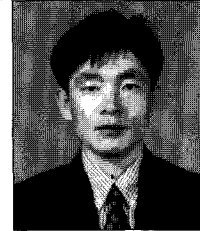


# 소형 복합재 위성의 진동특성 연구

## Vibration Characteristics of a Small-Size Class Composite Satellite



조 희 근\*

\* 한국과학기술원(KAIST) 인공위성연구센터(SaTReC) 선임연구원

### 1. 서 론

인류 최초의 인공위성인 1957년 소련의 스푸트닉 1호(sputnik)를 시작으로 현재까지 약 50년 동안 수많은 위성이 개발되어 발사되었다. 국내에서는 1992년 무게 약 50Kg 정도의 우리별 1호가 최초로 발사되었다. 그 후 국내 소형위성의 개발은 현재까지 꾸준히 발전되어 왔을 뿐만 아니라 상용위성인 무궁화(KOREASAT), 아리랑(KOMPSAT), 통신해양위성(COMS) 위성 등이 성공적으로 개발되었다.

위성의 설계 및 개발기술은 많은 부분이 국산화되었고, 높은 기술경쟁력을 확보하고 있다. 특히 구조체 설계, 해석 및 제작기술은 거의 선진국 수준에 도달하였다. 항공기뿐만 아니라 위성의 구조체 설계에 있어서도 가볍고 강성이 높은 재료의 사용이 절실하게 요구되었으며, 이러한 요구조건을 만족시키기 위하여 전통적으로 경량 고강도의 알루미늄 허니컴 패널이 많이 사용되고 있다. 그러나 최근 첨단 소재개발 분야의 눈부신 발전으로 인하여 무게 및 강성 측면에서 알루미늄보다 월등히 우수한 기계적, 물리적, 화학적 성질을 가진 재료들이 많이 개발되었다. 이러한 첨단재료 중 우주항공 분야에서 점차 사용량이 증가하고 있는 대표적인 것이 복합재(composite)와 플라스틱(polymer)이다.

Forte<sup>1)</sup>, Mighty Sat<sup>2)</sup>, Proba<sup>3)</sup>, Wire<sup>4)</sup> 등의 소형위성은 전

체 혹은 대부분의 구조가 복합재로 제작되었다. 복합재료는 금속재료에 비해 경량, 고강도, 내구성 및 온도변화에 대한 물리적, 화학적 안전성 등 우주항공 구조물의 설계에 요구되는 우수한 특성들을 많이 가지고 있다. 또한 복합재료의 이론 및 구조역학 등 이론적 분야 뿐만 아니라 실제 적용 기술 및 실험역학 등의 분야에서도 많은 기술축적이 이루어 졌으며, 현재는 복합재 설계 및 응용이 보편화되고 안정화된 기술이 되었다. 이러한 기술발전 방향에 편승하여 국내 최초의 전구조 복합재 위성인 과학기술위성3호(STSAT-3)가 개발되고 있으며 2010년 발사될 예정이다.

인공위성은 그 특성상 개발, 제작, 발사 및 우주환경 하에서 운용에 이르기까지 여러 단계의 기계적, 열적, 전자기적 외란을 받게 되며, 위성 설계에 있어서 반드시 고려해야 되는 외란중의 하나가 바로 진동이다. 위성의 진동에 관한 연구는 많이 발표되었으나<sup>5-9)</sup>, 이러한 연구들은 대부분 발사체, 위성의 전장부품 혹은 전체 구조의 모드 및 준정적 응력해석에 집중하고 있다. 위성은 개발단계에서 다양한 환경시험(environment test)을 수행하게 되며, 발사체 및 다양한 진동 소스로부터 기인하는 진동환경에 대비하기 위한 진동시험은 반드시 필요한 환경시험이다. 진동시험은 대부분 실제진동현상을 구현하기 위한 랜덤진동시험과 공진 점을 찾기 위한 정현파 진동시험이 수행되고 있다.

본 연구에서는 국내 최초의 전구조 복합재 위성인 STSAT-3 STM(structure and thermal model) 모델에 대하여 제작과정, 진동시험 및 이론을 제시하였고 더 나아가 유한요소 수치 해석을 통한 계산결과를 시험결과와 비교·검토한다. 이러한 과정을 통하여 설계 단계에서 구조물의 문제점을 미리 파악하고 수정하여 설계 신뢰도를 높이고, 개발 비용 및 시간 단축 등의 효과를 극대화하기 위한 것이다. 특히 복합재 스킨을 가진 알루미늄 허니컴 패널로 구성된 복합구조물은 해석에 많은 노력과 시간이 소요될 뿐만 아니라 모델링 및 해석의 정확성을 위하여 높은 수준의 기술이 필요하다. 랜덤진동의 경우 전통적인 주파수 영역에 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 입력함수로 변환하는 이론적 근거가 Rice<sup>10)</sup>, Engelhardt<sup>11)</sup> 등에 의해서 제시되었고, 이것을 통하여 실제 랜덤진동시험의 과도해석이 가능하였다.

## 2. 전산구조 유한요소해석

### 2.1 복합재료 역학

STSAT-3의 구조체는 적층복합재(laminated composite) 스킨을 가진 알루미늄 허니컴 샌드위치패널로 제작되었다. 유한요소해석에서는 이 복합재 샌드위치패널이 적층복합재 8절점 퇴화 쉘요소(degenerated shell element)로 모델링 되었으며, 모달해석을 위한 강성행렬의 계산은 식 (1)~(4)에 의해 계산된다. 쉘요소는 판요소와 달리 곡면거동을 자유롭게 나타낼 수 있을 뿐만 아니라 전단응력, 굽힘응력, 평면응력 등을 신뢰성있게 계산할 수 있다. 쉘 요소의 국부 좌표계에서 재료강성행렬은 식 (1)으로 표현된다.

$$[C] = \begin{bmatrix} \bar{C}_{11} & \bar{C}_{12} & 0 & \bar{C}_{14} & 0 & 0 \\ \bar{C}_{21} & \bar{C}_{22} & 0 & \bar{C}_{24} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \bar{C}_{41} & \bar{C}_{42} & 0 & \bar{C}_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \bar{C}_{55} & \bar{C}_{56} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \bar{C}_{65} & \bar{C}_{66} \end{bmatrix} \quad (1)$$

위의 식 (1)에서 각각의 요소들을 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \bar{C}_{11} &= m^4 Q_{11} + 2m^2 n^2 (Q_{12} + 2Q_{44}) + n^4 Q_{22} \\ \bar{C}_{12} &= m^2 n^2 (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{44}) + (m^4 + n^4) Q_{12} \\ \bar{C}_{14} &= mn(m^2 Q_{11} - n^2 Q_{22} - (m^2 - n^2)(Q_{12} + 2Q_{44})) \\ \bar{C}_{22} &= n^4 Q_{11} + 2m^2 n^2 (Q_{12} + 2Q_{44}) + m^4 Q_{22} \\ \bar{C}_{24} &= mn(n^2 Q_{11} - m^2 Q_{22} + (m^2 - n^2)(Q_{12} + 2Q_{44})) \\ \bar{C}_{44} &= m^2 n^2 (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12}) + (m^2 - n^2) Q_{44} \\ \bar{C}_{55} &= m^2 Q_{55} + n^2 Q_{66} \\ \bar{C}_{56} &= mn(Q_{66} - Q_{55}) \\ \bar{C}_{66} &= m^2 Q_{66} + n^2 Q_{55} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서  $m = \cos\theta_{(j)}$ ,  $n = \sin\theta_{(j)}$ ,  $\theta$ 는 적층각도,  $j$ 는 층수를 나타낸다. 주재료 축과 전역좌표계가 일치하면 강성인자  $Q$ 는 아래와 같다.

$$\begin{aligned} Q_{11} &= \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}; & Q_{22} &= \frac{E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{12} &= \frac{\nu_{12}E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{44} &= G_{12} \\ Q_{55} &= G_{23}K_p \\ Q_{66} &= G_{13}K_p \end{aligned} \quad (3)$$

여기서  $K_p$ 는 전단계수이며, 식 (1)의 쉘 국부좌표계 재료 강성행렬을 전역좌표계 강성행렬로 변환하여야 한다. 그 변환은  $[C] = [T]^T [C] [T]$ 에 의해 이루어지며,  $[T]$ 는 전역좌표계의 변환행렬이다. 따라서 모달해석을 위한 강성행렬은 식 (4)와 같다.

$$[K] = \sum_{j=1}^p \int_V \{ [B][C][B]^T \} (h_{(j)}/h) dV \quad (4)$$

식 (4)에서  $h_{(j)}$ 는  $j$ 층의 두께를 나타낸다. 질량행렬은 집중질량행렬(lumped mass matrix)을 나타낸다.

### 2.2 동적해석

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 시뮬레이션할 수 있게 되었다. 스펙트럼해석은 기본적으로 모드를 중첩하여 해를 구하며, 감쇠를 고려한 구조물의 유한요소해석 동적 평형방정식은 다음과 같다.

$$[M]\{\ddot{x}(t)\} + [C]\{\dot{x}(t)\} + [K]\{x(t)\} = \{f(t)\} \quad (5)$$

구조물 동적거동의 기본 식 (5)를 활용한 모드중첩 및 랜덤 진동의 이론적 배경은 다음과 같다.<sup>12-15)</sup>

2.2.1 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 (5)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.

$$\{x(t)\} = [\{\phi_1\}\{\phi_2\}...\{\phi_p\}]\{z(t)\} = [\Phi]\{z(t)\} \tag{6}$$

식 (6)을 식 (5)에 대입하고 모드의 직교성을 이용하여 정리하면 사용된 모드수  $p$ 개 만큼의 일계 상미분방정식으로 분리된다.

$$\ddot{z}_i(t) + 2\xi_i\omega_i\dot{z}_i(t) + \omega_i^2z_i(t) = \frac{\phi_i^T f(t)}{\phi_i^T M\phi_i} \tag{7}$$

일반화 변위로 변환된 모드방정식은 일반적인 형태의 단자유도 시스템으로 직접적분법을 사용하거나 시간영역해석에서 Duhamel integral<sup>16)</sup>을 이용하여 계산할 수 있다. 식 (7)의 일반해는 다음과 같다.

$$z_i(t) = \frac{1}{\phi_i^T M\phi_i\omega_{di}} \int_0^t r_i(\tau)e^{-\xi\omega_i(t-\tau)} \sin\omega_{di}(t-\tau)d\tau + e^{-\xi\omega_i t} \{\alpha_i \sin\omega_{di}t + \beta_i \cos\omega_{di}t\} \tag{8}$$

여기서  $\omega_{di} = \omega_i \sqrt{1-\xi_i^2}$  이고 식 (8)의  $\{z(t)\}$ 를 구해서 식 (6)에 대입하면 전체 구조물의 동적거동을 구할 수 있다.

2.2.2 랜덤 진동해석

위성의 내진설계 요구사항 중 랜덤진동에 대한 고려가 반드시 필요한 것은 발사체 및 운송수단에 의해 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, 이 중 어느 것도 입력가진이 될 수 있다. 랜덤진동을 해석하는 방법에도 여러 가지 종류가 있으나 STSAT-3을 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 (9)와 같다.

$$\overline{x^2} = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x^2(t)dt \tag{9}$$

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

$$R_{xx}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x(t)x(t+\tau)dt \tag{10}$$

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.  $x(t)$ 의 Fourier transform을  $X(\omega)$ 로 나타내면 다음과 같다.

$$x(t) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} X(\omega)e^{j\omega t} d\omega \tag{11}$$

자기상관함수의 Fourier 변환은  $S_{xx}(\omega)$ 로 표현되는 PSD를 나타내며 다음과 같다.

$$S_{xx}(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} R_{xx}(\tau)e^{-j\omega\tau} d\tau \tag{12}$$

식 (12)에서  $R_{xx}(\tau)$ 의 적분은 실수  $\tau$ 를 주파수영역의 변수  $\omega$ 로 변환하며, 임의의 외력벡터  $F(t)$ 에 대한 응답함수  $x(t)$ 는 충격응답함수  $h(t)$ 로 나타낼 수 있다.

$$h(t) = \frac{1}{m\omega_d} e^{-\xi\omega t} \sin\omega_d t \tag{13}$$

충격응답함수  $h(t)$ 는 랜덤입력 PSD를 시스템 응답 PSD로 연결하는 역할을 한다. 식 (10)을 식 (12)에 대입하면

$$s_{xx}(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left[ \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x(\sigma)x(\sigma+\tau)d\sigma \right] e^{-j\omega\tau} d\tau \tag{14}$$

위의 식에서 적분항의  $x(t)$ 를 외력함수  $F$ 로 대치하면 식 (15)와 같다.

$$S_{xx}(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left[ \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \left[ \int_{-\infty}^{\infty} F(\sigma-\theta)h(\theta)d\theta \int_{-\infty}^{\infty} F(\sigma-\theta+\tau)h(\theta)d\theta \right] d\sigma \right] e^{-j\omega\tau} d\tau \\ = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \left[ \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \left[ \int_{-\infty}^{\infty} F(\hat{t})F(\hat{t}+\tau) \int_{-\infty}^{\infty} h(\theta)e^{-j\omega\theta} d\theta \int_{-\infty}^{\infty} h(\theta)e^{j\omega\theta} d\theta \right] d\sigma \right] e^{-j\omega\tau} d\tau \tag{15}$$

여기서  $\hat{t} = \sigma - \theta$ 는 함수  $F$ 에 의해 계산되고, 적분항의 바깥으로 빠져 나올 수 있다. 식 (15)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 (15)를 다시 표현하면

$$S_{xx}(\omega) = |H(\omega)|^2 \left[ \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} R_{ff}(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau \right] = |H(\omega)|^2 S_{ff}(\omega) \quad (16)$$

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

### 2.2.3 과도 진동해석

모드 진동 과도해석은 시간의존적 하중에 의해서 발생하는 응답을 구하기 위해 사용되는 방법으로서 앞에서 설명한 모드중첩을 기반으로 하고 있다. 시간영역의 식 (5)는 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 다음과 같다.

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

여기서  $h_r(t-\tau)$ 는 단위충격 응답함수이며, 식 (13)에서 정의되었다.

### 3. STSAT-3 복합재 구조체 제작

STSAT-3 위성체의 구조물은 탄소섬유강화 복합재를 적용한 적층복합재를 알루미늄 허니컴의 양면에 접착한 패널로 제작되었다. 위성의 크기는 1024mm×1030mm×865mm (W×H×D)이며, 전체 무게는 약 150kg정도 된다. 본 연구에서는 구조-열 모델(STM: structure and thermal model)을 대상으로 해석 및 시험을 수행하였다. 구조-열 모델은 비행모델(FM)의 실제 무게에 대하여 허니스 등이 포함되지 않았으며, 약 128kg정도이다. 위성의 구조체 설계에 있어서 수많은 설계 변수가 고려되어야 하며, 또한 각 위성의 임무에 따라서 형상 및 성능도 상이하다. 그러나 일반적으로 받아들여지는 중요한 설계변수로는 진동, 응력, 변위, 피로파괴, 열전달, 열응력 등이 있다. 이러한 설계변수들은 위성의 제작, 운반, 발사, 우주궤도 운용에 이르는 전 과정에서 위성에 가해지는 외부영향으로부터 위성의 내장 전장박스 및 탑재체 등을 보호하기 위한 설계 요구조건으로부터 기인한 것이다.

그림 1은 STSAT-3 위성을 나타낸다. 대부분의 위성구조체는 알루미늄 프레임에 패널을 부착하여 구성된다. 그러나 STSAT-3 위성의 구조체는 그림 1에서 알 수 있는 바와 같이 골격이 없는 패널만의 결합으로 이루어진 박스형 구조를 가지고 있다. 각각의 박스들은 그림 2에 나타난 것과 같은 I-형 사이드 인서트에 볼트를 체결하여 결합한다.

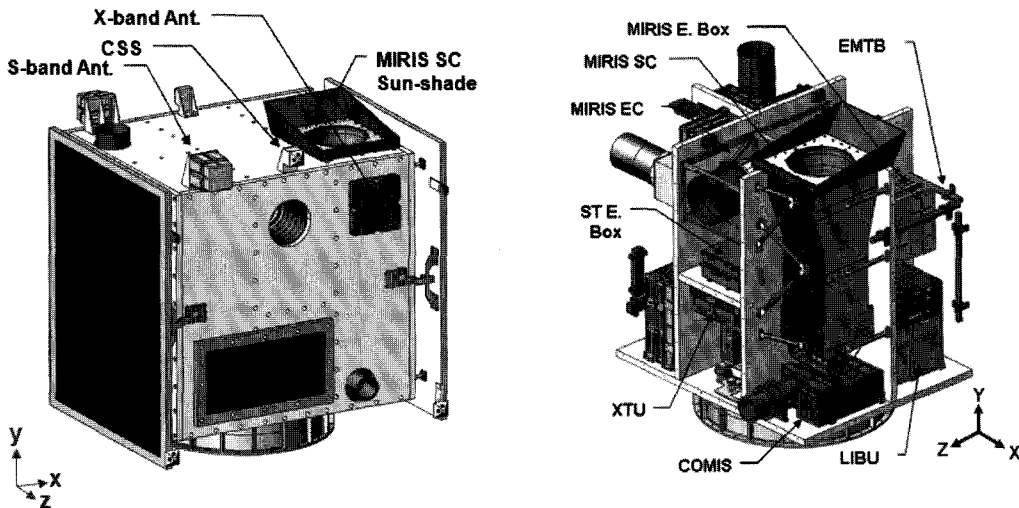


그림 1 STSAT-3 model(left) and inner structure configuration(right)

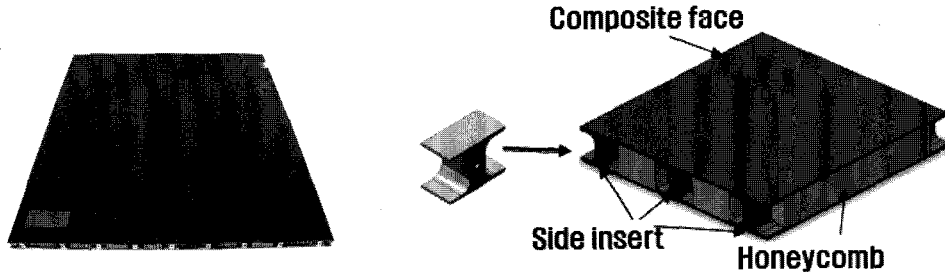


그림 2 Composite honeycomb sandwich panels

표 1 Mechanical properties of orthotropic USN150 and aluminum honeycomb core

|                                      | Carbon fiber/epoxy composite USN150 | Aluminum honeycomb core |
|--------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------|
| Density, $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> ) | 1540                                | 83.3                    |
| Longitudinal modulus, $E_x$ (GPa)    | 130                                 | 0.005                   |
| Transverse modulus, $E_y$ (GPa)      | 10.5                                | 0.003                   |
| Shear modulus, $G_{xy}$ (GPa)        | 5.06                                | 0.001                   |
| Shear modulus, $G_{yz}$ (GPa)        | 3.38                                | 0.214                   |
| Shear modulus, $G_{zx}$ (GPa)        | 5.06                                | 0.427                   |
| Possion's ratio, $\nu_{xy}$          | 0.28                                | 0.8                     |

복합재 스킨은 탄소섬유강화 복합재(USN150, SK Chemicals) 프리프레그를 적층하여 오토클레이브에서 경화시킨 적층 복합재이며, 적층각도는 [0/90]S이다. 복합재 스킨의 두께는 0.5mm, 알루미늄 허니컴 코어(AL5052, Alcore Corp., USA)는 6mm 셀 사이즈에 두께가 20mm이다. 표 1에 USN150과 알루미늄 코어의 물성치가 제시되었다. 우주용 알루미늄 허니컴 코어는 일반제품과 달리 각 셀의 벽에 직경 0.2mm의 작은 구멍이 있다. 이것은 고진공의 우주환경에서 셀속의 공기가 쉽게 빠져 나가기 위해서 만든 것이다. 복합재스킨과 알루미늄 사이드 인서트의 접착 부분은 접합강도를 높이기 위하여 샌딩처리로 표면을 거칠게 만들었다. 그림 3은 USN150 복합재의 경화 사이클을 나타낸다.

적층복합재 USN150과 알루미늄 허니컴의 가공에 선반의 적용이 가능하나 절단면의 품질이 높지 않으므로 STSAT-3 구조체 제작에서는 워터젯(water jet) 가공에 의하여 절단하였다. 이렇게 절단된 복합재 스킨과 알루미늄 허니컴은 필름 접착제(film adhesive: FM 300M, Cytec Corp. USA)로 접착한 다음 제조사에서 제시한 온도사이클로 오토클레이브에서 경화되었다. 이외에도 설계의 신뢰성을 높이기 위한 각종 샌드위치 패널 구조시험(강도, 인장, 필링 등)이 수행되었다.

STSAT-3의 구조체를 설계함에 있어서 가장 주안점을 둔 것은 무게의 경량화이다. 유럽 우주국(ESA: european space agency)에서 개발되어 2001년 성공적으로 발사된 Proba 위성도 복합재 패널로 구조체를 형성하고 있으며, STSAT-3

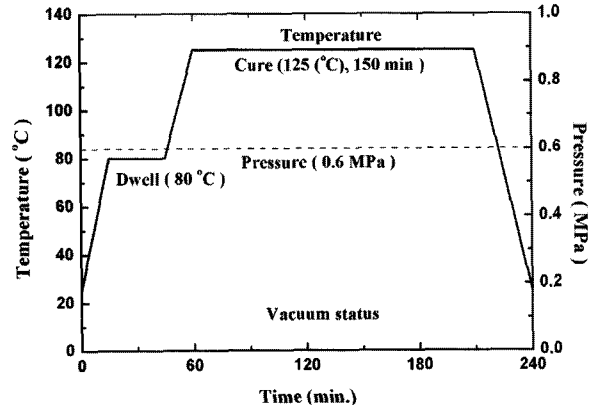


그림 3 Cure cycle of USN150 prepreg

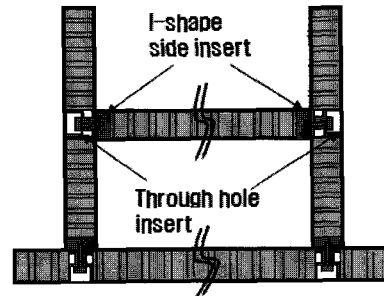


그림 4 Joined panel assembly of STSAT-3

와 달리 복합재 패널의 사이트에 알루미늄 레일이 있어서 무게 대비 강성 측면에서 STSAT-3보다 패널의 비강성 효율이 떨어진다. 그림 4는 STSAT-3의 패널 결합을 나타내고 있으며, 사이트 인서트에 볼트를 체결함으로써 패널간 결합력을 유지한다.

#### 4. STSAT-3 구조-열 모델(STM) 진동시험 및 해석

##### 4.1 인증수준 진동시험

개발된 위성의 발사체 환경시험은 발사체에 탑재된 위성체가 격해 되는 극심한 진동, 충격, 음향환경에 대하여, 위

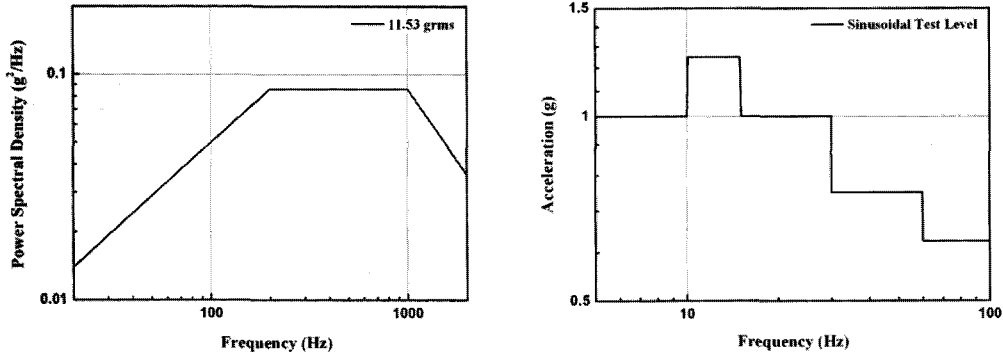


그림 5 Qualification level random(left) and sinusoidal(right) vibration test level of STSAT-3

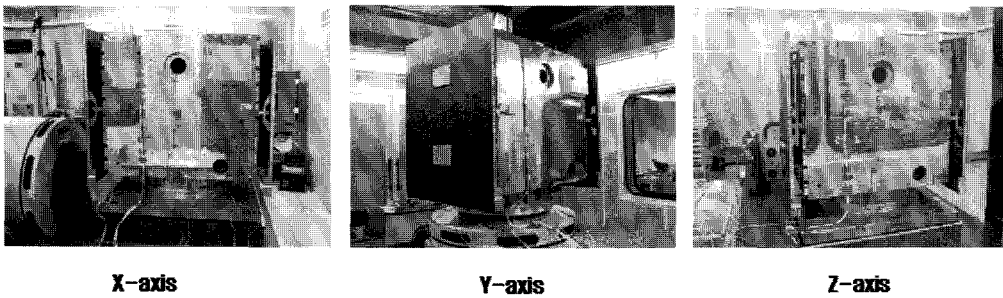


그림 6 STSAT-3 vibration test setup in X, Y and Z axis

성체 및 위성체에 탑재된 전자유닛이 충분한 내구성과 안전성을 갖추었는지를 평가하는 것을 목적으로 한다. 랜덤 가진의 수준은 발사체의 종류에 따라 상이하나 인증수준의 경우 대부분 9~14grms 정도이다. 정현파 진동시험의 주된 목적은 위성체의 공진주파수를 찾기 위함이다. 그림 5에 나타난 것과 같은 프로파일로 2Oct/min로 5~100Hz까지 가진하였다. STSAT-3의 랜덤진동의 경우 그림 5에 나타난 입력 프로파일의 11.53grms로 2분간 X, Y, Z의 각각의 축으로 가진되었다.

진동시험에는 12000~24000lb 용량의 Ling Electronics사의 1216VH 전기적 가진기가 사용되었다. 위성의 좌표축과

같은 X, Y, Z 각각의 축으로 가진되었으며, 그림 6은 진동 시험을 하기위한 셋업상태이다. 총 46개의 가속도 센서가 부착되어 전체 구조물의 가속도 및 Q-factor를 측정하였고 이러한 응답을 기준으로 위성의 공진주파수, 진동특성, 진동에 대한 구조적결함 등을 확인할 수 있었다. 실험으로 얻어진 가속도 응답 및 구조물의 공진주파수는 4.2절과 4.3절에서 전산구조해석 결과와 비교, 검토될 것이다.

#### 4.2 모달해석

STSAT-3의 전산구조해석을 수행하기 위하여 먼저 3D 캐드

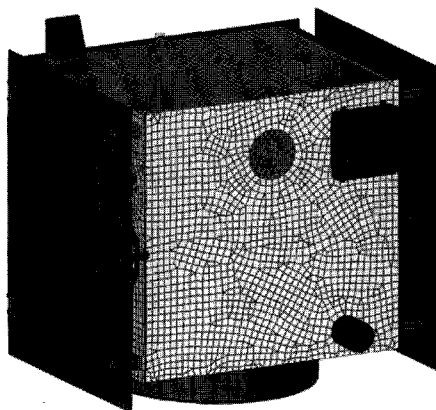


그림 7 STSAT-3 FEA model(left) and section view(right) of the composite honeycomb

| Thickness | Angle | Ply | Material    |
|-----------|-------|-----|-------------|
| 0.125     | +0    | 9   | USN150      |
| 0.125     | +90   | 8   | USN150      |
| 0.125     | +90   | 7   | USN150      |
| 0.125     | +0    | 6   | USN150      |
| 20        | +0    | 5   | AL5052 CORE |
| 0.125     | +0    | 4   | USN150      |
| 0.125     | +90   | 3   | USN150      |
| 0.125     | +90   | 2   | USN150      |
| 0.125     | +0    | 1   | USN150      |

모델링을 하였고, 이것을 다시 유한요소로 mesh generation을 하였다. 모델링과 해석에서는 상용 캐드 및 FEA 코드인 NX-IDEAS V.5.0을 사용하였다. 복합재 셀, 빔, 강체, 솔리드 및 집중질량 요소를 사용하여 모델링하였고, 전체 요소수는 73728개이다.

적층 복합재 스킨과 알루미늄 허니컴 코어를 가진 샌드위치 패널의 해석을 위하여 적층복합재 셀요소가 적용되었다. 그림 7의 오른쪽은 패널의 적층순서, 각도, 두께를 나타낸다. 이렇게 여러 층으로 적층된 복합재 패널은 강성행렬을 구성하기 위하여 많은 해석 시간이 요구되고 해석과 계산결과와의 이해에 높은 수준의 기술이 요구된다. 탑재체 및 내부 전장박스들은 FEA 모델링에서 집중질량요소(lumped mass element)로 모델링되었다.

FEA 해석결과와 진동시험 결과가 표 2에 제시되었다. 해석의 결과가 시험결과와 잘 일치하며, 이것은 FEA 모델링 및 해석에 대한 신뢰성을 갖게 해준다. 또한 이러한 정확한 모드를 사용하여 해석하는 스펙트럼 해석에서도 그 해의 정확성을 보장한다. 위성의 첫 번째 모드는 X축-횡방향 모드이며 약 40Hz정도에서 나타난다. 이 해석결과는 횡방향 20Hz, 종방향 35Hz로 주어진 위성의 요구조건을 충분히 만족한다. 두 번째 모드는 Z축-횡방향 모드, 세 번째 모드는 그림 8과 같이 Y축 비틀림 모드이다.

표 2 STSAT-3 mode results from both FEA and experiment

| Mode     | Frequency(Hz) |                |
|----------|---------------|----------------|
|          | FEA           | Vibration Test |
| 1st mode | 38.5          | 40.5           |
| 2nd mode | 50.8          | 50.0           |
| 3rd mode | 105.4         | 107.5          |

### 4.3 스펙트럼 해석

스펙트럼해석은 주파수 영역에서의 가진에 대한 진동계의 응답을 얻는 것으로서 가진 및 응답을 표현하는 변수는 가속도, 속도, 변위 또는 힘이 될 수 있다. 본 연구에서는 특히 Rice<sup>10)</sup> 등의 연구에서 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. 랜덤진동의 과도해석은 실제 랜덤진동에 대한 응답을 PSD의 형태가 아닌 직접적인 변위, 속도, 가속도 등을 구할 수 있으므로 진동시험을 하는 것과 똑같은 효과를 가지며, 진동에 의한 동적 피로파괴 등의 해석도 가능하게 한다. 스펙트럼 해석의 중요성은, 불규칙한 진동의 경우 과도해석에서는 하중을 제대로 적용하기 어려울 뿐만 아니라 하중을 적용하기 위해서는 매우 작은 시간간격을 요구하기 때문에 해석에 시간과 비용이 많이 소요되는데 있다. 스펙트럼해석에서는 진동시험과 마찬가지로 어댑터의 바닥면에 그림 5에서 제시한 PSD를 가진 입력하였다. 이때 사용한 좌표계는 그림 1에 나타낸 위성좌표계이다. X, Y, Z축의 3축 방향으로 각각 가진되어 해석되었으며, 그림 9에 대표적인 해석결과 및 시험결과를 제시하였다. 랜덤과 정현파 가진에 대해서 위성의 윗부분과(1,2번 센서) 아랫부분(3번 센서)에 표시된 곳에 부착된 가속도센서에서 얻은 시험값과 동일 위치에서의 해석 응답값을 비교하였다. 일반적으로 스펙트럼해석에서는 다수개의 모드를 사용하여 결과값을 계산하는데, 여기서는 저차모드 50개를 사용하였다. STSAT-3 위성의 구조체와 같이 여러장의 패널이 수많은 볼트로 고정된 복잡한 구조물의 경우 진동시험시 가진에 의해 볼트 체결부위의 슬립

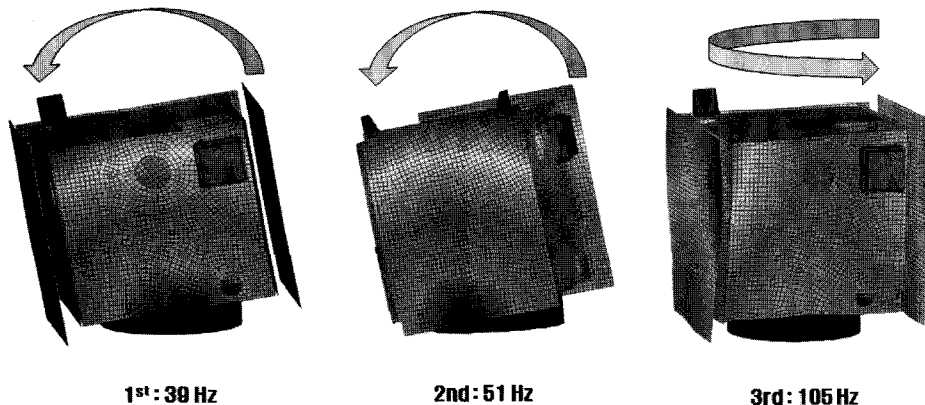


그림 8 Mode shape and natural frequencies of STSAT-3

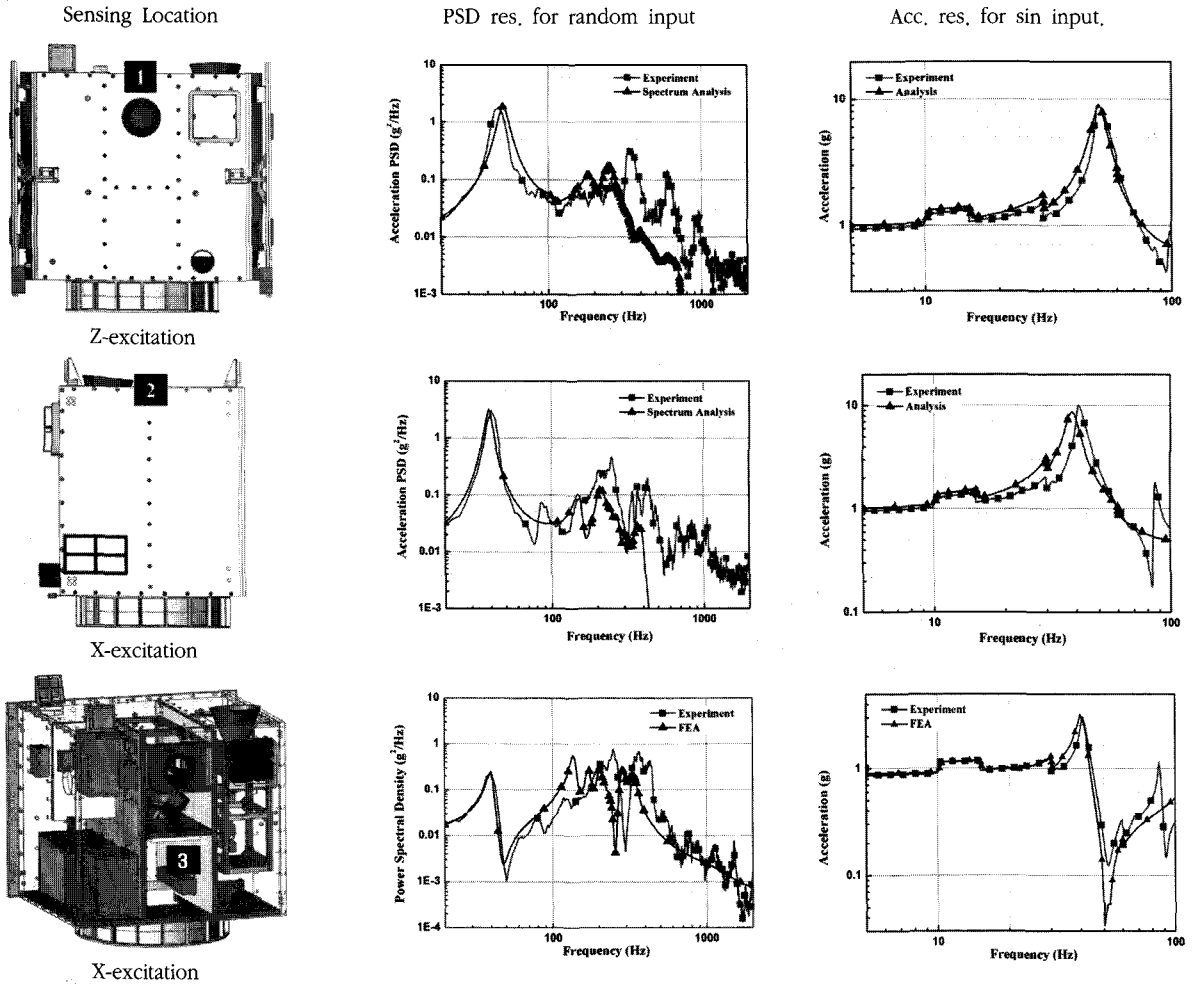


그림 9 Acceleration responses of FEA and experiment obtained from both random and sinusoidal excitation

및 구조물의 비선형 변형 등으로 인해 전체 구조체의 강성 변화가 생기게 된다. 이러한 현상은 고주파 영역에서 상대적으로 높게 나타난다.

모드해석에서는 해석하려는 유한요소모델의 자유도의 개수만큼의 모드가 존재하며, 이러한 모드를 전부 계산하기는 사실상 불가능하며, 또한 그렇게 계산할 필요도 없다. 모델의 종류, 형상, 특성 등에 따라서 상이하기는 하지만, 일반적으로 구조해석의 특성상 고차모드에서는 실제 시험치와 잘 맞지 않으며 여러 가지 요인에 기인한다. 하지만 저차의 몇 개 모드만으로도 충분히 정확한 결과 값을 얻을 수 있다. 그림 9에서 알 수 있는 바와 같이 해석의 결과가 시험결과와 잘 일치하며, 매우 정확한 해석 및 시험이 이루어졌음을 알 수 있다. 예상한 것과 같이 어댑터 바닥면의 가진 위치로부터 먼 곳인 위성 끝단의 1번 센서 보다는 가까운 3번 센서에서의 해석값이 시험결과와 더욱 잘 일치하며, 또한 고주파 보다 저주파 영역에서의 해석 값이 랜덤과 정현파 해석에서 동일하게 더 정확하다는 것을 알 수 있다.

특히 3번 센서 위치에서의 해석값은 시험치와 거의 일치하며 약 200Hz 이상에서는 전반적인 그래프의 형태가 약간 편향되었다. 이것은 위에서 언급한 볼트체결 부위의 슬립에 의한 강성의 변화에 의해서 기인한 것이다. 정확한 해석을 위해서는 FEA 모델링 기법이 매우 중요하며, 본 연구에서는 그동안 축적된 노하우 및 데이터베이스를 통하여 실제 구조물의 강성을 정확히 표현할 수 있도록 모델링하였다.

#### 4.4 상당 과도해석

이전 절에서는 스펙트럼해석 및 시험 결과에 대하여 설명하였다. 스펙트럼해석은 주파수 영역에서의 해석이며, 결과 또한 주파수 영역에서의 PSD, 가속도, 속도, 변위 등의 형태로 제시된다. 근래 그림 5에 제시된 랜덤 진동시험 입력 PSD를 이와 상당하는 시간영역에서의 과도해석(transient analysis) 입력 함수로 변환하는 이론적 근거가 제시되었고, 본 절에서는 그 변환된 과도해석 입력함수를 사용하여 동



적해석을 수행한 결과를 제시한다. 이것은 과도해석에서 랜덤진동 가진을 가능하게 함으로써 실제 진동시험을 시뮬레이션을 통해서 똑같이 묘사할 수 있으며, 더 나아가 동적 피로파괴 및 수명예측 등의 해석도 가능하게 한다. 위성개발 프로세서에 이것을 적용함으로써 개발 비용 및 시간을 줄이고 구조 신뢰성을 획기적으로 높일 수 있다. 지금까지는 이러한 연구 및 해석이 거의 이루어지지 않았다. 그림 10은 그림 5에 제시된 주파수 영역의 가속도 PSD를 이와 동등한 시간영역의 가속도 함수로 변환한 것이다. 변환된 시간-가속도 함수에 나타난 가속도의 범위는 약 -22g ~ +25g범위이다.

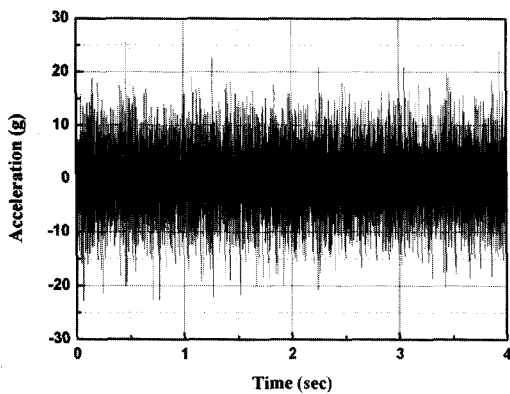


그림 10 Equivalent transient analysis input function transformed from the random input PSD function in Fig. 5

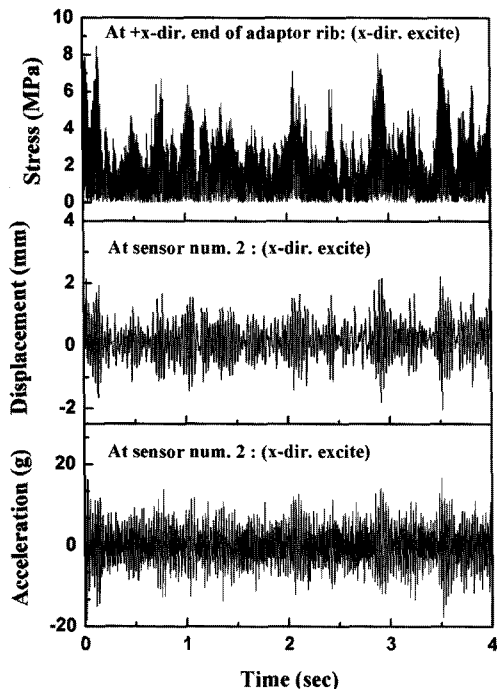


그림 11 Acceleration, displacement and stress results caused by the transient input function in Fig. 10

그림 10의 입력함수를 사용하여 과도해석을 수행하였고 그 결과를 그림 11에 나타내었다. 위성 좌표계의 X-방향으로 어댑터 바닥면을 가진하였고, 그 응답인 센서 2번 위치에서의 가속도와 변위 그리고 등방성재료인 알루미늄 어댑터의 X-방향 끝단에 있는 리브의 중간 부분에서의 von Mises 응력을 구하였다. 그림 1의 위성 내부구조 형상과 모드해석 결과로부터 알 수 있듯이 X-방향의 가진이 구조체가 가장 큰 영향을 미친다. 응답 가속도의 범위는 -18g ~ +17g 정도의 범위이며, 변위는 ±2mm 내외이다. 최대 순간 피크응력의 범위는 약 8~9MPa로 알루미늄의 항복에는 크게 못 미치는 매우 낮은 수준이다. 랜덤가진 과도해석은 시간이력 입력함수를 구하는데 많은 어려움이 있으며 해석시간이 주파수영역에서의 스펙트럼 해석에 비해서 많이 걸린다. 본 연구에서 수행된 상당과도해석 결과의 정확성은 매우 높다고 할 수 있다. 그 근거로서 그림 9에 나타난 바와 같이 해석결과가 시험 결과와 잘 일치하고 있는 것을 제시할 수 있고 과도해석 역시 스펙트럼해석의 확장된 형태라고 말할 수 있다. 이러한 해석을 수행함으로써 STSAT-3가 발사체에 실려서 발사될 때 혹은 기타 다른 여러 가지 외부가진에 대한 동적응답을 예측할 수 있고 설계 신뢰도를 높일 수 있다.

### 5. 결 론


국내 최초의 전구조 복합재 위성인 STSAT-3의 STM모델에 대하여 그 진동 특성을 시험 및 수치해석 시뮬레이션을 통하여 규명하였다. 본 연구에서는 STSAT-3 복합재 구조체의 제작 및 환경시험수행 대한 방법 및 절차를 제시하였고, 주어진 스펙에 대하여 랜덤, 정현파, 모드 시험 및 해석 결과의 비교·검토를 통하여 그 정확성과 신뢰성을 확인하였다. 복합재 샌드위치 패널로 구성된 위성 구조체는 그 구조적 특성상 유한요소해석 모델링 및 해의 수렴에 많은 어려움이 있다.

유한요소해석을 위한 모델링에서는 적층복합재 셀, 빔, 집중질량, 솔리드, 집중질량요소 등을 사용하였고, 스펙트럼해석, 모드해석, 상당과도해석을 수행하였다. 모든 해석 결과가 시험결과와 잘 일치함으로써 모델링 기법과 해석의 정확성을 확인할 수 있었다. 또한 그 이론적 배경을 제시함으로써 격자형 위성구조체의 진동현상과 물리적 거동에 대한 이해심을 높였다. 본 연구결과는 차후 국내외 복합재 위성개발 시 중요한 설계 노하우와 데이터 자료로 활용될 수 있으며, 위성의 진동설계에 대한 중요한 이론적 배경, 제작 및 설계, 해석에 대한 방법론을 제시하였다.

## 감사의 글

본 연구는 KAIST 인공위성연구센터의 과학기술위성 3호 개발과제의 지원으로 수행되었습니다.

## 참고 문헌

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, 2000
3. <http://www.esa.int/proba> "Mechanical Engineering"
4. <http://sunland.gsfc.nasa.gov/smex/wire>
5. Cho, H. K., Seo, J. K., and Myung, N. H., "Spectrum and Equivalent Transient Vibration Analysis of Small Composite Satellite Structure," Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol.37, No.6, pp.586-594, 2009
6. Lund, M. P., 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
7. Pavarin, D, et al., "Analysis of Transient Vibrations on Complex Targets Representing Elementary Configurations of GOCE Satellite," International Journal of Impact Engineering, Vol.35, pp.1709-1715, 2008
8. Kim, C., Kim S. G., and Kim, Y. Y., "Development of Composite Optical Bench Structures on a Satellite Considering Launch and Space Environments," Key Engineering Materials, Vol.334-335, pp.457-460, 2007
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, 1994
11. Engelhardt, C. W., "Random Vibration Analysis Using Statistically Equivalent Transient Analysis," International Modal Analysis Conference, pp.1852-1855, 1999
12. 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
13. 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
14. Harichandran, R. S., and Hawwari, A., "Non-Linear Random Vibration of Filamentary Composites," Computing Systems in Engineering, Vol.3, No.1-4, pp.469-475, 1992
15. Olson, M. D., "A Consistent Finite Element Method for Random Response Problems," Computers & Structures, Vol.2, pp.163-180, 1972
16. 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 

[담당 : 이주훈, 편집위원]