prabhakar (1974) (66)	• Unidirectional-glass reinforced polymer • 시편: 0.36x0.25x2.0, 8x1.0, 8x1.0 • 구형하중 (기혹 장치)	• 홀트와 고속촬영법 개발 • Moire 부의 기록(층적하중) • 복합체 구조를 응력 해석 • 복합체 응력파를 기록할수있는 Ultrahigh-speed photographic technique 개발
	1-3. I.M. Daniel (1978) (67)	• Graphite/Epoxy plates (8-ply/0.245/90) • Laminate (27x56x0.127) • Mode I 하중(수평 crack)	• C.O.D 측정 • Crack 주위의 변형을 측정 • Crack 길이에 대한 임계응력 확대 계수 측정 • 파단 형태
	1-4. Shinichi Koehide (1986) (68)	• Graphite/Epoxy Double-lap joint with single pin load (universal testing machine)	• 스트레인 게이지와 Moire 등의 복합법을 사용하여 복합체의 Pin 연결부분의 변형을 분포 측정 • 변형을 분포는 Fiber 방향의 영향을 많이 받음 • 파단은 Fiber 방향에만 치른 되는 것이 아님
	1-5. I.G. Zwi, I.M. Daniel and J.T. Guro (1987) (69)	• 109 woven E-glass Fabric/FR-4 epoxy. • Laminates: 305mm 305mm • 시편: 25.4mm wide x 228mm (long) • 단축 인장	• 법선 응력과 법선 변형을 방향의 위치 • 전단 응력과 전단 변형을 방향의 위치 • 열 변형을 방향의 위치 • Shadow moire pattern으로 전후응력의 하중된 현상 측정
	1-6. D. Post, R. Caemak and D. Joh (1987) (70)	• Graphite/Epoxy Beam Graphite/Peel Beam • 보의 높이: 약 6.2mm • 3점 굽힘 모드 및 2점 굽힘 모드 보	• 보의 높이에 대한 수평 및 수직 방향의 변위 • 보의 높이에 대한 전단 변형을 Ply사이의 Interlaminar 영역에 발생하는 전단응력상태의 측정 • 새로운 Data 처리법의 개발
2. Holography	2-1. R.E. Rowlands and I.M. Daniel (1972) (71)	• Glass-epoxy Plate, Boron Composite Plate, Boron Epoxy Plate, Carbon Composite Plate • 정적하중 및 동적하중, 진동	• 정적 및 동적 전단하중에 작용하는 비후각성 복합체의 응력 해석 • 전단 변위 측정 • 이방성체의 특성치, 응력과 변형률의 측정 • 복합체 구조물의 실제 Bucking 하중의 비파괴 측정
	2-2. R.E. Rowlands, T.D. Dudson, R. Prabhakar and I.M. Daniel (1980) (72)	• E-glass-polyester Composite • 보의 길이: 약 244mm (length), 46.4mm (thick) • 균일한 하중	• Crack 주위의 동적응력파의 Isopachic fringes를 Holography로 얻는 방법 제시 • Isopachic fringes는 동방성체 나 이방성체의 응력확대계수를 얻는데 유용하게 사용됨 • Isopachic fringes의 모양은 동방성체의 이방성도가 같다.
	2-3. K.A. Jacob, V. Deyal and B. Ranganatha-kannan (1983) (73)	• 시편: Glass-epoxy composite disc. 외경: 80mm 내경: 10mm, 두께: 5mm • 압축하중 (중앙인장)	• 부하용 이방성체의 Isopachic fringes pattern과 그 이방성체의 동축 부하의 사용에 응력을 분포할수있는 응력분포의 개발 • 수평 직경선상의 $\sigma_x$ 와 $\sigma_y$ 분포
3. Strain gage	3-1. Kenneth T. Kavanagh (1972) (74)	• 연강판 (0.25in-thick) x 알루미늄 (0.1in-thick) x 연강판 (0.25in-thick)인 평판, 접착제 Epoxy, 하중: 5000-8000lb • 알루미늄-마그네슘의 합금인 원주, 하중: 내부압력 (250Psi) • Carbon-Carbon의 복합체 원주 하중: 내부압력 (20, 40, 60psi)	• 여러개의 스트레인게이지를 직접 시편에 접착하여 얻은 충분한 변형률과 유한요소법을 이용하여 그 지역의 응력파와 복합체의 거동을 알수있는 실험 방법 (finite element based experimental technique) 제안
	3-2. I.M. Daniel (1978) (67)	• Graphite/Epoxy plates (8-ply/0.245/90) • Laminate (27x56x0.127) • Mode I 하중(수평 crack)	• C.O.D 측정 • Crack 주위의 변형을 측정 • Crack 길이에 대한 임계응력 확대 계수 측정 • 파단 형태
	3-3. Shinichi Koehide (1986) (68)	• Graphite/Epoxy Double-lap joint with single pin load (universal testing machine)	• 스트레인 게이지와 Moire 등의 복합법을 사용하여 복합체의 Pin 연결부분의 변형을 분포 측정 • 변형을 분포는 Fiber 방향의 영향을 많이 받음 • 파단은 Fiber 방향에만 치른 되는 것이 아님
	3-4. A. Shukra, B.D. Asaram and Bharat Bhushan (1989) (75)	• Glass-fiber reinforced epoxy • 50mm-wide 150mm (length) 2.5mm-thick인 겹치면 Crack 길이: 20, 1mm • 균일한 인장하중	• Strain gage를 사용하여 응력 확대계수를 결정할수있는 단순한 실험 방법 개발 • 응력 확대계수의 산정
4. 전기 상사법	4-1. G.V. Srinivasan and Anily V. Virkar (1988) (76)	• Bimaterial (steel-Cu), Fiber reinforced composite (fiber: Ni, matrix: steel) • 15.2mm wide x 21.5mm	• Bimaterial이나 Fiber 복합체의 응력확대 계수를 실험적으로 얻을수있는 전기 상사법 개발 • 응력확대 계수에 Fiber의 파단

		(length) * Mode로 하중	영향 * 응력축대 계수에 의존되지기 (dependent distance) 영향 * 응력축대 계수에 Crack길이 영향
5. Caotica 법	S-I. P.S. Theocaris (1976)(177)	* Poly-carbonate of bisphenol A (상용명: Lexan) * Crack(5mm)을 가진 평판 (단면적: 36, 6in. 98in²) * 단순인장(Instron universal test)	* Caotica법에 의한 이방성체의 응력 측정 * Crack주위에 발생하는 응력축 대에 대한 연구
6. AE 법	6-1. 龜父 巨脚, 小野 照紀, 藤久(1967)(174)	* 모든 섬유강화 합금미싱 복합재료(섬유직경: 140μm, 섬유세절 길이: 186μm, Aluminum 부재: 40μm) * 노치를 가진 단순 인장시편 * 단순 인장 하중	* 수직에 복원제로의 금속복합 재료(4층)를 부재에서 파단 까지 AE가용(韋德德, 발상해지 인축 프로, 카루토등)의 측정에 대한 연구.

표 4 복합체 응력 해석용 광탄성 실험법

연구자(研究者)	연구내용(研究内容)	비고(備考)
林 龍 (1962)(91)	* 크고이방성 광탄성재료인 FRP(Fiber reinforced plastic, fiber: fiber-glass cloth, 纖維: polyamide-수지) * 변형을 프린트하는 크고이방성 광탄성재료의 변형률에 일정 하고 변형률 방향에 관계없는 조건을 사용하여 크고이방성 광탄성재료의 광탄성 실험법 개발	
Thomas F. MacLaughlin (1965)(92)	* Fiber의 기하학적 형상과 Fiber이 위치가 Fiber복합체의 Fiber-경계와 Fiber와 Fiber사이 에 발생하는 응력에 미치는 영향에 대한 연구. * Fiber-복합체의 Fiber의 불연속이 발생하는 응력분포를 광탄성 실험으로 해석함.	
T.E. Blazina, W.D. Luffler and T.R. Taubert (1965)(93)	* 함유물(inclusion)과 현공 주위에 발생하는 응력에대한 연구	
E. Gdoutos and G. Paraskevakis (1962)(94)	* Bimaterial의 경계(interface)에 Crack을 가진 Bimaterial이 일체의 하중을 받음에 Crack주위에 발생하는 응력축대 계수를 광탄성 실험으로 구함.	
H. Pih, Q. Bi, Y. Y. Chan and P. Ye (1985)(100)	* 물체 광탄성 실험법을 사용하여 응력결합이 응력에 미치는 영향을 Fiber의 기하학적 형상에 대하여 연구함.	
M. Moushahad and L.W. Zachary (1967)(96)	* 크고 이방성 광탄성 실험과 크고이방성 변형 좌의역학을 사용하여 크고이방성의 응력축대계수 K를 결정할수있는 광탄성 실험법 개발. * 이 실험을 Mode I의 하중을 인공의 복합체(fiber-glass composite)에 적용하여 구한 응력축대계수의 유인요소로 구한 응력축대계수를 비교하여 그 실험법상의 유효성 확인	
J.L. Sullivan, E. Blis and H. Van Oms (1967)(97)	* 3개 굴절 모멘트를 얻는 크고이방성 보의 이론적 분석과 동정점을 실험적으로 구한 동정점의 동정점과 비교. * 3개 굴절 모멘트를 얻는 보의 이론적 분석에 의한 실험법, Stress-optic law로 잔류 응력분포를 설명함.	
石川 晴雄, 藤 貴典 (1968)(101)	* Short-fiber composite의 섬유간의 응력축대계에 대한 연구 * Short-fiber-인선에 Steel rod를 Epoxy로써 매입하여 모일하여 모일 실험을 함. * Fiber의 굵기 모서리부, Fiber 굵기의 Crack, Fiber와 모서리 사이의 Interface, Fiber와 Fiber사이 에 결사한 Crack, 결사부에서 응력이 존재한다는 것을 광탄성 실험으로 확인함.	
實 義雄, 藤 貴典, 島本 高 穂彦 (1969-1, 1969-10, 1969)(100-11, 100)(100-11)	* 크고이방성 광탄성 재료 개발(C.F.E.C.) * 광탄성 값에대한 측정의 측정법 개발 * 광탄성법에 의한 크고이방성 재료의 좌의역학 측정. * 크고이방성 광탄성 실험의 최소 사용법 개발	
David R. Jenkins (1968)(102)	* 신안 광탄성 실험법을 사용하여 Fiber에 결한 모세에 발생하는 응력축대 계수를 결정하고 이 실험법의 유효성을 실험으로 확인함.	
D.R. Suttilliff and H. Pih (1973)(103)	* 신안 광탄성법을 사용하여 불연속 Fiber가 보강된 Fiber composite에 모세에 발생하는 응력을 측정하고 이 결과를 유인요소법의 결과와 비교하여 이 실험의 유효성을 확인함.	
D.G. Bargham and R.W. Aherholdt (1975)(104)	* 신안 광탄성 실험법을 사용하여 복합체의 Fiber layers 사이 에 Interlaminar matrix stresses를 측정함.	
應力 廣範 R.H. Marloff and R.M. Daniel (1960)(105)	* 응력 분포를 사용하여 Unidirectional fiber composite가 모세의 수직에 수직인단면에 받음에 모세에 발생하는 응력 분포를 결정함.	
K. Chandrashekara K. Abraham Jacob and R. Prabhakaran (1977)(106)	* 응력축대계수를 측정할 모델(glass-fiber reinforced epoxy; GFR)에 적용 * GFR의 고온과 상온의 특성치와 Stress fringe value등을 측정하여 서로 비교함.	
R.J. Craig, M.J. Gutierrez, R.H. Lee and E.D. Szilz (1977)(107)	* 3차원 응력을 측정할 모델에서 발생하는 여기까지 문제 같은 모세에 Fiber로 사용될 재료들을 같은 재료로 사용 할도록 고가치함 있다는 것을 증명함.	
사실 사법 (oblique incidence method) Jan Czerniak (1975)(108)	* 동양성체를 사실사법을 Transversely isotropic birefringent composite에 적용하여 응력과 변형률을 분리하는 방법을 개발하고 이것을 실험적으로 확인함.	
Shive K. Ostarwadi (1969)(109)	* 다양한 동정점과 동정점을 설명할수있는 측정할 모델을 사실사법은 이방성 특성을 가진 응력축대 계수를 분리하는데 이용됨을 보였다.	
Isodms Photoelasticity J.T. Pindera, B.R. Kraconoski and M. J. Pindera (1965)(110)	* 특수한 광탄성법을 사용하여 (isodms Photoelasticity)를 개발함. * Isodms Photoelasticity는 복합체 구조물의 응력, 복합체 내부의 불연속 지점의 응력과 Delaminating stresses를 결정 하는데 사용됨.	
應力 廣範 (birefringent coating method) J.F. Dally and J. Altfeld (1958)(111)	* Glass-Fiber-Reinforced Plastic의 응력축대 계수를 측정함. * 크고 이방성체에 적용할 측정법 이론에 대한 연구 * 시편과 코팅의 조야상의 비가 큰 경우에 모든 측정치를 확실하게 측정할 수 있음.	
R.B. Pipes and J.W. Dally (1972)(112)	* 측정할 측정법을 이용하여 Laminar표면의 변형률을 측정함. * 코팅과 Laminar사이의 조야상의 비의 차이에대한 Laminar 자유면에 발생하는 응력의 고인을 확인한 실험법으로서 해석함.	
Y.T. Yew, D.H. Morris and R.F. Brinson (1978)(113)	* 좋은 Rectangular all. 4각형 현공을 가진 Graphite/Epoxy 하이네이트로 단순인장이 적용할 때 측정할 측정법, CCD 카메라, 광탄성 측정법을 사용하여 크고이방성, Complex, CCD 판판응력, 판판 구조물, 판판과 판판들 사이의 크기와 모양 그리고 하이네이트 형태에 대하여 연구함.	
Isaac M. Daniel (1960, 1962)(114-115)	* 현공을 가진 Graphite/Epoxy에 2축 하중을 받음에 이 한의 변형 좌의역학을 측정할 측정법과 Stress map을 사용하여 연구함.	

법, 사입사법 (oblique incidence method), 산란광법 그리고 응력 동결법등이 있다. 복합체를 광탄성 실험법으로 해석하고자 할 때는 반드시 그 복합체의 응력프린지치 (stress fringe value)와 변형률 프린지치 (strain fringe value)를 알아야 한다. 종래에 연구된 응력프린지치와 변형률 프린지치는 표 3에 제시된 것과 같다.

표 3 응력 프린지치와 변형률 프린지치에 관한 연구

연구자(研究者)	연구내용(研究内容)	비고(備考)
H. Pih and C.E. Knight (1968)(173)	* 크고이방성체의 Stress-Optic Law의 동정점은 응력축대계수 Fiber와 응력축대 계수의 크기에 관계 있음. * Fiber 방향에대한 하중방향의 응력축대계수를 구하는 식을 제시	
R.C. Sampson (1970)(98)	* Stress-Optic Law의 재제와 크고이방성 인의 평면응력을 광탄성체의 일변적 방법 개발 * 측정할 3개 응력과 3개 응력 프린지치의 관계	
J.W. Dally and R. Prabhakaran (1971)(41)	* 응력은 이방성체 구성물에 동일하게 분포한다는 조건과 푸지 차수는 모세에 Fiber에 발생하는 푸지차수의 함수로 한다는 등의 조건을 사용하여 광탄성 크고이방성 기본틀정치를 구할수있는 공식을 제시함. * Sampson의 Stress-Optic Law가 유효하다는 것을 실험적으로 확인함.	
R. Prabhakaran and J.W. Dally (1972)(42)	* 모델재료의 Fiber의 Debonding과 Fiber의 분리가 동정점 푸지의 존재 관계에 미치는 영향에 대한연구	
R.B. Pipes and J.L. Rose(1974)(93)	* 3개의 Stress fringe value, 4개의 치를 측정할 1개의 Strain Optic Coefficient를 사용하여 Strain-optic law 개발 * 동정점을 조사하여 수변형률 측정과 광탄성 측정장치가 일치 한다는 것을 확인.	
Jan Czerniak (1975)(108)	* 이방성이 고려된 경우에는 Sampson의 변형률 이론과 Dally등의 응력 측정법 사용 할수 있다는 것이 증명됨. * 하중을 푸지대 전체에 적용할 수 있음에도 응력 프린지치와 광탄성 측정치가 일치하는 법칙이 개발됨.	
R. Prabhakaran (1975)(43)	* Sampson의 일변적인 광탄성 측정법, fiber방향에 수직, fiber의 방향에 45°를 얻는 변형률 측정법과 푸지차수로 측정 가능하다는 것을 제시	
R. Prabhakaran (1975)(109)	* Stress-optic law의 개발과 이 법칙의 유효성을 실험적으로 확인 * 평균 변형률만을 사용하여 이방성체 모형의 변형률을 해석할 수 있다는 것을 제시(송 오차는 20% 미만) * Stress-optic law의 평균 변형률 Fringe value를 사용하여 크고 이방성 광탄성 모델을 광탄성 모형과 간주하여 해석하면 크고 이방성 광탄성모형의 변형률을 근사적으로 해석 할수있다.	
R. Prabhakaran (1976)(87)	* 광탄성 크고이방성체의 동정점에 대한 연구 * 광탄성체의 동정점은 복합체의 응력 축 방향과 수변형률 방향과도 일치한다는 것을 실험적으로 확인함.	
R. Prabhakaran (1980)(94)	* 광탄성 크고이방성체의 기본응력 프린지치의 기본 특성치의 관계식 유도.	
Agarwal B.D. and Chaturvedi (1982)(95)	* 동정점 푸지 차수의 동정점의 값을 측정함으로 크고이방성체의 수변형률 측정과 수변형률 차이를 더 정확하게 측정할수있는 Strain-optic law를 유도하고, 실험적으로 확인함.	
R. Prabhakaran and R.V. Chaturvedi (1984)(96)	* 크고이방성체의 기본응력 프린지치의 특성치를 결정할수있는 최소사용법 개발함 이방성체의 유효성 확인 * 이 최소사용법을 사용하여 이방성체의 광탄성계수와 측정할 프린지치의 관계 측정 가능	

	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 원공 주위에 최초로 파손이 발생하는 Ply 파손 과정도 연구됨</li> </ul>
K. Kameta, N. Takada and S. Hashimoto (1984) (114)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 원공을 가진 Fiber composite에 응력인장 하중을 가하고 광탄성 표징법과 Cranz-Schardin고속 현상용 카메라를 사용하여 원공주위에 발생하는 Dynamic stress의 변형을 분포를 이방성 변위에 대하여 연구함.</li> <li>• 응력 변위는 이방성변위의 영향을 많이 받고, 특곡률 표징법에 의하여 얻은 실험의 결과는 유한요소법에 의한 이론치와 Strain gage에 의하여 얻은 실험 결과와 잘 일치함.</li> <li>• 특곡률 표징법이 응력 변화를 갖는 Fiber-복합체의 응력 세이에도 유용하게 사용될수 있음.</li> </ul>
Srinivasa L. Lyer and Parry Smeat (1985) (117)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 원공을 가진 복합체에 안전인장을 가하여 Fiber방향에 대한 응력 집중과 파단 형태에 대한 연구.</li> </ul>

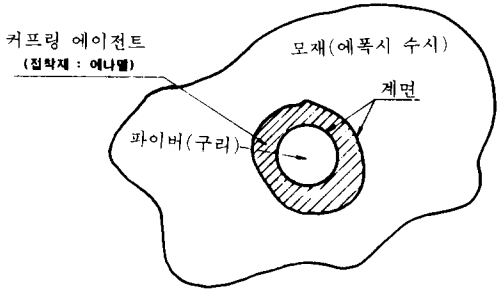


그림 3 파이버와 母材사이의 경계면의 구성

그리고 종래에 복합체의 응력해석에 응용된 광탄성 실험에 대한 연구도 표 4에 나타내었다.

위에서 보듯이 복합체를 응력해석하는데 이론적인 방법과 더불어 여러가지 실험적 방법이 있다. 그 중에서도 광탄성 실험법이 주로 사용되어 왔다. 광탄성 실험법에는 투과형 광탄성 실험법, 반사형 광탄성 실험법(복굴절 코오팅법), 사입사법, 산란광법 아이소다인 광탄성 실험법(isodyne photoelasticity) 및 응력 동결법등이 있지만 본 연구에서는 투과형 광탄성 실험법에 대하여 설명하고자 한다. 투과형 광탄성 실험법을 사용하여 복합체 구조물을 응력해석 하기 위해서는 아래와 같은 조건이 구비되어야 한다.

- (1) 물리적 이방성 성질을 가지는 광탄성재료가 개발되어야 한다.
- (2) 개발된 광탄성 재료가 광탄성재료로서 구비할 조건을 만족하여야 한다.
- (3) 사용된 광탄성 재료의 응력 프린지치와 물성치가 측정되어야 한다.
- (4) 이방성 재료의 응력집중과 파괴역학에 적용될 광탄성 실험법이 개발되어야 한다.

## 2. 물리적 이방성 성질을 가지는 광탄성 재료 주형법

복합체 종류에는 파이버 복합체(fiber composite), 판상 복합체(flake composite), 입자 복합체(particulate composite), 충전 복합체(filled skeletal composite) 그리고 라미나 복합체(laminar composite) 등이 있지만 본 연구에서는 파이버 복합체(fiber composite)에

한정한다. 그리고 파이버와 母材사이에는 접착력이 좋아야 한다. 그러나 섬유나 母材의 종류에 따라서는 반드시 그 접착성이 좋지 않는 경우가 많으므로 이러한 경우에는 두 재료 혹은 한 재료의 표면처리에 의해 밀착성을 향상시키는 방법이 고려되어야 한다<sup>(118,119)</sup>. 즉 양쪽 재료의 표면에 관능기를 부여하여 공유결합, 수소결합 등으로 결합하게하여 강력한 접착을 이루게 하거나 적당한 접착제에 의해 wettability를 향상시키거나 표면조화에 의해 재료끼리의 결합력을 강하게 하며 또 물리적 및 화학적 방법의 표면처리의 수단이 사용된다. 그러므로 일반적으로 복합체의 母材와 파이버 사이의 접착력을 강하게 하기 위하여 복합체의 파이버와 母材는 그림 3처럼 구성된다.

그림 2에서 에나멜(enamel), 구리(copper), 에폭시 수지(epoxy 수지)등은 각각 본 연구자가 개발한 투과형 광탄성 실험의 모델 재료로 개발한 Cooper Fiber Epoxy Composite(C.F.E.)의 커플링 에이전트(coupling agent)파이버와 母材등이다. 그리고 파이버 복합체의 응력해석용 광탄성 재료를 주형할 때 母材는 반드시 광탄성 성질을 가지는 재료가 되어야 한다.

### 2.1 한 방향 파이버 복합체(Unidirectional Fiber Composite)

한 방향 파이버 복합체(unidirectional fiber composite)의 응력해석용 광탄성 재료는 아래와 같은 과정을 통하여 주형될 수 있다.

(1) 셀로판지를 입힌 유리판을 사용하여 주형 상자의 밀반침을 만들고 일정한 폭과 두께를 가진 유리판을 사용하여 주형 상자의 테두리를 만든다.

(2) 리이드(reed)를 가이드(guide)로 사용하여 구리 파이버(copper fiber)를 필요로 하는 피치로 평행하게 (1)항에서 만든 주형 상자에 나열하고 그리고 각 파이버가 열을 받더라도 일정한 인장이 가해지도록 파이버의 양쪽에 인장을 가한다.

(3) 필요한 플라이(ply)수와 방향수 만큼 (1)와 (2)의 과정을 반복한 후에 주형 상자가 놓여진 그림 4와 같은 주형상자를 응력동결로에 넣는다.

(4) 미리 노속에서 용해된 아랄다이트(araldite)에 경화제를 중량비 10:3으로 넣고 경화제가 완전히 녹을때까지 가열함과 동시에 젖는다.

(5) 경화제가 완전히 용해된 혼합액을 기포

가 생기지 않도록 주형 상자에 천천히 주입한다.

(6) 이러한 과정을 거친후 주형상자를 그림 5와 같은 쿠어링 사이클(curing cycle)에 따라 열처리 한다.

## 2.2 부식 주형법

短 파이버 복합체(short fiber composite), 사인커브 파이버 복합체(sine curve fiber composite), 불연속 파이버 복합체 혹은 임의의 형태를 가진 파이버 복합체(fiber composite) 등의 응력해석용 광탄성 재료는 아래와 같은 부식 주형법을 사용하여 주형될 수 있다. 부식 주형법에 의한 시편 제작과정의 概略圖를 그림 6에 나타내었으며 그 과정은 아래와 같다<sup>(120)</sup>.

(1) 아크릴판을 사용하여 한쪽 면에 동판필름을 부착시킨 鑄型을 만들어 치오콜과 아랄다이트(araldite)의 재료를 적당히 重合한 에폭시 레진(epoxy resgin)을 주입 시켜 두께 0.1 mm 동판필름이 한쪽 면에 接着된 에폭시판을 만든다. 이때 母材인 에폭시판에 含有되는 치오콜의 含有量에 따라 母材의 彈性計數는 變化된다. 實驗結果에 의하면 치오콜의 함유량이 30%(중량비)보다 적게된 경우에는 母材의 彈性計數가 크기 때문에 纖維強化效果가 떨어지

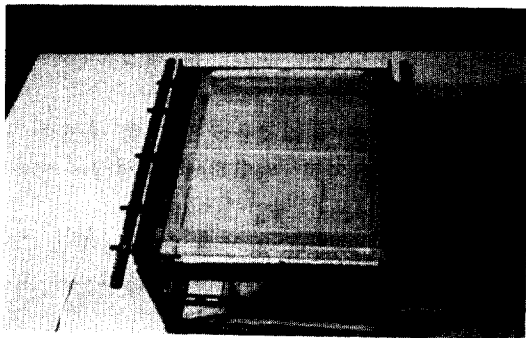


그림 4 주형 상자

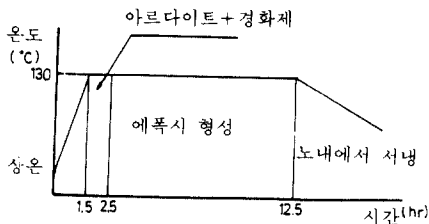


그림 5 쿠어링 사이클

	구리막이 접착된 에폭시판 준비
	포토레지스트가 접착된 그리드 (Grids) 제작
	FeCl <sub>2</sub> 에 의한 구리막 부식
	포토레지스트 제거
	매립(Embedding)

그림 6 부식 주형법

고, 또한 치오콜의 함유량이 30%보다 많게 되면 母材의 탄성계수가 너무 저하된다. 그러므로 치오콜의 함유량이 30%가 적당하다.

(2) 동판필름 위에 IC回路 제작용 포토레지스트(photoresite) 감광액을 두께 10 $\mu$ m 정도 유포시켜서 건조시킨다. 그리고 일정한 피치를 가진 그리드 필름(grid Film)을 위에 놓고 露光시켜 현상시킨다. 그러면 纖維部分에 해당하는 감광액은 동판필름에 남고 나머지 부분은 없어진다.

(3) 에폭시 판을 열화제2철(FeCl<sub>2</sub>)의 용액에 담근다. 그러면 포토레지스트가 형성된 부분은 포토레지스트감광액의 내식성 때문에 부식되지 않고 나머지 부분은 부식되어 에폭시판 위에 원하는 형태의 纖維개 形成된다.

(4) 파이버(fiber)인 동판필름 위에 남아 있는 포토레지스트 감광액을 제거하면 에폭시판 위에는 임의의 크기와 방향을 가진 銅纖維(copper fiber)만 남게 되며 이 판을 진공속에서 일정시간 유지시켜, 작업과정 중 에폭시판과 섬유에 잔류된 揮發成分을 除去시킨다.

(5) 섬유가 형성된 에폭시판 위에 同一成分의 에폭시레진으로 模倣(molding)시키면 시편내부에 임의의 방향과 크기의 섬유가 매립된 투과형 광탄성 복합재료가 완성 된다.

(6) 위의 과정을 통하여 얻은 複合材料는 母材인 에폭시재료가 탄성계수를 가지지 못하므로 이 複合材板을 爐속에서 일정한 사이클을 통하여 가열하면 이 複合材는 완전한 탄성계수를 갖게 된다. 만일 m층 적층판을 만들고자 할 경우에는 위의 (1)~(5)의 과정을 m번 반복하면 m층 적층판을 제작할 수 있다.

### 2.3 띄움 주형법

크로스-파이버 복합체(cross-fiber composite)와 트랜스버스 등방성체(transverse isotropic material) 등의 광탄성 재료는 아래와 같은 띄움 주형법에 의하여 주형될 수 있다.

(1) 얇은 셀루판지를 입힌 유리판을 사용하여 크로스-파이버 복합체(cross-fiber com-

posite) 혹은 트랜스버스 등방성체의 제작용 주형 상자의 밑받침을 만들고 일정한 폭과 두께를 가진 유리판을 이용하여 주형 상자를 완성한 다음에 爐안에 넣어 130 $^{\circ}$ C에서 충분히 豫熱한다.

(2) 십자로 짜여진 유리섬유 혹은 임의의 방향으로 같은 탄성계수를 가진 유리섬유 등을 주형 상자에 충분히 들어갈 수 있게끔 크기를 조절하여 제단하여 둔다.

(3) 제단된 유리섬유는 연구자가 요구하는 시편의 강도에 따라 유리섬유를 1장에서 임의의 장수까지 준비한다. 이때 빛의 투과성을 고려하여야 한다.

(4) 미리 爐속에서 용해된 적당한량의 아랄다이트(araldite)에 경화제(hardner)를 중량비 10:3으로 넣고 경화제(hardner)가 완전히 녹을 때까지 가열함과 동시에 젖는다.

(5) 경화제(hardner)가 완전히 용해 될 때까지 잘 관찰하여 액이 투명하게 된 직후 이 액을 1)항에서 준비된 주형 상자에 기포발생에 유의 하면서 적당한 량을 붓는다.

(6) 연구자가 요구하는 양만큼 유리섬유가 배열되도록 (5)항의 유리섬유 배열 과정을 반복한다.

(7) 혼합액이 유리섬유에 완전히 흡수된 후 나머지액을 천천히 주입하여 주형상자(molding box)에 적당한 양만큼 채운다.

(8) 이러한 과정을 거친후 주형 상자를 그림 5와 같은 큐어링 사이클(curing cycle)에 따라 열처리 한다.

## 3. 광탄성 재료로서 구비할 조건

광탄성 실험에서 가장 중요한 것 중 하나는 광탄성 모델재료를 선정하는 것이다. 완전한 광탄성 모델 재료는 이 세상에는 존재하지 않는다. 그러나 이상적인 광탄성 재료에 나타나는 중요한 성질은 아래와 같다<sup>(12)</sup>.

(1) 투과성(transparency), (2) 광탄성감도(sensitivity), (3) 선형성(linearity), (4) 등

방성(isotropy and homogeneity), (5) 크리이프(creep), (6) 탄성계수 및 비례한도(modulus of elasticity and proportional limit), (7) 온도감도(temperature sensitivity), (8) 시간영향(time edge effect), (9) 기계가공성(machinability), (10) 잔류응력(residual stress), (11) 재료비(cost of material)

(1) 투과성

투과형광탄성 실험장치를 사용하는 경우에는 선명한 등색선을 얻기 위해서는 시편의 빛의 투과성이 좋아야 한다. 그러나 반사형 광탄성(birefringent coating method) 실험장치를 사용하는 경우에는 시편의 빛의 투과성이 문제되지 않는다.

(2) 광탄성 감도

광탄성 감도( $1/f\sigma$ )가 높을수록 같은 하중조건하에서는 무늬수가 많이 발생하므로 광탄성 모델재료는 광탄성 감도가 좋을수록 좋다. 광탄성 모델재료로서 사용될 수 있는 광탄성 감도는  $43.98 \times 10^{-3} \leq f\sigma \leq 35.67 \text{Kg/mm}$  ( $0.0005 \leq f\epsilon \leq 0.50$ ) 내에 존재하여야 한다.

(3) 선형성

어떤 구조물을 응력해석 하기 위해서는 그 구조물의 하중조건, 경계조건, 기하학적 조건 등을 상사시켜서 모델해석을 하여야 한다. 그러므로 광탄성 재료는 응력과 변형률과의 관계와 무늬차수와 응력과의 관계등이 탄성한도 내에서는 선형적으로 변화 되어야 한다. 그림 7 과 그림 8은 본 연구자가 이방성 광탄성 재료로 개발한 C.F.E.C(copper fiber epoxy composite)의 응력과 변형률 그리고 응력과 무늬차수 관계를 각각 나타낸 것이다. 이 그림에서 보듯이 어느 경우에서도 서로 선형적으로 변화 된다는 것을 알 수 있다. 그러므로 C.F.E.C.는 선형성 문제에서는 우수하다는 것을 알 수 있다.

(4) 등방성

일반적으로 등방성재료를 모델해석하고자 할 때는 투과용 광탄성 실험장치에 등방성재료인 광탄성 재료를 사용하여야 한다. 그리고 이방

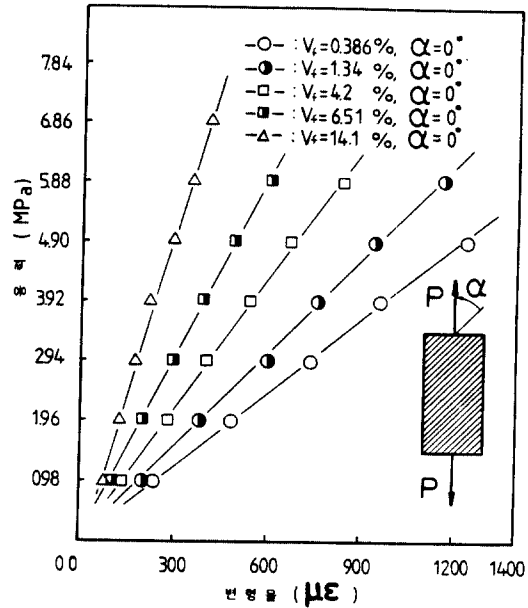


그림 7 C.F.E.C.의 응력과 변형률의 관계

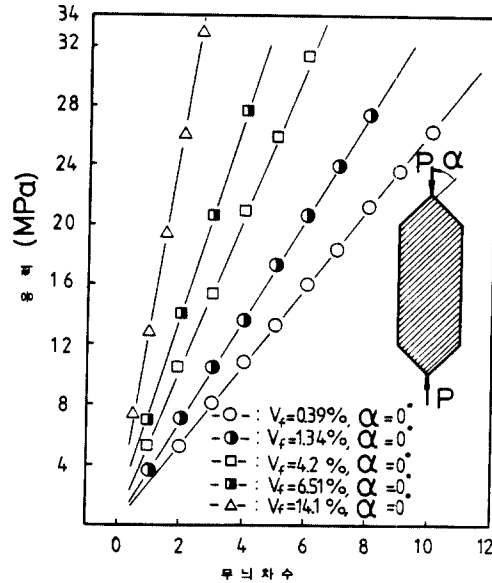


그림 8 C.F.E.C.의 응력과 무늬차수와의 관계

성재료를 광탄성 실험으로 모델해석을 하고자 할때는 이방성 재료의 성질을 균일하게 갖는 광탄성 모델재료를 사용하여야 한다.



(5) 크리프(Creep)

대부분 광탄성재료의 母材(matrix)는 고분자 재료이기 때문에 광탄성 재료는 기계적 및 광학적 성질에서 크리프 현상을 갖고 있다. 광탄성 실험에 사용되어온 폴리머(polymers)는 점탄성이다. 점탄성재료에서 응력과 변형률은 식 (1)처럼 위치와 시간의 함수 곱으로 나타낼 수 있다.

$$\sigma^*(x \cdot y \cdot t) = \sigma(x \cdot y) f(t) \quad (1)$$

$$\epsilon^*(x \cdot y \cdot t) = \epsilon(x \cdot y) g(t)$$

그리고 주응력차와 주변형률차는 식 (2)처럼 나타낼 수 있다.

$$\sigma_1 - \sigma_2 = \frac{N}{h} f_{\sigma}(t) \quad \epsilon_1 - \epsilon_2 = \frac{N}{h} f_{\epsilon}(t) \quad (2)$$

여기서  $f_{\sigma}(t)$ 와  $f_{\epsilon}(t)$ 은 시간의 함수이고  $h$ 는 시편의 두께이다. 그러나 사진을 찍는 시간은 매우 짧으므로  $f_{\sigma}(t)$ 와  $f_{\epsilon}(t)$ 은 일정하다고 간주할 수 있다. 그리고 대부분 모델재료에서 응력프린지치는 하중을 가한 바로 후에 급하게 감소한다. 그리고 한 시간후에는 거의 완전한 위치에 도달하게 된다. 그래서 복합체 응력해석용 광탄성재료의 크리프 현상을 조사하기 위하여  $f_{\sigma}(t)$ 를 시간에 따라 측정하기가 매우 번거로으므로  $f_{\sigma}(t)$ 가 관계되는 시간과 무늬차수 관계를 일정한 하중을 받고 있는 시편의 임의의 일정한 점에서 구한다. 식 (2)에 의하면 모델의 무늬차수는 일정한 하중하에서 변화한다. 이 변화를 광학적 크리프라고 한다. 광학적 크리프 현상이 없는 것이 광탄성 재료로서 좋은 재료이다.

(6) 탄성계수와 비례한도

광탄성 실험은 모델해석이므로 광탄성재료가 하중을 받더라도 기하학적 형상이 변하지 않기 위하여는 높은 세로 탄성계수를 가져야 한다. 등방성 광탄성재료에 있어서 비틀에 견디는 저항 능력을 판단하는데 사용될 수 있는 계수는  $1/f_{\epsilon}$  혹은  $1/f_{\sigma}(1+\nu)$ 이다.  $\nu$ 은 그 재료의 포와송의 비이다. 그리고 등방성 재료에서 포와송의 비는 일정하기 때문에  $E/f_{\sigma}(1+\nu)$ 은  $Q=E/f_{\sigma}$ 로 변환된다. 그러나 복합체 평면 문제에서  $x$ 축 방향으로 단순인장을 받을 때  $1/f_{\epsilon} = E_{xx}/f_x(1+\nu_{xy})$ 로 표시될 수 있다. 여기서  $f_{\epsilon}^x$ 은  $x$ 방향의 변형률 프린지치(strain fringe value),  $E_{xx}$ 와  $f_x$ 은 각각  $x$ 방향의 세로 탄성 계수와 응력 프린지치이다. 그리고  $\nu_{xy} = -\epsilon_x/\epsilon_y$ 이다. 이방성 재료에서도  $Q_x = E_{xx}/f_x$ 로 나타낼 수 있다. 그리고 모델실험을 할 때 그 모델은 높은 하중을 받더라도 파단되지 않도록 높은 비례한도  $\sigma_{p1}$ 를 가져야 한다. 그러므로 높은 하중까지 힘을 가할 수 있으므로 광탄성 무늬를 많이 얻을 수 있다. 그러면 실험의 정도를 높일 수 있다. 이방성 모델재료의 감도계는  $S = \sigma_{p1}/f_x$ 로 정의될 수 있다. 그러므로 재료의  $Q$ 와  $S$ 가 클수록 광탄성 모델 재료로서는 좋다.

(7) 온도 감도

대부분 폴리메틱 플라스틱의  $f_{\sigma}$ 은 온도에 따라 미소하게 변화한다. 일반적으로 사용되는 에폭시의  $f_{\sigma}$ 은  $0.071/in \cdot ^\circ F$  ( $0.022KN/m^2$ )이다. 그러나  $150^\circ F$  ( $65^\circ C$ )보다 높은 온도에서는  $f_{\sigma}$ 가 매우 예리하게 떨어지기 시작한다. 보통 실내온도( $24^\circ C$ ,  $75^\circ F$ )에서는 온도에 대한  $f_{\sigma}$ 의 곡선은 수평선이다. 그러므로 상온 실험에서는 별로 문제가 되지 않는다. 그리고 온도변화가  $\pm 5^\circ F$  ( $\pm 3^\circ C$ )이면  $f_{\sigma}$ 의 변환은 무시될 수 있다.

(8) 시간영향

관찰되는 무늬는 하중에 의하여 생기는 무늬와 시간응력(time stress) 결과로 생기는 무늬가 중첩되어 나타내어진다. 시간응력은 경계상에서 매우 뚜렷하게 나타나므로 테두리 응력에 의하여 발생하는 오차는 경계선상의 응력을 결정하는데 아주 중요한 영향을 미친다. 그리고 시간영향은 공기속에 있는 수증기가 플라스틱 속으로 확산 하거나 혹은 플라스틱이 공기속으로 확산하므로 발생한다. 시간영향이 발생하는 비율은 공기속의 상대습도와 온도에 의하면 시간응력은 2~3시간이내에서 크게 발생하기 때문이다. 그러나 상대 습도가 높은 경우에는 시편을 가공한 즉시 시편을 기름 속에서 보관하

면 시간영향을 방지할 수 있다.

(9) 기계 가공성

플라스틱을 자를때는 상당한 절단력에 의하여 절단 되므로 플라스틱에 열이 발생한다. 따라서 기계 가공할 때 발생하는 경계응력은 영원히 모델에 잔류하게 되므로 이것이 상당히 광탄성 실험 정도를 떨어 뜨린다. 그러므로 모델을 기계 가공할 때는 높은 절단력과 열이 발생하지 않도록 주의할 하여야 한다.

(10) 잔류 응력

잔류 응력이 광탄성 모델에 생기면 모델에 가해지는 하중에 의하여 생기는 응력분포의 무늬에 중첩되므로 매우 큰 오차가 발생한다. 그리고 이것을 제거시키는 것은 매우 어렵다. 이러한 것은 쿠어링 사이클(curing cycle)을 통하여 수평이 되는 평판이나 기름이 담겨진 용기에서 소둔점 이상으로 조절하여 잔류응력을 감소시킬 수 있다. 그러나 광탄성 모델재료의 생산 과정에서 생긴 잔류 응력을 완전히 제거 하기는 거의 불가능하다. 그러므로 될 수 있는 한 생산 과정에서 잔류 응력이 생기지 않도록 최선을 다하여야 한다. 그리고 복합재의 잔류 응력은 섬유와 母材의 선팽창 계수의 차이 때문에 발생하는 수축량의 차이로 주로 발생한다. 이것을 방지하기 위하여 파이버(fiber)와 母材등의 선팽창 계수의 차가 적은 것을 사용해야 한다.

(11) 재료비

일반적으로 광탄성 해석에서 모델재료의 가격은 전체 경비에 비하여 매우 적은 부분에 속한다. 그러므로 재료경비는 별로 문제가되지 않는다고 생각한다.

4. 응력 프린지치(Stress Fringe Value)와 물성치와의 관계

등방성체의 광탄성 재료인 경우 응력 프린지치와 물성치는 모든 방향에 일정하지만 복합체에는 방향에 따라 물성치와 응력 프린지치가 다르다. 그러므로 직교 이방성체의 기본 물성치( $E_L, E_T, G_{LT}, \nu_{LT}$ )와 응력 프린지치( $f_L, f_T,$

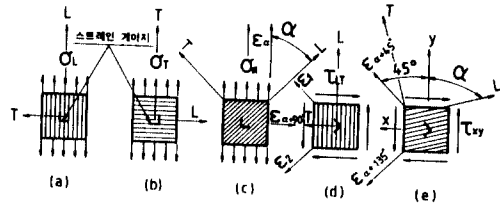


그림 9 기본 응력 프린지치와 물성치의 측정용 시편

$f_{LT}$ )의 측정은 그림 9처럼한다. 그러나 변형률과 응력 프린지치는 각각 분리하여 측정하여야 한다. 응력 프린지치의 모델에서 각각 측정되어지는 무늬차수, 변형률 그리고 작용하는 하중을 식 (3)과 (4)에 작용하여 응력 프린지치와 물성치등을 측정할 수 있다.

$$f_L = \frac{\sigma_L \cdot t}{n_L}, f_T = \frac{\sigma_T \cdot t}{n_T}, f_{LT} = \frac{2\tau_{LT} \cdot t}{n_{LT}}$$

$$f_a = \frac{\sigma_a t}{n_a}, (f_{LT})_a = \frac{2\tau_{xy} \cdot t}{n_{xy}} \quad (3)$$

여기에서  $n$ 은 무늬차수,  $t$ 는 시편의 두께를 나타낸다.

$$E_L = \frac{\sigma_L}{\epsilon_L}, E_T = \frac{\sigma_T}{\epsilon_T}, E_a = \frac{\sigma_a}{\epsilon_a},$$

$$(G_{LT})_a = \frac{\tau_{xy}}{\epsilon_1 - \epsilon_2} = \frac{\tau_{xy}}{\epsilon_a + \frac{\pi}{4} - \epsilon_a + \frac{3}{4}\pi}$$

$$G_{LT} = \frac{\tau_{LT}}{\epsilon_1 - \epsilon_2} = \frac{-\epsilon_T}{\epsilon_L}, \frac{\nu_{LT}}{E_L} = \frac{\nu_{TL}}{E_T} \quad (4)$$

$$\nu_a = -\frac{\epsilon_a + \frac{\pi}{2}}{\epsilon_a} \quad (5)$$

식 (3), (4), (5)을 보면 광탄성 성질을 가진 직교 이방성체의 응력 프린지치  $f_L, f_T, f_{LT}$ 는 탄성계수  $E_L, E_T, G_{LT}$ 와 상사하며 일정한 관계가 있다고 생각할 수가 있다.<sup>(70)</sup> 그리고 파이버(fiber)의 응력 프린지치가 무한대이고, 母材가 파이버(fiber)를 둘러싸고 있는 복합체의 응력 프린지치와 물성치와의 관계식은 식 (6)과 같다.<sup>(82)</sup>

$$f_L = \frac{E_L f_m}{E_m V_m} \quad (6.a)$$

$$f_T = \frac{E_T f_m}{E_m V_m} \quad (6.b)$$

$$f_a = \frac{E_a f_m}{E_m V_m} \quad (6.c)$$

$$f_{LT} = \frac{G_{LT} f_m}{E_m V_m} \quad (6.d)$$

$$(f_{LT})_a = \frac{(G_{LT})_a \cdot f_m}{G_m \cdot V_m} \quad (6.e)$$

그리고  $f_L$ 과  $f_T$ 는 그림 9의 (a)와 (b)에서 스트레인 게이지(strain gauge)가 붙지 않는 상태에서 가하는 하중과 발생하는 무늬차수로서 쉽게 측정할 수 있으나  $f_{LT}$ 는 그림 9의 (d)처럼 순수 전단 하중을 가하기가 어렵고 번거롭다. 그러므로  $f_{LT}$ 는 식 (7)을 사용하여 구할 수 있다.<sup>(62)</sup>

$$f_a = f_L \left[ \left( \cos^2 \alpha - \frac{f_L}{f_T} \sin^2 \alpha \right)^2 + \left( \frac{f_L}{f_T} \right)^2 \sin^2 2\alpha \right]^{-1/2} \quad (7)$$

즉 그림 9의 (a)와 (b)에서  $f_L$ 과  $f_T$ 를 측정하고 또 그림 9의 (c)에서  $\alpha=45^\circ$ 인 경우의  $f_{45}$ 를 측정한다. 그리고  $f_L, f_T, f_{45}$ 를 식 (7)에 대입하여 간접적으로  $f_{LT}$ 를 구한다. 그리고 식 (16.f)의  $a_{66}$ 가  $\frac{1}{(G_{LT})_a}$ 에 해당하므로 식 (16.f)을 식 (6.e)에 대입하면  $(f_{LT})_a$ 를 구할 수 있고 식 (8)로써 나타낼 수 있다.

$$(f_{LT})_a = \frac{f_m}{G_m V_m} \times \left[ \frac{1}{4 \left( \frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} + \frac{2\nu_{LT}}{E_L} - \frac{1}{G_{LT}} \right) \ell^2 m^2 + \frac{1}{G_{LT}}} \right] \quad (8)$$

식 (8)에 식 (6)을 대입하면  $(f_{LT})_a$ 는 물성치와 응력 프린지치의 관계식으로 나타낸 것이고 식 (9)와 같다.

$$(f_{LT})_a = 1/G_m \left[ \frac{4}{E_m} \left( \frac{1}{f_T} + \frac{1}{f_T} + \frac{2\nu_{LT}}{f_L} \right) \ell^2 m^2 - \frac{1}{G_m} \left( \frac{4\ell^2 m^2}{f_{LT}} - \frac{1}{f_{LT}} \right) \right] \quad (9)$$

식 (8)과 식 (9)은 그림 3의 e의 경우를 간접적으로 구하는 식이다. 광탄성 성질을 가지는 직교 이방성체의 기본 물성치와 모재의 물성치를 알면 식 (8)로부터 간접적으로  $(f_{LT})_a$ 를 구할 수 있다. 그리고 광탄성 성질을 가지는 직

교 이방성체의 기본 응력 프린지치와 모재의 물성치를 알면 식 (9)로서  $(f_{LT})_a$ 를 구할 수 있다. 복합체의 물성치는 파이버의 물성치와 모재의 물성치로서 식 (10)으로 나타낼 수 있다.

$$E_L = E_f \cdot V_f + E_m \cdot V_m \quad (10.a)$$

$$E_T = \left[ \frac{E_f + E_m + (E_f - E_m) V_f}{E_f + E_m - (E_f - E_m) V_f} \right] E_m \quad (10.b)$$

$$E_{45} = \left[ \frac{E_f + E_m + 0.707(E_f - E_m) V_f}{E_f + E_m - 0.707(E_f - E_m) V_f} \right] E_m \quad (10.c)$$

식 (10.a)와 (10.b)는 마이크로메카닉스(micromechanics)면에서 유도된 복합체의 물성치를 나타내고 식 (10.c)는 파이버(fiber) 방향에서 하중방향이  $45^\circ$ 인 경우의 탄성계수를 나타내며  $V_f$ (화이버의 체적비율)항에  $\cos 45^\circ = 0.707$ 배한 실험식이다. 식 (10)을 식 (6)에 대입하면 식 (11)가 얻어진다.

$$f_L = \frac{(E_m \cdot V_m + E_f \cdot V_f) f_m}{E_m \cdot V_m} \quad (11.a)$$

$$f_L = [E_m + E_f + (E_f - E_m) V_f] f_m \quad (11.b)$$

$$f_{45} = \frac{[E_m \cdot E_f + 0.707(E_f - E_m) V_f] f_m}{[E_m + E_f - 0.707(E_f - E_m) V_f] V_m} \quad (11.c)$$

$$f_{LT} = f_L \left[ \left( \frac{f_L}{f_{45}} \right)^2 - \frac{1}{4} \left( 1 - \frac{f_L}{f_T} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (11.d)$$

식 (11.a), (11.b), (11.c)는 물성치와 응력 프린지치와의 관계를 나타내고, 식 (11.d)는 식 (7)에서  $f_a = f_{45}$ 를 대입하여 구한 식으로  $f_L, f_T, f_{45}$ 와  $f_{LT}$ 관계를 나타내고 있다. 응력 프린지치로서 물성치를 구하는 방법은 크게 두가지로 나눌 수 있고 아래와 같다.<sup>(104)</sup>

#### 4.1 복합체 모재의 세로 탄성 계수( $E_m$ )와 모재의 응력 프린지치( $f_m$ )를 알 경우

복합체의 모재의 세로 탄성계수  $E_m$ 가 응력 프린지치  $f_m$ 를 알고 있을때 복합체의 응력 프린지치  $f_L$ 만 측정하면 식 (6.a)에서  $E_L$ 를 구할 수 있다. 그리고  $E_L$ 을 식 (10.a)에 대입하여

$E_f$ 를 구하고 이렇게 구한  $E_m$ ,  $E_f$ 를 식 (10. b), (10.c) 및 식 (11.a), (11.b), (11.c)에 대입하여  $E_T$ 와  $E_{45}$  그리고  $f_L, f_T, f_{LT}$ 등을 각각 구할 수 있다. 이때 구한  $f_L, f_T, f_{45}$ 를 식 (11.d)에 대입하면  $f_{LT}$ 도 구할 수 있고 이것을 다시 식 (6.d)에 대입하면  $G_{LT}$ 를 구할 수 있다. 그러므로 광탄성 실험용 직교 이방성체의 응력프린지치  $f_L$ 만 측정하면 위의 과정을 거쳐  $E_L, E_T, E_{45}, G_{LT}, f_L, f_T, f_{LT}$ 등의 물성치와 응력프린지치를 구할 수 있다.

4.2 복합체 모재의 세로탄성계수( $E_m$ )와 파이버의 세로탄성계수  $E_f$ 를 모를 경우

복합체의 모재의 세로 탄성 계수  $E_m$ 과 화이버의 세로 탄성계수  $E_f$ 를 모르는 경우에는 우선 스트레인 게이지(strain gauge)로 화이버 방향의 시편의 세로 탄성계수  $E_L$ 과 포와송의 비  $\nu_{LT}$ 를 측정하고 응력 프린지치  $f_L$ 를 측정한다. 이렇게 측정된  $E_L$ 과  $f_L$ 를 식 (6.a)와 (10. a)에서  $E_m, E_f$ 를 구하고 식 (10.b), (10.c) 및 (11)에 대입하면  $E_T, E_{45}, f_L, f_T, f_{45}$ 를 구한다. 이것을 식 (6.d)에 대입하여  $G_{LT}$ 를 구한다. 그러면 직교 이방성체를 광탄성 실험으로 해석코져 할 때 필요한  $E_L, E_T, G_{LT}, \nu_{LT}$ 와 응력 프린지치  $f_L, f_T, f_{LT}$ 등을 얻을 수 있다. 그리고 이방성체의 평면 문제에 대한 변형률의 적합 조건식의 편미분 방정식의 특성 방정식은 식 (12)와 같다.

$$a_{11}\mu^4 - 2a_{16}\mu^3 + (2a_{12} + a_{66})\mu^2 - 2a_{26}\mu + a_{22} = 0 \quad (12)$$

이방성체의 주축과 좌표축이 일치하는 경우  $a_{16} = a_{26} = 0$ 가 된다. 이 경우의 식 (12)은 식 (13)로 변경된다.

$$a_{11}\mu^4 + (2a_{12} + a_{66})\mu^2 + a_{22} = 0 \quad (13)$$

직교 이방성체의 주축과 좌표축  $x, y$ 축이 일치하는 경우 탄성계수  $a_{ij}$ 는 식 (14)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\left. \begin{aligned} a_{11} &= \frac{1}{E_L}, & a_{12} &= \frac{\nu_{LT}}{E_L} = -\frac{\nu_{TL}}{E_T} \\ a_{22} &= \frac{1}{E_T}, & a_{66} &= \frac{1}{G_{LT}} \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

만약에 직교 이방성체의 주축, 즉 파이버 방향이 기준축  $x$ 에 대해  $\beta_1$ 만큼 경사진 경우에는 식 (13)는 다시 식 (15)으로 된다.

$$a_{11}'\mu^4 - 2a_{16}'\mu^3 + (2a_{12}' + a_{66}')\mu^2 - 2a_{26}'\mu + a_{22}' = 0 \quad (15)$$

이때  $a'_{ij}$ 는 식 (16)로 나타낼 수 있다.

$$a'_{11} = \frac{\ell^4}{E_L} + \frac{m^4}{E_T} + \ell^2 m^2 \left( \frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_{LT}}{E_L} \right) \quad (16.a)$$

$$a'_{12} = \left( \frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} + \frac{2\nu_{LT}}{E_L} - \frac{1}{G_{LT}} \right) \ell^2 m^2 - \frac{\nu_{LT}}{E_L} \quad (16.b)$$

$$a'_{22} = \frac{m^4}{E_L} + \frac{\ell^4}{E_T} + \ell^2 m^2 \left( \frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_{LT}}{E_L} \right) \quad (16.c)$$

$$a'_{16} = - \left[ 2 \left( \frac{m^2}{E_T} - \frac{\ell^2}{E_L} \right) + \left( \frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_{LT}}{E_L} \right) (\ell^2 - m^2) \right] \ell m \quad (16.d)$$

$$a'_{26} = - \left[ 2 \left( \frac{\ell^2}{E_T} - \frac{m^2}{E_L} \right) - \left( \frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_{LT}}{E_L} \right) (\ell^2 - m^2) \right] \ell m \quad (16.e)$$

$$a'_{66} = 5 \left( \frac{1}{E_T} + \frac{1}{E_L} - \frac{2\nu_{LT}}{E_L} - \frac{1}{G_{LT}} \right) \ell^2 m^2 + \frac{1}{G_{LT}} \quad (16.f)$$

이때  $l = \cos \beta_1$ ,  $m = \sin \beta_1$ 이다.

식 (13), (14), (15), (16) 등에서 알 수 있듯이 직교 이방성체는 기본 물성치  $E_L, E_T, G_{LT}, \nu_{LT}$ 만 알면 식 (13), (15)의 특성근  $\mu_j$ 를 알 수 있다. 이  $\mu_j$ 는 직교이방성체의 관점에서 해석하고자 할 때 반드시 필요한 것이다. 그러므로 특히  $E_L, E_T, G_{LT}, \nu_{LT}$ 등을 직교 이방성체의 기본물성치라 한다. 그리고 식 (16)에 식 (6)을 대입하면 식 (17)이 얻어진다.

$$a'_{11} = \frac{f_m}{E_m \cdot V_m} \left( \frac{\ell^4}{f_L} + \frac{m^4}{f_T} \right) + \frac{f_m}{V_m} \left( \frac{1}{G_{mLT}} - \frac{2\nu_{LT}}{E_m f_L} \right) \ell^2 m^2 \quad (17.a)$$

$$a'_{12} = \frac{f_m}{E_m \cdot V_m} \left( \frac{1}{f_L} + \frac{1}{f_T} + \frac{2\nu_{LT}}{f_L} \right) \ell^2 m^2 - \frac{f_m}{V_m} \left( \frac{\ell^2 m^2}{G_{mLT}} + \frac{\nu_{LT}}{E_m f_L} \right) \quad (17.b)$$

$$a'_{22} = \frac{f_m}{E_m \cdot V_m} \left( \frac{m^4}{f_L} + \frac{\ell^4}{f_T} \right) + \frac{f_m}{V_m}$$

$$\left(\frac{1}{G_m f_{LT}} - \frac{2\nu_{LT}}{E_m f_L}\right) \ell^2 m^2 \quad (17.c)$$

$$a'_{16} = -\left[\frac{2f_m}{E_m \cdot V_m} \left(\frac{m^2}{f_r} - \frac{\ell^2}{f_L}\right) + \frac{f_m}{V_m}\right]$$

$$\left(\frac{1}{G_m f_{LT}} - \frac{2\nu_{LT}}{E_m f_L}\right) (\ell^2 - m^2) \ell m \quad (17.d)$$

$$a'_{26} = -\left[\frac{2f_m}{E_m \cdot V_m} \left(\frac{\ell^2}{f_r} - \frac{m^2}{f_L}\right) - \frac{f_m}{V_m} \left(\frac{1}{G_m f_{LT}} - \frac{2\nu_{LT}}{E_m f_L}\right) (\ell^2 - m^2)\right] \ell m \quad (17.e)$$

$$a'_{66} = \frac{4f_m}{E_m V_m} \left(\frac{1}{f_r} + \frac{1}{f_L} + \frac{2\nu_{LT}}{f_L}\right) \ell^2 m^2 - \frac{f_m}{G_m V_m} \left(\frac{\ell^2 m^2}{f_{LT}} - \frac{1}{f_{LT}}\right) \quad (17.f)$$

식 (17)는 탄성계수  $a'_{ij}$ 를 모재의 물성치와 응력 프린지치의 관계식으로 나타낸 식이다. 그러므로 앞에서 설명한 응력 프린지치로서 물성치를 구할 수 있는 2가지 방법 중에 하나를 사용하여 탄성계수  $a'_{ij}$ 의 모든값을 식 (17)로 구할 수 있다. 그리고 파이버 방향에 대한 하중방향이  $\alpha$ 인 물성치  $E_a, G_a, \nu_a$ 는 식 (18), (19), (20) 등으로 나타낼 수 있다. 이때  $1/E_a, \frac{1}{(G_{LT})_a}$ 은 식 (16)의  $a_{11}$ 과  $a_{66}$ 에 해당된다.

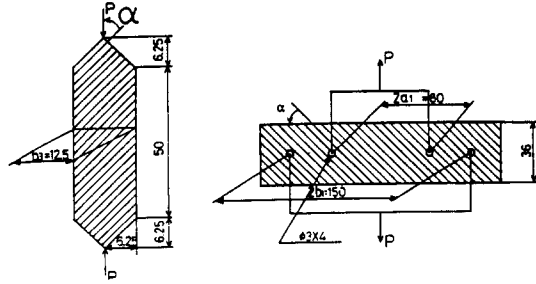
$$\frac{1}{E_a} = \frac{\ell^4}{E_L} + \frac{m^4}{E_T} + \ell^2 m^2 \left(\frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_{LT}}{E_L}\right) \quad (18)$$

$$\frac{1}{(G_{LT})_a} = 4\left(\frac{1}{E_T} + \frac{1}{E_L} + \frac{2\nu_{LT}}{E_L} - \frac{1}{G_{LT}}\right) \ell^2 m^2 + \frac{1}{G_{LT}} \quad (19)$$

$$\nu_a = \frac{\frac{\nu_{LT}}{E_L} (1 + \tan^4 \alpha) + \left(\frac{1}{G_{LT}} - \frac{1}{E_L} - \frac{1}{E_T}\right) \tan^2 \alpha}{\frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} \tan^4 \alpha + \left(\frac{1}{G_{LT}} - \frac{2\nu_{LT}}{E_L}\right) \tan^2 \alpha} \quad (20)$$

식 (18), (19), (20)에 식 (6)을 대입하면  $E_a, (G_{LT})_a$  및  $\nu_a$ 들은 물성치와 응력 프린지치의 관계식으로 나타낼 수 있고, 식 (21), (22), (23) 등이 얻어진다.

$$\frac{1}{E_a} = \frac{f_m}{E_m \cdot V_m} \left(\frac{\ell^2}{f_L} + \frac{m^4}{f_r} + \frac{f_m}{V_m}\right) \left(\frac{1}{G_m \cdot f_{LT}} - \frac{2\nu_{LT}}{E_m \cdot f_L}\right) \ell^2 m^2 \quad (21)$$



(a) 다이아몬드형 시편 (b) 순수 굽힘 모멘트

그림 10 응력 프린지치 측정용 시편

$$\frac{1}{G_a} = \frac{4f_m}{E_m \cdot V_m} \left(\frac{1}{f_r} + \frac{1}{f_L} + \frac{2\nu_{LT}}{f_L}\right) \ell^2 m^2 - \frac{f_m}{G_m \cdot V_m} \left(\frac{4\ell^2 m^2}{f_{LT}} - \frac{1}{f_{LT}}\right) \quad (22)$$

$$\nu_a = \frac{\left[\frac{\nu_{LT}}{E_m f_L} (1 + \tan^4 \alpha) + (1/G_m - 1/E_m f_L - 1/E_m f_r) \tan^4 \alpha\right]}{\left[\frac{1}{E_m} \left(\frac{1}{f_L} + \frac{1}{f_r} \tan^4 \alpha\right) + \left(1/G_m f_{LT} - \frac{2\nu_{LT}}{E_m f_L}\right) \tan^2 \alpha\right]} \quad (23)$$

식 (21), (22), (23)에서 알 수 있듯이 모재의 물성치와 응력 프린지치 및 복합체의 응력 프린지치만 알면 물성치  $E_a, (G_{LT})_a, \nu_a$  등을 구할 수 있다. 그리고  $E_a$ 는 방정식 (6.c)에 (7)을 대입하여 얻은 식 (24)에서도 구할 수 있다.

$$E_a = \frac{E_m \cdot V_m f_L}{f_m} \left[ \left(\cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha \frac{f_L}{f_r}\right)^2 + \left(\frac{f_L}{f_{LT}}\right)^2 \sin^2 2\alpha \right]^{-1/2} \quad (24)$$

그리고 응력 프린지치  $f_L, f_r, f_{45}$  등을 측정하기 위해 그림 10과 같은 CD(compressed Diamond)시편을,  $f_{LT}, f_{(LT)}\alpha$  등을 측정하기 위해서는 그림 11과 같은 ACD(arcon circular disk)와 HIST(hawong iosipescu shear test)시편을 사용하였다.

표 5는 스트레인 게이지(strain gage)로부터 직접 측정된  $E_a$ , 식(18)로부터 얻은  $E_a$ 와 직접 측정한 응력 프린지치를 식 (6)에 대입하여 얻은  $E_a$ 등을 나타내고 또한 식 (7)로부터 얻은 응력 프린지치  $f_a$ 와 CD시편으로부터 얻은

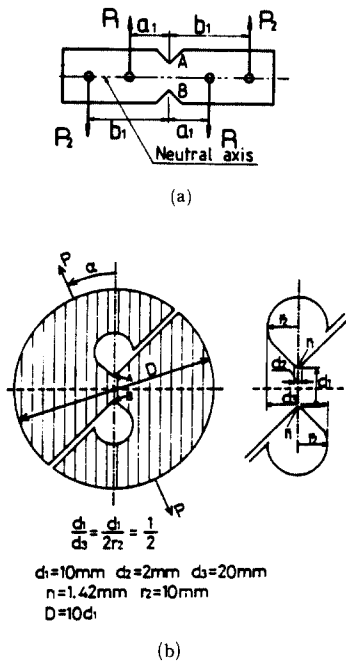


그림 11 응력 프린지치  $f_{LT}$ 와  $G_{LT}$  측정용 시편

표 5 탄성계수와 응력프린지치 측정

$\alpha, E_f / V_f (\%)$	$\alpha$	스트레인게이지에서 측정된 $E_a$	식(10)에서 얻은 $E_a$	C.D.에서 측정된 $f_a$	C.D.의 응력 프린지치에서 얻은 $f_a$	방정식(1)에서 구한 $f_a$ (kPa-m)	$E_a$ MPa
1.34	0°	4870.6	4870.6	13.0928	4870.6	13.0928	72695.42
1.34	45°	4018	4008.2	10.78	4010.16	10.785	
1.34	90°	4091.5	4045.44	11.172	4155.2	10.878	3949.4
6.545	0°	8437.8	8437.8	26.117	8437.8	26.117	77146.58
6.545	45°	3963.12	3939.6	11.76	3799.446	12.1912	
6.545	90°	3976.84	4084.64	12.201	3941.56	12.4332	3626
14.1	0°	11760	11760	39.2	11760	39.2	61536.32
14.1	45°	4327.68	4361	13.9652	4196.56	14.576	
14.1	90°	4694.2	4700.08	15.2684	4590.52	15.582	3655.4

탄성계수 :  $E_a$  (MPa),  $V_f$  : 복합체의 فاي버 체적비율  
 응력프린지치 (S.F.V.) :  $f_a$  (kPa-m)

$f_a$  등을 나타내고 있다. 표 5에서 알 수 있듯이 응력 프린지치를 식 (6)에 대입하여 얻은  $E_a$ 와 식 (18)로 부터 얻은  $E_a$ 는 스트레인 게이지로부터 직접 측정된  $E_a$ 와 잘 일치하고 있음을 알 수 있고 또 식 (7)로부터 얻은 응력 프린지치  $f_a$ 와 CD시편으로부터 직접 측정된  $f_a$ 도 잘 일치함을 알 수 있다.

그림 12, 13는  $V_f$ 가 6.5%인 경우  $E_a, G_a, f_a$  ( $f_{LT}$ )  $\alpha$ 의 실험치와 이론치를 물리적 등경선 (physical isolinic)  $\alpha$ 에 대해 나타낸 것이다.

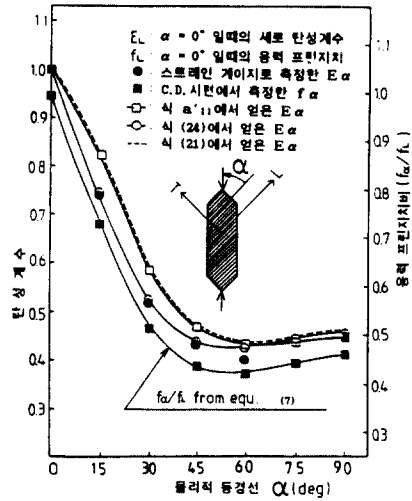


그림 12 물리적 등경선에 대한 세로 탄성계수와 응력 프린지치 변화 ( $V_f=6.5\%$ )

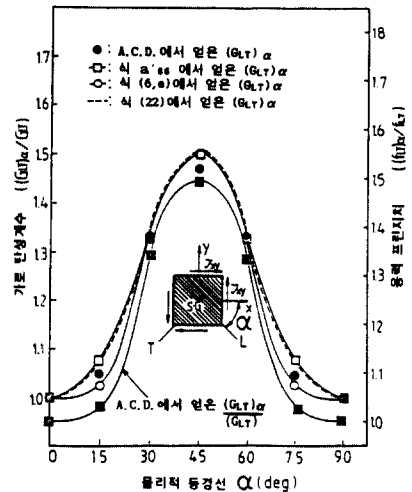


그림 13 물리적 등경선에 대한 횡탄성계수와 응력프린지치 변화 ( $V_f=6.5\%$ )

그림 11은 فاي버 방향에 대한 하중방향의 변화에 따른  $E_a, f_a$ 를 구하여  $E_L$ 와  $f_L$ 로 각각 나누는 것인데 식 (18), (21), (24)에서 얻은 것과 스트레인 게이지로 직접 측정된  $E_a/E_L$ , 또 CD시편으로 직접 측정된  $f_a/f_L$ 와 식 (7)로부터  $f_a/f_L$  등을 각각 나타내고 있다. 스트레인

게이지로 직접 측정된  $E_L, E_T, G_{LT}, \nu_{LT}$  등을 식 (18)에 대입하여 얻은  $E_a$  값과 직접 측정된 응력 프린지치를 식 (21)에 대입하여 얻은  $E_a$ 의 값은 거의 일치하고 있음을 알 수 있다. 그러나 식(18), (21)은 식 (24)와는 약간의 오차 ( $\alpha=30^\circ$ 에서 11%)가 있고 스트레인 게이지로 직접 측정된  $E_a$ 는 식 (24)와 일치하고 있다. 식 (6.c)의  $f_a$ 와  $E_a$ 는 비례해야 하는 것처럼 스트레인 게이지로 직접 측정된  $E_a$ 와 CD시편으로 직접 측정된  $f_a$ 는 완전히 비례하고 있음을 알 수 있다. 그러므로 응력 프린지치로 물성치를 구하는 것이 타당하다는 것을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서 유도한 물성치와 응력 프린지치의 관계 식 (21)과 (24)을 사용하여  $E_a$ 를 구할 수 있고 식 (24)는 실제로 직접 측정된  $E_a$ 와 더욱 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

그림 13는 화이버 방향에 대한 하중방향이 이루는 각도  $\alpha$ 에 대한  $(G_{LT})_a/G_{LT}$ 와  $(f_{LT})_a/f_{LT}$ 를 나타낸 것이다. 그리고  $(G_{LT})_a/G_{LT}$ 은 식 (6.e), (19), (22)에서 구한  $(G_{LT})_a$ 는 ACD 시편으로 직접 측정된  $(G_{LT})_a$ 와 오차는  $\alpha$ 가  $30^\circ \sim 60^\circ$  사이에서는 거의 일치하고  $\alpha$ 가  $0^\circ \sim 30^\circ$  사이에서 식 (19), (22)는 식(6.e)와 약 10%의 오차가 있다. 그러나 실제로 식 (6.e), (19), (22)는 실험치와의 오차는 5% 미만이다. 따라서 본 연구에서는 유도한 물성치와 응력 프린지치와의 관계식인 식 (6.e)와 (22)을 이용하여  $(G_{LT})_a$ 를 구할 수 있다. 또한 식 (6.e)로부터 얻은  $(G_{LT})_a$ 와 식 (22)으로부터 얻은  $(G_{LT})_a$ 는 잘 일치하므로 식 (6.e)에 식 (22)을 대입하여 얻은 식 (9)로부터  $(f_{LT})_a$ 를 구할 수 있다는 것을 알 수 있다.

**5. 미래 광탄성 실험 발전 방향과 응용분야**

지금까지 연구한 투과형 광탄성 실험의 발전 및 연구되어온 범위는 그림 14와 같다.

그리고 아직 더 연구되고 발전되어야 할 분야는 복합체용 Dynamic 광탄성 실험법(투과형

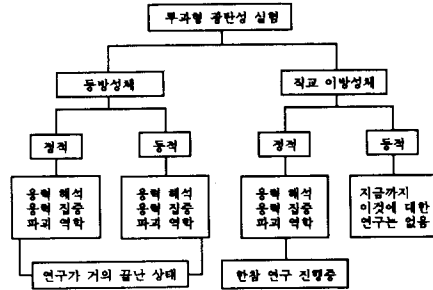
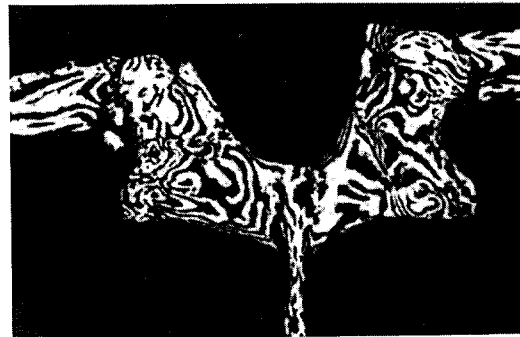


그림 14 투과형 광탄성 실험의 현 연구 상태



(a) 하악골의 등색선 무늬



(b) 추골의 후관절 돌기의 등색선 무늬

그림 15 하악골과 추골의 후관절 돌기의 등색선 무늬

과 반사형)이다. 그리고 생체역학(biomechanics), 토목 및 건축 분야에서도 투과형 이방성 광탄성 실험법이 더욱더 유효하게 사용될 수 있다.

특히 생체역학 분야의 정형외과, 치과대학의 보철과 및 교정과 등의 응력 해석에는 광탄성

실험이 아주 유용하게 사용되고 있다.

그림 15의 (a)은 손상을 받지 않고 발거된 하악 좌측 견치, 제 2 소구치와 제 2 대구치에서 견치와 제 2 소구치에는 부분 주조관을, 제 2 대구치에는 전부 주조관을 위한 지대치 형성을 하고, 형성을 할 때 고정성 연결 장치(rigid connector)로 연결하고 제 2대구치의 교합면에 집중하중을 가할때 견치, 제2소구치 그리고 제 2 대구치에 발생하는 응력들을 등색선 무늬로 나타낸 것이다<sup>(122)</sup>. 이 연구에 의하면 이러한 조건에서 비고정성 연결장 치가 고정성 연결 장치 보다도 유효하다는 것이 일반적인 의학적인 관점이고 그리고 연구되고 주장되었다<sup>(123)</sup>. 그러나 이 광탄성 실험에 의하면 고정성 연결 장치가 비고정 연결 장치 보다 유효하다는 것이 확인 되었고 또 최근에는 이러한 주장의 연구 논무도 있다<sup>(124)</sup>. 그림 28의 (b)은 척추 분리증(spondylolysis)고 응력 분포와의 관계를 규명하기 위하여 척추 모델에 표준(erect posture), 굴곡(flexed posture) 그리고 신전(extended posture) 상태의 하중조건에서 그 모델의 응력을 동결 시키고 광탄성 실험 장치를 사용하여 얻은 등색선 사진중 하나이다.

이 등색선은 신전시(extended posture), L5(lumbar 5)의 추돌기 부분에 발생하는 응력 분포를 나타내는 것이다. 그리고 이 실험에 의하면 척추 분리증(spondylolysis)이 일어나는 추골 후반부가 일반적으로 고응력 상태이고 또 특정한 운동에 관계없이 생체에서 척추 분리가 발생하는 위치인 L5의 협부는 다른 부위 보다도 고응력 상태이다는 것이 확인되었다<sup>(125)</sup>.

위와 같이 두가지 예에서 알 수 있듯이 실험을 할 수 없는 생체 부분의 응력 상태를 알고져 할 때는 광탄성 실험법이 유용하게 사용될 수 있다는 것을 알 수 있다. 더욱이 생체는 일반적으로 아주 이상적인 복합체이므로 생체에 가까운 광탄성 실험모델 재료를 개발하여 사용한 광탄성 실험은 생체의 응력 분포를 연구 하는데 더욱더 유용하게 사용될 수 있다.

그리고 이러한 분야에는 정적인 이방성 광탄성 실험법이 거의 이용되지 않고 있고 더욱이 동적인 상태에는 이용된 적이 없으므로 앞으로 이러한 분야에도 이방성 광탄성 실험법이 유용하게 사용될 수 있으리라 생각한다. 그리고 파괴역학 분야에 광탄성 실험법이 사용될 수 있는 분야를 나열하면 아래와 같다.

- (1) 광탄성 실험법에 의한 경계면에 크랙을 가진 이중재(bimaterial)의 응력해석
- (2) 광탄성 실험법에 의한 접착 부분의 접착 부분의 응력해석
- (3) 광탄성 실험법에 의한 표면크랙(surface crack)을 가진 판의 응력해석
- (4) 크랙을 가진 Croww-ply Strip용 광탄성 실험법
- (5) 短 파이버 복합체(several short glass fiber composite)용 광탄성 실험법
- (6) 크랙을 가진 matrix composite laminate용 광탄성 실험법
- (7) 부식크랙(corrosion crack)용 광탄성 실험법
- (8) 이방성 손상(anisotropic damage)을 가진 구조물용 광탄성 실험법
- (9) 인터라미나 파단(Interlaminar Fracture)의 모우드-II (Mode-II)용 광탄성 실험법
- (10) 입자복합체용(particulate composite)의 광탄성 실험법

## 6. 맺 음 말

복합체 구조물을 광탄성 실험법으로 응력해석 하고져 할때는 반드시 아래의 사항이 연구 되어야 한다.

- (1) 복합체 구조물의 이방성 성질과 상사되는 광탄성 재료가 개발 되어야 한다.
- (2) 광탄성 재료의 기본 물성치( $E_L, E_T, G_{LT}, \nu_{LT}$ )와 응력 프린지치( $f_L, f_T, f_{LT}$ ) 등이 측정 되어야 한다.
- (3) 복합체 구조물의 응력 해석을 할 수 있는 광탄성 실험의 실험 방법이 개발되어야 한



다.

이론적으로 규명하기 힘들고 역학적으로 논란되고 있거나 인명에 관계되는 기계나 구조물 등을 이론적으로 해결하였으나 실험적으로 확인하려고 할 때 광탄성 실험법은 확인 실험법으로써 매우 유용한 방법이므로 아래와 같이 요구 된다. 광탄성 실험법이 앞에서 나열된 것처럼 파괴 역학의 여러분야에도 유용하게 이용될 뿐만 아니라 의학 분야에도 매우 유용하게

이용되고 있다. 의학, 토목 및 건축 등을 전공하시는 분들과 공동연구를 할 수 있고 그 어느 누구도 이 실험을 쉽게 이해할 수 있으므로 파괴 역학을 전공하시는 분 현장에서 설계를 하시는 분, 수치해석으로 응력해석을 하시는 분, 그리고 생체역학을 연구하는 분들도 광탄성 실험법을 함께 연구 하시기를 기대합니다(참고문헌은 생략함).



## 제 1 차 ECO World '92 국제 학술대회

주관 : ASME

일시 : 1992년 6월 14일~17일

장소 : 미국 Washing ton, D.C.

일정 : 논문 초록 마감 : 1991년 10월 1일

전시회 참가 신청 : 1991년 10월 24일

주제 : Site Remediation and Clean Up

Local Authorities and the Environment

Food and the Environment

Industrial Production and the Environment

Transportation and the Environment

Technology, Society and the Environment

연락처 : 한국과학기술원 기계공학과 이종원 교수(국제협력 담당이사) 문의 바람.

전화 (02)966-1931 3616 또는

Michele Voso Pirector, Exhibits, ASME 345 East 47th street New York,  
NY 10017 U.S.A.