

<논문>

발사시 야기되는 랜덤진동을 고려한 위성체 전장품 설계 및 검증에 대한 연구

Design Consideration and Verification on Random Vibration of Satellite Electronic Equipment while Launching

김 홍 배* · 서 현 석**

Hong-Bae Kim and Hyun-Suk Seo

(2000년 6월 16일 접수 : 2000년 10월 27일 심사완료)

Key Words: Solar Array Regulator(태양 전력 조절기), Printed Circuit Board(인쇄 회로기판), Random Vibration(랜덤 진동), KOMPSAT(다목적 실용위성), Satellite(위성체)

ABSTRACT

High level random vibration environments induced while launching of spacecraft can damage sensitive electronic equipment, unless the equipment is properly packaged. Thus careful consideration on the launch environment, especially for high level random vibration, is required in the design stage of electronic equipment of spacecraft. This paper describes the development process of Solar Array Regulator for KOMPAT-2, which is designed and tested by Korean engineers. Both analytical and experimental techniques are introduced in this paper.

1. 서 론

1999년 12월 21일 성공적으로 발사되어 정상적인 운영과정을 거치고 있는 다목적 실용위성 아리랑 1호에 이어, 국내 우주분야 기술진들은 더욱 정밀한 다목적위성인 아리랑 2호를 국내 주도로 개발중이며, 국산화 개발의 일환으로 국내 기술진들에 의하여 위성체의 주요 구성품들에 대한 설계/제작/검증 작업들이 이루어지고 있다. 이중 태양전지판에서 생산되는 전력을 조절하여 위성의 탑재체 및 제어장치등에 공급하는 장치인 전력 조절기(solar array regulator)는 위성의 운영에 필수적이며, 국내 독자 개발은 중요한 의미를 지닌다.

위성체가 지상에서 발사되어 설정 궤도에 도달하기까지 발사체의 추진부에서 발생하는 분사소음

과 발사체 표면과 대기가 충돌하여 발생하는 소음은 넓은 주파수 대역에 존재한다. 이러한 소음은 발사체의 표면을 가진하게 되고 발사체의내부로 방사된 소음은 위성체의 고유 업무에 관련된 탑재 부품들을 가진시킨다⁽¹⁾. 이러한 열악한 발사 환경으로 인하여 야기되는 소음 및 진동은 때로 위성체의 기능을 저하 또는 마비시키는 경우도 있으며⁽²⁾, 외력에 의한 랜덤진동은 전자기판(printed circuit board)의 공진주파수와 일치하였을 경우 소자의 납땜부분의 파손을 일으킨다. 이에 따라 위성체를 구성하는 모든 부품들은 설계 및 제작 과정에서 발사 환경에 대한 고려가 필요하며, 제작된 부품들은 본체에 탑재되기 전에 적절한 시험 과정을 통하여 설계 및 제작에 대한 검증 절차가 선행되는 것이 일반적이다.

본 연구에서는 다목적 2호기에 탑재하기 위하여 설계/제작된 전력 조절기의 개발과정 중 발사 시 야기되는 진동/소음에 대한 안전성 검증과정을 소개한다. 우선 위성용 전장품에 부과되는 환경조건을 이용하여 랜덤진동과 보드의 공진주파수에 대한 영향을 해석적 방법을 이용하여 분석하였고, 이를

* 정회원, 한국항공우주연구원소

** 한국항공우주산업(주)

통하여 소자별 신뢰도 검토 및 설계를 수행하였다. 설계에 따라 제작된 전력조정기를 실제 랜덤진동환경을 부과하는 실험을 수행하였으며, 환경시험 전후로 기능시험을 수행하여 정상적인 작동상태를 확인하므로써, 제작된 전자박스의 신뢰성을 확보하였다.

2. 진동환경 요구조건

위성체 장비에 가장 영향을 크게 주는 것은 발사체의 페어링(Fairing) 내부 소음이다⁽²⁾. 이러한 소음은 위성체를 구성하고 있는 부품 및 부품간을 연결하는 배선등을 고주파로 가진하는 것으로 알려져 있다⁽²⁾.

발사체의 이륙 시 발사체 주위에서 발생하는 150 dB 이상의 소음이 발사체의 페어링 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 파괴를 유발시킬 수 있다⁽²⁾.

이러한 소음에 의하여 야기되는 위성체 및 위성체에 탑재된 구성품의 진동을 추정하는 방법으로는 유사 위성체 발사시 획득한 자료를 이용하여, 대상 위성에 대하여 랜덤진동레벨을 추정하는 외삽법(extrapolation method)이 있다⁽³⁾. 유사한 모델의 비행경력이 없거나, 최종 발사체와의 검증단계에서는 통계적 에너지 해석법(statistical energy analysis)을 사용한다⁽³⁾. 현 단계에서는 다목적 2호에 대한 발사체 선정 및 위성 본체에 대한 구성이 이루어지지 않은 상태이므로, NASA등에서 개발품에 대하여 적용을 권장하는 랜덤진동 규격을 Table 1과 같이 적용한다⁽⁴⁾.

Table 1의 규격은 22.7 kg 이하의 소형 탑재물에 대한 규격이며, 그이상의 대상물에 대해서는 다음과 같이 그 무게에 따라 랜덤 레벨을 줄여 설계 및 검증에 반영한다.

Table 1 Random vibration requirement for the spacecraft component less than 22.7 kg

Frequency(Hz)	ASD Level(G ² /Hz)	
	검증레벨	승인레벨
20	0.026	0.013
20~50	+6dB/Oct	+6dB/Oct
50~800	0.16	0.08
800~2000	-6dB/Oct	-6dB/Oct
2000	0.026	0.013
OA(Grms)	14.1	10.0

$$\text{가속도레벨}(G^2/\text{Hz}) = 0.16 * 22.7/W$$

for Qualification

$$\text{가속도레벨}(G^2/\text{Hz}) = 0.08 * 22.7/W$$

for Acceptance

여기서 W는 탑재물의 질량(kg)임

가속도 선도의 기울기는 ±6 dB/Oct를 유지하여야 하나, 기울기를 유지함에 있어 최소한의 작업완성도점검레벨(minimum workmanship level)이하로 규격이 선정되는 경우에는 작업완성도 점검레벨을 따른다⁽³⁾.

본연구의 대상물인 전력 조정기의 경우, 10 kg 정도의 소형 탑재체이고, 개발제품이므로 Table 1의 랜덤진동레벨 중 검증레벨(Qualification Level)에 준하여 적용한다.

3. 피로수명 분석

3.1 안전율을 고려한 전자기판의 설계

전력 조절기에 대한 랜덤진동가진은 전기소자 및 반도체와 같은 각 구성품 요소들의 피로 수명에 영향을 주며, 개발단계에서 반드시 점검되어야 한다. 피로의 관점에서 각 요소들의 안전성은 기판의 공진 주파수, 모드형상 및 기판의 처짐량 계산을 통하여 얻어진다. 회로기판에 납접되는 소자의 경우, 소자에서 기판에 장착되는 리드선(lead wire)의 형상변경을 통하여 기판의 동적처짐에 의한 영향을 감소시키기도하나, 집적회로(integrated circuit)와 같은 소자는 비교적 넓은 면적을 가지면서 기판을 관통하여 장착되는 형태를 취하고있어, 기판의 처짐에 매우 취약하다.

기판의 동특성분석의 경우, Fig. 1과 같은 단일자유도계로 단순화하여 수행하는 것이 일반적이다.

계의 기반 가속도 $\dot{y}(t)$ 에 의한 질량체 가속도 $\ddot{x}(t)$ 의 파워 스펙트럼밀도(power spectral density), $X_{APSD}(f)$ 는 다음과 같다.

$$X_{APSD}(f) = \frac{[1 + (2\zeta\rho)^2]}{[(1 - \rho^2)^2 + (2\zeta\rho)^2]} Y_{APSD}(f) \tag{1}$$

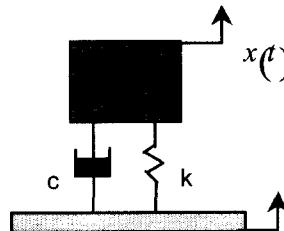


Fig. 1 Schematic diagram of SDOF system

여기서, $Y_{APSD}(f)$ 는 기반의 파워스펙트럼밀도, $\rho = f/f_n$, f_n 은 고유진동수, ζ 는 감쇠비를 나타낸다.

이에 따라 기반입력에 의한 단일자유도계의 응답은 전 주파수대역에 대하여 식 (1)을 적분한 후 이의 제곱근을 취하면 된다⁽⁵⁾.

$$\ddot{x}_{rms} = \sqrt{\int_0^{\infty} X_{APSD}(f) df} \quad (2)$$

ζ 가 매우 작은 경우, 단일자유도의 응답은 다음과 같이 간략화 할 수 있다^(6, 7).

$$\dot{x}_{rms}(f_n) = \sqrt{\frac{\pi}{2} \cdot Q \cdot f_n \cdot Y_{APSD}(f_n)} \quad (3)$$

여기서 Q 는 계의 증폭비이며, $Y_{APSD}(f_n)$ 은 공진주파수에서의 기반입력 값을 나타낸다. 우주용으로 사용되는 전자 회로기판의 경우, 증폭비는 대략 10($\zeta=5\%$)이상의 값을 가지며, 장착방법 및 조건에 따라 많은 실험을 통하여 식 (4)와 같은 경험적 관계식을 사용한다⁽⁷⁾.

$$Q \equiv \sqrt{f_n} \quad (4)$$

랜덤진동의 실효치(root mean square)로부터 통계학적 신뢰도가 99.7% 레벨을 갖는 가속도는 식 (3)과 (4)로부터 다음과 같이 얻어진다.

$$\dot{x}_{max} = 3 \dot{x}_{rms} \cong 3 \cdot \sqrt{\frac{\pi}{2} \cdot f_n^{1.5} \cdot Y_{APSD}(f_n)} \quad (5)$$

이와 같은 최대 가속도치로부터 기판의 최대 처짐은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\delta_{max}(\text{mm}) = 9.8 \times 10^3 \frac{\dot{x}_{max}}{\omega_n^2} = \frac{250 \dot{x}_{max}}{f_n^2} \quad (6)$$

여기서 δ_{max} 의 단위는 mm이며, \dot{x}_{max} 의 단위는 중력가속도의 단위인 g 이다.

주변이 고정된 기판내에 위치한 전기소자부근의 최대 처짐이 아래의 허용치 내에 존재하는 경우, 소자나 납접된 연결부위의 파손이 발생하지 않는다고 알려져 있다⁽⁷⁾.

$$\delta_{allow}(\text{mm}) = \frac{0.028 \cdot d}{C_{trl}^{0.5}} \quad (7)$$

여기서

d = Length of PCB edge parallel to component, mm

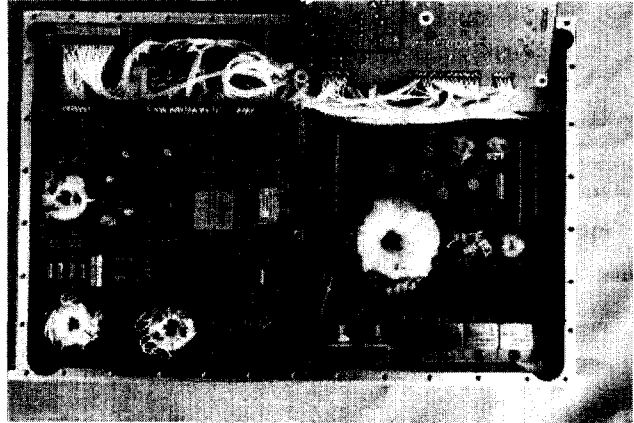
l = Length of electronic component, mm

t = Thickness of PCB, mm

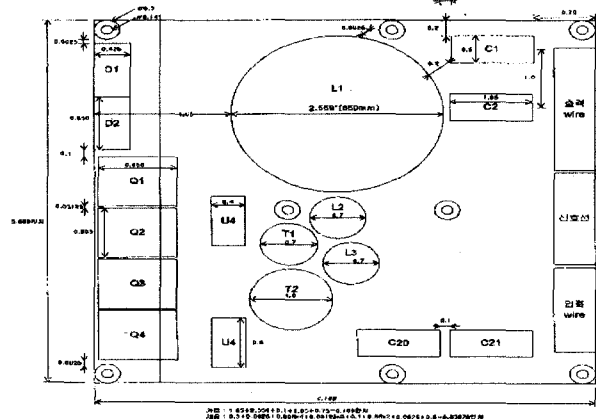
C = Constant for electronic component type

= 1.00(standard dual inline package)

- = 1.26(side-brazed dual inline package)
- = 1.26(pin grid array with two parallel rows)
- = 1.00(pin grid array with perimeter wires)



(a) Photograph of SAR developed model



(b) Configuration of SAR-123 board

Fig. 2 Description of SAR developed model

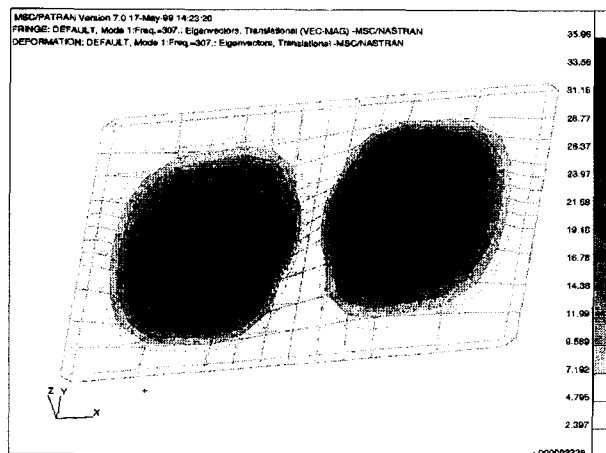


Fig. 3 Fundamental mode of SAR-123 board

- = 2.25(leadless ceramic chip carrier)
- = 1.00(leaded chip carrier)
- r = Relative position factor for component on PCB
- = 1.00(component at center of PCB)
- = 0.707(component at 1/2 length width on PCB)
- = 0.500(component at 1/4 length width on PCB)

식 (7)은 소자의 형상 및 위치함수를 이용한 각 전기 전자 소자가 허용하는 기판의 처짐량을 나타낸 것으로서 많은 시험 및 경험을 토대로 제시된 식이다^(7, 9).

만약 $l = 25.4$ mm, $C = 1.0$, $r = 1.0$ 그리고 $t = 1.7$ mm이라고 가정하면 피로파괴를 피할 수 있는 최대 허용 처짐량은 다음과 같다.

$$\delta_{allow}(mm) = 0.083 \cdot d \quad (8)$$

위의 식은 길이방향으로 25.4 mm 보다 작은 크기의 표준 부품에 대한 가정이며, 만약 이와 같은 조건이 성립이 되지 않는 요소들에 대한 사항은 각 경우별로 상대위치 계수 등을 고려하여 계산한다.

식 (6)과 (7)을 이용하여, 설계/제작된 탑재품에 대한 안전율(Margin of Safety)는 다음과 같다.

$$안전율(MS) = \frac{\text{허용처짐량}(\delta_{allow})}{1.4 \times \text{최대처짐량}(\delta_{max})} - 1 \quad (9)$$

우주 부품의 경우, 설계시 식 (9)와 같이 안전계수 1.4를 이용하는 것이 일반적이다.

주어진 진동환경에 대하여 안전하기 위해서는 식 (9)의 값이 0보다 큰 값을 가져야 한다. 즉 실제 최대처짐량이 허용 처짐량을 넘지 않도록 설계해야 한다.

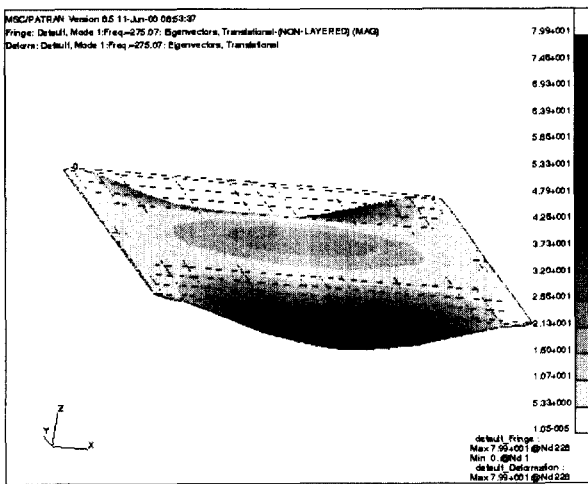


Fig. 4 Fundamental mode of SAR-124 board

3.2 태양전력조절기 기판에 대한 적용 예

앞에서 언급된 바와 같이 전기소자의 피로수명을 지배하는 인자인 동적 처짐은 기판의 고유진동수와 증폭비, 그리고 입력 가속도 레벨에 근거하여 얻어진다. 전력 조절기는 SAR-123과 SAR-124 2개의 기판으로 구성된 2단 구조이며, 주 기판(primary board)과 예비기판(redundant board)이 하우징에 대하여 대칭으로 설치되어있다. 기판의 고유 진동수 및 모드 형상을 파악하기 위하여 기판의 취부형상 및 전기소자들의 부착형상 등을 고려하여 유한요소 모델을 구성하였고, 이를 이용하여 Fig. 3, 4와 같이 모드해석을 수행하였다. 고유진동수와 모드형상은 다목적 1호기의 전력 조절기 제작사인 미국 GULTON 사에서 수행한 값을 참고로 자체 모델에 대한 값을 구하고자 하였다.

Fig. 2와 같은 형상을 지닌 SAR-123기판의 경우, 하우징 프레임에 취부될 뿐만 아니라 기판과 프레임사이에 실리콘 패드를 사용하여 강성 및 감쇠를 증가시켰다. 패드의 삽입으로 인한 강성 증가효과는 다음과 같이 고려하였다⁽⁸⁾.

$$f_n = [f_n^2 |_{\text{without foundation}} + E_f / 4 \pi^2 \gamma]^{\frac{1}{2}}$$

여기서,

E_f = Foundation Modulus, (N/m²)/mm

γ = Mass per Unit Area, kgf-sec²/mm³

유한요소해석결과 패드가 없는 기판의 1차 고유진동수는 309 Hz이며, 3.175 mm 두께의 실리콘 패드의 탄성계수는 29.94 (N/m²)/mm²이고 단위 면적당 질량은 3.06E-3 kgf-sec²/mm³이다. 이에 따라 SAR-123기판의 고유진동수는 437 Hz이고, 모드형상은 Fig. 3과 같다. 증폭비는 실측치가 없으므로 식 (4)에 따라 예측치를 사용하여 21로 가정하였다. 이러한 결과에 따라 SAR-123 기판상의 가속도 응답은 최대 143.71 g가 되며, 이때의 최대 처짐량은 0.189 mm 인 것으로 계산되었다.

SAR-124 기판의 경우, GULTON 사에서 수행한 1호기 전력조절기의 1차 고유 진동수는 456 Hz이고, 이를 근거로 2호기 자체 모델 해석결과도 Fig. 4와 같이 457 Hz로 1호기와 모델과 유사한 결과를 나타내었다. 이에 따라 증폭비는 21.5로 가정하여 해석을 수행하였다. 전력 조절기내 대부분의 전기 전자소자는 접합형태(solder joint)가 안전하므로, 본 연구에서는 접합형태가 취약한 반도체 소자들에 대해서만 고유진동수, 증폭비 및 입력 가속도 레벨과 기판상의 전기소자 배열등을 고려하여 소자별 안전율 계산을 수행하였다. 설계 안전율에 대한 해석결과 모든 소자들이 주어진 진동환경에 대하여 안전함을 보여주고 있으며(Table 2), 이들 반도체 소자들에 대한 상세 마진 분석은 전력조절기상의 재배치 설계

Table 2 Margin analysis of development model electronic components

No.	C	t	r	L	d	δ_{allow}	δ_{max}	M. S
U4	1.00	0.062	0.210	0.80	5.800	0.1096	0.0073	9.72
U4	1.00	0.062	0.417	0.80	5.800	0.0767	0.0073	6.50
C1	1.00	0.062	0.165	1.05	3.100	0.0651	0.0073	5.37
C2	1.00	0.062	0.433	1.05	3.100	0.0248	0.0073	1.43
C20	1.00	0.062	0.290	1.05	3.100	0.0370	0.0073	2.62
C21	1.00	0.062	0.193	1.05	3.100	0.0555	0.0073	4.43

가 완료된 후에 다시 수행될 예정이다. Table 2 에 언급된 U4, . . . ,C21는 현재 개발모델에 사용되는 전기 전자 소자를 일컫는다. Fig. 2 에서는 이와 같은 소자의 배치도를 나타내고 있다.

4. 검증시험 수행

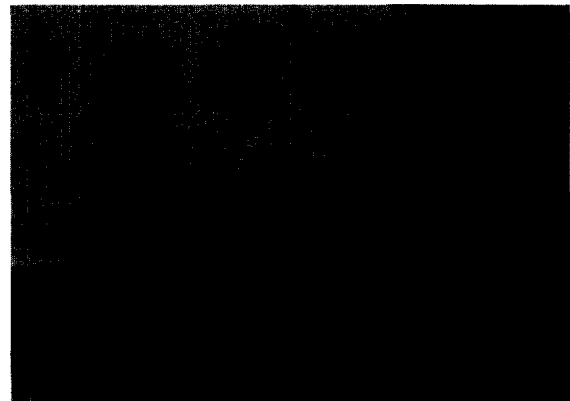
국내 기술진들에 의하여 설계/제작된 국산화 부품중 전력 조절기가 위성체의 발사시 부과되는 환경 조건하에서 견딘 후 궤도 상에서 고유의 기능을 수행할 수 있는지를 확인하기 위하여, 전력 조절기의 3축(X, Y, Z)에 대하여 Table 1과 같은 가속도 규정치로 진동 시험을 수행하였다.

본 진동 시험에 사용된 시험 설비는 한국항공우주연구소 내의 위성체 조립 및 시험 센터(satellite integration and test center)에 설치/가동 중인 80 kN급 가진 장치인 V964 Base shaking system(LDS)으로, 가진신호의 제어를 위해서 Fig. 5 와 같이 가진축 방향에 2개씩의 제어용 가속도계(2225, Endevco)를 설치하였으며, 고정 장치상에 3축방향으로 가속도계를 추가적으로 설치하여 가진 입력이 치구를 통해 균일하게 전달되는 가를 확인토록 하였으며, 기판의 고유진동수 및 응답레벨을 측정하고자 SAR- 123, SAR-124 기판상에 2 개의 초소형 가속도계(PV-90B, Rion)를 각각 설치하여 시험을 수행하였다.

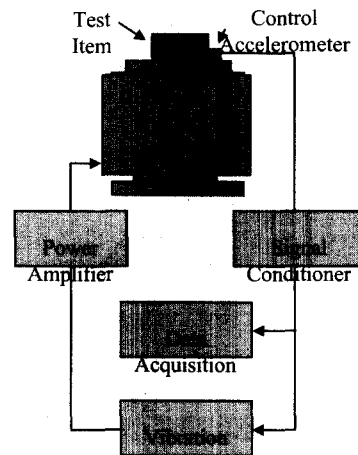
Fig. 6은 태양전력조절기에 부과된 14 Grms의 입력 환경에 따라 기판상의 응답중 취부형태가 가장 취약한 X축 시험 결과를 나타낸다. 결과에서 나타난바와 같이 각 기판의 설계 고유진동수인 437 Hz과 457 Hz 근방의 공진 주파수외에 283 Hz 근방에서 매우 큰 가속도 응답이 존재함을 보여주고 있다. 이는 기판의 모드 해석시에는 발견하지 못하였던 결과로, SAR-123, SAR-124 기판 모두 동일한 주파수에 비슷한 크기의 응답레벨이 측정되었다.

하우징 프레임과 기판을 함께 고려하여 다시 유한 요소모

델을 이용한 해석적 방법과 임팩트 가진을 이용한 시험적 모드해석 결과, 283 Hz는 기판의 모드가 아닌 하우징 프레임의 1차 고유진동수인 것으로 판명되었으며, 모드 형상은 Fig. 7 과 같다. 이러한 모드형상은 하우징 프레임에 좌우 대칭으로 분리되어 장착된 기판에 대하여서는 강체 모드(rigid body mode)와 같이 작용하므로, 기판의 피로 수명에는 영향을 주지는 않는다. 태양 전력 조절기의 형상 및 취부조건을 고려할 때, 하우징 프레임 강성을 증가시키기는 매우 어려우며, 기판과의 동적연성(dynamic coupling)을 방지하려면 현재의 설계상태가 타당한 것으로 판단되며, 추후 하우징 프레임 및 고정볼트등에 대한 강도분석이 요구된다. 증폭비의 경우, 식 (4)에서 제시되었던 경험적 근사치와 실험치가 유사한 결과를 나타내고 있음을 알 수 있었다. 이에따라 향후에 개발될 다른 개발품의 경우에도 예비설계단계에서 제시된 경험적 수식을 사용하여 비교적 신뢰성있는 결과를 얻을 수 있음을 알 수 있다.

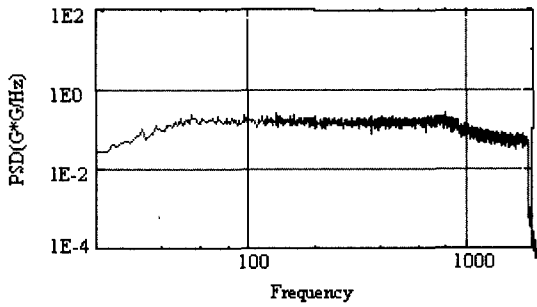


(a) V964 Base shaking system with SAR

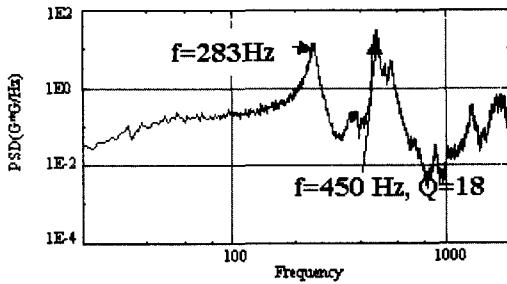


(b) Description of vibration control scheme

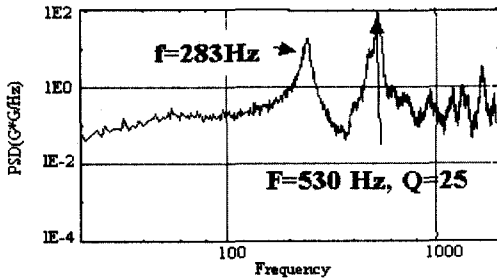
Fig. 5 Vibration test setup



(a) Control PSD



(b) PSD at SAR-123 board



(c) PSD at SAR-124 board

Fig. 6 Vibration test results

환경시험 부과 후 기능시험을 수행한 결과 전력조절기는 정상적으로 작동되었으며, 육안상으로도 대상물에는 이상이 없는 것으로 판정되었다.

5. 결론

국내에서 독자적으로 설계/제작된 위성체 전력계 시스템의 전력 조절기(solar array regulator)는 설계/제작시 요구되는 랜덤진동레벨에 대해 안전함을 해석적인 방법과 검증시험을 통해 확인할 수 있었다. 이로써 위성체 부품의 독자적인 설계/제작기술을 확보할 수 있는 능력을 보유하였을 뿐만 아니라 설계를 위한 해석적 모델의 타당성 및 검증시험방법의 체계화를 이루었다고 할 수 있다. 또한 유사 분야, 즉 항공기, 방산품, 발사체등에 사용되는 전자 박스에 대한 설계 기법에 적용이 가능할 것으로 판단된다. 다목적 실용위성 2호 대비 개발된 전력조절기 개발모델은 향후 전자부품등에 대한 최적 배치작업 및 하우징 프레임과 고정 볼트 등에 대한 구조적 강도 해석 작업등이 요구된다.

참 고 문 헌

- (1) Lee Pao Yu, 1982, Designing Electronic Equipment for Random Vibration Environments, Proceedings of Designing Electronic Equipment for Random Vibration Environments, pp. 43~48.
- (2) Chetty, P.R.K, 1991, Satellite Technology and Its Applications, TAB Professional and Reference Books, pp. 345~365.
- (3) Vibroacoustics Analysis Package User Guide, NASA GSFC.
- (4) Vibroacoustic Qualification Testing of Payloads, Subsystem and Components, NASA GSFC.
- (5) Meirovitch, L., 1967, Analytical Methods in Vibration, Macmillan, New York.
- (6) Harris, M., 1988, Shock and Vibration Handbook 3rd Edition, McGraw-Hill, Inc, pp. 11-9~11-10.
- (7) Dave S. Steinberg, 1988, Vibration Analysis for Electronic Equipment, Second Edition, John Wiley & Sons.
- (8) Robert D. Blevins, 1979, Formular for Natural Frequency and Mode Shape, VNR, pp. 106~107.
- (9) Dave S. Steinberg, 1984, Assessment of Vibration on Avionic Design, Prepared for Universal Energy Systems, Dayton Ohio.

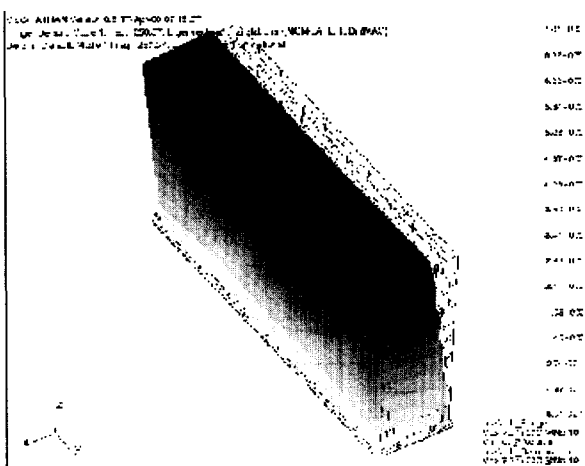


Fig. 7 1st mode of housing frame(260 Hz)