

저궤도 지구관측 위성의 통계적 에너지 해석 Statistical Energy Analysis of Low-Altitude Earth Observation Satellite

우성현† · 김홍배* · 임종민* · 김경원**

Sung-Hyun Woo, Hong-Bae Kim, Jong-Min Im and Kyung-Won Kim

Key Words : Low-Altitude Earth Observation Satellite(저궤도 지구관측 위성), Statistical Energy Analysis(통계적 에너지 해석), Vibro-Acoustic Behavior, (음향-진동 연성 거동), Acoustic Test(음향 환경 시험), Component Vibration Test(탑재체 진동 환경 시험),

ABSTRACT

The low-altitude earth observation satellite is generally equipped with high performance camera as a main payload which is vulnerable to vibration environment. During the launch process of a satellite, the combustion and jet noise of launch vehicle produce severe acoustic environment and the acoustic loads induced may damage the critical equipments of the satellite including the camera. Therefore to predict and simulate the effect of the acoustic environment which the satellite has to sustain at the lift-off event is very important process to support the load-resistive design and test-qualification of components. Statistical Energy Analysis(SEA) has been widely used to estimate the vibro-acoustic responses of the structures and gives statistical but reliable results in the higher frequency region with less modeling efforts and calculation time than the standard FEA. In this study, SEA technique has been applied to a 3-Dimensional model of a low-altitude earth observation satellite to predict the acceleration responses on the structural components induced by the high level acoustic field in the launch vehicle fairing. In addition, the expected response on each critical component panel was calculated by the classical method in consideration of the mass loading and imposed sound pressure level, and then compared with SEA results.

1. 서론

일반적으로 위성체는 지정 궤도까지의 안전한 이송을 위하여 특별히 제작된 페어링(Fairing)에 장착되어 발사체 상부에 안치되어진다. 이때 발사체의 발사과정에서 발생하는 방대한 양의 추진체의 연소와 분사, 고속 추진에 따른 페어링 외기의 동압 변화등은 위성체가 장착되어 있는 페어링 내부에 수천 Hz의 주파수 대역에 걸쳐 130 ~ 150 dB에 이르는 음장(Acoustic Field)을 형성한다. 이러한 페어링 내부의 고에너지 음장은 위성체 구조물 및 탑재물의 기계적인 진동을 유발하여, 물리적인 파손을 일으키거나 주요 기능에 중대한 결함을 유발시킬 수 있다. 따라서 위성체의 음향-진동 연계 해석을 통하여, 발사과정에서 위성체 구조물 및 주요 탑재물에 발생하는 음향유발진동(Vibro-Acoustic Response) 레벨을 예측하는

것은 위성체의 성공적인 임무 수행을 위하여 매우 중요한 작업이다. 하지만 기존의 구조해석방법인 유한요소법(Finite Element Method, FEM)과 경계요소법(Boundary Element Method, BEM) 등은 구조물의 모드 정보를 요구하므로, 정확한 모드 정보를 추출할 수 없는 300 Hz 이상의 주파수 영역에 대하여는 신뢰성 있는 결과를 얻을 수 없으며, 증가된 계산량으로 인하여 계산자체가 불가능한 경우가 대부분이다. 최근에는 이러한 고주파수 대역의 위성체 음향-진동 연계 해석을 위하여 위성체를 상호 에너지 전달이 가능하고, 에너지를 방출 또는 흡수 할 수 있는 서브시스템(Sub-System)의 연결체로 가정하고 진동현상을 통계적인 에너지의 흐름 현상으로 다루는 통계적 에너지 해석(Statistical Energy Analysis, SEA) 기법이 널리 사용되어지고 있다[1]. 본 논문에서는 고해상도 카메라가 주탑재물로 장착되어지는 저궤도 지구관측 위성을 대상으로 3 차원 통계적 에너지 해석 모델을 개발하여 고에너지 음장으로 대표되는 위성체 발사환경에서의 위성체 주요부위의 음향 유발 진동 레벨을 계산하였다. 또한 부과질량(Mass Loading)과 음압레벨만을 고려하는 고전적인 음향-진동 연성 계산 기법을 활용하여 구한 위성체 주요 패널 및 플랫폼 구조물의 진동 레벨

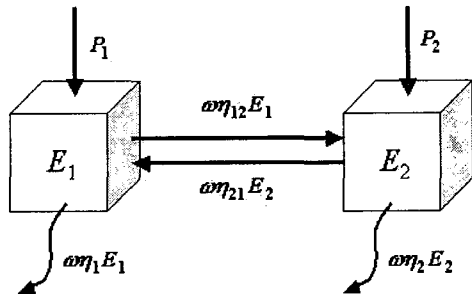
† 한국항공우주연구원 우주시험그룹
E-mail : mach@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2381, Fax : (042) 860-2234

* 한국항공우주연구원 우주시험그룹
* 한국항공우주연구원 위성본체그룹

과 상기의 SEA 결과를 비교 분석하였다.

2. 통계적 에너지 해석

통계적 에너지 해석 기법은 연계된 서브시스템 들 간의 에너지 평형상태를 가정한다. Fig. 1 은 두 개의 서브시스템으로 이루어진 단순 SEA 모델의 에너지 흐름도를 나타낸다.



- ω : 중심주파수(central frequency)
- P_i : 시간평균화된 에너지 입력
- E_i : 서브시스템 내부에너지
- n_i : 모드 밀도(modal density)
- n_i : 감쇠 손실 계수(DLF)
- n_{ij} : 연성 손실 계수(CLF)

Fig. 1 Simple SEA Model

Fig. 1 의 두 서브시스템의 에너지 평형식은 식(1)과 같이 나타내어진다.

$$P_1 = \omega n_1 E_1 + \omega n_{12} n_1 \left(\frac{E_1}{n_1} - \frac{E_2}{n_2} \right) \quad (1)$$

$$P_2 = \omega n_2 E_2 + \omega n_{21} n_2 \left(\frac{E_1}{n_1} - \frac{E_2}{n_2} \right)$$

위성체를 포함한 일반적인 구조물은 k 개의 서브시스템의 연계체로 모사될 수 있으며, 이 경우 에너지 평형식은 식(2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\omega \mathbf{C} \mathbf{E} = \mathbf{P}$$

- \mathbf{C} : (k × k) 손실 계수 행렬
- \mathbf{E} : (k × k) 서브시스템 내부에너지 행렬
- \mathbf{P} : (k × k) 입력에너지 행렬

일반적으로 연성 손실 계수는 서브시스템 연결 부위의 기하학적인 형태와 물성치, 파동장 (Wavefield)과 접합부의 상대각에 의하여 결정되어지고, 감쇠 손실 계수는 서브시스템을 이루는 물질의 댐핑 계수, 음향방사(Acoustic Radiation)에 의하여 결정되어진다. 또한 음향공간 (Acoustic Cavity)의 감쇠 손실 계수는 음향공간을 둘러싸고 있는 경계면의 흡음률에 의하여 지배된다. 식(2)의 행렬식의 계산에 의하여 얻어진 서브시스템 내부 에너지 행렬 E 는 식 (3)과 같이 파동장의 속도, 가속도 및 음압에 의해 나타내어지므로, 이로부터 각 서브시스템의 공간평균화된 응답 레벨을 얻을 수 있다[2] [3]

$$\mathbf{E} = \mathbf{M} \langle v^2 \rangle \quad : \text{structural wavefield}$$

$$\mathbf{E} = \mathbf{V} \langle p^2 \rangle / \rho c \quad : \text{acoustic wavefield}$$

- \mathbf{M} : 서브시스템 질량행렬
- \mathbf{V} : 서브시스템 체적행렬
- $\langle v^2 \rangle$: 공간평균화된 속도 행렬
- $\langle p^2 \rangle$: 공간평균화된 음압 행렬
- ρ : 유체 밀도
- c : 음파 속도

3. 저궤도 지구관측 위성의 SEA 모델

일반적인 저궤도 지구관측 위성의 구조는 크게 위성본체, 태양전지판 및 주 탑재물인 고해상도 카메라의 세가지 부분으로 나뉘어지며, 이중 위성본체 시스템은 위로부터 상부 탑재부(Upper Payload Bay), 하부 탑재부(Lower Payload Bay), 전장부(Avionic Bay)의 세 부분으로 구성되어있다. 주 탑재물인 원통형 고해상도 카메라는 탑재체부를 관통하여 설치되며, 하부 탑재 플랫폼 상에 6 개의 받침대에 의하여 지지되어진다.

Fig. 2 에서와 같이 위성체의 SEA 3 차원 모델링을 위하여 위성체의 각 플랫폼, 본체 측면 패널 (Closure Panel) 및 태양전지판은 허니콤 (Honeycomb) 심재(Core)를 포함한 알루미늄 샌드위치 패널로 모델링하였으며, 카메라 경통과 추진체 탱크는 각각 복합재료 쉘과 등방성 쉘로 모사하였다. 또한 위성체의 주골격은 감쇠계수 1%의 알루미늄 빔 요소로 모델링하였으며, 실제 구조물과 동일한 단면 계수를 적용하였다[4].

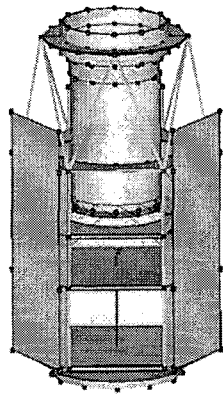
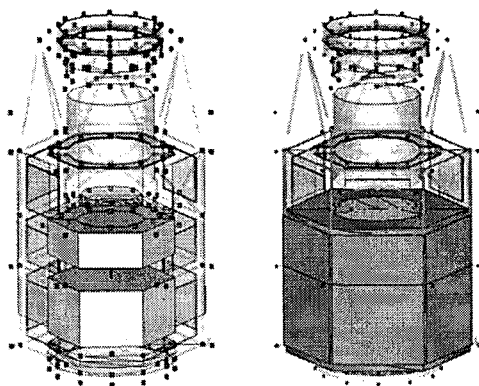


Fig. 2 Plate, Shell, and Beam Elements

특히 각 패널 및 플랫폼의 무게는 이들 상에 장착되어지는 탑재물의 총무게를 포함하도록 설정하여 부과질량 효과를 고려하였으며, 샌드위치 패널의 감쇠 손실 인수(Damping Loss Factor)는 고주파 대역에서 주파수에 반비례하는 형태의 모델을 사용하였다. 식(4)는 샌드위치 패널에 적용된 감쇠 손실 인수의 일반적인 형태를 나타낸다.

$$\begin{aligned} \eta_i &= 0.04 & (f \leq 100\text{Hz}) \\ \eta_i &= 0.04 \times 100 / f & (f > 100\text{Hz}) \end{aligned} \quad (4)$$

위성체의 내부는 Fig. 3 과 같이 두 개의 음향 공간(Acoustic Cavity)으로 모델링하였으며, 각각은 본체 측면 패널 및 플랫폼과 면접촉(Area Junction)을 통하여 에너지를 주고받도록 하였다.



(a) Acoustic Cavities (b) Junctions

Fig. 3 Acoustic Cavities and Junction Element

위성체의 발사과정에서 발사체 페어링 내부에 형성되는 고에너지 음장은 확산음장(Diffused Acoustic Field)의 형태로 모사되며 Fig. 4 와 같이 외부에 노출된 모든 부재에 부과되어 내부 구조물까지 전달된다. 본 해석에는 일반적인 저궤도 지구관측 위성에 대하여 사용 가능한 발사체의 음향장 조건을 고려하여 OASPL 140dB 의 1/3 옥타브 밴드의 음향 가진 프로파일을 설정하여 적용하였다.

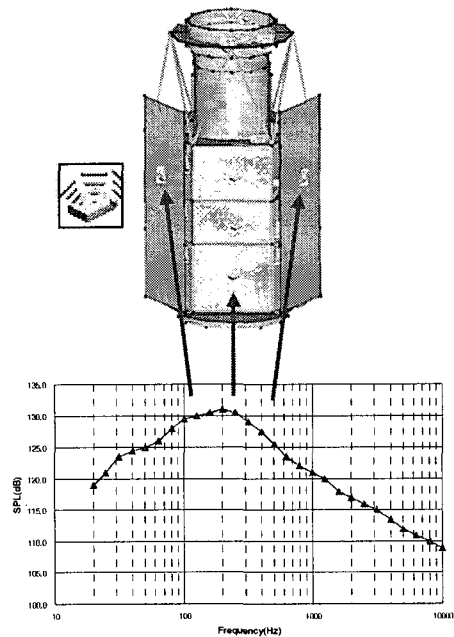


Fig. 4 Diffused Acoustic Field

4. 음향-진동 연성 계산

발사과정에서 페어링 내부의 고에너지 음장에 의하여 발생하는 위성체 구조물의 음향-진동 연성 거동은 그 위에 장착된 탑재물의 주요한 진동 환경을 제공하게 되며, 이로 인해 탑재체 설계 및 인증 시험 사양 선정을 위한 기본적인 정보가 된다. 하지만 위성체의 개발 일정상 이러한 정보들은 위성체 구조체가 구체화되고 상세화되지 이전의 개발 초기 단계에서 요구되어지며, 이러한 요구를 충족시키기 위하여 위성체 주요 구조물의 구조체 내에서의 위치, 연결 방식 및 부재의 특성에 대한 고려를 배제하고 단지 설치되는 탑재체의 무게와 부과되는 음향 환경 레벨만을 고려하여 구조물 상의 음향-진동 연성 거동치를 계산하는 방식이 널리 사용되어 왔다. 이를 위하여 우선 Fig. 4

과 같이 주어지는, i 번째 옥타브 밴드의 음압레벨, SPL_i (dB)은 식(5)에 의하여 압력값 [Pa]으로 전환한다.

$$P_i = 0.00002 \cdot 10^{(SPL_i / 20)} \quad (5)$$

계산된 압력치를 기본 부과 질량 ($M = 1$ [kg/m²])을 가지는 패널에 부과하여 식(6)과 같이 기준 파워 스펙트럼 밀도 함수, $PSD_{0,i}$ 을 구할 수 있다.

$$PSD_{0,i} = \sqrt{2} / F_i \cdot (P_i / 9.81)^2 \quad (6)$$

여기서 F_i 는 옥타브 밴드의 중심 주파수를 나타낸다. 식(6)으로부터 일반 부과 질량 M 및 증폭비 Q_i 를 가지는 부재의 응답, PSD_i 는 식(7)과 같이 나타낼 수 있다.

$$PSD_i = PSD_{0,i} \cdot (Q_i / M)^2 \quad (7)$$

여기서 $Q_i = \sqrt{2 \cdot F_i}$ 나타낼 수 있으며, 최대값 25를 넘지 않는다는 것이 실험적으로 알려져 있다[5].

5. 결과

해석 결과의 신뢰성을 검증하기 위하여 현저한 음향-진동 연성 거동을 나타내는, 저궤도 지구관측 위성 태양전지판의 기존 음향 시험 결과를 현 모델의 해석치와 비교하였다. 동등한 비교를 위하여 음압 레벨은 실제 시험에 사용되었던 137 dB를 적용하였으며, 패널의 응답 레벨이 부과질량의 제공에 반비례함을 고려하여 비교 대상 태양전지판 사이의 면적차(약 2 배)만큼을 보정하여 Fig. 5 과 같이 유사한 결과를 얻어내었다. 이때 SEA의 주요 가정인 고모드밀도 전체조건이 충족되지 못하는 100Hz 미만의 영역에서는 실제 구조물의 모달 에너지를 과도 예측함으로써 해석 결과와 시험치에 크게 웃도는 SEA 해석의 전형적인 결과를 나타내었다.

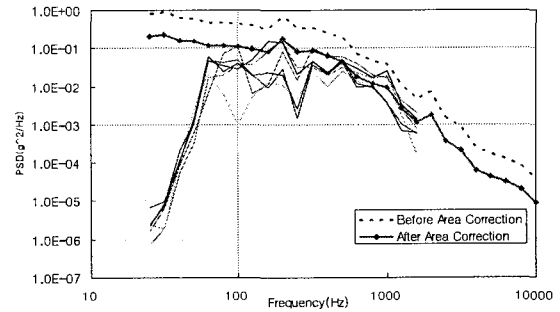


Fig. 5 Solar Array Responses (Expr. vs. SEA)

또한 주요 구조물의 모드밀도(Modal Density)를 도시한 Fig. 6을 통해서도, 주파수 밴드당 최소 2~3 개의 모드수를 요구하는 SEA 전체 조건을 고려하면 300Hz 이상부터 신뢰성 있는 결과를 얻을 수 있음을 알 수 있다.

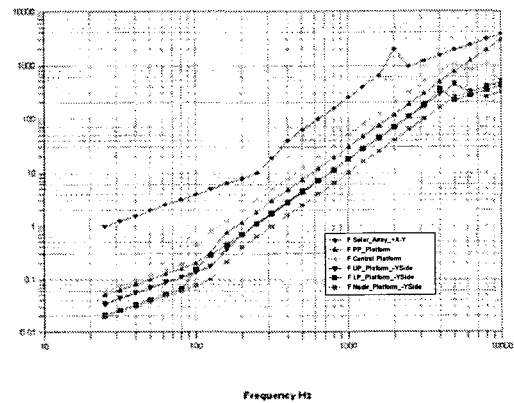
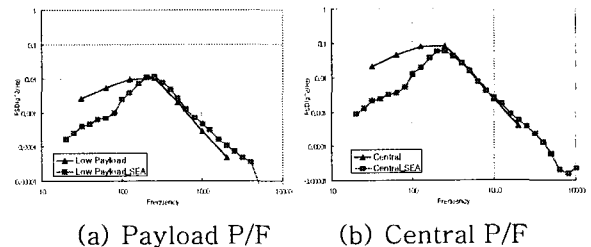


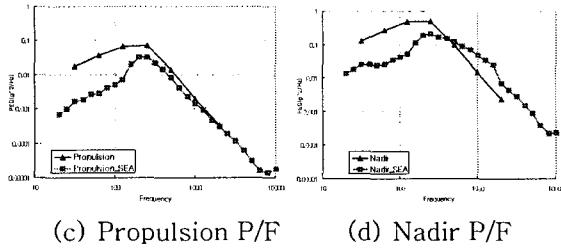
Fig. 6 Modal Density of Critical Structures

SEA 통하여 얻어진 위성체 각 플랫폼의 응답 특성을 음향-연성 계산을 통하여 얻어진 결과를 Fig. 7에 각각 비교해 보았다.



(a) Payload P/F

(b) Central P/F

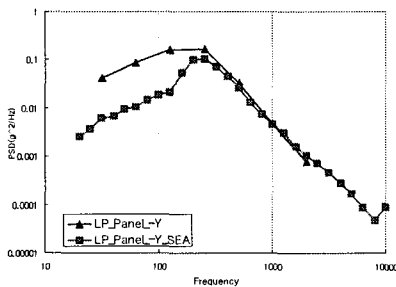


(c) Propulsion P/F (d) Nadir P/F

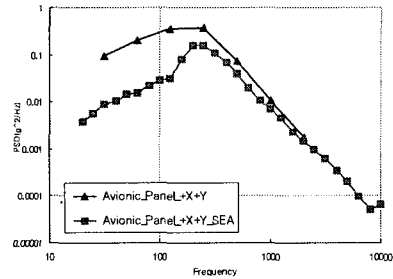
Fig. 7 Platform Responses
(Vibro-Acoustic Calculation vs. SEA)

SEA 가 신뢰성을 갖는 영역에서는 두 결과가 매우 유사한 결과를 나타냈으나, 그 이하의 영역에서는 음향-연성 계산값이 상대적으로 큰 값을 나타내었다. 이것은 대상 플랫폼의, 주변 부재들과의 연결 상태 및 외기로의 방사(Radiation) 현상을 고려하지 않고 단순히 부재가 음장으로부터 에너지를 일방적으로 받아들이는 계산상의 가정때문이다. 이와 같은 가정은 대상 구조물이 주변 구조물과 긴밀하게 에너지를 상호 교류하는 실제 현상과 차이가 있으며, 이러한 차이로 인해 주변 부재와의 연성손실계수(Coupling Loss Factor)가 증가되는 저주파 대역에서 오차가 두드러지게 된다. 따라서 음향-진동 연성 계산의 결과만을 기준으로 탑재물의 진동시험 사양을 선정할 경우 저주파대역에서의 과도 시험을 피할 수 없으며, 이를 막기 위해서는 SEA 해석 결과를 활용한 보정작업이 요구되어진다.

Fig. 8 에는 위성체 본체 패널 중 탑재물이 주로 장착되어지는 하부 탑재부 패널과 전장부 패널의 응답특성을 나타낸 것이다. 위성체 본체 패널은 위성체의 최외곽에 설치되어 있으므로 외부 음장과 직접 접촉이 이루어지고 외부 구조물과의 연계도 단순하기 때문에 패널의 위치와 상관 없이 유사한 형상을 나타내며, 단지 그 위에 장착되는 탑재물의 무게에 의해 거동의 크기가 결정되는 양상을 볼 수 있다. 또한 음향-연성 계산 값과도 매우 근접한 결과를 보여주고 있다.



(a) Lower Payload Bay Closure Panel



(b) Avionic Bay Closure Panel

Fig. 8 Closure Panel Responses
(Vibro-Acoustic Calculation vs. SEA)

주탑재물인 고해상도 카메라 및 이와 연계된 지지 구조물의 상세 사양은 아직 구체적으로 알려지지 않은 관계로 이전 저궤도 지구관측 위성 카메라의 SEA 모델링 정보를 최대한 활용하여 선행적인 해석을 수행하였으며, 이를 검증하기 위하여 기개발된 위성체의 음향시험 결과중 카메라 경통부의 응답에 +3 dB의 음압차이를 보정하여 Fig. 9에 비교하였다.

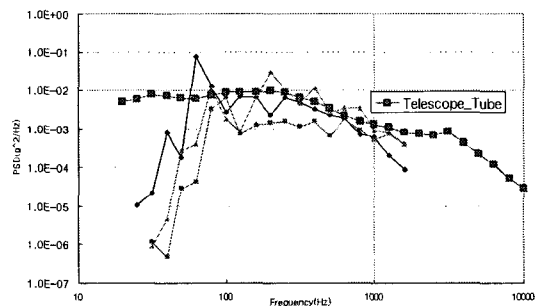


Fig. 9 Camera Tube Responses
(Expr. vs. SEA)

6. 결론

본 연구에서는 위성체의 발사과정에서 페어링 내부에 형성되는 고에너지 음향환경으로 인해 위성 본체 및 주 탑재물에 발생하는 음향유발 진동 레벨을 예측하고 진동에너지 전달경로를 추적하기 위한 통계적 에너지 해석 모델링 기법을 활용하여 저궤도 지구관측 위성에 대한 음향-연성 거동을 분석하였으며, 부재의 부과질량값과 가해지는 음압으로부터 연성 거동을 계산하는 기존의 방법과 비교되었다. 본 연구를 통하여 획득된 기술은 추

후 개발될 위성체 및 발사체의 구조 해석 및 효율적이고 신뢰성 있는 탑재체 시험 사양 선정 작업에 주요하게 사용되어 질 것으로 기대된다.

참고문헌

- (1) 우성현 등, 2004, "저궤도 지구관측 위성 구조-열 해석 모델의 음향 시험 및 통계적에너지 해석? User Conference Proceedings, HanPAM 2004
- (2) A. J. Keane, W. G. Price, Statistical Energy Analysis, Cambridge University Press, 1994.
- (3) R. H. Lyon, R. G. DeJong, Statistical Energy Analysis, Cambridge University Press, 1994.
- (4) "Input Data for Acoustic Analysis", IOC K2-01-420-023, Korea Aerospace Research Institute, 2001
- (5) "Acoustic Assessment Approach", KS-Memo-00-011, Astrium, Nov 15, 2000