

## 論文

형상기억합금 선을 삽입한 복합적층 보의 열좌굴 및 좌굴후  
거동에 관한 연구

최 섭\* · 이정주\*\* · 이동춘\*\*

**A study on the Thermal Buckling and Postbuckling of a Laminated  
Composite Beam with Embedded SMA Actuators**

S. Choi\*, J. J. Lee \*\* and D. C. Lee \*\*

**ABSTRACT**

In this paper, the thermal buckling and postbuckling behaviour of composite beam with embedded shape memory alloy (SMA) wires are investigated experimentally and analytically. The results of thermal buckling tests on uniformly heated, clamped, composite beam embedded with SMA wire actuators are presented and discussed in consideration of geometric imperfections, slenderness ratio of beam and embedding position of SMA wire actuators. The shape recovery force can reduce the thermal expansion of composite laminated beam, which result in increment of the critical buckling temperature and reduction of the lateral deflection of postbuckling behaviours. It is presented quantitatively on the temperature-load-deflection behaviour records how the shape recovery force affects the thermal buckling. The cross tangential method is suggested to calculate the critical buckling temperature on the temperature-deflection plot. Based on the experimental analysis, the new formula is also proposed to describe the critical buckling temperature of a laminated composite beam with embedded SMA wire actuators.

## 초 록

형상기억합금 선을 삽입한 복합적층 보의 열좌굴 및 좌굴후 거동을 해석 및 실험적으로 고찰하였다. 균일한 온도 분포, 양단고정 상태에서 형상기억합금 선을 삽입한 복합적층 보의 열좌굴 거동을 나타내었고 검토하였다. 삽입한 형상기억합금 선의 형상회복력은 복합적층 보의 열팽창 변형률을 감소시킴으로써 임계좌굴온도를 증가 시키고 좌굴후 거동에서 횡방향 변형을 감소시키는 결과를 얻을 수 있었다. 형상회복력이 열좌굴에 미치는 영향을 온도-하중-횡방향 변위의 거동결과에서 세장비, 기하학적 초기결함, 형상기억합금 선의 삽입위치 등의 설계변수를 고려하여 정량적으로 나타내었다. 온도-횡방향 변형의 결과로부터 임계좌굴온도를 구하는 접선교차점의 방법을 제안하였다. 열좌굴 및 좌굴후 거동에서 실험결과의 해석을 바탕으로 형상회복력이 임계좌굴온도에 미치는 영향을 나타내는 이론적인 식을 제시하였다.

\* 국방과학연구소

\*\* 한국과학기술원 기계공학과

## 1. 개 요

복합재료는 비강성이나 비강도 면에서 우수함으로써 공력가열(aerodynamic heating) 및 태양열 복사에너지에 의하여 열하중을 받는 초음속 항공기, 미사일, 우주선과 같은 항공/우주 구조물의 얇은 두께를 갖는 구조 요소들에 널리 사용되고 있다. 이러한 두께가 얇은 복합적층 구조물은 비교적 낮은 온도 차이에서도 탄성범위 내에서 열좌굴(thermal buckling)이 발생하게 된다. 따라서 열좌굴은 심한 온도변화의 환경 조건하에서 얇은 두께의 구조물의 설계에서 중요한 설계기준이 된다. 복합재료 구조물의 열좌굴 및 좌굴후 거동에 관한 해석적인 연구는 상당히 이루어졌으나[1-3] 실험적인 연구는 거의 없는 실정이다[4]. 최근 심한 온도변화의 환경 조건하에서 활용되는 복합적층 구조물의 안정성을 향상하기 위한 지능형 구조물의 개념이 많은 주목이 되고 있다. 환경에 적응하고 능동적으로 작동하는 지능형 구조물 개발을 위하여 형상기억합금에 관하여 많은 연구가 수행되고 있다. 형상기억합금은 열 에너지를 기계적 에너지로 변환하는 능동재료의 일종으로, 형상기억합금을 작동기로 활용하는 데는 좋은 특성을 보유하고 있기 때문에, 이는 온도 변화에 따라 저온의 마르텐사이트 상에서 고온의 오스테나이트 상의 상변태가 유발하여 수축하면서 큰 형상기억회복력(이하 형상회복력)을 유발하는 형상기억효과를 발생하는 고유한 특징이 있다 [5,6].

형상기억합금에 의한 형상회복력이 유연한 복합재료의 좌굴제어 [7-9]와 형상제어 [10]에 대하여 미치는 영향을 활용하는 연구는 많이 수행되어 왔다. 그러나, 형상기억합금 선을 삽입한 복합적층 구조물의 열좌굴 및 좌굴후 거동에 관한 연구는 극히 제한된 실정이다. Zhong [11] 등은 형상기억합금 선을 삽입한 복합적층 판의 열좌굴 및 좌굴후 거동을 유한요소 해석을 통하여 연구하였다. 그들은 복합적층 판에 삽입한 형상기억합금 선이 임계좌굴하중을 증가 시키고 좌굴후 거동의 변형량을 크게 감소하는 결과를 얻었다. 그들의 연구에서는 형상회복력의 특성을 형상기억합금의 구성방정식을 이용하여 분석하지 아니하고 기존의 실험결과에서 형상회복력의 크기를 추출하여 활용하였으며, 선과 복합재료 사이의 상호관계를 묘사하는 데에는 한계가 있다.

현재까지 발표된 논문조사를 바탕으로 형상기억합금 선의 특성을 활용하여 복합적층 구조물의 열좌굴 및

좌굴후 거동에 적용한 실험적인 연구 발표가 없는 실정이다 [12]. 이는 본 해석의 경우 가정된 복합적층 보의 균일한 온도분포를 가정하는 열적 상태를 실험장치로 구현하는 것이 어렵기 때문으로 판단된다. 그러므로 실험과 해석사이의 열적 조건의 피할 수 없는 차이로 말미암아 이들 결과들의 차이는 발생할 것으로 판단된다. 본 논문의 목적은 형상기억합금 선을 삽입한 복합적층 보의 열좌굴 및 좌굴후 거동에서 형상회복력을 이용하여 임계좌굴온도를 향상하고 좌굴후 변형을 감소하는 결과를 관한 해석 및 실험을 수행하는 것이다. 형상회복력이 어떻게 열좌굴 거동에 미치는 지 살펴보기 위해 보의 세장비 및 기하학적 초기결함과 형상기억합금 선의 삽입위치를 고려하여 결과를 나타내었고 검토하였다. 본 실험결과를 이용한 해석을 바탕으로 형상기억합금 선을 삽입한 복합적층 보에서 열좌굴에서, 형상회복력이 임계좌굴온도에 미치는 영향을 나타내는 이론적인 식을 제시하였다.

## 2. 해 석

형상기억합금 선을 보의 두께 방향으로 중간에 삽입하고 양단고정인 그림 1과 같은 복합적층 보의 모델을 생각한다. 운용온도를  $T$ , 실내온도를  $T_0$ 로 두면 온도변화  $\Delta T = T - T_0$ 는 복합적층 보의 열변형률을 유발하게 되어 보는 축방향으로 팽창하게 되지만 양단고정의 경계조건으로 말미암아 구속하게 되어 보는 면내 열 압축하중이 유발하게 된다[13]. 해석을 단순화하기 위해, 1) 선과 복합재료의 완전한 접착 2) 복합적층 보 두께와 길이 방향의 균일한 온도 분포 3) 재료의 물성치는 온도와는 무관하다는 가정을 하였다. 임계좌굴온도 해석의 목적은 위의 가정에서 형상회복력이 임계좌굴온도에 어떠한 영향을 미치는 지 이론적으로 검토하기

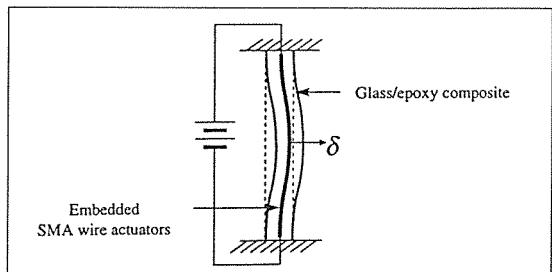


Fig. 1. Schematic diagram of the specimen with directly embedded SMA wire actuators for thermal buckling in this study

위하여 선형해석을 하였다. 실험결과 값과의 자세한 비교는 5.4에서 언급하였다. 열좌굴 시점에서 아무런 선도 삽입하지 않은 복합적층 보에 작용하는 임계좌굴하중이 오일러 하중과 동일하다고 가정하면 아래의 다음 식으로 주어진다 [14].

$$P_{cr} = \alpha_{com} \Delta T_{cr} EA = \frac{\pi^2 EI}{l_e^2} \quad (1)$$

여기서  $\Delta T_{cr}$ 은 임계좌굴온도 변화이고  $A, E, \alpha_{com}, l_e$ 는 각각 복합적층 보의 단면적, 영계수(Young's modulus), 유효 열팽창계수(coefficient of effective thermal expansion)와 유효길이(effective length)이다. 보의 임계좌굴온도 변화,  $\Delta T_{cr}$ 는 식(2)로 표현된다.

$$\Delta T_{cr} = \frac{\pi^2}{\alpha_{com} S^2} \quad (2)$$

여기서  $S = l_e/r$ 은 세장비(slenderness ratio),  $r$ 은 단면적  $A$ 의 회전반경(radius of gyration)이다. 양단고정의 경우 임계좌굴온도는 식(2)에 나타난 바와 같이 영계수에 독립적이고 열팽창계수  $\alpha$ 와는 반비례함을 알 수 있다.

복합적층 보에 삽입한 형상기억합금 선의 형상회복력이 열좌굴에 미치는 영향을 해석하기 위하여 아래의 두가지 방법을 적용하였다. 하나는 미소 횡방향 변위에서 좌굴하중을 평가하는 오일러 식 [15]이고, 다른 하나는 형상기억합금 선을 삽입한 복합적층 보의 내부

응력장 및 변위장을 평가하는 cut and paste 방법 [16]이다. cut and paste 방법을 설명하기 위해 그림 2(a)와 같이 전기저항 발열에 의해 작동되는 형상기억합금 선을 삽입한 복합적층 보의 평형상태를 가정한다. 이 개념은 먼저 그림 2(b)와 같이 형상기억합금 선을 떼어내어 응력상태를 고려한 이후 선을 복합재료에 붙이는 것이다. 떼어낸 형상기억합금 선은 하중단계(loading step)로써 그림 2(c)와 같이 온도 변화에 따른 형상회복력에 의해 수축하게 된다. 삽입된 선의 기하학적 경계조건을 만족하기 위해서 형상기억합금 선에 인장력의 형상회복력  $P_{SMA}$ 가 작용한다. 그림 2(d)와 같이 선을 복합재료에 붙인 상태에서는 그림 2(a)의 초기상태와 같이 외부하중이 작용하지 않는 하중의 경계조건을 만족하기 위해서 복합재료 보에 압축력의 형상회복력  $P_{SMA}$ 가 작용한다. 선을 포함한 복합재료는 생브낭의 원리 (Saint-venant's principle) 에 의한 끝단에서의 영향과 선의 부피비가 매우 적어 보의 길이 방향으로 볼 균일한 압축응력의 영향을 무시하면 형상회복력은,  $P_{SMA}$ , 복합재료의 열팽창의 반대방향으로 작용하게 된다. 형상기억합금 선을 삽입한 복합적층 보는 그림 2(d)에 나타난 바와 같이 자체 평형상태 이므로 보 단면에서의 응력분포는 인장응력 뿐만 아니라 압축응력을 수반하게 된다. 축방향으로 구속되지 않은 형상기억합금 선을 삽입한 복합적층 보에서 보의 두께방향으로 균일하게 온도가  $\Delta T_{cr}$  만큼 증가하게 되면 보의 축방향으로 자유롭게 팽창하게 된다. 그림 2에서 나타난 바와 같이 형상기억합금 선을 삽입한 복합적층 보의 축방향 변형률,  $\epsilon_i$ 은 균일한 온도분포 상태에서의 열 변형률과,  $\epsilon_{th}$ , 형상회복력,  $P_{SMA}$ 에 의한 복합적층 보의 압축 변형률,  $\epsilon_{SMA}$  으로 이루어진다.

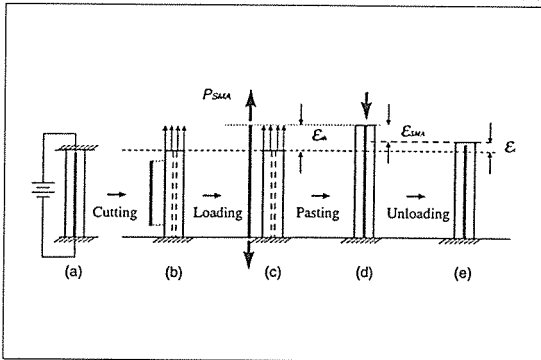


Fig. 2. Analytical model of the SMA-composite beam using the cut and paste method. a) the SMA-composite beam, b) Separation of the SMA wire actuators from the composite beam, c) consideration the geometrical boundary condition, d) consideration the loading boundary condition, e) thermal expansion of the SMA-composite beam

$$\epsilon_{th} = \alpha_{com} \Delta T \quad (3)$$

$$\epsilon_{SMA} = \frac{P_{SMA}}{E_{eff} A} \quad (4)$$

$$\epsilon_i = \alpha_{com} \Delta T - \epsilon_{SMA} \quad (5)$$

여기서  $E_{eff}$ 은 복합적층 보의 유효 영계수(engineering constants)이다. 이 cut and paste의 개념은 단순히 온도차이에 의한 탄성범위 내에서 기계적, 열적 물성치가 서로 다른 두가지 이상으로 이루어진 복합 구조물의 열적 변형률을 나타내는 보다 복잡한 문제로

의 적용에 있어 간편하다. 형상회복력,  $P_{SMA}$ 는 식(6)과 같이 삽입한 선의 개수( $n$ ), 단면적( $A_{SMA}$ ), 응력( $\epsilon_{SMA}$ )으로 나타낼 수 있고 보의 유효 열팽창계수,  $\alpha_{com}$ 는 전체 열팽창 변형률,  $\epsilon$ 과 식(7)과 같이 연결할 수 있다.

$$P_{SMA} = n A_{SMA} \sigma_{SMA} \quad (6)$$

$$\alpha_{com} = \frac{\epsilon_t}{\Delta T} \quad (7)$$

$$v_{SMA} = \frac{n A_{SMA}}{A} \quad (8)$$

식 (6,7,8)과 (3) 을 (2)에 대입하여, 아래의 식 (9)을 얻는다.

$$\Delta T_{cr} = \frac{\left( \frac{\pi^2}{S^2} + \frac{v_{SMA} \sigma_{SMA}}{E_{eff}} \right)}{\alpha_{com}} \Delta T = \Delta T_{cr1} + \Delta T_{SMA} \quad (9)$$

형상회복력의 영향을 고려한 보의 임계좌굴온도의 변화,  $\Delta T_{cr}$ 는 보의 세장비  $S$ , 형상회복력  $P_{SMA}$ , 복합적층 보의 유효 열팽창계수와 영계수  $\alpha_{com}$ ,  $E_{eff}$ 와 선의 부피비,  $v_{SMA}$ 의 함수형태로 나타낼 수 있다. 편의상, 식(9)에서 균일한 온도분포에 의한 열팽창에 의한 항인  $\Delta T_{cr1}$ 과 형상회복력에 의한 항  $\Delta T_{SMA}$ 로 나타내고, 임계좌굴온도는  $\Delta T_{cr}$  표기하여  $\Delta T_{cr1}$ 과  $\Delta T_{SMA}$ 의 중첩으로 표현한다.

형상회복력은 초기변형률, 형상기억합금 선의 부피비, 선의 직경, 선의 반복효과 등 많은 변수에 의해 변화한다. 형상회복력의 불명확성을 고려하여, 형상기억합금의 공학적 응용을 위한 구성방정식은 아직까지 규명하기 어려운 실정이다. 따라서, 본 연구에서는 식(7)과 함께 임계좌굴온도를 계산하기 위하여 그림 5에 나타난 형상회복력을 활용하였다. 또한 구조 제어적인 측면에서 중요한 특성중의 하나는 마르텐사이트 변태를 거치는 재료의 영계수의 큰 변화로 알려져 있다. 그러나 본 실험에서 사용한 시편과 같이 매우 적은 부피비를 갖는 경우는 영계수의 증가는 무시할 수 있다.

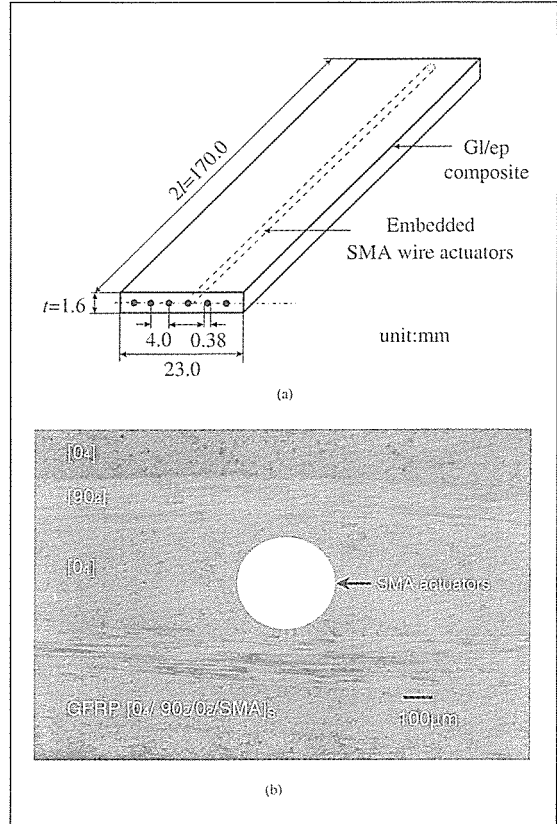


Fig. 3. Cross sections of the SMA-composite beam of a) schematic diagram, b) optical micrography

### 3. 실험

#### 3.1. 실험시편

본 실험에서 사용한 시편은 유리섬유에폭시 (주)선경인더스트리의 프리프레그를 사용 하였다. 그림 3(a)에 나타난 바와 같이 제원은 길이 170mm, 폭 23mm, 두께 1.0mm의 복합적층 보에 삽입한 형상기억합금 선은 직경 0.38mm로 외부 구조물(external structures)에 고정하지 않았다. 적층순서는  $[0_4/90_2/0_2]_s$ 이고 형상기억합금 선을 4mm 간격으로 중립축에 삽입하고 형상회복력의 영향을 열좌굴에 활용하기 위하여 다음의 사항을 고려하여 시편(SMA-composite)을 설계/제작하였다. 또한 형상회복모멘트의 영향을 검토하고자 편심하게 삽입한  $[0_2/SMA/0_2/90_2/0_4/90_2/0_4]_T$ 의 시편도 고려하였다. 선은 레진리치(resin rich) 영역과 같은 내부결함(internal imperfections)을 최소화하기

Table 1. Material properties of Glass/epoxy composites and wires

Glass/epoxy		Wires	
		SMA	NiCr
$E_1$ (Gpa)	40.77	Resistance( $\Omega$ /m)	10.0
$E_2$ (Gpa)	11.70		
$\nu_{12}$	0.31	Diameter(mm)	0.38
$G_{12}$ (Gpa)	4.89		

Table 2. Phase transition temperatures

Phase	Temperature ( $^{\circ}$ C)
$M_s$	48.5
$M_f$	41.0
$A_s$	45.0
$A_f$	52.5

복합재료 및 선 등의 물성치는 도표 1에 나타내었다.

### 3.2. 열좌굴 실험

열좌굴 실험은 기계식 구동의 INSTRON사의 시험기를 이용하였으며, 시편에 작용하는 압축하중 및 횡방향의 변형을 관찰하기 위하여 로드셀과 비접촉식 변위센서를 이용하였으며 양단고정의 경계조건으로 하였다. 그림 4(a)는 열좌굴 실험을 위해 완료된 상태이고 그림 4(b)는 실험장비의 개략도를 나타내었다. 선의 작동은 전기저항 발열방법(electrical resistance heating)에 의해 이루어지고, 보의 균일한 온도분포를 구현하기 위하여 분당 0.03 암페어(Ampere)의 비율로 약 40분 동안 천천히 증가하도록 가열하였다. 이러한 실험장치를 통하여 온도증가에 따라 형상회복력이 발생하게 된다. 복합재료의 표면온도는 실시간으로 표면 천이온도(transient temperature)를 측정할 수 있는 열전대(thermocouple)를 사용하여 측정하였고 그 결과 보의 양 표면온도가 같음을 보였다. 그러나 대류 및 전도를 통한 실온상태로의 냉각으로 말미암아 보의 두께와 길이방향으로 균일한 온도분포를 보장하기는 어렵다. 이러한 온도분포와 관련된 실험적인 장치의 한계로 보의 균일한 온도분포의 가정을 통한 해석결과와의 차이를 유발할 것으로 생각된다.

### 3.3. 형상기억합금 선의 거동 특성

열좌굴에 적용하기 전에 형상기억합금 선의 형상회복력을 예측하고 각종 물성치를 활용하기 위하여 많은 실험을 수행하였다. 형상기억합금의 변태온도는 온도에 따른 형상회복력에 절대적인 영향을 미친다. 형상기억합금 선의 변태온도는 응력이 없는 상태에서의 마르텐사이트 시작온도( $M_s$ ), 마르텐사이트 끝온도( $M_f$ ), 오스테나이트 시작 온도( $A_s$ ), 오스테나이트 끝온도( $A_f$ )로 구분된다. 시차주사 열량계(Differential Scanning Calorimeter)를 이용하여 측정한 결과를 도표 2에 나타내었다.

그림 5는 잔류 변형률이 온도에 따른 형상기억합금

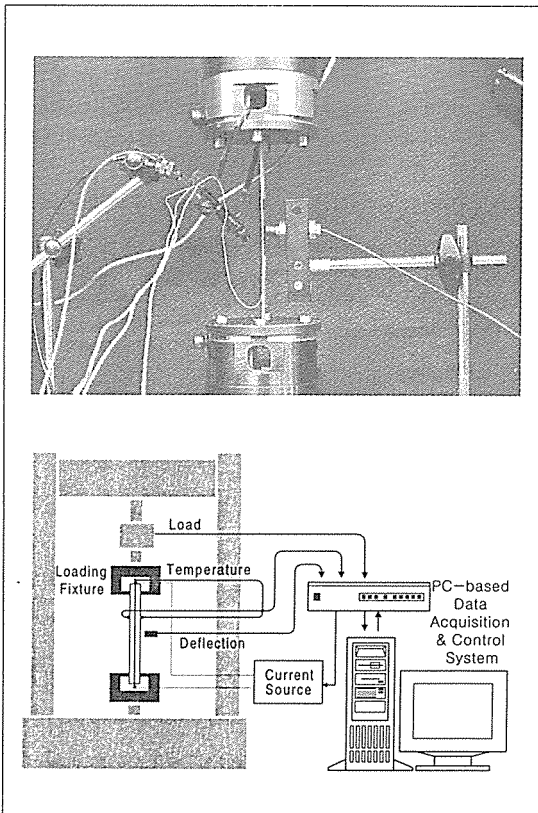


Fig. 4. Experimental setup for the thermal buckling test

위해  $[0]_4$ 적층에 삽입하고, 보 두께 방향으로 중앙의 삽입위치를 유지하기 위해  $90^{\circ}$ 층을  $0^{\circ}$ 층에 인접하여 적층하였다. 아울러 형상회복력의 영향을 검토하기 위하여 형상기억합금 선 또는 니크롬 선을 삽입한 복합적층 보를 상호 비교 하였다. 그림 3(b)는 실험시편 단면의 광학현미경 사진으로  $0^{\circ}$ 층과 나란히 형상기억합금 선을 삽입한 경우 레진리치 영역을 최소화할 수 있고,  $90^{\circ}$ 층을 인접하게 적층함으로써 선의 삽입위치를 조절할 수 있음을 나타내고 있다. 본 실험에서 이용한

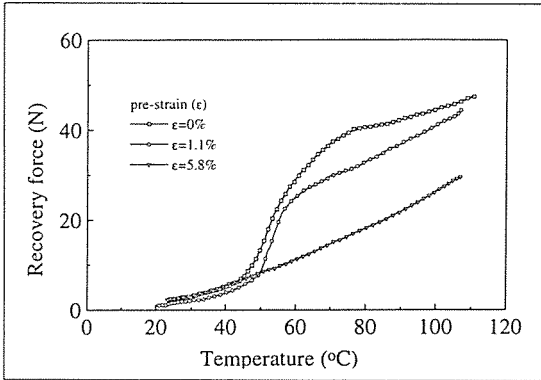


Fig. 5. Experimental results of shape recovery force versus temperature

선의 형상회복력의 변화를 나타내었다. 변형률이 0%인 거동에서는 약 45°C 부근에서 상당히 큰 형상회복력으로 인하여 응력의 증가가 나타난다. 또한 초기 변형률이 증가함에 따라 상변태에 의한 작용응력 증가량이 감소함을 알 수 있다. 이러한 현상은 R상 변태의 특징으로 알려져 있다[16]. 앞에서 언급한 형상기억합금 선의 가열과 냉각을 거치는 초기 작동횟수에 따라 형상회복력이 감소하는 반복효과(cyclic effect) [17]를 최소화하기 위해 냉각조에 보관하여 마르텐사이트 상으로 만들고, 형상회복력이 최대값이 아닌 증가하는 온도범위를 고려하여 활용하였다. 온도에 따라 민감한 형상회복력과 반복적인 사용에도 일정한 형상회복력의 크기를 활용하기 위하여 그림5에 나타난 형상회복력의 실험적 결과를 바탕으로 선은 초기변형률을 가하지 않았다. 향후 R상과 반복효과를 고려한 구성방정식을 통한 형상회복력의 규명이 필요할 것으로 보이나 이 논문에서의 연구범위를 넘어선 것으로 판단된다.

#### 4. 결과 및 토의

복합적층 보에 삽입한 형상기억합금 선을 상변태 온도이상으로 가열할 경우 형상회복력이 발생한다. 형상회복력은 복합적층 보의 열팽창 변형률을 감소하여 임계좌굴하중을 증가시키고 횡방향 변위를 감소시키는 결과를 하중-변위-온도의 관계에서 정량적으로 나타내었다. 니크롬 선을 삽입한 시편(NiCr-composite)을 도입한 목적은 아무런 선도 삽입하지 않은 순수한 복합적층 보의 열좌굴을 나타내기 위함이다. 본 실험에서

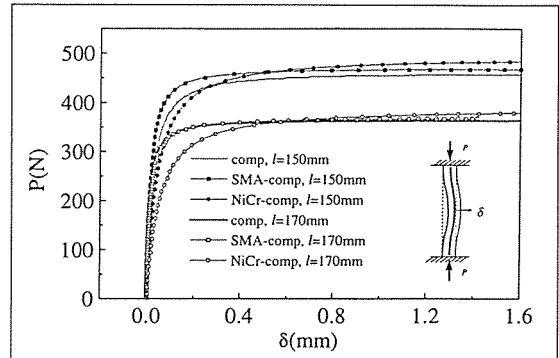


Fig. 6. Load-deflection curves of the SMA-composite beam and the NiCr-composite beam with different slenderness ratio under external compression load

Table 3. Thermal properties of Glass/epoxy composites and NiCr wire

Thermal expansion coefficient (m/m/°C)*10 <sup>-6</sup>	Glass/epoxy	Glass/epoxy [0 <sub>z</sub> /90 <sub>z</sub> /0 <sub>z</sub> ] <sub>s</sub>	NiCr
$\alpha_{11}$	8.53	11.3	11.5
$\alpha_{22}$	38.45	N.A.	11.5

이용한 형상회복력의 특성이 없는 니크롬 선은 형상기억합금 선에 비하여 거의 동일한 제원과 전기저항을 가지므로 전기저항 발열방법 하에서 형상기억합금 선의 가열로 유발되는 열하중과 같은 상태이다. 형상기억합금 선을 삽입한 시편은 형상회복력과 열하중을 동시에 받지만 니크롬 시편은 같은 크기의 열하중만을 받는 상태이다.

##### 4.1. 기계적 특성

열좌굴 실험에 앞서, 열계수가 서로 다른 형상기억합금 선 또는 니크롬 선을 삽입함으로써 예상되는 기계적 특성의 변화를 임계좌굴하중의 차이로 설명하였다. 그림 6은 형상기억합금 또는 니크롬 선을 중립축에 삽입한 시편과 순수 복합적층 보의 외부하중에 의한 하중-횡방향 변위를 시편길이  $l=170, 150\text{mm}$ 에 대해 나타내었다. 세장비  $S=L/r$ 은 식(2)에 나타난 바와 같이 열좌굴 거동에 중요한 파라메타이다. 본 실험에서는 보의 단면적과 회전 반경  $r$ 은 고정하였으나 보의 길이  $l$ 은 변화하였다. 편이상, 세장비를 보의 길이  $l$ 로 나타내었다. 형상기억합금 및 니크롬 선을 중립축에 삽입한 경우 아무런 선도 삽입하지 않은 시편에 비하여 임계좌굴하중이 각각 1%, 2%증가함을 보였다. 이는

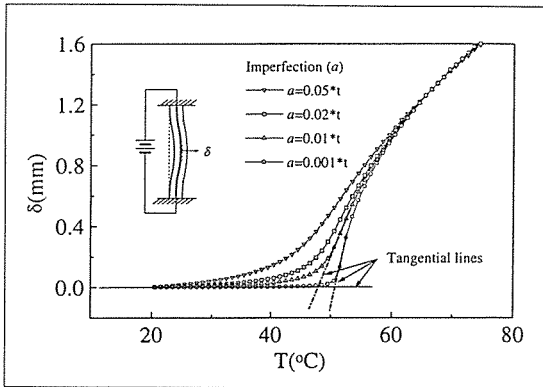


Fig. 7. FEM results of the thermal buckling response of the composite beam for sensitivity analysis of imperfections

선을 복합재료에 삽입하여 강화한 효과로, 시편들끼리의 임계좌굴하중의 차이는 무시할 만하며 이에 비례하는 굽힘강성(flexural rigidity),  $EI$ 의 영향도 무시할 수 있다. 또한 식(7)에 나타난 바와 같이 보의 임계좌굴온도에 영향을 미치는 복합재료와 니크롬선의 열팽창계수는 열기계 분석기(thermo-mechanical analyzer)를 이용하여 25-100℃의 온도에서 구하였으며 표 3에 나타내었다. 니크롬 선(Nicr wire)의 열팽창계수는  $[0/90_2/0_2]_s$  적층을 갖는 실험시편의 유효 열팽창계수와 거의 동일하다. 이러한 기계적, 열적 특성을 바탕으로 니크롬 선을 삽입한 시편의 열좌굴 거동은 순수한 복합적층 보의 열좌굴 거동을 대변하게 된다.

#### 4.2. 임계좌굴온도 결정

그림 7에 선을 삽입하지 않은 순수한 복합적층 시편의 열좌굴 및 좌굴후 거동을 예측하기 위하여 비선형 유한요소해석의 결과를 나타내었다. 보의 기하학적 초기결함은 완전한 형상에 좌굴모드를 고려하여 보 두께의 형태로 기하학적으로 나타내고 스케일링 계수(scaling factor)를 조절함으로써 보의 기하학적 초기결함 민감도에 따른 임계좌굴온도의 영향을 그림 7에 나타내었다. 기하학적 초기결함이 작은 경우 임계좌굴온도  $\Delta T_{cr}$ 에 도달할 때까지 횡방향 변위는 영점 주위에서 편평하게 유지하다가 임계좌굴온도 이후에는 급작스럽게 증가함을 알 수 있다. 임계좌굴온도는 급격히 변하는 거동의 기울기 점선과 횡방향 변위가 영인 점선의 교차점 방법(이하 점선교차법, cross tangential method)으로 결정하였다.

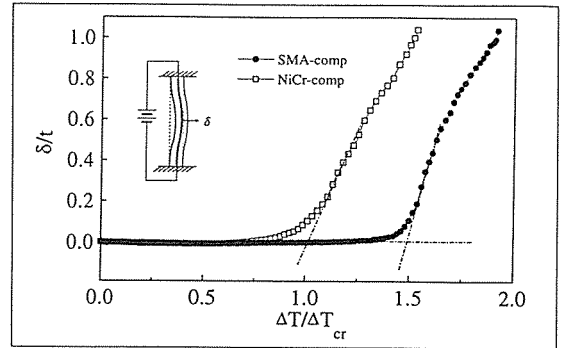


Fig. 8. Normalized deflection-temperature curves on thermal buckling response of the SMA-composite beam and NiCr-composite beam

 Table 4. Comparison between experimental and analytical results for the critical buckling temperature change,  $\Delta T_{cr}$ , of the SMA-composite beam

Specimen	Length (mm)	Equ. (9), (°C)		FEM, (°C) (nonlinear, $a=0.1\%t$ )	Experiment	
		Result, (°C)	Increment rate		Result, (°C)	Increment rate
NiCr-composite	170	25.78	1.00*	31.50	44.5	1.00*
	150	33.11	1.00**	41.50	61.3	1.00**
SMA-composite	170	41.12	1.60*	—	66.3	1.49*
	150	49.21	1.49**	—	71.5	1.17**

#### 4.3. 형상회복력의 효과

그림 8은 형상기억합금 선 또는 니크롬 선을 삽입한 복합적층 보의 실험결과( $l=170\text{mm}$ )에서 형상회복력이 열좌굴 및 좌굴후 거동에 미치는 영향을 나타내고 있다. 열전대로 측정된 보 양표면의 천이온도는 동일하며 작동 중 실내온도는  $T_o=18.5^\circ\text{C}$ 이다. 열좌굴후 변형은 보의 두께( $t$ )로 온도변화는 니크롬 선을 삽입한 보의 임계좌굴온도,  $\Delta T_{cr1}$ 로 무차원화 하였다. 무차원화된 변위-온도관계에서 임계좌굴온도까지 횡방향 변위가 변화하지 않다가 이후 좌굴후 거동을 나타내는 급격한 기울기의 변화를 따른다. 형상기억합금 선을 삽입한 보의 임계좌굴온도는 니크롬 선을 삽입한 보에 비하여 약50% 증가되었으며 이는 형상회복력의 영향이다. 또한 열좌굴후 거동에서는  $\Delta T_{cr}/\Delta T_{cr1}=1.5$ 의 온도에서 형상기억합금 선을 삽입한 시편은 0.1r인 반면 니크롬 선을 삽입한 시편은 1.0r의 횡방향 변형을 나타내고 있다. 이러한 결과로부터 형상회복력은 보의 임계좌굴온도를 증가할 뿐만 아니라 횡방향 변형을 억제함을 알 수 있다. 표 4에 임계좌굴온도에 대한 실험결과, 식(7)의 해석결과 및 유한요소 결과를 나타내었다.

시편길이에 따른 임계좌굴온도의 증가율은 형상기억합금 선을 삽입한 시편의 임계좌굴온도,  $\Delta T_{cr}$ 에 순수한 복합적층 보의 열좌굴을 나타내는 니크롬 선을 삽입한 시편의 임계좌굴온도,  $\Delta T_{cr1}$ 를 나눈 값이다. 앞서 언급한 바와 같이  $R$ 상변태를 유발하는 형상회복력은 선의 초기변형률, 부피비, 반복효과 등 많은 변수에 의해 변화한다 [19]. 이러한 변수에 따른 형상회복력의 불명확성을 고려하여, 형상기억합금의 공학적 응용을 위한 구성방식은 아직까지 규명하기 어려운 실정이다 [20]. 따라서, 표 4에 나타난 해석결과를 해석식(7)과 함께 그림 5에 나타난 형상회복력,  $P_{SMA}$ 을 활용하였다. 표 4에서 해석결과와 실험결과와의 차이는 해석에서는 보의 균일한 온도분포를 가정하였으나 실험에서는 이러한 온도조건을 구현하지 못한 원인으로 판단된다.

형상기억합금 선을 삽입한 복합재료 보의 열좌굴 및

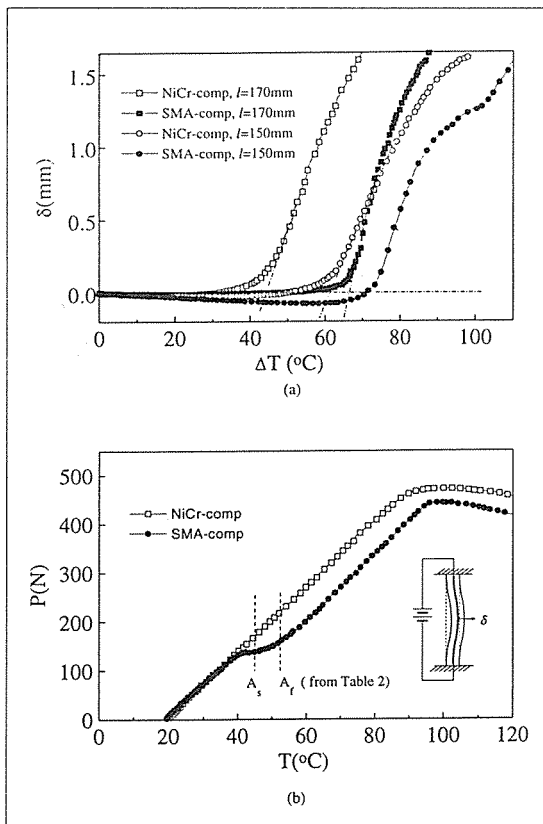


Fig. 9. Thermal buckling response of the SMA-composite beam and the NiCr-composite beam, a) deflection-temperature curves at different lengths  $l=170, 150$ mm, b) load-temperature at length  $l=150$ mm

좌굴후 거동의 실험결과를 나타낸 표 4과 그림 9에서 흥미있는 관점을 찾을 수 있다. 첫째, 임계좌굴온도의 증가율이 시편길이  $l=150, 170$ mm에 대하여 서로 다를 수 있다. 이는 식 (7)에 나타난 바와 같이 임계좌굴온도는 형상회복력의 크기에 비례하는 관계이고, 그림 5에서 언급한 바와 같이  $R$ 상변태를 수반하는 형상회복력은 온도에 대해 높은 비선형성을 갖기 때문에 설명된다. 따라서 시편길이에 따른 임계좌굴온도,  $\Delta T_{cr}$  증가율의 차이는 그림 5에 나타난 바와 같이 높은 비선형성의 거동을 나타내는 형상회복력의 특성으로 설명된다. 실험시편의 길이  $l=150$ mm에서 열좌굴 후 거동의 경우 선과 복합재료의 계면에서 극히 부분적인 계면분리(interfacial debonding)가 발생함을 육안으로 확인하였으나 이로 인한 영향은 미비할 것으로 판단된다. 둘째,  $l=170$ mm의 상태에서 형상기억합금 선을 삽입한 보의 임계좌굴온도  $\Delta T_{cr}=66.3^{\circ}\text{C}$ 에서 니크롬 선 또는 형상기억합금 선을 삽입한 시편의 횡방향 변위는 각각 1.45, 0.05mm이다. 형상회복력의 영향은 그림 9(b)와같이 하중-온도 실험결과에서도 나타난다. 온도  $70^{\circ}\text{C}$ 에 해당하는 열하중은 니크롬 선 또는 형상기억합금 선을 삽입한 시편 각각 350(N)과 265(N)이다. 형상회복력,  $P_{SMA}$ 은 식(5)과 같이 보의 열팽창을  $\epsilon_{SMA}$ 만큼 감소하고, 이러한 영향은 양단고정된 경계조건을 고려하면  $\epsilon_{SMA}$ 에 해당하는 열하중을 감소시킨다. 그림 9(b)에서 특정온도에서의 기울기의 변화와 형상회복력으로 말미암아 횡방향 변위가 감소하는 것이 특이하다. 온도에 대한 하중의 기울기는 두 시편은 서로  $40^{\circ}\text{C}$ 까지 거의 차이가 없다. 형상회복력의 발생이전에는 그림 9(b)의 기울기는  $\alpha$ 값이 일정하여 아무런 영향을 미치지 않는다.  $40\text{--}50^{\circ}\text{C}$  부근에서 기울기가 갑자기 변화하는데 이는 형상회복력의 발생을 나타내고 있다. 이러한 거동은 표 2에 나타난 DSC 상변태 온도 결과와는 일치하나, 그림 5에 나타난 선 자체의 온도에 따른 형상회복력의 거동과는 다소 차이가 발생하는데 이는 선을 직선형태로 삽입하는 과정에서 초기변형이 가해진 결과로 판단된다.

#### 4.4. 기하학적 초기결함의 영향

그림 10은 형상기억합금 선을 삽입한 보를 이용하여 실험결과에서 얻은 서로 다른 기하학적 초기결함을 가진 열좌굴 거동을 나타내었다. 그림 10(a)에 나타난 하중-변위의 결과에서 점선과 실선은 기하학적 초기결함이 큰 경우와 작은 경우를 각각 나타내고 있다. 비교적



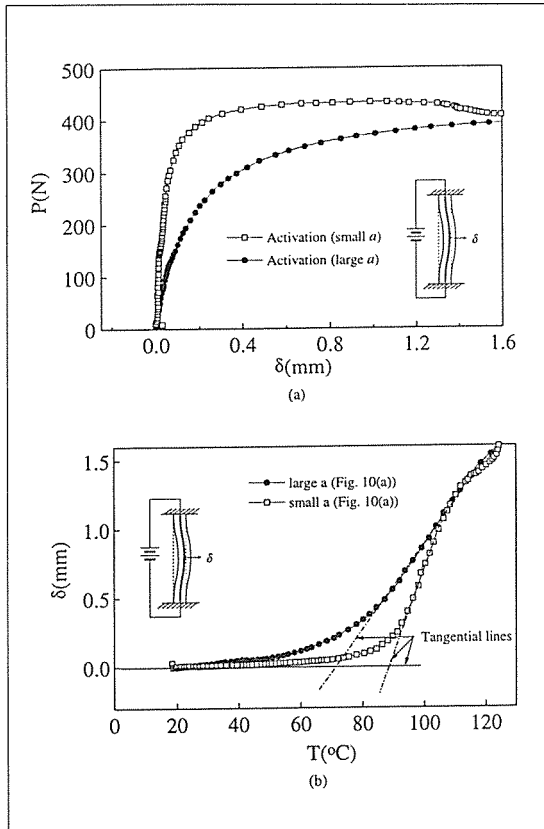


Fig. 10. Thermal buckling response of SMA-composite beam with different imperfections a) load-deflection curves, b) deflection-temperature

큰 기하학적 초기결함의 거동은 열작동에 의해 수반되는 열하중(activation) 또는 외부(no activation)하중이 가해지자마자 초기에 변형된 보의 휘기 시작하고 작용하중이 오일러 하중에 접근함에 따라 기하학적 초기결함의 크기에 상관없이 횡방향 변위는 증가하게 된다. 또한 그림 10(b)의 실험결과와 관련된 작용온도가 커짐에 따라 외부하중에 의한 거동에 비하여 임계좌굴하중은 감소하는 경향을 보인다. 그림 10(b)는 그림 10(a)에 사용된 결과를 온도와 변위의 관계로 나타낸 것으로 기하학적 초기결함이 큰 경우, 접선 교차에 의한 임계좌굴온도의 계산에 오차가 발생할 수 있음을 알 수 있다.

본 연구에서는 열좌굴 실험결과로부터 임계좌굴온도를 결정함에 있어 접선교차방법이 적합한 지를 증명하기 위하여 Southwell방법을 적용하였다. Southwell은

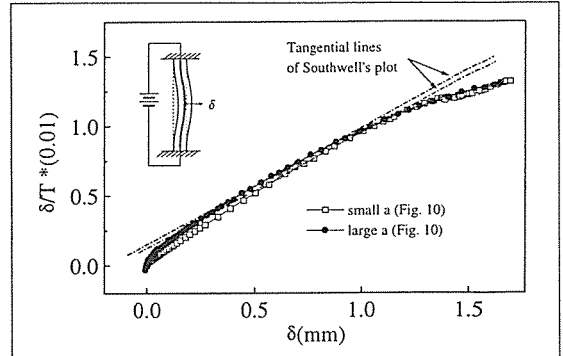


Fig. 11. Southwell's plot of thermal buckling response of the SMA-composite beam with different imperfections

Table 5. Comparison between Southwell method and cross tangential method for the critical buckling temperatures change,  $\Delta T_{cr}$ , of the SMA-composite beam

Initial geometric imperfection conditions	Southwell method	Cross tangential method
small $a$ (Fig. 8(a))	90.61 °C	70.1 °C
large $a$ (Fig. 8(a))	88.64 °C	N.A.

좌굴 실험결과의 점근성을 이용하여 임계좌굴하중을 결정할 수 있다고 제안하였으며, 이 방법은 임계좌굴하중에 도달하지 않고 비파괴 방법으로 기하학적 초기결함을 고려하기 때문에 매력적인 방법으로 알려져 있다 [21,22]. Southwell의 방법에서 압축하중대신에 작용온도로 대체하여 열좌굴 거동을 설명할 수 있도록 확장함으로써 임계좌굴온도의 결정에 있어 접선교차법의 적용과 비교하였다. 그림 11의  $\delta/P$ 와  $\delta$ 의 관계에서 일정한 기울기를 갖게 되고 임계좌굴온도의 역수로 표현된다. 이 결과로부터 Southwell방법과 접선교차법에 의한  $\Delta T_{cr}$ 은 표 5에 나타난 바와 같이 많은 차이가 있음을 알 수 있다. 이러한 차이는 Southwell방법을 열좌굴 문제에 적용함에 있어 제한성에 기인하는 것으로 판단된다. 첫째로, 실험에서 횡방향 변위의 측정결과는 영점부근에서의 오차로 인한 비선형 때문에 임계좌굴온도를 계산함에 있어 오차를 유발할 수 있으므로 많은 주의가 필요하다 [23]. 둘째로, Southwell방법을 열좌굴에 적용하기 위해서는 압축하중에 비해 실험시편의 물성치는 선형으로 비례하여야 한다. 그러나 본 실험에서 사용된 복합재료와 선들의 탄성 및 열적 물성치는 온도변화에 따라 변한다고 알려져 있고 향후 언급할 그림 9(b)와 같이 온도가 증가하여 90 °C 부근부터 좌굴하중은 감소하고 있다. 이러한 결과로부터 열좌

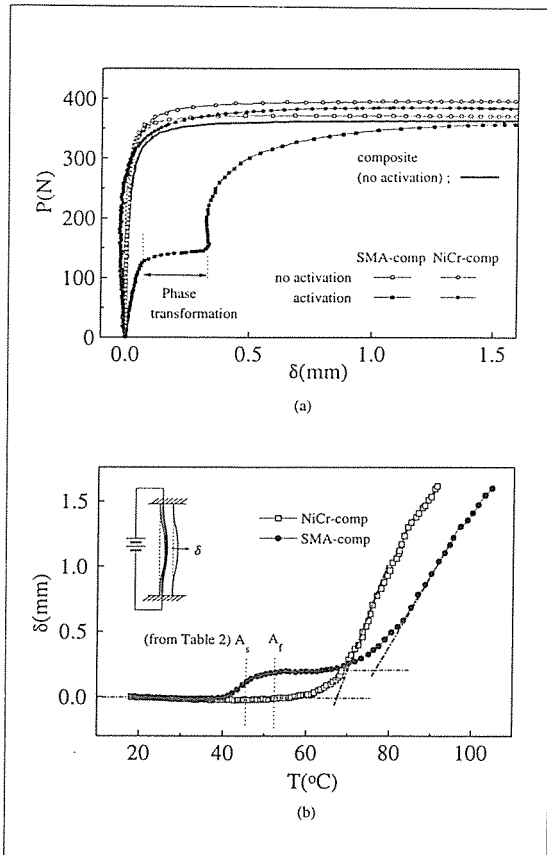


Fig. 12. Thermal buckling response of the SMA-composite and the NiCr-composite beam, a) deflection-temperature curves, b) load-deflection curves

굴 거동에 *Southwell* 방법을 적용 하기에는 적절하지 못하고 기하학적 초기결합이 적은 열좌굴 거동의 임계좌굴온도를 나타냄에 있어 점선교차법이 실험결과와 잘 일치함을 알 수 있다.

#### 4.5. 형상기억합금 선의 삽입위치의 영향

그림 12(a)는 외부하중에 의한 형상기억합금 선 또는 니크롬 선을 편심하게 삽입한 보와 순수 복합적층 보의 하중-변위의 거동을 각각 나타내었다. 편심하게 삽입한 형상기억합금 선과 니크롬 선의 보강으로 인한 영향은 아무 선도 삽입하지 않은 보에 비하여 굽힘강성이 8.8%, 2.2% 증가하였다. 실험에서 얻은 임계좌굴 온도끼리의 비교를 목적으로 단순화하기 위해 이러한 차이는 무시하였다. 그림 12(a)에서 흥미 있는 관심은

작동상태에서의 형상기억합금을 삽입한 시편의 거동이다. 횡방향 변위에 대한 열 압축하중의 기울기는 삽입한 형상기억합금 선의 상변태 온도동안 부분적으로 변함을 알 수 있다. 형상회복력은,  $P_{SMA}$ , 복합적층 보의 열팽창 변형률을 감소할 수 있고 이 영향은 열하중을 감소시킨다. 또한 그림 12(b)의 실험결과와 관련된 작용온도가 커짐에 따라 외부하중에 의한 거동에 비하여 임계좌굴하중은 감소하는 경향을 보인다.

그림 12(b)는 편심하게 삽입한 형상기억합금 선이 어떻게 보의 열좌굴 거동에서 영향을 미치는 지 나타내었다. 형상기억합금 선을 삽입한 시편의, 점선교차방법에 의하여 결정된, 임계좌굴온도가 니크롬 선을 삽입한 시편의 그것보다 약 18.2%씩이나 증가되었다. 형상기억합금 선을 삽입한 복합재료 보에서 형상회복력은 임계좌굴온도의 증가를 가져옴을 알 수 있다. 온도 40-50°C에서 급작스러운 횡방향 변위의 변화를 관찰할 수 있다. 형상회복력과 삽입위치와 보의 중립축과의 거리를 곱하여 삽입방향으로 균일한 모멘트 분포의 형상회복모멘트를 발생하게 된다. 이러한 형상회복모멘트에 의하여 임계좌굴온도 이전에 횡방향 변형을 유발하게 된다. 이러한 결과로부터, 상변태를 유발하는 온도변화의 환경조건 상태에서 좌굴모드가 결정된 곡률이 있는 셸 구조물의 경우 편심하게 삽입한 형상기억합금 선은 임계좌굴온도의 증가와 변형을 억제하여 실제 구조물에 적용이 가능하리라 판단된다.

## 5. 결 론

본 연구에서는 형상기억합금 선을 유연한 복합재료에 삽입한 실험시편을 이용하여 균일한 온도 분포 상태에서 열좌굴 거동 및 제어에 관한 실험 및 해석을 수행하였다. 이 결과로부터 아래의 결론을 얻었다.

1. 임계좌굴온도 증가와 열좌굴후 거동에서 좌굴을 억제하여 횡방향 변형을 감소시키는 결과를 얻었으며, 이러한 결과로부터 형상회복력의 특성을 갖는 형상기억합금은 상변태를 유발하는 온도변화를 갖는 환경조건에서 활용되는 복합재 구조물의 열좌굴 특성을 향상시킬 수 있는 효율적인 설계방안으로 활용될 수 있다.
2. 기존의 실험결과 분석방법과의 비교를 통하여 임계좌굴온도를 결정하는 새로운 방법인 점선교차법을 제안하였으며, 이는 기하학적 초기결합이 적은 범위에서 적용될 수 있다.

3. 형상회복력이 구조물의 임계좌굴온도에 미치는 영향을 분석하고자 cut and paste방법을 이용한 해석 모델을 제시하였다.

## 참 고 문 헌

1. Liaw, D.G., "Supersonic flutter of laminated thin plates with thermal effects," J. of Aircraft, Vol. 30, No. 1, 1993, pp. 105-111.
2. Chen, L.W. and Chen, L.Y., "Thermal post-buckling behaviours of laminated composite plates with temperature-dependent properties," Compo. Struct., 1991, Vol. 19, pp. 267-283.
3. Meyers, C.A. and Hyer, M.W., "Thermal buckling and postbuckling of symmetrically laminated composite plates," J. of Thermal Stresses, Vol. 14, 1991, pp. 519-540.
4. Thornton, E.A., Marshall, F.C. and McLeod, R.N., "Experimental study of plate buckling induced by spatial temperature gradients," J. of Thermal Stresses, Vol. 17, 1994, pp. 191-212.
5. "Technical information of shape memory alloys," Inc. (<http://www.sma-inc.com>).
6. Perkins, J., Shape memory effects in alloys," Plenum Press, New York, 1975.
7. Thompson, S.P. and Loughlan, J., "Adaptive post-buckling response of carbon fibre composite plates employing SMA actuators," Comp. Struct., Vol. 38, No. 1-4, 1997, pp. 667-678.
8. Baz, A. Ro, J. Mutua, M. and Gilheany, J., "Active buckling control of reinforced composite beams," Proceedings of the 33st structures, Structural, Dynamics and Materials conference, 1991, pp. 167-175.
9. 최섭, 이정주, 전제춘, (1998) "형상기억합금 선을 삽입한 복합적층 보의 좌굴제어," 복합재료학회, 제11권 제6호, pp. 29-38.
10. Choi, S. and Lee, J.J., "The shape control of composite beam with embedded shape memory alloy wire actuators," Smart Mater. and Struct., Vol. 7, No. 6, 1998, pp. 759-770.
11. Zhong, Z.W., Roger R.C., Chuh Mei and Pates III, C.S., "Buckling and postbuckling of shape memory alloy fiber-reinforced composite plates," Proceeding of ASME AD 41, 1994, pp.115-132.
12. Choi, S., Lee, J.J. and Lee, D.C., "Thermal buckling of laminated composite beam with embedded shape memory alloy actuators," J. of Compo. Mater. 1998, submitted.
13. Hetnarski, R.B. "Thermal stresses III," North-Holland, 1989.
14. Britvec, S.J., "Stability and optimization of flexible structures," Birkhauser, 1995.
15. Timoshenko S. and Gere. J., "Theory of elastic stability," McGRAW-HILL book company, Inc., 1963.
16. Suo, Z. and Hutchison, J.H., "Interface crack between two elastic layers," Int. J. Fracture, Vol. 43, 1990, pp.1-18.
17. Miyazaki S. and Otsuka, K., "Deformation and transition behavior associated with the R-phase in Ti-Ni alloys," Metallur Trans. A, Vol. 17, 1986, pp. 53-63.
18. Tobushi H., Lin, P.H. Hattori, T. and Maki-ta, M., "Cyclic deformation of TiNi shape memory alloy," JSME Int. J., Vol. A38, 1995, pp. 59-67.
19. Liang, C. and Rogers, C.A., "One-dimensional Thermomechanical Constitutive Relations for shape memory materials," J. of Intelligent Mater. Syst.and Struct., Vol. 1, 1990, pp. 207-234.
20. Shaw, J.H. and Kyriakides, S., "Thermomechanical aspects of NiTi," J. of Mechanics for Phys. of Solids, Vol. 43, No. 8, 1995, pp.1243-1281.
21. Barbero, E., Tomblin, J., "Buckling testing of composite columns," AIAA J., Vol. 30, No. 11, 1992, pp.2798-2800.
22. Tsai, W.T., "Note on southwell's method for buckling tests of struts," J. of Applied Mechanics, Vol. 53, 1986, pp.953-954.
23. Spencer, H.H. and Walker, A.C., "Critique of southwell plots with proposals for alternative methods," Experimental Mech., Vol. 15, 1975, pp.303-310.