

# 복합재료 광학탑재 위성구조체의 열변형 및 동적특성

안진희\*· 김철\*\*

## Thermal and Dynamic Analyses of a Composite Optical Bench

Jinhee Ahn and Cheol Kim

### Abstract

This paper finds the optimal staking sequence of the satellite composite structures to minimize severe thermal deformations during their orbital operation using GAs and finite element analyses. Then, the optimal design is reinforced to endure the launch loads like high inertia and vibratory loads that are, usually, smaller than orbital loads induced by space environments. The thermal deformation of sandwich panels was minimized at the staking sequence of  $[0/90]_s$  and that of composite strut was lowest at the angle of  $[0/\pm 45]_s$ . Also there was no buckling in the compressive loading. By vibration analysis, the natural frequencies of the composite components are much higher than aluminum structures and the expected stiffness condition is satisfied. Then, a composite optical bench was fabricated for tests and all analyses results were verified by structural testing. There were good correlations between two results.

**Key Words:** Satellite structures, Composite optical bench, Optimization, Thermal strains

### 1. 서론

복합재료는 경량, 높은 강성, 낮은 열팽창 계수 등 인공위성 구조물에 필요한 요건이 갖추어져 있어 많이 사용된다. 특히 0에 가까운 열팽창 계수를 가지고 있는 Graphite/Epoxy는 인공위성의 광학구조체(Optical bench)나 안테나에 사용되고 있다. 특히 광학구조체는 초정밀 카메라 및 자세 제어용 센서를 지지하는 구조물로서 우주환경에서 성공적인 임무를 완수하기 위해 중요한 역할을 담당한다. 광학구조체가 중요한 이유는 위성 저궤도인 685Km에서 0.01°의 오차가 지상에서는 120m의 오차범위를 초래하기 때문이다. 따라서 카메라의 원활한 임무수행을 위해 이러한 오차를 줄이려는 노력이 시급하다. 본 연구에서는 우주환경을 고려한 복합재료 적층각 최적화 기법과 열변형 실험, 진동실험의 결과를 정밀광학체지지

복합재료 위성구조체의 설계에 적용하여 열변형 오차를 줄일 수 있도록 하였다.

### 2. 적층각 최적화

유전자 알고리즘(Genetic Algorithm)은 이산적인 최적값을 찾는데 용이하며 진역적인 해로 수렴할 신뢰도를 가지기 때문에 복합재료의 적층각 최적화에 적당하다 [1]. 복합재료로 만들어진 많은 구조물은 제작상의 어려움으로 0, 30, 45, 60, 90도와 같은 제한된 적층각을 이용하고 있으며 실제 최적화에 적용될 때에도 제한된 적층각을 이용하여 최적화하는 것이 일반적이다. 샌드위치 패널과 스트럿의 열변형 최소화를 수행하기 위해 엘리트 보존선택(Elitist selection)과 일점교배법(One-point crossover), 단순 돌연변이(Simple mutation)를 사용하였고 Table 1의 설계변수를 사용하였다.

샌드위치 패널은 x, y, z방향의 열변형, 스트럿은 축방향의 열변형을 최소화 하는데 중점을 두고 적층각 최적화를 수행하였다. 목적함수를 식

\* 경북대학교 대학원 기계공학과

\*\* 경북대학교 기계공학부

(1)과 식 (2)로 정의하였다.

• Sandwich panel

$$\text{Minimize } \sqrt{U_x^2 + U_y^2 + U_z^2} \quad (1)$$

• Strut

$$\text{Minimize } |U_{axial}| \quad (2)$$

여기서  $U_x, U_y, U_z$ 는 샌드위치 패널의 x, y, z방향 각각의 열변형을 의미하고  $U_{axial}$ 은 스트럿의 축방향 열변형이다. 그리고 복합재료 성형과정과 우주환경에서의 온도변화로 인한 비틀림을 최소화하기 위해, 샌드위치 패널의 면재와 스트럿을 대칭적인, 균형 잡힌 순서로 적층하여 거의 0에 가까운 비틀림변형을 얻을 수 있었다.[2,3]

열변형 최소화를 위한 적층각 최적화 결과 Table 2와 3과 같이 샌드위치 패널은  $[0_2/90]_s$ , 스트럿은  $[0/\pm 45]_s$ 의 적층에서 가장 작은 열변형을 하게 된다. 계산된 적층각을 이용하였을 때의 열변형해석결과 열변형 값은 샌드위치 패널이 최대  $3.894 \times 10^{-4}$  m, 스트럿은  $1.702 \times 10^{-6}$  m였다.

### 2.3.2 진동해석

위성구조체는 발사 시 준정적하중을 받게 되어 그 하중을 견딜 수 있도록 설계되어야 한다.[4] 또한 위성구조체의 주요 모드 주파수는 발사체의 저주파 가진과의 공진이 발생하지 않도록 발사체에 따라 정해지는 최소 축방향과 횡방향 주파수 요구조건보다 크도록 설계되어야 한다. 해석에 필요한 구조물의 설계 조건은 준정적하중은 횡방향에서 3.5g (g :중력), 축방향에서 10g 이고, 구조체 강성은 횡방향에서 25Hz 이상, 축방향에서 70Hz 이상이다.

**Table 1** Design parameters of genetic algorithm

Parameters	Values	
	Panel	Strut
Population size	10	10
Probability of crossover	0.8	0.8
Probability of mutation	0.01	0.05
Probability of gene-swap	0.8	0.8

**Table 2** Optimized sequence of sandwich panel

#of ply	Optimized stacking sequence	Fitness
4	$[-30/30]_s$	-0.903
6	$[0/0/90]_s$	-0.897
8	$[0/60/0/60]_s$	-0.971
10	$[30/45/-30/0/-45]_s$	-0.911
12	$[45/-45/60/45/-60/-45]_s$	-0.945
14	$[60/90/-60/60/-60/60/-60]_s$	-0.954

**Table 3** Optimized sequence of a strut

#of ply	Optimized stacking sequence	Fitness
4T	$[0_2/45/-45]_T$	-1.78E-02
4S	$[90/0]_s$	-6.34E-02
6T	$[60/30/0_2/-30/-60]_T$	-1.02E-02
6S	$[0/45/-45]_s$	-9.80E-03
8T	$[90_2/60/90/0/45/60/45]_T$	-1.77E-02
8S	$[0_2/45/-45]_s$	-2.78E-02

샌드위치 패널의 진동특성을 평가하기 위해 기존의 알루미늄으로 이루어진 구조물과의 고유진동수를 비교하였다. 해석에 사용된 샌드위치 패널은 면재를 Al2024 합금으로, 심재를 Al5025합금을 사용하였으며 치수 및 경계조건은 복합재료의 경우와 동일하게 하였다. 해석결과 샌드위치 패널과 스트럿의 1차 고유진동수는 각각 176.36Hz, 89.31Hz였으며 기존의 알루미늄 합금을 사용하였을 때보다 10.7%, 27.79% 증가하였다.

### 3. 제작 및 실험

앞의 해석에 근거하여 Fig. 1과 같이 실물의 1/3 크기의 복합재 광합탐재체가 개발되었고, 추가적으로 몇 개의 동일한 부품이 제작되었다. 하니컴 샌드위치패널의 외피층은 그라파이트/에폭시 6장 적층( $[0_2/90]_s$  두께:1mm)으로 되었고, 하니컴 코어층의 재료로 셀(Cell)크기 3.175mm, 셀두께 0.04318mm, 하니컴 높이 28mm인 Al5025합금을 사용하였다. 외피층과 알루미늄 하니컴을 접착한 후 오토클레이브(Autoclave)에서 경화하여 샌드위치 평판을 제작하였고, 워터젯(Water Jet)으로 절단 및 가공하였다. 복합재료 스트럿은 샌드

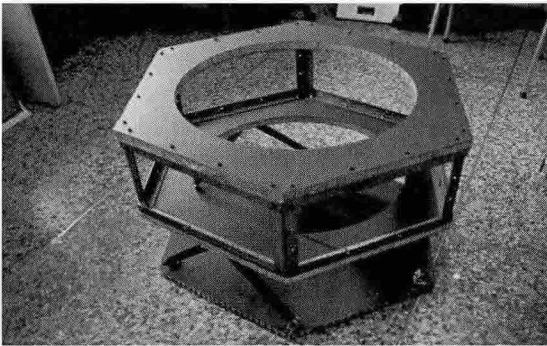


Fig. 1 Composite optical bench assembly

위치 패널의 면재 제작과 같이 그라파이트/에폭시 프리프레그를 최적화된 적층각([0/±45]s)으로 필라멘트 와인딩(Filament winding)공정으로 제작하였다.

### 3.1 열변형 실험

열변형 실험은 샌드위치 패널과 스트럿의 열변형을 측정하였다. 열변형 실험방법은 Fig. 2와 같이 온도조절이 가능한 고온챔버에 파트를 넣어 24℃에서 100℃까지 서서히 증가시켜 측정하였고, 열 구배로 인한 오차를 제거하기 위해 100℃에 도달하면 시편의 전체 온도를 균일하게 해주었다. 스트레인 게이지를 스트레인 미터에 연결

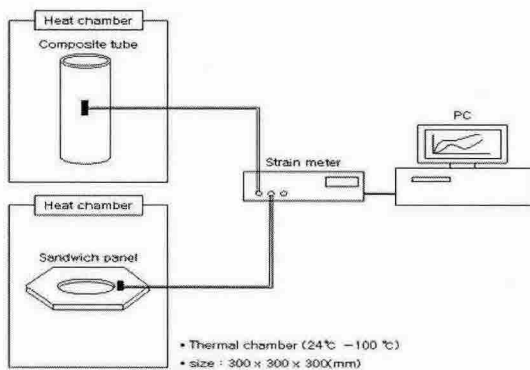
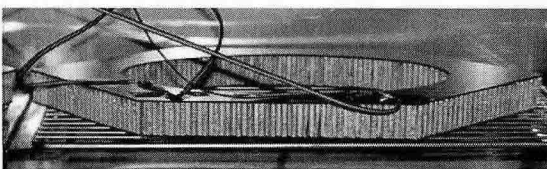
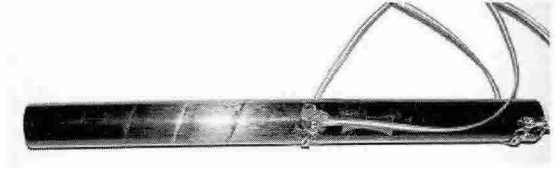


Fig. 2 Test setup of a thermal deformation test



(a) Sandwich panel

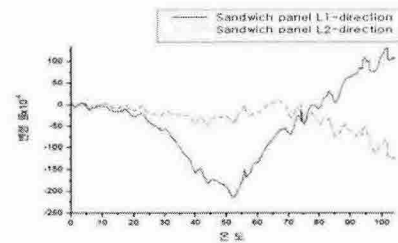


(b) Composite strut

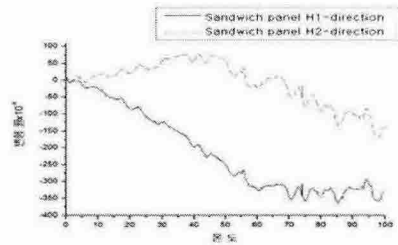
Fig. 3 Structural components for measuring thermal strains

하여 측정된 데이터를 PC를 통하여 저장하였다. Fig. 3은 샌드위치 패널과 스트럿에 각각 스트레인 게이지를 부착한 모습이다.

Fig. 4는 샌드위치패널의 온도에 따른 변형량의 변화를 나타낸다. Fig. 5는 스트럿의 온도에 따라서 변화하는 열변형량을 나타낸다. 여기서 스트레인게이지는 2개의 지점에 수직과 수평방향으로 부착되었다.

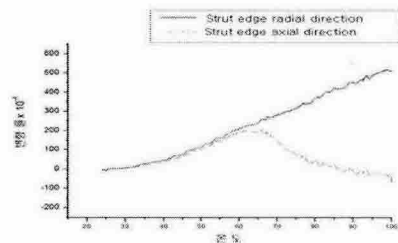


(a)

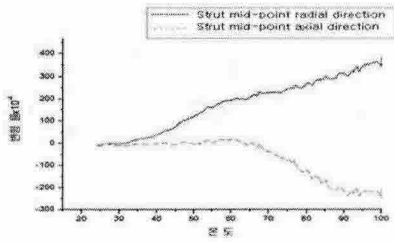


(b)

Fig. 4 Horizontal (a) and vertical (b) strains of a sandwich panel



(a)



(b)

Fig. 5 Thermal strains of the strut at an edge (a) and at a mid-point (b)

### 3.2 고유진동수 측정 실험

복합재료 광학탐재 위성구조체에 사용되는 구멍을 가진 샌드위치 패널, 구멍이 없는 샌드위치 패널과 위성의 전체 광학구조체에 대해 진동실험을 수행하여 Fig. 6, Fig. 7, Fig. 8과 같은 측정결과를 얻었다.

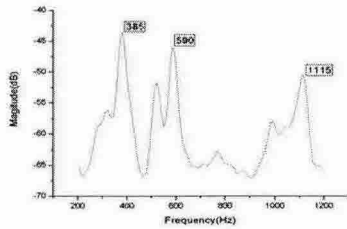


Fig. 6 Natural frequencies of a sandwich panel with a hole

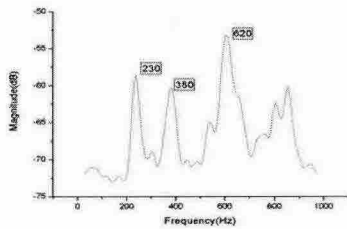


Fig. 7 Natural frequencies of a sandwich panel

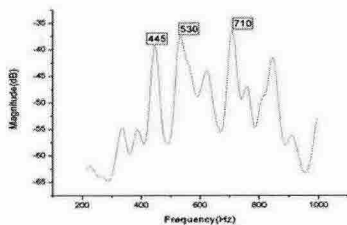


Fig. 8 Natural frequencies of an optical bench assembly

## 4. 결론

정밀광학체지지 복합재료 위성구조체의 열변형 오차를 최소화시키기 위해 유전자 알고리즘을 이용하여 구조체의 적층각 최적화에 적용한 결과 그라파이트/에폭시를 사용한 샌드위치 패널의 면재는  $[0/90]_s$ , 스트럿은  $[0/\pm 45]_s$ 의 적층각에서 열변형이 최소화 되었다. 최적화된 적층각을 사용하여 샌드위치 패널, 스트럿, 광학탐재 구조체를 제작하여 열변형해석, 진동해석, 열변형실험, 진동실험을 수행한 결과, 기존의 알루미늄 재료를 사용하였을 때보다 복합재료로 대체한 구조체가 더 작은 열변형과 더 높은 강성을 나타냄을 알 수 있었다. 또 각종 해석결과를 실험결과와 비교한 결과 해석의 정확도를 검증할 수 있었다.

## 참고문헌

- (1) Fuat Erbatur, Oguzhan Hasançebi, Iker Tütüncü and Hakan Kılıç, 2000, "Optimal design of planar and space structures with genetic algorithms," *Computers & Structures* Vol. 75, pp. 209~224.
- (2) Kwang-Bok Shin, Chun-Gon Kim, Chang-Sun Hong and Ho-Hyung Lee, 2001 "Prediction of failure thermal cycles in graphite/epoxy composite materials under simulated low earth orbit environments," *Composites Part B* Vol. 31, pp. 223~235.
- (3) Kwang-Bok Shin, Seok-Bum Cho, Chang-Sun Hong, Chun-Gon Kim, Byung-Kyo Kim, Hak-Jung Kim and Byung-Il Choi 1999, "The study of composite materials under space environments," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science* Vol. 27, No. 4, pp. 54~64.
- (4) Do-Soon Hwang, 1999, "Design and analysis of satellite structure," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science* Vol. 27, No. 2, pp. 111~121.