

技術論文

과학위성 1호 인증모델에 대한 발사환경시험 결과

탁경모*, 이준호*, 이상현*, 김도형*, 차원호*, 윤성기**

Launch environmental test results of KAISTSAT-4 QM

Kyungmo Takh*, Junho Lee*, Sanghyun Lee*, Eugene D. Kim*, Wonho Cha* and Sungkie Youn**

ABSTRACT

KAISTSAT-4 is the fourth experimental microsatellite of KITSAT series which has been developed by Satellite Technology Research Center of KAIST for the last two years. The launch of KAISTSAT-4 is scheduled in 2003. The primary experimental payloads consist of Far-ultraviolet Imaging Spectrograph and Space Physics Package. In a similar way to KITSAT series, the interior of KAISTSAT-4 comprises mainly a set of stacked aluminium-alloy module boxes, each being capable of acting as the primary load path in the mechanical structure. The KAISTSAT-4 qualification model is now designed, fabricated, integrated, and tested to verify if the electrical and mechanical components work and can withstand the launch environments. All the required structural tests have been performed to a sufficient degree to satisfy the intent of the test requirements. This paper presents the structural system and launch environmental test results of KAISTSAT-4 qualification model.

초 록

한국과학기술원 인공위성연구센터는 우리별 1, 2, 3호의 성공적인 개발 및 발사에 이어 2003년 발사에정으로 과학위성 1호를 개발하고 있다. 과학위성 1호는 주탑재체로 원자외선 분광기와 우주플라즈마 관측시스템을 탑재하고 있으며, 우리별 1, 2, 3호의 기술적 유산인 박스형태의 적층식 기계구조로 설계되어 있다. 현재 과학위성 1호는 인증모델의 설계 및 제작과 인증수준의 열진공시험 및 발사환경시험을 성공적으로 마친 상태이다. 본 논문에서는 과학위성 1호 인증모델을 기계구조시스템을 중심으로 소개하고, 발사환경시험 결과를 보고한다.

Key Words : Satellite(인공위성), KAISTSAT-4(과학위성 1호), Launch environmental test (발사환경시험), Qualification model(인증모델)

1. 서 론

과학위성 1호는 한국과학기술원 인공위성연구센터(SaTReC)에서 개발되고 있는 네 번째 인공위성으로 인공위성연구센터는 1992년 8월 이후 현재까지 소형 인공위성인 우리별 1, 2, 3호를 성

공적으로 개발·운영해 왔으며, 그 경험과 기술을 바탕으로 1999년도부터 과학위성 1호를 개발 중에 있다.

2003년에 발사될 예정인 과학위성 1호의 주임무는 성간물질 관측과 우주환경 관측이며, 이를 위해 주탑재체인 원자외선 분광기(Far-ultraviolet Imaging Spectrograph)와 우주플라즈마 관측시스템(Space Physics Package)등이 탑재된다.

과학위성 1호는 현재 인증모델의 구조설계와 제작이 완료된 상태이며, 인증수준의 발사환경시험과 열진공시험을 통하여 인증모델이 발사체 제

† 2002년 4월 22일 접수 ~ 2002년 7월 3일 심사완료

* 정희원, 한국과학기술원 인공위성연구센터

연락처자, E-mail : kyungmo@satrec.kaist.ac.kr

대전광역시 유성구 구성동 373-1

** 정희원, 한국과학기술원 기계공학과

한조건과 탑재체 요구조건을 만족하는지 검증되었다.

일반적으로 소형위성의 기계시스템에 대한 발사환경시험은 크게 진동시험, 충격시험으로 나뉘며^[2], 위성체와 발사체와의 분리성과 위성체의 자세제어에 영향을 주는 위성의 무게와 무게중심점, 관성모멘트와 관성곱(Product of inertia)과 같은 위성체의 질량특성들을 측정한다^[5].

본 논문에서는 과학위성 1호 인증모델을 기계구조 시스템을 중심으로 소개하고 항공우주연구원 우주시험동에서 실시한 발사환경시험결과를 토대로 위성발사시 실제로 겪게 될 발사환경에 대한 과학위성 1호 기계구조 시스템의 안전성을 검증하였다.

II. 과학위성 1호 기계구조 시스템

Fig. 1 과 같은 과학위성 1호 인증모델의 기계구조 시스템은 크게 위성의 전력과 통신, 자세제어를 담당하는 버스시스템, 우주시험과 관측을 위한 탑재체시스템, 자세제어에 필요한 센서시스템, 위성의 전력공급을 위한 태양전지판을 포함한 외측 구조시스템, 발사체와 위성을 고정하고 분리할 사용되는 위성분리시스템으로 나뉜다.

본체 내부의 기계구조 시스템들은 박스(Box) 형태로 설계되었으며, 이들은 각 서브시스템이 단독으로 모듈(Module)을 구성하고 전체적으로 적층식(Stack type)으로 조립된다. 기계구조 시스템의 전체 무게는 약 120 Kgf이며, 크기는 전체 시스템들이 완전히 조립된 상태에서 800×600×664 mm³이다.

각 서브시스템들은 서로 체결봉(Tie bar)과 코일핀(Coiled pin)으로 연결되어 있다. 전체 시스템 외부에는 샌드위치 구조를 갖는 하니컴 패널

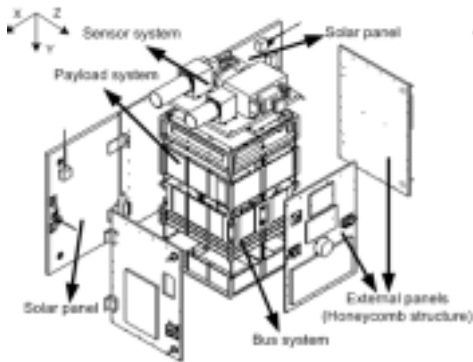


Fig. 1. 과학위성 1호 기계시스템 3차원 형상

(Honeycomb panel)이 부착되며, 위성의 상부에 설치된 하니컴 패널 위에는 우주환경시험을 위한 센서들이 장착된다.

Fig. 1에서 태양전지판은 발사시에는 접혀져 있다가 발사체에서 위성이 분리된 후 전개장치들에 의해 전개된다. 위성체의 바닥면에는 위성체를 발사체에 고정하고 발사체에서 분리할 때 사용되는 위성분리시스템이 장착된다.

III. 발사환경시험

인공위성은 발사시에 발사체로부터 진동과 충격과 같은 외부 가진력을 받게 되므로 모든 발사체에서는 발사체와 위성과의 기계적인 동적결합(Dynamic coupling)에 의해 일어날 수 있는 공진현상을 방지하기 위해 위성체의 고유진동수를 제한하고 있다^[5].

본 논문에서는 진동시험을 통하여 과학위성 1호 고유진동수가 발사체 고유진동수 제한조건을 만족하는지 검증하고, 충격시험을 통하여 발사체와 위성이 분리될 때 발생하는 충격환경에 대한 구조시스템의 안전성을 검증하였다. 또한 발사체와 위성의 분리성능 및 자세제어에 영향을 주는 위성의 질량특성들을 측정하였다. 과학위성 1호 인증모델에 대한 발사환경시험은 Fig. 2와 같은 시험 항목에 대하여 시험조건이 가장 가혹한 ARIANE-5 발사체의 소형위성급에 적용되는 시험규격에 준하여 수행되었다^[1].

3.1 진동시험

과학위성 1호 인증모델의 진동시험은 Fig. 1에서 정의된 위성의 3축에 대하여 실시되었다. Table 1은 진동시험의 기준이 되는 인증시험 수준의 시험규격을 나타낸다^[1]. 진동시험기는 항공우주연구원 우주시험동에 있는 진동식 가진기(Electro-magnetic shaker)가 사용되었으며, 기계시스템의 고유진동수와 위성 주요부에서의 진동 응답수준을 확인하기 위하여 총 40개의 가속도계

Launch environmental testing (Mechanical testing)	
Vibration & Shock <ul style="list-style-type: none"> • Sinusoidal vibration • Random vibration • Operational shocks <ul style="list-style-type: none"> • Solar panel deployment • Pyrotechnic shock 	Mass properties <ul style="list-style-type: none"> • Weight • Center of gravity • Moment of inertia • Product of inertia

Fig. 2. 발사환경시험 항목

Table 1. 진동시험규격(인증수준)

Vibration test	Axis	Frequency range(Hz)	Qualification level(0~peak)
Sinusoidal	Longitudinal	4 ~ 6	25 mm
		6 ~ 100	3.75 g
	Lateral	2 ~ 6	20 mm
		6 ~ 100	2.5 g
	Sweep rate	2 Octave/min	
Random	Longitudinal	20 ~ 2000	0.0727 g ² /Hz
	Lateral		
	Test duration	2 minutes per axis	

가 위성체 내·외부에 부착되었다. 진동시험 후에는 발사체 제한조건과 시험결과를 비교하여 인증모델 기계시스템의 발사적합성을 검증하였다.

3.1.1 진동시험 방법

진동시험은 Fig. 3과 같은 순서로 진행되었으며, 진동시험과정에서 실제 발사환경을 모사하는 주시험 전·후에 매우 낮은 수준의 랜덤과 진동시험을 수행하여 부과된 발사환경에 의한 위성체의 기계적 특성 변화여부를 확인하였다.

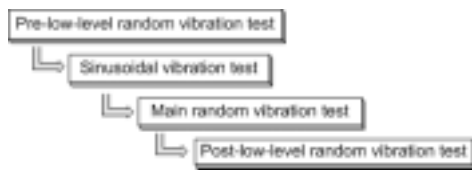


Fig. 3. 진동시험 절차

3.1.2 진동시험 결과

정현파와 랜덤과 진동시험 전·후에 저수준 랜덤과 진동시험을 통해서 얻어진 주파수응답함수(Frequency response function)를 비교해 본 결과 모든 진동시험 후에 구조적인 결함은 나타나지 않았으며, 전자부품들의 기능장애 현상도 일어나지 않았다. Table 2는 진동시험을 통하여 측정된 과학위성 1호의 고유진동수를 발사체 제한조건과 비교한 결과이다. Table 2에서 위성의 모든 방향에 대한 고유진동수는 발사체의 고유진동수 제한조건을 만족한다.

3.2 충격시험

위성체 발사과정 중에 발생하는 충격하중은 위성체가 발사체로부터 분리될 때와 접혀있던 태양전지판이 파이로(Pyro)의 폭발에 의해 전개될 때

Table 2. 고유진동수 비교

Direction	Axis	Natural frequencies (Hz)	
		Test results	Specifications
Lateral	X	44	> 10
	Z	45	> 10
Longitudinal	Y	107.5	> 25

발생한다. 일반적으로 발사 후에 발생하는 위성의 기능장애는 진동환경에 의한 경우보다 충격환경에 의해 발생하는 경우가 10배 이상 많은 것으로 알려져 있다⁴⁾. 따라서 과학위성 1호 인증모델의 기계시스템과 전자부품들의 충격하중에 대한 안전성을 검증하기 위하여 충격시험을 수행하였다.

3.2.1 충격시험 방법

일반적으로 발사체에 의한 충격환경은 충격응답 스펙트럼(Shock Response Spectrum : SRS)으로 표현되며, 이는 100~10,000 Hz사이에서 1/6옥타브 또는 그 이하의 간격별로 공진주파수를 갖는 수십 개의 단일 자유도계에 충격신호를 주어 발생하는 최대 충격응답으로 표현된다^{2, 4)}.

Fig. 4는 시험규격이 되는 충격수준과 시험을 위하여 충격시험기에서 구현된 충격수준을 충격응답 스펙트럼으로 비교한 것이다. Fig. 4와 같이 사전시험(Pre-test)을 통해 구현된 충격환경(SRS of pyrotechnic input pulse)은 충격시험기준값(Qualification shock response spectrum)보다 작은 범위에서 기준값과 유사하게 구현되었음을 알 수 있다. 충격응답수준을 측정하기 위하여 위성체 내·외부에 46개의 가속도계가 부착되었다.

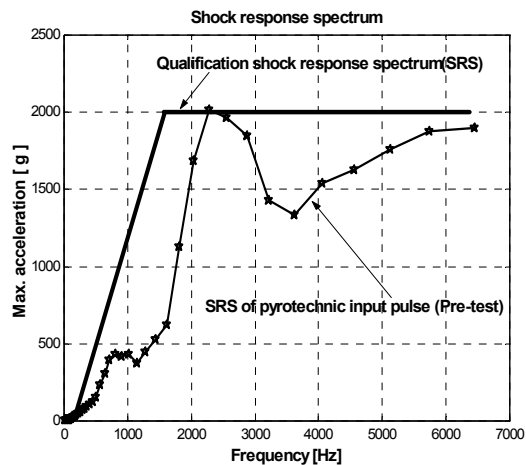


Fig. 4. 충격 시험수준과 사전시험 결과비교

3.2.2 충격시험 결과

충격시험 후 기계구조시스템에 대한 육안검사와 전자부품에 대한 기능시험을 수행한 결과, 충격시험으로 인한 기계구조 시스템의 결함이나 전자부품들의 기능장애 현상은 발생하지 않았으며, 대부분의 시스템은 주파수 범위 6000 Hz이내에서 2000 g이내의 충격응답을 나타내었다. 일반적으로, 이러한 응답수준은 위성의 구조시스템의 결함이나 전자부품들의 기능장애를 유발하지 않는 것으로 알려져 있다^[4]. 그러나 위성체의 밑부분에 있는 전력부에서 2700 g이상의 충격응답이 측정되어 이러한 충격환경에 견딜 수 있는 전자부품들을 사용할 예정이다.

본 시험에서 측정된 최대 충격응답의 크기는 주파수 8000 Hz 근방에서 3500 g이며, 위성체를 발사체에 고정하고 분리시킬 때 사용되는 위성분리시스템에서 측정되었다.

Fig. 5는 위성체의 전력부에서 측정된 충격응답을 충격응답 스펙트럼으로 나타낸 것이다. 본 시험에서는 전력부가 포함되는 버스시스템을 제외한 모든 시스템이 주어진 충격환경에 대해 안전한 것으로 나타났다.

3.3 태양전지판 전개시험

위성체는 발사될 때 발사 로켓에 탑재되기 위한 공간확보 및 발사도중에 받게 되는 외부 가진력에 대한 구조적 강성에 대한 요구조건을 만족시키기 위하여 태양전지판을 접어서 발사된다. 위성체가 발사체와 분리된 후에는 임무수행에 필요한 전력공급을 위해서 태양전지판을 전개한다. 태양전지판의 전개는 위성체에 부착된 전개장치들에 의해서 이루어지며, 이때 위성체는 전개장

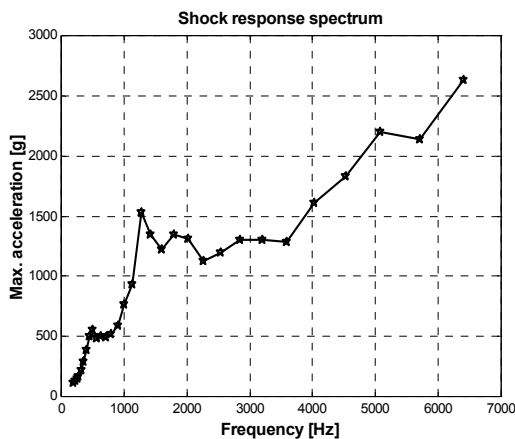


Fig. 5. 전력부에서의 충격응답 스펙트럼

치의 동작에 의해 충격을 받게 된다. 따라서 본 시험에서는 전개장치의 정상동작 여부를 확인하고 전개장치의 동작에 의한 충격이 위성체에 미치는 영향을 실험적으로 분석하였다.

3.3.1 전개시험방법

Fig. 6은 태양전지판 전개장치를 나타낸다. 태양전지판 전개장치는 파이로(Pyro)의 폭발에 의해 태양전지판을 고정하고 있던 고정막대(Tension rod)가 절단되고, 태양전지판 전개에 사용되는 스프링 힌지(Torsion spring hinge)의 전개 동작에 의해 태양전지판이 전개된다.

전개시험을 위하여 태양전지판을 접고 위성체를 적당한 높이로 들어올린 후 위성체에 부착된 파이로를 폭발시켰다. Fig. 7의 (a)는 전개시험 전에 태양전지판이 접혀진 상태를 나타내며, (b)는 전개시험 후에 태양전지판이 정상적으로 펼쳐진 모습을 나타낸다. 파이로가 폭발할 때 발생하는 충격응답수준을 측정하기 위하여 위성체 외부에 모두 16개의 가속도계를 부착하였다.

3.3.2 전개시험 결과

본 시험에서는 파이로의 폭발에 의한 태양전지판의 정상동작여부를 두 번의 시험을 통하여 검증하였다.

두 번의 전개시험결과 고정막대는 약 45° 각도로 한 번에 절단되었으며, 절단으로 인한 이물질은 발생하지 않았다. 따라서 향후 과학위성 1호

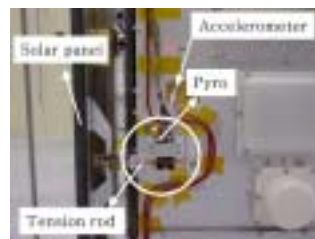


Fig. 6. 태양전지판 전개장치



(a) 시험 전 (b) 시험 후

Fig. 7. 태양전지판 전개시험

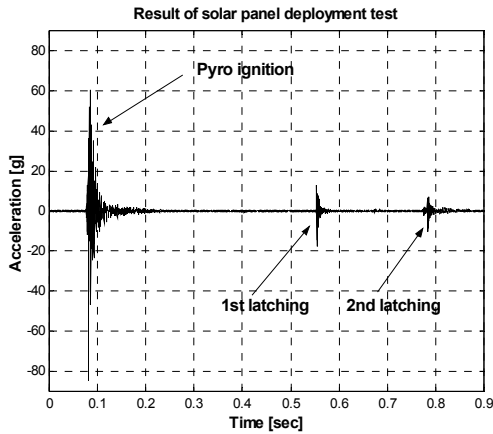


Fig. 8. 태양전지판 전개특성

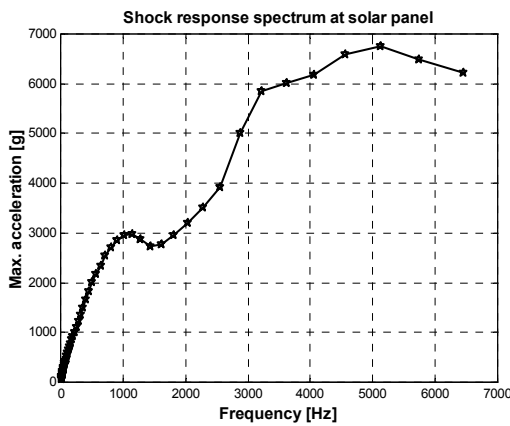


Fig. 9. 태양전지 장착부에서의 충격응답 스펙트럼

비행모델에 사용될 파이로와 고정막대의 성능과 안전성에는 문제가 없는 것으로 나타났다.

위성발사 후에 태양전지판은 파이로 폭발시점으로부터 1초 이내에 전개동작을 완료하도록 설계되었으며, 태양전지판 전개에 사용되는 스프링 힌지에서는 초기 전개동작 후 전개방향의 역방향으로의 움직임을 방지하고 전개충격을 줄이기 위하여 두 번에 걸쳐 래칭(Latching)동작이 일어나도록 설계되어 있다. Fig. 8은 태양전지판이 동작한 후 1차 및 2차 래칭동작이 일어날 때까지의 시간영역특성을 나타낸다. Fig. 8에서 파이로가 폭발한 후 1차 및 2차 래칭동작이 각각 0.47초와 0.7초 후에 정상적으로 이루어졌으며, 태양전지판이 모두 전개되는데 소요되는 시간은 약 0.9초 이내로 설계기준값을 만족하였다.

파이로 폭발에 의한 충격응답을 측정하기 위하여 위성체 외부에 부착된 가속도계로부터 얻어

진 충격응답을 충격응답 스펙트럼(SRS)으로 변환하였다. 충격응답 측정결과, 파이로가 장착되는 부근과 태양전지가 부착되는 부분에서는 3000g 이상의 높은 충격응답이 측정되었으며, 과학위성 1호의 주탑재체인 원자외선 분광기에서는 비교적 낮은 1000 g이내의 충격응답이 측정되었다. 따라서 원자외선 분광기는 파이로 폭발에 의한 충격 환경에서 기능장애를 일으키지 않을 것으로 예상된다.

Fig. 9는 본 시험에서 가장 큰 충격응답이 측정된 태양전지 부착부분에서의 충격응답 스펙트럼이다. Fig. 9에서 측정된 충격응답은 대략 5000 Hz 주파수 범위에서 6000 g 이상이다. 따라서 향후 비행모델 개발과정에서 탑재될 태양전지는 이러한 충격환경에서 정상적으로 동작할 수 있도록 제작될 예정이다.

3.4 질량특성 측정시험

위성체의 질량특성 측정은 위성과 발사체와의 접합 및 분리 성능과 궤도상에서 자세제어에 영향을 주는 위성의 무게 및 무게중심점, 관성모멘트, 관성곱을 측정하기 위하여 실시되었다.

Fig. 10은 질량특성 측정에서 사용할 위성체의 기준좌표계를 나타낸다. 측정기준점은 위성체 최하단에 있는 전력부의 외부 바닥면 중앙이다. 본 시험에서는 위성 전체의 무게와 Fig. 10에서 정의된 위성체의 3축에 대한 무게중심점(CG_x, CG_y, CG_z), 관성모멘트(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}), 관성곱(I_{xy}, I_{yz}, I_{xz})을 측정하여 발사체 제한조건과 비교하였다.

3.4.1 질량특성 측정결과

Table 3은 과학위성 1호 인증모델의 질량특성 측정결과와 발사체 제한조건을 비교한 것이다. 여기서 음(-)과 양(+)의 부호는 기준좌표에서의 음과 양의 방향을 의미한다. 비교결과에 의하면, 위성체의 X축과 Y축의 무게중심점은 발사체 제

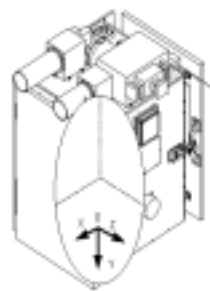


Fig. 10. 질량특성 측정을 위한 기준좌표계

Table 3. 질량특성 측정결과

Mass properties	Experimental results	Specifications
Weight (Kgf)	116.93	TBD
Center of gravity (mm)	CG _x	-0.17
	CG _y	-315.71
	CG _z	6.75
Moment of inertia (Kg · mm ²)	I _{xx}	9.2261×10^6
	I _{yy}	5.3446×10^6
	I _{zz}	9.8534×10^6
Product of inertia (Kg · mm ²)	I _{xy}	8.67×10^4
	I _{yz}	6.0167×10^5
	I _{xz}	1.3571×10^5

* TBD : To Be Determined

한조건을 모두 만족하며 Z축의 무게중심점은 발사체 제한조건에서 1.75 mm 벗어난다. 따라서 향후 비행모델 제작과정에서 위성체의 부품의 위치를 변경하거나 무게중심 보정용 질량체를 위성체에 부착하는 방법으로 Z축의 무게중심점을 조정할 예정이다. 위성체의 모든 관성모멘트값은 발사체 제한조건을 만족한다.

IV. 결 론

본 논문에서는 과학위성 1호 인증모델을 기계구조 시스템을 중심으로 소개하였으며, 개발과정 중에 수행한 발사환경 시험결과를 제시하였다. 한국 과학기술원 인공위성연구센터는 본 논문에서 수행한 발사환경 시험결과를 바탕으로 2002년도 하반기까지 과학위성 1호의 비행모델 제작을 완료할 예정이다. 인증모델 개발단계에서의 발사환경시험

은 정해진 절차에 따라 성공적으로 수행되었으며, 본 시험을 통하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

- ① 인증모델 기계구조 시스템의 고유진동수는 발사체 제한조건을 만족한다.
- ② 진동 및 충격환경에 의한 기계구조시스템과 전자부품들의 기능장애 현상은 발생하지 않았다.
- ③ 모든 태양전지판 전개장치들은 정상적으로 동작하였다.
- ④ 위성체 질량특성값들 중 Z방향의 무게중심점은 발사체 제한조건으로부터 1.75mm 벗어난다.

참고문헌

- 1) Daniel MUGNIER, 2000, "ASAP 5 Users manual", ARIANESPACE.
- 2) Edward Kirchman, 1987, "Spacecraft Mechanical Testing", Proceedings of Institute of Environmental Science, pp.44~60.
- 3) Tom Irvine, 1998, "Shock Response Spectrum Testing for Commercial Product", Vibrationdata publication.
- 4) C. J. Moening, March 1984, "Pyrotechnic Shock Flight Failures", Proceedings of Institute of Environmental Science, pp.95~103
- 5) P.R.K.Chetty, 1991, "Satellite Technology and Its Applications", TAB Professional and Reference Books.
- 6) Thomas P. Sarafin, 1995, "Spacecraft Structures and Mechanisms", Microcosm, Inc.
- 7) Cyril M. Harris, "Shock and Vibration Handbook - 4th edition", McGRAW-HILL.