

위성체용 복합재료 광학 탑재 구조물 설계 연구

김병선*·김진봉*·김동욱**·하종학*·이주훈**·김진희**·김경원**·김성훈**·황도순**

A study on the development of the composite optical bench design

Byung-Sun Kim^{*}, Jin-Bong Kim^{*}, Dong-Uk Kim^{**}, Jong-Hak Ha^{*}, Ju-Hun Rhee^{**},
Jin-Hee Kim^{**}, Kyung-Won Kim^{**}, Sung-Hoon Kim^{**}, Do-Soon Hwang^{**}

Abstract

The optical bench was designed using composite material, M40J/Cyanate Ester. Mechanical tests, thermal tests were carried out for M40J and structural vibration FEM analysis was performed. From the experimental results, the material properties of M40J/Cyanate Ester were obtained in longitudinal and transverse directions. By applying the properties into FEM vibration analysis, a proper stacking sequence was proposed for the laminated facesheets, so that natural frequency of the platform structure satisfy the design specification.

Key Words : Optical bench, M40J/Cyanate Ester, Mechanical test, thermal test

1. 서 론

위성 광학 탑재 구조체는 경량의 구조물로서 주위의 온도변화에 대한 치수의 안정성이 극히 뛰어나야 하고, 발사시의 진동과 충격을 견딜만한 충분한 강도를 가져야 한다. 따라서 높은 비강도, 비강성 및 치수 안정성을 가지는 복합재료가 많이 사용되고 있으며, 구조형상으로 샌드위치 형상, 트러스 등이 많이 사용된다.

일반적으로 저궤도 위성체 구조물이 우주환경에 노출되면 구조물 표면의 온도가 -157℃~121℃ 범위에 있게 되는데, 정밀부품이 탑재된 위성 구조체의 경우 온도변화에 따른 치수안정성이 무엇보다 중요하다. 따라서 열팽창계수가 음으로 영

에 가까운 PAN계의 고강성 탄소섬유 강화 복합재료가 적절한 순서로 적층된 구조물이 성공적으로 사용될 수 있다. 또한, 그 기지재료로서는 고진공, 고온 상태에서 운용되는 조건을 만족하는 열화학적 안정성을 가진 수지가 사용될 수 있다.

본 논문에서는, M40J/Cyanate Ester 적층판이 면재로 구성된 샌드위치 구조물로 구성된 위성 광학 탑재 구조체를 개발하기 위하여 수행된, 재료의 물성평가 및 위성 광학 탑재 구조체의 설계안 도출에 대한 연구결과를 보여주고자 한다.

본 연구에서의 설계대상이 되는 구조물은 항공 우주연구소에서 개발된 위성체인 KOMPSAT-2의 요구조건을 기본으로 하며, 이에 준한 설계 개념의 모델이 사용되었다. Fig. 1은 KOMPSAT-2의 구조형상을 보여주는 그림이다.

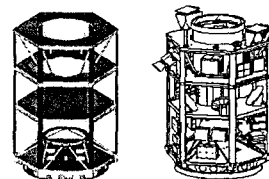


Fig. 1 KOMPSAT-2 structure

* 한국기계연구원 복합재료 그룹

** 한국기계연구원 복합재료 그룹,

교신저자(E-mail : kdmoon@changwon.ac.kr)

** 한국항공우주연구원 위성본체그룹

M40J/Cyanate Ester 복합재료의 물성에 대한 실험적 결과는 국내에서는 거의 찾아 볼 수 없다. 본 연구에서는 ASTM 시험기준에 따라서 M40J/Cyanate Ester 복합재료 적층판을 제작하고, 섬유방향과 섬유의 수직인 방향으로의 인장시험 및 면내전단 시험을 수행하여 강성 및 강도를 측정하였다. 또한, 면내의 섬유 및 섬유의 수직인 방향으로 열팽창계수를 측정하였으며, 준등방성 적층각으로 적층된 시편을 제작하고 열팽창시험을 수행하여 고전적층판 이론으로 얻은 유효열팽창계수와 비교함으로써 그 치수 안정성을 평가하였다. 실험적으로 열적 치수안정성이 확인된 결과를 바탕으로 광학탐재 구조체의 설계 자료로 활용하였다.

광학 탐재 구조체는 아래와 같은 조건을 만족하는 구조물로서 설계하였다.

1) Optical Bench의 강성 요구조건은 발사시의 공진을 피하기 위하여 kinematic joint로 위성 본체와 연결되는 부분을 fixed condition으로 platform의 first mode natural frequency/Axial이 75Hz 이상 되어야 한다.

2) Optical Bench의 열 요구조건에서 선정된 복합재료의 facesheets의 열팽창계수가 0에 가까워야 한다. 선정된 복합재료의 facesheets + 금속(AL) honeycomb core, kinematic joint로 구성된 platform의 우주환경 하의 모든 방향 열변형이 ≈ 0 이어야 한다.

2. 시험 및 설계

2.1 재료의 기계적 특성 시험

구조물 해석에 필요한 재료 특성을 알기위해 기계적 물성을 시험했다. 시험한 재료는 일방향 강화섬유가 함유된 복합재료로 강한 면내 이방성을 가지는 것으로, N40J Carbon Fiber에 Cyanate Ester 수지가 함유된 제품을 사용하였다. 시편은 $UD0^\circ$, $UD90^\circ$, In-plane Sheer 세 가지로 ASTM [1,2]에 의거 제작했다. 시편성형은 Autoclave장비를 사용한다. $360^\circ F$ 에서 2시간, 93psi의 압력으로 성형되었다. 인장시험에 사용된 시험장치는 INSTRON 5567 만능시험기(Fig. 2)이고, 변형률 측정에 사용된 스트레인게이지는 CAS사 120Ω형(AE-23- TS30N-120-EL)이며, 명진Data Shuttle을 사용하여 스트레인값을 얻었다.



Fig. 2 Tensile test on INSTRON 5567

2.2 재료의 열특성 시험

열변형계수 측정을 위한 시편은 $[0]_n$, $[90]_n$, $[0/60/-60/-60/60/0]_n$ 적층판을 $50mm \times 50mm$ 크기로 제작한 뒤 그 표면에 Strain gage를 부착하고 실험했다.

M40J/Cyanate Ester의 열특성 시험은 Strain gage법[3]을 이용하여 상온에서 약 $110^\circ C$ 까지 복합재료의 섬유방향, 섬유의 수직방향의 열팽창계수를 측정하였다.(Fig. 3)

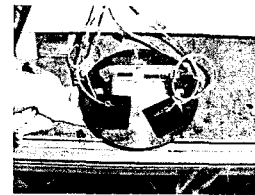


Fig. 3 Thermal test of M40J/Cyanate Ester

2.3 Platform 설계

Fig. 4와 같이 실린더 부분을 solid model로 간략화 시키고, M40J 복합재료 facesheets와 AL core를 사용한 샌드위치 복합재료 구조로 하며, 구조물 지지를 위한 strut은 직경 30mm의 M40J 복합재료를 사용하여 modeling을 한다. FEM 해석을 위한 경계조건은 밑면으로부터 실린더 바깥쪽 세 지점에서 cut-out의 세 지점에 120° 간격으로 Moment를 전달하지 않으며 위성본체에 연결되고, platform의 외곽 edge는 고정되며, cut-out 이외 부분에는 자세제어 센서들을 위한 100kg의 무게가 균일하게 분포되는 것으로 가정한다.

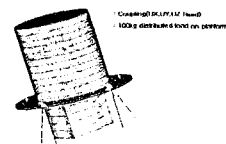


Fig. 4 Computational modeling of platform

3. 결과

3.1 기계적 특성 시험 결과

Fig. 5에 M40J/Cyanate Ester UD0° 인장시험 결과가 나타나 있다. 그래프에서 하중곡선이 직선 형태로 나타남을 볼 수 있다. 시험중 strain gauge를 섬유방향과 횡방향에 부착했다. 섬유방향에서의 스트레인 값은 인장 때문에 양의 직선으로 나타나고, 횡방향의 스트레인은 압축하기 때문 음의 직선으로 나타난다. Fig. 6은 M40J/Cyanate Ester UD90° 인장시험 결과 곡선을 나타낸다. 횡방향의 스트레인은 값의 변화가 아주 작기 때문에 0에 가까운 값으로 나타난다.

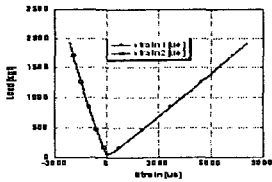


Fig. 5 UD0° Tensile test result

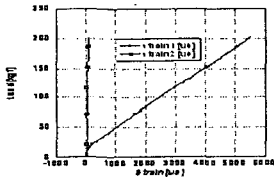


Fig. 6 UD90° Tensile test result

Fig. 7에 M40J/Cyanate Ester In-plane shear 시험 결과가 나타나 있다. 그래프에서 하중곡선이 비선형 형태로 나타남을 볼 수 있다. 시험편 내에 [45/-45]ns 적층 때문에 양방향 strain gauge의 값이 같게 나왔다.

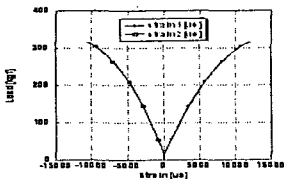


Fig. 7 In-plane shear test result

시험결과를 통해 얻은 값들을 정리하여 M40J/Cyanate Ester 재료 특성을 나타냈다. Table 1에서 나타난 M40J/Cyanate Ester의 종방향, 횡방

향의 강도, 강성, Poisson's ratio, 전단강도등의 값을 Platform의 유한요소법을 이용한 해석에 필요한 값들로 사용한다.

Table 1 Mechanical test result

UD0°	Specimen	E_{11} [kgf/mm ²]	S_{11} [kgf/mm ²]	ϵ^{max} [$\mu\epsilon$]	ν_{12}
	Average		23936.7	178.868	7224
UD90°	Specimen	E_{22} [kgf/mm ²]	S_{22} [kgf/mm ²]	ϵ^{max} [$\mu\epsilon$]	-
	Average		929.9	4.452	4367
In Plane Shear	Specimen	G_{12} [kgf/mm ²]	S_{12} [kgf/mm ²]	-	-
	Average		539.1	8.511	-

3.2 열특성 시험 결과

복합재료 평판을 제작한 후 온도가 40 °C, 55 °C, 70 °C, 90 °C, 110°C인 구간에서 각각 온도와 변형율을 측정하고 그 결과값들을 Fig. 8~10에 나타냈다.

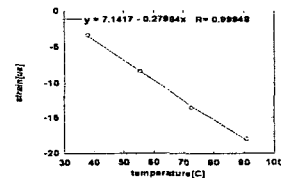


Fig. 8 UD0° Thermal test result

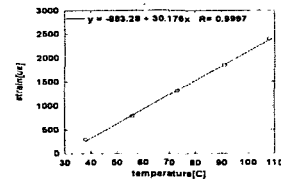


Fig. 9 UD90° Thermal test result

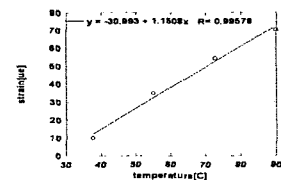


Fig. 10 [0/60/-60]ns Thermal test result

그림에서 스트레인-온도 곡선은 직선으로 나타난다. UD0°는 온도 증가에 따라 스트레인 값은

감소한다. UD90°의 경우 resin방향에서 온도 증가에 따라 스트레인값이 증가한다. 열팽창계수는 구해진 온도범위에서 선형값을 보이며, 섬유방향으로 $-0.791\mu\epsilon/T$, 섬유의 수직방향으로 $30.566\mu\epsilon/T$ 의 값을 가진다. 준등방성 물성을 가지는 [0/60/-60]ns 적층판을 제작하고 열팽창계수를 측정하여 물성을 예측한 값과 비교 평가했다. 실험값은 $0.633\mu\epsilon/T$, $0.586\mu\epsilon/T$ 으로 예측된 값인 $0.687\mu\epsilon/T$ 과 유사한 값을 보인다.

3.3 진동 해석 결과

상용 FEM 해석 패키지인 ANSYS를 사용하여 platform의 진동을 해석했다. 허니콤 샌드위치 복합재료를 shell99 element로 하고 optical bench 부분을 solid element를 사용했다. 여러 경우의 적층방식을 실험적으로 해석하고 설계요구조건을 만족하는 [(0/90/45/-45)ss/(Core)/(0/90/45/-45)ss] 적층구조물을 얻을 수 있었다. 이 platform은 Natural Frequency 1st Mode에서 80.47 Hz로 나타났다. Fig. 11은 platform의 1차 모드 형상을 보여준다.

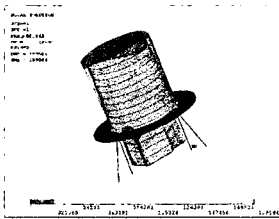


Fig. 11 First mode shape of platform

4. 결론

위성체용 복합재료 광학 탑재체의 설계요구조건을 만족하기 위해 기계적 물성 시험, 열특성 시험 및 진동 FEM 해석을 수행했다. 기계적 시험 결과로 M40J/Cyanate Ester의 종방향, 횡방향의 강도, 강성, Poisson's ratio, 전단강도 등의 값을 구조진동 해석에 적용하여 설계 조건을 만족하는 샌드위치 복합재료의 적층각도를 계산했다. 열팽창계수는 구해진 온도범위에서 선형값을 보이며, 섬유방향으로 $-0.791\mu\epsilon/T$, 섬유의 수직방향

으로 $30.566\mu\epsilon/T$ 의 값을 가진다.

후 기

이 연구는 정부에서 시행한 다목적인공위성 2호 개발사업의 일환으로 수행되었습니다. 본 연구 개발에 대한 내용을 대외적으로 발표할 때에는 반드시 정부에서 시행한 다목적인공위성 2호 개발사업의 결과임을 밝혀야 합니다.

참고문헌

- (1) ASTM D3039, Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite Materials
- (2) ASTM D3518, Standard test method for inplane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a +/-45 degree laminate.
- (3) 이상관, "직조형 탄소 섬유 강화 알루미늄 기지 금속복합재료의 제조와 특성 분석," Ph. D. Thesis, KAIST, 2002
- (4) ASTM E831-00, Standard test method for linear thermal expansion of Solid Materials by thermomechanical analysis.
- (5) ASTM E696-03, Standard test method for coefficient of linear thermal expansion of plastics between -30°C and 30°C with a vitreous silica dilatometer.