

과학기술위성 2 호 태양전지판의 환경시험 규격에 대한 고찰

Analysis on Environmental Test Specifications for Solar Panels of STSAT-2

장태성*·김홍배**·우성현**·이상현*·남명룡*

Tae Seong Jang, Hong Bae Kim, Sung Hyun Woo, Sang Hyun Lee and Myeong Ryong Nam

Key Words : STSAT-2 (과학기술위성 2 호), Satellite (위성체), Launch Environmental Test (발사환경시험), Solar Panel (태양전지판), SEA (Statistical Energy Analysis, 통계적 에너지 해석법)

ABSTRACT

A satellite component must withstand vibration caused when launch vehicle acoustics and engine rumble transfer to it through its structural mount. Components shall be subjected to environmental tests after manufacturing process, thus, the environmental test conditions are needed for component level test including vibration and shock. This paper deals with derivation of component-level environmental test specifications, especially for solar panels of STSAT-2(Science & Technology SATellite-2). Sine sweep, random vibration, and shock test conditions were generated for solar panels by assuming the satellite as single-degree-of-freedom system with a base excitation.

1. 서론

과학기술위성 2 호(STSAT-2)는 한국과학기술원 인공위성연구센터에서 개발 중인 100kg 급 기술시험위성으로서, 지구 및 대기 감시를 위한 마이크로파 복사계 시스템과 위성의 정밀 위치·궤도 결정을 위한 레이저 반사경, 그리고 우주기술시험을 위한 다수의 모듈을 탑재한다. 과학기술위성 2 호는 국내에서 개발하는 저궤도용 위성발사체인 KSLV-1 에 탑재되어, 2007 년 나로 우주센터에서 발사될 예정이다.

위성 개발의 초기단계에서는, 하위 시스템(sub-system)의 설계 변경이 빈번하고, 이로 인해 최종적인 상세 설계사항을 반영하기가 쉽지 않은 경우가 존재한다. 이러한 단계에서 부품단위의 발사환경시험 규격을 얻기 위해서는, 위성체 시스템에 대한 단순화 모델이 필요하며, 이를 이용하여 안전계수를 고려한 최대 예상수준(maximum expected level)의 시험 조건을 산출해야 한다.

본 논문에서는 과학기술위성 2 호의 태양전지판을 대상으로, 위성개발 초기단계에서 부품단위의 발사환경시험 규격을 계산하는 일련의 방법 및 그 결과를 제시하고자 한다. 위성체는 발사체 내에 탑재되어 분리되기까지 극심한 소음 및 진동을 겪게 되는데, 각 부품은 위성체를 통해 전달되는 진동 하중과 발사체 페어링(fairing)내 고에너지 음장의 영향을 받게 된다. 따라서, 위성의 성공적인 임무 수행을 위한 부품단위 관점에서, 각 부품이 준

정적 하중(quasi-static load) 뿐만 아니라, 랜덤 진동 환경, 발사체 내부 음향환경 그리고 충격하중에 충분히 견디어야 한다. 이러한 목적에 맞추어 부품단위 환경시험 규격이 필요하게 되는데, 본 논문에서는 과학기술위성 2 호의 평판 형태 태양전지판에 대한 발사환경시험 규격을 다루었다.

2. 과학기술위성 2 호의 발사환경

2.1 과학기술위성 2 호의 발사환경

과학기술위성 2 호는 KSLV-1 에 탑재되어 발사될 예정이다. 과학기술위성 2 호 위성시스템에 대한 인수수준(acceptance level) 발사 환경시험 규격 중, 참고로 조화 진동시험 조건을 Table 1 에 제시하였다. 일반적으로, 부품단위로 전달되는 진동에 의한 최대가속도는 위성체 어댑터(adapter)에 가해지는 발사환경시험 조건보다 더 큰 값을 갖는다. 따라서, 과학기술위성 2 호에 대한 발사환경시험 조건으로부터 태양전지판 부품단위에 대한 진동 및 충격시험 조건을 산출해야 한다.

2.2 과학기술위성 2 호의 태양전지판

태양전지판은 태양전지(solar cell)를 이용하여 태양의 빛에너지를 위성이 사용할 수 있는 전기에너지로 변환하여 주는 모듈이다. 전개가능한 태양전지판은 비강성 및 비강도가 큰 샌드위치 구조(sandwich structure)의 평판에 결정질 태양전지를 부착시킨 구조가 활용된다. 과학기술위성 2 호의 태양전지판은 하니컴 심재(honeycomb core)와 탄소섬유강화복합재 면재(CFRP facesheet)로 구성된 샌드위치 구조의 평판으로 제작될 것이다. 태양전지판이 위성발사시 겪게 되는 발사환경조건에 충분히 견딜 수 있도록, 면재 및 심재를 설계·제작하

* 한국과학기술원 인공위성연구센터
E-mail : tsjang@satrec.kaist.ac.kr
Tel : (042) 869-8627, Fax : (042) 861-0064

** 한국항공우주연구원, 우주시험그룹

게 된다. 따라서, 제작 이전에 태양전지판에 대한 부품단위 발사환경시험 규격의 산출이 필요하게 된다. 태양전지판이 구속되어 있는 상태의 과학기술위성 2 호 전체 형상을 Fig. 1 에 제시하였다.

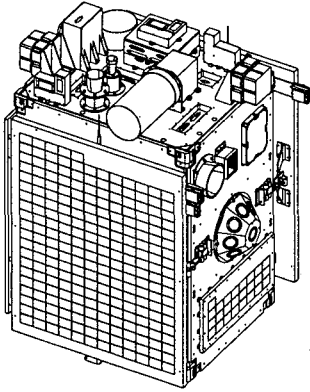


Fig. 1 Stowed configuration of STSAT-2.

Table 1 Sine vibration test specification.

Direction	Freq. (Hz)	Amplitude
Axial	5~13	4.4mm _{0-peak}
	13~100	3g
Lateral	5~13	2.9mm _{0-peak}
	13~100	2g

3. 태양전지판의 환경 시험조건 산출

3.1 준정적가속도 산출

기존의 위성 발사시험을 통해 경험적으로 얻어진 설계지침으로서 위성질량(m)-준정적 가속도(a)와의 관계는 다음 식(1)과 같다.

$$a = 50 / m^{0.3} \text{ (g)} \quad (1)$$

위 경험식에 의해 계산된 100kg 급 위성이 받는 준정적 가속도는 12.6g 가 되며, 안전계수 1.2 를 고려하여, 최대 준정적 가속도를 15.1g 으로 예상하였다. 또한, 최대 준정적 가속도벡터는 수직방향과 수평방향의 3 성분으로 분해할 수 있는데, 많은 발사경험을 통해 수직방향 0.8a, 수평방향 각각 0.5a 크기로 분해한다. 이러한 경험적 계산에 의하여, 과학기술위성 2 호가 받게 될 최대 준정적 가속도를 수직방향 12.1g, 수평방향 7.5g 으로 산출하였다.

3.2 조화 진동시험 조건 산출

상세설계가 완성되지 않은 개발 초기에 부품단위 환경시험 조건을 얻기 위해서는, 위성체에 대한 단순화가 필요하다. 다수의 하위 시스템으로 구성된 위성체를 Fig. 2 에서와 같은 1-자유도계로 단순화하면, 입력(base input)에 대한 전달률(transmissibility)은 식 (2)와 같다.

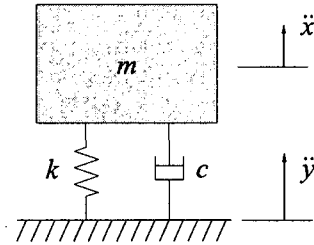
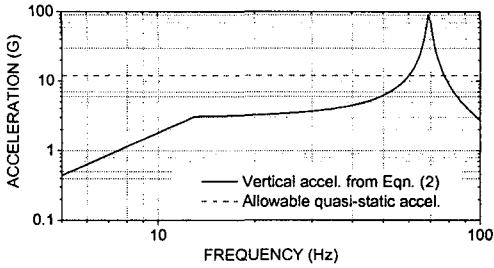


Fig. 2 Simplification of satellite (single dof system).

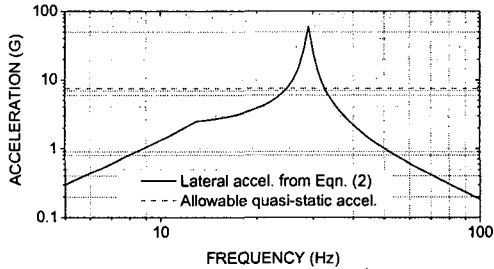
$$\frac{\ddot{x}}{\ddot{y}} = \frac{X}{Y} = \frac{\sqrt{1 + \left(2\zeta \frac{f}{f_n}\right)^2}}{\sqrt{\left[1 - \left(\frac{f}{f_n}\right)^2\right]^2 + \left[2\zeta \left(\frac{f}{f_n}\right)\right]^2}} \quad (2)$$

위성체의 수평방향 진동에 대해서도 유사한 모델로 접근할 수 있다. 결과적으로, 수직방향 또는 수평방향에 대한 위성체의 고유진동수 f_n 를 예측할 수 있다면, 가진 주파수 및 입력에 대한 1 자유도계 위성체 모델의 응답을 계산할 수 있다. 세부 부품에 대한 상세설계가 완료되지 않은 예비설계 단계에서, 설계된 과학기술위성 2 호는 대략 수직방향으로 69Hz, 수평방향으로 29Hz 의 고유진동수를 보였고, 이는 유한요소해석을 통해 예측한 결과였다[1]. 식 (2)에서 위성체 모델에 대한 입력에 해당하는 Y 또는 \ddot{y} 값은, Table 1 의 수직 및 수평방향 발사환경시험 조건의 일정변위 또는 일정가속도 값에 해당한다. 공진첨에도 $Q=30$ 으로 가정하고, 감쇠비 $\zeta=0.017$ 의 값을 얻었다. 식 (2)를 이용하여 주파수에 따른 입력에 대한, 1 자유도계 위성모델의 응답을 계산하였다. 식 (2)에 의해 계산된 위성체의 응답과, 앞서 기술한 방법에 따라 계산된 최대 허용준정적 가속도 값을 함께 Fig. 3 (a) 및 (b)에 제시하였다.

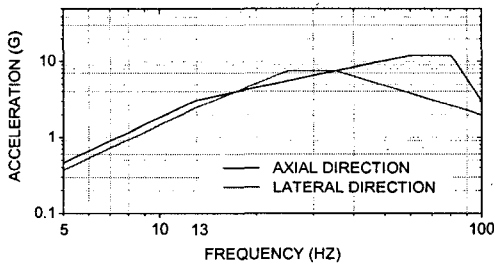
위성체를 1-자유도계로 단순화하여 응답을 산출한 결과 허용 준정적 최대가속도 값을 초과한 주파수 영역이 존재한다. 이 경우에는 1-자유도계를 가정한 식(2)에 의해 계산된 가속도 값과 허용 준정적 최대 가속도 값을 비교하여, 작은 가속도값



(a) Vertical acceleration obtained from Eqn. (2)



(b) Lateral acceleration obtained from Eqn. (2)



(c) Segmented sine vibration condition

Fig. 3 shows swept sine vibration condition for acceptance level test of solar panels.

Table 2 Sine vibration test condition for solar panels.

Dir.	f (Hz)	Accep. Level	Qual. Level
		Sweep rate: 4oct/min	Sweep rate: 2oct/min
Axial	5~13	4.56mm _{0-peak}	5.70mm _{0-peak}
	60~80	12.1 g	15.1g
	100	3.0 g	3.75g
Lateral	5~13	3.63mm _{0-peak}	4.54mm _{0-peak}
	25~35	7.5 g	9.4g
	100	2 g	2.5g

Note: Qualification level is 1.25 times higher than acceptance level as shown in above table.

을 시험 조건으로 한다. 실제 시험상 용이한 조건

의 도출을 위해, 4 구역으로 분할된 구간을 log-log 선도상에서 직선으로 단순화한다. 100Hz에서는 주파수-응답특성상 입력 가속도값보다 작은 응답을 보이지만, 입력 진폭과 같은 가속도 값을 할당하여, 부품단위 시험조건을 완성하였다. 이는 시험조건에 안전계수를 더 고려한 것으로 볼 수 있다. 최종적인 태양전지판 부품 단위에 대한 조화 진동 시험 규격을 Table 2에 나타내고, Fig. 3(c)에 인수 레벨시험(Acceptance level test) 조건을 도시하였다.

3.3 랜덤 진동시험 조건 산출

위성체는 분리될 때까지 발사체로부터 전달되는 랜덤 진동과 페어링(fairing) 내 넓은 주파수 대역에 걸친 고에너지 음향 환경을 겪게된다. 과학기술위성 2호가 피기백(piggyback) 탑재체가 아닌 KSLV-1의 주탑재체라는 사실로부터, 태양전지판 관점에서는 구조물을 통해 전달되는 진동하중보다 발사사 고에너지의 음압에 의한 음향-진동이 더 지배적일 것으로 판단하였다. 일반적으로, 유한요소법이나 경계요소법을 통해 랜덤가진에 대한 응답해석을 수행할 수 있으나, 구조물의 정확한 진동 모드 정보를 필요로 한다. 뿐만 아니라, 이러한 수치해석적 방법을 이용하여 300Hz 이상 고주파수 대역에 대한 신뢰성있고, 정확한 진동 모드 결과를 얻기 힘들며, 계산량이 매우 증가하여 계산자재가 불가능한 경우가 발생한다. 본 연구에서는 고주파 대역에서 태양전지판에 대한 음향-진동 연계 해석을 위해 통계적 에너지 해석(SEA, Statistical Energy Analysis) 기법[2]을 활용하였다.

Fig. 4는 태양전지판 모델에 가해질 음압 스펙트럼 형상을 나타내며, 모든 발사체의 음향환경 스펙트럼을 포함하도록 설정된 데이터이다. 샌드위치 구조 태양전지판의 제원은 Table 3에 제시하였다. 우선 면재를 0.5mm 두께의 알루미늄으로 가정하여 환경시험 조건을 구하고, 얻어진 시험조건을 감당할 수 있도록 CRFP 면재의 최종적인 설계 및 제작을 계획한 것이다. SEA 해석을 이용한 태양전지판 모델에 대한 음향-진동 응답을 Fig. 5에 제시하였다.

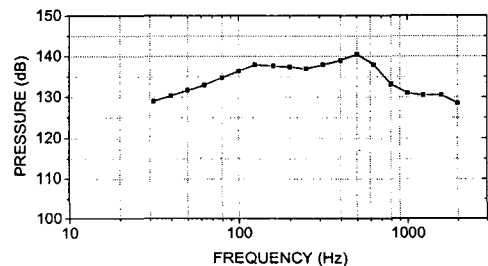


Fig. 4 Overall sound pressure level (148.7dB).

Table 3 Material characteristics of solar panel.

Dimension	700×547mm
Mass	1.7kg
Core	5.2pcf-1/4-25p Al5052 honeycomb 20mm thick
Facesheet	Al2014 0.5mm thick
Solar cell mass	0.7kg

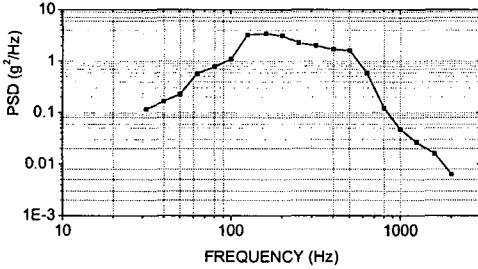


Fig. 5 Response at solar panel in PSD.

태양전지판 부품단위의 환경시험에 적당한 수개의 선분(segment)으로 이루어진 규격을 정하고자 하였다. 본 연구에서는 4 개의 선분으로 이루어진 랜덤 환경시험 조건 산출을 시도하였다. 이를 위해서는 Fig. 5 에 해당하는 PSD 에 대한 진동응답 스펙트럼(vibration response spectrum, VRS)을 얻어야 한다[3]. Fig. 2 와 같이 1-자유도계로 가정된 위성 모델에 대해 PSD 를 입력으로 하는 진동응답스펙트럼을 구하기 위해 식 (3)과 같은 관계[4]를 적용하였다. 식 (3)을 적용하여 얻은 진동응답스펙트럼을 Fig. 6 에 나타내었다. 최적의 포락선(envelope)을 얻기 위해 Fig. 5 의 PSD 선도 상에 4 개의 선분으로 이루어진 임의의 주파수-PSD 좌표를 정하고, 다시 이에 해당하는 진동응답스펙트럼을 식 (3)에 의해 계산하였다.

$$\ddot{x}_{GRMS}(f_n, \xi) = \sqrt{\sum_{i=1}^N \frac{1 + (2\xi\rho_i)^2}{\{1 - \rho_i^2\}^2 + \{2\xi\rho_i\}^2}} Y_{PSD}(f_i) \Delta f_i$$

where, $\rho_i = f_i/f_n$ (3)

4 개 선분으로 이루어진 PSD 시험규격에 해당하는 VRS 가 Fig. 5 의 PSD 에 대응하는 VRS 를 둘러싸고, 또한 가장 낮은 가속도 RMS 값을 갖도록 4 개의 선분 좌표를 갱신하고 이 과정을 반복하였다. 최종적으로 얻어진 최적의 시험규격을 Fig. 7 에 나타내었고, 이 시험규격에 대한 VRS 곡선은 Fig. 6 에 최적 포락선으로 제시하였다.

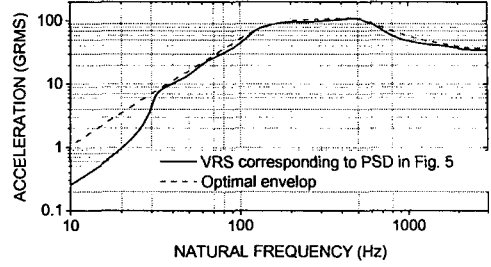


Fig. 6 Vibration response spectrum corresponding to PSD at solar panel and its optimal envelope.

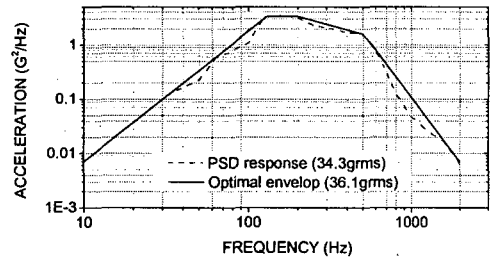


Fig. 7 Optimal envelope obtained from iterative method.

위 방법에 의해 얻은 랜덤 진동시험 규격의 전체평균가속도는 36.1grms 에 해당한다. 결과적으로 인증수준시험을 고려한 최종적인 태양전지판 부품단위 랜덤 진동시험 규격을 Table 4 에 제시하였다.

Table 4 Random vibration test condition for solar panel.

f (Hz)	Power Spectral Density (g²/Hz)	
	Accep. Level	Qual. Level
10	0.007	0.014
130	3.36	6.72
200	3.36	6.72
500	1.60	3.20
2000	0.007	0.014
RMS	36.13 grms	51.1 grms
Duration	1 min	2 min
Direction	Normal to solar panel	

Note: The above random test conditions should be response-limited on the solar panel surface.

3.4 충격시험 조건 산출

과학기술위성 2 호의 경우, 위성체 어댑터가 발사체로부터 분리시 분리 메커니즘 작동에 의해 충격하중을 겪으며, 또한 태양전지판 전개를 위하여 위성체에 부착된 폭발식 분리장치(pyro device)가 동작할 때 매우 높은 충격 가속도를 받는다. 예비 설계 단계에서는, 과학기술위성 1 호 인증모델(QM)

개발 단계에서 측정된 데이터를 바탕으로, 태양전지판 근방에서 동작하는 폭발식 분리장치에 의한 충격이 지배적이었다는 사실에 근거하여, 태양전지판 부품단위의 충격시험 조건을 산출하였다. 과학기술위성 1 호의 태양전지판 전개시험에서 태양전지판에 부착된 가속도계에 의해 얻은 대표적인 가속도-시간 이력(history)을 Fig. 8 에 제시한다.

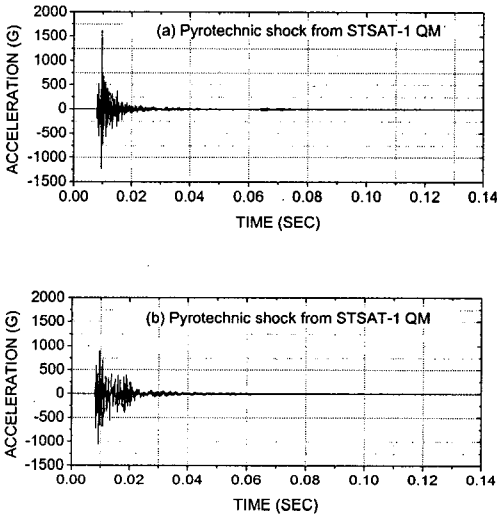


Fig. 8 Typical pyrotechnic shock from STSAT-1 QM.

1 자유도계 배열 시스템에 대한 해[5]를 근거로 이에 대한 충격응답스펙트럼(shock response spectrum, SRS)을 구하고, Fig. 9 에 각각 제시하였다. 계산된 충격응답스펙트럼을 둘러싸며, 초기 기울기가 12dB/oct 를 넘지 않는 적정 포락선을 선정하였다. 본 연구에서는 2 개의 선분으로 이루어진 충격시험 규격을 얻고자 하였다. 평판의 면재가 상이한 과학기술위성 1 호 태양전지판의 전개시험시 측정 데이터를 활용하였으므로, 최대 예상가속도에는 충분한 여유가 고려되어야 한다.

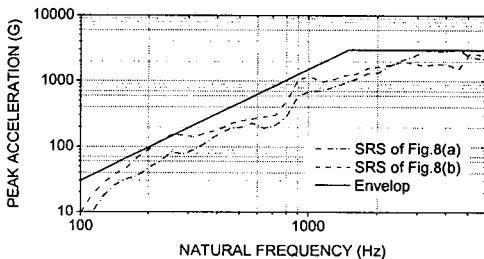


Fig. 9 Shock response spectrum and envelope (Q=10).

최종적으로 산출된 충격시험 조건을 Table 5 에

제시하였다. 랜덤 진동시험조건에서와 마찬가지로 태양전지판 표면에서의 측정된 가속도 결과를 바탕으로 산출하였으므로, 시험조건은 평판 표면에서 응답-제한(response-limited)이 되어야 한다.

Table 5 Shock test condition for solar panel.

Frequency	100 Hz	1,500 Hz	6,000 Hz
Acceleration	30 g	3,000 g	3,000 g
Test times	2	Qualification level	
	1	Acceptance level	

Note: Above shock test condition should be response-limited on the solar panel surface. (Q=10)

4. 결론

본 연구에서는 과학기술위성 2 호의 태양전지판에 대한 부품단위 환경시험 규격의 산출과정을 제시하였다. 상세설계가 완료되지 않은 단계에서 부품단위의 환경시험 규격을 도출하기 위해, 위성체를 1 자유도계로 가정하고, 이에 따른 준정적하중, 조화 진동시험 조건, 음향-진동시험 조건을 산출하였고, 충격진동스펙트럼에 근거한 충격시험 조건을 산출하였다. 이러한 부품단위 환경시험 규격에 의해 추후 제작될 하니컴 심재를 갖는 탄소섬유강화복합재 샌드위치 구조 평판의 태양전지판은 과학기술위성 2 호의 준비행모델에 적용될 것이다.

후 기

본 연구는 과학기술부 특정연구개발사업인 "과학기술위성 2 호 개발사업(과제번호 M102DB0100 02-05D0201-00210)"의 일환으로 수행되었으며, 이에 대하여 감사드립니다.

참 고 문 헌

- (1) 임종태 등, 2003, "STSAT-2 Spacecraft & Ground Station Preliminary Design Review", Satellite Research Center, KAIST, pp. 14-18~14-20.
- (2) 김홍배 등, 2002, "다목적 실용위성 2 호 구조-열 모델의 음향 환경 시험", 춘계학술발표회 논문집, 한국소음진동공학회, pp. 862~866.
- (3) 김홍배 등, 1999, "다목적 실용위성 아리랑 1 호의 부품레벨 랜덤진동 규격에 대한 고찰", 추계학술발표회 논문집, 한국소음진동공학회, pp. 546~552.
- (4) L. Meirovitch, 1967, Analytical Methods in Vibrations, Macmillan Company, New York.
- (5) Cyril Harris, 1996, Shock and Vibration Handbook, 4th Edition, McGraw-Hill, New York.