

技術論文

소형 복합재위성의 스펙트럼 및 과도진동해석

조희근*, 서정기*, 명로훈*

Spectrum and Equivalent Transient Vibration Analysis of Small Composite Satellite Structure

Hee-Keun Cho*, Jung-Ki Seo* and Noh-Hoon Myung*

ABSTRACT

This paper is the study on random, sinusoidal and shock vibration responses for the STSAT-3(science and technology satellite-3) proto-model which is the first small size all-composite satellite in Korea. The structure system of the STSAT-3 forms box type structure by joining several hybrid sandwich panels comprised of honeycomb core and carbon fiber reinforced laminated composite skins on both side. Mode shape, stress, displacement and acceleration responses are obtained on both the frequency domain and time domain by means of a commercial FEA software MSC/NASTRAN. From these analysis results, failure, safety factor and design validity are assessed. These results can be successfully applicable as reference data when a new satellite is developed as well as giving out an excellent criteria in satellite vibration treatment design.

초 록

본 논문은 국내 최초의 소형 복합재 위성인 과학기술위성3호의 proto 모델에 대하여 랜덤, 정현파, 충격 진동응답에 대한 연구이다. 과학기술위성3호의 구조체는 여러 장의 패널을 서로 연결하여 만든 박스형의 구조이며 패널은 탄소섬유강화 복합재를 적층한 스킨에 알루미늄 허니컴 구조를 접착한 하이브리드샌드위치구조로 되어있다. 상용 FEA 코드인 MSC/NASTRAN을 사용하여 주파수 및 시간영역에서 위성의 설계요구조건으로 주어진 진동시험수준에 대한 모드, 응력, 변위, 가속도의 응답을 계산하였다. 이러한 해석결과를 바탕으로 발사 시 야기되는 진동으로 인한 파괴, 안전율 및 설계 타당성을 검토하였다. 이 연구결과들은 실제 위성구조설계 신뢰성 실험에 있어서 검증 및 비교의 자료로 사용될 수 있고, 위성개발의 중요한 자료로 활용된다.

Key Words : Satellite(위성), Composite(복합재), Vibration(진동), Sandwich(샌드위치)

1. 서 론

국내인공위성개발의 역사는 90년대 초 우리별 1호로부터 시작되었으며, 현재까지 과학기술위성

시리즈 및 다목적 실용위성 등 다수의 위성이 국내에서 개발되어 성공적으로 발사되었다. 위성의 설계 및 개발 기술은 많은 부분 국산화되었고 높은 기술경쟁력을 확보하고 있다. 특히 구조체 설계, 해석 및 제작기술은 거의 선진국 수준에 도달하였다.

위성의 구조체는 전통적으로 알루미늄 샌드위치 패널이 많이 사용되었으나 최근 경량복합재료의 사용량이 점점 증가하고 있다. Forte[1],

† 2008년 10월 14일 접수 ~ 2009년 5월 19일 심사완료

* 정희원, KAIST 인공위성연구센터

교신저자, E-mail : hkcho@satrec.kaist.ac.kr

대전시 유성구 구성동 373-1

Mighty Sat[2], Proba[3], Wire[4] 등의 소형위성은 전체 혹은 대부분의 구조가 복합재로 제작되었다. 복합재는 금속재료에 비해 경량, 고강도, 내구성 및 온도 변화에 대한 구조적 안전성 등의 재료 및 구조적 이점을 가지고 있어서 특히 우주항공분야에 많이 적용되고 있다. 이러한 기술발전 방향에 편승하여 국내 최초의 전구조 복합재 위성인 과학기술위성3호가 개발되고 있으며 2010년 완성될 예정이다.

인공위성은 그 특성상 개발, 제작, 발사 및 우주환경에서 운용에 이르기 까지 여러 단계의 기계적, 열적, 전자기적 외란을 받게 되며, 위성 설계에 있어서 반드시 고려해야 되는 외란중의 하나가 바로 진동이다. 위성의 진동에 관한 연구는 많이 발표되었으나[5-9] 이러한 연구들은 대부분 발사체, 위성의 전장부품 혹은 전체구조의 모드 해석에 집중하고 있다.

본 연구는 150kg 급의 소형복합재 위성인 과학기술위성3호의 proto 모델에 대하여 랜덤(random), 정현파(sine), 충격(shock) 진동에 대한 응답에 관한 것이며, 랜덤진동의 경우 전통적인 주파수영역에 대한 응답뿐만 아니라, 시간영역에 대한 응답을 구함으로써 실제 진동시험을 FEA 수치해석으로 구현하는 것을 가능하게 하였고, 전체 구조의 응력, 가속도, 변위 등의 해석결과를 얻었다. 주파수 영역에서 정의된 가속도 PSD(power spectral density)로 주어진 랜덤진동 입력 함수를 이에 상당하는 과도해석(transient analysis) 입력 함수로 변환하는 이론적 근거가 Rice[10], Engelhardt[11] 등에 의해서 제시되었고 이것을 통하여 실제 랜덤진동시험의 과도해석이 가능하였다.

II. 유한요소 수치해석 지배방정식

구조물의 동적해석에서 스펙트럼해석은 주파수 응답해석으로서 시간의존적 해석과는 다르며 지진과 같은 불규칙한 진동 및 해석시간이 많이 걸리는 짧은 시간간격에서의 해석을 요구하는데 특히 유효하다. 근래 이러한 확률론적 PSD 랜덤진동을 이와 동등한 과도해석 입력함수로 변환하여 진동시험을 해석적으로 실제현상과 근사하게 시뮬레이션 할 수 있게 되었다. 스펙트럼해석은 기본적으로 모드를 중첩하여 해를 구하며, 감쇠를 고려한 구조물의 유한요소해석 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 응용하여 모드중첩, 랜덤, 정현파, 충격 진동의 이론적 배경은 다음과 같다.

2.1 모드 중첩

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. 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.

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

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

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

일반화 변위로 변환된 모드방정식은 일반적인 형태의 단자유도 시스템으로 직접적분법을 사용하거나 시간영역해석에서 Duhamel integral[12]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 구해서식(2)에 대입하면 전체 구조물의 동적거동을 구할 수 있다.

2.2 랜덤 진동해석[13~17]

위성의 내진설계 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 과학기술위성3호를 선형시스템

이라 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 τ 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 충격응답 함수로 나타내어질 수 있다. 식(6)을 식(7)에 대입하면

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

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

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

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

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 정현파 진동해석

정현파 진동은 sine 혹은 cosine 함수의 조화 하중에 대한 응답이며 특정 주파수 범위 내에 존재하는 공진 주파수를 가장 쉽게 찾아낼 수 있는 방법 중의 하나이다. 위성의 경우 대부분 수백 Hz 이하의 수준에서 시험이 이루어진다. 조화 응답은 기본적으로 모드의 중첩에 의해서 해석을 수행하며 조화 하중의 정의는 진폭과 상에 의해서 정해진다. 일반적인 하중벡터는 다음과 같은 형태이다.

$$p(t) = p_c \cos \Omega t + p_s \sin \Omega t \quad (11)$$

여기서 p_c 와 p_s 는 하중의 cosine과 sine 성분이며 Ω 는 하중함수의 주파수이다. 식(11)을 식(1)에 대입하고 주파수 영역의 모달좌표계로 나타내면 r-th 모드에 대하여 다음의 식을 얻는다.

$$\ddot{q}_r + 2\xi_r \omega_r \dot{q}_r + \omega_r^2 q_r = \bar{f}_r e^{j\Omega t} \quad (12)$$

식(12)에서 $\bar{f}_r(\Omega)$ 는 $\bar{f}_r(t)$ 의 복소함수의 진폭이다. 정상상태의 모달응답은 $q_r(t) = \bar{q}_r e^{j\Omega t}$ 이며 이것을 식(12)에 대입하고 정리하면 주파수 영역의 함수가 얻어진다.

$$(-\Omega^2 + 2\xi_r \omega_r \Omega j + \omega_r^2) \bar{q}_r e^{j\Omega t} = \bar{f}_r e^{j\Omega t} \quad (13)$$

r번째 모드의 주파수 응답함수를 $H_r(\Omega)$ 라고하면

$$H_r(\Omega) = \frac{1}{(\omega_r^2 - \Omega^2) + 2\xi_r \omega_r \Omega j} \quad (14)$$

실질적인 응답은 일반적인 모달응답의 중첩에 의해서 얻어진다.

$$\bar{u} = \Phi \bar{q} \quad (15)$$

시간영역에서의 응답 $u(t)$ 는 다음과 같다.

$$u_i(t) = \text{Real} [\bar{u} e^{i\Omega t}] \quad (16)$$

속도벡터와 가속도벡터의 성분은 대응하는 변위벡터에 Ω 와 Ω^2 을 곱함으로써 얻어지며 변위의 상과는 각각 90도 180도 앞선 상을 가진다. 응력 성분은 모달 응력을 사용하여 얻어질 수 있다.

2.4 모드중첩에 의한 과도진동해석

모드 진동 과도해석은 시간의존적 하중에 의해서 발생하는 응답을 구하기 위해 사용되는 방

법으로서 앞에서 설명한 모드중첩을 기반으로 하고 있다. 시간영역의 식(1)은 주파수 기반의 모드 방정식으로 변환될 수 있으며, r 번째의 모드방정식은 식(17)과 같다.

$$\ddot{q}_r + 2\xi_r \omega_r \dot{q}_r + \omega_r^2 q_r = f_r(t) \quad (17)$$

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

$$q_r(t) = e^{-\xi_r \omega_r t} [\alpha_r \sin \omega_{dr} t + \beta_r \cos \omega_{dr} t] + \int_0^t f_r(\tau) h_r(t-\tau) d\tau \quad (18)$$

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

$$h_r(t-\tau) = \frac{1}{\omega_{dr}} e^{-\xi_r \omega_r (t-\tau)} \sin \omega_{dr} (t-\tau) \quad (19)$$

2.5 충격 진동 해석

위성구조체에서 충격진동을 겪는 경우는 여러 가지 경우가 있으나 주로 발사체의 점화에 의한 충격, 위성의 분리 및 태양전지판의 분리 시 파이로에 의한 충격 등이 있다. 6,000Hz 까지의 전 영역에서 주파수가 가진되며 분석은 6,000Hz 혹은 10,000 까지 수행된다. 이 해석은 특히 기저가진인 경우 과도해석에서 최대응답을 구하기 위한 대체 방법으로 특히 유효하다. 부족감쇠(under damped)의 경우 j방향의 기저가진 $w_j(t)$ 에 대한 식(17)의 해는 다음과 같다.

$$q_{r,j}(t) = \frac{\Gamma_{r,j}}{\omega_{dr}} \int_0^t w_j(\tau) e^{-\xi_r \omega_r (t-\tau)} \sin[\omega_{dr} (t-\tau)] d\tau \quad (20)$$

여기서 $\Gamma_{r,j}$ 는 r 번째 모드의 j방향의 기여도(participation factor)를 나타낸다. 충격진동해석의 경우 응답의 최대값을 얻기 위한 것이 목적이며, 최대응답은 다음과 같이 나타난다.

$$(q_{r,j})_{\max} = \Gamma_{r,j} \cdot \left[\frac{1}{\omega_{dr}} \int_0^t w_j(\tau) e^{-\xi_r \omega_r (t-\tau)} \sin[\omega_{dr} (t-\tau)] d\tau \right]_{(\max \text{ for all } t)} \quad (21)$$

III. 복합재 소형위성 스펙트럼 및 상당 과도해석

위성의 진동설계에 대한 주된 기준은 발사체의 진동수준이다. 발사체의 종류에 따라서 발생

되는 진동의 수준이 틀려지게 되며 설계기준 또한 바뀌게 된다. 위성의 경우 발사 전 진동시험 및 해석을 반드시 수행해야 하며 주로 랜덤, 정현파, 충격시험을 한다. 발사체의 종류에 따라 약간의 차이는 있으나 대부분의 위성의 경우 횡(lateral) 방향의 경우 약 10~20Hz 이상, 축(longitudinal) 방향의 경우는 약 20~40Hz 이상의 설계기준이 일반적이다. 스펙트럼의 해석은 가진에 대한 진동계의 응답을 얻는 것으로써 응답을 표현하는 변수는 가속도, 속도, 변위 또는 힘이 될 수 있다. 본 연구에서는 Rice[10], Engelhardt[11] 등의 연구에 제시된 주파수-시간 변환함수 이론에 의하여 주파수영역의 진동시험 프로파일을 이에 상당하는 과도해석 입력함수로 변환하여 과도해석을 수행하였다. 이것은 실제의 진동시험을 수치해석 시뮬레이션을 통해 각종 응답을 구하는 매우 효과적인 방법으로서 기존의 연구에서는 거의 수행되지 않았다. 랜덤 진동의 과도해석은 실제 랜덤진동에 대한 응답을 PSD의 형태가 아닌 직접적인 변위와 가속도 등을 구할 수 있으므로 진동시험을 하는 것과 똑같은 효과를 가지며 진동에 의한 동적 피로파괴 등의 해석도 가능하게 한다.

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

Fig. 1은 과학기술위성3호의 proto 모델이다. 설계된 위성의 무게는 약 135kg 이며, 사이즈는 850×823×1041mm(L×H×V)이다. 전체위성의 버스 구조물은 Fig. 2와 같은 Graphite/Epoxy: [0/90]s의 적층복합재 스킨을 가진 알루미늄 허니컴 코어로 구성된 샌드위치 구조로 설계되었다.

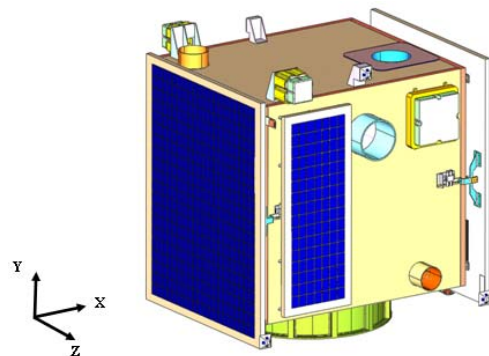


Fig. 1. 3-D geometry of STSAT-3 proto-model constructed based on CAD software

Table 1. Material properties of hybrid honeycomb structure

Material property	Gr/E skin
E_{11} (MPa)	131000.
E_{22} (MPa)	10800.
G_{12} (MPa)	5650.
ν_{12} (MPa)	0.28
ρ (kg/m ³)	1540.
Material property	Al core
$E_{x=y}, G_{xy}$ (MPa)	≈ 0
E_z (MPa)	1310.
G_{xz} (MPa)	427.
G_{yz} (MPa)	214.
$\nu_{xy}, \nu_{xy=xz}$	0.8, ≈ 0
ρ (kg/m ³)	83.

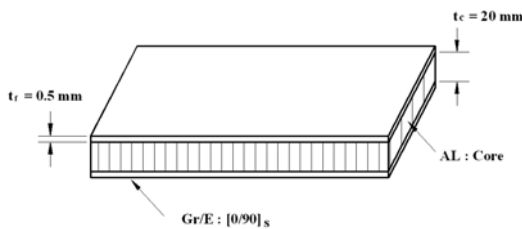


Fig. 2. Configuration of the honeycomb sandwich panel used in STSAT-3 bus structure

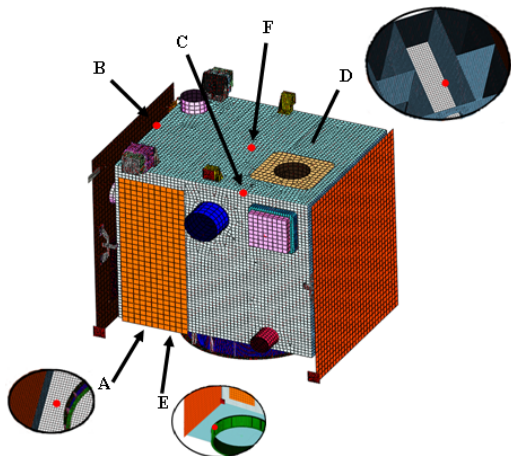


Fig. 3. FEA model of STSAT-3 and result-sampling points for random, sinusoidal and shock analysis

Fig. 3은 해석에 사용될 유한요소해석 모델이다. 복합재로 구성된 전체 버스구조물을 8절점 퇴화(degenerated) 쉘(shell)요소로 모델링 하였고 내부의 각 전장모듈은 집중질량(lumped mass)

요소로 모델링되었다. 쉘요소는 Fig. 2에 나타난 것처럼 알루미늄 코어에 적층복합재 스킨을 포함하는 하이브리드 샌드위치 요소이다.

Fig. 1, 2에 제시된 과학기술위성3호 모델에 사용된 허니컴 샌드위치패널의 물성치는 Table 1에 나타내었다.

해석에 사용된 좌표계는 Fig. 1에 나타난 것과 같으며 위성의 어댑터 밑바닥 면을 구속자유도로 정하여 x 방향으로 가진 하였다. 랜덤, 정현파, 충격해석의 가진 입력프로파일은 Table 2, 3, 4와 같다. 위성진동해석의 대표적인 랜덤진동은 불규칙진동으로써 PSD(power spectral density)를 입력으로 사용하는 스펙트럼 해석을 의미한다. PSD는 제품의 평균값을 나타내며, 응답이 어떤 값으로 나타날 것인가에 대한 가능성을 결정하기 위한 확률론적 접근이다. 해석에서는 일반적인 구조물의 평균수준인 5%의 점성감쇠(viscous damping)를 적용하였다.

Table 3에서 알 수 있는바와 같이, 정현파 해석의 경우 5~13Hz에서는 변위구속을, 13~100Hz 사이의 영역에서는 가속도 구속조건이 주어졌다. 이것은 저주파에서 일정가속도 구속조건을 주면 변위가 커지기 때문이다. 충격해석은 6000Hz까지 수행되었다.

Table 2. Random vibration specifications for the STSAT-3

Frequency(Hz)	Acceleration PSD(g ² /Hz)
20	0.016
50	0.1
800	0.1
2000	0.03
Overall	11.9 grms
Loading direction	x

Table 3. Swept sine vibration specifications for the STSAT-3

Test direction	Frequency(Hz)	Level
x	5-13	3.63 mm(0-peak)
	13-100	2.5 g

Table 4. SRS from LV for the STSAT-3

Frequency(Hz)	Acceleration (g)
100	20
1,500	2,200
6,000	2,200
Loading direction	Axial (y)

Fig. 1의 (솔리드 모델링에 의해 구성된) 캐드 모델에 대하여 Fig. 3에 나타난 것과 같이 유한요소해석 모델을 작성하였다. 랜덤과 정현파 해석에서는 위성의 진동특성을 잘 나타낼 수 있는 A, B, C, D의 네 점에서 각각 가속도, 변위를, 등방성 재료인 알루미늄으로 된 어댑터의 E점에서는 응력 응답해석결과를 구하였다. 충격해석에서는 윗면의 중앙에 있는 F점에서의 최대응답을 얻었다. Fig. 3에서 A는 본체 바닥면에서 어댑터의 외부 -x 방향 선상의 중앙이며, B는 좌측상단 모서리와 내부의 패널이 만나는 점, C는 전면 상단 모서리와 내부의 패널이 만나는 점, D는 내부의 모서리에 있는 점으로써 우측의 패널과 교차점 이며, E는 어댑터의 -x 방향 리브의 중간점 그리고 F는 윗면의 중앙점이다. 이 해석을 통하여 위성구조체의 동적 진동특성과 설계결함을 파악할 수 있다. 또한 설계 요구조건을 만족하면서 구조적파괴가 일어나지 않아야 하며, 충분한 안전계수로 설계 신뢰성을 확보하여야 한다. 위성의 설계요구조건에 임의의 점에서의 가속도, 속도, 변위, 응력 등에 대한 최대 설계허용치는 구체적으로 제시되지 않으나 최소고유진동수 및 허용응력은 설계요구조건으로 반드시 제시된다. 과학기술위성3호의 횡방향과 축방향의 최소요구 진동수는 각각 20Hz와 35Hz이다.

3.1 랜덤진동 해석결과

Table 2의 11.9grms로 어댑터의 바닥면을 x 방향으로 가진 하였다. 저차의 50개 모드를 사용하여 스펙트럼 및 과도해석 결과를 얻었으며 1st 모드는 52.6Hz, 2nd 모드는 62.4Hz 이며 모두 횡방향의 굽힘 모드이다. Fig. 4에서 보는 바와 같이 내부는 여러 개의 패널이 H자 형태로 축 방향으로 정렬되어 있으므로 이 방향의 강성이 상대적으로 강하기 때문에 저차에서 전형적인 축방향의 모드는 없다. Fig. 4의 A, B, C, D의 네 점에서는 가속도와 변위의 결과를 나타내었고, -x 방향 어댑터 끝단 리브의 E점에서는 응력결과를 나타내었다. 해석결과는 x방향으로의 주파수 영역 스펙트럼해석 결과와 시간영역의 과도해석 결과를 모두 구하였다.

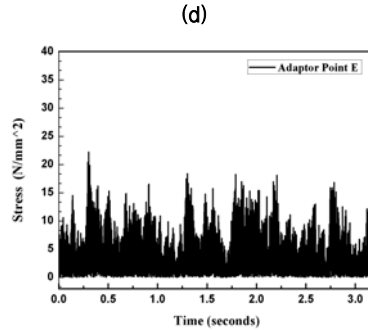
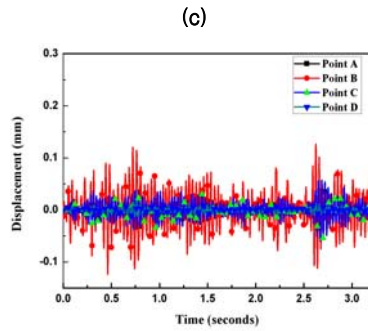
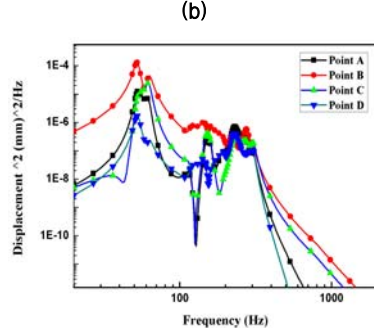
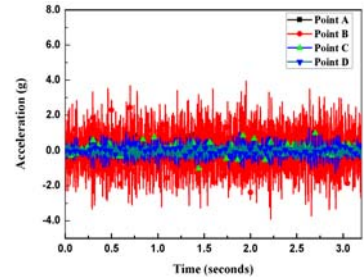
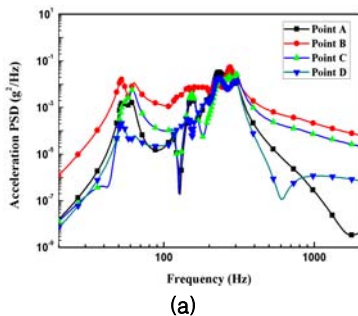


Fig. 4. Random vibration analyses results (x-direction) : (a) acceleration spectrum; (b) equivalent acceleration response on time domain; (c) displacement spectrum; (d) equivalent displacement response on time domain; (e) stress response at E

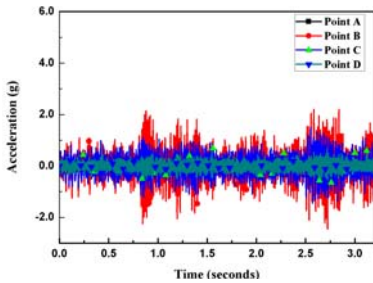


Fig. 5. Y-directional transient random vibration response with respect to y-direction excitation

Fig. 5는 Fig. 1에 나타난 좌표계의 y-방향 (축 방향) 으로 랜덤가진을 하였을 경우 축방향의 과도 응답을 나타낸다. 위성의 구조적 특성상 횡방향의 응답이 축방향의 응답보다 크다는 것을 쉽게 유추할 수 있다. Fig. 5의 결과를 Fig. 4 (b)의 결과와 서로 비교함으로써 이러한 점을 쉽게 확인할 수 있다.

해석결과를 Fig. 4~6에 나타내었다. 샘플링 위치인 B점에서 최대 응답이 나타났으며, 최대가속도가 약 3.94g, 최대변위는 약 0.11mm 이다. 약 50~60Hz 구간과 250Hz부근에서 상대적으로 높은 수준의 응답은 위성의 공진영역을 나타내며 y축과 z축방향의 응답에서는 해석 시 주어진

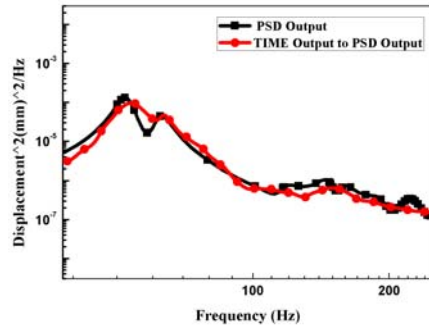


Fig. 7. Result comparison between displacement PSD output from PSD input and from time output data

감쇠의 영향으로 더욱 명확하고 단순하게 표현된다. 어댑터에서의 최대응력은 약 22.5MPa로 알루미늄의 항복응력의 약 5%수준이다.

Fig. 6에서는 B점에서의 변위 PSD의 결과를 서로 비교하였다. 즉 PSD를 입력으로 계산한 PSD 결과 값과 과도해석에서의 시간응답값을 PSD로 변환한 값을 일정 주파수영역에서 비교하였다. 이론상으로는 두 결과 값이 정확히 일치하여야 하나 여러 가지 계산상의 오차 및 변환시의 오차등으로 인하여 약간의 차이는 있으나 전반적으로 잘 일치하는 것을 알 수 있다.

3.2 정현파진동 해석결과

Table 3의 정현파 해석 프로파일을 사용하여 x축에 대하여 정현파 해석을 수행하였다. 정현파 진동은 전 범위의 주파수 영역에 걸쳐서 동시 가진하는 랜덤 진동해석과 달리 저주파에서 고주파로 일정한 속도로 각 주파수 성분을 개별적으로 가진함으로써 보다 정확하고 확실한 응답을 구할 수 있다.

랜덤해석에서와 같이 A, B, C, D 네 점의 변위와 가속도 그리고 어댑터 E 점에서의 응력결과를 계산하였다. 해석결과는 각 방향의 벡터 성분으로 구분하지 않고 절대적인 전체거동에 대한 가속도 및 변위 그리고 von Mises 응력을 나타내었다. Table 3에서 알 수 있는 바와 같이 전체 해석 구간인 5~100Hz 중 5~13Hz는 변위가 일정하게 유지되는 변위제어가 적용되었고, 13~100Hz 구간은 가속도가 일정하게 유지되는 가속도제어를 하였다. 해석결과에서도 이점을 명확하게 확인할 수 있다. 샘플링 위치의 네 점과 어댑터의 한 점 중에서 가진에 따른 최대응답 가속도, 변위, 응력은 각각 34.3g, 3.9mm, 17.5MPa 이다.

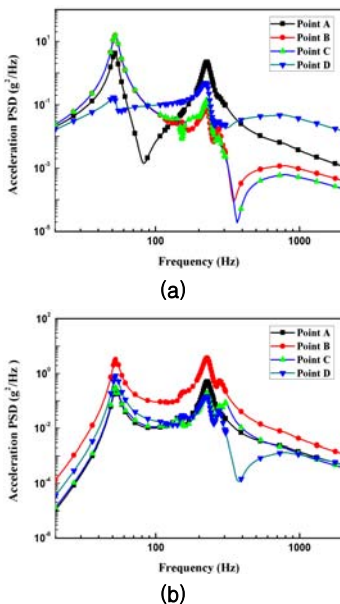


Fig. 6. Acceleration PSD response in (a) y-dir., (b) z-dir. w.r.t x-dir. base excitation

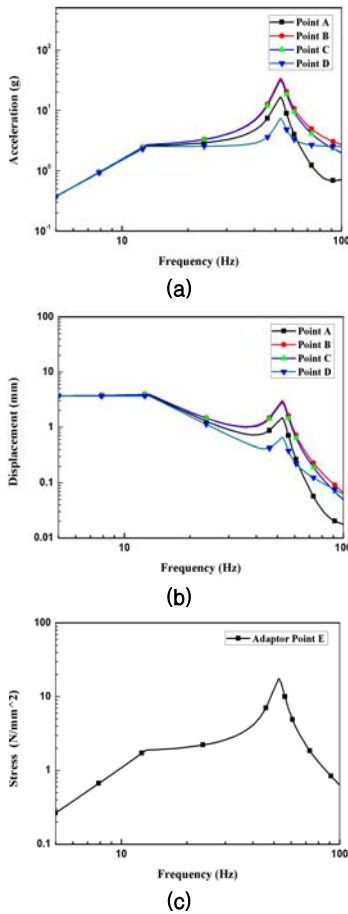


Fig. 8. Acceleration (a), displacement (b) and stress (c) responses for the x-directional harmonic excitation

Fig. 4 (a)에서는 52.6Hz (x-방향 굽힘모드) 와 62.4Hz (y-방향 굽힘모드)의 공진점을 뚜렷이 구분할 수 있을 정도의 응답을 나타내었으나 Fig. 8에서는 x-방향의 굽힘모드인 52.6Hz에서 에서만 뚜렷한 증폭응답을 얻었다. 이것은 여러 가지 요인에 의해서 정해지지만 주된 이유는 다음과 같다. x-방향의 기저 가진에 대해서 랜덤진동에서는 그 진동 특성상 x-방향의 굽힘모드 뿐만 아니라, y-방향의 굽힘모드도 쉽게 응답하는 반면 규칙적인 정현파 진동에서는 x-방향의 굽힘에 대해서만 증폭응답을 나타내었기 때문이다. 구조물의 감쇠도 이러한 현상에 어느 정도 기여를 하였으리라 예상된다.

3.3 충격진동 해석결과

위성의 충격진동해석은 여러 가지 충격요인에 대한 설계의 건전성을 검증하기 위한 것으로써

위성의 분리, 파이로, 이동 등에 의해서 발생하는 순간적인 외란에 대응하기 위한 것이다.

충격해석의 결과는 주파수 혹은 시간에 대한 히스토리 함수로 나타나는 것이 아니라, 최대응답 값으로 표현된다. Table 4의 충격입력함수를 위성의 축방향(+y 방향)으로 어댑터의 밑면에 가했을 때 위성 윗면의 중앙에 위치한 F점(Fig. 3)에서의 응답을 구하였다. Table 5에서 축방향의 최대가속도는 12.9g, 최대변위는 약 0.06mm이다. 충격진동의 결과에서 랜덤이나 정현파 진동에 비해서 상대적으로 가속도는 크게 나타나고, 변위는 작아지는 경향이 있었다. 이 충격해석으로 인해서 위성 구조체가 받는 응력의 수준은 위치에 따라서 크게 차이를 보인다. 그러나 전반적인 복합재 파괴의 기준으로 사용되는 FI (failure index)는 계산결과 최대 약 0.1~0.2 수준인 것으로 나타났다. 따라서 충격에 대한 구조체 패널의 안전성은 충분한 것으로 나타났으나 실제 각 전장 박스내의 전자회로 등의 부품에 대해서는 실제 시험을 통해서 확인하는 것이 타당한 방법이라 생각된다. 위성구조체에서 충격진동해석으로 인한 복합재의 파괴는 저자의 보고서 참고문헌 [18]에 자세히 설명되어 있다. 본 충격해석의 신뢰성을 확인하기 위하여 기존에 개발된 소형 위성 시리즈 해석 및 시험결과를 간단히 제시한다. 기존에 개발된 소형위성은 전부 금속체 프레임을 가진 구조체에 패널을 부착시킨 형태로 개발되었으며 본 논문에서 언급된 과학기술위성3호는 프레임이 없는 순수 복합재 샌드위치 패널로만 구조체를 구성하였다. 따라서 기존의 위성보다 댄핑 및 에너지 흡수율이 상대적으로 많이 클 것으로 예상된다. 또한 구조면에서도 많은 차이가 있다. 기존위성에서 충격테스트를 하여 직접가속도를 측정된 결과 상단에서 과학기술위성3호 보다 약 1.5~7배 정도의 높은 값을 가지는 것으로 나타났다. 따라서 본 해석의 결과는 해석결과로써 충분히 의미를 가질 수 있는 결과이며 더욱 상세한 결과는 차후 위성의 개발이 완료된 후 시험을 통하여 결과를 제시한 예정이다.

Table 5. Maximum acceleration and displacement responses at the center of the top panel of the main body in shock analysis

Ext. Dir.	Res. Dir.	Acceleration (g)	Displacement (mm)
Y-axis	x	12.74	4.63e-2
	y	12.94	6.01e-2
	z	5.27	2.78e-2

III. 결 론

2010년 발사예정인 국내 최초의 소형 복합재 위성인 과학기술위성3호의 proto 모델에 대하여 설계요구조건으로 주어진 진동스펙에 대하여 스펙트럼 및 상당과도해석을 수행하였다. 고유진동수, 모드, 가속도, 변위, 응력 등의 해석결과는 설계 요구조건을 충분히 만족하였으며 복합재 위성의 진동거동현상을 명확하게 규명하였다. 과학기술위성3호는 내부유효공간효율, 강성, 경량화 등의 설계 목적을 달성하기 위하여 복합재 패널로 구성된 격자형의 구조를 가지고 있으며 주어진 진동설계 요구조건에 대하여 안정적인 결과를 나타내었다. 본 연구결과는 차후 국내외의 소형 복합재 위성개발 시 중요한 설계 데이터 자료로 활용될 수 있으며, 위성 진동설계에 대한 기본 이론과 개념을 제시하였다.

후 기

본 연구는 KAIST 인공위성연구센터(SaTReC)의 과학기술위성3호 본체개발 연구과제의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) Thompson, T. C., Grastataro, C., and Smith, B. G., "Development of an All-Composite Spacecraft Structure for Small Satellite Programs", 8th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1994.
- 2) Freeman, L. J., Rudder, C. C., and Thomas, P., "Mighty Sat II: On-Orbit Lab Bench for Air Force Research Laboratory", 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC00-I-2, 2000.
- 3) www.esa.int/proba"Mechanical Engineering"
- 4) <http://sunland.gsfc.nasa.gov/smex/wire/>
- 5) 김홍배, 서현석, "발사시 야기되는 랜덤진동을 고려한 위성체 전장품 설계 및 검증에 관한연구", 한국소음진동공학회지, Vol. 21, No. 6, pp. 971~976, 2000.
- 6) 정일호, 박태원, 한상원, 서종휘, 김승훈, "발사환경에 대한 위성 전장품의 구조진동해석", 한국정밀공학학회지, Vol. 21, No. 8, pp. 120~128, 2004.
- 7) 신원호, 오일권, 한재홍, 오세희, 이인, 김천곤, 박종홍, "위성 안테나 구조물의 자유진동 및

정현파 강제진동해석", 한국복합재료학회지, Vol. 14, No. 5, pp. 20~25, 2001.

8) 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.

9) 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.

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

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

12) 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.

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

14) Harichandran, R. S., and Hawwari, A., "Non-linear Random Vibration of Filamentary Composites", Computing Systems in Engineering, Vol. 3, pp. 469~475, 1992.

15) 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.

16) Olson, M. D., "A Consistent Finite Element Method for Random Response Problems", Computers & Structures, Vol. 2, pp. 163~180, 1972.

17) 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.

18) 조희근 "ST3-09-350-003 PDR-AI-06: Pyro 및 SP 전개시 위성구조에 미치는 영향분석" KAIST, SaTReC, 2009.