

# 동특성해석을 위한 인공위성 유한요소모델 생성과 검증

## Construction a Finite Element Model and Its Validation for Dynamic Analysis of Satellites

임재혁†·은희광, 김경원, 김창호, 김성훈\*

Jae Hyuk Lim, Hee-Kwang Eun, Kyung-Won Kim, Chang-Ho Kim and Sung-Hoon Kim

### 1. 서 론

인공위성은 개발 시 발사체에서 제안하는 설계요 구조조건(크기, 강도, 강성 등)을 만족하도록 설계되며 이로 인해 발사 시에 전달되는 동적하중에 의한 파손으로부터 안전하게 된다. 이러한 설계의 최종적인 검증은 저주파 진동시험결과와 연성하중해석결과를 검토하여 이루어진다. 연성하중해석(Coupled Load Analysis)은 발사 시의 위성체의 전달되는 하중을 계산하기 위해 수행하는 해석으로, 이를 위해 저주파 진동시험결과와 동적응답이 유사하도록 유한요소 모델을 생성 및 보정하고, Craig-Bampton형식의 행렬로 변환 및 축약하여 발사체에 전달함으로써 해석이 이루어진다. 해석을 통해 인공위성 발사 시에 발생하는 다양한 하중조건에 대하여 주요장비에 가해지는 가속도, 변위, 하중을 계산한다. 설계의 검증은 연성하중해석을 통해 계산된 결과가 구조체 각 부분의 허용하중(가속도 및 하중)이하임을 확인함으로써 이루어진다. 이러한 이유로 작성된 인공위성의 유한요소모델이 인공위성의 동적응답을 잘 대표할 수 있도록 하는 것은 매우 중요하다. 본 논문에서는 이러한 인공위성 유한요소모델의 생성 및 보정방법에 대해 기술하고, 검증과정에 대해 기술하고자 한다.

### 2. 유한요소모델의 생성과 검증

#### 2.1 유한요소모델의 생성

##### (1) 유한요소모델 생성

인공위성의 위성구조체는 프레임과 샌드위치 패널로 구성된 육각형구조 또는 다수의 패널들로 구성

된 사각형 격벽으로 구성된다. 이러한 구조체의 결합은 볼트에 의한 체결로 이루어지며, 패널에는 다양한 탑재체 및 전자박스가 부착되게 된다. 이러한 형태의 구조체는 Table 1에 요약된 모델링 방법에 의해 유한요소모델링이 이루어진다. 구조체의 형상은 도면작성에 사용된 CAD 파일을 사용하여 원래 형상과 유사하게 하며, 필요 시 제작품의 무게와 유한요소모델이 일치하도록 비구조질량을 이용해 적절히 보상한다. 본 연구에서 유한요소모델의 생성 및 해석은 범용패키지인 NASTRAN에서 지원하는 요소를 사용하여 구현하였다.

#### 2.2 모드분석

##### (1) 정현파 가진시험 및 모드시험

정현파 가진시험은 발사체와 접촉하는 위성체 어댑터를 가진기에 고정시킨 후 3축(X, Y, Z축)으로 가진하여 이루어진다. 이 때, 가속도계를 위성체 각 주요 관심부위에 부착하고 응답을 확인하며, 주파수 응답함수, 공진주파수( $f_n$ ) 및 댐핑계수( $\xi_n$ )를 추출한다. 진동시험 시 적절한 가진속도(Sweep Rate) 및 허용오차(Tolerance) 범위 내에 있도록 하여 시험을 진행한다.

**Table 1** Finite Element Modeling of Satellite Components

Components	Modeling Concept	Element (Nastran)
Honeycomb Panel, Platform	Composite Shell	PCOMP
Frame	Beam or Shell	PBEAM, PSHELL
Bond, Insert, Bushing	Non Structural Mass	NSM
Avionics	Rigid Element & Constraint Mass	RBE2, CONM
Bolts	Rigid Elements	RBE2(1,2,3 fixed)

† 교신저자; 한국항공우주연구원

E-mail : ljh77@kari.re.kr

Tel : 82-42-860-2996, Fax : 82-42-860-2603

\* 한국항공우주연구원

인공위성 비행모델의 경우, 입력가속도는 발사체에서 권장하는 허용레벨(Acceptance Level)로 시험을 수행을 하며, 허용레벨을 가하기에 앞서 저수준(low), 1/4, 1/2, 3/4, 허용레벨 순으로 입력하중을 점진적으로 증가시키면서 수행한다. 하중노출 전후에 주파수응답함수를 비교하여 인공위성에 이상이 없는 지 확인한다. 이외에도, 경우에 따라 입력하중을 낮추는 노칭을 수행하여 필요이상의 입력에 노출되어 인공위성이 손상되는 것을 피하도록 한다. 정현파 가진시험의 경우, 시스템 전체가 동시에 가진되기 때문에 각 부분품의 모드를 판정하기 어려운 부분이 있으므로, 적절히 모드시험과 병행하여 모드 분석을 수행하기도 한다.

### 2.3 유한요소모델의 보정

#### (1) 민감도 분석과 유한요소모델 보정

2.1절에 제시된 방법으로 생성된 유한요소모델의 경우 진동시험결과와 동적응답의 차이가 필연적이며 이를 적절히 보정해야 한다. 동적거동의 보상은 통상 공진주파수, 모드형상 및 주파수응답함수가 유사하도록 이루어지며, 식 (1)을 이용해 민감도 분석을 수행하여 시스템의 미치는 주요 인자를 잘 파악한 후, 이를 조정함으로써 이루어지게 된다.

$$\frac{\delta f_i}{\delta P_j} = \frac{\{\psi_i\}^t \left( \frac{\delta [K]}{\delta P_j} - 4\pi^2 f_i^2 \frac{\delta [M]}{\delta P_j} \right) \{\psi_i\}}{8\pi^2 f_i \{\psi_i\}^t [M] \{\psi_i\}} \dots(1)$$

여기서,  $i$ 는 고유주파수에 따른 지수,  $j$ 는 설계변수에 따른 지수이다.  $[K]$ 는 강성행렬,  $[M]$ 은 질량행렬,  $f$ 는 고유주파수,  $P$ 는 설계변수,  $\psi$ 는 정규화된 고유벡터이다. 인공위성의 유한요소모델 보정 시 고려하는 관심 주파수 대역은 0 ~ 100Hz이다.

### 2.4 유한요소모델의 검증

#### (1) 주파수 및 모드형상 비교

2.3절에 기술된 방법을 이용하여 유한요소모델을 보정을 실시하였으며, 모드형상 및 주파수 비교결과를 Table 2에 기술하였다.

#### (2) 주파수 응답함수 검증

Fig. 1에 주파수응답함수의 비교결과를 나타내었다. 해석결과와의 도출 시 댐핑계수는 보수적인 결과

의 도출을 위해 모달댐핑 1.0%를 사용하였다. 이 수치는 발사체와 협의 하에 정해진다. 해석모델의 결과가 저수준 및 허용레벨 진동시험결과와 공진주파수 및 주파수응답함수 양상이 유사함을 확인하였다. 허용레벨의 경우 저수준레벨의 비해 그 전달율이 작게 나타나는데 그 이유는 입력하중이 커지면 비선형성(마찰 및 조인트) 및 측정된 신호의 잡음제거효과 등에 의해 댐핑이 커지기 때문이다. 보정된 유한요소모델을 이용한 해석결과가 저수준 및 허용레벨 진동시험결과보다 큰 응답을 도출하므로 연성하중해석결과가 실제보다 보수적인 결과를 도출할 것으로 예측된다. 즉, 연성하중해석을 통해 최종설계를 검증하는 것은 타당하다고 할 수 있으며 작성된 유한요소모델은 검증되었다고 할 수 있다.

## 3. 결론

본 논문에서는 인공위성의 동특성해석을 위한 인공위성 유한요소모델 생성과 보정, 그 검증과정에 대해 다루었다. 이렇게 검증된 유한요소모델은 연성하중해석에 사용되고 실제 응답보다 유사하거나 보수적인 응답을 도출하게 한다. 그리하여, 최종적으로 인공위성의 구조설계를 검증하는 데에 사용된다.

Table 2 Comparison of Modal Property

Test	Simulation	Mode Shape
22.4	22.8	S/C +X Lateral
40.3	41.3	Central Platform
44.3	43.9	+Y EOS Rocking
44.5	44.6	+X EOS Rocking
44.8	45.4	Solar Array 1 <sup>st</sup>
51.4	52.1	Solar Array 2 <sup>nd</sup>
54.8	57.4	Nadir Module +Y Rocking
63.8	64.0	Propulsion Platform

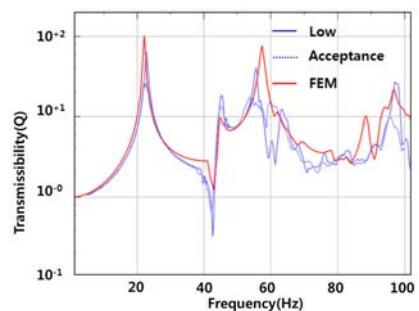


Fig. 1 FRF Comparison of Simulation Results and Test Results (S-band Antenna)