

# 정지궤도 위성의 광학 센서 지지 구조물

김창호\*, 김경원\*, 김선원\*, 임재혁\*, 황도순\* 정희원

## Optical Sensor Support Structure for Geo-stationary Satellite

Chang-Ho Kim\*, Kyung-Won Kim\*, Sun-Won Kim\*, Jae-Hyuk Lim\*,

Do-Soon Hwang\* *Regular Members*

### 요 약

위성 구조계의 가장 기본적인 임무 및 역할은, 우선 위성 자체의 미션 및 기능을 위해 필요한 여러 탑재체 및 장비들을 장착하고 지지할 수 있는 공간을 제공하고, 발사 시에 발생하는 이런 극심한 발사환경 하중에서 위성체 및 탑재체들을 안전하게 보호하는 것이다. 위성체가 발사체에 실려 발사될 때 매우 높은 가속도에 의한 정적 하중 및 공기의 저항에 의한 하중, 연소 가스 분출 시 발생하는 음향에 의한 하중, 발사체로부터 분리될 때 발생하는 충격 하중 등 여러 가지의 극심한 하중을 겪게 된다. 특히 광학 탑재체가 탑재되는 경우, 탑재체의 지지 및 보호 역할 외에도 위성 구조계의 광학 탑재체의 안정적인 성능구현을 위해 극심한 열환경에 하에서 지향안정성을 보장해야 하고, 이를 위해 일반적으로 복합재료로 구성된 광학벤치를 사용하게 된다. 본 논문은 위성체로부터 전달되는 하중을 최소화하여 광학 탑재체의 구조적 안정성을 확보하고 지향안정성을 보장하기 위한 광학벤치 및 지지구조물의 설계와 검증에 대하여 기술한다.

Key Words : Geo-stationary satellite, Optical bench, Sensor mounting foot loads, Interface stability for thermal environment

### ABSTRACT

Satellite structure should be designed to accommodate and support safely the payload and equipments necessary for its own missions and to secure satellite and payloads from severe launch environments. The launch environments imposed on satellites are quasi-static accelerations, aerodynamic loads, acoustic loads and shock loads. Especially when optical payload is accommodated, satellite structure usually adopts the optical bench consisting of composite material not only to support and secure but also to guarantee good pointing stability against extreme thermal environments. This paper deals with optical bench and support structure which shall be designed to minimize the loads transferred to optical payloads from satellite.

## I. 서 론

통신해양기상위성(COMS: Communication, Ocean and Meteorological Satellite)은 대한민국의 한국항공우주연구원(Korean Aerospace Research institute)과 프랑스의 Astrium이 공동으로 개발하는 위성이다. 이 위성은 정지궤도 복합위성으로, 기상과 해양을 관측하는 두 개의 광학 탑재체와 하나의 통신 탑재체를 장착한다. 이러한 각각의 탑재체들에 의해 내재된 요구조건들 때문에, 모든 요구

조건들을 동시에 만족하고 특히 광학 탑재체들의 낮은 허용 설계하중이나 극심한 열환경에서 지향안정성을 만족하며 성능을 최적화하는 것은 쉽지 않다. 따라서 위성 구조계는 발사환경으로부터 탑재체들을 보호하는 것뿐만 아니라, 탑재체의 성능을 보장하기 위해 여러 설계 요구조건들을 만족해야만 한다[1][2][3][4]. 본 논문에서는 통신해양기상의 탑재체 중 가장 설계 요구조건이 까다로운 기상 탑재체의 센서를 지지하는 인터페이스 구조물의 설계, 해석을 다루며, 설계 조건으로는 동적 하중을 제외하고 주로 정적 하중 및 열환경에서의 안정성을 고려하였다.

\*한국항공우주연구원 위성연구본부 위성구조팀(kch@kari.re.kr, kwkim74@kari.re.kr, sunwkim@kari.re.kr, ljh77@kari.re.kr, dshwang@kari.re.kr)

※ 본 연구는 한국항공우주연구원 주관의 통신해양기상위성 개발사업으로 수행되었습니다.

접수일자 : 2010년 8월 12일, 수정완료일자 : 2010년 8월 30일, 최종제재확정일자 : 2010년 9월 25일

## II. 위성 형상

위성의 전체적인 형상은 그림 1과 같다. 상단의 지구 패널에 지구를 관측하기 위한 기상탑재체 및 해양탑재체의 센서들이 장착되어 있으며, 동서로는 기상탑재체의 안테나가 장착되어 있다. 또한 기상센서의 심우주 관측 조건에 의해 남쪽 패널에만 하나의 태양전지판 장착되어 있다.

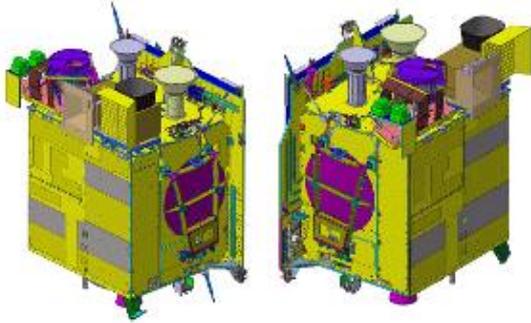


그림 1. 위성 형상

## III. 탑재체 요구조건

### 1. 발사 하중

기상탑재체의 센서는 다음과 같은 발사 요구조건을 가지므로, 이러한 요구조건을 만족하도록 인터페이스 구조물을 설계하여야 한다. 특히 저주파 정현파 동적 하중 및 인터페이스에서의 기하학적 안정성에 대해 엄격한 요구조건을 가지고 있다.

#### 1.1. 정현파 동적 하중

동적 하중과 관련한 설계 요구조건은 본 논문의 주제를 벗어나지만 정현파 동적 하중이 기상센서 인터페이스 구조물인 광학벤치의 설계를 결정하는 주요 인자이므로 언급하기로 한다. 표 1과 같이 센서를 지지하는 인터페이스 면에서 허용 가능한 동적 하중은 40 Hz 이상에서 매우 낮으므로, 광학벤치는 이러한 하중들을 감쇠하는 일종의 필터의 역할을 하도록 설계하였다.

표 1. 정현파 동적 하중 요구조건

	Lateral(X)	Lateral(Y)	Axial(Z)
Sine (Acceptance)	6.1g 5-20Hz	6.1g 5-20Hz	6.1g 5-20Hz
	6.1g 20-25Hz	5.7g 20-25Hz	4.7g 20-25Hz
	2.9g 25-40Hz	2.8g 25-40Hz	2.1g 25-40Hz
	0.8g 40-50Hz	0.8g 40-50Hz	0.8g 40-50Hz
	0.4g 50-100Hz	0.4g 50-100Hz	0.4g 50-100Hz

#### 1.2. 기상센서 장착 면 하중

표 2. 기상센서 장착 면 하중 요구조건

	Specification	
Maximum loads' set at each of the 6 MI interface points (loads balancing)	<b>Criteria My :</b> $\left  \frac{F_x}{9000N} + \frac{F_z}{14950N} + \frac{M_y}{206Nm} \right  < 1$	Design level
	<b>Criteria Mx</b> $\left  \frac{F_y}{9530N} + \frac{F_z}{14950N} + \frac{M_x}{206Nm} \right  < 1$	

기상센서는 6점으로 장착이 되는데, 센서의 손상을 막기 위해 표 2와 같이 각각의 장착 점에서의 최대 허용 가능한 하중 조합을 가지고 있다. (XY 평면은 마운팅되는 평면이고, Z축은 마운팅 되는 면에 수직인 방향이다).

### 1.3. 열적 인터페이스 안정성

기상센서는 정밀하게 정렬되어야 하고 하중에 민감한 유닛들을 포함하고 있는데, 궤도상에서 노출되는 극심한 열환경은 동일하지 않은 온도 분포에 따른 열변형을 발생하게 되고 이러한 변형은 센서의 정렬도와 성능에 영향을 미치게 된다. 따라서 알루미늄으로 구성된 센서의 기저판에서 발생하는 열변형 하중이 장착 면을 왜곡시키지 않도록 위성체의 인터페이스 구조물을 설계하여야 한다. 기상센서의 요구조건은 센서의 장착 면에서 ± 0.001인치 이내로 편평도를 유지하여야 한다. 또한, 궤도상에서 임무를 수행하는 동안 열변형에 의해 각각의 장착 점에서 발생하는 하중과 모멘트도 표 3과 같이 요구조건을 만족하여야 한다.

표 3. 열적 안정성 요구조건

	Specification
stability	Flatness distortion of feet < 25 μm In plane loads on each feet < 227 N Moment on each feet < 8.64 Nm
Operational thermal environment	Temperature at interface +12°C to +32°C
Non operational thermal environment	-40°C to +75°C

## IV. 설 계

그림 2와 같이 인터페이스 구조물인 광학 벤치는 PIP (Payload Interface Plate)와 6개의 바이포드 및 6개의 블레이드로 구성되어 있다.

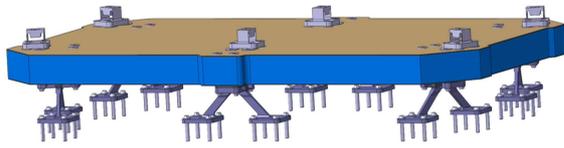


그림 2. 광학 벤치

1. PIP

PIP의 주요한 설계 인자는 편평도로, 임무 궤도상에서 25  $\mu\text{m}$ 의 편평도를 유지하기 위해 PIP 구조물은 열 환경에 대해 변형이 적은 안정한 탄소 복합재를 사용하였다. 그러나 PIP의 재질인 탄소 복합재와 기상센서의 기저판을 이루는 알루미늄의 단위온도에 대한 열팽창계수가 다르기 때문에 큰 열변형 하중이 발생한다. 하지만 열변형에 의한 하중 요구조건은 엄격하기 때문에 발생하는 큰 하중을 최대한 줄이기 위해서는 강성이 낮아 하중을 변형으로 감당하는 유연한 구조물을 센서와 PIP사이에 장착하여야 한다.

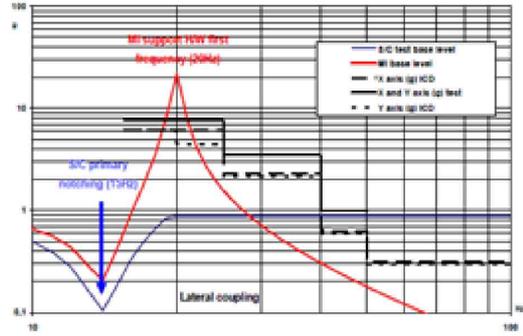
2. 바이포드



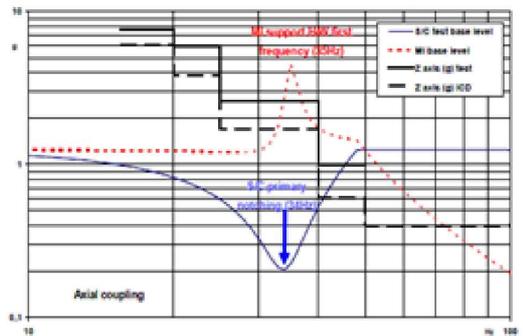
그림 3. 바이포드

기상센서 인터페이스 면에서의 정현파 하중 요구조건은 40 Hz 이상에서 약 0.4g로 매우 낮다. 따라서, 이러한 40 Hz 이상의 하중들을 필터링하여 낮추기 위해 기상센서는 특정 주파수 이상의 하중을 감쇠하는 일종의 서스펜션 구조에 장착되어야 한다. 일반적으로 단자유도계 시스템은 주요 모드보다 높은 주파수의 입력하중을 감쇠하는 경향이 있으므로, 바이포드의 두께를 조정하여 센서의 주요 모드들을 최적화하였다.

감쇠효과를 극대화하기 위해 선호되는 주파수는 종 방향으로 30~45Hz 이고, 횡 방향으로 20~30 Hz 이다.



횡 방향 모드



종 방향 모드

그림 4. 필터를 효과를 위한 개념 설계

3. 블레이드

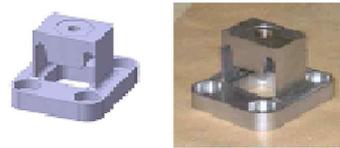


그림 5. 바이포드

앞서 설명한 것처럼, 경계 온도 조건인 12°C~32°C에서 편평도 요구조건을 만족하기 위해 알루미늄 기상센서 기저판과 탄소 복합재 패널 사이에 유연한 블레이드 구조물을 장착하였다.

열변형에 의한 하중조건인 227N을 만족하기 위해 그림 5와 같이 블레이드의 측면 두께를 최적화 하였다.

V. 해석

해석에 사용된 광학 벤치의 유한요소모델은 그림 6과 같다.

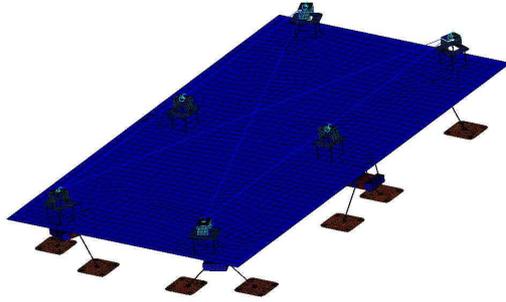
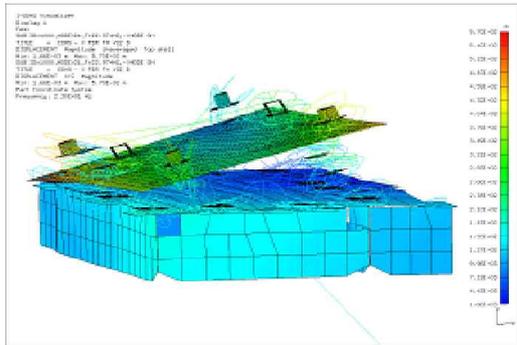


그림 6: 광학 벤치의 유한요소모델

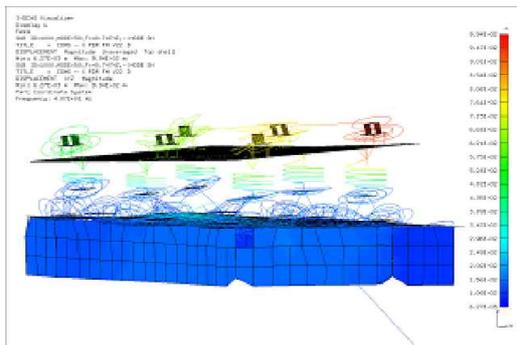
1. 강성 해석

광학 벤치를 이용하여 위성체에 장착하였을 때 선호되는 주파수는 횡 방향에 대해 20~30 Hz이고, 종 방향에 대해 30~45 Hz이다.

그림 7과 같이 유한요소모델을 사용한 강성 해석 결과는 횡 방향 모드 및 종 방향 모드가 원하는 주파수 범위를 만족함을 보여준다.



위성체에서의 횡 방향 모드



위성체에서의 종 방향 모드  
그림 7. 강성 해석 결과

2. 강도 해석

모델의 불확실성과 설계에 대한 마진을 고려하여 표 4와 같이 설계 하중을 모든 방향에 대해 10g의 준정적 하중으로 선정하였다.

표 4. 준정적 하중 조건

	Specification	Design level
Quasi-static loads	10g on any axis	Design level

(그림 8)은 각각의 방향에 10g의 하중을 가했을 때의 응력 분포를 보여준다.

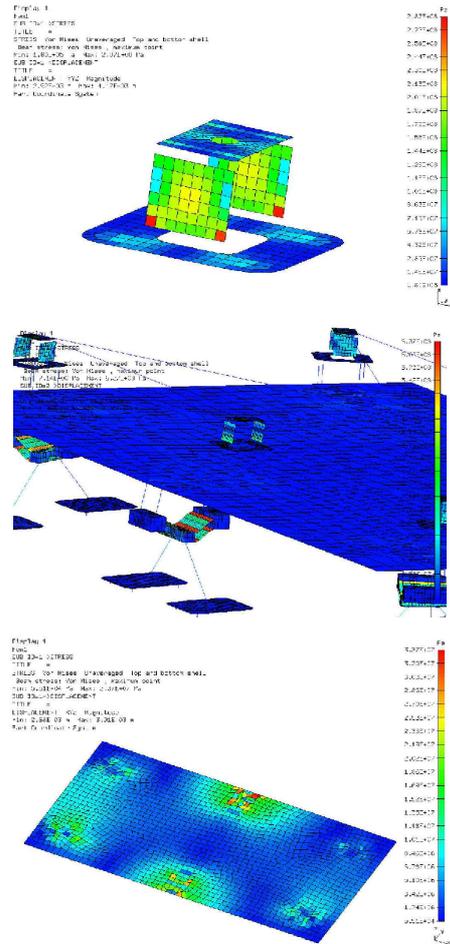


그림 8. 준정적 하중에 대한 응력 분포

830 Mpa의 항복응력을 가지는 티타늄 재료의 바이포드와 블레이드 및 148 Mpa의 허용응력을 가지는 탄소복합재의 PIP에 대해 강도 요구조건을 만족함을 확인하였다.

3. 기상센서 장착 면 하중 요구조건

각각의 기상센서 장착 점에서의 하중조합들을 계산하였고, 10g의 준정적하중들에 대해 요구조건을 만족함을 확인하였다.

4. 열변형에 대한 강도 해석

알루미늄으로 구성된 위성체와의 열변형 해석을 위해, 위성에 장착되는 바이포드들의 장착 점들을 알루미늄과

같은 열팽창계수를 가지고 단면적이 넓어 매우 강건한 48개의 CBAR 요소로 그림 9와 같이 연결하였다. 매우 보수적인 방법으로, 이러한 48개의 CBAR 요소들이 연결된 기하적 중심점의 6개 자유도를 모두 구속하였다.

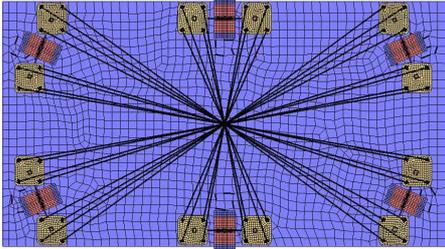


그림 9. 열변형 해석을 위한 유한요소모델(48 CBAR)

최악의 조건으로 기상센서가 작동하지 않는 저온 조건인 영하 40°C를 고려하였고, 상온과 온도차이가  $\Delta T = -60^\circ\text{C}$  인 경우의 응력 분포는 그림 10과 같다.

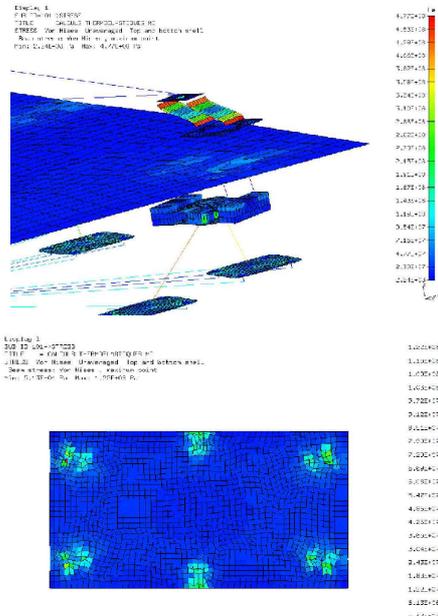


그림 10.  $\Delta T = -60^\circ\text{C}$ 에서의 응력분포

830 Mpa의 항복응력을 가지는 티타늄 재질의 바이포드와 블레이드 및 148 Mpa의 허용응력을 가지는 탄소복합재의 PIP에 대해 강도 요구조건을 만족함을 확인하였다.

### 5. 인터페이스 안정성을 위한 열변형 해석

열 환경하에서 인터페이스의 안정성을 보기 위해 그림 11과 같이 시스템 레벨의 열변형 해석을 수행하였다. 최대 인터페이스 하중과 모멘트가 100 N과 2 Nm 보다 작음으로 227 과 8.6 Nm의 인터페이스 요구조건을 만족하였다.

또한, 편평도가 10  $\mu\text{m}$ 보다 작으므로 요구조건인 25  $\mu\text{m}$ 을 만족하였다.

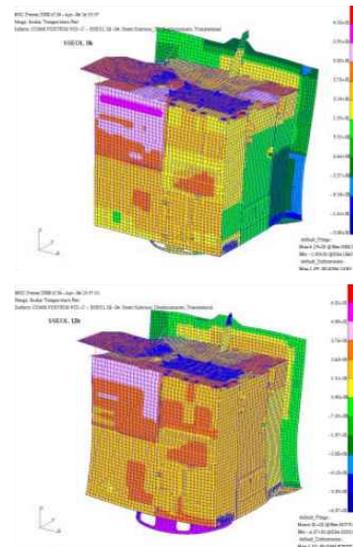


그림 11. 시스템 레벨의 열변형 해석

## VI. Conclusion

기상센서를 위한 광학 벤치가 안전하게 센서를 장착하고 지지하며 극심한 방사환경으로부터 센서를 보호할 수 있도록 설계하였다. 또한, 센서의 성능을 보장할 수 있도록 특별한 요구조건들을 만족하도록 설계되었다. 특수한 요구조건인 매우 낮은 동적 하중과 극심한 열환경에서의 편평도 및 인터페이스 안정성 때문에 복잡해 샌드위치 구조물과 동적으로 최적화된 파이포드 및 유연한 블레이드로 구성된 광학 벤치로 설계 하였다. 또한, 해석을 통해 설계된 광학벤치가 요구조건을 만족함을 확인하였다.

## 참 고 문 헌

- [1] Thomas P.Sarafin and Wiley J. Larson "Spacecraft Structures and Mechanisms" Space Technology Library, 1995.
- [2] Keith B. Doyle, Victor L. Genberg, Gregory J. Michels, "Integrated optomechanical analysis", SPIE PRESS, Washington, pp. 99–116, 2002.
- [3] A. M. Cruise, J. A. Bowles, T. J. Patrick, C. V. Goodall, "Principle of Space Instrument Design", Cambridge University Press, pp. 295–302, 1988.
- [4] Holz Jill M, Kunt, Cengiz, Lashley Chris, McGuffey Douglas B, "Development of a lightweight near-zero CTE optical bench for the Wide-Field Camera 3 instrument", Proceedings of SPIE, Vol. SPIE-4854, pp. 435–446, 2003.
- [5] MSC/NASTRAN User's Manual

**저 자**

김 창 호(Chang-Ho Kim) 정회원



1999년 2월 : 서울대학교  
항공우주공학과졸업  
2001년 2월 : 서울대학교  
항공우주공학석사  
2004년 1월~현재 : 한국항공우주연구  
원 위성구조팀

<관심분야> 항공우주공학

황 도 순(Do-Soon Hwang) 정회원



1984년 2월 : 인하대학교  
항공공학과졸업  
1986년 2월 : 인하대학교  
항공공학과석사  
2003년 8월 : 충남대학교  
기계설계공학박사  
1986년 2월~1991년 : 삼성항공산업

1991년~현재 : 한국항공우주연구원 위성구조팀

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학

김 경 원(Kyung-Won Kim) 정회원



2001년 2월 : 한양대학교  
기계공학부졸업  
2003년 2월 : 한국과학기술원  
기계공학과석사  
2003년 3월~현재 : 한국항공우주연구  
원 위성구조팀

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학

김 선 원(Sun-Won Kim) 정회원



1997년 2월 : 한국과학기술원  
기계공학과 졸업  
1999년 2월 : 한국과학기술원  
기계공학과 석사  
1999년 2월~2005년8월 : LG전자  
2005년 9월~현재 : 한국항공우주연구  
원 위성구조팀

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학

임 재 혁(Jae Hyuk Lim) 정회원



2000년 2월 : 인하대학교  
기계공학과졸업  
2002년 2월 : 한국과학기술원  
기계공학과석사  
2006년 8월 : 한국과학기술원  
기계공학과박사  
2007년 8월~현재 : 한국항공우주연구  
원 위성구조팀

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학