
열-진공챔버를 이용한 우주환경하의 복합재료의 특성 연구

Study for Characteristics of Composite Materials under Space Environment using Thermal-Vacuum Chamber

조석범* · 신평복 · 홍창선 · 김천곤(한국과학기술원)

1. 서론

진공($<10^{-6}$ Torr), 열적 사이클(-150°C ~ +150°C) 그리고 자외선(<200nm 파장) 등의 우주환경 조건에 효율적으로 대처할 수 있는 재료가 복합재료이다. 하지만 복합재료의 높은 비강성, 비강도 그리고 낮은 열팽창특성 등 뛰어난 특성들도 혹독한 우주환경에 노출되면, 열적사이클에 의한 피로균열, 원자산소부식에 의한 질량손실, outgassing에 의한 뒤틀림, 미소유성체와 우주잔해의 초고속도 충격에 의한 파괴 그리고 자외선복사에 의한 표면부식등으로 구조물의 안정성을 보장할 수 없는 치명적인 상태를 초래할 수도 있다.

본 연구에서는 진공, 자외선 그리고 열적 사이클 환경을 모사한 저궤도 우주환경모사 장비를 제작하여 우주환경 인자들이 복합재료에 미치는 질량변화와 기계적 물성변화, 열팽창계수변화연구를 수행하여 구조물 설계시 적절한 설계변수를 제공하고자 한다.

2. 실험

2.1 저궤도 우주환경 모사장비

본 연구에서는 Fig. 1과 같은 최대 1×10^{-6} Torr의 진공도, 파장 200 nm이하의 자외선, 그리고 +300°C ~ -196°C까지의 열적사이클을 모사할 수 있는 저궤도 우주환경모사장비를 제작하였다. 열적 사이클의 범위는 +100 ~ -100°C로 온도구배는 분당 3~5°C로 하였고, 자외선은 200nm이하의 파장 그리고 진공도는 10^{-5} Torr ~ 10^{-6} Torr를 유지하였으며, 복합재료는 HFG CU-125NS graphite/epoxy를 사용했다.

2.2 실험종류

2.2.1 질량변화

진공환경만을 고려하였을 때와 진공외에 자외선과 열적사이클 환경을 추가하였을 때의 복합재료 시편의 질량변화를 측정하였다.

2.2.2 기계적 물성변화

진공, 자외선 그리고 열적사이클에 의한 복합재료의 기계적 물성저하를 평가하기 위해 8, 16, 40 그리고 80 사이클에 대하여 수행하였고, 물성저하정도를 측정하기 위하여 인장(0°, 90°), 압축(0°, 90°), Iosipescu시편을 이용한 전단(1-2, 2-3), 굽힘(90°) 그리고 층간전단실험을 수행하였다.

2.2.3 열팽창계수변화

TMA(Thermomechanical analyzer)를 사용하여 상온에서 100°C까지의 온도범위와 분당 3°C의 상승율로 측정하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 질량변화

진공환경만을 고려하였을 때의 TML(total mass loss) 측정결과, 복합재료의 평균 질량손실은 0.3300%(표준편차:0.0507%)이었다. 진공외에 자외선과 열환경을 고려하였을 때의 질량변화는 +100°C ~ -100°C ~ +100°C(1사이클)의 열적사이클을 8, 16, 40 그리고 80 사이클에 대하여 측정한 결과, 8 사이클 노화후의 질량손실은 평균 0.4830%(표준편차:0.0285%)이었고, 16사이클은 0.6520%(표준편차:0.0328%), 40사이클은 1.1341%(표준편차:0.1326%), 80사이클에서는 평균 질량손실이 1.2740%(표준편차:0.0483%)이었다.

3.2 기계적 물성변화

노출 이전의 각 시편의 물성을 알기 위하여 베이스라인 실험(baseline test)을 수행하였고, 시편들을 저궤도 우주

환경모사장비에서 8, 16, 40 그리고 80 사이클의 주기로 노화후 물성을 측정하였다. Fig. 2와 Fig. 3은 강성과 강도에 대한 결과를 무차원화하여 나타낸 결과이고 Table 1과 Table 2는 강성과 강도의 감소값을 정리한 것이다.

3.3 열팽창계수변화 결과

각 실험당 1회에 시편 6개를 섬유방향, 섬유직각방향 그리고 두께방향에 대하여 측정하여 그 값들의 평균값을 취하였다. Fig. 4~6은 두께방향, 섬유방향, 섬유직각방향에 대한 열팽창계수의 변화 결과를 나타내고 있다.

3.4 장기간 물성변화 예측방법

우주환경모사실험은 장기간의 위성체의 운영을 단기간의 실험을 통해 예측하는 방법을 제시하는 데 목적을 두고 있다. 일반적으로 복합재료가 여러 우주환경인자들에 의해 노화가 되면 물성감소는 열적사이클에 대해 지수함수로 표현할 수 있다[4]. 따라서 본 연구에서는 다음과 같은 지수식으로 각각의 물성예측식을 정립하였다.

$$Y = A e^{-Bc} \quad (1)$$

여기서 Y는 고려하려는 물성(강성 또는 강도)이고 c는 열적사이클수, A와 B는 노화상수로 A는 물성의 초기치이고 B는 물성감소율로 B값이 크면 물성감소가 큼을 의미한다. 물성예측식을 이용하여 나머지 물성들에 대한 강성과 강도의 A, B를 구하면 Table 3, Table 4와 같다. 이러한 물성예측식을 80 사이클 이상에서도 사용할 수 있음을 증명하면 단기간의 실험을 통해 장기간의 성능을 예측할 수 있는 효과적인 방법이 될 것이다. 이를 위해 100 사이클 이상의 실험을 수행하여 물성예측식을 정립할 것이다.

4. 결론

1) HFG CU-125NS graphite/epoxy 복합재 시편에 대한 질량손실 실험을 수행하였다. 진공만을 고려한 경우에는 질량손실이 0.3300%인 반면 진공외에 자외선과 열적 사이클 환경을 고려한 결과, 8 사이클에서는 질량손실이 0.4830%, 16 사이클에서는 0.6520%, 40 사이클에서는 1.1341%로 급격한 감소를 보였다. 반면 80 사이클에서는 질량손실이 1.2740%로 40 사이클 이후 질량손실이 안정화되어 가고 있음을 알았다. 그러나, 이러한 질량손실은 위성체에 뒤틀림과 같은 변형을 일으켜 치수안정성에 영

향을 줄 수 있다.

2) 우주환경모사장비를 이용하여 복합재의 물성변화 실험을 수행하였다. 실험결과 강성의 경우는 섬유직각방향의 굽힘, 1-2면의 전단, 2-3면의 전단강성이 큰 감소를 나타냈고 강도의 경우에는 섬유직각방향의 굽힘과 인장강도 그리고 2-3면의 전단강도가 큰 감소를 나타냈다. 이는 자외선복사 등에 의한 복합재 표면소재의 손실 그리고 열적 사이클에 의한 미소균열이 원인이라 할 수 있다.

3) 열팽창계수의 변화를 측정한 결과, 모든 방향에서 열팽창계수가 사이클이 진행됨에 따라 감소함을 보였다. 이는 우주환경인자에 의해 복합재 소재의 이탈이 발생하여 생긴 것으로 생각된다. 이런 열팽창계수 값들의 변화는 초기 예상된 열변형에 비해 다른 열변형을 나타내기 때문에 치수안정성에 영향을 주는 요인이 될 수 있다.

4) 단기간의 실험을 통해 장기간의 위성체 성능을 예측할 수 있는 방법을 제시하였다. 이러한 물성예측식은 단기간의 실험으로 장기간의 성능을 예측할 수 있고 또한 물성 실험에서 얻은 반대향 데이터를 두 개의 인자(A,B)로 간단히 처리할 수 있는 장점이 있다.

후기

본 연구는 1998년도 항공우주연구소의 다목적 실용 위성개발사업과제의 일부로서 수행되었으며 이에 연구를 지원하여 주신 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고 문헌

1. Tennyson, R. C., "Composites in Space - Challenges and Opportunities," Proceedings of ICCM-10, 1995
2. Seehra, S., Benton, D., Rosen, J. and Gounder, R., "Effects of Space Environmental Conditions on Graphite Epoxy Composites", Sampe Journal, Vol. 21, No. 2, March/April 1985, pp. 18-23.
3. George, P. E. and Dursh, H. W., "Low Earth Orbit Effects on Organic Composites Flown on The Long Duration Exposure Facility", Journal of Advanced Materials, Vol. 25, No. 3, 1994, pp. 10-19.
4. 홍성혁, 신광복, 김천곤, 홍창선, "가속노화실험을 이용한 복합재료의 환경영향에 대한 장기간 성능예측", 한국 복합재료학회지, 제11권, 제5호, 1998, pp. 1-13.

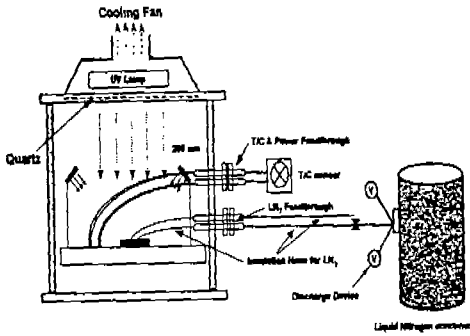


Fig. 1 Simulated system for LEO space environments.

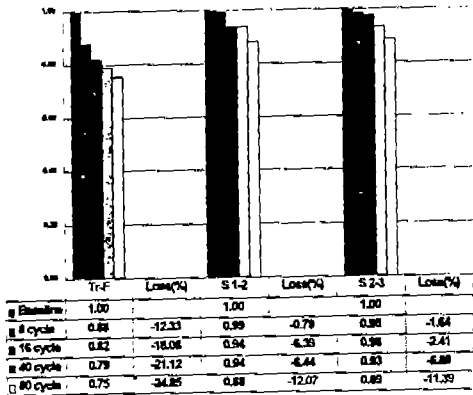


Fig. 2 Normalized stiffness graphite/epoxy after aging(continued).

* L : Longitudinal, Tr : Transverse, T : Tension, C : Compression, F : Flexure, S : Shear

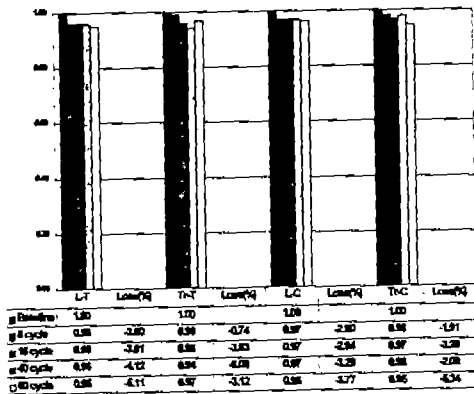


Fig. 2 Normalized stiffness graphite/epoxy after aging.

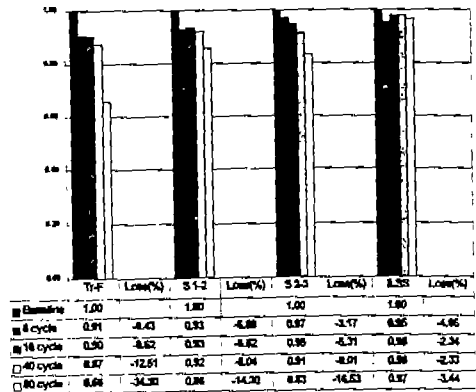


Fig. 3 Normalized strength of graphite/epoxy after aging(continued).

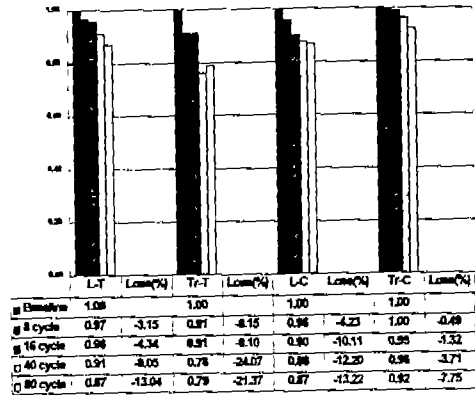


Fig. 3 Normalized strength of graphite/epoxy after aging.

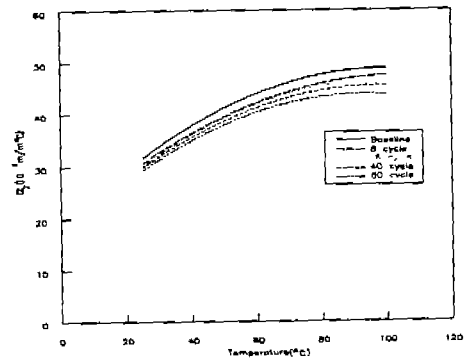


Fig. 4 Coefficient of thermal expansion versus temperature for thickness direction.

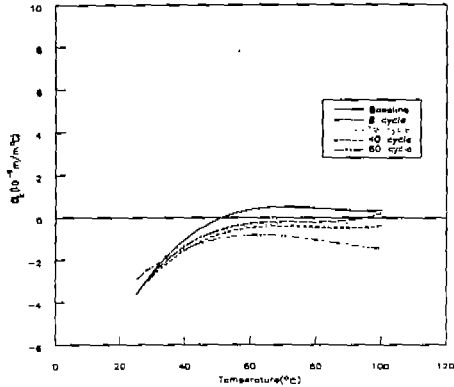


Fig. 5 Coefficient of thermal expansion versus temperature for fiber direction.

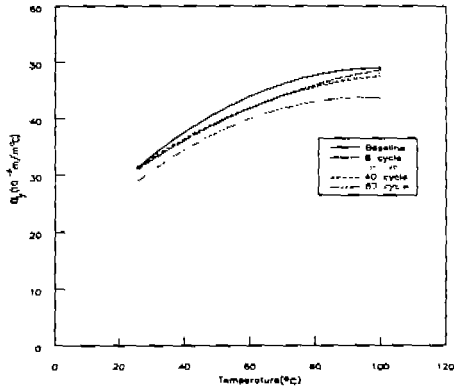


Fig. 6 Coefficient of thermal expansion versus temperature for transverse direction.

Table 1. Variations of stiffness.

Unit [GPa]	B	Cn 8	Cn 16	Cn 40	Cn 80
L T	147.45	141.85	141.83	141.38	139.92
Tr T	9.24	9.17	8.88	8.68	8.95
S ₁₋₂	6.51	6.46	6.09	6.09	5.72
S ₂₋₃	5.07	4.98	4.95	4.72	4.49
L C	134.95	131.04	130.98	130.50	129.86
Tr C	8.97	8.80	8.68	8.78	8.49
Tr F	10.12	8.88	8.29	7.99	7.61

Table 2. Variations of strength.

Unit [MPa]	B	Cn 8	Cn 16	Cn 40	Cn 80
L T	1834.9	1777.13	1755.24	1668.78	1595.66
Tr T	38.12	34.63	34.65	28.94	29.97
S ₁₋₂	82.43	76.75	77.06	75.80	70.64
S ₂₋₃	42.11	40.77	39.87	38.31	35.15
L C	1165.3	1115.93	1047.43	1023.10	1011.20
Tr C	130.02	129.39	128.30	125.20	119.94
Tr F	78.28	70.90	70.75	68.49	51.43
ILSS	78.86	75.12	77.01	77.02	76.15

* L = Longitudinal, Tr = Transverse, T=Tension, S=Shear, C=Compression, F=Flexure; B=Baseline, Cn=No. of cycle.

Table 3. Constants A and B for Stiffness.

	A(GPa)	B
L T	144.30	0.0004
Tr T	9.09	0.0004
S ₁₋₂	6.44	0.0015
S ₂₋₃	5.05	0.0015
L C	132.68	0.0003
Tr C	8.88	0.0005
Tr F	9.27	0.0029

Table 4. Constants A and B for Strength.

	A(MPa)	B
L T	1809.40	0.0017
Tr T	35.99	0.0029
S ₁₋₂	79.95	0.0016
S ₂₋₃	41.66	0.0021
L C	1119.80	0.0015
Tr C	130.31	0.0010
Tr F	77.10	0.0047
ILSS	77.24	0.0002

$$Y = Ae^{(-Bc)}$$

Y : Stiffness or Strength
c : No. of cycle (0-80)