

투과형 광탄성 실험법에 의한 지능성 FRP의 파괴지연 효과에 관한 연구

이효재* · 황재석** · Akira Shimamoto***
(1998년 10월 9일 접수)

A Study on the Effect of Fracture Delay of Intelligent FRP by Transparent Photoelastic Experimental Method

Hyo Jae Lee, Jai Sug Hawong and Akira Shimamoto

Key Words: Shape Memory Alloy(형상기억합금), Prestrain(초기변형률), Stress Intensity Factor(응력확대계수), Fracture Delay(파괴지연), Ti₅₀-Ni₅₀ Shape Memory Alloy Fiber Epoxy Composite (Ti₅₀-Ni₅₀ SMA-FEC), Fiber Volume Ratio(파이버 체적비율), Hybrid Method(하이브리드 법)

Abstract

The most effective material in the shape memory alloy(SMA) is the TiNi alloy, because its shape recovery characteristics are very excellent. We molded the composite material with shape memory function. The fiber of it is Ti₅₀-Ni₅₀ shape memory alloy and matrix of it is epoxy resin(Araldite B41, Hardner HT903, Ciba Geigy), its adhesive and optical sensitivity are very excellent. It was assured that the composite material could be used as model material of photoelastic experiment for intelligent materials or structures. In this research, the composite material with shape memory function is used as model material of photoelastic experiment. Photoelastic experimental hybrid method is developed in this research, it is assured that it is useful on the obtaining stress intensity factor and the separation of stress components from only isochromatic data. The measuring method of stress intensity factor of intelligent material by photoelastic experiment is introduced. In the mode I state, we can know that stress intensity factors are decreased more than 50% of stress intensity factor of room temperature when temperature of fiber is greater than 40°C, prestrain greater than 5% and fiber volume ratio greater than 0.42% and that stress intensity factors are decreased by 100% when fiber volume ratio is greater than 0.84%, prestrain greater than 5% and temperature greater than 60°C.

1. 서론

Ti₅₀-Ni₅₀ 형상기억합금은 우수한 형상회복특성을 갖는 재료로 알려져 있다.⁽¹⁾ Ti₅₀-Ni₅₀ 형상기억합금은 상온의 마텐사이트 조직에서 변형(초기변

형률)을 가하면 잔류변형이 발생하게 되고, 이 잔류변형은 형상기억합금에 열을 가함으로써 원래의 형상을 회복하는 형상기억효과를 가지고 있다. 이러한 형상기억합금의 회복특성은 형상기억합금을 이용한 복합재료에서도 완전하게 그 특성을 나타내는 것으로 알려져 있다.

사용중인 구조물이나 재료의 파괴는 국부적인 영역에서 발생한 균열과 같은 결함의 성장에 의해서 전체적인 파괴가 발생한다. 형상기억합금의 회복특성을 이용해서 재료나 구조물에 발생한 균열의 성장을 지연시키거나 집중된 응력을 완화시

* 회원, 영남대학교 대학원

** 회원, 영남대학교 기계공학부

*** Saitama Institute of Technology, Japan

킨다면 구조물과 재료의 수명을 연장시킬 수 있게 된다.

Umezaki,⁽²⁾ Shimamoto⁽³⁾ 등은 광탄성 실험법을 이용하여 하나의 외부균열(single edge crack)을 가진 형상기억합금 복합체의 응력완화에 관하여 연구하였으며, 복합체의 온도를 증가시키에 따라서 균열선단에서의 집중된 응력이 감소됨을 확인하였다. 그러나 이들 연구자의 실험결과는 온도변화에 따른 재료의 물성변화와 응력프린지치의 변화를 고려하지 않았으며, 연구의 해석방법에 있어서 형상기억합금 복합체를 등방성체로 간주하여 해석하였다. 그러므로 본 연구에서는 형상기억특성을 잘 나타내는 Ti₅₀-Ni₅₀ 형상기억합금 와이어를 복합재료의 파이버로 사용하고, 우수한 접착성과 광탄성 성질을 갖는 에폭시(Araldite B41, Ciba Geigy)를 모재로 사용하여 성형한 Ti₅₀-Ni₅₀ 형상기억합금 복합체를⁽⁴⁾ 광탄성 실험의 모델재료로 사용하고 온도에 따른 물성치와 응력프린지치를 사용하여 파괴지연 효과에 미치는 인자(온도변화, 파이버 체적비율, 초기변형률 등)들과 파괴지연 효과에 관하여 연구하였다.

2. 기초이론

이방성체의 Airy 응력함수로 표현한 각 응력성분들은 식 (1)과 같다.⁽⁵⁾

$$\begin{aligned} \sigma_x &= 2Re[s_1^2\phi'(z_1) + s_2^2\psi'(z_2)] \\ \sigma_y &= 2Re[\phi'(z_1) + \psi'(z_2)] \\ \tau_{xy} &= -2Re[s_1\phi'(z_1) + s_2\psi'(z_2)] \end{aligned} \quad (1)$$

균열 주위에서의 해석적인 연속성과 균열상에서의 자유-표면력 조건을 만족하는 두 응력함수 $\phi(z_1)$ 과 $\psi(z_2)$ 를 가정하면 식 (2), (3)과 같은 멱급수의 형태로 표현할 수 있다.^(6,7)

$$\phi(z_1) = \sum_{n=1}^N C_n z_1^{\frac{n}{2}} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \psi(z_2) &= -\{(-1)^n B \overline{\phi(z_2)} + C\phi(z_2)\} \\ &= -\sum_{n=1}^N \{(-1)^n \overline{C_n} B z_2^{\frac{n}{2}} + C_n C z_2^{\frac{n}{2}}\} \end{aligned} \quad (3)$$

여기서,

$$B = \frac{\overline{s_2 - s_1}}{s_2 - s_2}, \quad C = \frac{\overline{s_2 - s_1}}{s_2 - s_2} \quad \text{이며, 각 변수에}$$

서의 “-”은 공액(conjugate)을 뜻한다.

식 (2)와 (3)의 도함수를 식 (1)에 대입하여 정리하면 응력성분들은 식 (4)와 같이 얻어진다.

$$\begin{aligned} \sigma_x &= 2 \sum_{n=1}^N Re \left\{ \frac{n}{2} \left[s_1^2 z_1^{\frac{n}{2}-1} - s_2^2 C z_2^{\frac{n}{2}-1} \right] C_n \right. \\ &\quad \left. - \frac{n}{2} \left[s_2^2 (-1)^n B z_2^{\frac{n}{2}-1} \right] \overline{C_n} \right\} \\ \sigma_y &= 2 \sum_{n=1}^N Re \left\{ \frac{n}{2} \left[z_1^{\frac{n}{2}-1} - C z_2^{\frac{n}{2}-1} \right] C_n \right. \\ &\quad \left. - \frac{n}{2} \left[(-1)^n B z_2^{\frac{n}{2}-1} \right] \overline{C_n} \right\} \\ \tau_{xy} &= 2 \sum_{n=1}^N Re \left\{ \frac{n}{2} \left[s_1 z_1^{\frac{n}{2}-1} - s_2 C z_2^{\frac{n}{2}-1} \right] C_n \right. \\ &\quad \left. - \frac{n}{2} \left[s_2 (-1)^n B z_2^{\frac{n}{2}-1} \right] \overline{C_n} \right\} \end{aligned} \quad (4)$$

식 (4)에서 알 수 있듯이 z_1 과 z_2 는 위치가 결정되면 임의의 일정한 상수이고, s_1 과 s_2 는 이방성체의 특성식의 근이다. 그리고 B 와 C 는 s_1 과 s_2 의 함수이다. 그러므로 식 (4)는 단지 복소계수 C_n 만의 함수이다.

식 (4)를 이방성체의 광응력 법칙⁽⁸⁾에 적용하면 식 (5)를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} D(z_1, z_2, C_n) &= \left(\frac{N}{t} \right)^2 = \left(\frac{\sigma_x}{f_x} - \frac{\sigma_y}{f_y} \right)^2 + \left(\frac{2\tau_{xy}}{f_{xy}} \right)^2 \\ &= \left[2 \sum_{n=1}^N Re \{ [f(z_1, n) + g(z_2, n)] C_n + h(z_2, n) \overline{C_n} \} \right]^2 \\ &\quad + \left[4 \sum_{n=1}^N Re \{ [a(z_1, n) + p(z_2, n)] C_n + q(z_2, n) \overline{C_n} \} \right]^2 \end{aligned} \quad (5)$$

여기서

$$\begin{aligned} f(z_1, n) &= \frac{n}{2} \left(\frac{s_1^2}{f_x} - \frac{1}{f_y} \right) z_1^{\frac{n}{2}-1} \\ g(z_2, n) &= \frac{n}{2} C \left(\frac{1}{f_y} - \frac{s_2^2}{f_x} \right) z_2^{\frac{n}{2}-1} \\ h(z_2, n) &= (-1)^n \frac{n}{2} B \left(\frac{1}{f_y} - \frac{s_2^2}{f_x} \right) z_2^{\frac{n}{2}-1} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 o(z_1, n) &= \frac{n}{2} \frac{s_1}{f_{xy}} z_1^{\frac{n}{2}-1} \\
 p(z_2, n) &= -\frac{n}{2} C \frac{s_2}{f_{xy}} z_2^{\frac{n}{2}-1} \\
 q(z_2, n) &= -\frac{n}{2} (-1)^n B \frac{s_2}{f_{xy}} z_2^{\frac{n}{2}-1}
 \end{aligned}$$

식 (5)는 이방성체의 균열에 대한 광응력 법칙이다.

f_x, f_y 는 각 온도에서 이방성 모델 재료의 x방향, y방향의 응력프린지치이고 f_{xy} 는 그 재료의 횡방향 응력프린지치이다. 그리고 N은 등색선 무늬차수이다. 식 (5)를 직교이방성체에 적용하기 위해서는 f_x, f_y, f_{xy} 대신에 f_{LL}, f_{TT}, f_{LT} 를 사용해야 한다. 왜냐하면 재료의 주축과 기준축이 일치하기 때문이다. f_{LL}, f_{TT} 는 각각 직교 이방성 광탄성 모델 재료의 파이버 방향, 파이버의 수직 방향의 응력프린지치이고 f_{LT} 는 그 재료의 횡방향 응력프린지치이다.

식 (5)에 광탄성 실험의 비선형 최소자승법⁽⁹⁾을 적용하면 복소계수 C_n 을 구할 수 있다. 이렇게 구한 C_n 을 이용하여 그래픽한 등색선무늬와 실제의 광탄성 등색선 무늬와 비교하여 두 무늬가 거의 일치하면 C_n 을 결정한다. 이렇게 결정된 C_n 을 식 (4)에 대입하면 응력성분들을 구할 수 있다.

이와 같이 광탄성 실험의 데이터를 이용하여 응력함수도 구하고 응력성분도 분리할 수 있다. 그리고 응력확대계수도 구할 수 있다. 그래서 본 연구에서는 이와 같은 방법을 형상기억합금 복합체용 투과형 광탄성 실험의 하이브리드 법이라 한다.

3. 실험 및 실험방법

3.1 시편 주형법, 온도 조절법 그리고 하중방법
 형상기억효과를 가진 광탄성 실험의 모델재료를 주형하기 위해서는 광탄성 성질을 가지는 재료를 모재로 사용하고, 형상기억효과를 가진 와이어를 파이버로 사용하여야 한다. 그래서 본 연구에서는 광탄성 성질을 갖는 에폭시 수지(Araldite와 경화제가 중량비 10:3으로 혼합된 수지)를 모재로 사용하고 파이버로서 형상기억합금

으로 현장에 가장 많이 사용되고 있는 Ti₅₀-Ni₅₀ 형상기억합금 와이어(wire)를 파이버로 사용하였다.

본 연구에 사용된 형상기억합금 파이버는 40℃에서 1시간 동안 냉간 가공한 Ti₅₀-Ni₅₀의 합금이고 이 합금의 M_f (Martensitic Finishing Temp.)는 35℃, M_s (Martensitic Starting Temp.)는 40℃, A_s (Austenite Starting Temp.)는 50℃, A_f (Austenite Finishing Temp.)는 54℃이다.

에폭시 수지와 Ti₅₀-Ni₅₀ 형상기억합금 파이버로 만들어진 복합체를 Ti₅₀-Ni₅₀ SMA Fiber Epoxy Composites(Ti₅₀-Ni₅₀ SMA-FEC)⁽²⁾라 칭하고, 사용된 형상기억합금 파이버의 직경은 0.4mm이고, 복합체의 파이버 피치(Pitch)는 2mm와 4mm이다. 각 피치에 대한 파이버 체적비율은 각각 0.42%와 0.84%이다. 그리고 형상기억합금 파이버에 저자들이 고안한 초기변형률을 가할 수 있는 장치⁽⁴⁾를 이용하여 초기변형률을 가하였다.

Fig. 1은 성형된 형상기억합금 복합체이다. Ti₅₀-Ni₅₀의 회복가능한 초기변형률은 10% 이내로 알려져있지만 본 연구에서 초기변형률을 5%까지로 제한한 것은 사용된 Ti₅₀-Ni₅₀ 형상기억합금의 100% 회복가능한 초기변형률이 6%이내이기 때문이다.⁽¹⁾ 그리고 복합체의 온도에 대한 변태특성, 물성치 및 응력프린지치 등을 측정하기 위하여 본 연구자들이 고안한 통전장치와 하중장치⁽⁴⁾를 사용하였다. 직교이방성체의 평면문제에 있어서는 기본 물성치인 $E_{LL}, E_{TT}, G_{LT}, \nu_{LT}$ 와 본 응력프린지치인 f_{LL}, f_{TT}, f_{LT} 만이 필요하다. 각 하중과 각 온도에 대한 변형률은 Fig. 2와 같이 시험편의 중앙에 접착된 스트레인 게이지로서 측정되었고 등색선 무늬차수는 각 하중과 각 온도에서 측정되었다.⁽⁴⁾

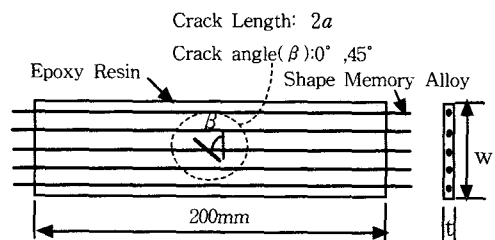


Fig. 1 Configuration of specimen.(Ti₅₀-Ni₅₀ SMA Fiber Epoxy Composite)

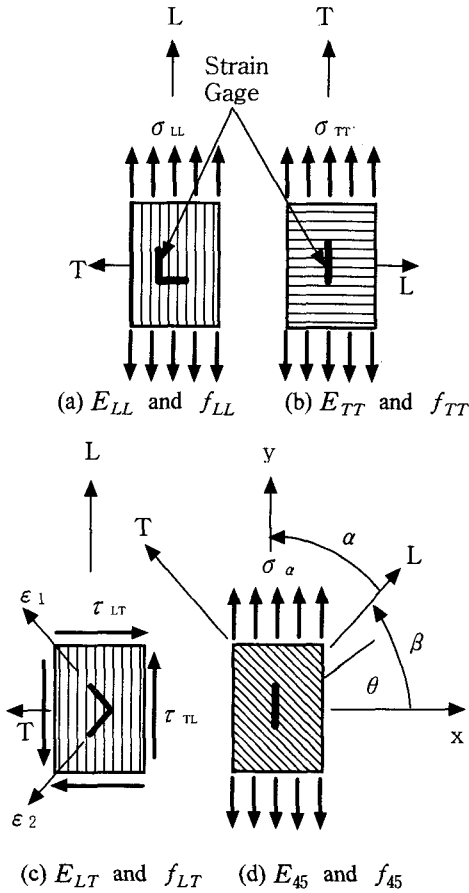


Fig. 2 Specimen for the measurement of physical properties and stress fringe values.

3.2 Ti₅₀-Ni₅₀ SMA-FEC의 파괴지연 실험 및 실험방법

Ti₅₀-Ni₅₀ SMA-FEC의 파괴지연 시험편으로 사용된 Ti₅₀-Ni₅₀ SMA-FEC 시험편의 형상은 Fig. 1과 같고 실험에 사용된 투과형 광탄성 실험장치는 Fig. 3과 같다. 시험편 중앙의 크랙은 시험편의 성형시에 폭 10mm, 두께 0.01mm이하의 테프론을 삽입하여 만들어졌다. 그러나 Ti₅₀-Ni₅₀의 형상기억합금 파이버는 연결되어 있다.

제작된 Ti₅₀-Ni₅₀ SMA-FEC 시험편의 파괴지연 효과를 관찰하기 위해서 시험편을 하중장치⁽⁴⁾에 장착한 후 일정응력을 가하고, 통전장치⁽⁴⁾를 이용하여 Ti₅₀-Ni₅₀ 형상기억합금 파이버에 열을 가하였다. Ti₅₀-Ni₅₀ SMA-FEC는 온도변화에 의해서 회복응력(회복변형률)이 발생하고, 이 회복응력은 균열선단의 집중된 응력을 감소시키는 효과를 나

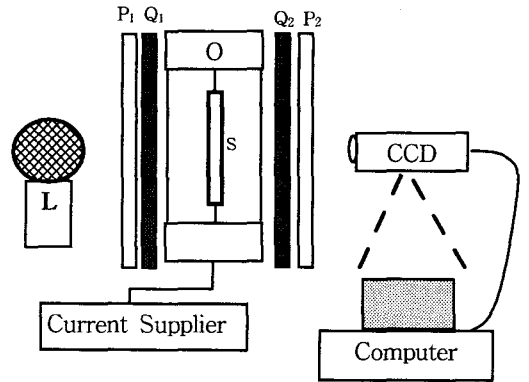


Fig. 3 Schematic of the experiment system.
L: Light Source, P₁: Polarizer, Q_{1,2}: Quarter-wave Plate, S: Specimen, P₂: Analyzer, O: Loading Device

Fig. 3 Schematic of the experiment system.

타낸다. 균열선단에서의 광탄성 무늬차수를 Fig. 3과 같은 방법으로 CCD 카메라를 이용하여 촬영하였다. 응력확대계수는 촬영된 광탄성 무늬를 이용하여 광탄성 실험의 하이브리드 법을 적용하여 구하였다.

Ti₅₀-Ni₅₀ SMA-FEC의 균열에 대한 광탄성 실험의 하이브리드 법의 적용과정을 요약하면 다음과 같다.

- ① 광탄성 실험에 필요한 재료의 각 온도에 대한 물성치($\nu_{LT}, E_{LL}, E_{TT}, G_{LT}$) 및 응력프린치치(f_{LL}, f_{TT}, f_{LT}) 등을 측정한다.
- ② 광탄성 실험을 행하고, 동시에 CCD-카메라로 등색선 무늬를 컴퓨터에 저장한다.
- ③ 기록된 등색선 무늬 데이터로부터 0.5배 차수와 정수배 차수에서 정확한 데이터를 60여개 정도 취한다.
- ④ 이렇게 구한 데이터를 이용하여 광탄성 실험의 비선형 최소자승법의 수치해석을 통해서 복소계수 C_n 을 구한다.
- ⑤ 복소계수의 고차항의 수(n)를 다양하게 변화시키면서 하이브리드 법으로 그래픽한 등색선 무늬와 실제의 광탄성 무늬를 비교하여 적절한 n값을 찾는다. 그렇지 못할 경우에 등색선 무늬의 데이터를 보충하여 등색선 무늬가 일치할 때까지 반복한다.
- ⑥ 두 무늬형태가 일치하면, 이 때의 계수들을 이용하여 지배 응력함수를 구하고, 응력확대계수 값을 구한다.

Table 1 Stress fringe values and physical properties.

V_f	T	E_{LL} (GPa)	E_{TT} (GPa)	G_{LT} (GPa)	f_{LL} (kN/m)	f_{TT} (kN/m)	f_{LT} (kN/m)	ν_{LT}
0.42%	20	2.44	2.29	1.56	15.15	14.24	13.44	0.36
	40	2.35	2.22	1.42	13.42	12.52	13.25	0.35
	60	2.17	1.79	1.08	12.97	11.87	12.58	0.37
	80	1.92	1.28	0.87	12.35	10.11	11.98	0.35
0.84%	20	2.62	2.48	1.67	15.62	14.26	13.45	0.36
	40	2.49	2.26	1.60	13.73	13.94	13.39	0.35
	60	2.26	2.11	1.55	13.12	11.92	12.58	0.36
	80	2.10	1.87	1.25	12.55	11.00	11.33	0.36

V_f : Fiber Volume Ratio, T : Temperature(°C)

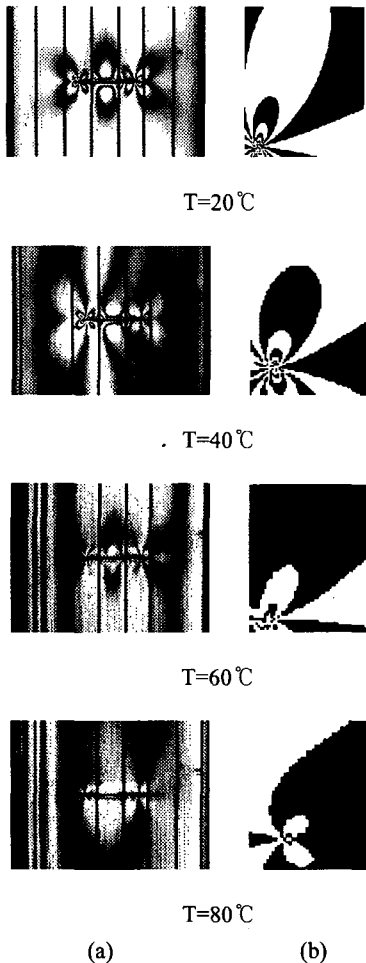


Fig. 4 Actual photoelastic fringe pattern(a) and image photoelastic fringe pattern(b) of $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC with temperatures. ($2a/w=0.33$, $\sigma_a=4.8MPa$, $V_f=0.42\%$, $Ps=5\%$, $\beta=0^\circ$)

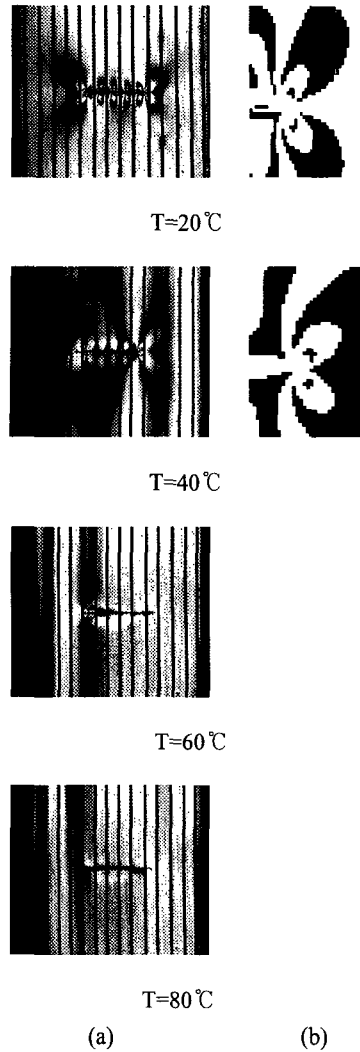


Fig. 5 Actual photoelastic fringe pattern(a) and image photoelastic fringe pattern(b) of $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC with temperatures. ($2a/w=0.33$, $\sigma_a=7.2MPa$, $V_f=0.84\%$, $Ps=5\%$, $\beta=0^\circ$)

4. 실험결과 및 고찰

위에서 설명한 형상기억합금 복합체의 물성치와 응력프린지치 측정법을 이용하여 측정된 $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC의 파이버 체적비율과 온도에 대한 물성치와 응력프린지치는 Table 1에 나타내었다. Table 1에서 알 수 있듯이 $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC의 물성치(E_{LL} , E_{TT} , G_{LT})와 응력프린지치(f_{LL} , f_{TT} , f_{LT})는 온도가 증가함에 따라서 감소하

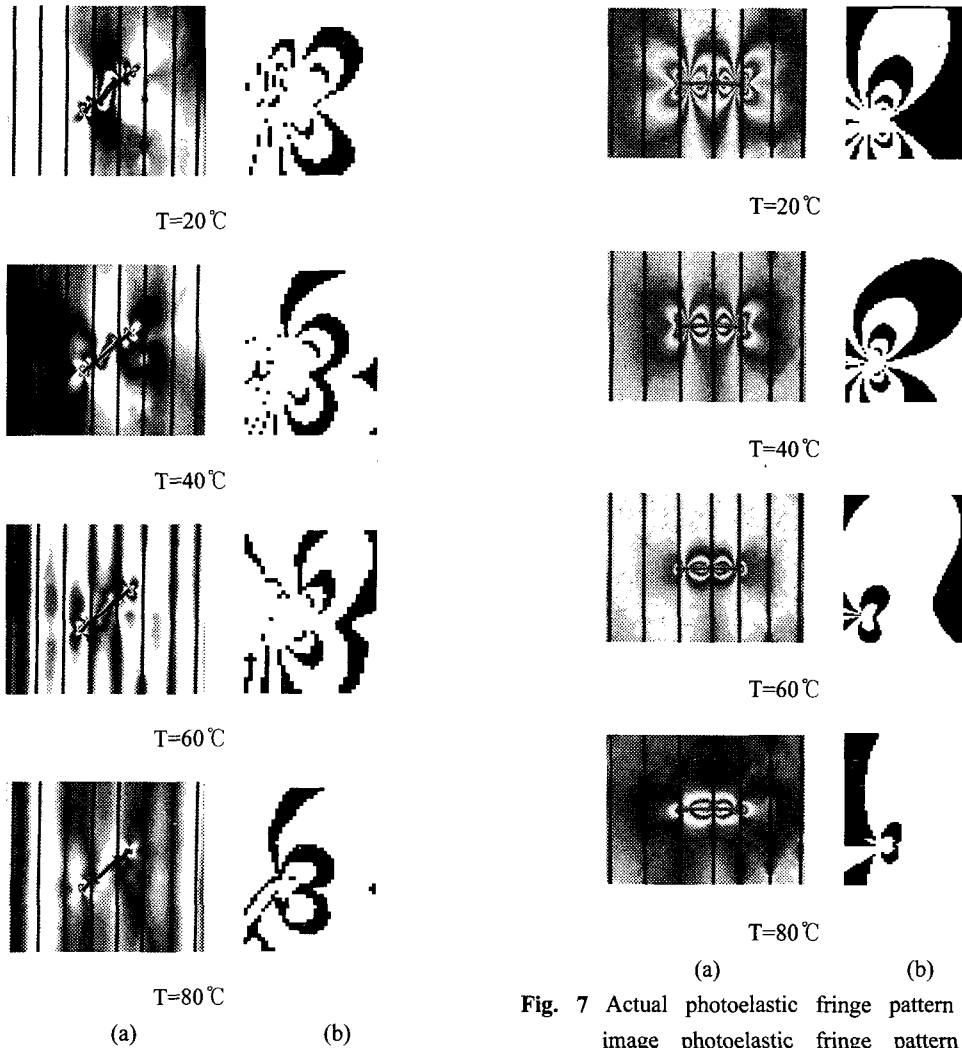


Fig. 6 Actual photoelastic fringe pattern (a) and image photoelastic fringe pattern (b) of $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC with temperatures.

($2a/w=0.33$, $\sigma_a=4.8MPa$, $V_f=0.42\%$, $P_s=5\%$, $\beta=45^\circ$)

고, 파이버 체적비율이 증가할수록 증가한다. 그러나 포아송의 비(ν_{LT})는 온도와 파이버 체적비율에 관계없이 거의 일정하다.

촬영된 실제의 광탄성 무늬(각 경우의 좌측의 등색선 무늬)와 광탄성 실험의 하이브리드 법을 이용하여 구한 계수항을 통하여 그래픽한 광탄성 무늬(각 경우의 우측의 등색선 무늬)를 Figs. 4-7에 나타내었다. 각 등색선 무늬를 얻은 시편의

Fig. 7 Actual photoelastic fringe pattern (a) and image photoelastic fringe pattern (b) of $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC with temperatures.

($2a/w=0.33$, $\sigma_a=4.8MPa$, $V_f=0.42\%$, $P_s=5\%$, $\beta=0^\circ$)

기하학적 조건과 가해진 응력(σ_a), 파이버의 체적비율(V_f) 그리고 초기변형률(P_s) 등은 각 등색선 무늬의 하단과 각 Fig.에 설명되었다.

Figs. 4~6은 시편 폭에 대한 균열길이의 비($2a/w$)가 0.33이고, 균열선단이 형상기억합금 파이버와 모재 사이에 위치한 경우의 등색선 무늬이다. $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC 시편의 균열선단의 광탄성 무늬는 형상기억합금 파이버의 온도가 증가함에 따라 감소함을 알 수 있고, 광탄성 무늬의 감소는 균열선단 부근의 응력감소와 파괴지연 효과를 나타낸다. 또한 파이버의 온도가 60°C이면 형

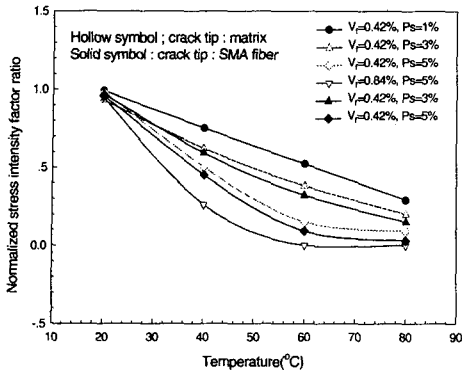


Fig. 8 Stress intensity factor ratio(K_I/K_0) as a function of temperature under three different prestrain. ($K_0 = \sigma\sqrt{\pi a}$, $2a/w=0.33$)

상기억합금 파이버의 형상기억효과가 나타나기 시작하며, 형상기억합금 파이버의 온도가 80°C이면 형상기억효과가 완전히 나타나 각 시편의 광탄성 무늬가 거의 없어진다.

Fig. 7은 $2a/w$ 가 0.33이고, 균열의 선단이 형상기억합금 파이버에 접해있는 경우의 등색선 무늬를 나타낸다. 이 경우에서도 온도가 증가함에 따라 균열선단에서의 집중된 응력이 감소하고, 80°C에서 파괴지연효과가 최대로 발생함을 알 수 있다. 그러나 균열선단이 모재와 형상기억합금 사이에 위치한 경우보다 응력감소효과가 더 크게 발생한다. 이것은 동일한 파이버체적비율과 초기변형률을 가진 $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC의 온도에 대한 회복응력은 형상기억합금 파이버에 근접할수록 더 크게 발생하기 때문이다. 즉, $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC의 회복응력은 내재한 형상기억합금 파이버에 의해서 발생하여 지능성 재료의 전 범위로 전달되기 때문이다.

각 경우의 실제의 등색선 무늬와 지능성 복합체의 광탄성 실험용 하이브리트 법으로 얻은 등색선 무늬가 거의 일치하므로 본 연구에서 사용한 지능성 복합체의 광탄성 실험용 하이브리트 법이 유효하다는 것을 알 수 있다.

Fig. 8~9는 각각 균열경사각도(β)가 0°, 45°인 경우의 온도, 초기변형률 그리고 파이버 체적비율에 대한 $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC의 응력확대계수비 K_I/K_0 와 K_{II}/K_0 를 나타낸 것이다. 균열각도(β)가 0°인 Fig. 8에서 알 수 있듯이 Ti_{50}

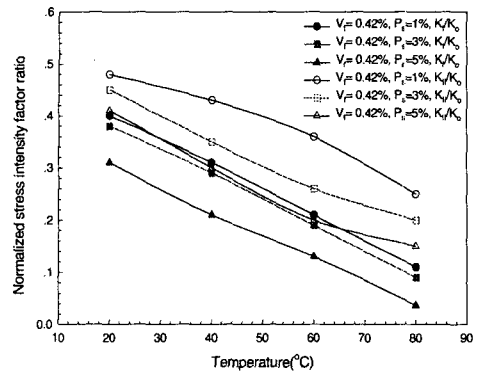


Fig. 9 Stress intensity factors(K_I/K_0 , K_{II}/K_0) with temperature, prestrain and fiber volume ratio. ($K_0 = \sigma\sqrt{\pi a}$, $\beta = 45^\circ$)

Ni_{50} SMA-FEC는 온도가 증가할수록 파괴지연 효과가 크게 나타나며, 초기변형률과 파이버의 체적비율이 클수록 파괴지연 효과가 크다는 것을 알 수 있다. 즉 모우드 I 상태에서 파이버의 체적비율이 0.42%일 때 형상기억합금 파이버의 온도가 40°C 이상이고 초기변형률이 5% 이상이면 50%의 파괴지연 효과가 발생하며, 형상기억합금 파이버의 온도가 60°C 이상일 때는 90%의 파괴지연 효과가 발생한다. 그러나 파이버의 체적비율이 0.84%이고 형상기억합금 파이버의 온도가 60°C 이상, 초기변형률이 5% 이상이면 100%의 파괴지연 효과가 발생한다. 그리고 균열선단의 위치에 관계없이 온도가 80°C에서 파괴지연효과가 최대로 나타난다.

Fig. 9는 균열각도가 45°인 혼합모우드 상태이며, 형상기억합금 파이버의 온도가 40°C 이상이고 파이버 체적비율과 초기변형률이 각각 5%와 0.42%일 때 50%의 파괴지연 효과가 발생하며, 형상기억합금 파이버의 온도가 60°C 이상일 때는 80% 이상의 파괴지연 효과가 발생한다. 20°C의 응력확대계수비가 일반적인 직교이방성체의 값보다 조금 낮은 것은 $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC의 성형 중에 형상기억합금 파이버의 회복특성이 발생하고 초기 인장변형을 가하였다가 주형 후에는 초기 인장변형을 제거하므로 시편은 약간의 압축하중을 받기 때문이다. 그리고 K_I/K_0 이 K_{II}/K_0 보다 감소효과가 큰 원인은 형상기억합금파이버의 회복력은 크랙의 평행방향의 미끄럼변형(Mode II

상태)보다도 크랙의 수직방향의 변형(Mode I 상태)에 더큰 영향을 미치기 때문이다.

5. 결론

위와 같은 $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC의 파괴지연에 관한 연구를 통하여 아래와 같은 결론을 얻을 수 있다.

(1) $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC의 파괴지연 효과는 온도와 초기변형률 그리고 파이버 체적비율이 증가할수록 증가한다.

(2) 파괴지연 효과는 모드 I 상태에서 파이버 체적비율이 0.84%이고, 초기변형률이 5%일 때 온도가 $60^{\circ}C$ 이상이면 100%의 파괴지연 효과가 발생한다.

(3) $Ti_{50}-Ni_{50}$ SMA-FEC의 파괴지연 효과는 균열 선단이 형상기억합금 파이버에 근접할수록 더 크게 발생한다.

(4) 혼합모드 상태에서 형상기억합금 파이버의 온도가 $60^{\circ}C$ 이상일 때는 80% 이상의 파괴지연 효과가 발생한다.

(5) 혼합모드 상태에서 응력확대계수비 K_I/K_0 가 응력확대계수비 K_{II}/K_0 보다 형상기억합금의 회복력 효과가 크다.

후 기

본 연구는 '95년도 교육부 학술연구조성비(ME95-C-13)에 의하여 연구되었음.

참고문헌

(1) Jean R. D., Hu C. T., 1994, "Shape Memory Effect by Constant-stress Aging in $Ti_{50.50}at.\% Ni$ alloy," *Journal of Material Science*, Vol. 29, pp. 449~455.

- (2) Umezaki E., Ikebe H. Kawahara E., and Watanabe H., 1995, "Time Defendence of Crack Closure in Epoxy Matrix Composite Material With Embedded SMA," *Proc. of the Int. Symposium on Microsystems, Intelligent Materials and Robots*, pp. 330~333.
- (3) Shimamoto A., Furuya Y., and Taya M., 1995, "Active Control of Crack-tip Stress Intensity By Contraction of Shape Memory TiNi Fibers Embedded in Epoxy Matrix Composite," *Proc. of the Int. Symposium on Microsystems, Intelligent Materials and Robots*, pp. 463~466.
- (4) 이효재, 황재석, Akira Shimamoto, 1998, "형상기억효과를 가진 투과형 광탄성 실험용 모델재료 개발에 관한 연구," 대한기계학회 논문집(A), 제22권 제3호, pp. 624~634.
- (5) Lekhnitskii S. G., 1963, *Theory of Elasticity of an Anisotropic Body*, Holden-Day, San Francisco.
- (6) Milne Thomson L. M., 1960, *Plane Elastic Systems*, Springer-Verlag, Berlin.
- (7) Gerhardt T. D., 1984, "A Hybrid/Finite Element Approach for Stress Analysis of Notched Anisotropic Materials," *J. of Appl. Mech.*, Vol. 51, pp. 804~810.
- (8) Sampson R. C., 1970, "A Stress-Optic Law for Photoelastic Analysis of Orthotropic Composites," *Experimental Mechanics*, Vol. 10, pp. 210~215.
- (9) 신동철, 황재석, 남정환, 이효재, 권오성, 1998, "직교이방성체 파괴역학에 투과형 광탄성 실험의 하이브리트 법 적용," 대한기계학회논문집(A), 제22권 제6호, pp. 1036~1044.
- (10) 황재석, 1991, "복합체 응력해석의 광탄성 실험법," 대한기계학회지, 제31권, 제3호, pp. 276~291.