

# 과학위성 1호 비행모델에 대한 구조해석

## Structural Analysis of KAISTSAT-4 FM

탁 경모\*, 이 준호, 이 상현, 김 도형, 차 원호 (한국과학기술원 인공위성연구센터)

### 1. 서 론

과학위성 1호는 한국과학기술원 인공위성연구센터에서 개발되고 있는 네 번째 인공위성으로 2003년에 발사될 예정이다. 과학위성 1호의 주임무는 성간물질 관측과 우주환경관측이며, 이를 위해 주탑재체인 원자외선 분광기와 우주 관측시스템 그리고 3축 제어방식의 자세제어시스템과 고속통신시스템 등이 탑재된다.

과학위성 1호의 구조체는 발사체의 요구조건, 위성의 구조적인 제한조건 그리고 열제어 요구조건 등을 만족시켜야 하며, 이러한 제한조건을 구조설계에 반영하기 위하여 위성체 설계단계에서 응력해석, 고유진동수 해석, 열해석이 이루어졌다. 또한 제작 후에는 이들 제한조건에 따른 발사환경시험을 통하여 개발된 위성의 발사 적합성과 구조적인 안전성을 검증하였다.

현재 과학위성 1호는 비행모델이 개발되고 있다. 본 논문에서는 과학위성 1호 비행모델 개발과정에서 수행한 구조해석결과를 소개하고자 한다.

### 2. 위성본체 구조

과학위성 1호의 본체구조는 그림 1과 같이 박스형태로 설계되었으며, 이들은 각 서브시스템이 단독의 모듈을 구성하고 전체적으로 적층식(Stack type)으로 조립되는 방식으로 설계되어 있다. 그림 2는 위성의 펼쳐진 그림으로 위성 전체 및 서브시스템의 형상 및 위치를 나타낸다. 과학위성 1호 구조체의 재질은 알루미늄 7075-T6이고, 무게는 약 120 kg<sub>f</sub> 이다. 전체 크기는 조립된 상태에서 800 × 600 × 664 mm이다.



Fig 1. 박스형태의 본체구조

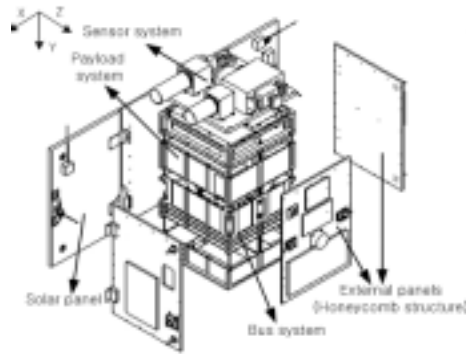


Fig 2. 과학위성 1호 형상

그림 2와 같은 과학위성 1호의 본체구조는 크게 버스시스템, 탑재체시스템, 센서시스템 그리고 태양전지판을 포함한 외각구조로 분류되며, 각 서브시스템들은 서로 체결봉과 코일핀(Coiled pin)으로 연결되어 있다.

과학위성 1호의 외각구조는 센서시스템이 장착되는 센서플랫폼(Sensor platform)과 고정식·전개식 태양전지판, 세 장으로 구성된 하니

컴 패널(Honeycomb panel), 태양전지판을 고정하고 전개하는데 사용되는 스프링 힌지(Torsional spring hinge) 등으로 구성되어 있으며, 하니컴 패널에는 위성의 각 시스템에서 생기는 원격검침정보, 실험데이터 및 메시지를 지상으로 전달해 주는 안테나가 부착되어 있다.

### 3. 유한요소 구조해석

#### 3.1 개요

인공위성의 구조체는 가혹한 발사환경과 다양한 지상운송 환경하에서 탑재체와 위성의 주요 부품들을 지지하고 보호하는 역할을 한다. 따라서 구조적으로 고강도·경량화 설계가 이루어져야 하며, 이를 위해 위성구조체 개발단계에서 다양한 구조해석이 수행된다.

일반적으로 응력해석은 발사체 업체에서 제공하는 발사 준정적하중(Quasi-static load)을 기준으로 수행되며, 위성을 발사할 때 발생할 수 있는 발사체와 위성과의 동적연계(Dynamic coupling)에 의한 공진을 방지하기 위해 위성의 고유진동수 해석을 수행하여 위성의 발사적합성을 검증한다. 본 절에서는 과학위성 1호의 인증모델 및 비행모델 개발단계에서 수행한 구조해석 결과와 발사환경시험 결과를 비교하여 구조해석 결과의 정확성과 위성의 발사적합성을 검증하였다.

#### 3.2 과학위성 1호 유한요소모델

과학위성 1호 구조체에 대한 유한요소해석을 수행하기 위하여 전체 시스템을 각각의 서브시스템별로 모델링하였다. 그림 3은 과학위성 1호의 내·외부 유한요소모델을 나타낸다. 유한요소모델은 I-DEAS를 전처리 프로그램으로 이용하여 구성하였으며, 각 서브시스템들에 대한 유한요소모델을 먼저 구성한 후 각 서브시스템들의 결합부 절점들을 여러 가지 방법으로 서로 연결하여 전체 모델을 구성하였다.

위성을 구성하는 구조체는 구조적인 강성을 갖는 기계구조물과 비교적 작은 강성을 가지고 질량효과를 갖는 전자부품으로 구분할 수 있다.

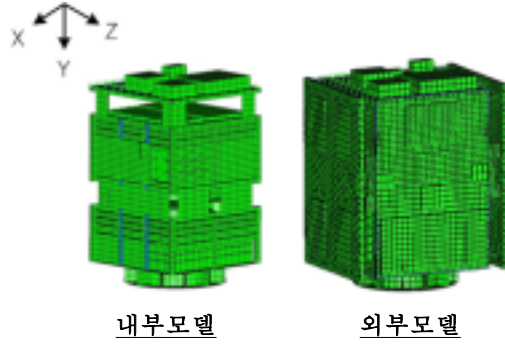


Fig. 3. 과학위성 1호 유한요소 모델

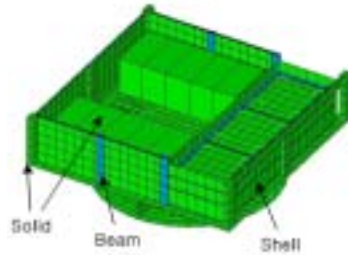


Fig. 4. 유한요소 모델링의 예

Table 1. 유한요소 모델링에 사용된 요소

요 소	용 도
Shell	바닥면, 벽면
Beam	코일핀 고정부, 모서리
Solid	채결봉 고정부, 질량이 큰 전자부품
Lumped mass	전자부품
Rigid bar	채결봉, 태양전지판 고정장치

구조물은 그림 4와 같이 보(Beam)와 셸(Shell) 그리고 솔리드(Solid) 요소를 사용하여 모델링 되었으며, 유한요소 모델이 실제 위성의 질량과 강성분포를 유사하게 반영할 수 있도록 모델링 하였다. 표 1은 유한요소 모델링에 사용된 여러 요소들과 용도를 나타낸다. 각 서브시스템들을 결합하는데 사용되는 코일핀은 해당 절점들을 서로 공유시키는 방법으로 구현하였다.

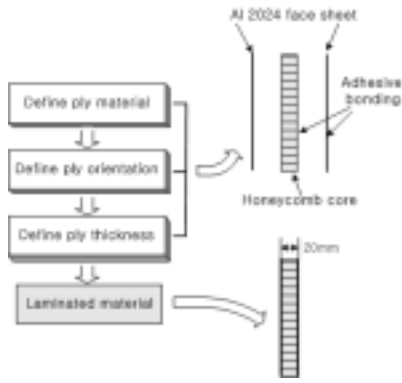


Fig. 5. I-DEAS를 이용한 하니컴구조 모델링

과학위성 1호의 본체 외각에는 하니컴 구조를 갖는 세 장의 패널과 태양전지판이 부착되어 있다. 하니컴 패널은 등방성(Isotropic material)인 두 장의 알루미늄 면재(Face sheet)와 직교이방성(Anisotropic material)인 하니컴 코어(Honeycomb core)를 서로 적층시켜 만들어진 샌드위치 구조체(Sandwich structure)이다. 본 논문에서는 보다 정확한 구조해석을 위하여 알루미늄 면재와 하니컴 코어의 물성치를 별도로 부여하여 한 가지 복합재료를 생성하는 방법으로 하니컴 패널을 모델링하였다. 그림 5는 I-DEAS를 이용하여 하니컴 패널을 모델링하는 과정을 나타낸다.

일반적으로 위성구조체 개발단계에서는 발사체의 제한조건이나 비행조건에서의 여러 가지 기능적인 제한조건들을 만족시키기 위해 설계변경이 이루어진다. 과학위성 개발단계에서도 시험모델, 인증모델 그리고 비행모델 개발단계를 거치면서 주탑재체와 각종 센서 등의 위치와 형태, 질량특성 등이 변화하여 비행모델 개발단계에서 구성된 유한요소모델이 실제 위성의 다양한 조건들을 보다 정확하게 반영할 수 있도록 모델링 하였다.

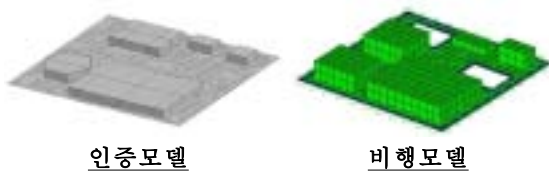


Fig. 6. 센서플랫폼의 유한요소모델 비교

Table 2. 유한요소모델 특성비교

	인증모델	비행모델
유한요소 수	10,936 개	26,926 개
질량특성 (무게)	110 kg <sub>f</sub>	120 kg <sub>f</sub>

그림 6은 과학위성 1호의 인증모델과 비행모델 개발단계를 거치면서 설계가 변경된 구조의 한 예로 위성 최상단에 부착되는 센서플랫폼의 유한요소모델을 나타낸다. 표 2는 인증모델과 비행모델의 유한요소수와 질량특성을 비교한 것으로 비행모델에 대한 유한요소모델은 인증모델에 비해서 구조적으로 보다 구체화되었으며, 실제 위성의 질량특성을 보다 잘 반영하고 있다.

### 3.3 준정적하중에 대한 응력해석

일반적으로 준정적하중(Quasi-static load)은 발사체에 의해 발생하는 정적하중(Static load)과 저주파 과도하중(Low frequency transient load)의 조합을 의미한다<sup>[4]</sup>.

과학위성 1호는 발사체에 의해 가속될 때 위성의 횡방향 및 종방향으로 중력하중을 받게 된다. 따라서 위성에 발생하는 최대응력과 이에 대한 설계 안전여유(Margin of safety : MS)를 계산하여 구조적 안정성을 검증하였다. 표 3은 과학위성 1호 구조체에 대한 응력해석의 기준값으로 사용된 네 가지 경우의 하중조합을 나타낸다. 본 논문에서는 표 3의 네 가지 하중조건에 대해 각각 응력해석을 수행하여 최대응력값을 계산하였다.

Table 3. 응력해석 기준하중값

	Quasi-static load sets (X, Y, Z)
Case 1	(0g, 11g, 6g)
Case 2	(0g, 11g, -6g)
Case 3	(6g, 11g, 0g)
Case 4	(-6g, 11g, 0g)

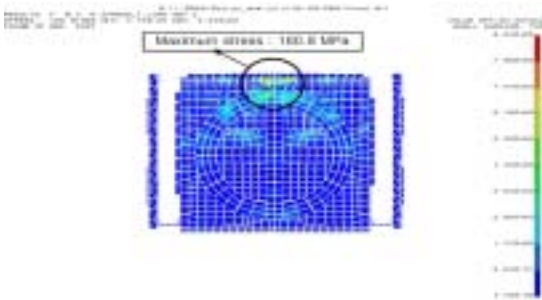


Fig. 7. 기준하중에 의한 Von Mises응력분포

본 해석에서는 I-DEAS에서 단순화된 위성체의 모델을 만든 후 I-DEAS의 Model Solver를 이용하여 유한요소 응력해석을 수행하였다. 표 3의 네 가지 조건에 대하여 응력해석을 수행한 결과, 최대응력은 160.8 MPa로 표 3의 두 번째 하중조건(0g, 11g, -6g)에서 나타났으며, 최대응력이 나타난 위치는 위성 최하단의 전력부 바닥이다. 그림 7은 최대응력이 나타난 위치와 그곳에서의 Von Mises 응력값을 나타낸다.

응력해석결과를 바탕으로 과학위성 1호 구조체의 구조적 안전성을 검증하기 위하여 설계 안전여유(MS)를 계산하였다. 설계 안전여유는 재료의 극한응력값(Ultimate stress)을 기준으로 했을 때 다음과 같이 정의된다<sup>[4]</sup>.

(1)

$$MS = \frac{\text{Allowable ultimate stress}}{\text{Design ultimate stress}} - 1$$

식 (1)에서 설계 극한하중(Design ultimate stress)은 재료에서 발생하는 최대응력값을 의미한다. 따라서 본 해석에서 얻어진 최대응력값과 알루미늄 7075-T6의 극한응력값을 식 (1)에 대입하면 식 (2)와 같은 결과를 얻는다.

(2)

$$MS = \frac{520 \text{ MPa}}{160.8 \text{ MPa}} - 1 = 2.23$$

식 (2)에서 계산된 설계 안전여유값을 고려하면, 과학위성 1호는 발사시에 발생하는 횡방향 및 종방향 중력가속도에 대해 구조적으로 안전하다.

### 3.4 고유진동수 해석

그림 3과 같이 구성된 유한요소모델에 대하여 고유진동수 해석을 수행하였다. 본 해석에서 적용된 전체 모델의 경계조건은 위성과 발사체가 결합되는 위성 최하단 12곳의 절점에 고정된 경계조건을 부여하는 방법으로 설정되었다.

본 논문에서는 과학위성 1호 구조체의 고유진동수와 진동모드를 구하여 위성의 발사적합성을 검증하고, 본 해석으로 얻어진 결과와 진동시험결과를 비교하여 고유진동수 해석결과의 정확성을 검증하였다. 그림 8~10은 본 해석에서 얻어진 고유진동수 및 모드형상을 나타낸다. 그림 8은 위성의 X 방향으로의 진동모드로 전력시스템이 장착된 위성 최하단의 바닥면이 변형하여 위성 전체가 추력방향(Y방향)에 수직한 방향으로 굽힘이 일어나는 진동모드이다. 그림 9

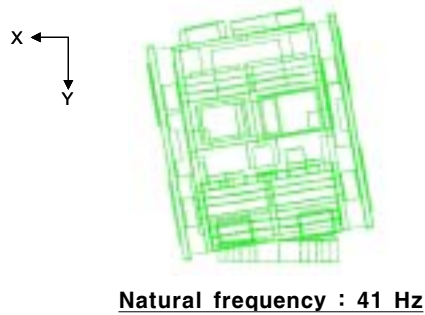


Fig. 8. X 방향 진동모드와 고유진동수

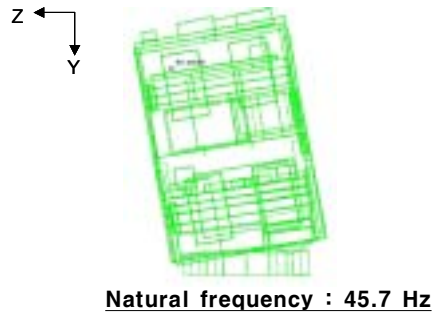
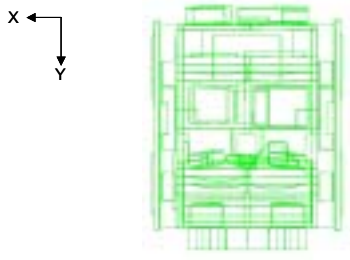


Fig. 9. Z 방향 진동모드와 고유진동수



**Natural frequency : 106.2 Hz**

Fig. 10. Y 방향 진동모드와 고유진동수

Table 4. 고유진동수 해석결과 비교

방향	축	고유진동수 (Hz)		
		인증모델	비행모델	시험결과
횡방향	X	53.6	41	44
	Z	59.2	45.7	45
종방향	Y	115	106.2	107.5

는 위성의 Z 방향으로의 굽힘모드를 나타낸다. 그림 10은 위성의 Y 방향으로의 진동모드로 버스시스템과 탑재체시스템 그리고 센서플랫폼의 바닥면의 변형이 서로 결합하여 나타나는 진동 모드이다.

표 4는 과학위성 1호의 인증모델과 비행모델 개발단계에서 수행한 고유진동수 해석결과와 진동시험결과를 비교한 것이다. 표 4에 의하면 비행모델에 대한 해석결과는 인증모델 해석결과보다 시험결과와 유사하며, 이들 결과를 과학위성 1호의 발사체 고유진동수 제한조건과 비교하면 과학위성 1호는 위성의 모든 방향으로의 발사체 요구조건을 모두 만족한다<sup>[1,2]</sup>. 따라서 본 논문에서 얻어진 해석결과와 유한요소모델은 비행모델 개발과 발사환경시험 그리고 발사체와의

통합 구조해석인 연성하중해석(Coupled load analysis)에 이용될 수 있다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 과학위성 1호 비행모델 개발 과정 중에 수행한 구조해석결과를 제시하였다. 한국과학기술원 인공위성연구센터는 본 논문에서 수행한 구조해석 결과를 바탕으로 2002년도 하반기까지 과학위성 1호 비행모델 개발을 완료할 계획이다. 연구결과를 요약하면 다음과 같다.

- ① 발사시 받게 되는 횡·종방향으로의 하중에 대해 위성은 구조적으로 안전하다.
- ② 고유진동수 해석결과는 진동시험결과와 거의 유사하게 나타났다. 따라서 비행모델에 대한 유한요소모델은 실제 위성구조체의 특성을 잘 반영하고 있다.

#### 후 기

본 논문은 한국과학기술원 인공위성연구센터의 “저궤도 과학실험용 과학위성 1호 개발” 사업의 재원을 지원받아 수행된 연구결과입니다.

#### 참고문헌

- 1) 탁 경모 외, “과학위성 1호 인증모델에 대한 발사환경시험 결과,” 한국항공우주학회지, 제 30권 제 6호, 2002, pp.124~129.
- 2) Daniel MUGNIER, “ASAP 5 Users manual,” ARIANESPACE, 2000.
- 3) P.R.K.Chetty, “Satellite Technology and Its Applications,” TAB Professional and Reference Books, 1991.
- 4) Thomas P.Sarafin, “Spacecraft Structures and Mechanisms,” Microcosm, Inc., 1995.