

# 압전재료와 형상기억합금을 이용한 형상제어

0 박현철\*, 황운봉\*, 오진택\*, 배성민\*\*

## Shape Control using Piezoelectric Materials and Shape Memory Alloy

0 H. C. Park\*, W. Hwang\*, J. T. Oh\* and S. M. Bae\*\*

### ABSTRACT

In this study, shape memory alloy(SMA) wires and piezoceramic actuators(PZT's) are employed in order to generate higher modes on the beam deformations. Compressive force is generated and applied to the beam by the pre-strained SMA wires attached at both ends of the beam. PZT's apply concentrated moments to several locations on the beam. Combinations of the compressive force and concentrated moments are investigated in order to understand the higher-mode deformation of beams. The first desired mode shape is obtained by controlling the temperature of the SMA wires. The first and third mode shapes are performed experimentally by heating SMA wires up to phase transformation temperature.

The adaptive wing is defined as a wing whose shape parameters such as the camber, wing twist and thickness can be varied in order to change the wing shape for various flight conditions. In this research, control of the camber has been studied. The wing model consists of three plates and many ribs. Two of the plates are placed parallel to each other and they are clamped at one edge. Third plate connects the other edges of the parallel plates together. Each rib is made of SMA wire and connected to the parallel plates. It generates concentrated force and applies to the plates in oblique directions. The PZT's are bonded onto the plates and exert concentrated moments upon the plate at several locations. The object of this research is to generate various shape of wing by combining the concentrated forces and moments.

### 1. 서론

섬유강화 복합재료는 무게 대 강성비와 강도비가 우수하여 경량화를 요구하는 구조물에서의 사용이 증가되고 있다. 그러나 경량화에 주안점을 둘 경우 구조물은 상대적으로 유연하게 되어 구조물의 불안정을 초래할 수 있다. 따라서 강건한 복합재료부재를 설계하거나 설계형상을 유지시키기 위

한 노력이 지속되고 있다[1-3].

최근에는 구조물에 가해지는 예기치 못한 외부 조건 변화에 따른 형상변화를 감지하거나 설계시의 형상으로 회복시킬 수 있는 능동적인 개념의 지능구조물에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다 [4,5]. 형상기억합금은 반응속도가 느린 반면에 회복력이 다른 재료에 비하여 월등히 큰 장점이 있고 압전세라믹은 변형률은 작은 반면 반응속도가 매우 빠르다는 장점이 있다[6]. 본 연구에서는 기능성 재료로서 우수한 특성을 가지는 형상기억합금 선과 압전세라믹을 작동기로 이용하여 경량화

\* 포항공과대학교 기계공학과

\*\* ㈜ 한라공조

할 수 있으면서 형상제어 방식이 복잡하지 않은 지능구조물에 관하여 수행하였다. Table 1,2 에 형상 기억합금과 압전세라믹의 물성을 나타내었다.

Table 1 Mechanical Properties of Piezoceramics

Property	Values
Piezoelectric Constants ( $d_{31}$ )	$-260C \times 10^{-12} C/N$
Piezoelectric Constants ( $d_{33}$ )	$540C \times 10^{-12} C/N$
Piezoelectric Constants ( $d_{16}$ )	$750C \times 10^{-12} C/N$
Relative Dielectric Constants	3100
Relative Dielectric Constants	3400
Young's Modulus ( $E_{11}$ )	59Gpa
Young's Modulus ( $E_{33}$ )	52Gpa
Young's Modulus ( $E_{55}$ )	21Gpa

Table 2 Properties of SMA wire (Nitinol)

Transformation Properties	
Transformation Temperature ( $A_f$ )	71 °C
Latent Heat of Transformation	5.78 cal/g
Hysteresis	30 ~ 50 °C
Physical Properties	
Density	6450 kg/m <sup>3</sup>
Thermal Conductivity Austenite phase Martensite phase	0.18 W/cm °C 0.086 W/cm °C
Coefficient of Thermal Expansion Austenite phase Martensite phase	11 × 10 <sup>-6</sup> /°C 6.6 × 10 <sup>-6</sup> /°C
Mechanical Properties	
Young's Modulus ( $E^1$ ) Austenite phase Martensite phase	~ 83 Gpa ~ 32 Gpa
Yield Strength Austenite phase Martensite phase	~ 510 Gpa ~ 127 Gpa
Ultimate Tensile Strength Fully annealed Work hardened	895 Gpa 1900 Gpa
Elongation at Failure Fully annealed Work hardened	25 ~ 50% 5 ~ 10%
Poisson's Ratio ( $\nu_{12}$ )	0.33

연구는 보와 날개 모델의 두 가지 구조물에 관하여 수행하였다. 보의 형상제어는 압전세라믹으로 보의 일부분에 국부적으로 굽힘모멘트를 작용시켜 보의 굽힘 거동으로 구현하고자 하는 형상에 알맞은 보의 변형모드를 만들고 형상기억합금 선의 회복력에 의한 압축력으로 만들어진 보의 변형모드 형상을 증폭하였다. 그리고 마지막으로 압전세라믹에 전압을 가하여 보의 형상을 미세하게 조정하여 형상제어를 하였다.

날개 모델의 형상제어는 adaptive wing의 개념으로 이는 비행기의 날개의 곡률이나 날개 비틀림, 또는 날개의 두께와 같은 변수를 비행조건에 따라 가장 적합한 형태로 바꾸어 주는 것이다. 지금까지는 주로 형상기억합금 선이나 압전세라믹을 표면에 삽입하는 형태로 사용하였다[7,8]. 본 연구에서는 형상기억합금 선을 rib 작동기로 사용하여 해석과 실험을 수행하였다.

## 2. 이론 및 해석

### 2.1 압전세라믹 작동기

판형 압전세라믹을 작동기로 사용할 때의 관계식은 전기장이 가해졌을 때 두께 방향으로의 압전 효과, 변형률, 응력을 무시하고 압전세라믹에 부착된 전극의 저항 및 두께는 전체적인 압전세라믹의 저항 및 두께에 비해 미소하므로 무시한다는 가정하에 다음과 같다[9].

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{16} \\ c_{12} & c_{22} & c_{26} \\ c_{16} & c_{26} & c_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_{xy} \end{pmatrix} - \begin{bmatrix} e_{11} & e_{21} & e_{31} \\ e_{12} & e_{22} & e_{32} \\ e_{16} & e_{26} & e_{36} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} E_x \\ E_y \\ E_z \end{pmatrix} \quad (1)$$

여기서  $[E_x \ E_y \ E_z]^T$ 는 전기장 벡터,  $c_{ij}$ 는 탄성계수 텐서,  $e_{ij}$ 는 압전상수 텐서이다. 압전세라믹에 전기장이 가해졌을 때, 작동기에 가해진 응력을 무시하면 작동기에 발생하는 작동 변형률은 식

(2)와 같다,

$$\varepsilon^A = c^{-1} e^T E = dE \quad (2)$$

응력-변형을 관계는  $\sigma = ce$  이므로 단위 길이당 등가 작동 모멘트  $M^A$ 는 식 (2)를 대입하여 두께 방향으로 적분함으로써 구할 수 있다.

$$M^A = \int_A c e^A z dz \quad (3)$$

압전세라믹에 제어입력  $V^A$ 가 두께방향으로 가해질 때의 전기장은 다음과 같다.

$$E = [0 \ 0 \ V^A / t^A]^T \quad (4)$$

작동모멘트가 부재에 작용할 때 축방향으로의 성분이 지배적이므로 압전응력성분 중  $d_{31}$ 만을 고려하면 이때의 등가모멘트  $M^A$ 는 다음과 같다.

$$M^A = c_{11} d_{31} \bar{z} V^A \quad (5)$$

여기에서  $\bar{z}$ 는 압전세라믹 작동기 중립면의  $z$ 축 좌표이다.

## 2.2 형상기억합금 선

형상기억합금 선의 형상복원으로 인한 제어작용은 작용하는 응력에 의해서만 결정된다. 형상기억합금 선에 의 발생하는 회복력  $F_{SMA}$ 는 형상기억합금의 상태전이식을 다음과 같이 적분하면 구할 수 있다[10].

$$F_{SMA} = \int_{A_{SMA}} E_{SMA} \varepsilon dA + \int_{A_{SMA}} \Theta T dA + \int_{A_{SMA}} \Omega \zeta dA \quad (6)$$

이 때  $A_{SMA}$ ,  $E_{SMA}$ ,  $\Theta$  그리고  $\Omega$ 는 각각 형상기억합금 선의 단면적, 탄성계수, 열팽창계수 그리

고 상변태계수이고,  $\zeta$ 는 마르텐사이트의 부피비이다.  $\varepsilon$ 은 이미 정해진 수축률  $\alpha$ 와 같고 형상기억합금 선의 온도  $T$ 와  $\zeta$ 는 각 단면에 대해 균일하다는 가정 하에서 식 (6)은 다음과 같이 된다.

$$F_{SMA} = E_{SMA} A_{SMA} \alpha + A_{SMA} (\Theta T + \Omega \zeta) \quad (7)$$

보의 경우에 발생한 회복력  $F_{SMA}$ 는 보재료 부재의 반력에 의해 상쇄된다.

$$F_{SMA} = - \int_{A_b} \sigma dA = - \int_{A_b} E_b \varepsilon_b dA \quad (8)$$

이때  $E_b$ ,  $A_b$ 는 각각 보재료 부재의 탄성계수와 단면적이다.  $\varepsilon_b$ 는 보가 겪는 변형률로 von Karman의  $\varepsilon_b = yw''$  관계를 적용하면 다음과 같다.

$$F_{SMA} = -E_b I_b w'' \quad (9)$$

$I_b$ 는 보의 일차 관성계수이다. 식 (7)과 식(9)에서  $F_{SMA}$ 를 소거하면 형상기억합금에 의해 발생하는  $w''$ 는 다음과 같이 주어진다.

$$w'' = - \frac{E_{SMA} A_{SMA}}{E_b I_b} \alpha - \frac{A_{SMA}}{E_b I_b} (\Theta T + \Omega \zeta) \quad (10)$$

식 (10)은 보의 변형의 이차 미분값  $w''$ 이 형상기억합금 선의 온도  $T$ 의 분포에 따른다는 것을 보여주고 있다.

## 2.3 보의 이론적 형상제어 해석

본 연구에서는 형상기억합금 선을 복합재료보에 삽입하거나 붙여 사용하는 방법과 달리 보의 양 끝단에만 고정시켜 사용하므로 좌굴에 대한 거시적인 거동 해석과 굽힘에 대한 미시적 거동 해석이 필요하다. 보를 좌굴 3차 모드로 재현하였을 때, 보와 형상기억합금 선이 겹치는 지점이 절점이

된다. 좌굴에 의한 보의 형상은 일반적으로 삼각파의 형상이 된다.  $i-1$ 번째 절점과  $i$ 번째 절점을 잇는 보의 구간을  $i$ 번째 요소라고 하면 정해진 전체 길이  $L$ 에 대해  $i$ 번째 요소에 해당하는 길이  $L_i$ 가 정해지고 형상기억합금 선의 수축률  $\alpha$ 는 형상기억합금 선 전체 구간에서 일정하므로 변형후  $i$ 번째 요소에 해당하는 형상기억합금 선의 길이  $L_{si}$ 는 다음의 관계에서 구해진다.

$$L_{si} = L_i(1-\alpha) \quad (11)$$

$i-1$ 번째 절점에서  $i$ 번째 절점까지의 거리를  $x$ 축과  $y$ 축에 대해 각각  $X_i, Y_i$ 라 하면  $i$ 번째 복합재료부의 변형 형상 함수  $f_i$ 는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$f = f(x, X_i, Y_i) \quad (12)$$

이때 보의 길이  $L_i$ 는 함수  $f_i$ 의 선적분 형태로 쓸 수 있다.

$$L_i = \int_0^{X_i} [1 + \left\{ \frac{d}{dx} f(x, X_i, Y_i) \right\}^2]^{1/2} dx \quad (13)$$

변형후의 형상기억합금 선의 길이  $L_{si}$ 도 쉽게  $X_i$ 와  $Y_i$ 의 관계식으로 쓸 수 있다.

$$L_{si} = (X_i^2 + Y_i^2)^{1/2} \quad (14)$$

식 (13)과 식 (14)로부터 형상 함수  $f_i$ 는  $x$ 와  $X_i$ 만의 함수, 혹은  $x$ 와  $Y_i$ 만의 함수가 된다. 여기서는  $x$ 와  $Y_i$ 만의 함수로 정의한다.

$$f_i = f(x, Y_i) \quad (15)$$

$$L_{si} = \int_0^{(L_{si}^2 - Y_i^2)^{1/2}} [1 + \left\{ \frac{d}{dx} f(x, Y_i) \right\}^2]^{1/2} dx \quad (16)$$

따라서 식 (16)을 이용하여 형상기억합금 선의 변형에 따른  $Y_i$ 를 구할 수 있다. 일반적으로 고정단의 절점을 제외한 모든 절점은 회전각  $\Phi$ 를 같게 된다. 즉, 회전각  $\Phi_{i-1}$ 에 따른 형상 함수  $f_i$ 의 변화가 발생하게 되므로 본 연구에서 구할 값은  $\Phi_i, l_{xi}, l_{yi}$ 가 된다. 이때  $l_{xi}$ 는 회전각  $\Phi_{i-1}$ 에 의해  $X_i$ 를 회전한 좌표값이고  $l_{yi}$ 는  $Y_i$ 를 회전한 좌표값이다.

형상함수  $f_i$ 를 홀수 번째 요소와 짝수 번째 요소에 대하여 나누어 고려하면 홀수 번째 요소의 형상함수  $f_i$ 는 다음과 같다.

$$f_i = Y_i(1 - \cos \frac{\pi x}{2X_i}) \quad (17)$$

따라서 식 (17)을 식 (16)에 대입하여 식 (14)와 함께 계산하면  $X_i$ 와  $Y_i$ 를 구할 수 있다. 회전각  $\Phi_{i-1}$ 에 의해 형상함수가 회전하게 되어 변환식을 이용하면  $l_{xi}$ 와  $l_{yi}$ 를 구할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} l_{xi} \\ l_{yi} - l_{yi-1} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Phi_{i-1} & \sin \Phi_{i-1} \\ -\sin \Phi_{i-1} & \cos \Phi_{i-1} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} X_i \\ Y_i \end{pmatrix} \quad (18)$$

$\Phi_i$ 는 형상함수  $f_i$ 의  $X_i$ 에서의 1차 미분 값과  $\Phi_{i-1}$ 의 합이므로 다음과 같다.

$$\Phi_i = \Phi_{i-1} + \left. \frac{df_i}{dx} \right|_{x=X_i} \quad (19)$$

따라서  $l_{xi}, l_{yi}, \Phi_i$ 는 다음과 같이 구해진다.

$$\begin{pmatrix} l_{yi} - l_{yi-1} \\ l_{xi} \\ \Phi_i - \Phi_{i-1} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} -X_i & Y_i & 0 \\ Y_i & X_i & 0 \\ 0 & 0 & Y_i \pi / 2X_i \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sin \Phi_{i-1} \\ \cos \Phi_{i-1} \\ 1 \end{pmatrix} \quad (20)$$

짝수 번째 요소의 형상함수  $f_i$ 는 다음과 같다.

$$f_i = Y_i \sin \frac{\pi x}{2X_i} \quad (21)$$

따라서 식 (21)을 식 (16)에 넣고 식 (14)와 함께 계산하면  $X_i$ 와  $Y_i$ 를 구할 수 있다. 회전각  $\Phi_{i-2} \neq 0$  일 때  $i-1$  번째 절점에서의  $f_{i-1}$ 과  $f_i$ 의 1차 미분값이 같으므로  $l_{xi}$ 와  $l_{yi}$ 는 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} l_{xi} \\ l_{yi} - l_{yi-1} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Phi_{i-2} & \sin\Phi_{i-2} \\ -\sin\Phi_{i-2} & \cos\Phi_{i-2} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} X_i \\ Y_i \end{pmatrix} \quad (22)$$

$\Phi_i$ 는 형상함수  $f_i$ 의  $X_i$ 에서의 1차 미분값과  $\Phi_{i-2}$ 의 합이므로 다음과 같다.

$$\Phi_i = \Phi_{i-2} + \left. \frac{df_i}{dx} \right|_{x=X_i} \quad (23)$$

따라서  $l_{xi}$ ,  $l_{yi}$ ,  $\Phi_i$ 는 다음과 같이 구해진다.

$$\begin{pmatrix} l_{yi} - l_{yi-1} \\ l_{xi} \\ \Phi_i - \Phi_{i-2} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} -X_i & Y_i & 0 \\ Y_i & X_i & 0 \\ 0 & 0 & Y_i\pi/X_i \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sin\Phi_{i-2} \\ \cos\Phi_{i-2} \\ 1 \end{pmatrix} \quad (24)$$

Fig. 1과 같이  $i$  번째 요소의 중간에 부착된 압전 세라믹에 제어모멘트  $M^A$ 가 가해졌을 때,  $i+1/2$  번째 절점에서의  $l_{yi+1/2}$ 과  $\Phi_{i+1/2}$ 은 다음과 같다.

$$\Phi_{i+1/2} = \frac{M^a L^a l_{xi}}{2E_b I} + \Phi_i \quad (25)$$

$$l_{yi+1/2} = \frac{M^a L^a l_{xi}^2}{8E_b I} + \frac{\Phi_i l_{xi}}{2} + l_{yi} \quad (26)$$

이때  $L^a$ 는 압전세라믹의 축방향 길이이다.  $i+1$  번째 절점에서의  $\Phi$ 는  $i+1/2$  번째  $\Phi$ 와 같으므로  $l_{yi+1}$ 과  $\Phi_{i+1}$ 은 다음과 같다.

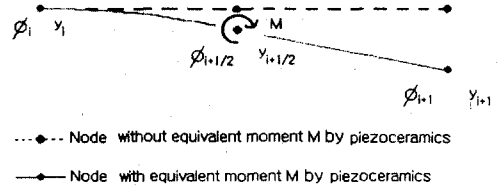


Fig. 1 Piezoceramic actuator effect

$$\Phi_{i+1} = \Phi_{i+1/2} \quad (27)$$

$$l_{yi+1} = l_{yi+1/2} + \frac{l_{xi}}{2} \tan \Phi_{i+1/2} \quad (28)$$

따라서 보의 형상은 형상기억합금 선의 회복력에 의한 형상변화와 압전세라믹에 의한 형상변화의 합으로 나타난다.

## 2.4 비행기 날개 모델링 및 해석

### 2.4.1 모델링

Fig. 2에 날개의 모델을 나타내었다. 위 모델은 3개의 판과 4개의 rib으로 이루어져 있다. 두 판은 서로 평행하고 한 쪽 끝 단은 고정 지지 되어 있고 다른 쪽 끝 단은 다른 판으로 연결되어 있다. 각각의 rib은 형상기억합금 선으로 만들어져서 판에 집중하중을 가한다. 압전세라믹은 제어하고자 하는 판의 형상에 따라 판의 중심선의 여러 부분에 부착되고 그 개수와 위치는 유한요소해석을 통하여 구해진다.

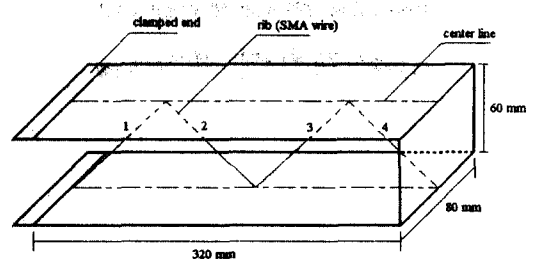


Fig. 2 Aircraft wing model

### 2.4.2 유한요소해석

Fig. 3, 4는 비대칭의 형상제어 결과를 나타낸다. Fig. 3의 결과를 얻기 위해서는 Fig. 2의 모델에서 1번과 4번의 rib 작동기와 아래 판의 두 지점에 부착된 압전세라믹이 사용되고, Fig. 4에서는 2번과 3번의 rib 작동기와 위 판의 세 지점에서의 압전세라믹이 필요하다. 두 결과를 비교해보면 형상자체는 대칭적이지만 제어 방법은 다를 수 있다. 그 이유는 rib 작동기가 비대칭적인 V-형태로 삽입되어 있기 때문인데 그 이유는 제작과 절연에서의 문제점을 없애기 위해서다.

Fig. 5는 위 판의 형상제어를 할 경우 y 방향 변위를 나타낸다. 이때 최대값은 11.758mm 이고 x 방

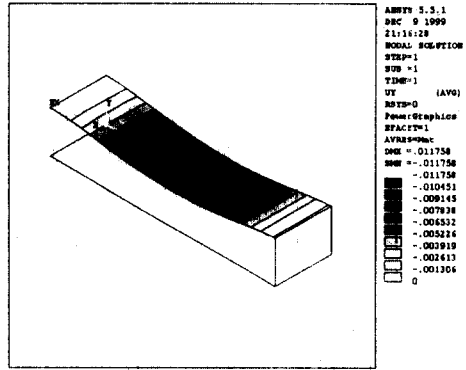


Fig. 5 Analysis result of the displacement

향과 z 방향의 최대변위 값은 0.516mm, 0.000331mm로 거의 무시할 수 있음을 알 수 있다. 최대 응력과 변형률은 각각 54MPa, 0.001 이었고 위치는 위

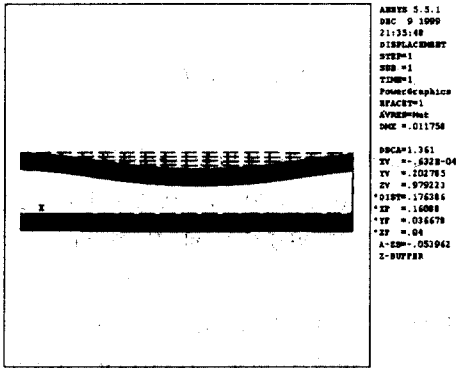


Fig. 3 Contour control of the upper plate

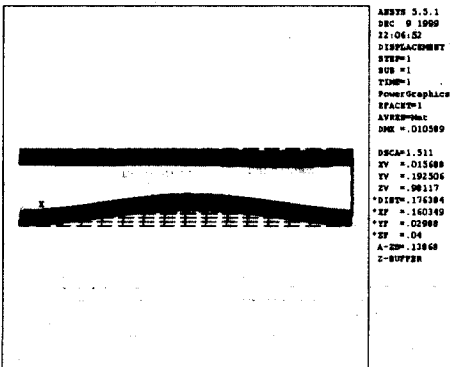
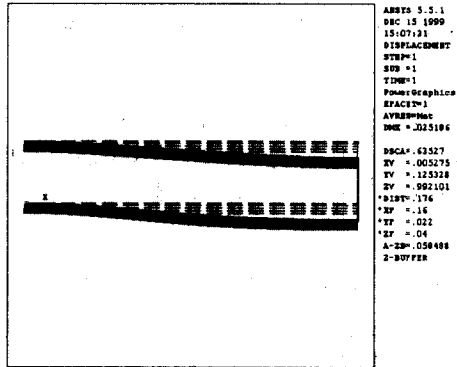


Fig. 4 Contour control of the lower plate

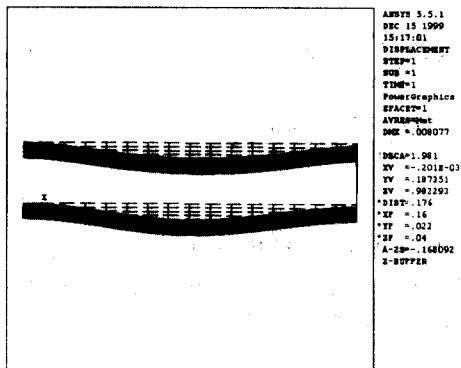


Fig. 6 Various contour control of the specimen

판의 고정지지 된 부분이었다. Fig. 6은 rib 작동기로 형상기억합금 선이 아니고 인장력과 압축력을 모두 가할 수 있는 작동기를 사용하였을 경우 가능한 형상제어 해석적으로 제시한 것이다.

### 3. 실험

#### 3.1 보의 형상 제어

##### 3.1.1 시편

본 연구에서 사용된 시편의 형태는 Fig. 7과 같은 Carbon/Epoxy 복합재료 보이다. (a)는 보의 중간에 추가의 지지점을 부가하여 인위적으로 고정시킨 형태이고, (b)는 부가하지 않은 형태이다.

##### 3.1.2 실험 방법

보의 양끝 단에 고정용 지그를 부착하고 양 지그에 형상기억합금 선을 고정시켰다. 시편의 길이에 대하여 1/4 이 되는 지점과 3/4 이 되는 지점에 압전세라믹을 접착하였고 보의 형상변화의 추이를 살펴보기 위해 일곱 지점을 선정하여 스트레인 게이지를 접착하였다. 보에 고정된 지그의 무게로 인

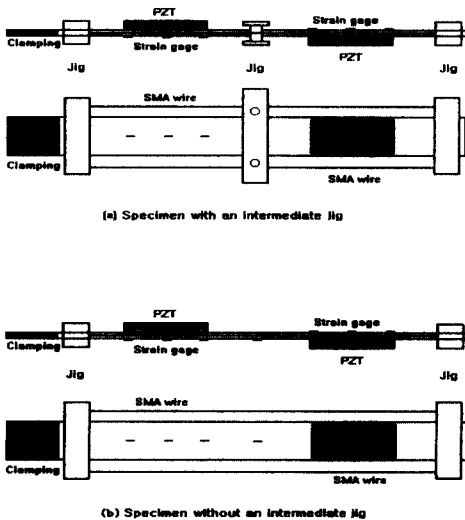


Fig. 7 Specimen of cantilever beam

해 보가 처지는 것을 방지하기 위해 보를 고정장치에 수직으로 장착하였다. Fig. 8은 이때의 실험장치를 나타낸다. 유효 시편의 길이는 230mm이다.

압전세라믹에 초기 전압을 가하여 제어하고자 하는 모드 형상에 알맞은 초기 모드 형태를 구현하고 형상기억합금 선에 전류를 가하여 전기 저항에 의한 발열로 상변태시킨다. 이때 형상기억합금 선이 과열되어 형상기억효과를 상실하는 것을 방지하기 위하여 열전쌍(Thermocouple)을 붙이고 ON-OFF형 온도조절기를 전원공급장치와 연결해 둬으로써 형상기억합금 선의 온도를 약 72°C로 제어하였다. 보에 접착된 스트레인 게이지로부터의 신호는 TEAC사의 BX 100의 휘트스톤 브리지와 SA 100 변형률 증폭기를 이용하여 제어기에서 필요한 신호로 변환하여 각 요소의 변형정도를 계산하고 이를 보정하기 위하여 Ono Sokki사의 갭 검출기(gap detector)로 보의 자유 끝 단 변형량을 측정하였다.

형상기억합금 선에 5%의 초기변형을 주었기 때문에 가열하여 원래의 형상으로 되돌아갈 때 5%의 길이 감소가 발생한다. 이때 형상기억합금 선의 회복력으로 보는 좌굴거동을 한다. 이 좌굴로 인하여 압전세라믹이 만든 초기 모드 형태의 폭이 커지게 하고 마지막으로 압전세라믹에 전압을 조절하여 미세한 형상을 제어하였다.

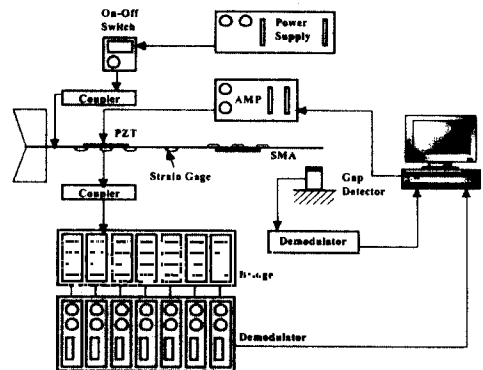


Fig. 8 Experimental setup

### 3.2 비행기 날개 모델의 실험

실험은 위 판의 형상제어에 관하여 수행하였다. 시편은 Fig. 2에 나타난 것과 동일하고 아크릴 재질로 이루어졌으며 두께는 1.6mm이다. 하중에 의한 처짐을 방지하기 위하여 시편을 수직으로 장착하였다. 초기 변형을 준 형상기억합금 선을 rib 작동기로 사용하여 1번과 4번의 작동기에 전류를 가하여 판에 집중하중을 가하고 아래 판의 두 지점에 부착된 압전세라믹에 전압을 가하여 판에 집중모멘트를 가하였다. 보의 경우와 마찬가지로 형상기억합금 선의 온도를 제어하여 실험을 수행하였다.

## 4. 결과 및 고찰

### 4.1 보의 형상제어 실험

보의 변형 모드 중 1차 모드와 2차 모드 형상은 고정 단에 의한 경계조건의 영향으로 비슷하므로 본 연구에서는 1차 모드와 3차 모드의 형상제어를 구현하였다.

압전세라믹만을 이용했을 때 보의 끝 단 변형량이 1차 모드에서는 1.2mm 정도, 3차 모드에서는 0.9mm 정도로 극히 작았다. 이것은 이론적 변형량과의 오차가 대략 8%정도인 것으로 나타났다. 따라서 형상제어에서 압전세라믹만을 이용하는 것은 고차 모드의 형상제어가 가능하였지만 제어 가능한 변형량이 매우 적다는 단점이 있다.

Fig. 9는 형상기억합금 선과 압전세라믹을 이용한 보의 1차 모드 형상제어 결과로 이론적 예측과 비교할 때 최대 7%이내의 오차를 보이고 있다. 이것은 이론적 예측에서 압전세라믹의 강성과 보의 강성차이를 무시하여 발생한 것으로 판단된다. 초기 변형량이 5%인 형상기억합금 선과 압전세라믹 작동기를 함께 이용하면 보의 끝 단 변형량이 대략 12mm 정도로 압전세라믹만을 이용했을 때보다 10배 정도 증가하였음을 알 수 있다.

Fig. 10은 시편의 중간지점에 고정 점을 추가로

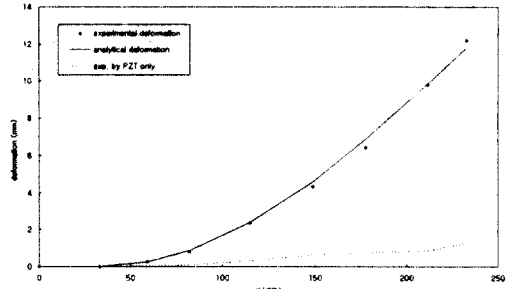


Fig. 9 First mode shape control using SMA wires and piezoceramics

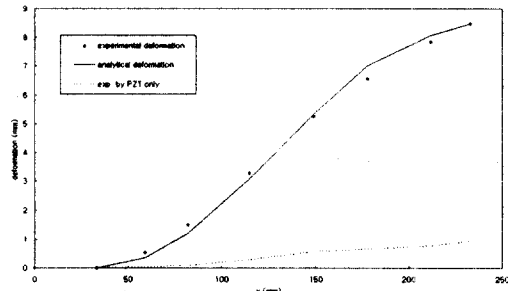


Fig. 10 Third mode shape control using SMA wires and piezoceramics with a support in the middle

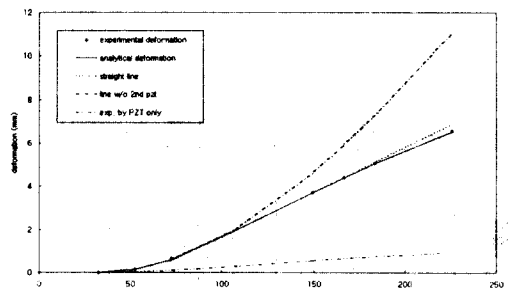


Fig. 11 Third mode shape control using SMA wires and piezoceramics without a support in the middle

만들어 인위적으로 고정시켰을 때의 보의 3차 모드 형상제어 결과이다. 이론적 예측과 비교할 때 8%이내의 오차를 보여주고 있으며, 이론적 예측보다 완만한 형상을 보여주고 있다. 끝 단의 변형량이 약 8.5mm 정도로 압전세라믹만을 이용했을 때보다 9.4배 정도 증가하였음을 알 수 있다.



Fig. 11 은 중간고정점이 없는 보의 3차 모드 형상제어를 했을 때의 결과로, 끝 단의 변형량은 6.8mm 이고 이론적 예측에 대해 3%이내의 오차를 보이고 있다. 중간지지점을 제거하면 보의 변형모드 중 1차 모드 좌굴이 주로 발생하므로 끝 단 질점을 포함하는 요소의 변형 폭이 작을 것으로 예측되어 스트레인 게이지를 압전세라믹이 부착된 지점을 중심으로 접착하여 결과를 보았다. 형상기억합금 선과 2 개의 압전세라믹이 모두 작동할 때와 2 번째 요소의 압전세라믹이 작동하지 않을 때, 즉 1차 모드의 형상이 나올 때의 자유 끝 단간의 가리는 대략 7mm 정도의 차이를 보이며 변곡점, 즉 4 번째 스트레인 게이지가 부착된 지점에서의 접선에 대해 약 0.3mm 정도의 차이가 발생함을 보여주고 있다. 이는 1차 모드를 압전세라믹만으로 했을 때와 비교할 때 2 번째 요소에서 압전세라믹이 만든 초기 형상의 변형폭을 3 배 정도 향상시켰음을 의미 한다.

#### 4.2 날개 모델의 형상제어 실험

Fig. 12 에 실험결과 사진이 나타내었다. 실험 결과에서 최대변위는 약 10mm 정도로 해석 결과인 11.758mm 에 비하여 약간 작게 나왔다. 이 이유는 식 (7)에서 형상기억합금 선이 작용하는 힘의 크기는 초기 변형률과 온도에 관계됨을 알 수 있는데

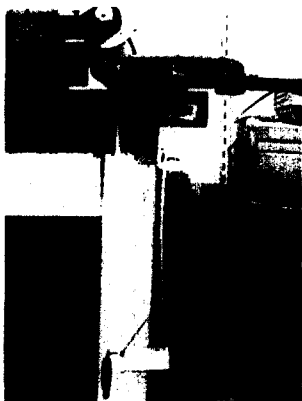


Fig. 12 Experimental result

이 실험에서 초기 변형률은 5%로 정해졌지만 온도는 가해지는 전류의 크기에 따라 민감하게 반응하는데 가해진 전류가 약간 작아서 작용하는 힘의 크기가 해석에 비해 약간 작았음을 알 수 있다. 그러나 형상의 제어는 해석과 비교하여 거의 유사함을 알 수 있었고, 변위의 크기도 기존의 방법과 비교하여 매우 큼을 알 수 있었다. 또한 많은 rib 작동기를 사용할수록 더욱 복잡한 형상의 구현도 가능하다.

### 5. 결론

형상기억합금 선과 압전세라믹을 이용하여 보의 형상제어 가능성을 외팔보에 시도하였고, 구체적인 경우로 비행기 날개의 모델에 대한 형상제어를 시도하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 형상기억합금 선에 의한 압축력을 보의 양단에 작용하고 압전세라믹으로 보에 국부적인 모멘트를 가하여 고차의 변형모드를 구현하였다.
- (2) 형상기억합금 선으로 집중하중을 가하고 압전세라믹으로 집중모멘트를 가하여 날개 모델의 형상제어가 가능했다.
- (3) 유한요소해석을 통하여 rib 작동기의 사용 가능성을 확인하였다. 이를 통하여 날개의 곡률 제어가 가능하여졌고 기존의 방법에 비하여 그 효과도 큼을 알 수 있었다.

### 참고문헌

- [1] Koconis, David B., Kollar, Laszlo P., and Springer, George S., 1993, "Shape Control of Composite Plates and Shells with Embedded Actuators. I. Voltages Specified," *J. of Comp. Mat.*, Vol. 28, No. 5, pp 415-458.
- [2] L. Li and N.R. Sottos, Mar. 1995, "Predictions of Static Displacement in 1-3 Piezocomponents", *J. of Intel. Mat. Sys. and Struc.*, Vol. 6, pp 169-180.
- [3] Jeffrey S. N. Paine, Craig A. Rogers and Randy A.

- Smith, Mar. 1995, "Adaptive Composite Materials with Shape Memory Alloy Actuators for Cylinders and Pressure Vessels", *J. of Intel. Mat. Sys. and Struc.*, Vol. 6, pp 210-219.
- [4] S. Utku, C. P. Kuo, J. A. Garba and B. K. Wada, Jul. 1995, "Shape Control of Inflatable Reflectors", *J. of Intel. Mat. Sys. and Struc.*, Vol. 6, pp 550-556.
- [5] Rolf Paradies, Manfred Hertwig and Wilfried J. Elspass, Mar. 1997, "Shape Control of an Adaptive Mirror at Different Angles of Inclination", *J. of Intel. Mat. Sys. and Struc.*, Vol. 7, pp 203-210.
- [6] Stephen Brooks and Paul Heyliger, Sep. 1994, "Static Behavior of Piezoelectric Laminates with Distributed and Patched Actuators", *J. of Intel. Mat. Sys. and Struc.*, Vol. 5, pp 635-646.
- [7] Pendleton E., Lee M., and Wasserman L., May-June, 1992, "Application of Active Flexible Wing Technology to the Agile Falcon," *Journal of Aircraft*, Vol. 29.
- [8] Lazarus K. B., June, 1992, "High-Authority Multivariable Control of Strain Actuated Plate-Like Active Lifting Surfaces," Ph. D Thesis, Massachusetts Institute of Technology, Department of Aeronautics and Astronautics.
- [9] Parton, V. Z. and Kudryavtsev, B. A., 1988, "Electromagnetoelasticity Piezoceramics and Electrically Conductive Solids," Amsterdam, Gordon and Breach Science Publishers.
- [10] P. H. Lin, T. Tobushi, K. Tanaka, T. Hattori and M. Makita, Sep. 1994, "Pseudo elastic Behavior of TiNi Shape Memory Alloy Subjected to Strain Variations", *J. of Intel. Mat. Sys. and Struc.*, Vol. 5, pp 694-701.