

## 다목적위성 아리랑 2호 발사환경 규격설정

김 홍 배\* · 이주훈 · 김성훈 · 이 상 설\*

### Launch Environment Specification for KOMPSAT-2

Hong-Bae Kim · Joo-Hun Rhee · Sung-Hoon Kim · Sang-Seol Lee

#### ABSTRACT

High level vibration environments induced while launching of spacecraft can damage sensitive equipment or payloads, unless the equipment is properly designed. This is a critical issue for KOMPSAT-2 which will carry a high resolution electro-optic camera and a sophisticated attitude and orbit control system. Thus careful consideration on the launch environment is required in the design stage of spacecraft. This requires generation of vibration specification for each component. This paper describes the generation process of vibrational specification for KOMPAT-2, which is designed and tested by Korean engineers.

#### 1. 서 론

위성체는 임부수행을 위하여 설정궤도까지 발사체에 의하여 운반되는데, 이러한 발사 과정중 야기되는 매우 극심한 소음 및 진동은 때때로 위성체 및 탑재체의 기능을 저하 또는 마비시키는 경우도 있다(1). 이에 따라 위성체의 설계 및 제작 과정에서 발사시 진동 및 소음에대한 고려가 반드시 필요하며, 제작이 완료된 후 시험을 통하여 설계 및 제작에 대한 검증절차를 수행하는 것이 일반적이다. 이러한 일련의 작업이 이루어지기 위해서는 위성체에 탑재되는 각 구성부품들에 부가되는 환경을 파악하고 이를 규격화하는 작업이 반드시 선행되어야 한다.

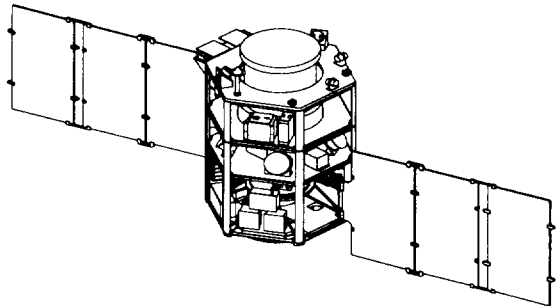


Fig. 1 KOMPSAT-2 Configuration

\* : 한국항공우주연구소, 정회원

· : 한국항공우주연구소

한국의 우주개발분야의 경우, 1999년 다목적실용 위성(KOMPSAT) - 1호 개발의 성공에 힘입어 2004년 발사를 목표로 국내 연구기관 및 관련기업들이 참여하고 있는 가운데 다목적실용위성-2호를 개발 중이다. 다목적 실용위성 1호는 국내에서 개발된 위성중 최초의 실용급위성으로서, 다목적 2호의 경우 위성체의 기본 형상 및 골격은 현재 1호의 것을 그대로 유지하고 임무목적에 따라 탑재부 및 제어부등의 기능 부분을 수정 보완하는 형태이다. 이는 1호 개발과정에서 획득한 기술을 최대한 활용하기 위함이며, 위성체에 대한 발사환경 규격의 설정시에도 1호기에서 습득한 기술을 최대한 활용하는 것을 기본으로 하고 있다.

본 연구에서는 다목적 실용위성의 각 부품들에 대한 발사시 진동환경 규격을 추정하고, 향후 타 발사체 및 탑재물들에 적용이 가능하도록 규격을 설정하는 방법에 대하여 논하고자 한다.

## 2. 위성체에 대한 발사환경

위성체의 측면에서 발사 과정 중 위성체가 접하는 대표적인 환경은 100 Hz 이하의 천이성 저주파 진동(Transient Vibration), 음향가진(Acoustic Excitation)에 의한 수천 Hz까지의 고주파진동 및 충격성 진동(Pyro-shock Vibration)등을 들 수 있다 (2). 일반적으로 Sine Vibration 가진으로 알려져 있는 저주파 진동의 가진원으로는 대부분의 상용발사체가 채택하고 있는 액체 추진 로켓의 경우, 발사체 구조물의 축방향 진동모드와 액체 추진체계의 추력 변동주기가 일치하여 발생하는 POGO 막대현상(POGO Stick effect), 발사체의 방향 선회와 주변압력의 급격한 변화로 인한 구조물의 가진 및 엔진의 연소 종료시 상승 가속도의 급격한 감소로 인한 천이성 가진이 주 원인으로 알려졌으며, 미국의 Taurus, Athena 및 이스라엘의 Shavit과 같이 고체 추진로켓을 채택하는 경우, 연소 챔버내의 공진연소(Resonance burn)에 의한 주기적 가진이 주원인으로 알려져 있다.

발사체의 이륙 시 발사체 주위에서 발생하는 150dB 이상의 소음이 발사체의 페어링(Fairing)

내부로 전달되고, 이로 인하여 위성 본체 및 구성 부품의 진동이 야기된다. 이러한 소음은 수천 Hz의 주파수 범위까지 분포하며, 위성체를 가진하여 위성체의 임무 수행에 절대적인 제어, 통신 및 광학 장비 등의 피로 파괴(Fatigue Fracture)를 유발시킬 수 있다(3).

충격환경은 Pyro-technic Shock 또는 Pyro-shock 이라고 불리는 수십 m-sec이내의 짧은 시간동안 수백에서 수천 G에 이르는 매우 높은 응답을 갖는 하중조건으로 대표된다. 이 충격환경은 우주 발사체의 단분리, 발사체로부터의 위성체의 분리, 위성체의 안테나 및 태양전지판과 같은 부착물의 분리 또는 전개를 위한 분리장치(Separation Device)의 작동에 의해 발생하며, 탑재된 각종 전자부품 및 광학장비에 치명적인 손상을 입힐 수 있다.

## 3. 위성체 진동규격 추정

### 3.1 Sine Vibration 규격설정

100Hz이하의 주기적 저주파 가진을 대표하는 Sine Vibration 가진은 위성본체뿐만 아니라, 2호기의 경우 저주파 대역에 구조공진을 지니고 있는 고해상도 카메라에 있어서는 설계상 매우 중요한 하중조건이다. 즉 발사체로부터 들어오는 가진력의 주파수 성분이 60kg에 이르는 질량을 지닌 카메라의 취부 공진주파수와 일치하는 경우

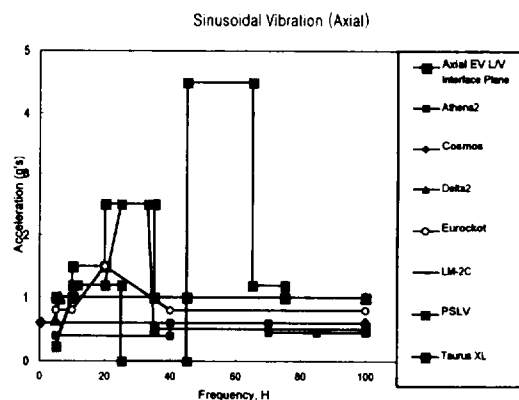


Fig. 2 Sine Vibration Specification of L/Vs

카메라뿐만 아니라 이를 지탱하고 있는 위성본체 주구조물의 파손을 불러 일으킬 수 있다.

Fig. 2는 상용발사체별 축방향에 대한 발사체와 위성체간 체결부위에서의 sine vibration 규격을 나타내고 있다. 횡방향 가진의 경우 축방향에 비하여 낮은 값을 가지고 있으므로 본 내용에서는 표시하지 않았다. 위성체에 탑재되는 고해상도 카메라를 제외한 탑재물은 질량이 작고, 취부 형태가 견고하여 100 Hz이하의 가진력 성분에 대해서는 비교적 강건하다. 이에 따라 sine vibration의 경우, 고해상도 카메라에 대해서만 설계 및 시험규격을 구하기 위한 하중조건으로 선정하였다.

Fig.3은 유한요소 모델링을 통한 고해상도 카메라의 모드해석 결과를 보여주고 있다. Fig.4는 해석적 모드해석결과를 이용하여 획득한 위성체 밀면과 고해상도 카메라 지지면사이의 수직방향에 대한 주파수 응답 특성곡선을 나타내고 있다.

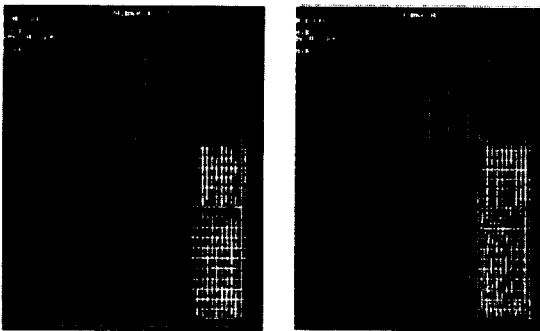


Fig. 3 FE Analysis Result of KOMPSAT-2

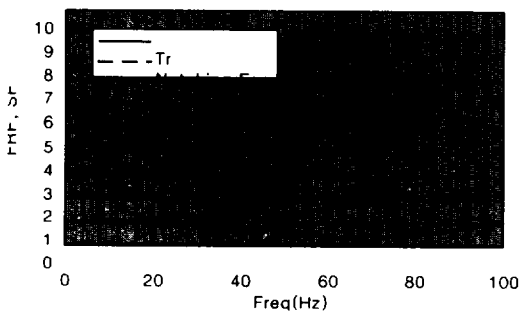


Fig. 4 Transfer Function Plot between L/V and MSC Interface

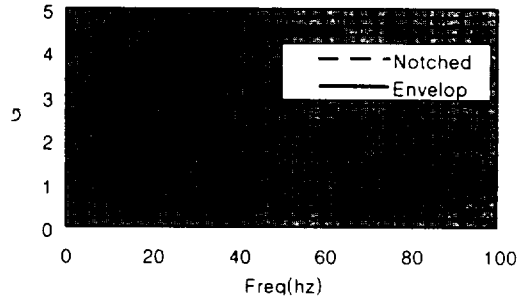


Fig. 5. Sine Vibration Specification and Its Notched Profile at L/V Interface

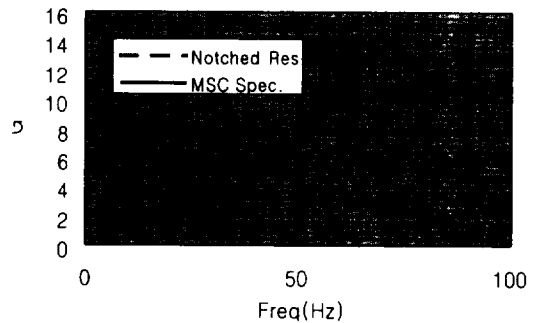


Fig. 6. MSC Sine Vibration Specification and Predicted Response at MSC Interface

그림에서와 같이 62 Hz근방에서 카메라 강제모드를 볼 수 있으며, 증폭비는 플랫폼을 구성하는 허니콤 부재의 일반적인 증폭비인 10정도를 나타내고 있다.

Fig.5 는 전 상용발사체에 대한 Sine Vibration 규격의 Envelop를 나타내고 있다. 이는 아리랑 2호의 발사체가 결정되지 않은 상태에서 카메라의 예비설계조건이 설정되어야 하는 현단계에서 취할 수 있는 가장 안전한 방법이다. 가정된 규격을 이용하여 직접 카메라 설계시나 검증시험시 사용할 경우, 대상물에 실제 비행시보다 과도한 하중을 가할 수 있다. 이는 위성체가 장착되는 발사체 어댑터 부근의 기계적 임피던스가 해석시나 시험시 가정하는 값과 차이가 있기 때문이다. 이를 보완하기 위하여 기준 규격에 낮춤(Notching)을 두도록 권고하고 있다(5,6). 이는 실제 현상을 설계시나 검증시험 시 반영하도록 하기 위한 방법으로, 모달질량(Modal Mass)와 증

폭비가 큰 시험 대상물 및 모드에 대하여 적용하도록 하고 있다. 기존에 다른 위성 프로그램에서 적용하고 있는 낮침규격은 다음식과 같다(6).

$$Y(f)_n = \frac{Y(f)}{\sqrt{T_r}}$$

$$f_u = 1.4 * f_r \quad (1)$$

여기서  $Y(f)_n$ 는 낮침된 규격치,  $Y(f)$ 는 주어진 규격치,  $T_r$ 은 대상물의 전달율을 나타낸다. 식(1)의 권고식에 따라 계산된 낮침규격치는 Fig. 5와 같으며, 이를 이용하여 계산된 카메라 장창부위에서의 응답레벨과 카메라의 기존 설계레벨은 Fig. 6과 같다. 그림에서 60~70 Hz근방에서 계산된 응답치가 설계레벨을 벗어나는 주파수 대역이 있는데, 이는 고체 추진방식인 Taurus의 규격치가 타 발사체에 비하여 높은 레벨을 나타내고 있기 때문이다. 향후 Taurus가 발사체로 선정될 경우, 이러한 발사체로 부터의 과도 입력을 차단하기 위하여 발사체 어댑터와 위성체 사이에 진동 차단기(Vibration Isolator)를 채택하는 방안을 검토 중이다.

### 3. 2 음향 및 램덤 진동 규격설정

앞절에서 언급한바와 같이 위성체 장비의 피로파괴를 유발시키는 원인으로 음향가진에 기인한 고주파 진동 성분이 있다. 위성체 개발시 위성개발의 초기 단계인 부품의 선정 및 설계/제작단계의 경우, 음압에 의한 직접적 가진보다 면적이 상대적으로 넓은 위성 본체의 진동이 구조적으로 전달되어 장비를 가진하는 성분이 상대적으로 크기 때문에, 장비가 장착된 각 플랫폼의 진동레벨을 예측한 후, 이를 근거로 장비의 설계 및 검증시험을 수행한다(7). 위성체의 최종조립이 이루어진 후에는 설정된 음향레벨을 위성에 직접 가진하여 위성체를 검증하는 것이 일반적이다.

이러한 소음에 의하여 야기되는 위성체 및 위성체에 탑재된 구성품의 진동을 추정하는 방법으로는 유사 위성체 발사시 획득한 자료를 이용하

여, 대상 위성에 대하여 랜덤진동레벨을 추정하는 외삽법(Extrapolation Method)이 있다(4). 유사한 모델의 비행경력이 없거나, 최종 발사체와의 검증단계에서는 통계적 에너지 해석법(Statistical Energy Analysis)을 사용한다(4). 현재 예비설계 단계에서는 1호기 개발시 TRW사와 OSC사에서 수행하였던 외삽법을 사용하여 2호기 각 부품의 램덤 진동레벨을 추정하였다. Fig.7은 상용 발사체의 페어링 내부 음압레벨을 나타내고 있다. 제시된 값은 발사체별로 특정 조건하의 값이므로 이를 아리랑 2호의 형상조건으로 변경하기 위해서는 다음과 같은 수정식을 사용한다(8).

$$FFAC = \frac{\left(1 + \frac{c}{2fH}\right)}{\left(1 + \frac{c}{2fH} * \left(1 - \frac{V_f}{V_e}\right)\right)} = \frac{\left(1 + \frac{c}{2fH}\right)}{\left(1 + \frac{c}{2fH} * \left(1 - \left(\frac{d}{D}\right)^2\right)\right)} \quad (2)$$

$FFAC$  in dB = 10\*LOG (FFAC)

where,  $FFAC$ : NASA Standard Fill Factor

$c$ : Speed of Sound (344m/sec),

$f$ : Frequency,

$H$ : Angular Gap Distance between Spacecraft and Fairing,

$V_f$ : Volume of Filled,

$V_e$ : Volume of Empty

$d$ : Spacecraft Diameter,

$D$ : Fairing Diameter.

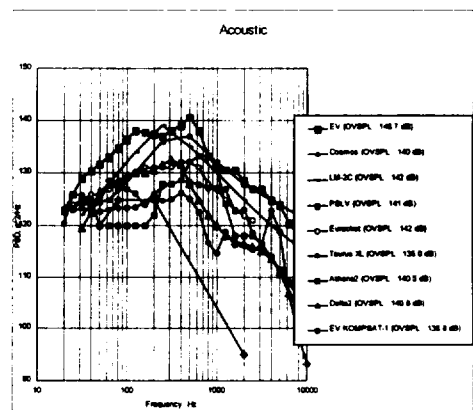


Fig. 7. Sound Pressure Level of L/Vs

치를 보정하는 보정기법을 다음식과 같이 사용하였다.

$$PSD_n = PSD_i \cdot \left(\frac{1}{\sqrt{Tr}}\right)^2 \quad (4)$$

Fig. 10은 주어진 규격치와 보정기법으로 보정된 랜덤 진동규격을 보여주고 있다. 보정된 진동레벨을 사용하여 2차 반사경의 응답을 예측한 결과 Fig. 11과 같이 급격히 감소하며, 응력을 계산한 결과허용치를 만족하는 것으로 나타났다. 향후 발사체가 선정되고, 위성본체의 설계가 완료된 후, 통계적 해석기법(Statistical Energy Analysis)등을 통한 정확한 응답치를 계산하는 절차가 필요하다.

### 3. 3 Pyro-shock 규격설정

충격 규격의 경우에는 위성체에 가장 큰 영향을 미치는 위성체/발사체 연결부위의 Pyro-technic Device를 1호기와 동일한 것으로 사용하는 것을 기본안으로 하고 있기 때문에 Fig. 12와 같이 1호기와 동일한 규격을 사용하는 것을 기본안으로 하고 있다.

## 4. 결론

위성의 설계/제작시 소음/진동환경에 대한 고려는 매우 중요하다. 일련의 작업이 성공적으로 이루어지기 위해서는 위성체에 탑재되는 각 구성 부품에 부가되는 환경을 파악하고 이를 규격화하는 작업이 반드시 선행되어야 한다. 본 연구에서는 다목적 실용위성 1호에 이어 국내 연구진과 참여기업이 주도하여 개발중인 2호의 부품들에 대한 예비 규격설정과정에 대하여 언급하였다. 향후 발사체 선정 및 위성본체의 설계가 확정된 후, 정확한 해석기법을 통하여 최종 규격설정 작업이 이루어져야 할 것이다.

## 참고 문헌

(1) Chetty, P.R.K, 1991, *Satellite Technology and Its Applications*, TAB Professional and Reference Books, pp. 345~365.

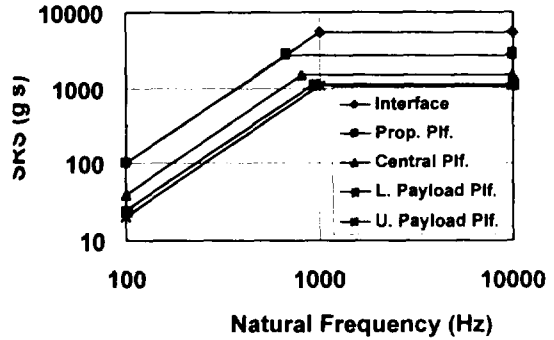


Fig. 12 KOMPSAT-2 Pyro-shock Specification

- (2) 김홍배 외, *위성체에 대한 발사환경시험*, 한국소음진동공학회지, Vol. 7, No. 5, 1997
- (3) Pao Yu Lee, 1982, *Designing Electronic Equipment for Random Vibration Environments*, Proceedings of Designing Electronic Equipment for Random Vibration Environments, pp. 43~48.
- (4) *Vibroacoustics Analysis Package User Guide*, NASA GSFC.
- (5) T. Scharton, M. Vujcich, 1999, *Combined Loads, Vibration, and Modal Testing on the QuikSCAT Spacecraft*, Journal of the IEST, pp.36~42.
- (6) K. A. Sweitzer, 1987, *A Mechanical Impedance Correction Technique for Vibration Tests*, Proceeding of Institute of Environmental Sciences.
- (7) *Vibroacoustic Qualification Testing of Payloads, Subsystem and Components*, NASA GSFC.
- (8) Frank On, 1998, *Payload Fill Factor Model of User Guide/EnviroNet/Vibroacoustics Analysis Package*, NASA Goddard Space Flight Center.