

# Asymptotic 균질화법을 활용한 샌드위치패널로 제작된 위성 구조체의 동적 거동 분석

## Dynamic Behavior Analysis of a Satellite Having Sandwich Panel by Utilizing Asymptotic Homogenization

조희근<sup>1,✉</sup>  
Hee Keun Cho<sup>1,✉</sup>

<sup>1</sup> 안동대학교 기계교육 (Department of Mechanical Engineering Education, Andong National Univ.)  
✉ Corresponding author: hkcho@anu.ac.kr, Tel: +82-54-820-5677

Manuscript received: 2013.8.7 / Accepted: 2013.10.21

*Korea's first Naro-Science small class satellite was launched by Naro launcher in 2013. The structure of the satellite is mostly composed of aluminum honeycomb and frame. The honeycomb structure is homogenized with asymptotic homogenization method and its mechanical properties were used for the numerical analysis. There have been some difficulties to modeling the honeycomb sandwich panels for FEA. In the present study, the mechanical characteristics of the sandwich panel composite were numerically computed and used for the simulation. This methodology makes it easy to overcome the weakness of modeling of complicated sandwich panels. Both an experiment of vibration test and numerical analyses were conducted simultaneously. The analysis results from the current homogenization were compared with that of experiment. It shows a good agreement on the dynamic responses and certified the reliability of the present methodology when manipulate sandwich panel structure.*

Key Words: Sandwich Panel (샌드위치패널), Satellite (위성), Asymptotic Method (점근적 방법), Vibration (진동)

### 1. 서론

최근 국내에서 위성의 개발 및 제작 기술이 급속도로 발전하고 있다. 국내 위성개발의 경우 1992년 우리나라 최초의 위성인 우리별 1호(KITSAT-1)를 시작으로 하여, 과학기술위성 1,2,3호(STSAT-1,2,3), 무궁화위성(KOREASAT), 다목적 실용위성 1,2 호(KOMPSAT-1,2), 통신해양기상위성(COMS) 등의 개발로 이어졌다. 위성구조체의 경우 경량 고강성의 두 가지 근본적인 목적을 달성하기 위하여 다양한 구조 및 설계 방법이 적용되고 있다. 가장 보편화된 위성의 구조는 알루미늄

프레임에 알루미늄 허니컴 샌드위치 패널을 부착한 구조이다. 허니컴 샌드위치 패널은 무게를 최소화 하면서 굽힘 강성을 최대로 할 수 있는 가장 적합한 구조물 중의 하나이다. 허니컴 샌드위치 패널의 결합으로 복잡하게 설계된 위성의 구조체를 정확하게 FEA 해석을 수행하기 위해서는 이 패널을 정확하게 모사 할 수 있는 물성치의 결정이 중요하게 된다. 허니컴 샌드위치 패널은 허니컴 구조의 양면에 면재(skin)가 부착되어 있는 독특한 구조를 가지고 있다. 이러한 구조를 전산해석 하기 위해서는 정확한 물성치의 표현이 무엇보다 중요하다. FEA 해석을 위해서 샌드위치 패널은

대부분 셀 요소로 모델링 된다. 현재까지 대부분의 위성구조체에 사용된 허니컴 샌드위치 패널의 구조적 물성치를 일반적이고 평균적인 값을 사용하였다. 즉 적층복합재로 가정하여 해석을 수행하였다. 그러나 구조의 특성상 샌드위치 구조는 일반적인 대표 물성치의 단일 값으로 표현되면 그 구조의 특성을 정확하게 표현하는데 한계가 있다. 따라서 본 연구에서는 kalamkarov1, Saha2 등에 의해 제시된 asymptotic 균질화 모델링 기법을 사용하여 위성에 사용된 샌드위치 패널의 유효 상당 강성 계수들을 계산 하였고 그 결과를 사용하여 나로과학위성의 동적거동을 해석하였다. 나로과학위성은 2013년 1월 30일 고흥 나로우주센터에서 성공적으로 발사된 나로호에 탑재된 위성이며 현재 타원형 지구 저궤도를 돌면서 우주임무를 수행하고 있다. Asymptotic 방법을 이용한 빔, 셀 등 구조체의 해석에 대한 연구는 다양하게 시도 되었다. Jeong,<sup>3</sup> Berdichevsky<sup>4</sup> 등은 보의 해석에 대한 방법을 제시하였으며, Kalamkarov,<sup>1</sup> Saha,<sup>2</sup> Tanov<sup>5</sup> 등은 주기적 구조물의 균질화에 대한 기초이론을 수식화 하였다.

본 연구에서는 asymptotic 균질화법에 의한 위성의 샌드위치 패널의 유효 상당 강성을 수식화하여 모델링하고, 이것을 활용하여 FEA 해석을 수행하였다. 모델링의 정확성을 검증하기 위하여 실제 진동해석 결과와 비교 검토하였다.

**2. 허니컴 샌드위치 패널해석**

**2.1 순환적 구조의 정식화**

위성의 구조에 많이 사용되는 허니컴 샌드위치 패널은 타 구조에 비해 많은 구조적 장점을 가지고 있다. 경량이면서 굽힘 강도가 매우 크기 때문에 특히 우주항공용으로 많이 사용된다. 또한 설계 단계에서 구조해석 중 허니컴 샌드위치 패널을 단순화 하여 해석함으로써 해석 시간, 비용 등을 크게 줄일 수 있다. 주기적으로 반복하는 형태의 구조인 허니컴 샌드위치 패널을 asymptotic 균질화를 통하여 단순한 판재의 형태로 가정할 수 있다. 이러한 주기적 구조의 유효강성은 빔, 판재 등의 해석에서도 종종 적용되었다.<sup>6,7</sup> 일반적인 등방성 재료의 균질화 이론을 확장하여 샌드위치 패널처럼 이방성 재료의 종류에 적용이 가능하다. 그 이론적 배경을 유도하면 다음과 같다. Fig. 1과 같은 단위 구조체가 주기적으로 반복되어 구성되는 전

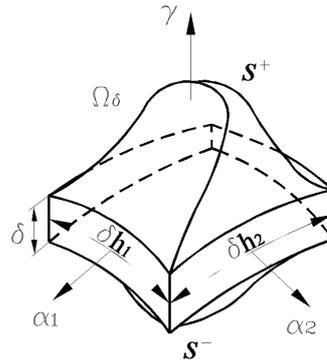


Fig. 1 Regular unit cell having orthogonal coordinate system  $\alpha_1, \alpha_2, \gamma$

체구조체를 가정하고, 서로 직교하는  $\alpha_1, \alpha_2, \gamma$  세 좌표 축을 정의한다.  $\gamma$ 는 중앙 면에 수직인 좌표 축이며 단위 셀  $\Omega_\delta$ 는 다음 과 같이 정의 될 수 있다.

$$-\frac{\delta h_1}{2} < \alpha_1 < \frac{\delta h_1}{2}, -\frac{\delta h_2}{2} < \alpha_2 < \frac{\delta h_2}{2}, \gamma^- < \gamma < \gamma^+ \quad (1)$$

여기서

$$\gamma^\pm = \pm \frac{\delta}{2} \pm \delta F^\pm \left( \frac{\alpha_1}{\delta h_1}, \frac{\alpha_2}{\delta h_2} \right) \quad (2)$$

매개변수  $h$ 는 셀의 접선방향 길이이며,  $F^\pm$ 와  $\delta$ 는 셀의 상하표면의 형태와 두께를 각각 나타낸다. 셀의 탄성학적 평형방정식은 식(3)과 같다.

$$\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial \alpha_j} = B_i \quad (3)$$

여기서

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} e_{kl}, e_{kl} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_k}{\partial \alpha_l} + \frac{\partial u_l}{\partial \alpha_k} \right), \sigma_{ij} \eta_j = p_i \quad (4)$$

$C_{ijkl}$ 는 4차 탄성텐서,  $B_i$ 는 체적력,  $p_i$ 는 표면력,  $e_{kl}$ 는 변형율,  $\eta_j$ 는 표면에 수직인 단위벡터를 나타낸다. 전체 좌표계를 국부좌표계로 변환하기 위하여 다음과 같은 가속매개변수를 정의한다.

$$\zeta_1 = \frac{\alpha_1 A_1}{\delta h_1}, \zeta_2 = \frac{\alpha_2 A_2}{\delta h_2}, z = \frac{\gamma}{\delta} \quad (5)$$

식(5)의 미분을 사용하여, 가상일의 원리와 변위-변형을 관계시킨 식(4)로 부터 유도된 평형방정식은 식(6)와 같이 표현된다.

$$\frac{\partial \sigma_{i\mu}}{\partial \alpha_\mu} + \frac{1}{\delta h_\mu} \frac{\partial \sigma_{i\mu}}{\partial \zeta_\mu} + \frac{1}{\delta} \frac{\partial \sigma_{i3}}{\partial z} = B_i$$

$$e_{\lambda\nu} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_\lambda}{\partial \alpha_\nu} + \frac{1}{\delta h_\nu} \frac{\partial u_\lambda}{\partial \zeta_\nu} + \frac{\partial u_\nu}{\partial \alpha_\lambda} + \frac{1}{\delta h_\lambda} \frac{\partial u_\nu}{\partial \zeta_\lambda} \right) \quad (6)$$

$$e_{3\nu} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_3}{\partial \alpha_\nu} + \frac{1}{\delta h_\nu} \frac{\partial u_3}{\partial \zeta_\nu} + \frac{\partial u_\nu}{\partial z} \right), \quad e_{33} = \frac{\partial u_3}{\partial z}$$

Ref. 2에 의해 제시된 방법에 의해, 변위장, 응력장, 변형율장 등은 power series로 다음 식(7)과 같이 표현된다.

$$u_i(\alpha, \zeta, \delta) = u_i^{(0)}(\alpha) + \delta u_i^{(1)}(\alpha, \zeta) + \delta^2 u_i^{(2)}(\alpha, \zeta) + \dots$$

$$\sigma_{ij}(\alpha, \zeta, \delta) = \sigma_{ij}^{(0)}(\alpha) + \delta \sigma_{ij}^{(1)}(\alpha, \zeta) + \delta^2 \sigma_{ij}^{(2)}(\alpha, \zeta) + \dots \quad (7)$$

$$e_{ij}(\alpha, \zeta, \delta) = e_{ij}^{(0)}(\alpha) + \delta e_{ij}^{(1)}(\alpha, \zeta) + \delta^2 e_{ij}^{(2)}(\alpha, \zeta) + \dots$$

Asymptotic 균질화 방법에서는 주기적 단위 셀의 상당 유효 강성을 식(3), (4), (5), (6),(7)을 적용하여 계산할 수 있다. 즉 영역  $\Omega$  내에서의 대표적인 평균 응력과 평균 변형율의 관계로부터 계산할 수 있다. Asymptotic 균질화는 주기적으로 변하는 체적에 대하여 강성 및 물리량을 평균하는 기본적인 개념을 바탕으로 한다. 즉  $\Omega$  영역에 대하여 임의의 계수  $\psi$ 의 평균을 구할 수 있다.

$$\langle \psi(\zeta_1, \zeta_2, z) \rangle = \frac{1}{|\Omega|} \int_{\Omega} \psi(\zeta_1, \zeta_2, z) d\zeta_1 d\zeta_2 dz \quad (8)$$

### 2.2 단위 셀의 균질화<sup>1</sup>

변위와 변형율의 미분텐서 식(7)을 식(3), (4)에 대입하면 다음과 같은 미분방정식이 얻어진다.

$$\sigma_{ij}^{(0)} = C_{ijk\mu} \frac{1}{h_\mu} \frac{\partial u_k^{(1)}}{\partial \zeta_\mu} + C_{ijk3} \frac{\partial u_k^{(1)}}{\partial z} + C_{ijk\mu} e_{k\mu}^{(0)} \quad (9)$$

단위 셀의 균질화에서 균질화된 단위 셀의 유효탄성계수  $b_{ij}^{v\mu}, b_{ij}^{*\nu\mu}$ 를 정의하면 이 값은 단위 셀  $\Omega$  영역에 대한 식(8)의 적분 적분으로부터 구할 수 있으며 다음과 같다.

$$b_{ij}^{v\mu} = \frac{1}{h_\mu} C_{ijk\alpha} \frac{\partial U_k^{v\mu}}{\partial \zeta_\alpha} + C_{ijk3} \frac{\partial U_k^{v\mu}}{\partial z} + C_{ijv\mu} \quad (10)$$

$$b_{ij}^{*\nu\mu} = \frac{1}{h_\mu} C_{ijk\alpha} \frac{\partial V_k^{*\nu\mu}}{\partial \zeta_\alpha} + C_{ijk3} \frac{\partial V_k^{*\nu\mu}}{\partial z} + z C_{ijv\mu}$$

위의 식에서 함수  $\partial U_k^{v\mu}, \partial V_k^{*\nu\mu}$ 의 해는 식(10)의 국부함수를 경계조건인 식(11)에 대입해서 구할 수 있다.

$$\begin{cases} \frac{1}{h_\nu} \frac{\partial b_{\nu}^{\lambda\mu}}{\partial \zeta_\nu} + \frac{\partial b_{i3}^{\lambda\mu}}{\partial z} = 0 \\ b_{ij}^{\lambda\mu} N_j^\pm = 0 \quad (on \ z^\pm) \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \frac{1}{h_\nu} \frac{\partial b_{\nu}^{*\lambda\mu}}{\partial \zeta_\nu} + \frac{\partial b_{i3}^{*\lambda\mu}}{\partial z} = 0 \\ b_{ij}^{*\lambda\mu} N_j^\pm = 0 \quad (on \ z^\pm) \end{cases}$$

여기서 벡터  $N^\pm$ 는 셀의 상하 표면의 형태를 나타내는 함수  $F^\pm$ 를 사용하여 다음과 같이 표현된다.

$$N^\pm = \left\{ \mp \frac{1}{h_1} \frac{\partial F^\pm}{\partial \zeta_1}, \mp \frac{1}{h_2} \frac{\partial F^\pm}{\partial \zeta_2}, 1 \right\} \quad (12)$$

식(7)과 (11)을 사용하면 응력항의 첫 번째 미소량  $\delta \sigma_{ij}^{(1)}$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$\sigma_{ij}^{(1)} = b_{ij}^{\mu\nu} e_{\mu\nu}^{(1)} + b_{ij}^{*\mu\nu} \tau_{\mu\nu} \quad (13)$$

여기서 설명한 유효강성의 개념을 명확하게 나타내기 위해서, 전통적인 적층복합재 판이론에 적용하여  $A_{ij}$  (extensional stiffness),  $B_{ij}$  (bending-extension coupling stiffness),  $D_{ij}$  (bending stiffness)로 표현하면 다음과 같다.

$$\left\{ \begin{array}{lll} A_{11} = \delta \langle b_{11}^{11} \rangle & B_{11} = \delta^2 \langle b_{11}^{*11} \rangle & D_{11} = \delta^3 \langle z b_{11}^{*11} \rangle \\ A_{12} = \delta \langle b_{11}^{22} \rangle & B_{12} = \delta^2 \langle b_{22}^{*11} \rangle & D_{12} = \delta^3 \langle z b_{11}^{*22} \rangle \\ A_{16} = \delta \langle b_{11}^{12} \rangle & B_{16} = \delta^2 \langle b_{12}^{*11} \rangle & D_{16} = \delta^3 \langle z b_{11}^{*12} \rangle \\ A_{22} = \delta \langle b_{22}^{22} \rangle & B_{22} = \delta^2 \langle b_{22}^{*22} \rangle & D_{22} = \delta^3 \langle z b_{22}^{*22} \rangle \\ A_{26} = \delta \langle b_{22}^{12} \rangle & B_{26} = \delta^2 \langle b_{12}^{*22} \rangle & D_{26} = \delta^3 \langle z b_{22}^{*12} \rangle \\ A_{66} = \delta \langle b_{12}^{12} \rangle & B_{66} = \delta^2 \langle b_{12}^{*12} \rangle & D_{66} = \delta^3 \langle z b_{12}^{*12} \rangle \end{array} \right\} \quad (14)$$

일반적인 평면응력 상태에 놓여있는 복합재 평판이론(plate theory)에 의하면 평판의 모서리에 수직인 방향으로 작용하는 힘을  $N$ , 모서리에 작용하는 굽힘 모멘트를  $M$ , 변형율을  $\epsilon$ , 응력을  $\tau$ 라 하면 이들의 상관관계식을 행렬의 형태로 나타내면

식(15)와 같다.

$$\begin{bmatrix} N_1 \\ N_2 \\ N_3 \\ M_1 \\ M_2 \\ M_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} & B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} & B_{61} & B_{62} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} & D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} & D_{61} & D_{62} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ 2\varepsilon_{12} \\ \tau_{11} \\ \tau_{22} \\ 2\tau_{12} \end{bmatrix} \quad (15)$$

### 2.3 나로과학위성의 샌드위치 패널

나로과학위성의 구조는 내부공간이 중간 패널에 의해 두 개의 영역으로 분할된 구조이며 중간 패널에는 자세제어를 위한 반작용 휠이 장착되었다. 위성의 구조는 내부 및 외부 패널에 의해서 구성되며 이 허니컴 패널을 알루미늄 프레임이 지지한다. Fig. 1은 나로과학위성에 사용된 알루미늄 허니컴 패널의 구조를 나타낸다. 외부 면재(skin)의 두께는 1mm,  $h_1 = 10.95mm$ ,  $h_2 = 6.32mm$ ,  $H = 15mm$ ,  $t_1 = 0.1mm$ 이다.

나로호에 탑재된 위성인 나로과학위성은 100kg급 소형위성으로 알루미늄 샌드위치 패널과 알루미늄 프레임으로 골격을 이루고 있다. Fig. 3은 나로과학위성의 3D 캐드 모델을 나타낸다. 외부표면을 구성하고 있는 판재와 태양전지판 그리고 내부의 패널은 전부 Fig. 2에 나타낸 허니컴 샌드위치로 구성되어 있다.

이 위성과 같이 다수의 허니컴 샌드위치 구조로 된 복잡한 형상의 구조는 균질화를 통한 모델링의 단순화를 통하여 수치해석을 수행함으로써 모델링 및 해석 시간, 비용 및 결과의 정확성에 매우 큰 장점이 있다. 먼저 각 단위 셀의 영역을 Fig. 2에 나타낸 것과 같이 10개의 영역으로 나누고 각각의 영역에 대한 균질화를 통하여 전체 단위 셀 영역의 상당 유효 강성계수를 계산한다.

미분방정식을 간단하게 표현하기 위하여, 허니컴 구조의 한 부분의 박막 영역  $\Omega$ 을  $\eta_2$ 에 일치하도록 좌표축을 변환한다. 임의의 각도로 회전된 요소에 대한 유효탄성 물성치  $b_{ij}^{\lambda\mu}(\eta_1, z)$ 와  $b_{ij}^{*\lambda\mu}(\eta_1, z)$ 는  $U_k^{\lambda\mu}(\eta_1, z)$ ,  $V_k^{\lambda\mu}(\eta_1, z)$ 의 계산에 의해서 구할 수 있다.

$\{C_{ijk\alpha}(1/h_\alpha)(\partial/\partial\xi_\alpha) + C_{ijk3}(\partial/\partial z)\}U_k^{\lambda\mu} = \tau_{ij}^{\lambda\mu}$ 의 관계를 활용하여, 식(10)를 식(11)에 대입 함으로써 식(16)와 같은 미분방정식을 얻고, 이 방정식은 경계조건을 활용하여 해를 구할 수 있다. 자세한 표면 경계조건에 대해서는 ref. 2에 설명되어 있다.

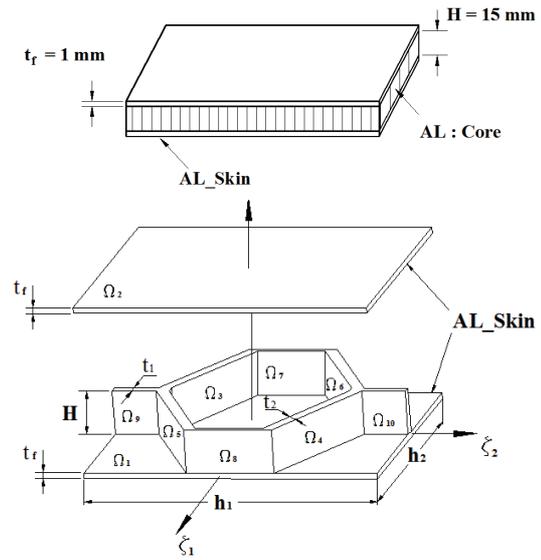


Fig. 2 Aluminum honeycomb structure configuration

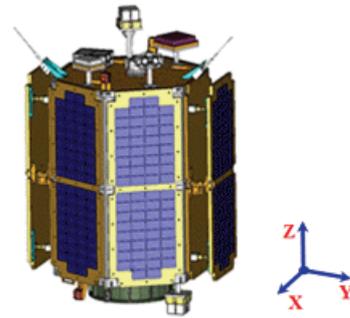


Fig. 3 3D cad model of Naro-Science Satellite

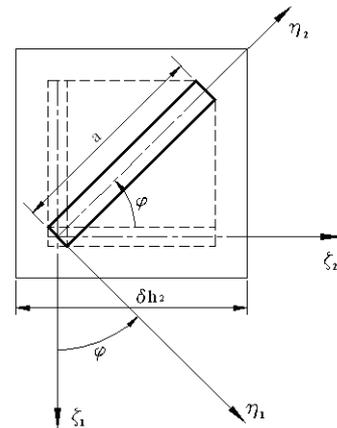


Fig. 4 Arbitrarily aligned unit cell comprising the honeycomb structure

(i)  $b_{ij}^{\lambda\mu}(\eta_1, z)$  형식에 대한 국부 균질화

$$\frac{\cos\varphi}{h_1} \frac{\partial \tau_{i1}^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\sin\varphi}{h_2} \frac{\partial \tau_{i2}^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\partial \tau_{i3}^{\lambda\mu}}{\partial z} = 0 \quad (16)$$

여기서

$$\begin{aligned} \tau_{11}^{\lambda\mu} &= \frac{\cos\varphi}{h_1} C_{11} \frac{\partial U_1^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\sin\varphi}{h_2} C_{12} \frac{\partial U_2^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + C_{13} \frac{\partial U_3^{\lambda\mu}}{\partial z} \\ \tau_{22}^{\lambda\mu} &= \frac{\cos\varphi}{h_1} C_{21} \frac{\partial U_1^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\sin\varphi}{h_2} C_{22} \frac{\partial U_2^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + C_{23} \frac{\partial U_3^{\lambda\mu}}{\partial z} \\ \tau_{33}^{\lambda\mu} &= \frac{\cos\varphi}{h_1} C_{31} \frac{\partial U_1^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\sin\varphi}{h_2} C_{32} \frac{\partial U_2^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + C_{33} \frac{\partial U_3^{\lambda\mu}}{\partial z} \\ \tau_{23}^{\lambda\mu} &= C_{44} \left( \frac{\sin\varphi}{h_2} \frac{\partial U_3^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\partial U_2^{\lambda\mu}}{\partial z} \right) \\ \tau_{13}^{\lambda\mu} &= C_{55} \left( \frac{\cos\varphi}{h_1} \frac{\partial U_3^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\partial U_1^{\lambda\mu}}{\partial z} \right) \\ \tau_{12}^{\lambda\mu} &= C_{66} \left( \frac{\sin\varphi}{h_2} \frac{\partial U_1^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\cos\varphi}{h_1} \frac{\partial U_2^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} \right) \end{aligned} \quad (17)$$

$b_{ij}^{*\lambda\mu}(\eta_1, z)$  는  $V_m^{\lambda\mu}$  와 관계가 있으며  $\eta_2$  의 좌표 축에 대한 주기적 구조체의 계산과 연관이 있다.

(ii)  $b_{ij}^{*\lambda\mu}(\eta_1, z)$  형식에 대한 국부 균질화

$$\frac{\cos\varphi}{h_1} \frac{\partial \bar{\tau}_{i1}^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\sin\varphi}{h_2} \frac{\partial \bar{\tau}_{i2}^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\partial \bar{\tau}_{i3}^{\lambda\mu}}{\partial z} = -C_{i3\lambda\mu} \quad (18)$$

여기서

$$\begin{aligned} \bar{\tau}_{11}^{\lambda\mu} &= \frac{\cos\varphi}{h_1} C_{11} \frac{\partial V_1^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\sin\varphi}{h_2} C_{12} \frac{\partial V_2^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + C_{13} \frac{\partial V_3^{\lambda\mu}}{\partial z} \\ \bar{\tau}_{22}^{\lambda\mu} &= \frac{\cos\varphi}{h_1} C_{21} \frac{\partial V_1^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\sin\varphi}{h_2} C_{22} \frac{\partial V_2^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + C_{23} \frac{\partial V_3^{\lambda\mu}}{\partial z} \\ \bar{\tau}_{33}^{\lambda\mu} &= \frac{\cos\varphi}{h_1} C_{31} \frac{\partial V_1^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\sin\varphi}{h_2} C_{32} \frac{\partial V_2^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + C_{33} \frac{\partial V_3^{\lambda\mu}}{\partial z} \\ \bar{\tau}_{23}^{\lambda\mu} &= C_{44} \left( \frac{\sin\varphi}{h_2} \frac{\partial V_3^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\partial V_2^{\lambda\mu}}{\partial z} \right) \\ \bar{\tau}_{13}^{\lambda\mu} &= C_{55} \left( \frac{\cos\varphi}{h_1} \frac{\partial V_3^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\partial V_1^{\lambda\mu}}{\partial z} \right) \\ \bar{\tau}_{12}^{\lambda\mu} &= C_{66} \left( \frac{\sin\varphi}{h_2} \frac{\partial V_1^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} + \frac{\cos\varphi}{h_1} \frac{\partial V_2^{\lambda\mu}}{\partial \eta_1} \right) \end{aligned} \quad (19)$$

Fig. 2에 나타낸 나로과학위성의 허니컴 구조치수에 대하여, 변수  $a=3.65\text{mm}$ 라 두면 각각의 치수

는 다음과 같이 정해진다.

$$\begin{aligned} h_1 &= 3a, \quad h_2 = \sqrt{3}a, \quad t_1 = \frac{t_f}{\sqrt{3}a} \\ t_2 &= \frac{2t_f}{\sqrt{30}a}, \quad \sin\varphi = \frac{3}{\sqrt{10}} \end{aligned} \quad (20)$$

여기서 계산되어진  $t_1$  은 약 0.1mm,  $t_2$  는 약 0.15 mm이다. 위성에 사용된 허니컴 패넬의 면제는 AL 2014 T3 이며 코어는 AL 5052이다. 면제의 영률과 포와송비를  $E_0, \nu_0$ , 코어는  $E, \nu$  라고 하면 위성패넬의 상당 유효 강성은 식(21)과 같이 계산된다. 이 계산은 각 단위 셀 영역의 계산으로부터 구할 수 있으며 매우 복잡하고 미분 계산이 수행 되어야 한다. 여기서는 최종적으로 0이 아닌 모든 유효 강성 계수만 제시한다.

$$\begin{aligned} \langle b_{11}^{11} \rangle &= \langle b_{22}^{22} \rangle = \frac{2E_0 t_f}{1-\nu_0^2} + \frac{\sqrt{3} E H t_2}{4 a} \\ \langle b_{12}^{12} \rangle &= \frac{E_0 t_f}{1+\nu_0} + \frac{\sqrt{3} E H t_2}{12 a} \\ \langle b_{11}^{22} \rangle &= \langle b_{22}^{11} \rangle = \frac{2\nu_0 E_0 t_f}{1-\nu_0^2} + \frac{\sqrt{3} E H t_2}{12 a} \\ \langle z b_{11}^{*11} \rangle &= \langle z b_{22}^{*22} \rangle = \frac{E_0}{1-\nu_0^2} \left( \frac{H^2 t_f}{2} + H t_f^2 + \frac{2}{3} t_f^3 \right) + \frac{\sqrt{3} E H^3 t_2}{48 a} \\ \langle z b_{11}^{*22} \rangle &= \langle z b_{22}^{*11} \rangle = \frac{\nu_0 E_0}{1-\nu_0^2} \left( \frac{H^2 t_f}{2} + H t_f^2 + \frac{2}{3} t_f^3 \right) + \frac{\sqrt{3} E H^3 t_2}{144 a} \\ \langle z b_{12}^{*12} \rangle &= \frac{E_0}{2(1+\nu_0)} \left( \frac{H^2 t_f}{2} + H t_f^2 + \frac{2}{3} t_f^3 \right) + \frac{E H^3 t_2}{12(1+\nu) a} \\ &\quad \left\{ \frac{3+\nu}{4\sqrt{3}} - \frac{128H}{\sqrt{3}\pi^5 a t_2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\tanh[\pi(2n-1)at_2/(2H)]}{(2n-1)^5} \right\} \end{aligned} \quad (21)$$

위의 식으로부터 Fig. 2에 나타낸 위성 허니컴 패넬의 상당 유효 강성을 계산할 수 있다.

### 3. 나로과학위성의 진동 응답

#### 3.1 위성설계 및 모델링

나로과학위성은 100kg급의 소형위성으로서 기본적인 시스템 구성인 전력계, 통신계, 열-구조계, 자세제어계 등의 시스템을 갖추고 있을 뿐만 아니라 다수의 우주과학기술을 검증하기 위한 탑재체를 장착하고 있다. 거리측정을 위한 LRA (Laser Reflector Array), 펄초 레이저 발진기 FSO (Femto-

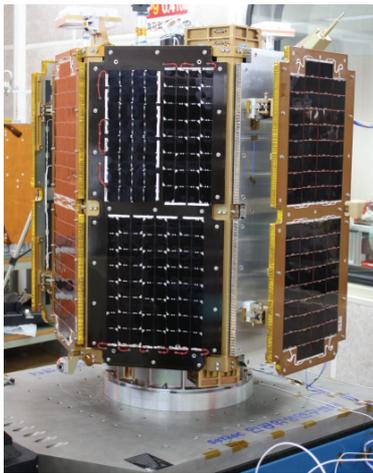


Fig. 5 Aluminum honeycomb structure configuration

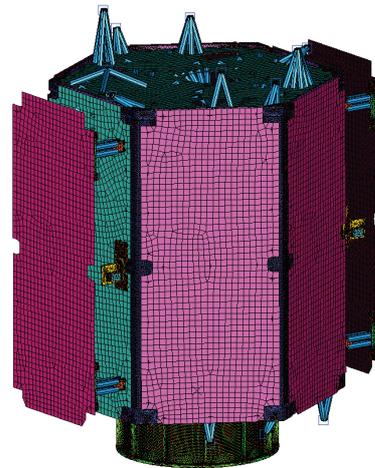


Fig. 6 FEA model of Naro-Science satellite

Second Laser Oscillator), 반작용 휠 RWA (Reaction Wheel Assembly), 적외선 카메라 IRS (Infrared Sensor) 등 국내외에서 개발된 각종 첨단 과학장비들이 탑재되었다. Fig. 5에서 보는 것과 같이 태양 전지판과 외부는 알루미늄 허니컴 샌드위치 패널로 구성되어 있으며, 내부공간은 상하 두 개의 공간 영역으로 분리되어 있다. 위성의 구조는 대부분 패널과 프레임의 조인트 구조로 되어 있다.<sup>8</sup>

Fig. 5에 나타난 나로과학위성의 구조계 설계의 스펙은 다음과 같다.

**-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] honeycomb 15mm thick
- Adhesive: Redux 312 epoxy film system

**-Mass**

- 99.7kg

**-Solar panel**

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

대부분의 위성개발에 있어서 실제 시험 뿐만 아니라 전산 구조 시뮬레이션에 의해서 많은 기술적 개발이 이루어진다. 나로과학위성도 개발 및 설계 단계에서 많은 전산구조해석이 수행되었다. 이러한 FEA 해석에서 2장에서 제시한 asymptotic 균질화법에 의해서 계산한 상당 유효 강성계수 값을 사용하였다. 위성의 FEA 모델링에서는 쉘, 빔, 3D 육면체, 집중질량 및 강체 요소가 사용되었다. 유한요소 모델의 요소수는 442,517개 이며 노드수는 558,481개이다. 위성의 FEA 모델링 방법, 절차, 강성 물성치, 결과 해석 및 검토에 관해서는 1992년 우리별 1호의 개발 때부터 현재까지 약 20년간 축적된 기술자료를 활용하였다.

**3.2 Asymptotic 균질화법에 의한 위성의 진동 수치해석**

Asymptotic 균질화법에 의해서 계산된 알루미늄 허니컴 샌드위치 패널의 상당 유효 강성계수 값을 활용하여 샌드위치 패널을 쉘 요소로 간단하게 모델링 할 수 있게 되었고, 이것은 결과적으로 모델링의 단순화, 시간절약, 해석의 정확성을 가져왔다. 위성의 구조는 허니컴 샌드위치 패널이 기본적인 골격 구조를 이루고 있다. 기존의 연구를 통하여 허니컴 샌드위치 패널의 동적 거동을 정확하게 분석하는 것은 매우 어려운 해석임이 증명되었다.<sup>9-11</sup> 본 연구에서는 이러한 문제점을 극복하기 위하여 상당 유효 강성계수 값을 적용하여 위성의 진동 특성을 전산 해석하였고, 그 결과 값을 실제 위성의 FM (Flight Model) 모델의 진동시험 한 결과

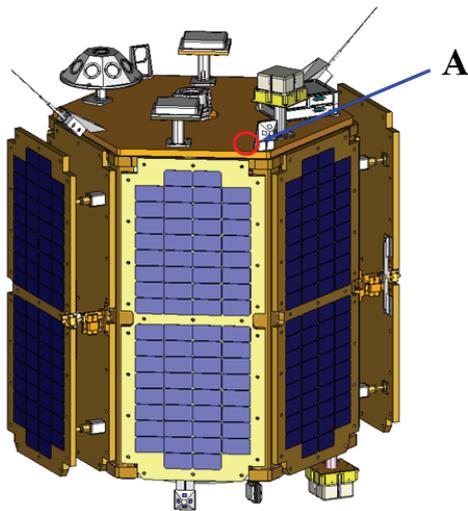
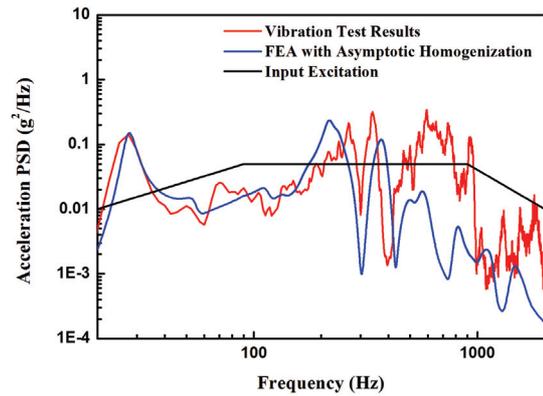


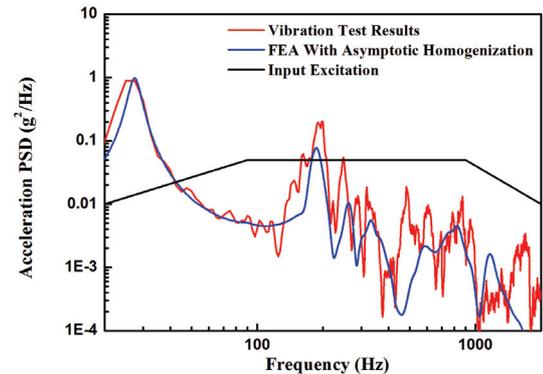
Fig. 7 Data acquisition point of the random vibration test and analysis

값과 비교 검토 하였다. 위성은 발사체에 탑재된 위성체가 받는 극심한 진동, 충격 등의 환경에 대하여 위성의 구조 및 내부 전자 박스, 탑재체 등을 보호하기에 충분한 내구성을 가지고 있어야 한다. 가장 기본적으로 수행되는 진동시험이 랜덤진동시험이다.<sup>12</sup> 나로과학위성에 적용된 랜덤진동시험의 수준은 8.2grms이다. 진동시험은 x, y, z 축 각각에 대하여 수행되었으며 진동시험기로는 Ling Electronics 1216VH 전자식 가진기가 사용되었다. Fig. 3에 나타난 위성의 좌표축과 동일한 x, y, z 축으로 위성의 기저 어댑터 부분이 가진 되었으며, 총 46개의 센서가 위성의 각 중요 부분에 부착되었다. 가속도 센서를 통하여 위성의 속도, 가속도, 증폭비 등의 데이터를 얻었다. 이러한 응답 데이터를 기준으로 위성의 공진 주파수, 진동특성, 구조적 결함 등을 확인한다. 또한 해석 결과를 FEA 해석에 의한 응답과 비교 검토 함으로써 asymptotic 균질화법에 의한 상당 유효 강성계수의 적용에 대한 신뢰성을 검증한다.

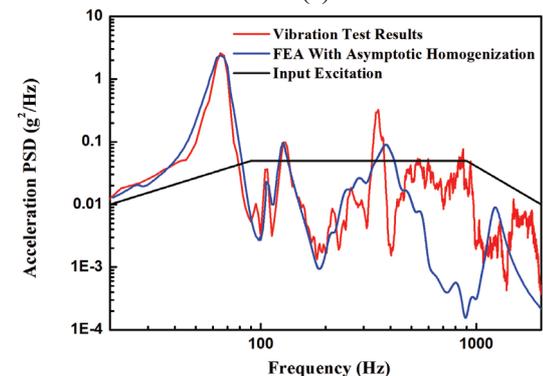
Fig. 7에서 기저의 바닥면에서의 랜덤 가진에 대한 위성 구조체의 응답을 A 점에서 데이터를 획득 하였다. 이 응답을 FEA 해석 결과와 비교 검토하였다. FEA 해석에서는 6%의 점성감쇠를 적용하여 해석을 수행하였다. 이 값은 그 동안 수 많은 해석과 시험을 통하여 얻은 최적의 감쇠 값이며 실제 위성의 특성을 잘 반영하고 있음을 확인하였다. Fig. 8은 실제 진동시험에서 기저 어댑터 에서의 랜덤 입



(a)



(b)



(c)

Fig. 8 Acceleration response comparison between vibration test and FEA for x\_excite (a), y\_excite (b), z\_excite (c)

력 가진 PSD (Power Spectral Density), A 점에서의 응답, 그리고 상당 유효강성 값을 적용한 FEA 해석 응답결과를 비교하여 나타내었다. 각 축에 대한 응답 값에서 FEA 해석 결과값이 실제 진동시험 값과 매우 유사하게 나타나는 것을 알 수 있다.

Fig. 8의 그래프에서 약 27Hz 부근에서 매우 큰 응답 증폭비가 나타나는데, 이것은 이 곳에 첫 번째 중요 공진 모드가 있다는 것을 의미한다. 진동 모드 해석에 있어서도 FEA의 저차 세 개 모드의 진동수가 27.7Hz, 65.3Hz, 104.2Hz로 실험치의 27.5 Hz, 65.8Hz, 105.2Hz로 매우 유사하게 나타났다. Fig. 8에서 이러한 진동모드의 주파수가 잘 나타나 있다. 따라서 본 연구에서 적용한 asymptotic 균질화법에 의한 위성의 진동특성 해석 및 결과가 매우 신뢰성이 있음을 알 수 있다.

#### 4. 결론

위성의 구조체는 경량 고강도가 요구되기 때문에 현재까지 알루미늄 허니컴 샌드위치 패널이 많이 적용되었다. 허니컴 샌드위치 패널은 그 구조적 복잡성 때문에 전산해석에 있어서 많은 어려움과 시간적 소모가 요구되었다. 따라서 본 연구에서는 이러한 점을 극복하기 위하여 asymptotic 균질화법을 적용하였다. Asymptotic 균질화법에 의해 등방성 재료인 알루미늄으로 제작된 허니컴 샌드위치 패널의 상당 유효강성 계수를 구하고 이것을 활용하여 위성의 랜덤진동 가진에 대한 동적 응답을 구하였다. 상당 유효강성 계수를 사용하여 계산한 값이 실제 진동시험에 의해서 얻은 응답 값과 매우 유사한 경향을 나타내었다. 또한 진동 모드의 계산에서는 거의 시험 결과 값에 일치하였다.

본 연구를 통하여 허니컴 샌드위치 패널의 상당 유효 강성계수를 구하기 위한 asymptotic 균질화법의 적용 유효성을 검증하였고 또한 실제 위성의 설계에 있어서 효율적으로 활용 할 수 있다..

#### 후 기

이 논문은 2013년도 안동대학교 특별연구지원 사업에 의하여 연구되었으며 이에 감사 드립니다.

#### 참고문헌

1. Kalamkarov, A. L., "On the Determination of Effective Characteristics of Cellular Plates and Shells of Periodic Structure," *Mech. Solids*, Vol. 22, pp. 175-179, 1987.
2. Kalamkarov, A. L., Saha, G. C., and Georgiades, A. V., "General Micromechanical Modeling of Smart

- Composite Shells with Application to Smart Honeycomb Sandwich Structures," *Comp. Struct.*, Vol. 79, No. 1, pp. 18-33, 2007.
3. Jeong, J. H., Cho, M. H., Kim, J. S., and Kang, Y. J., "The Elastostatic Behavior Analysis of Fiber Reinforced Composite Beams Using the Asymptotic Expansion Method," *Proc. of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference*, pp. 199-202, 2009.
4. Berdkchevsky, V. L., "On the Energy of an Elastic Rod," *J. Appl. Math. Mech.*, Vol. 45, No. 4, pp. 518-529, 1981.
5. Tanov, R. and Tabiei, A. "Finite Element Implementation of a New Sandwich Homogenization Procedure," *Comp. Struct.*, Vol. 50, pp. 49-58, 2000.
6. Chung, I., "Evaluation of Effective Orthotropic Creep Parameters for Perforated Sheets," *J. Korean Soc. Precis. Eng.*, Vol. 22, No. 2, pp. 79-88, 2005.
7. Chung, I., "Evaluation of Effective Stiffness for 3D Beam with Repeated Structure," *J. Korean Soc. Precis. Eng.*, Vol. 22, No. 7, pp. 170-176, 2005.
8. Kim, B. J. and Lee, D. G., "Development of a Satellite Structure with the Sandwich T-joint," *Comp. Struct.*, Vol. 92, No. 2, pp. 460-468, 2010.
9. Lok, T. S. and Cheng, Q. H., "Free and Forced Vibration of Simply Supported, Orthotropic Sandwich Panel," *Comput. & Struct.*, Vol. 79, No. 3, pp. 301-312, 2001.
10. Desai, Y. M., Ramtekkar, G. S., and Shah, A. H., "Dynamic Analysis of Laminated Composite Plates Using a Layer-Wise Mixed Finite Element Model," *Comp. Struct.*, Vol. 59, No. 2, pp. 237-249, 2003.
11. Vinson, J. R., "The Behavior of Sandwich Structures of Isotropic and Composite Materials," Lancaster: Technomic Publishing, pp. 47-56, 1999.
12. Zhang, L. J., Lee, C. M., and Wang, Y. S., "A Study on Nonstationary Random Vibration of a Vehicle in Time and Frequency Domains," *Int. J. Auto. Tech.*, Vol. 3, No. 3, pp. 101-109, 2002.