

## 技術論文

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.9.771

## 샌드위치 패널 구조로 된 소형 위성의 동적거동 응답 및 연구

조희근\*, 이상현\*\*, 차원호\*\*

## Dynamic Behavior Responses and Investigation of a Small-Class Satellite Having Sandwich Panel Structures

Hee-Keun Cho\*, Sang-Hyun Lee\*\* and Won-Ho Cha\*\*

## ABSTRACT

Naro-science satellite which will be launched by KSLV-1 has been successfully developed. Naro-science satellite is a 100kg-class small size science satellite whose structure is composed of one of a typical light and high strength aluminum honeycomb sandwich panel. In this research, dynamic responses of the satellite with respect to the design requirements were investigated by means of real experiments and numerical finite element analyses. The core technologies of the structure design and analysis about fracture and safety has been obtained through a wide range of analyses and tests. The results obtained in this study can be significantly utilized for the next generation satellite development.

## 초 록

나로호(KSLV-1)의 3차 발사에 탑재될 나로과학위성(Naro-Science Satellite)의 개발이 성공적으로 완료되었다. 나로과학위성은 100kg급의 소형 과학위성이며 전형적인 알루미늄 골격 구조에 경량 고강도의 알루미늄 허니컴 샌드위치 패널이 부착된 구조이다. 본 연구에서는 나로과학위성의 설계 요구조건에 대한 동적거동을 시험 및 전산구조 유한요소 수치해석적 방법으로 검증하였다. 연구를 통하여 발사체로부터 인가되는 각종 진동 및 외란으로 인한 파괴와 안전율(safety factor) 확보에 대한 위성 구조체 핵심 설계 및 분석기술을 확보하였다. 이러한 시험 및 수치해석 결과를 바탕으로 위성 구조설계의 신뢰성을 확보하고, 첨단 위성설계 기술의 축적을 통하여 차후 개발될 위성의 중요한 자료로 활용한다.

**Key Words** : Satellite(위성), FEA(유한요소해석), Dynamics(동적거동), Sandwith Panel(샌드위치 패널)

## 1. 서 론

국내의 인공위성 개발은 1992년 우리별 1호(KITSAT-1)를 시작으로, 소형위성 시리즈인 우리

별 2, 3호, 과학기술위성 1, 2, 3호의 개발로 이어졌고, 실용위성인 무궁화위성(KOREA satellite), 다목적 실용위성 1, 2, 3호(KOMPSAT 1,2,3), 통신헤양기상위성(COMS) 등이 개발되었다.

국내의 우주개발은 2009년 최초의 국산 발사체인 나로호 발사를 계기로 더욱 활성화 되었고, 위성 및 발사체의 개발에 많은 투자가 이루어졌다. 위성은 우주구조물의 핵심이며, 개발에 막대한 비용과 인력이 소모되기 때문에 고신뢰성 있게 설계되고 개발되지 않으면 안된다. 위성의 구

† 2012년 6월 21일 접수 ~ 2012년 8월 20일 심사완료

\* 정회원, 안동대학교 기계교육과

\*\* 정회원, KAIST 인공위성연구센터

교신저자, E-mail : hkcho@andong.ac.kr

경북 안동시 경동로 1375

조체 설계에 있어서 가장 핵심적인 요소는 진동, 열, 충격 등 각종 외란으로부터 내부의 첨단 전장 부품 및 광학계를 보호하고 지지하는 역할을 하는 것이다. 위성에 가장 높은 수준의 진동을 발생시키는 원인은 발사체이기 때문에 설계 기준 또한 발사체의 종류에 의해 결정된다.

본 연구에서는 위성의 구조체 설계에 있어서 가장 중요한 동적 거동, 응답, 진동시험 및 유한 요소 해석을 통한 분석에 대하여 체계적이고 신뢰성 있게 그 결과를 도출하였다. 나로호 3차 발사에 탑재될 나로과학위성에 대하여 연구가 수행되었다. 나로과학위성은 복합재 샌드위치 패널로 된 태양전지판, 알루미늄 샌드위치 패널 등이 알루미늄 골격구조에 부착된 구조형태를 가지고 있으며 각종 첨단 우주과학시험장비, 광학계, 통신계, 전력계 장비를 탑재하고 있다.

나로과학위성의 랜덤진동 응답, 주파수 영역의 스펙트럼 응답, 모달해석 등이 수행되었고 이러한 해석결과는 진동시험의 결과와 비교 분석되었다. Olson, Elishakoff, Chang [1-3] 등은 랜덤진동의 유한요소해석 정식화 연구를 수행하였고, 실제 위성 구조체로의 적용은 Cambiaghi, Cho [4-5] 등에 의해 수행되었다.

본 연구에서는 또한 랜덤진동 입력 가진(PSD: power spectral density)을 이에 상응하는 시간영역의 과도해석(transient analysis) 가진 입력으로 변환하여 시간이력해석을 수행하였다. 이러한 해석을 통하여 구체적인 응력, 변위, 가속도 등의 응답을 얻을 수 있었고 이러한 결과를 바탕으로 위성구조체 설계의 신뢰성을 확보하였다. 인공위성의 구조설계 분야에서는 이미 국내외적으로 Kim[6], Hwang[7,8], Larson[9], Sarafin[10] 등의 연구자에 의해서 많은 연구가 진행되었다. 특히 Kim 과 Hwang은 국내에서 개발된 KOMPSAT(Korea Multi-purpose Satellite) 위성 구조체를 개발함에 있어서 다양한 연구를 수행하였다.

## II. 전산구조 수치해석 정식화 유도

구조물의 동적해석에서 스펙트럼해석은 주파수 응답해석으로서 시간의존적 해석과는 다르며 지진과 같은 불규칙한 진동 및 해석시간이 많이 걸리는 짧은 시간간격에서의 해석을 요구하는데 특히 유효하다. 이러한 확률론적 PSD 랜덤진동을 이와 동등한 과도해석 입력함수로 변환하여 진동시험을 해석적으로 실제현상과 근사하게 시뮬레이션이 가능하다. 스펙트럼해석은 기본적으로

로 모드를 중첩하여 해를 구하며, 감쇠를 고려한 구조물의 동적 평형방정식은 다음과 같다.

$$[M]\{\ddot{x}(t)\} + [C]\{\dot{x}(t)\} + [K]\{x(t)\} = \{f(t)\} \quad (1)$$

구조물 동적거동의 기본 식(1)을 응용한 모달 해석, 모드중첩, 랜덤진동, 과도해석의 이론적 배경은 다음과 같다[11,12].

### 2.1 Mode Superposition

모드 중첩은 구조물의 동적평형방정식을 각각 독립적인 모드로 분리하여 해를 구한 뒤, 각 모드별로 전체 거동에 대한 기여도를 구하여 모든 모드의 기여를 조합하여 전체 구조물의 거동을 구하는 방법이다. 즉 모드 중첩의 기본개념은 각 모드의 직교성을 이용한 모드의 분리 및 중첩의 과정이다. 본 연구의 위성 랜덤진동해석 및 과도해석을 위하여 모드중첩법을 사용하였다.

식(1)의 변위  $\{x(t)\}$ 를 일반화된 변위  $\{z(t)\}$ 와 모드벡터  $\{\phi\}$ 의 곱의 형태로 변환하여, 구조물의 전체변위가 적절한 비율의 각 모드의 조합으로 표현될 수 있다고 가정한다.

$$\begin{aligned} \{x(t)\} &= [\{\phi_1\}\{\phi_2\}\cdots\{\phi_p\}]\{z(t)\} \\ &= [\Phi]\{z(t)\} \end{aligned} \quad (2)$$

식(2)를 식(1)에 대입하고 모드의 직교성을 이용하여 정리하면 사용된 모드수  $p$ 개 만큼의 일계 상미분방정식으로 분리된다.

$$\ddot{z}_i(t) + 2\xi_i\omega_i\dot{z}_i(t) + \omega_i^2z_i(t) = \frac{\phi_i^T f(t)}{\phi_i^T M \phi_i} \quad (3)$$

일반화 변위로 변환된 모드방정식은 일반적인 형태의 단자유도 시스템으로 직접적분법을 사용하거나 시간영역해석에서 Duhamel integral[13]을 이용하여 계산할 수 있다. 식(3)의 일반해는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} z_i(t) &= \frac{1}{\phi_i^T M \phi_i \omega_{di}} \int_0^t r_i(\tau) e^{-\xi_i\omega_i(t-\tau)} \sin\omega_{di}(t-\tau) d\tau \\ &+ e^{-\xi_i\omega_i t} \{\alpha_i \sin\omega_{di}t + \beta_i \cos\omega_{di}t\} \end{aligned} \quad (4)$$

여기서  $\omega_{di} = \omega_i \sqrt{1 - \xi_i^2}$  이고 식(4)의  $\{z(t)\}$ 를 구해서 식(2)에 대입하면 전체 구조물의 동적거동을 구할 수 있다.

### 2.2 랜덤 진동 수치해석

위성의 내진동 설계 요구사항 중 랜덤진동에 대한 고려가 반드시 필요한 것은 발사체 및 운송수단에 의한 불규칙한 진동을 받기 때문이다. 이러한 불규칙진동은 일반적으로 확률론적 접근 방법(PSD: power spectral density)에 의해서 해석을 한다. PSD 형태의 가진 종류로는 변위, 속도, 가속도 등이 있으며 이중 어느 것도 입력가진이 될 수 있다. 랜덤진동을 해석하는 방법에도 여러 가지 종류가 있으나 나로과학위성을 선형시스템이라 가정하고 정적랜덤(stationary random vibration) 해석을 수행하였다. 랜덤신호가 시간에 따라 변하지 않는다고 가정하면 랜덤변수  $x(t)$ 의 제곱의 평균은  $\overline{x^2}$ 은 식(5)와 같다.

$$\overline{x^2} = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x^2(t) dt \quad (5)$$

랜덤진동에서 얼마나 빨리 변수들이 변하는가를 자기상관함수(autocorrelation function)로 나타내며 다음과 같다.

$$R_{xx}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x(t)x(t+\tau) dt \quad (6)$$

이 함수에서  $\tau$  는  $x(t)$ 가 샘플링된 지점의 시간차를 나타낸다. 랜덤진동과 같이 불규칙적인 주기를 갖고 있는 함수를 나타낼 때 유용하게 적용되는 것이 Fourier series이다. 자기상관함수의 Fourier 변환은  $S_{xx}(\omega)$ 로 표현되는 PSD를 나타내며 다음과 같다.

$$S_{xx}(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} R_{xx}(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (7)$$

식(7)에 주어진 PSD 응답함수 또한 충격응답함수로 나타내어질 수 있다. 식(6)을 식(7)에 대입하면

$$s_{xx}(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left[ \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x(\sigma)x(\sigma+\tau) dt \right] e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (8)$$

위의 식에서 적분항의  $x(t)$ 를 외력함수  $F$ 로 대치하면 식(9)와 같다.

$$S_{xx}(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left[ \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \left[ \int_{-\infty}^{\infty} F(\sigma-\theta)h(\theta)d\theta \right] \left[ \int_{-\infty}^{\infty} F(\sigma-\theta+\tau)h(\theta)d\theta \right] d\sigma \right] e^{-j\omega\tau} d\tau$$

$$= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \left[ \int_{-\infty}^{\infty} F(\hat{t})F(\hat{t}+\tau) \int_{-\infty}^{\infty} h(\theta)e^{-j\omega\theta}d\theta \right] \left[ \int_{-\infty}^{\infty} h(\theta)e^{j\omega\theta}d\theta \right] d\sigma e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (9)$$

여기서  $\hat{t} = \sigma - \theta$ 는 함수  $F$ 에 의해 계산되어지고 적분항의 바깥으로 빠져 나올 수 있다. 식(9)에서 괄호안의 두 적분 항은 충격응답함수의 Fourier 변환이며  $H(\omega)$ 와 상당복소수  $H(-\omega)$ 로 표현할 수 있다. 주파수 응답함수  $H(\omega)$ 를 사용하여 식(9)를 다시 표현하면

$$S_{xx}(\omega) = |H(\omega)|^2 \left[ \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} R_{ff}(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau \right] \quad (10)$$

$$= |H(\omega)|^2 S_{ff}(\omega)$$

여기서  $R_{ff}$  와  $S_{ff}$ 는 각각 외부힘 입력함수  $F(t)$ 에 대한 자기상관함수와 PSD를 나타낸다.

### 2.3 Mode Superposition 방법에 의한 시간이력해석

모드진동 과도해석은 시간의존적 하중에 의해서 발생하는 응답을 구하기 위해 사용되는 방법으로서 앞에서 설명한 모드중첩을 기반으로 하고 있다. 시간영역의 식(1)은 주파수 기반의 모드 방정식으로 변환될 수 있으며,  $r$  번째의 모드방정식은 식(11)과 같다.

$$\ddot{q}_r + 2\xi_r \omega_r \dot{q}_r + \omega_r^2 q_r = f_r(t) \quad (11)$$

여기서  $f_r(t)$ 는  $r$  번째 모드의 가진력 함수이며  $\Phi^T p(t)$ 로 표현되고,  $q$ 는 정규화 좌표계이다. 이것은 일정 계수를 가진 이차 미분방정식이며, 부족감쇠( $\xi_r < 1$ ) (under damped)의 경우, 전형적인 모달식의 해는

$$q_r(t) = e^{-\xi_r \omega_r t} [\alpha_r \sin \omega_{dr} t + \beta_r \cos \omega_{dr} t] + \int_0^t f_r(\tau) h_r(t-\tau) d\tau \quad (12)$$

여기서  $h_r(t-\tau)$ 는 단위충격 응답함수이며 다음과 같이 정의된다.

$$h_r(t-\tau) = \frac{1}{\omega_{dr}} e^{-\xi_r \omega_r (t-\tau)} \sin \omega_{dr} (t-\tau) \quad (13)$$

### III. 나로과학위성의 동적거동 분석

나로과학위성은 우주공간에서 우주과학기술을 검증하기 위한 목적으로 개발된 100kg급의 소형 위성이다. 위성의 기본적인 시스템 구성인 전력계, 통신계, 열-구조계, 자세제어계 등의 시스템을 갖추고 있을 뿐만 아니라, 우주에서 거리측정을 위한 LRA(laser reflectore array), 펨토초 레이저 발진기 FSO(femto-second laser oscillator), 반작용휠 RWA(reaction wheel assembly), 적외선 카메라 IRS(infrared sensor) 등 국내에서 개발된 각종 첨단 과학장비들이 탑재 되었다. 나로과학위성의 몸통 구조계는 복합재 샌드위치 패널의 태양전지판이 사이드의 옆면을 덮고 있으며, 내부공간을 분리하고 있는 하층, 중층, 상층부의 패널을 각각 lower\_platform, middle\_platform, sensor\_platform 이라 불리는 알루미늄 샌드위치 패널로 구성되어 있다.

#### 3.1 위성 설계 및 모델링

나로과학위성의 모델은 범용 3차원 모델링 및 전산 유한요소해석 솔루션 소프트웨어인 NX-IDEAS 6를 사용하여 모델링 되었다. Fig. 1에서와 같은 형상으로 제작되었다. 육각형 기둥 모양의 박스형태로 제작이 되었으며 외부 둘레는 태양전지판이 부착되었다. 태양전지판은 고온에 노출되므로 열적 특성이 좋은 적층복합재로 만들었다. Fig. 2는 위성의 내부구조를 나타낸다. 내부공간은 중간 플랫폼에 의해서 두 개의 영역으로 나뉘어지며 진동에 취약한 배터리 등은 최하단에 위치한다. 그리고 자세제어를 위한 휠은 무게 중심의 위치인 중간 플랫폼에 장착 시켰다.

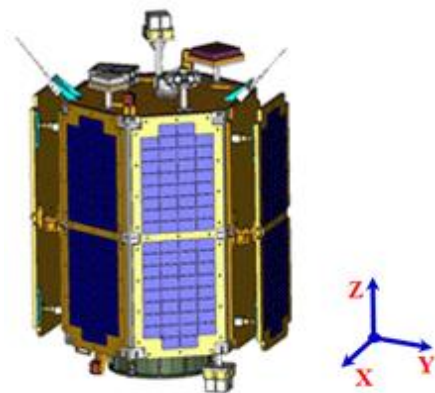


Fig. 1. Configuration of Naro-Science Satellite

나로과학위성의 구조체는 간단하게 다음과 같이 정리되었다.

#### -Structure type

- Aluminum frame and honeycomb panel
- Main structure  
Longeron, Rail, Platforms, Panels, Adaptor

#### -Size

- 1030mm×759mm×1151mm (W×D×H)

#### -Platform

- Aluminum honeycomb core panel
- Size: 17mm thick
- Skins: 1.0/1.0mm L163 2014A T3 aluminum
- Core: 5.2-1/4-25P[5052] aluminum honeycomb 15mm thick
- Adhesive: Redux 312 epoxy film system

#### -Mass

- Total: 99.7kg
- Structure: 23.2kg

#### -Solar panel

- Facesheet: M60J CFRP[0/90/90/0]
- Core: Al-alloy 5052
- Thick: 15.75mm

총 여섯 개의 태양전지판이 부착되었으며 네 개는 위성의 몸체에 두 개는 전개할 수 있도록 힌지에 의해서 위성의 몸체에 장착되었다. 위성의 내부는 중간 플랫폼을 기준으로 두 개의 공간으로 나뉘어져 있으며 중간 플랫폼에는 자세제어를 위한 반작용 휠이 장착되었다.

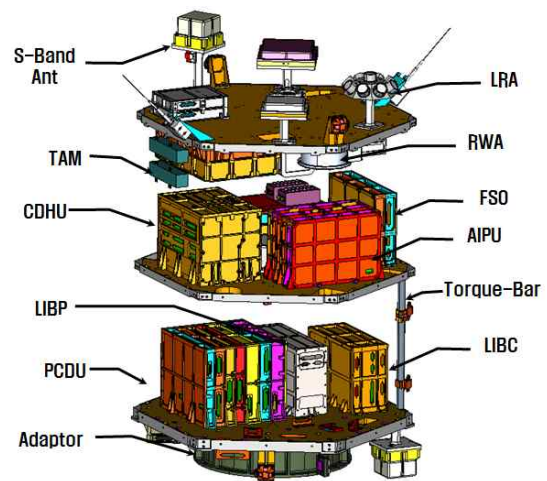


Fig. 2. Internal configuration of the Naro-Science satellite

### 3.2 진동시험[14]

위성의 발사체 기준 환경시험은 발사체에 탑재된 위성체가 받는 극심한 진동, 충격, 음향환경에 대하여, 위성체 및 위성체에 탑재된 전자유닛이 충분한 내구성과 안전성을 갖추었는지를 평가하는 것을 목적으로 한다. 랜덤가진의 수준은 발사체의 종류에 따라 상이하나 인증수준의 경우 대부분 8~14grms 정도이다. 나로과학위성의 경우는 8.2grms이다. 위성의 진동시험 스펙은 발사체로부터 결정되며, 8.2grms는 나로호 1차, 2차 발사 때의 실측 랜덤 진동 데이터를 기준으로 정해진 값이다.

랜덤진동시험은 Fig. 3에 나타낸 프로파일로 1분간 x, y, z 각축의 방향으로 각각 가진된다. 진동시험에는 12000~24000lb 용량의 Ling Electronics사의 1216VH Electric Shaker가 사용되었다.

위성의 좌표축과 동일한 x, y, z 의 축으로 가진 되었으며, Fig. 4는 진동시험을 하기위하여 위성을 진동시험기 위에 장착한 것을 나타낸다. 총 46개의 센서가 위성의 각 중요 부분에 부착되었으며, 위성의 가속도 및 증폭비(Q-factor)를 측정하였고 이러한 응답을 기준으로 위성의 공진 주파수, 진동특성, 진동에 대한 구조적 결함 등을 확인 할 수 있다.

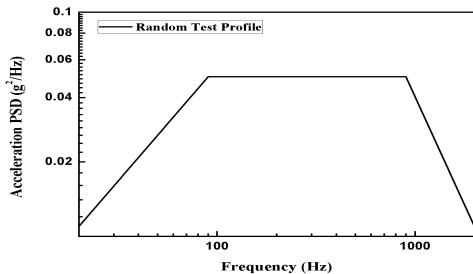


Fig. 3. Random vibration test profile



Fig. 4. Vibration test setup in x, y, z dir.

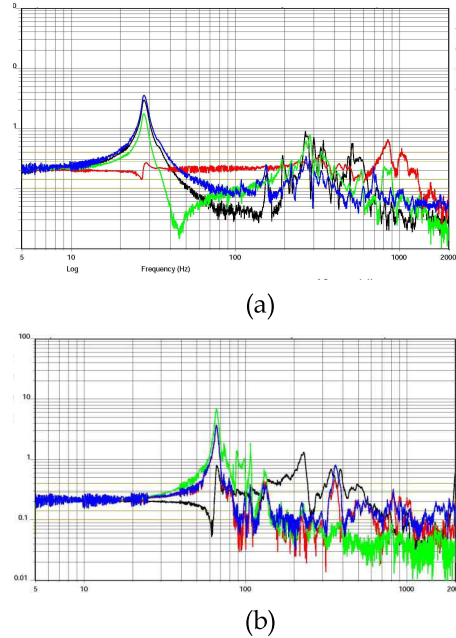


Fig. 5. Vibration test responses of acceleration PSD (power spectral density) obtained from sensors.

전산구조해석으로 얻어진 가속도 응답 및 구조물의 공진 주파수, 증폭비는 신뢰성 검증을 위하여 진동시험결과와 비교 검토 된다. Fig. 5는 진동시험한 결과를 나타낸다. 위성에 부착된 가속도 센서로부터 획득한 가속도 PSD 프로파일을 나타내며 x-축, y-축 각각 약 27Hz 에서 횡방향 모드가, 65Hz에서 종방향 모드가 있음을 나타낸다. 횡방향의 x, y 축 방향에 부착된 센서로부터 획득한 가속도 응답은 Fig. 5(a)에 나타내었고, z축 방향의 종방향 응답은 Fig. 5(b)에 나타내었다. 진동시험에서 공진주파수 부근의 가속도 응답은 증폭비가 매우 크기 때문에 쉽게 구분 할 수 있다.

### 3.3 전산 구조 동적해석[15-17]

나로과학위성의 구조는 일반적인 위성 구조체와 크게 다르지 않다. 전력을 얻을 수 있는 태양전지판이 위성의 주변을 둘러싸고 있으며 이 태양전지판은 알루미늄 허니콤 코어에 다층의 복합재 시트를 적층한 구조로 되어 있다. 이와 같이 구조해석이 어려운 하이브리드 복합재 샌드위치 패널 및 각종 수많은 전장부품, 볼트 체결 등으로 구성된 위성의 구조체를 해석하는 것은 상당한 노하우 및 경험을 필요로 한다. Fig. 6은 구조해석을 위한 FEA 모델이다. Nastran 코드를 사용하여 해석을 수행하였으며 노드 158,493개 요소 44,2590개로 모델링 되었다. 해석모델의 무게는 실제 무게와 거의 같은 99.65kg이다.

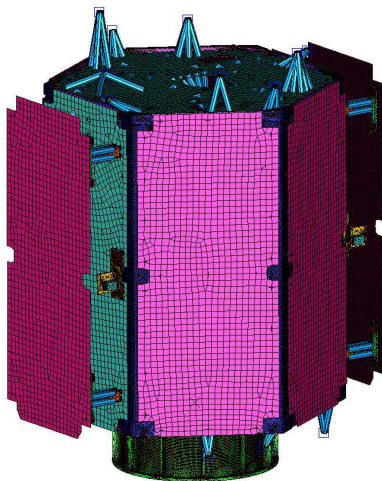


Fig. 6. Vibration test setup in x, y, z dir.

해석모델은 솔리드, 셸, 빔, 강체, 집중질량 요소 등으로 모델링 되었다. 특히 태양전지판 샌드위치 패널은 셸요소를 사용하여 모델링 되었으며 이때 사용된 알루미늄 코어의 물성치는 Table. 1 과 같다. 위성은 내부에 각종 전자품을 탑재하고 있으며 수많은 볼트로 체결되어 있다. 볼트의 모델링은 상당하는 보요소로 대체되었고, 각종 전자장 박스는 집중질량요소로 모델링 되었다. 강체요소(rigid element)의 사용을 최소화하여 구조체가 실제 보다 과도하게 강성이 증가하지 않도록 모델링 하였다.

동적해석을 위한 경계조건으로는 위성의 맨 아래쪽에 위치한 어댑터의 바닥면이 고정되었고, 진동해석을 위한 가진은 바닥면에서 x, y, z 각 축의 방향으로 입력되었다. 동적해석의 종류로는 모달해석, 랜덤진동해석, 상당과도해석이 수행되었다. 각각의 해석에 대한 상세한 결과 및 조건은 다음의 각 절에서 상세히 제시되었다.

Table 1. Material properties of Al honeycomb structure

Material properties	Al core
$E_{x=y}, G_{xy}$ (MPa)	$\approx 0$
$E_z$ (MPa)	1310.
$G_{xz}$ (MPa)	427.
$G_{yz}$ (MPa)	214.
$\nu_{xy}, \nu_{xy=z}$	0.8, $\approx 0$
$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	83.

### 3.3.1 모달해석

Lanczos 방법을 사용하여 위성의 모달 해석을 수행하였다. 이 방법은 구조의 차수 n보다 적은 p개의 저차모드에 대한 고유치와 고유벡터를 구하는 유용한 방법으로 Lanczos 변환을 이용한 고유치 문제 해석법의 하나이다.

위성에서 중요한 모드는 횡방향 모드와 축방향 모드이다. 나로호에 탑재될 나로과학위성의 종방향 및 횡방향의 설계요구조건은 종방향 40Hz, 횡방향 15Hz이다. 첫 번째 모드는 예상한 것과 같이 횡방향 약 27Hz 부근에서 나타났고 종방향은 약 65Hz 부근에서 나타난다. 이러한 횡방향과 종방향의 최저 저차 모드는 위성의 설계에서 매우 중요하며 대부분 설계 요구조건으로 주어진다.

Fig. 7은 모달해석의 결과이다. 위성 구조체의 구조상 횡방향인 x축 방향과 y축 방향의 강성이 거의 비슷하므로 공진 주파수도 거의 동일한 주파수에서 발생한다.

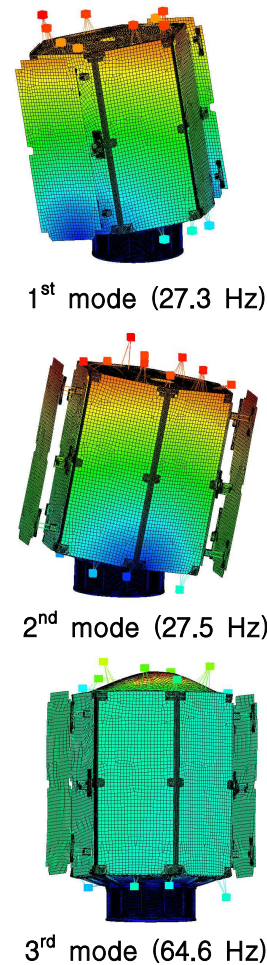


Fig. 7. Mode results of FEA analysis

Table 2. Modal result comparison between FEA and experiment

Mode	Frequency	
	FEA	Vibration Test
1 <sup>st</sup> mode	27.3	27.5
2 <sup>nd</sup> mode	27.5	27.7
3 <sup>rd</sup> mode	64.6	65.8

Table 2에 FEA 해석 결과와 진동시험으로부터 얻은 결과를 비교 하였다. 해석 및 시험결과 모두 잘 일치하고 있으며 또한 위성의 설계요구조건을 모두 만족시킨다. 따라서 위성의 공진 및 강성 측면에서는 만족할 만한 설계가 이루어졌다고 할 수 있다.

3.3.2 스펙트럼해석

스펙트럼해석은 가진에 대한 진동계의 응답을 얻는 것으로써 응답을 표현하는 변수는 가속도, 속도, 변위 또는 힘이 될 수 있다.

스펙트럼해석의 중요성은, 불규칙한 진동의 경우 과도해석에서는 하중을 제대로 적용하기 어려울 뿐만 아니라 하중을 적용하기 위해서는 매우 작은 시간 간격을 요구하기 때문에 해석에 시간과 비용이 많이 소요되는데 있다.

해석에서는 위성의 어댑터 밑바닥에서 Fig. 3에서 제시한 랜덤진동 입력 가진을 x, y, z 각 축으로 입력하였다. 랜덤진동의 척도로써 가속도 PSD(power spectral density)를 사용하며 주파수 영역에서의 가속도의 제곱의 평균을 나타낸다. 즉 랜덤진동은 응답이 어떤값으로 나타날 것인가에 대한 가능성을 결정하기 위한 확률론적 접근이다. 해석에서는 6%의 점성감쇠(viscous damping)를 적용하였다. KAIST 인공위성연구센터에서 그동안 비슷한 구조의 많은 소형위성을 개발하였다. 많은 위성을 개발하는 동안 수많은 제작, 시험, 해석 등을 통하여 6%의 점성감쇠가 소형위성 구조체에서 가장 적절한 감쇠값임을 알게 되었다. 또한 6% 감쇠 적용으로 인한 해석과 시험결과치가 잘 일치함을 확인하였다.

위성의 어댑터 바닥면 가진에 대하여 Fig. 8에 나타낸 위성의 상단 A점에서 응답을 검토하였다.

A지점에 관심을 갖는 이유는 기본적으로 위성은 바닥면이 고정이 되고 바닥면에서 가진이 일어나게 된다. 바닥면이 가진 되면 진동에 의한 최대변위가 발생하는 곳이 위성의 맨 윗부분의 가장자리가 된다. 따라서 위성에서 가진에 의한 최대변위가 발생하는 지점에서의 응답 값을 확인하는 것이 진동해석에 반드시 필요하다.

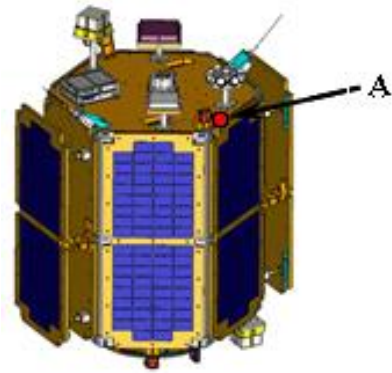


Fig. 8. Mode results of FEA analysis

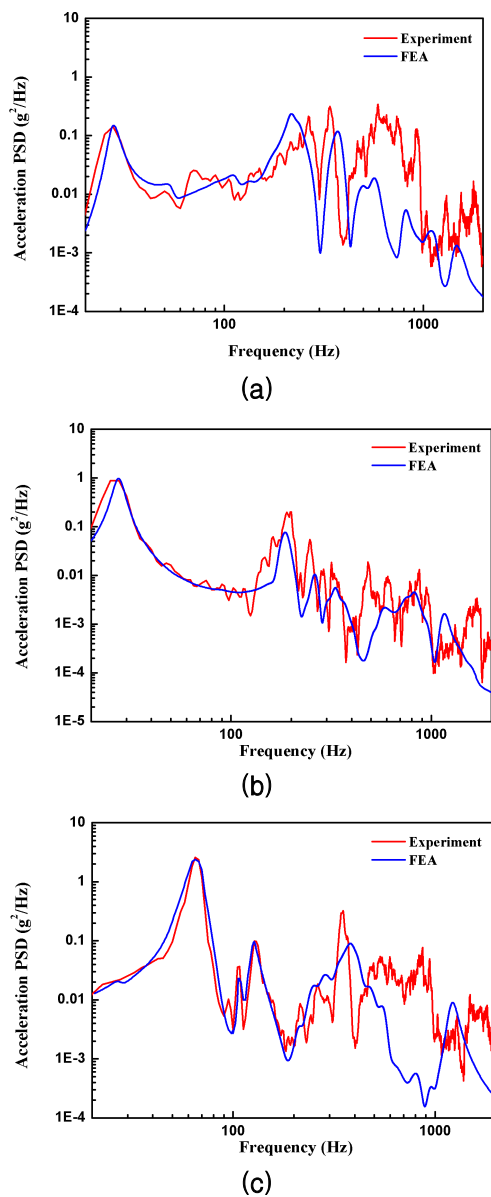


Fig. 9. Acceleration PSD response comparison of both experiment and FEA in x\_dir. (a), y\_dir (b), z\_dir (c)

A점에서 진동시험에서 얻은 결과와 FEA 해석을 통하여 얻은 결과를 Fig. 9에 비교하여 나타내었다. 스펙트럼해석은 주파수 영역에서의 응답을 나타내며 Fig. 9에서 알 수 있는 바와 같이 해석결과와 시험 결과가 아주 잘 일치한다. 이러한 일치성은 시험후 결과의 튜닝에 의한 것이 아니라 초기모델의 진동시험 및 해석의 정확성에 따른 것이다. x, y, z, 각축의 가진에 대하여 가진한 방향의 응답을 각각 나타내었다. 위성의 횡방향인 x, y 축 가진에 대하여서는 모달해석에서와 같이 27Hz에서 증폭비가 크게 나타났고(Fig. 9 (a), (b)), z 축 가진에 대하여서는 축방향 모드가 있는 65Hz에서 증폭비가 큰 것을(Fig. 9 (c)) 알 수 있다. 해석결과와 시험결과가 저주파 영역에서부터 고주파 영역에 이르기까지 비교적 잘 일치하는 것을 알 수 있으며 이것은 해석에서 실제 구조체의 강성, 무게, 형상을 FEA 모델로 정확하게 묘사했다는 것을 의미한다. 특히 허니컴 샌드위치 패널의 강성계산 및 모델링이 매우 유효하였다는 것을 의미한다.

### 3.3.3 상당과도해석

Rice[18], Engelhardt[19] 등의 연구에 의해 제시된 주파수-시간 변환함수 이론에 의하여 주파수 영역의 진동시험 가진 입력을 이에 상응하는 시간영역의 과도해석 입력함수로 변환하는데 성공하였다. 이것은 실제 진동시험을 수치해석 시뮬레이션을 통해 모사가 가능하다는 것을 의미하며 시간영역에서 응력, 변위, 가속도, 속도 등의 응답을 얻을 수 있었다.

Fig. 10은 랜덤진동의 과도해석을 위한 가속도 가진 입력 프로파일이다. 이것을 Fig. 3의 랜덤가진 가속도의 주파수 영역에서의 PSD를 이에 상응하는 시간영역에서의 가속도 가진으로 변환한 것이다.

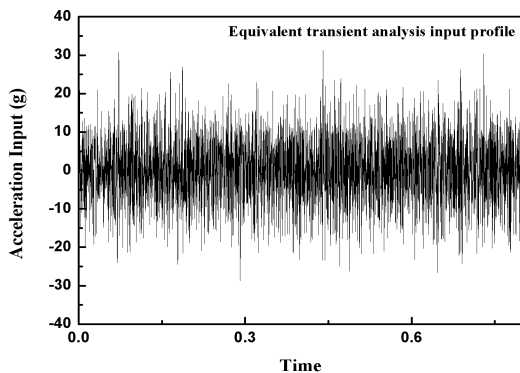


Fig. 10. Transient random vibration acceleration input\_profile equivalent to acceleration PSD input.

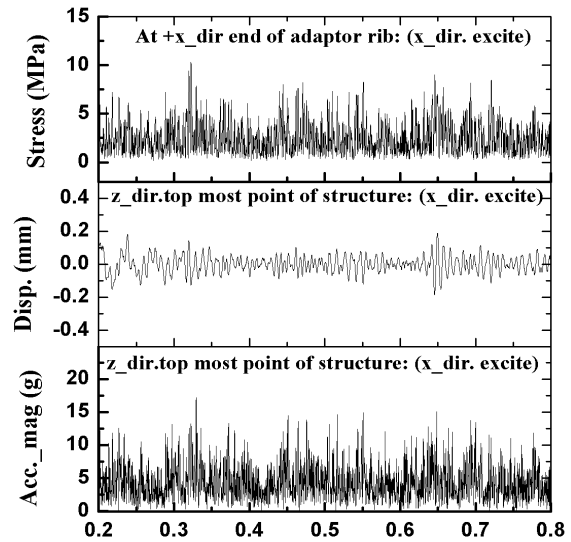


Fig. 11. Acceleration, displacement, stress responses w.r.t x\_dir. random excitation

Fig. 10의 입력함수를 사용하여 과도해석을 수행하였고 그 결과를 Fig. 11에 나타내었다. 위성 좌표계의 x축 방향으로 어댑터 바닥면을 가진 하였고, Fig. 8의 A 점에서 가속도와 변위 응답을 얻었다. 응력은 알루미늄 어댑터의 x축 방향 끝단에 있는 리브의 중간 부분에서의 von Mises응력을 구하였다. Figs. 2, 4, 7의 위성 내부구조 형상과 모드해석 결과로부터 알 수 있듯이 횡방향인 x축 방향의 가진이 구조체에 가장 큰 영향을 미친다. 응답 가속도(각 방향 성분을 통합한 절대값)의 범위는 최대 약 15~16g의 범위이며 변위는  $\pm 0.2\text{mm}$  내외이다. 최대 순간피크 응력의 범위는 약 10MPa 내외이며 이것은 Al-7075 T-6의 항복응력인 503MPa 크게 못 미치는 매우 낮은 수준이다. 랜덤가진 과도해석은 시간이력 입력함수를 구하는데 많은 어려움이 있으며 해석시간이 주파수 영역에서의 스펙트럼 해석에 비해서 많이 소요된다. 랜덤진동은 구조체 자체도 의미가 있지만 더욱 중요한 것은 탑재된 전장박스의 내구성을 판단하는 것이 주된 목적이며 구조체는 정현파진동에 더욱 취약하므로 이에 대한 고려가 있어야 한다. 하지만 나로과학위성의 경우 설계 스펙에 정현파 진동시험이 없었기 때문에 수행하지 않았다.

본 연구에서 수행된 상당과도해석 결과의 정확성은 매우 높다고 할 수 있다. 그 근거로서 Fig. 9에 제시된 해석 결과가 진동 시험 결과와 잘 일치하고 있으며 과도해석 역시 스펙트럼 해



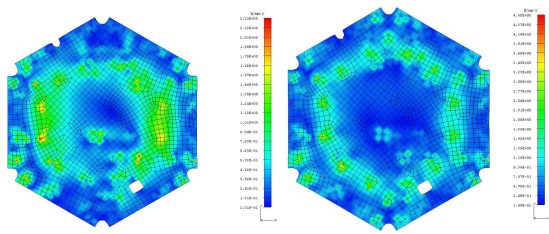


Fig. 12. Stress distribution of lower honeycomb panel w.r.t.  $\pm 2g$  (left),  $\pm 8g$ (right) excitation.

석의 확장된 형태이기 때문이다. 이러한 연구를 통하여 수백억의 고가 구조체인 인공위성 구조체를 상세한 시험을 거치지 않아도 고신뢰성의 설계가 가능하다. 즉 시간과 비용을 줄일 뿐만 아니라 다양한 설계 인자 및 기술적 정보를 얻을 수 있는 장점이 있다.

### 3.3.4 준정적해석

나로과학위성의 구조적 안정성을 확보하기 위한 준정적 해석이 수행되었다. 준정적하중의 설계 스펙은 횡방향  $\pm 2g$ , 종방향  $\pm 8g$ 이다. 구조적 안정성에 가장 중요한 부분인 바닥면의 허니컴 패널과 알루미늄 프레임에 대한 응력을 체크하였다. 알루미늄 골격 구조의 최대 응력은 약 106MPa 로 종방향 하중에 대하여 바닥면의 프레임에서 발생하였다. 이것은 항복응력인 503MPa에 비해서 매우 낮은 값으로 안전하다고 할 수 있다.

가장 많은 응력을 받는 허니컴 패널은 바닥면에 있는 패널이다. 바닥면의 허니컴 패널의 응력은 Fig. 13에서 와 같이 횡방향의  $\pm 2g$ 에 대하여 2.2MPa, 종방향의  $\pm 8g$ 에 대하여 4.6MPa 로 제조사에서 제시한 한계응력인 15MPa에 대하여 매우 안전하다.

## IV. 결 론

나로과학위성의 진동 및 동적거동 응답에 대하여 연구가 수행되었다. 국내 인공위성의 개발 역사가 약 20년이 되지만 이러한 분야에 대해서 상세한 연구가 발표된 적이 거의 없다. 본 연구에서는 실제 개발된 위성의 진동시험과 해석을 동시에 수행하였고 그 결과를 서로 비교 검토하여 제시하였다. 수치해석으로 FEA 해석을 수행하였고 그 이론적 수식들을 제시하여 이론적 근거를 확립하였다.

위성의 구조체는 허니컴 코어에 적층복합재

스킨이 부착된 복잡한 형상의 구조체이다. 이러한 구조체의 강성을 가장 잘 표현할 수 있는 모델링 기법을 적용하였고 그 결과 진동 스펙트럼 해석의 결과가 저주파부터 고주파 영역에 이르기 까지 시험 결과와 매우 잘 일치 하였다. 특히 주파수 영역의 가속도 가진 PSD를 이에 상당하는 시간영역의 과도해석 입력함수로의 변환을 이론적 수식화에 의해서 계산하였다. 따라서 위성의 실제 진동시험과 매우 비슷한 수준으로 신뢰성 있게 진동 특성을 분석하고 설계하는 기술을 개발하였고 본 연구에서 제시한 연구결과로 그 유효성을 확인 할 수 있었다. 추후 위성의 개발에 있어서 이 연구 결과가 유용하게 적용 될 수 있을 것이다.

## 참고문헌

- 1) Olson M. D., "A Consistent Finite Element Method for Random Response Problems," Computers & Structures, Vol. 2, pp. 163~180, 1972.
- 2) Elishakoff I. and Zhu L., "Random Vibration of Structures by the Finite Element Method," Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol. 105, pp. 359~373, 1993.
- 3) Chang T. P., Chang H. C. and Liu M. F., "A Finite Element Analysis on Random Vibration of Nonlinear Shell Structures," Journal of Sound and Vibration, Vol. 291, pp. 240~257, 2006.
- 4) Cambiaghi D., Giordano F. and Raino S., "Space Instrumentation Environmental Verification: Dynamic Tests on GLAST LAT Tracker Trays," Nuclear Instruments and Methods in Physics Research A, Vol. 563, pp. 381~384, 2006.
- 5) 조희근, 서정기, 명로훈, "소형 복합재위성의 스펙트럼 및 과도진동해석", 한국항공우주학회지, Vol. 37, No. 6, pp. 586~594, 2009.
- 6) 김진희, 김성훈, 이주훈, 황도순, "다목적 실용위성 구조개발모델 설계/해석," 한국항공우주학회지, 제 28권 제 5호, pp. 133-140, 2000.
- 7) 황도순, "인공위성 구조체 설계 및 해석," 한국항공우주학회지, 제 27권 제 2호, pp. 111-121, 1999.
- 8) 황도순, 이영신, 김인걸, "연성하중해석 모델과 모달과도해석을 이용한 위성체 구조부재의

최적화 연구," 한국항공우주학회지, 제32권 제 6호, pp. 34-48, 2004.

9) Larson W. J. and Wertz J. R., "Space Mission Analysis and Design," Space Technology Library, 1995.

10) Sarafin T. P., "Spacecraft Structures and Mechanisms," Space Technology Library, 1995.

11) Bathe K. J., Finite Element Procedures in Engineering Analysis, Prentice Hall, 1982.

12) Newland D. E., An Introduction to Random Vibrations, Spectral & Wavelet Analysis, 3rd ed. Dover Publications, 2006.

13) Dempsey K. M. and Irvine H. M., "A Note on the Numerical Evaluation of Duhamel's Integral," Earthquake Engineering & Structural Dynamics, Vol. 6, pp. 511~515, 2007.

14) Pearce M., Lund J., Lundin M. and Lundquist J., "Random Vibration Tests of the Anticoincidence System of the PAMELA Satellite Experiment," Nuclear Instruments

and Methods in Physics Research A, Vol. 488, pp. 536~542, 2002.

15) 정일호, 박태원, 한상원, 서중휘, 김승훈, "발사환경에 대한 위성 전장품의 구조진동해석," 한국정밀공학회지, Vol. 21, No. 8, pp. 120~128, 2004.

16) 김홍배, 서현석, "발사시 야기되는 랜덤진동을 고려한 위성체 전장품 설계 및 검증에 관한 연구," 한국소음진동공학회지, Vol. 21, No. 6, pp. 971~976, 2000.

17) 신동구, "적정두께를 갖는 대칭 적층 쉘의 비선형 진동해석," 한국항공우주학회지, Vol. 23, No. 6, pp. 82~92, 1995.

18) Rice S. O., "Mathematical Analysis of Random Noise," Bell System Technical Journal, Vol. 23, pp. 282~332, 1944.

19) Engelhardt C. W., "Random Vibration Analysis Using Statistically Equivalent Transient Analysis," International Modal Analysis Conference, pp. 1852~1855, 1999.