

## 技術論文

## 지구저궤도 고정밀 관측위성 구조 및 열 개발모델 설계/해석

김진희\*, 김경원\*, 이주훈\*, 진익민\*, 윤길원\*\*

## The Design/Analysis of High Resolution LEO EO Satellite STM

Jin-Hee Kim\*, Kyung-Won Kim\*, Juhun Rhee\*, Ik-Min Jin\* and Kil-Won Youn\*\*

## ABSTRACT

The major role of a spacecraft structure is to keep and support the spacecraft safely in all the launch environment, on-orbit condition and during ground-transportation and handling. In a satellite development, a structural and thermal model (STM) is developed for two goals ; demonstration of a structural and a thermal stability. In the structure point of view, STM is used to verify the static/dynamic characteristics of structure in the initial stage of development. In this paper, the structure design/analysis of high resolution LEO earth observation satellite STM is described. Also, a low level sine vibration test is performed and compared to the results of finite element analysis.

## 초 록

인공위성에서 구조체의 역할은 발사환경 및 궤도상의 모든 발생 가능한 환경에서 위성체를 안전하게 지지하는 것이다. 인공위성의 개발단계에서 구조 및 열 개발모델은 유한요소모델 보정 및 구조강도/특성 확인 등의 구조적인 특징과 열평형시험을 통한 열적 안정성의 확인을 그 목적으로 한다. 이때 얻어진 결과는 실제 비행모델의 개발 시 구조 및 열적 안정성 검증 등의 중요한 자료로써 활용된다. 본 논문에서는 고정밀 지구관측위성의 구조 및 열 개발모델에 대해 구조 관점에서의 설계/해석에 대해 기술하고 또한 모달 시험을 통한 시험결과와 유한요소해석과의 비교에 대해 기술한다.

**Key Words** : High resolution earth observation satellite(고정밀 지구관측위성), STM(구조 및 열 개발모델), FEM tuning(유한요소모델 보정), Modal test(모달 시험)

## 1. 서 론

인공위성에 있어 구조체는 발사환경, 지상운송 및 궤도상에서 발생할 수 있는 모든 경우에 대해 탑재체 및 부분체 부품 등의 장비를 지지하고, 보호하는 역할을 수행한다. 일반적으로 인공위성

구조체 개발절차는 부품별 강도시험 및 구조개발 모델(SDM), 준비행모델(PFM), 그리고 비행모델(FM) 등의 순서로 이루어진다. 물론 위성에 따라 구조개발모델 혹은 준비행모델을 생략하고 개발하기도 한다[1,2,3].

1999년 발사된 다목적실용위성 1호기의 경우, 구조개발모델, 준비행모델 및 비행모델의 개발이 이루어진 바 있으며, 이의 경험을 바탕으로 현재 개발되고 있는 다목적실용위성 2호는, 1호기의 SDM에 열적 특성검증이 추가된 구조 및 열 개발모델 및 비행모델의 순으로 개발이 진행되고 있다.

† 2005년 2월 3일 접수 ~ 2005년 6월 14일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원

대전시 유성구 어은동 45번지

연락처, E-mail : kimjh@kari.re.kr

\*\* 정회원, 대한항공

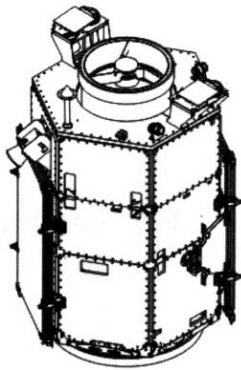


Fig. 1. Stowed configuration of the satellite

다목적실용위성 2호 구조 및 열 개발모델의 목적은 각각 구조 및 열 제어 측면으로 나뉠 수 있다. 열제어계의 경우 열평형시험을 통해 해석모델의 보정 등을, 구조계의 경우 구조체의 안정성 검증, 동특성 파악 및 유한요소 해석모델의 보정 등을 목적으로 한다. 구조계의 경우 수행되는 시험으로는 준정적 강도시험, 정현파 진동시험, 음향진동시험, 분리충격시험 및 태양전지판 전개시험[5] 등을 들 수 있다. 보정된 해석모델은 추후 발사체와의 연성하중해석(CLA)를 위한 기본모델로 사용되게 된다.

본 논문에서는, 지구저궤도 고정밀 지구관측위성인 다목적실용위성 2호의 구조 및 열 개발모델 (STM)[4]에 대해 구조관점에서의 설계 및 동특성 파악을 위한 모달시험 및 유한요소모델 보정 등을 중심으로 기술하고자 한다(Fig. 1).

### II. 구조 및 열 개발모델 형상

다목적실용위성 2호 구조 및 열 개발모델의 구조는 비행모델을 최대한 모사할 수 있도록 설계되었다. 다목적실용위성 2호는 Fig. 2에 보인 바와 같이 모듈화 형태의 구조를 취한다.

다목적실용위성 2호는 다목적실용위성 1호[3]와 유사한 구조를 취하며, 탑재모듈, 전자모듈, 추진모듈 및 태양전지판(Fig. 3 참조), 어댑터 및 마몬링(Fig. 4 참조)으로 구성되어 있다.

모듈화 구조는 각 모듈별로의 제작 및 조립이 가능한 장점을 지니고 있다[3]. 탑재모듈에는 탑재체(MSC/EOS) 및 관련 전자장비, 별센서, S 대역안테나 등이 장착되며, 전자모듈에는 탑재컴퓨터, 반작용휠 등 본체 전자장비가 장착된다. 추진모듈에는 추진제 탱크 및 추진제 배관 등이 설치된다.

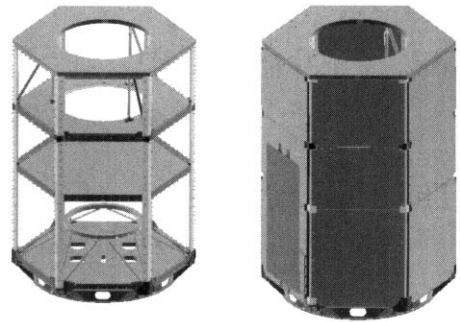


Fig. 2. Structural configuration of STM

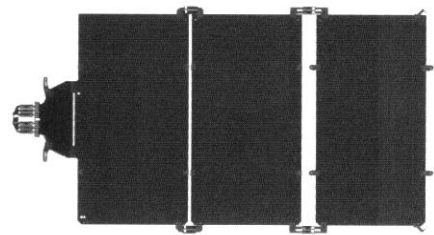


Fig. 3. Solar array structure of STM

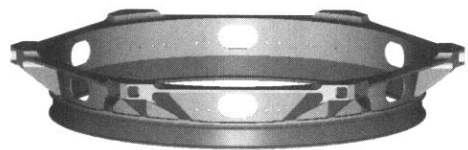


Fig. 4. Adapter & marmon ring of STM

### III. 구조 및 열 개발모델 설계/제작

다목적실용위성 2호 STM은 다목적실용위성 1호 SDM과 같이 크게 세 부분으로 구성된다. 먼저 전체 구조개발모델의 틀을 이루는 STM 본체와 STM 태양전지판 및 분리장치, 그리고 전자장비의 질량모사를 위한 모사질량(dummy mass)으로 이루어진다. STM 본체와 STM 태양전지판 및 분리장치의 경우 비행모델과 같은 재질 및 공정에 의해 제작되었다. STM 본체 및 모사질량은 대한항공에서 제작되었으며 STM 태양전지판 및 태양전지판 분리장치는 한국항공우주산업(KAI)에서 제작되었다. 추진제 탱크 및 추진계 관련장비는 추진계에서 별도로 제작되었다[5]. 특히 추진제 탱크는 실제 발사체의 중량을 고려하여 구형 타이타늄 탱크 내부에 연료의 중량을 모사하는 모사질량을 결합하여 제작하였다.

STM에 사용된 모사질량은 일반 전자장비 모사질량과 탑재체 모사질량으로 크게 나눌 수 있다. 모사질량의 선정기준으로 다음의 두 가지 요건이 고려되었다.

- a. 중량이 0.5Kg 이상이 장비
- b. 중량이 0.5Kg 이하이지만 브라켓에 의해 결합되는 장비

모사질량의 일반요구조건은 다음과 같다[4,5,6].

- a. 결합성
  - 모사질량은 비행모델과 같이 플랫폼이나 패널에 장착
- b. 각 부품별 무게/무게중심 요구조건
  - 부품도면(source control drawing)에 기술된 오차 준수
- c. STM 전체 무게/무게중심 요구조건
  - 실제 비행모델 중량의 95%이상
  - 무게중심요구조건
    - \* x/y 축 기준(원점기준) : 25mm 이내
    - \* z 축 기준: 비행모델의 ±5% 이내
- d. 강도 요구조건
  - 체결부위에 대한 안전여유 > 0
- e. 1차 고유진동수 요구조건
  - 고유진동수 > 100Hz
- f. 재질 및 표면처리 요구조건
  - 비행모델과 동일하거나 동등

탑재체용 모사질량은 그 중요성으로 인해 상기의 조건이외에 별도의 조건이 추가되었다[6].

- a. 1차 및 3차 고유진동수 요구조건
  - 비행모델용 탑재체의 고유진동수에 비해 1차는 ±3%이내, 3차 고유진동수는 ±5%이내
- b. 정렬측정 및 지상지원장비 접속성
  - STM에서의 장착정렬 측정 및 지상지원 장비와 접속가능
- c. 형상요구조건
  - 크기 및 형상이 비행모델용 탑재체와 가능한 동일

또한, 열적 측면을 고려하여 다음사항이 추가되었다[6].

- a. 히터장착 요구조건
  - 열제어계 히터를 위한 장착 공간 보유
- b. Thermal coating 요구조건
  - 실제전자장비의 표면조건 모사
- c. 형상요구조건
  - 가능한 비행모델에 장착되는 장비와 유사한 두께의 밀판유지

또한 제작측면을 고려하여 모사질량은 대부분

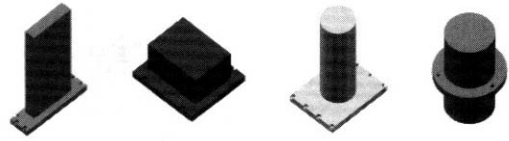


Fig. 5. Typical shapes of dummy mass

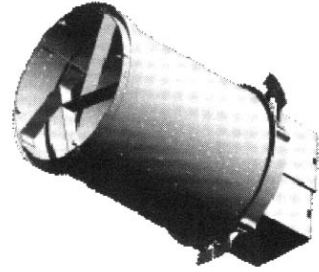


Fig. 6. MSC/EOS dummy mass

플랫폼/패널과 체결되는 밀판 위에 실린더형상이나 직육면체형상의 장비 모사질량이 장착되는 형상을 갖추고 있다. 그러나 태양전지판 구동장치(SADA)와 같이 브라켓과 기타 결합구속조건이 존재하는 부품의 경우는 실제 장비와 동일한 형상으로 설계가 수행되었다. 주요 모사질량의 형상은 Fig. 5에 나타내었다.

Fig. 6은 다목적실용위성 2호의 탑재체인 MSC/EOS 모사질량의 형상을 보여준다.

## IV. 유한요소 해석

### 4.1 유한요소 모델링

총 조립이 완료된 다목적실용위성 2호 STM은 Fig. 7에 나타내었다.

총 조립은 다음의 순서로 진행되었다.

- 전자장비 모사질량을 STM 본체에 조립
- 추진계 모사질량을 추진모듈에 조립
- 탑재체 모사질량을 탑재모듈에 조립
- 탑재모듈과 전자모듈 결합
- 태양전지판 장착

Fig. 8에는 해석에 사용된 유한요소 모델을 나타내었다.

사용된 요소수와 절점수는 Table 1에 나타내었다. 해석은 MSC/Nastran v70.7[7]을 이용하여 수행하였다. 탑재체인 MSC/EOS를 제외한 기타의 장비에 대해서는 집중질량의 형태로 CONM2 요

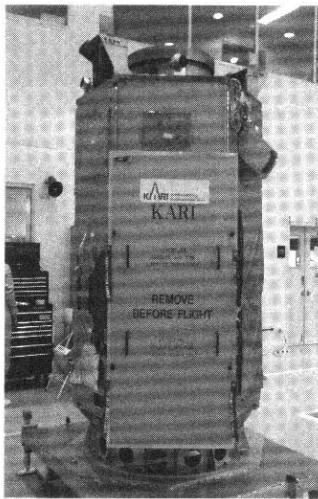


Fig. 7. Assembled shape of STM

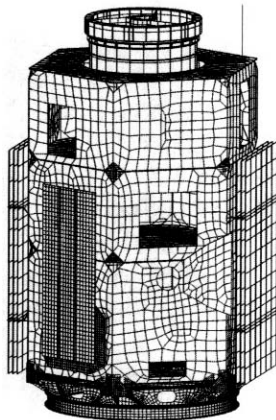


Fig. 8. FE model of STM

Table 1. Number of node and element for STM FE model

# of Node		32,586
Element	QUAD4	24,959
	TRIA3	1,589
	RBE2	1,855
	CONM2	59
	BAR	718
	CHEXA	2,422
	CTETRA	560

소로 모델링하였으며, 전자장비가 장착되는 볼트의 위치를 기준으로 플랫폼, 패널 등과 RBE2 요소를 이용하여 모델링을 수행하였다[3].

또한 플랫폼과 패널 등의 유한요소 모델링에는 구조요소인 판각(plate/shell) 요소가 사용되었다. MSC/EOS는 그 자체의 복잡성으로 인해 실제 판각요소 및 고체(solid)요소를 사용하여 그 형상을 반영하였다.

#### 4.2 유한요소 모델보정

실제 제작 후 유한요소모델보정이 수행되었다. 유한요소모델 보정은 모달 시험을 통해 얻은 각 고유진동수와 주파수응답함수를 이용하여 수행되었다. 모델보정에 고려된 주요 부분은 아래에 기술한 바와 같다.

- a. 실측무게에 의한 무게 보상
  - 각 장비 및 구조부재의 실측중량 보정
- b. 도면에 따른 부재치수 보정
  - 탑재체 및 장비 치수 변경에 따른 보정
- c. 고체-구조요소간 연결부위 보정
  - 어댑터와 본체의 연결부위
  - 태양전지판 고정부위

Table 2. Mass properties of STM

		Design	FEM	Measurement
Mass(Kg)		734.932	737.091	735.299
CG (mm)	X	-12.210	-13.792	-9.767
	Y	0.634	-0.102	4.223
	Z	801.046	795.604	797.644
MOI (Kg-mm <sup>2</sup> )	Ixx	386.611	397.936	398.782
	Iyy	405.395	415.870	417.672
	Izz	208.767	202.860	218.560
	Ixy	-4.105	-5.131	-4.331
	Ixz	-9.346	-7.201	-10.033
	Iyz	9.975	10.235	10.292

Table 3. Natural frequencies of STM

Modes description	Measured frequency (Hz)	Tuned FEM frequency (Hz)	Difference (%)
1st lateral bending	30.2	30.1	0.33
Solar array	56.5	56.5	0.00
S/C axial	57.9	56.9	1.73
Central platform	65.2	64.5	1.07
Propulsion platform	65.6	64.5	1.68
MSC/EOS rocking	73.9	71.7	2.98
Upper payload platform	80.1	77.4	3.37
Lower payload platform	80.2	77.4	3.49

## V. 결 과

### 5.1 질량특성

설계 예측자료, 유한요소모델 및 실측치에 대한 질량특성 결과는 Table 2에 나타내었다. 전체적인 질량특성은 설계 예측치, 보정된 유한요소 모델 및 측정치가 서로 잘 일치함을 알 수 있다.

### 5.2 고유진동수 및 모드형상

Table 3에는 주요 구조부재에 대한 시험과 해석을 통해 구한 고유진동수를 나타내었다. 고유진동수를 확인하기 위한 시험으로, 저수준 정현파 진동시험이 3축에 대해 각각 수행되었다. 시험의 입력진동수로는 연성하중해석을 위해 관심이 있는 범위인 5Hz로부터 100Hz까지로 선택하였으며, 입력 수준은 0.05g이다.

위성체 비행모델의 경우 발사체와의 결합을 위해, 위성체 마운팅에 클램프 밴드시스템이 장착되는 형상을 가지나, 본 시험에서는 진동가진기와 볼트연결부위를 갖는 시험용 마운팅을 제작하여 시험을 수행하였다[5].

보정된 유한요소 모델은 실험결과를 최대 3.5%내로 잘 모사함을 알 수 있다.

위성전체의 1차 굽힘모드 및 태양전지판 모드 등 각각의 주요 모드형상은 Fig. 9 - Fig. 14에 나타내었다.

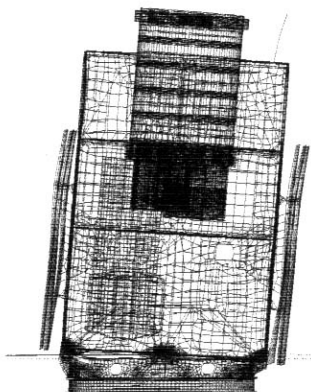


Fig. 9. The 1st Bending mode

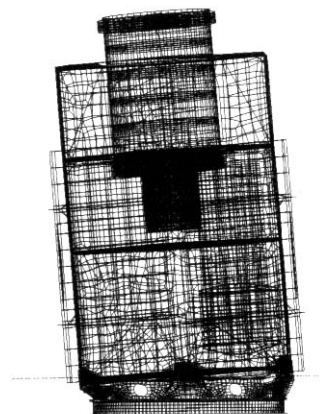


Fig. 10. The 2nd bending mode

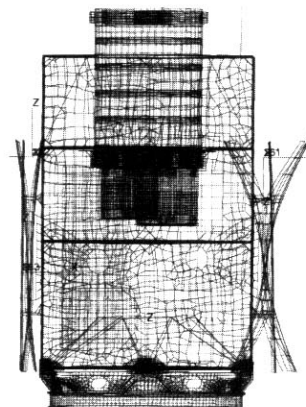


Fig. 11. Solar array mode

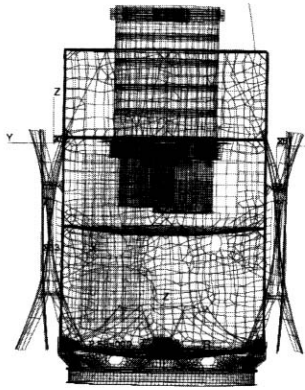


Fig. 12. S/C axial mode

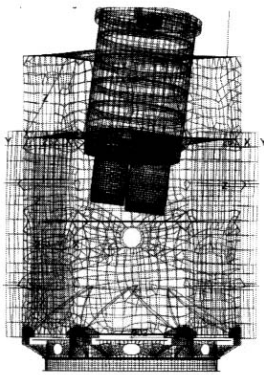


Fig. 13. MSC/EOS rocking mode

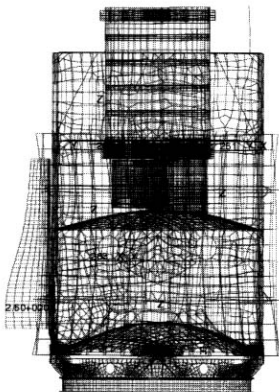


Fig. 14. Central platform bending mode

## VI. 결 론

본 논문에서는 다목적실용위성 2호 구조 및 열

개발모델의 개발에 대해 구조적 관점에서의 설계, 해석 및 모달시험 결과를 중심으로 기술하였다.

다목적실용위성 2호 구조 및 열 개발모델은 다목적실용위성 1호 구조개발모델과 유사한 모듈화 형태로 설계가 수행되었다. 그러나, 모사질량의 설계에 있어 열적요구조건 및 복잡한 형상의 탑재체가 추가로 고려되어 이를 만족하기 위한 설계 및 제작이 수행되었다.

유한요소모델은 구조적인 특성을 고려하여 대부분 구조요소를 사용하여 모델링 되었으며, 이후 실측된 중량자료 및 도면을 이용하여 보정을 수행하였다.

질량특성의 경우 실제 설계시 수치와 실측치 그리고 보정된 유한요소 모델 모두 잘 일치하였다.

또한, 모달시험으로부터 시험값과 유한요소해석 결과 모두 잘 일치함을 확인할 수 있었으며, 이로부터 생성된 유한요소모델의 타당성을 알 수 있었다.

이상의 결과는 향후 저궤도 초정밀 지구관측위성에서 유용히 사용될 수 있을 것이라 사료된다.

## 참고문헌

1. Thomas P. Sarafin(ed.), *Spacecraft Structures and Mechanisms*, Space Technology Library, 1995.
2. Wiley J. Larson and James R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design*, Space Technology Library, 1992
3. 김진희, 김성훈, 황도순, 이주훈, "다목적실용위성 구조개발모델 설계/해석", 한국항공우주학회지, 제 28권 제 5호, 2000. pp. 133-140
4. 김진희, 김성훈, 이주훈, 황도순, 문홍렬, "지구저궤도 관측위성 개발모델 설계 및 해석", 한국항공우주학회 추계 학술발표대회 논문집, 휘닉스파크, pp. 592-595, 2002.
5. KOMPSAT-2 Critical Design Audit, 2002.
6. 김진희, 김성훈, 황도순, 이주훈, "다목적실용위성 2호 STM dummy mass 설계요구조건", KARI-SB-TN-2001-006, 2001.
7. MSC/NASTRAN Quick reference guide version 70.7.