論文

카본 및 실리카 강화 복합재료의 고온 인장 특성 평가

김종환*+, 김재훈**

The Tensile Characteristics of Carbon and Silica Reinforced Composites Under Elevated Temperature

Jong-Hwan Kim*+, Jae-Hoon Kim**

ABSTRACT

This paper presents the tensile characteristics for carbon/epoxy, carbon/phenolic and silica/phenolic composites under elevated temperature, which are considered for vehicle structure or thermal protection materials. The tensile test was conducted with servo-hydraulic testing machine and high temperature furnace, and the mechanical properties such as tensile strength, elastic modulus and Poisson's ratio were evaluated by using high temperature strain gages. Also, they were compared each other with respect to fiber orientation and temperature effect. These test results were used for designing and analyzing some airframe structures with these composites.

초 록

본 연구에서는 항공기 구조재로 활용되고 있는 카본/에폭시 복합재료와 기체 외부 열차단용 소재로 추천되고 있는 실리카/페놀 및 카본/페놀 복합재료 2종에 대하여 고온 환경하에서 인장시험을 행하였다. 고온용 스트레인게이지를 응용하여 각각의 복합재료에 대한 온도변화에 따른 인장강도, 탄성계수, 프와송비 같은 기계적 물성치를 도출하였으며, 복합재료 방향성에 따른 기계적 물성 및 인장 거동을 강화재 종류별로 비교 고찰하였다. 본 연구결과를 통하여 획득된 기초자료들은 항공기 구조재 및 열차단용 내열재료를 이용한 복합 구조재의 설계 및 해석에 응용되었다.

Key Words: 카본/에폭시 복합재료(carbon/epoxy composite), 카본/페놀 복합재료(carbon/phenolic composite), 실리카/페놀 복합재료(silica/phenolic composite), 인장강도(tensile strength), 탄성계수(elastic modulus)

1. 서 론

비행체의 성능향상과 더불어 고속 환경 경험으로 인하여 비행체 기체 구조물은 기존의 공력하중에 의한 외력환경외에 공력가열현상에 의한 열환경에 노출됨으로써 비행체 내부 탑재물의 성능 장애 뿐만 아니라 기체구조물의 강도가 더욱더 저하되어 운전자의 안전을 위협받게 된다. 이러한 열적 환경에서 비행체의 안전한 운행 및 주어진 임무을 원활히 수행하기 위해서는 비행체 구조물 설계 및 해석시 기체를 구성하는 구조소재에 대하여 주로 상온에서 행해지는 강도평가 뿐만 아니라 열하중에 노출되었을 때의 강도평가가 요구되며, 이러한 측면에서 복합재료가 열차단 구조재료로서 주로 추천되고 있다. 따라서 열적 환경에 대하여 우수한 열차단 효과를 발휘하는 내열용 복합재료에 대한 상온 및 고온에서의 기계적 물성 평가 연구는 초음속 항공기 구조물의 개발 및 설계해석을 위해서는 필수적인 절차라고 할 수 있다. 이런 연구와 관련하여 온도영향에 의한 인장특성을 평가한 사례를 보면 Bae[1] 및 Bess[2]는

*+ 국방과학연구소, 교신저자(E-mail:kjh5938@add.re.kr)
** 충남대학교 기계설계공학과

graphite/epoxy 복합재료에 대한 고온 인장강도를 평가하였으며, Whitney 등[3]과 Garber 등[4]은 graphite강화 복합재료에 대한 온도환경하의 인장물성 및 강도변화를 노치영향에 따라 평가하였다. 이러한 graphite강화 복합재료에 대한 온도영향에 따른 강도변화를 평가한 경우는 몇몇 사례가 있으나, 구조재의 열차단용 소재로 많이 활용되고 있는 카본/페놀 및 실리카/페놀 복합재료에 대한 온도영향에 따른 인장특성을 평가한 사례는 거의 없는 실정이며, 아직 체계적으로 정리되지 못한 실정이다. 따라서 본 연구에서는 기존 구조재로 많이 사용되고 있는 카본/에폭시 복합재료에 대하여 상온/고온 인장특성을 파악하고, 실제 구조재의 열차단용 재료로 많이 활용될 수 있는 카본/페놀 및 실리카/페놀 복합재료에 대하여 상온/고온 인장시험을 통하여 온도영향에 따른 기계적 물성자료를 도출함으로써 초음속 비행체 구조물 설계와 관련한 소재개발 및 제품설계해석에 필수적인 기초공학자료를 제시하고자 한다. 복합재료 시편의 상온 및 고온 인장시험은 ISO 및 ASTM 규격을 참고로 하여 시험장치의 환경에 맞게 시편을 제작하였으며, 시험은 상온, 100℃, 그리고 150℃의 3조건하에서 시험 온도를 상승시킨 후 온도가 일정하게 유지된 다음 인장시험을 행하였다. 특히 고온용 스트레인게이지를 응용한 온도영향을 배제한 순수하중에 의한 변형률을 측정하여 각각의 복합재료에 대한 인장물성 변화를 온도 및 방향성에 따라 평가하였다.

2. 시험시편 및 시험방법

2.1 시험시편

본 연구에 사용된 복합재료 시편은 3종 재질로서 Table 1에 나타낸 바와 같이 카본/에폭시, 실리카/페놀릭, 카본/페놀릭 복합재료로 구성되어 있으며, 카본/에폭시 복합재료인 경우는 0°, 90°, 45°의 3종류의 적층구조를 가지고 있고, 실리카/페놀릭 복합재료와 카본/페놀릭 복합재료 시편은 직조(fabric)구조를 가지고 있다.

Table 1 List of composite materials

specimens	prepreg	manufacturer	fiber orientation
carbon/epoxy	HT145	한국화이바(주)	$[0]_{16}$, $[90]_{16}$, $[\pm45]_{8s}$
silica/phenolic	FM5504	한국화이바(주)	warp방향, fill 방향
carbon/phenolic	F555	한국화이바(주)	warp방향, fill 방향

2.2 시편형상 및 제작

시편의 형상은 ISO와 ASTM 규격에 의거하여 제작하였으며, ISO 3268[5]에 따르면 열경화성 수지를 사용하는 경우 탭이 있는 직사각형의 시편을 사용하고 시편의 폭은 25 mm 또는 50 mm를, 두께는 2~10 mm를 사용하며, 탭의 최소 길이는 50 mm, 탭과 탭 사이의 최소 거리는 150 mm로 되어 있다. ASTM D 3039[6]의 경우에는 탭이 있는 직사각형 시편을 사용하고, 폭은 화이버 방향이 0°인 경우에는 12.7 mm, 90°인 경우에는 25.4 mm이며, 두께는 보강섬유가 그래파이트인 경우 0.762~2.54 mm이다. 탭의 최소 길이는 38 mm이며, 게이지 길이(gage length)는 38.1 mm(90°) 또는 127 mm(0°)이고, 탭과 탭 사이의 최소 거리는 게이지 길이에 시편폭의 2배를 더한 치수로 되어 있다. 이러한 시험규격과 시험실에서 보유하고 있는 가열챔버의 가열영역 형상에 맞게 시편을 제작하였으며, 시편의 형상은 Fig. 1에 나타내었다.

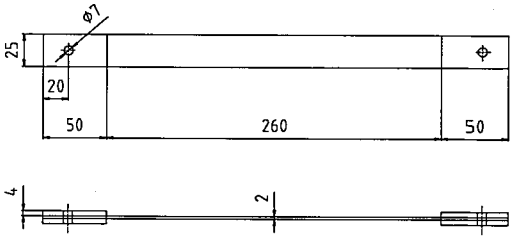

Fig. 1 Dimension of test specimen.

시편의 제작은 한국화이바(주)에서 이루어졌으며, 실리카/페놀 복합재료와 카본/페놀릭 복합재료는 하이드로 클레이브(Hydro-Clave)에서 성형하였으며, 카본/에폭시 복합재료는 오토 클레이브(Auto-Clave)에서 성형하였다. 시편의 성형은 적층→밀봉→공기 제거→경화(curing)→탈형의 순으로 이루어진다. 적층은 성형시 시편에 압력이 균일하게 가해지도록 하기 위하여 평판 맨드릴(mandrel)에 프리프레그(prepreg)를 적층하여 이를 밀봉한 후 공기를 빨아내어 진공상태로 만든다. 경화(curing)는 물이나 공기를 이용하여 고압상태를 유지하면서 열을 가하여 열경화성 재료인 페놀이나 에폭시의 상(phase)을 바꾸는 것이다. 경화곡선(curing curve)은 하이드로 클레이브의 경우 최대 성형온도 150℃와 최대 성형압력 1000psi이고, 오토 클레이브의 경우 최대 성형온도는 177℃이고, 최대 성형압력은 100psi이다. 하이드로 클레이브는 오토 클레이브 보다 압력이 상당히 크다. 탈형은 성형된 복합재료를 맨드릴에서 분리하는 작업으로 복합재 내면에 손상이 가지 않도록 주의를 요한다. 시편의 탭 접착은 시편의 사용환경이 고온인 점을 감안하여 180℃용 고온용 접착제를 성형된 시편에 글라스/에폭시로 만들어진 탭으로 붙인 후 오븐에서 경화시킨다. 접착제가 완전히 경화된 후 다이아몬드 톱을 사용하여 시편치수에 맞게 가공하였다. 제작된 시편은 시편 두께의 균일성, 구멍 위

치, 표면 손상 등을 검사하여 합격품만을 시험에 사용하였다.

2.3 시험방법

2.3.1 시험방법

본 연구를 위한 시험장치는 Fig. 2에서 보는 바와 같이 인장시험기, 고온 가열로, 자료획득장비로 구성되어 있다. 시험장치 사양은 Table 2에 나타내었는데, 인장시험기 및 고온 가열로는 MTS사 제품으로서 고온 가열로의 최대 가열온도는 1000℃이며, 세 개의 가열영역으로 구성되어 있고, 인장시험기의 최대 하중부가능력은 10톤이다. 시편의 온도부가는 고온 가열로의 3개 온도제어 영역에 맞게 시편을 길이방향으로 세 개의 가열영역으로 나눈 다음 K type 열전대를 각각의 가열영역에 위치한 시편표면에 부착하여 실제 변형률을 측정하고자 하는 게이지길이(gage length)부분의 온도가 시험온도로 유지될 때 인장시험을 행하였다. 인장시험은 ASTM D 3039의 규격에 의거하여 변위제어 방식으로 1 mm/min속도로 하중을 가하였다. 시험중 자료획득은 System 5000을 이용하여 하중 및 변형률, 온도를 1초 간격으로 획득하였다. 인장시험시의 시편수는 각 온도마다 시편 5개를 기준으로 시험결과의 평균치와 비교하여 10% 이내 해당하는 결과만 제시하였다.

Table 2 List of composite materials

Unit	manufacturer	specification
Loading Unit	MTS(U.S.A.)	- Total stroke : 150 mm - Load Cell : ±100kN(±22kip) - Accuracy: ±0.05%
High Temperature Furnace	MTS(U.S.A.)	- Furnace : 1000℃ - 3 zone temperature controller
Data Acquisition System	System 5000 (U.S.A.)	- Strain Gage Card - Thermocouple types : J. K. T, E, R, S, B - Differential input dc volts

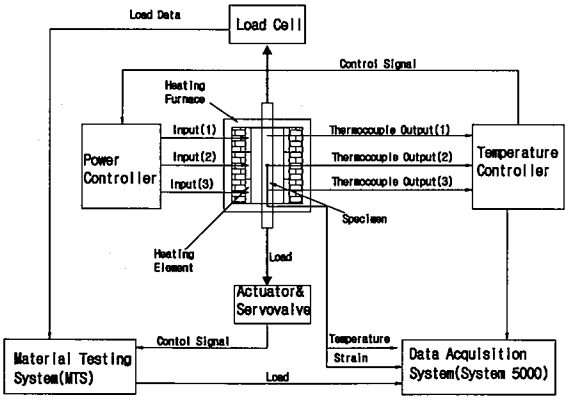

Fig. 2 The schematic diagram of testing system.

2.3.2 고온용 스트레인게이지를 이용한 고온 변형률 측정기법

상온 인장시험에서의 스트레인게이지는 상온용 스트레인 게이지 및 M Bond 200 접착제를 사용하여 부착하였으며, 고온 인장시험에서는 시험온도가 100℃~200℃인 점을 감안하여 이 온도에서 견딜 수 있는 합성수지 기저재(base material)인 전기 저항식 스트레인 게이지를 선정하여 사용하였는 데, 이 게이지는 MG사 제품으로서 최대 사용 온도가 550°F이다. 접착제는 동일 회사 제품으로서 M Bond 610이며 재료는 에폭시 수지이고, 최대 사용 온도는 570°F이다. 고온용 접착제인 M-Bond 610을 사용하여 스트레인게이지를 부착할 때는 먼저 접착제의 혼합 작업이 이루어져야 하는데 이 방법은 M-Bond 610의 "Curing Agent"를 "Adhesive"와 섞은 후 10초간 힘차게 흔들어서 혼합액을 만들고 1시간 후에 사용해야 하며, 혼합된 M-Bond 610 접착제를 시편과 스트레인 게이지 표면에 바른 후 15분간 정도 말린 다음 부착시킨다. 이때 고온용 접착제는 상온에서는 경화가 되지 않으므로 스트레인 게이지 위에 실리콘 고무와 알루미늄 판을 접촉시킨 후 클램프나 간이 압력기 등을 이용하여 15~17psi 정도의 압력을 가하면서 스트레인 게이지를 고정시킨다. 이 작업을 마친 후에 제조업체에서 추천한 경화 곡선의 온도와 시간에 맞게 스트레인 게이지 접착 부위를 가열하여 경화시킨다[7]. 스트레인 게이지의 부착 작업이 끝난 후에는 스트레인 게이지의 리이드선(lead wire)과 자료획득장비의 입력 연결선과의 연결은 550°F에서 녹는 고온용 납을 사용하였다. 한편 고온 인장시험시 변형률 데이터를 제외한 다른 자료는 기존 장비에서 획득한 값을 이용하나, 변형률 데이터는 상온시험과 다른 자료 처리가 필요하다. 즉, 고온에서의 스트레인 게이지는 온도 상승에 따른 게이지 저항 변화 및 게이지와 시편 사이의 열팽창 계수 차이로 인한 변형률의 변화 등이 발생한다. 이런 고온 환경에서 순수 하중에 의한 변형률을 측정하기 위한 방법으로는 대별해서 자기 온도 보상용 게이지(self temperature compensated gage)법과 더미(dummy) 게이지법이 이용된다. 본 시험에서는 자기 온도 보상용 게이지를 이용하여 변형률을 측정하였기 때문에 이 경우 온도 영향에 따른 측정오차를 보상하는 것이 필요하다. 일반적으로 스트레인 게이지를 시편 위에 접착한 후 변형률 측정장비에서 영점조정을 한 다음 온도를 변화시키면 스트레인 게이지의 저항이 변한다. 이런 저항 변화는 하중변화에 따른 기계적 스트레인과 달리 순수한 온도영향에 의한 저항변화로 보통 겉보기 변형률(apparent strain)이라고 부른다. 이런 겉보기 변형률은 크게 두가지의 복합적인 요

소에 의해 나타난다. 첫째는 스트레인 게이지의 그리드합금(grid alloy)은 온도변화에 따라 전기적 저항성이 변하며, 둘째는 스트레인 게이지와 시편의 열팽창 계수의 차이로 인한 변형률이 변하는데 이는 스트레인 게이지가 시편에 강력하게 부착되어 있기 때문에 시편이 온도가 변함에 따라 수축하거나 인장될 때 그리드는 같이 거동을 하지만 그리드와 시편사이의 열팽창계수 차이로 인하여 시편이 자유롭게 인장하거나 수축할 때 그리드는 기계적으로 변형을 받기 때문이다. 이러한 두가지 요소에 의해 스트레인 게이지의 온도영향에 의한 저항변화는 양수 또는 음수로 나타난다. 시편이 구속되지 않았을 때 온도변화에 따른 스트레인 게이지의 저항변화는 다음과 같은 식으로 표현된다[8-10].

$$\frac{\Delta R}{R} = [\beta_G + (\alpha_S - \alpha_G)F_G]\,\Delta T \tag{1}$$

여기서 ΔR/R은 단위 저항 변화, β_G는 그리드 재료의 저항온도계수(thermal coefficient of resistivity), α_S는 시편의 열팽창계수, α_G는 그리드 재료의 열팽창계수, F_G는 게이지율(gage factor), ΔT는 임의의 초기 참고 온도로부터의 온도변화를 나타낸다. 식 (1)에서 ΔR/R는 F_G와 ε의 곱으로 표현되므로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\varepsilon_{app} = [\frac{\beta_G}{F_G} + (\alpha_S - \alpha_G)]\,\Delta T \tag{2}$$

여기서 ε_{app} 는 시편 위에 부착된 그리드 합금의 겉보기 변형률을 나타낸다.

본 시험에서는 먼저 상온에서 영점조정을 한 상태에서 온도가 변한 어떤 지점에서 측정계기에 나타난 변형률을 ε_g라 하고, 그때의 겉보기 변형률을 ε_{app}라 할 때 1차 수정 변형률 ε_1은 다음과 같다. 즉,

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_g - \varepsilon_{app} \tag{3}$$

식 (3)에서 온도변화에 따른 게이지율을 보상하면 최종 변형률 ε_{total}은 다음과 같이 표현된다.

$$\varepsilon_{Total} = \varepsilon_1 \frac{F^*}{F_2} \tag{4}$$

여기서, F^*는 장비의 고정 게이지율, F_2는 온도변화 후의 게이지율을 나타내며, F_2는 다음과 같은 관계가 있다.

Table 3 List of composite materials

Strain Gages		Gage Factor(F_2)		
		24℃	100℃	150℃
EA-13-062TT-120	axial	2.050		
	transverse	2.080		
WK-13-062TT-350	axial	2.04	2.014	1.997
	transverse	1.95	1.925	1.909
WK-13-060WT-350		2.11	2.083	2.066
WK-05-062TT-350	axial	1.99	1.976	1.966
	transverse	1.95	1.887	1.877

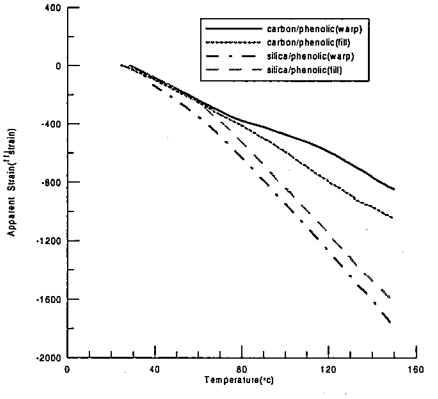

Fig. 3 Example of apparent strain of carbon/phenolic and silica/phenolic composites according to temperature.

$$F_2 = F_1(1 + \frac{\Delta F}{100}) \tag{5}$$

여기서 F_1은 상온에서의 게이지율, ΔF(%)는 온도변화에 따른 게이지율 변화를 나타낸다. 식 (4)는 시편에 온도와 하중이 동시에 부가될 때 하중에 의한 변형률만 추출하는 방법이다. Table 3에는 본 연구에 사용한 복합재료의 상온/고온 인장시험시 변형률 측정용으로 사용된 스트레인 게이지의 종류 및 온도에 따른 게이지율을 나타내고 있으며, Fig. 3에는 각 시편마다의 시험온도에서의 겉보기 변형률을 측정한 예를 보여주고 있다. 실제 시험 적용시에는 위의 식 (3)과 식 (5)를 이용하여 최종적으로 식 (4)에 대입하여 순수하중에 의한 변형률을 도출한다.

3. 시험결과 및 고찰

3.1 카본/에폭시 복합재료

카본/에폭시 복합재료 인장시험시 강화재의 방향이 0°와 90°인 경우는 시편의 파단시까지 스트레인게이지가 떨어지

Table 4 Test results of carbon/epoxy composite

Properties \ Temperature	20°C	100°C	150°C
E_1(GPa)	125.0	143.7	139.4
E_2(GPa)	8.1	8.2	7.2
ν_{12}	0.33	0.45	0.44
ν_{21}	0.02	0.05	0.05
G_{12}(GPa)	4.4	6.7	5.9
X_1^T(MPa)	1508.9	1588.9	1503.8
X_2^T(MPa)	38.3	39.3	39.8
S(MPa)	80.8	82.7	84.6

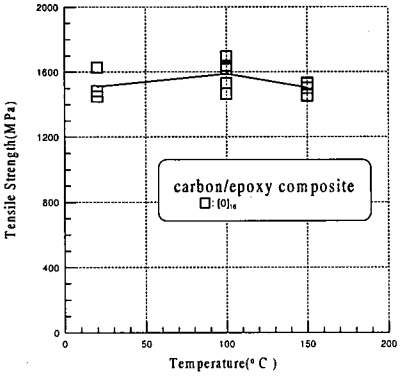

Fig. 4 Tensile strength versus temperature for carbon/epoxy composite, $[0]_{16}$.

지 않은 상태에서 변형률을 측정할 수 있었으나, 강화재의 방향이 45°인 경우는 변형률이 3%이상 되어 스트레인게이지로 시편 파단시까지는 변형률을 측정할 수 없었다. 탄성계수는 응력-변형률 선도에서 탄성한계에 속하는 선형구간을 택하여 기울기를 구하였으며, 프와송비는 탄성한계 구간에서 $-\varepsilon_2/\varepsilon_1$ 또는 $-\varepsilon_1/\varepsilon_2$를 구하였다[11-12]. Table 4는 각 시험조건별 평균값을 나타내며, 강화재의 방향이 0°인 경우의 인장강도는 X_1^T, 화이버 방향의 탄성계수는 E_1, 프와송비는 ν_{12}으로 표시하였고, 90°인 경우에 인장강도는 X_2^T, 화이버의 횡방향 탄성계수는 E_2, 프와송비는 ν_{21}으로 표시하였으며, 45°인 경우에는 전단강도를 S, 전단계수를 G_{12}로 표시하였다. Table 4 및 Fig. 4~8의 시험결과를 검토해 보면 100℃까지는 강화재의 방향성에 관계없이 전반적으로 인장강도, 탄성계수, 프와송비, 전단계수가 증가하는 경향을 보여주고 있으며, 150℃까지는 강화재의 방향성에 따라 100℃시 보다 증가 또는 감소하는 경향을 보여준다. 0° 인 경우 인장강도는 상온에 비해 100℃에서는 5% 증가하며, 150℃에서 상온과 비슷함을 알 수 있고, 탄성계수는 100℃에서 15%, 150℃에서 12% 증가함을 알 수 있다. 프와송비는 100℃에서 36%, 150℃에서 33% 증가하였으며, 전반적

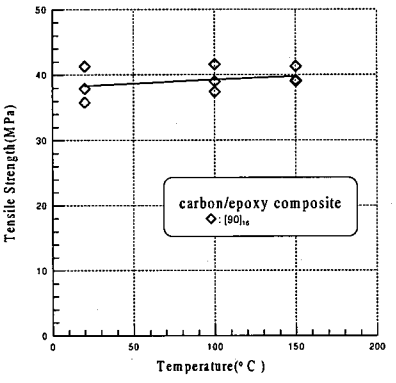

Fig. 5 Tensile strength versus temperature for carbon/epoxy composite, $[90]_{16}$.

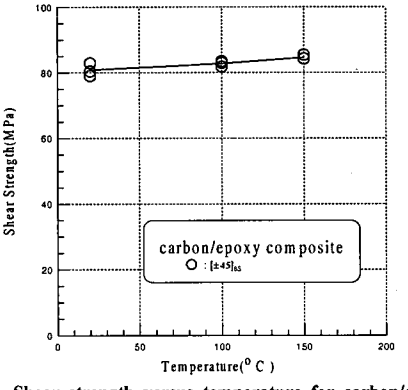

Fig. 6 Shear strength versus temperature for carbon/epoxy composite,$[\pm 45]_{8S}$.

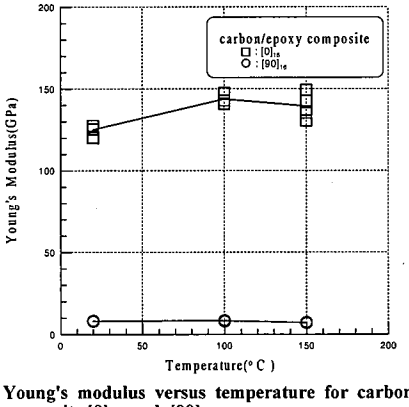

Fig. 7 Young's modulus versus temperature for carbon/epoxy composite,$[0]_{16}$ and $[90]_{16}$.

으로 150℃보다 100℃에서 증가폭이 컸다. 강화재의 방향이 90°인 경우는 온도가 상승함에 따라 인장강도와 프와송비는 증가하나, 탄성계수는 150℃에서 감소하였다. 인장강도는 상온에 비해 100℃에서 3%, 150℃에서 4%로 증가폭이 낮은데 반하여 프와송비는 100℃와 150℃에서 150%로

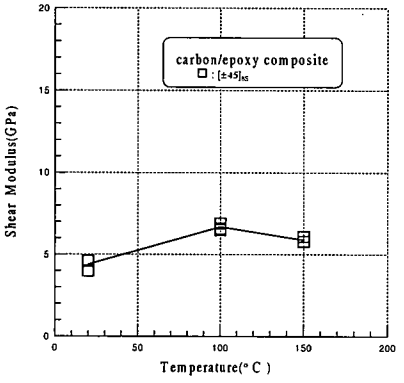

Fig. 8 Shear modulus versus temperature for carbon/epoxy composite,$[\pm 45]_{8s}$.

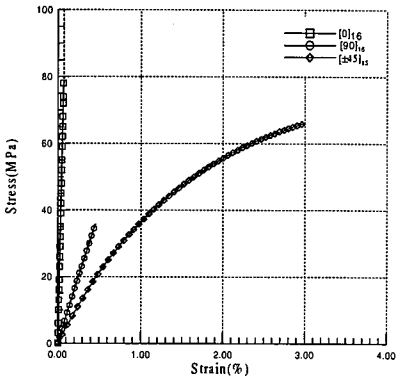

Fig. 9 Stress-strain curves for carbon/epoxy composite,(20℃).

증가폭이 컸다. 강화재의 방향이 45°인 경우도 온도가 상승함에 따라 전단강도 및 전단계수가 증가함을 알 수 있으며, 전단강도는 150℃까지 증가폭이 5%이내였고, 전단계수는 150℃에서 34%로 증가폭이 컸다. 본 시험결과로 미루어 볼때 카본/에폭시 복합재료의 강도 및 강성은 강화재의 방향성에 관계없이 상온 강도보다 크다는 것을 알 수 있다. 즉, 카본/에폭시 복합재료는 금속재료의 온도특성과는 달리 온도상승에 의한 강화효과가 존재함을 추측할 수 있다. Fig. 9에는 카본/에폭시 복합재료의 응력-변형률선도 중 대표적으로 상온에 대한 것만 제시하였는데, 강화재의 방향이 0°와 90°인 경우는 시편 파단시까지 선형적인 거동을 보여주고 있으나, 45°인 경우는 금속의 연성재료인 경우와 비슷한 기계적 거동 형태를 보여 주고 있으며, 선형구간이 0.2% 이내로 짧게 형성되는 것을 알 수 있다. Fig. 10에는 강화재 방향성에 따른 시편의 파단양상을 보여 주고 있으며, 강화재의 방향이 0°인 경우의 파단양상은 강화재인 카본 화이버(fiber)가 하중을 지탱하므로 강화재가 불규칙적으로 전부 절단되면서 시편이 산산조각 나는 양상을 보여주고 있고, 90°인 경우는 기지재인 에폭시 수지가 하중을 지탱하기 때문에 시편 파단면이 하중방향에 수직되게 절단되는 양상을 보여 주었으며, 45°인 경우에는 시편 파단면이 강화재의 배열방향을 따라 강화재가 뽑히면서 파단되는 양상을 보여주었다.

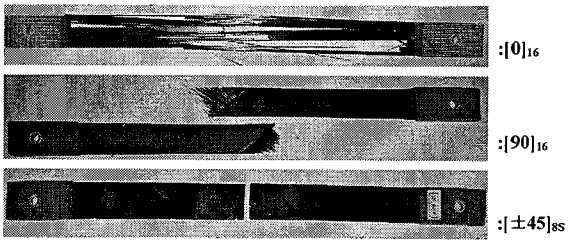

Fig. 10 Photos of fracture specimen of carbon/epoxy.

3.2 카본/페놀 복합재료

Table 5 및 Fig. 11, 12에 카본/페놀 복합재료의 인장시험 결과에 따른 기계적 물성치를 나타내고 있는데, Table 5의 기호표시에서 카본/페놀 복합재료와 실리카/페놀 복합재료는 8-매 주자직의 직물복합재료로 성형되었기 때문에 warp 방향과 fill 방향의 특성측면에서 편의상 강화재가 warp 방향인 경우에는 X_1^T를 인장강도, E_1를 탄성계수, ν_{12}를 프와송비로 표시하였으며, 강화재가 fill 방향인 경우에는 X_2^T를 인장강도, E_2를 탄성계수, ν_{21}을 프와송비로 표시하였다. 온도에 따른 인장강도, 탄성계수, 프와송비를 비교해 보면 강화재의 방향이 warp 방향인 경우 150℃까지는 대체로 인장강도는 감소하고 탄성계수 및 프와송비는 거의 비슷함을 알 수 있다. 강화재의 방향이 fill 방향인 경우는 150℃까지 온도가 상승함에 따라 인장강도 및 탄성계수는 비슷하나, 프와송비가 약간 증가하는 경향을 보여 주고 있다. Fig. 7과 Fig. 8의 강화재의 방향성에 따른 인장강도 및 탄성계수를 비교해 보면 인장 강도는 warp 방향이 fill 방향보다 높게 나타났으며, 탄성계수는 상온에서는 warp 방향이 fill 방향과 비슷하나 온도가 상승할수록 warp 방향이 fill 방향보다 크게 나타나는데, 이는 8-매 주자직 복합재료의 방향성에 따른 특징이라 할 수 있겠다.

Fig. 13의 온도조건별 인장시험에 따른 응력-변형률 선도를 관찰해 보면, warp방향과 fill방향 모두 탄성한계구간 이후부터 비선형적인 거동을 관찰할 수 있는데, 이는 시편이 파단될 때까지 하중이 감소하지 않은 점을 미루어 시편의 일부 강화재가 파괴되더라도 전체 파단에 이르기 까지는 하중을 계속 지지하고 있음을 추측할 수 있었다.

3.3 실리카/페놀 복합재료

Table 6 및 Fig. 14~16에는 실리카/페놀 복합재료의 인장

Table 5 Test results of carbon/phenolic composite

Properties \ Temperature	20℃	100℃	150℃
E_1(GPa)	18.6	19.4	19.0
E_2(GPa)	18.6	18.2	18.4
ν_{12}	0.20	0.25	0.23
ν_{21}	0.19	0.23	0.24
X_1'(MPa)	162.6	123.1	120.0
X_2'(MPa)	98.3	95.4	100.4

Table 6 Test results of carbon/phenolic composite

Properties \ Temperature	20℃	100℃	150℃
E_1(GPa)	17.2	21.4	21.0
E_2(GPa)	12.2	13.5	12.7
ν_{12}	0.1	0.17	0.13
ν_{21}	0.11	0.13	0.14
X_1'(MPa)	107.7	103.2	93.0
X_2'(MPa)	50.4	50.1	44.1

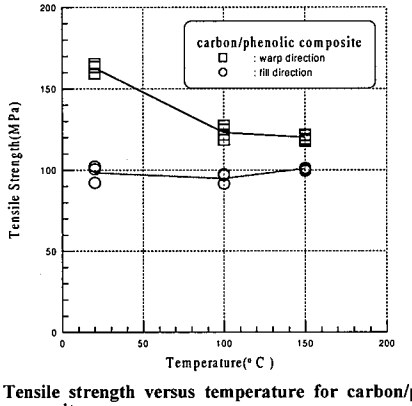

Fig. 11 Tensile strength versus temperature for carbon/phenolic composite.

시험결과에 따른 기계적 물성치를 보여주고 있으며, 기호 표시는 카본/페놀 복합재료와 동일하게 적용했다. warp 방향 및 fill 방향 모두 온도가 150℃까지 상승함에 따라 인장강도는 약간 감소하며, 탄성계수 및 프와송비는 약간 증가하는 경향을 보여주고 있다. 강화재의 방향성에 따른 인장강도 및 탄성계수는 warp 방향이 fill 방향보다 높게 나타나는데, 이는 카본/페놀 복합재료와 같은 양상을 보여준다.

Fig. 16의 온도변화에 따른 응력-변형률 선도를 관찰하면 카본/페놀 복합재료와 달리 warp방향과 fill방향 모두 파단

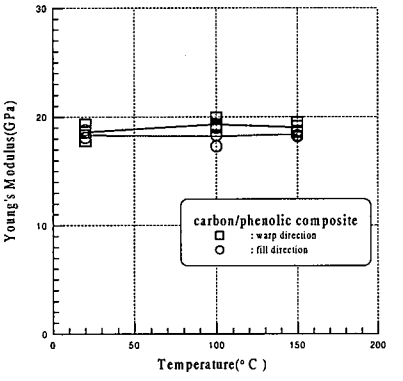

Fig. 12 Young's modulus versus temperature for carbon/phenolic composite.

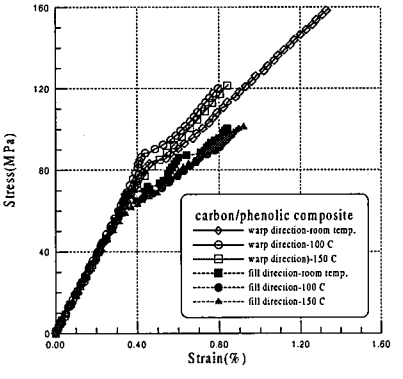

Fig. 13 Stress-strain curves for carbon/phenolic composite.

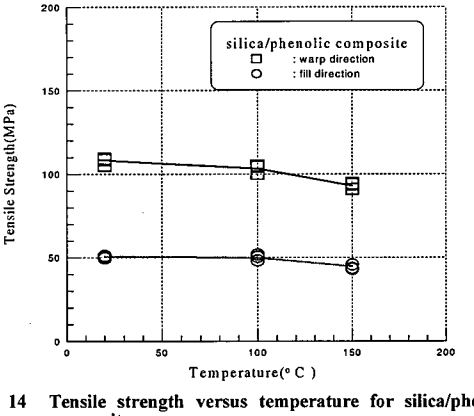

Fig. 14 Tensile strength versus temperature for silica/phenolic composite.

시까지 선형적인 거동을 관찰할 수 있는데, 이는 실리카/페놀 복합재료의 강화재의 일부만 파괴되더라도 곧바로 전체 파단에 이르는 것으로 추정할 수 있다.

Fig. 17에는 카본/페놀과 실리카/페놀 복합재료의 파단

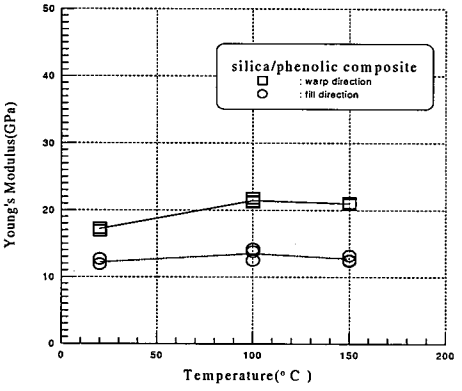

Fig. 15 Young's modulus versus temperature for silica/phenolic composite.

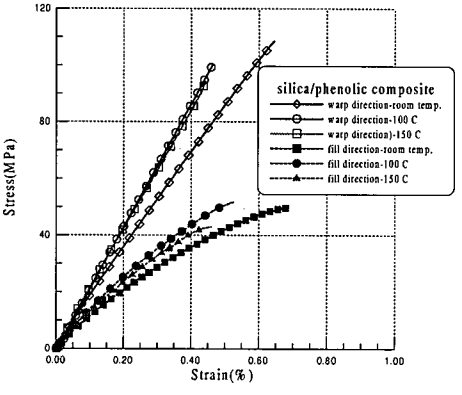

Fig. 16 Stress-strain curves for silica/phenolic composite.

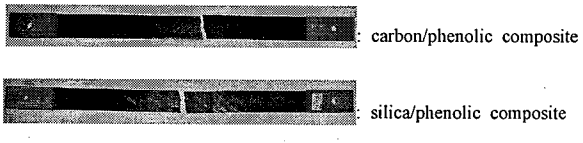

Fig. 17 Photos of fracture specimen of carbon/phenolic and silica/phenolic composites.

사진을 보여주고 있으며, 파단형태가 하중방향에 거의 수직되게 파단되는 양상을 보이는데, 이는 시편이 직조재료의 warp방향과 fill방향의 경계면을 따라 파단됨을 의미한다.

열차단용 소재로 추천되는 카본/페놀 복합재료와 실리카/페놀 복합재료를 비교해 보면 강도면에서는 카본/페놀 복합재료가 우수한 것으로 나타났으며, 방향성에 의한 강도는 warp방향이 fill방향보다 우수한 것으로 나타났다. 이는 본 열차단용 소재가 8매-주자직 복합재료이므로 강화재 제작시 warp 방향의 인장효과로 인한 강화효과가 큰 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서는 구조재 및 내열재료로 활용되고 있는 카본 및 실리카 강화 복합재료 3종에 대하여 고온 인장물성을 평가하였으며, 결과자료들은 복합재료를 이용한 열하중을 받는 구조물 해석/설계에 유용한 기초 공학자료로 제공되었다. 특히 시험방법에서 고온용 스트레인게이지를 응용한 시험기법을 적용함으로써 온도영향에 따른 각종 에러요소를 배제한 순수 하중에 의한 변형률을 측정함으로써 고온 환경하의 인장물성 평가의 신뢰도를 높였으며, 시험결과로 도출된 온도영향에 따른 기계적 물성치 평가를 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 카본/에폭시 복합재료의 인장강도는 100℃까지는 강화재의 방향성에 관계없이 상온 강도보다 컸다. 강화재가 0°인 경우 온도가 상승함에 따라 인장강도, 탄성계수, 프와송비가 증가하며, 90°인 경우는 온도가 상승함에 따라 인장강도, 프와송비는 증가하나, 탄성계수는 150℃에서 감소하고, 45°인 경우도 온도가 상승함에 따라 전단강도 및 전단계수가 증가하였다.
2) 카본/페놀 복합재료는 warp 방향인 경우 150℃까지는 인장강도는 감소하나 탄성계수 및 프와송비는 거의 변화가 없으며, fill 방향인 경우는 150℃까지 인장강도 및 탄성계수는 비슷하나, 프와송비가 약간 증가하는 현상을 나타내었다. 강화재의 방향성에 따른 인장강도 및 탄성계수는 warp 방향이 fill 방향보다 큰 결과를 보여주었다.
3) 실리카/페놀 복합재료는 warp 방향 및 fill 방향 모두 150℃까지 인장강도는 감소하며, 탄성계수 및 프와송비는 증가하고, 방향성에 따른 인장강도 및 탄성계수는 warp 방향이 fill 방향보다 크게 나타났다.
4) 열차단용 소재강도 측면에서 보면 카본/페놀 복합재료가 실리카/페놀 복합재료보다 우수하며, 두 재료 모두 warp방향이 fill방향보다 강도와 강성이 우수하였다.

참고문헌

1) Hae Ryong Bae, "Effects of Temperature on the Tensile Strength and Elastic Modulus of Composite Material," *Naval Postgraduate School Master's Thesis*, 1985.
2) Charles R. Bess, "Composite Materials at High Temperature," *Naval Postgraduate School Master's Thesis*, 1988.
3) J.M. Whivey and R.Y. Kim, "High Temperature Tensile Strength of Graphite/Epoxy Laminates Containing Circular Holes," *J. Composite Materials*, Vol. 10, 1976, pp. 319-324.

4) D.P. Garber, D.H. Morris, and R.A. Everette, Jr., "Elastic Properties and Fracture Behavior of Graphite/ Polyimide Composites at Extreme Temperature," *ASTM STP* 768, 1982, pp. 73-91.
5) "Plastics-Glass-reinforced materials Determination of tensile properties," *ISO 3268*, International Organization for Standardization, 1st ed., 1978.
6) "Standard Test Method for Tensile Properties of Fiber-Resin Composites," *ASTM* D 3039, 1989.
7) "Strain Gage Installations with M-Bond 43-B, 600 and 610 Adhesive System," *Measurement Group TECH NOTE-504-1*, 1989.
8) "Strain Gage Thermal Output and Gage Factor Variation with Temperature," *Measurement Group TECH NOTE-504-1*, 1989.
9) "Measurement of Thermal Expansion Coefficient Using Strain Gage," *Measurement Group, Instruction Bulletin B-130-14*, 1979.
10) P. Cappa, K. McConnel, and L. Zachary, "A temperature calibration of a temperature/strain transducer based on two strain gauges," *Strain*, November 1993, pp. 135-138.
11) Lief A. Carlsson, R. Byron Pipes, "Experimental Characterization of Advanced Composite Materials," *Prentice-Hall*, 1987.
12) "Standard Test Method for Young's Modulus, Tangent Modulus, and Chord Modulus," *ASTM* E111-82.