

열피로가 부가된 Carbon-Epoxy 복합재료의 탄성계수 변화에 관한 연구

이동식 · 김형삼 · 이재혁 · 박세만
명지대학교 공과대학 기계공학과

A Study on Variations of Elastic Modulus of Carbon-epoxy Composites with Thermal Fatigue Cycles

D. S. Lee, H. S. Kim, C. H. Yi and S. M. Bahk

Department of Mechanical Engineering, Myongji University, Yongin Kyunggido 449-728

(1999년 1월 23일 받음, 1999년 6월 9일 최종수정본 받음)

초 록 자동차, 항공기 및 기타 산업에서 복합재료의 사용은 증가되어 왔고 활발한 연구가 진행되고 있다. 이러한 복합재료 중의 하나인 Carbon-epoxy 복합재료의 열 특성에 관하여 알아보았다. 반복적인 냉각과 가열이 부가되는 열 피로에서 복합재료의 탄성계수의 변화를 관찰하여 봄으로써 복합재료가 가지고 있는 여러 열 특성에 관하여 연구하였다. 일반적으로 복합재료는 온도가 증가하면 탄성계수가 감소한다고 알려져 있다. 이러한 결과와는 달리 본 연구에서 수행한 실험에서는 열 피로가 부가되었을 때에는 어느 정도 온도까지는 탄성계수가 증가하다가 다시 감소하는 특이한 현상을 관찰할 수 있었다.

Abstract Composite materials have been increasingly used in automotive and aircraft industries, naturally leading to active researches on the materials. Carbon-epoxy composites, one of major composite materials, are investigated to determine their thermal characteristics. Under conditions of thermal fatigues composed of repeated heatings and coolings, variations of elastic constants are studied for the carbon-epoxy composites to reveal the thermal nature of the composites. In general, composite materials are known to have decreasing elastic constants with increasing temperatures. However, in contrary to this commonly observed behavior, the results obtained in this investigation for the elastic constants of the carbon-epoxy composites show unexpected phenomena in that the elastic constants initially increase with increasing temperatures to certain point and decrease later with further increase in temperatures when the carbon-epoxy composites are subjected to thermal fatigues.

1. 서 론

구조재로 사용되는 재료는 금속, 폴리머, 세라믹, 복합재료와 같이 크게 네 가지로 분류할 수 있다. 그 중에서 복합재료는 재료 자체가 가지는 특성으로 인하여 고강도 및 경량화를 요구하는 자동차와 항공기 같은 기계 구조재로 사용되고 있고, 스포츠 용품, 의료 기기 등 여러 분야에서 그 사용이 증가되고 있으며 또한, 생산품의 완결성을 기하기 위해 재료에 대한 활발한 연구가 이루어지고 있다. 이러한 복합재료의 기계적 성질은 matrix의 성질, 보강재의 성질, 부피분을 그리고 같은 fiber와 matrix와 구성되어 있는 복합재료라 할지라도 fiber 방향의 변화와 laminate geometry의 변화에 따라 변화한다. 그러므로 생산품의 완결성을 기하기 위해 재료의 물성치 측정은 필수적이며 이를 위한 많은 비파괴 검사방법이 연구되어 왔다. 본 실험에서는 재료의 형상 계수를 알고 있다면 여러 가지 조건에서 재료의 물성치 측정이 용이한 음향공진법을 이용하여 여러 복합재료 중 carbon-epoxy 복합재료를 상온에서 200°C까지 온도를 변화시키면서 각각의 온도에서 가열과 냉각이 반복되는 열피로를 부가하였을 때 Carbon-epoxy 복합재료의 탄성계수 변화를 관찰하여 보았다.

2. 기본 이론^{1, 2)}

Transversely isotropic한 복합재료의 경우 E_1 , E_2 , G_{23} , G_{13} , ν 와 같은 다섯 개의 상수 값이 존재하게 된다. 이러한 복합재료의 재료의 탄성계수 (Young's Modulus)를 측정하기 위해서는 재료의 굽힘 공진 주파수 (f_f : Flexural Resonance Frequency)와 비틀림 공진 주파수 (f_T : Torsional Resonance Frequency)을 측정하여야 한다. 측정된 공진 주파수는 식 (2-1) ~ 식 (2-4)와 같이 시편의 형상 계수와의 관계를 통하여 탄성계수를 산출할 수 있다.

2-1. 비틀림 공진주파수 (f_T)와 탄성계수

비틀림 공진주파수 (Torsional Resonance Frequency)와 횡 탄성계수 사이의 관계³⁾를 1차 모우드이고 길이가 L 인 사각 막대의 경우에 대하여 정리하면 식 (2-1)과 같다.

$$G = \rho (2Lf_T)^2 R \quad (2-1)$$

여기서 f_T : 비틀림 공진 주파수

L : 시편의 길이

ρ : 밀도

R : 형상계수

형상계수 R 은 사각막대의 경우 다음과 같은 방정식의 형태로 나타낼 수 있다.

$$R = \left[\frac{1 + \left(\frac{a}{t}\right)^2}{4 - 2.521 \frac{t}{a} \left(1 - \frac{1.991}{e^{\frac{a}{t}} + 1}\right)} \right] \left[1 + \frac{0.00851 a^2}{L^2} \right] - 0.06 \left(\frac{a}{L}\right)^{\frac{3}{2}} \left(\frac{a}{t} - 1\right)^2 \quad (2-2)$$

여기서 a : 시편의 폭
 t : 시편의 두께

2-2. 굽힘 공진 주파수 (f_f)와 탄성계수

굽힘 공진 주파수와 탄성계수와의 관계식⁷⁾은 크게 두 가지로 구할 수가 있다. Pickette³⁾가 제안한 식과 beam 방정식⁵⁾에 의한 식으로 나눌 수가 있다. Pickette가 제안한 식은 실험에 사용되는 시편의 두께가 매우 얇을 경우 ($t/L \approx 0.4$)에는 오차가 1% 미만으로 매우 정확하나 시편의 길이에 대한 두께의 비가 커질 경우에는 오차가 발생하고 측정되는 공진 주파수도 2차이상의 모드에서는 적용하기가 힘들다. 따라서 2차이상의 모드에서는 Beam 방정식에 의한 탄성계수 식을 사용하여야 한다. 본 실험에서는 시편의 길이에 대한 두께의 비가 얇은 경우의 시편을 사용하였고, 또한 1차 모드에서 측정된 공진 주파수만으로도 탄성계수를 측정할 수 있었던 관계로 Pickette의 식만을 사용하여 실험을 수행하였다. 굽힘 공진 주파수 (Flexural Resonance Frequency)와 종 탄성계수 사이의 관계를 1차 모드이고 시편의 길이가 L 인 사각 막대의 경우에 대하여 정리하면 식 (2-3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$E = 0.94642 \frac{\rho f_f^2 L^4}{t^2} T \quad (2-3)$$

여기서 f_f : 굽힘 공진 주파수
 L : 시편의 길이
 ρ : 밀도
 T : 형상계수
 t : 시편의 두께

형상계수 T 는 식 (2.4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$T = 1 + 6.585 (1 + 0.0752\mu + 0.8109\mu^2) \left(\frac{t}{L}\right)^2 - 0.868 \left(\frac{t}{L}\right)^4 - \frac{8.340 (1 + 0.2023\mu + 2.173\mu^2) \left(\frac{t}{L}\right)^4}{1 + 6.338 (1 + 0.1408\mu + 1.536\mu^2) \left(\frac{t}{L}\right)^2} \quad (2-4)$$

3. 실험 방법

실험장치는 복합재료의 공진 주파수를 측정하는 장치와

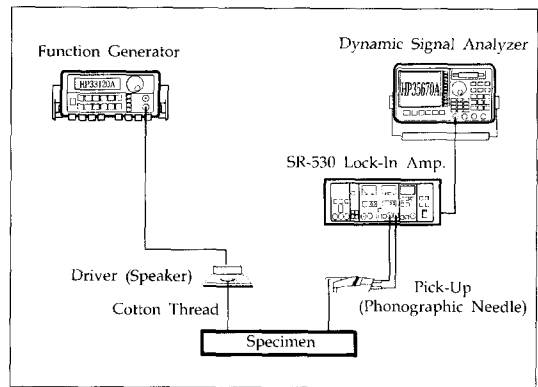


Fig. 1. General block diagram of instrumentation.

복합재료 시편에 열피로를 추가하는 장치로 구성하였다.

3-1. 공진 주파수 측정장치

측정장치⁸⁾는 재료에 연속적인 진동을 가해주는 가진기 부분 (Driver), 재료의 진동을 수신하기 위한 Pick-up부분, 그리고 재료를 지지해 주기 위한 부분으로 나뉜다. 전체장비의 구성은 Fig.1과 같다. 진동을 가해주는 가진기로는 고음용 스피커 (Tweeter Type Speaker)를 사용하였고, 함수발생기 (Function Generator)로는 HP33120A Synthesized Function/Sweep Generator를 사용하였는데 15MHz까지 주파수의 분해능은 0.0001Hz이고, 외부출력은 10V의 출력을 얻을 수 있다. 그러므로 출력을 높이기 위한 증폭기는 사용하지 않았다. Pick-up 장치로는 주파수 범위가 20~20000Hz 범위의 전축바늘 (Phonographic needle)을 사용하였고 HP35670A Dynamic Signal Analyzer를 사용하여 신호를 분석하였다. 측정장치에서 가장 중요한 부분은 driver와 pick-up부분이다. Driver로는 고음용 스피커 (Tweeter Type Speaker), 고출력 압전 변환기 (high-power piezoelectric transducer) 등이 이용될 수 있는데 이중 가장 구하기 쉬운 고음용 스피커를 사용하였다. 스피커를 이용할 때 주의해야 할 사항은 스피커마다 사용주파수 범위가 한정되어 있으므로 적당한 주파수 범위의 스피커를 사용하여야 한다. Pick-up장치로 사용된 전축바늘은 바늘 팁의 움직임이 상하의 방향보다는 좌우방향일 때 민감하므로 바늘과 재료의 상대적 방향이 직각이 되도록 구성하여야 한다. 신호의 S/N 비를 높이기 위하여 SR-530 Lock-in amplifier를 사용하였다. 실험장치의 정확도를 측정하기 위해서는 NIST에 있는 reference specimen (Flexural Freq. 2001.30Hz, Torsional Freq. 11073.05Hz)의 가지고 측정하여야 하나 실제적으로 구하기가 난이한 관계로 공기중에서 산화가 거의 일어나지 않는 알루미늄을 표준시편으로 제작하여 일주일 단위로 실험장치를 보정하였다. 시편을 실로 매달 경우 굽힘 진동의 경우에는 두 실이 평행하도록 매어야 하며 비틀림 진동의 경우 두 실이 서로 대각방향으로 매달아야 보다 정확한 공진 주파수 측정을 할 수 있다. 굽힘 진동이 비틀림 진동보다는 낮은 주파수대에서 공진이 일어나고 각각의 공진 주파수는

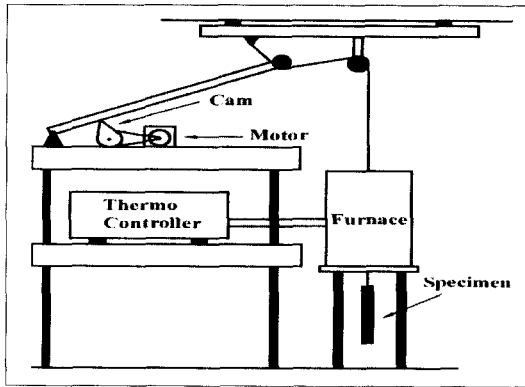


Fig. 2. General block diagram of thermal fatigue cyclings.

모두 1차 모드의 공진 주파수를 채택하였다. 일반적으로 1차 모드의 경우가 진폭의 크기가 가장 크므로 1차 모드의 주파수를 채택하여도 큰 무리가 없다. 그러나 보다 정확한 평가를 위해서는 2차, 3차... 이상의 고차모드에서의 공진 주파수를 측정하여 1차 모드의 경우와 비교하는 작업이 필요하다.

3-2. 열 피로 부가 실험장치

복합재료에 반복되는 가열과 냉각을 부가하였을 때 즉, 열 피로를 부가하였을 때 반복되는 열 피로가 복합재료의 물성치에 주는 영향을 관찰하기 위하여 Fig.2와 같은 장치를 구성하였다. Fig.2와 같이 서브 모터와 캠을 이용하여 시편에 반복적인 열 피로를 가하기 위한 장비를 구성하였다. 서브 모터에 기어박스과 컨트롤러를 장치하여 시편의 가열 시간을 약 1/2사이클, 냉각되는 시간을 약 1/2사이클로 하여 캠을 설계하였고 1사이클은 9분에서 75분까지 조정이 가능하게 하였다. 가열 장치는 500℃까지 온도를 올릴 수 있고 정확도를 높이기 위하여 K-type 열전대를 설치하여 ±0.5℃의 오차 범위에서 사용할 수 있게 하였다. 냉각은 상온(25℃)에서 서냉하였고 시편이 상온과 같아진 후 재가열을 실시하였다. 이 실험에서는 상온에서 200℃까지 온도를 20~30℃씩 변화시키면서 각각의 온도에 대하여 10사이클의 열피로를 가하여 주었을 때 열피로가 복합재료의 공진 주파수와 탄성계수에 미치는 영향에 대하여 관찰하였다.

3-3. 실험시편

실험에 사용된 시편은 Tetrahedron사의 Hot Press를 사용하여 5F/min heating, 350F, 2hr, 5F/min Cooling, Pressure 85 psi 경화조건으로 Hexcel사의 DMS 2224 Class1, Type T, Grade 2인 단일 방향 Carbon-Epoxy prepreg를 $V_f=0.55$ 로 제작하였다. Carbon Fiber는 Hercules Carbon Fiber Type AS4를 사용하였고 Epoxy는 F584 Resin을 사용하였다. 적층 제작된 복합재료 판재를 보강재의 방향과 같은 길이 방향과 보강재의 방향(0°)과 수직인 방향(90°)으로 다이아몬드 cutter를 사용하여 각각 9개씩 절단한 후 굽힘 공진 주파수와 비틀림 공진 주파수를 측정하여 종 탄성계수와 횡 탄성계수 값을 구하였다.

Table 1. Standard dimension of specimen.

Specimen	Length (cm)	Width (cm)	Thickness (cm)	밀도 (g/cm ³)
0-1	11.894	1.473	0.236	6.22
0-2	11.889	1.471	0.231	6.09
0-3	11.894	1.473	0.228	6.04
0-4	11.905	1.474	0.221	5.97
0-5	11.909	1.469	0.028	6.20
0-6	11.901	1.430	0.028	6.02
0-7	11.908	1.469	0.024	6.06
0-8	11.887	1.466	0.025	6.03
0-9	11.910	1.469	0.230	5.94

Table 2. Standard dimension of specimen.

Specimen	Length (cm)	Width (cm)	Thickness (cm)	밀도 (g/cm ³)
90-1	114.08	2.35	14.79	1.485
90-2	114.46	2.34	14.85	1.488
90-3	114.28	2.35	14.84	1.488
90-4	114.01	2.35	14.84	1.476
90-5	114.32	2.24	14.75	1.504
90-6	113.85	2.32	14.76	1.506
90-7	113.98	2.29	14.82	1.505
90-8	114.25	2.29	14.78	1.521
90-9	113.31	2.27	14.82	1.490

Table 1과 Table 2는 실험에 사용된 시편의 규격을 나타낸 표이다.

4. 결과 및 고찰

Table 3은 0° 방향으로 절단한 시편의 공진주파수와 그에 따른 탄성계수 값을 나타낸 표이다.

90° 방향으로 절단한 시편의 E_2 , G_{13} 값에 해당하는 공진 주파수와 탄성계수는 Table 4에 나타내었다.

이 실험에서는 지속적으로 증가하는 열이 복합재료에 가해졌을 때 재료의 탄성계수가 60℃까지는 감소하다가 그 이후에는 거의 변하지 않는 것⁽²⁾과는 다르게 부가되는 열피로의 온도에 따라 복합재료의 탄성계수가 증가하다가 감소하는 결과를 얻을 수 있었다. 이러한 결과는 다음의 그림에서 관찰할 수가 있다. Fig.3은 E_1 , Fig.4는 E_2 , Fig.5는

Table 3. Variation of resonance frequencies and E_1 , G_{23} .

Specimen	Temp. (°C)	Flexural Freq.(Hz)	Torsionl Freq.(Hz)	E_1 (GPa)	G_{23} (GPa)
0-1	25	1481	2433	112.5	5.564
0-2	50	1450	2371	112.7	5.489
0-3	70	1434	2330	113.5	5.467
0-4	90	1416	2292	120.4	5.718
0-5	100	1477	2436	124.6	6.123
0-6	120	1467	2421	122.3	5.742
0-7	150	1439	2346	121.8	5.840
0-8	170	1439	2348	119.2	5.727
0-9	200	1455	2381	112.8	5.467

Table 4. Variation of resonance frequencies and E_2 , G_{13} .

Specimen	Temp. (°C)	Flexural Freq.(Hz)	Torsionl Freq.(Hz)	E_2 (GPa)	G_{13} (GPa)
90-1	25	439.7	2344	8.362	4.761
90-2	50	438.0	2137	8.497	4.765
90-3	70	438.9	2323	8.404	4.729
90-4	90	442.0	2325	8.391	4.686
90-5	100	425.2	2305	8.783	5.088
90-6	120	438.4	2329	8.575	4.842
90-7	150	432.2	2310	8.586	4.921
90-8	170	437.4	2329	8.971	5.054
90-9	200	424.5	2339	8.153	5.018

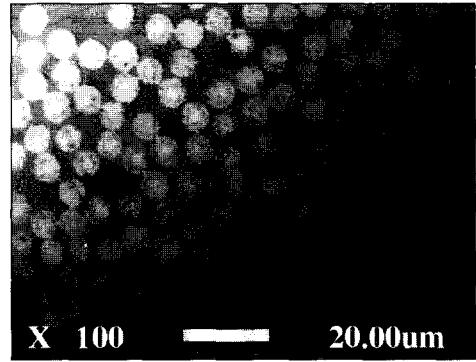


Fig. 6. SEM micrograph of carbon-epoxy composite (25°C).

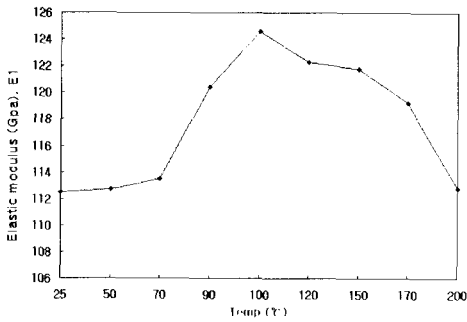


Fig. 3. Variations of E_1 with thermal fatigue cycles.

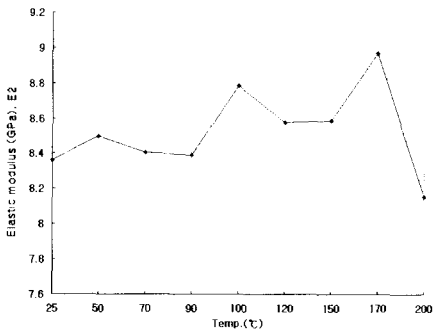


Fig. 4 Variations of E_2 with thermal fatigue cycles.

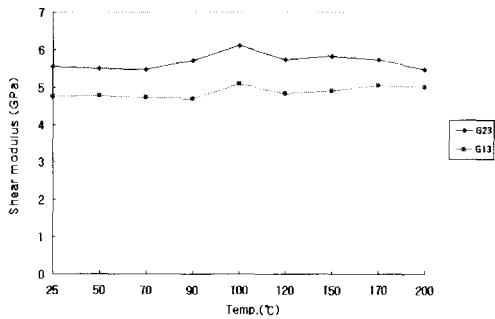


Fig. 5. Variations of G_{23} and G_{13} with thermal fatigue cycles.

G_{23} 값과 G_{13} 값의 온도에 따른 탄성계수의 변화를 나타낸 그림이다.

그림에서 알 수 있듯이 상온에서 70°C까지는 열 피로에

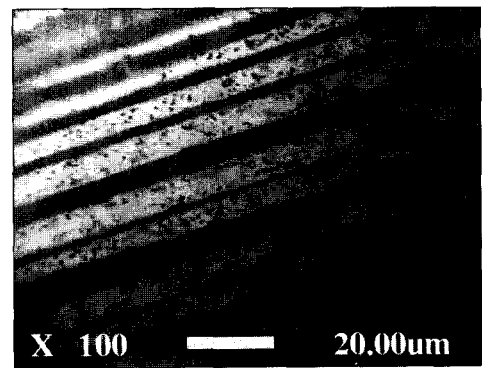


Fig. 7. SEM micrograph of carbon-epoxy composite (25°C).

의한 탄성계수 변화가 거의 없었으나 70°C를 지나 100°C 부근까지는 지속적인 탄성계수의 증가가 일어났다. 100°C 이후부터는 탄성계수가 점차로 감소하다가 200°C 부근에서는 처음의 탄성계수 값과 비슷한 수준까지 감소하였다. 일반적으로 Carbon-epoxy 복합재료는 기지재료 사용되는 epoxy의 영향으로 인하여 열에 약한 현상을 보인다. 그러나 본 실험에서 보듯이 반복되는 열 피로가 부가되었을 때에는 보강재료로 사용되는 carbon의 영향으로 인하여 실험의 결과와 같은 탄성계수의 변화가 발생하였다. 기지재료로 사용되는 epoxy의 영향이 있기는 하겠지만 보강재료로 사용되는 carbon에 의하여 전체적인 탄성계수의 변화를 가져온 것으로 생각된다. Carbon-fiber가 100°C 부근 정도의 온도까지는 경화가 일어나 점차로 탄성계수가 증가하지만 그 이후온도에서는 carbon-fiber가 파괴가 일어나 탄성계수가 감소하는 것으로 사료된다. 같은 주기의 열 피로를 주었을 때 부가되는 온도에 따라 복합재료의 탄성계수 값에 영향을 주는 것으로 관찰되었다. carbon-fiber의 온도에 따른 상태를 파악하기 위하여 각각의 시편을 가로 방향과 세로 방향으로 절취하여 광학현미경으로 관찰하였다. 다음의 Fig. 6~11은 각 온도에 따른 시편의 1000배 확대한 모습이다. Fig. 6~11에서 온도변화에 따른 복합재료의 carbon-fiber와 epoxy의 상태를 볼 수 있다. 온도가 증가할수록 carbon-fiber의 상태와 epoxy의 상태가 많이 손상되어 있음을 볼 수 있다. 상온에서의 시편의 상태와 200°C의 시

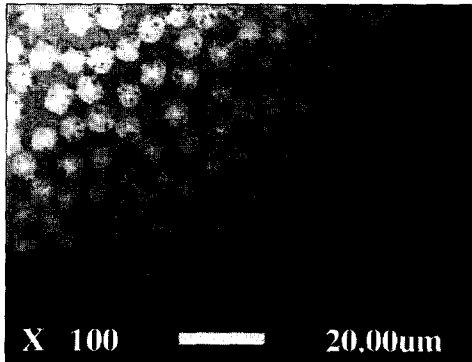


Fig. 8. SEM micrograph of carbon-epoxy composite (100°C).

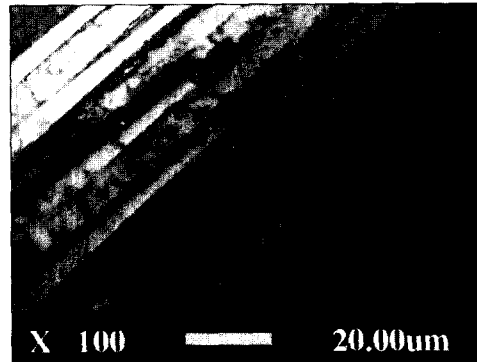


Fig. 11. SEM micrograph of carbon-epoxy composite (200°C).

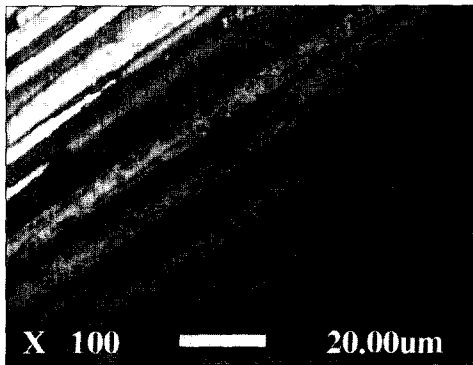


Fig. 9. SEM micrograph of carbon-epoxy composite (100°C).

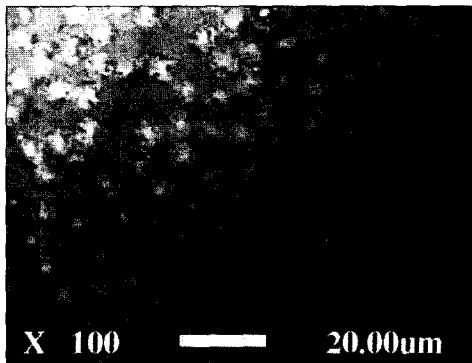


Fig. 10. SEM micrograph of carbon-epoxy composite (200°C).

편의 상태를 비교해 보면 그 결과를 뚜렷이 알 수 있다. 상온에서의 fiber와 epoxy 모두 깨끗한 모습으로 fiber의 원형 모양이 선명히 나타나 있다. 그러나 200°C에서의 시편의 상태를 관찰해 보면 fiber의 원형모양이 많이 손상되어 있고 파괴가 일어난 것을 볼 수 있다. 즉, 100°C 이상의 온도에서 반복되는 열 피로를 부가하였을 때에는 그 이하의 온도에서 열 피로를 부가하였을 때보다도 복합재료에 많은 영향을 주며 특히 탄성계수에 영향을 주는 것으로 관찰되었다. 그러므로 고온에서 반복적인 열 피로가 가해지는 조건에서는 carbon-epoxy 복합재료의 사용은 힘들고 설계시 고려하여야 할 사항이다.

5. 결 론

공진법은 재료의 고유진동수와 동일한 진동을 외부에서 가할 때 일어나는 공진 현상을 이용하여 재료의 탄성계수를 측정하는 방법이다. 본 연구에서는 이러한 공진법을 이용하여 Transversely Isotropic한 복합재료의 13평면과 23평면의 Flexural, Torsional Resonance Frequency를 측정하여 E_1 , E_2 , $G_{13}(=G_{12})$, G_{23} 값을 구하였다. 또한 열 피로에 따른 비틀림 공진주파수의 변화와 그에 따른 횡탄성계수의 변화를 살펴보았다. 실험에 사용된 복합재료는 100°C까지는 비틀림 공진주파수와 탄성계수가 계속해서 증가하다가 100°C 이후부터는 감소하는 것을 볼 수 있다. 특히 70°C~100°C 사이에서의 탄성계수 변화는 매우 큰 폭으로 변화한다. 또한 170°C~200°C 사이의 감소폭도 매우 크다. 이러한 변화는 fiber로 쓰이는 carbon의 특성에 의한 것으로 생각된다.

참 고 문 헌

1. G. R. Cowper, J. Appl. Mech. **33**, 335 (1966).
2. G. R. Cowper, British J. Appl. Phys., **1**, 1766, (1968).
3. G. Pickett, Proceedings of the American Society for Testing Materials **45**, 846. (1945).
4. I. G. Ritchie, J. Sound and Vibration, **31**, 453, (1973).
5. Singiresu S. Rao, Mechanical Vibrations, Addison-Wesley, 1995.
6. S. Spinner and R. C. Valore, Jr., **60**, 459, (1958).
7. S. Spinner, T. W. Reichard, and W. E. Tefft, Journal of Research of the National Bureau of Standards-A. Physics and Chemistry, **644**, 147, (1960).
8. S. Spinner and W. E. Tefft, Proceedings of ASTM. **45**, 1221, (1945).
9. T. C. Huang, J. Appl. Mech. **28**, 579, (1961).
10. Timoshenko, S.P. Vibration Problem in Engineering, Van Nostrand, New York, 3rd. 1955.
11. T. J. Dudek, J. Composite Materials, **4**, 232, (1970).
12. 김형삼, 박세만, 명지대학교 산업기술연구소 논문집, **17**, 137, (1998).