

과학기술위성 3 호 진동해석

조희근[†] · 서정기^{*}

Vibration Analyses of the STSAT-3 Satellite

Hee-Keun Cho, Jung-Ki Suh

Key Words : Composite(복합재), Spectrum(스펙트럼), Satellite(인공위성), Vibration(진동)

Abstract

An entire composite structure satellite is developing for the first time in Korea. All of the structure is made of CFRP-composite faced aluminum honeycomb sandwich structure. Here the random and sinusoidal spectrum analysis of the satellite was carried out by using the finite element method. The general spectrum analysis was herein performed but also the PSD (power spectrum density) function for random vibration analysis had been transformed into equivalent time domain function and then transient analysis is conducted. The time history of displacement, acceleration, stress and velocity responses with respect to the PSD input has been achieved by the time dependent transient function transformed from frequency PDS function. It enables one to perform dynamic durability analysis and then expect the life time of the composite structure. The composite faced sandwich structure's spectrum analysis of a domestically-developed satellite, STSAT-3, has been discussed in the present study.

1. 서 론

국내 인공위성의 개발은 1992 년 우리별 1 호로부터 시작되었고 그 후 다수의 인공위성이 국내에서 개발되어 성공적으로 발사 되었다. 본 연구는 국내 최초의 복합재 위성인 과학기술위성 3 호(science and technology satellite-3)의 스펙트럼 해석에 관한 것으로써 설계 요구조건으로 주어진 랜덤진동에 대한 가속도, 변위, 응력 등의 응답을 구하는 것이다. 과학기술위성 3 호는 전체 버스 구조물이 탄소섬유 강화 플라스틱(CFRP) 스킨에 알루미늄 허니컴 코어를 가진 하이브리드 샌드위치 패널로 제작된다. 따라서 외부의 정상상태 혹은

시간의존적 비정상상태의 기계적, 열적 하중에 대한 거동이 복잡한 양상을 나타낸다.

인공위성은 그 특성상 개발, 제작, 발사 및 우주환경에서 운용에 이르기 까지 여러 단계의 기계적, 열적, 전자기적 외란을 받게 된다. 인공위성의 구조체는 이러한 외란으로부터 설계의 신뢰성을 확보할 수 있도록 설계 되어야 한다. 따라서 인공위성의 설계 단계에서는 각종 해석 및 실험을 통하여 개발되는 위성의 구조체가 설계요구조건을 만족할 뿐만 아니라 예상치 못했던 각종 외란 환경에도 충분히 대응할 수 있는지를 검토 해야 하며, 이러한 해석 및 실험결과를 통하여 각종 설계결함 및 취약성을 사전에 발견하여 개발비용 및 시간을 효율적으로 관리할 수 있도록 하는 것이 중요하다. 인공위성의 설계에 있어서 요구되는 대표적인 환경 시험으로써는 진동시험(vibration test), 이 있으며, 위성 구조체를 제작한 다음 이 시험을 반드시 수행하여야 한다. 위성 및 복합재 진동에 관한 연구로는 Harichandran⁽¹⁾, Chang⁽²⁾, Dai⁽³⁾,

[†] 회원, KAIST 인공위성 연구센터
E-mail : marklee1@hanmail.net
TEL : (042) 350-8617 FAX : (042) 861-0064

^{*} KAIST 인공위성 연구센터

Kim⁽⁴⁾ 등이 있으며 이러한 연구들은 대부분 발사체 및 위성의 전장부품 및 전체 구조체 등의 모드해석에 집중하고 있다.

본 연구는 150kg 급 소형위성인 과학기술위성 3 호 proto 모델의 스펙트럼 응답특성을 규명하여 위성 구조체의 진동 거동을 확인하고 이동 및 발사 시 일어날 수 있는 진동현상에 대한 설계 신뢰성을 확보하는데 그 목적이 있다. 대표적인 위성의 진동 내구성에 대한 설계 신뢰도는 랜덤 진동(random vibration) 시험에 의해서 확보될 수 있다. 전체 위성 형상을 상용 캐드 및 해석 소프트웨어인 NX I-DEAS 를 사용하여 3 차원 솔리드 형상을 모델링을 하였고, 8 절점 등매개변수 요소인 퇴화 쉘요소를 사용하여 샌드위치 패널로 구성된 전체 위성 버스구조물과 집중질량요소를 사용하여 내부의 각종 전장박스의 부품을 나타내었다.

2. 스펙트럼 유한요소해석

구조물의 동적해석에서 스펙트럼해석은 주파수 응답해석으로써 시간의존적 시간이력 해석과는 다르며 지진과 같은 불규칙한 진동 및 해석시간이 많이 걸리는 짧은 시간간격에서의 해석을 요구하는데 특히 유용하다. 그러나 최근 이러한 스펙트럼해석 수준을 이와 동등한 시간이력해석 수준으로 변환하는 이론적 근거가 제시되었고⁽⁵⁾ 이를 활용하여 요구되는 진동시험을 해석적으로 실제현상과 근사하게 시뮬레이션 할 수 있게 되었다. 스펙트럼해석은 구조물의 모드를 중첩하여 해를 구하게 된다. 감쇠(damping)를 고려한 구조물의 유한요소해석 동적 평형방정식은 다음과 같다.

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

2.1 랜덤진동해석

위성의 내진설계 요구사항 중 랜덤진동에 대한 고려가 반드시 필요한 것은 운송 수단에 의한 이동 및 발사체에 실려서 우주로 발사되는 동안 불규칙 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 이 중 어느 것도 입력 가진이 되어 해석될 수 있다. 랜덤진동을 해석하는 방법에도 여러 가지 종류가 있으나 과학기술위성 3 호를 선형시스템

(linear system) 이라 가정하고 정적(stationary) 해석을 수행하였다. 랜덤 신호가 시간에 따라 변하지 않는다고 가정하면 랜덤 변수 $x(t)$ 의 제곱의 평균은 \bar{x}^2 은 식(2)와 같이 나타난다.

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

랜덤진동에서 또 다른 중요한 관심사는 얼마나 빨리 변수들이 변하는가 하는 것이다. 이것은 자기상관함수(autocorrelation function) 라고 하며 다음과 같다.

$$R_{xx}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x(t)x(t+\tau) dt \quad (3)$$

이 함수는 얼마나 빨리 $x(t)$ 가 변하는가를 정량적으로 나타내고 있으며 τ 는 $x(t)$ 가 샘플링 된 지점의 시간차를 나타낸다. 랜덤진동과 같이 비규칙적인 주기를 갖고 있는 함수를 나타낼 때 유용하게 적용되는 것이 Fourier series 이다. 자기상관함수의 Fourier 변환은 $S_{xx}(\omega)$ 로 표현되는 PSD 를 나타내며 다음과 같다.

$$S_{xx}(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} R_{xx}(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (4)$$

식(4)에 주어진 PSD 응답함수 또한 충격응답함수로 나타내어질 수 있다. 식(3)을 식(4)에 대입하면

$$S_{xx}(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left[\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x(\sigma)x(\sigma+\tau) dt \right] e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (5)$$

위의 식에서 적분항의 $x(t)$ 를 외력함수 F 로 대치하면 식(6)과 같이 된다.

$$\begin{aligned} S_{xx}(\omega) &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left[\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \left[\int_{-\infty}^{\infty} F(\sigma-\theta)h(\theta)d\theta \right] \left[\int_{-\infty}^{\infty} F(\sigma-\theta+\tau)h(\theta)d\theta \right] d\sigma \right] e^{-j\omega\tau} d\tau \\ &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \left[\int_{-\infty}^{\infty} F(\hat{t})F(\hat{t}+\tau) \int_{-\infty}^{\infty} h(\theta)e^{-j\omega\theta} d\theta \right] d\sigma e^{-j\omega\tau} d\tau \end{aligned} \quad (6)$$

여기서 $\hat{t} = \sigma - \theta$ 는 함수 F 에 의해 계산 되어지고 적분항의 바깥으로 빠져 나올 수 있다. 식(14)에 의하면, 괄호 안의 두 적분항은 $H(\omega)$ 와 상당 복소수 $H(-\omega)$ 이다. 주파수 응답함수 $H(\omega)$ 를 사용하여 식(6)를 다시 표현하면

$$S_{xx}(\omega) = |H(\omega)|^2 \left[\frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} R_{ff}(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau \right] \quad (7)$$

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

여기서 R_{ff} 와 S_{ff} 는 각각 외부힘 입력함수 $F(t)$ 에 대한 자기상관 함수 와 PSD 를 나타낸다.

3. 복합재 소형위성 스펙트럼해석

위성의 진동설계에 대한 주된 기준은 발사체의 진동 레벨이다. 발사체의 종류에 따라서 발사 시 야기되는 진동의 레벨이 틀리게 되며 설계기준 또한 바뀌게 된다. 위성의 경우 발사 전 진동환경 시험을 반드시 수행하게 된다. Table 1 에서 알 수 있는 바와 같이, 일반적으로 랜덤진동은 방향에 관계없이 일정한 스펙이 주어진다. 여러 가지 구조적 특성에도 불구하고 대부분의 경우 위성의 첫 번째 모드는 횡(lateral) 방향의 경우 약 10~20Hz 이상, 축(longitudinal) 방향의 경우는 약 20~40Hz 이상의 설계기준이 주어진다. 스펙트럼의 해석은 이러한 모드해석의 결과를 활용하여 수행된다.

스펙트럼의 해석은 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 제대로 적용하기 위해서는 매우 작은 시간간격을 요구하기 때문에 해석에 시간과 비용이 많이 소요되는데 있다. 사이즈가 큰 구조물을 해석할 경우 이러한 점이 특히 중요하게 부각된다.

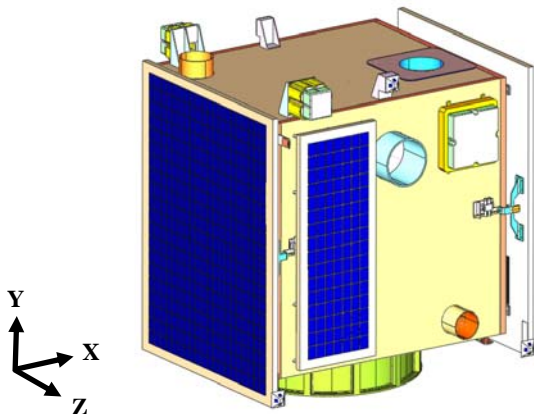


Fig. 1 3-D geometry model of STSAT-3 constructed based on CAD software

Fig. 1 은 과학기술위성 3 호의 proto 모델이다. 설계된 위성의 무게는 약 135 kg 정도 이며 사이즈는 850 × 823 × 1041mm (L×H×V)이다. 전체 위성의 버스 구조물은 Fig. 2 에 제시된 것과 같이 Graphite/Epoxy:[0/90]_s 의 적층복합재 스킨을 가진 알루미늄 허니컴으로 구성되어 있다. Fig. 3 은 스펙트럼 해석에 사용될 유한요소해석 모델이다.

복합재로 된 전체 버스 구조물을 8 절점 퇴화(degenerated) 쉘요소(shell element)로 모델링 하였고 내부의 각 전장박스들은 집중질량 요소(lumped mass element)로 모델링 되었다. 전체 요소 수는 72607 개 이며, 각 쉘요소는 Fig. 2 에 나타난 것처럼 알루미늄 코어를 포함한 하이브리드 샌드위치 패널의 적층복합재 층을 모두 포함하고 있는 요소이다.

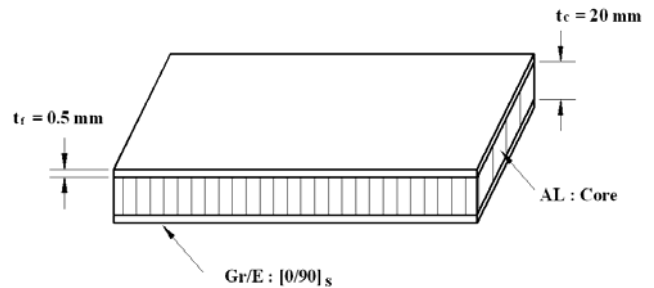


Fig. 2 Configuration of the honeycomb sandwich panel used in STSAT-3 bus structure

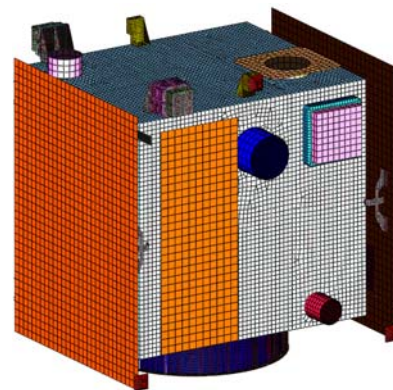


Fig. 3 FEA model of STSAT-3 for vibration analysis

Fig. 2 와 3 에 제시된 과학기술위성 3 호의 모델에 사용된 허니컴 샌드위치 패널의 물성치는 Table 1 에 나타내었다.

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)	83.0

위성의 스펙트럼 해석에 사용된 좌표계는 Fig. 1에 나타낸 것과 같으며 위성의 어댑터 밑바닥 면을 구속자유도로 정하여 가진하였다. 랜덤 가진 해석을 수행하였고 해석에 필요한 가진조건은 Table 2에 나타내었다. 랜덤진동은 불규칙진동으로서 PSD를 입력으로 사용하는 스펙트럼 해석을 의미한다. PSD는 주파수의 함수로서 주어진 값의 제곱의 평균값을 의미한다. 특정 값에서 응답량의 확률값이며 곡선의 아래쪽 영역은 물리량의 분산을 나타낸다.

이것은 응답이 어떤 값으로 나타날 것인가에 대한 가능성을 결정하기 위한 확률론적 접근이다. 입력 값으로는 구조물의 고유진동수와 모드형상 및 PSD 곡선이며 해석 결과로서는 구조물에서 가장 응답하기 쉬운 표준편차 1σ 범위의 변위와 응력, 가속도, 속도 등을 계산한다. 또한 해석에서는 일반적인 구조물의 평균수준 감쇠 수준인 5%의 점성감쇠(viscous damping)를 적용하였다.

Table 2 Random vibration requirements 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, y, z

4. 스펙트럼해석 결과

Fig. 3의 과학기술위성 3호의 유한요소해석 모델에 대하여 Table 2에 주어진 해석 조건에 따라 주파수 기반의 랜덤 스펙트럼 해석이 수행되었다. 스펙트럼해석에 앞서 자유진동해석이 수행되었으며 이것은 구조물의 동적 특성을 파악하는데 있어서 가장 기초적인 해석이다. 스펙트럼 해석은 자유진동해석에 의해서 얻어진 모드에 각 모드의 기여도(participation factor)를 조합하여 전체 구조물의 거동을 구한다. Table 2에 제시된 랜덤 입력가진에 대하여 Fig. 4에 나타낸 것처럼 위성의 진동특성을 잘 나타낼 수 있는 A, B, C, D 네 점에 대한 가속도, 변위와 E 점의 응력 응답해석 결과를 각각 그래프의 형태로 제시하였다.

Fig. 4에서 A는 위성본체의 바닥면 중 어댑터의 외부에 위치한 점이며, B는 좌측 상단 모서리와 내부의 패널이 만나는 지점, C는 전면 상단 모서리와 내부의 패널이 만나는 점, 그리고 D는 그림에서 알 수 있는 바와 같이 내부의 모서리에 있는 점으로써 우측 패널과의 교차점에 있다. E는 위성을 받치고 있는 어댑터의 x축방향 리브의 중간에 위치한다.

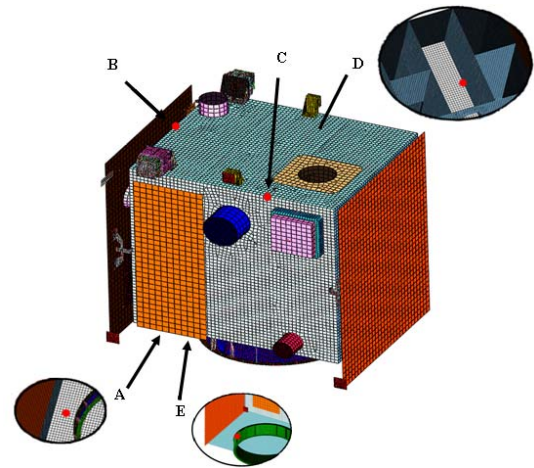


Fig. 4 Analysis result data acquisition points

이 해석 결과를 통하여 위성 구조체의 동적 진동특성과 설계결함을 파악할 수 있다. 또한 해석 결과를 검토함에 있어서 가장 중요한 것은 위성의 설계 요구조건을 만족시키면서 구조적 파괴가 일어나지 않아야 하며, 충분한 안전계수로 설계 신뢰성을 확보하여야 한다. 위성의 설계에 있어서 일반적으로 해석결과물인 각 위치에서의 변위, 속도, 가속도 등에 대한 최대 설계 허용치는 구체적

으로 제시되지 않으나, 최소고유진동수 및 허용응력 요구조건은 반드시 만족하여야 한다. 본 연구에서 횡방향과 축방향의 최소요구 진동수는 각각 20Hz 와 35Hz 이다.

4.1 랜덤 진동 해석 결과

위에서 설명한 바와 같이 어댑터 바닥면의 자유도를 x 축에 대하여 랜덤가진 한 결과를 각각의 성분으로 나타내었다. Fig. 4 의 A, B, C, D 점에서는 가속도와 변위의 결과를 나타내었고, -X 방향 어댑터 끝단 리브의 E 점에서는 응력결과를 나타내었다. 실험결과는 frequency domain 의 스펙트럼 해석결과와 time domain 의 시간이력해석 결과를 동시에 나타내었다.

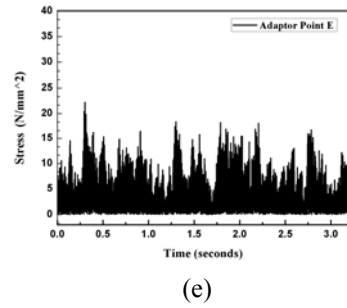
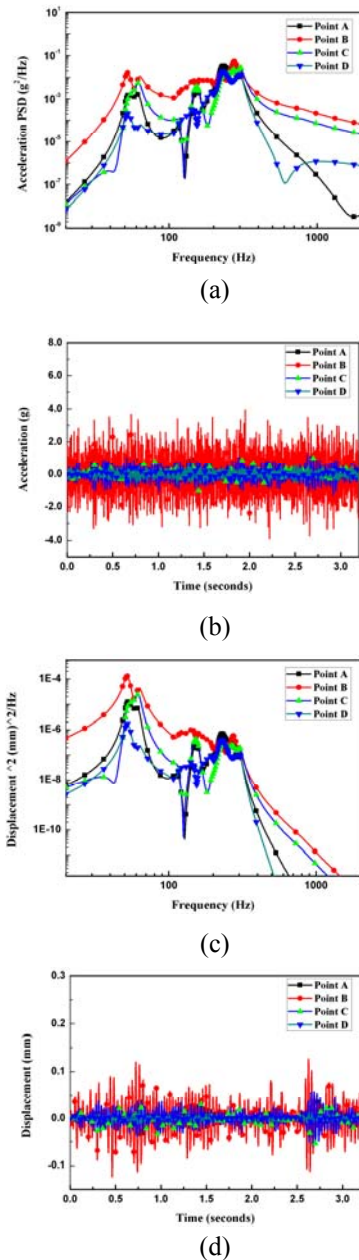


Fig. 5 Random vibration analysis results: (a) acceleration spectrum; (b) equivalent acc. response on time domain; (c) displacement spectrum; (d) equivalent disp. response on time domain; (e) stress response at point E

Fig. 5 에 나타난 해석결과를 보면 첫 번째 모드는 약 50Hz 부근에서 나타나는 것을 알 수 있다. Fig. 4 에 표시된 위치에서의 각각의 가속도는 Fig. 5(b)에 나타난 바와 같으며 B 점에서의 가속도가 가장 크게 나타난다. 위성의 내부구조로 유추하여 볼 때, B 점에서의 최대가속도는 횡방향(x 방향)의 굽힘 강성이 적으며, 진동에 대한 저항력도 낮음을 의미한다. 변위 또한 가속도의 결과와 마찬가지로 B 점에서 최대가 됨을 알 수 있다.

5. 결론

국내 최초의 복합재 위성인 과학기술위성 3 호의 proto 모델에 대하여 랜덤 및 정현파 가진에 대한 스펙트럼해석을 수행하였다. 스펙트럼해석결과 첫 번째 고유진동수는 약 53Hz 정도로 나타났으며, 최대가속도 및 변위 응답은 약 4g 와 0.13mm 이다. 등방성 재료인 어댑터의 리브(E 점)에서의 최대응력은 약 21.5MPa 로 나타났다. 이것은 위성의 설계 최소 고유진동수 설계요구조건인 20Hz 이상을 충분히 만족하며, 응력 및 변위도 설계 범위 내에 있는 것을 확인하였다. 이러한 해석 결과는 위성의 설계에 중요한 자료로 활용될 뿐만 아니라 설계결함을 예측하고 최적설계를 위한 기초자료가 된다.

후 기

본 연구는 KAIST 인공위성연구센터의 과학기술 위성 3 호 개발 연구과제의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) Harichandran, R. S., and Haja, M. K., 1997, "Random Vibration of Laminated Composite Plates with Material Non-linearity," *International Journal of Non-Linear Mechanics*, Vol. 32, No.4, pp. 707~720.
- (2) Chang, T. P., Chang, H. C., and Liu, M. F., 2006, "A Finite Element Analysis on Random Vibration of Nonlinear Shell Structures," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 291, pp. 240~257.
- (3) Dai, X. J., Lin, H. R., Chen, H. R., and Williams, F. W., 2008, "Random Vibration of Composite Structures with and Attached Frequency-Dependent Damping Layer," *Composites: Part B*, Vol. 39, pp. 405~413.
- (4) Kim, H. B., Woo, S. H., Chae, J. S., and Oh, T. S., 2005, "A Study on the Vibration Environment Test of KSLV-1 Demonstration Satellite," *Proc. from the 2005 Spring Conference of the Korean Society for Noise and Vibration*, pp. 966~970.
- (5) Newland, D. E., *An Introduction to Random Vibrations, Spectral & Wavelet Analysis* 3rd Ed, Dover Publications, 1996.