

소형위성 발사체의 기계적 환경 분석

이성세*, 박종오**, 이승우***

The Analysis of Mechanical Environment of Small Satellite Launcher

Sung-Sae Lee*, Jong-Oh Park**, Seung-Wu Rhee***

Abstract

Science and Technology SATellite-3 (STSAT-3) is science purpose satellite which weighs below 170kg. This is classified as small satellite or micro satellite more specifically. The launch vehicles (launchers) for small satellite has their own requirements for environmental interface. Since the small satellites are usually launched with cluster or multiple payloads, the selection option for appropriate launcher is limited. Therefore, the satellite should be designed with the consideration of environmental requirements of these launchers. In this paper, the environmental requirement of most candidated launchers for small satellite is summarized and give satellite environmental requirement to accommodate all launchers requirements.

초 록

과학기술위성 3호는 무게 170kg 이하의 과학적 임무를 수행하는 위성이다. 이 위성은 소형위성, 또는 세부적으로 마이크로 위성으로 분류된다. 이러한 소형위성을 위한 발사체는 각 발사체별로 다른 환경적 인터페이스를 가진다. 소형위성들은 일반적으로 다중 발사되기 때문에 적합한 발사체 선정에 제한적이다. 따라서 위성 개발 초기부터, 소형위성은 소형위성 발사체의 환경요건을 고려하여 디자인 되어야한다. 본 논문에서는 소형위성 발사에 적합한 발사체의 환경적 요구사항을 정리하고, 이러한 모든 발사체의 요구조건을 수용할 수 있는 요구조건을 제시 한다.

키워드 : 과학기술위성 (STSAT), 발사체 (Launch Vehicle), 환경 인터페이스 (Environmental Interface), 임의진동 (Random Vibration), 음향진동 (Acoustic Vibration), 정현파 진동 (Sine Vibration), 충격 (Shock)

1. 서 론

과학기술위성 3호는 약 170kg의 무게를 가지 는 소형위성이다. 이러한 소형위성의 경우, 발사를 위한 발사체 선정에 있어서 많은 제약이 따른다. 즉, 단독발사가 아닌 클러스터 발사나 멀티플

접수일(2010년 1월 4일), 수정일(1차 : 2010년 4월 1일, 2차 : 2010년 6월 14일, 게재 확정일 : 2010년 10월 1일)

* 과학위성팀/sslee@kari.re.kr ** 과학위성팀/jopark@kari.re.kr *** 위성시험실/srhee@kari.re.kr

발사의 형태로 발사되기 때문에 발사체 선정에 있어서 그 선택의 폭이 제한적일 뿐만 아니라 위성에 적합한 특수한 요구조건을 만족하기 어려운 경우가 많다. 이 때문에 위성의 설계 초기부터 소형위성 발사가 가능한 발사체의 환경적 특성을 잘 분석하여 이를 반영한 위성 설계가 필요하다. 위성은 발사를 위한 준비 및 발사 과정에서 다양한 기계적, 전기적, 열적, 그리고 전자기적 환경에 노출된다. 이중 기계적 환경은 위성의 기계적 특성을 결정지을 뿐만 아니라 위성의 초기 디자인 시점에서부터 중요하게 고려해야 할 사항이다. 일반적으로 위성은 발사체에 의해서 정적, 동적 부하를 받게 된다. 이러한 부하는 바람, 돌풍, 초음속시의 버피팅 등의 공기 역학상의 원인이거나 수직적 가속, 추진력의 상승 및 하강 등의 추진 시스템으로부터의 영향이다. 이러한 부하는 랜덤 진동, 음향 진동, 정현파 진동 및 충격의 형태로 표현되며, 각 발사체는 이러한 기계적 환경 스펙을 만족하도록 발사체 매뉴얼을 통해서 위성에 요구하고 있다.[1~4]

본 논문에서는 발사체 업체에서 제공하는 매뉴얼의 요구조건을 참조하여, 소형위성에 적합한 발사체의 기계적 환경을 정리하고, 추후 소형위성 개발 초기에 고려해야 할 위성의 기계적 환경을 제시한다.

2. 본 론

발사체의 기계적 환경은 크게 랜덤진동, 음향진동, 정현파 진동 및 충격으로 나누어지며, 각각에 대해서 소형위성에 적합한 발사체의 요구조건을 제시한다.

2.1 임의 진동

위성의 랜덤 진동은 추진 시스템의 동작이나 주변 구조들의 음향-진동 반응에 의해서 발생된다. 이러한 랜덤 진동은 발사체 1단 비행 동안 가장 크게 발생하게 되며, 파워 스펙트럴 밀도 (Power Spectral Density)와 루트 평균 스퀘어 (Root Mean Square) 진동 레벨로 표현된다.

그림 1, 2 3은 각각 쇼유즈, 드네프르 그리고 코스모드-3엠의 임의진동 요구조건을 나타낸다.

Frequency Band (Hz)	Spectral Density ($10^{-3} g^2/Hz$)
20 - 50	5
50 - 100	5 - 10
100 - 200	10 - 25
200 - 500	25
500 - 1000	25 - 10
1000 - 2000	10 - 5
Overall (g)	5.0

그림 1 쇼유즈의 임의진동 요구조건

Frequency sub-band, Hz	Load Source	
	Liftoff, LV flight segment where $M=1$, Q_{max}	1 st stage burn (except for LV flight segment where $M=1$, Q_{max}), 2 nd stage burn, 3 rd stage burn
	Spectral Density, g^2/Hz	
20-40	0.007	0.007
40-80	0.007	0.007
80-160	0.007-0.022	0.007
160-320	0.022-0.035	0.007-0.009
320-640	0.035	0.009
640-1280	0.035-0.017	0.009-0.0045
1280-2000	0.017-0.005	0.0045
Root Mean Square Value, σ , g	6.5	3.6
Duration, sec.	35	831

그림 2 드네프르의 임의진동 요구조건

Frequency band, Hz	Vibration acceleration spectrum density, g^2/Hz	Duration, sec
20 - 80	0.004 - 0.006	80
80 - 200	0.006 - 0.043	
200 - 1000	0.043	
1000 - 2000	0.043 - 0.018	

그림 3 코스모스-3엠의 임의진동 요구조건

그림 4는 위에서 언급한 쇼유즈, 드네프르 및 코스모스-3엠의 임의진동 요구조건을 모두 만족할 수 있는 임의진동 요구조건을 나타낸다. 소형위성 초기 개발 시 그림 4에서와 같이, 소형위성의 발사가 가능한 발사체의 임의진동 스펙을 모두 만족할 수 있는 요구조건을 설정하여 이에 맞게 디자인 하는 것이 추후 발사체 선정 및 발사체와의 기계적 인터페이스를 만족할 수 있는 요건이 된다.

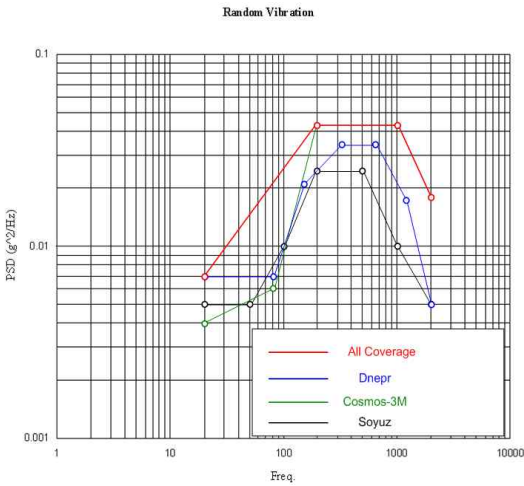


그림 4 임의진동 요구조건 정리

2.2 음향 진동

일반적으로 300kg 이상의 위성에 대해서 광대역 진동은 음향진동으로 표현된다.

이러한 음향 진동은 발사체의 비행을 위한 부스터 시점부터 대기를 벗어날 때 까지 계속된다.

음향진동은 발사체의 엔진 동작, 버피팅 및 불안정한 공기 역학적 현상에 이해서 발생하며 그 레벨은 이륙 시와 초음속 통과 시 가장 높은 값을 가진다.

그림 5, 6, 7, 8은 각각 베가, 코스모스-3엠, 드네프르 그리고 소유즈 발사체의 음향진동 요구조건을 나타낸다.

Octave Center Frequency (Hz)	Flight Limit Level (dB) (reference: 0 dB = 2×10^{-5} Pa)
31.5	124
63	129
125	135
250	132
500	131
1000	120
2000	100
OASPL (20 - 2828 Hz)	138.5

그림 5 베가의 음향진동 요구조건

1/3 Octave Band Center Frequency (Hz)	Acoustic Pressure Level (dB)	1/3 Octave Band Center Frequency (Hz)	Acoustic Pressure Level (dB)
31	121,0	800	124,0
40	122,0	1000	123,0
50	123,0	1250	122,0
63	124,0	1600	121,0
80	125,0	2000	120,0
100	125,7	2500	119,0
125	126,5	3150	118,0
160	126,7	4000	117,0
200	127,0	5000	116,0
250	127,0	6300	115,0
315	126,7	8000	114,0
400	126,5	10000	113,0
500	125,7	Full	138,0
630	125,0		

Action time of acoustic loading is 80 seconds.

그림 6 코스모스-3엠의 음향진동 요구조건

Mean Geometric Frequency of Octave Frequency Band (Hz)	Level of Sound Pressure (dB)
31.5	125
63	132
125	135
250	134
500	132
1000	129
2000	126
4000	121
8000	115
Integral Level of Sound Pressure (dB)	140
Duration (sec.)	35

그림 7 드네프르의 음향진동 요구조건

Octave Center Frequency (Hz)	Flight Limit Level (dB) (reference: 0 dB = 2×10^{-5} Pa)	
	S-Type Fairing	S-Type Fairing
31.5	125	122
63	132	131
125	134	132
250	136	135
500	134	134
1000	125	125
2000	121	121
RMS (20 - 2828 Hz)	141	140

Time : 60 Seconds

그림 8 소유즈의 음향진동 요구조건

그림 9는 위에서 언급한 베가, 코스모스-3엠, 드네프르, 소유즈의 음향진동 요구조건을 모두 만족할 수 있는 요구조건을 나타낸다. 따라서, 소형 위성 초기 개발 시 그림 9에서와 같이, 소형위성의 발사가 가능한 발사체의 음향 진동 스펙을 모두 만족할 수 있는 요구조건을 설정하여 이에 맞게 디자인 하는 것이 추후 발사체 선정 및 발사

체와의 기계적 인터페이스를 만족할 수 있는 조건이 된다.

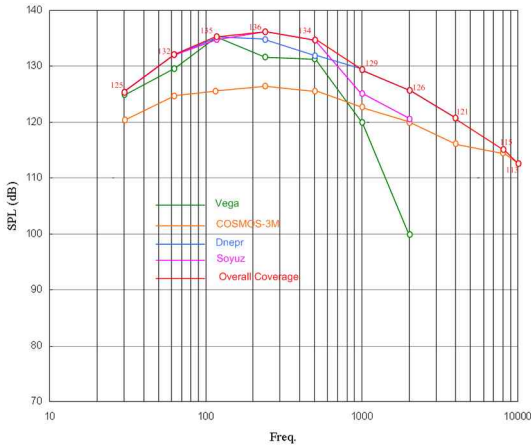


그림 9 음향진동 요구조건 정리

2.3 정현파 진동

정현파 진동은 엔진 모터 압력의 오실레이션 및 포고 현상 (POGO Effect) 에 의해서 발생하며, 발사체의 비행 전이 상태 (Transient Phase) 뿐만 아니라 대기 비행 중에서 영향을 미친다.

그림 10, 11, 12, 13은 각각 소유즈, 베가, 코스모스-3엠 그리고 드네프르 발사체의 정현파 진동 요구조건을 나타낸다.

Longitudinal Sine Excitation at Spacecraft Base	
Frequency Band (Hz)	Sine Amplitude (g)
5 - 10	0.5
10 - 30	1.0
30 - 60	0.6
60 - 100	0.3

Lateral Sine Excitation at Spacecraft Base	
Frequency Band (Hz)	Sine Amplitude (g)
1 - 5	0.3
5 - 30	0.8
30 - 60	0.6
60 - 100	0.2

그림 10 소유즈의 정현파 진동 요구조건

DIRECTION	LONGITUDINAL		LATERAL	
Frequency Band (Hz)	5 - 45	45 - 100	5 - 25	25 - 100
Sine Amplitude (g)	≤ 0.8	≤ 1.0	≤ 0.8	≤ 0.5

그림 11. 베가의 정현파 진동 요구조건

Frequency band, Hz	5-20	20-40	40-63	63-100
Amplitude of vibrational accelerations, g	0.5	0.7	1.0	1.7

그림 12 코스모스-3엠의 정현파 진동 요구조건

Longitudinal Direction						
Frequency Range, Hz	5~10	10~15	15~20	20~40	40~80	80~100
Amplitude, g	0.4	0.8	0.4	0.4~0.6	0.6~0.8	0.8
Duration, s	10	30	60	-	-	-

Transverse Direction				
Frequency Range, Hz	5~20	20~40	40~80	80~100
Amplitude, g	0.4	0.4~0.6	0.6~0.8	0.8
Duration, s	100	-	-	-

그림 13 드네프르의 정현파 진동 요구조건

그림 14, 15는 각각 위에서 언급한 소유즈, 베가, 코스모스-3엠, 드네프르의 정현파 진동 요구조건을 모두 만족할 수 있는 요구조건을 나타낸다. 소형위성 초기 개발 시 그림 14에서와 같이, 소형위성의 발사가 가능한 발사체의 정현파 진동 스펙을 모두 만족할 수 있는 요구조건을 설정하여 이에 맞게 디자인 하는 것이 추후 발사체 선정 및 발사체와의 기계적 인터페이스를 만족할 수 있는 조건이 된다.

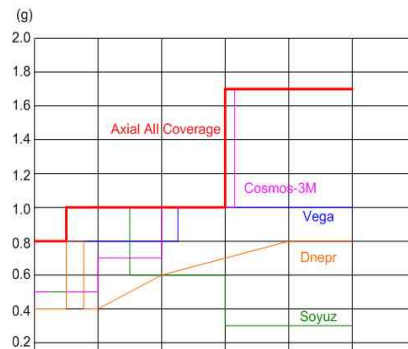


그림 14. 축방향 정현파 진동 요구조건 정리

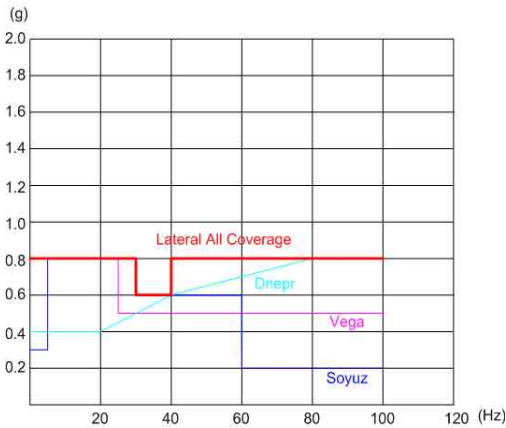


그림 15 측면방향 정현파 진동 요구조건 정리

2.4 충격

발사동안 발생하는 충격은 크게 발사체의 이륙, 발사체 단 분리, 페어링 분리 및 위성 분리의 4단계로 구분된다. 이중 발사체의 이륙 및 발사체의 단 분리의 충격은 긴 거리와 충격을 완화시키는 조인트에 의해서 페어링 분리 및 위성 분리 시와 비교해서 작은 편이다.

그림 16, 17, 18, 19는 각각 소유즈, 베가, 드네프르, 코스모스-3엠의 충격 요구사항을 나타낸다.

Frequency (Hz)	Spacecraft Adapter Interface Diameter				
	Ø 937		Ø 1194	Ø 1666	Ø 1920
	Band Tension	Band Tension	Band Tension	Band Tension	Band Tension
	≤ 18.3 kN	≤ 27.7 kN (type B)	≤ 28.2 kN	≤ 32 kN	≤ 35 kN
	SRS (Q = 10) (g)				
100	20	20	20	20	20
600	421	416	1700	1125	1700
800	686	678	2190	2150	2300
1500	2000	1965	3858	2520	4447
2000	2000	3200	5000	2707	6012
3250	2000	3620	5000	3060	10,000
5550	2000	4147	5000	3500	10,000
8000	2000	4550	5000	3500	10,000
10,000	2000	4550	5000	3500	10,000

그림 16 소유즈의 충격 요구사항

Shock Spectrum of VEGA

Frequency, Hz	100	500	700	2000	5000	10000
Shock value, g	20	250	400	2000	2000	2000

그림 17 베가의 충격 요구사항

Frequency, Hz	SC Separation	Separation of Fairing, US, and Adjacent SC
	Values of Shock Spectrum, g	
30	20	5
50	40	10
100	120	25
200	320	100
500	1400	350
1000	4000	1000
2000	4000	1000
5000	4000	1000
Quantity of Actions	1	Up to 10

그림 18 드네프르의 충격 요구사항

Frequency band, Hz	100~400	400~10000
Shock accelerations, g	10~150	150~400

그림 19 코스모스-3엠의 충격 요구사항

그림 20은 위에서 언급한 소유즈, 베가, 드네프르, 코스모스-3엠의 충격요구사항을 모두 만족할 수 있는 요구조건을 나타낸다. 따라서, 소형위성 초기 개발 시 그림 4에서와 같이, 소형위성의 발사가 가능한 발사체의 충격 스펙을 모두 만족할 수 있는 요구조건을 설정하여 이에 맞게 디자인 하는 것이 추후 발사체 선정 및 발사체와의 기계적 인터페이스를 만족할 수 있는 요건이 된다.

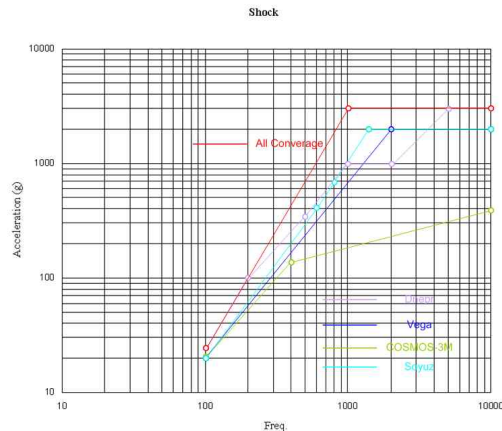


그림 20 충격 요구사항 정리

2.4 과학기술위성 3호의 환경 시험

과학기술위성 3호는 임의 진동, 정현파 진동 및 충격의 기계적 환경에 대해서 그림 4, 14, 15, 20에서 제시된 바와 같이 발사가 가능한 모든 발사체의 요구사항을 만족할 수 있도록 수용 (Accept

ance) 레벨이 설계 되었다 [5]. 음향진동에 대해서는 170kg 미만의 위성이므로 임의 진동으로 대신하도록 하였다. 그림 21은 과학기술위성 3호의 열구조 모델과 비행모델의 환경시험 계획을 나타낸다.

시험모델	열 구조 모델	비행 모델
시험 모델 구조	열구조 모델+ 탑재체 서능검증 모델+위성 터미 아답터+진동기	비행모델+ 탑재체 비행모델 +위성 터미 아답터+진동기
유사-정적 부하	○	×
임의진동	○	○
정현파 진동	○	○
충격	○	○
시험 레벨	기능 (Qualification)	수용 (Acceptance)

그림 21 과학기술위성 3호 환경시험

기능 (Qualification) 레벨은 수용 (Acceptance) 레벨에 대해서 임의 진동, 정현파 진동 및 충격에 대해 각각 1.56, 1.25, 1.0의 안전 계수로 설정된다. 열구조 모델에서의 유사-정적 부하 시험은 축 방향으로 $\pm 10.8G$, 횡 방향으로 $\pm 3.4G$ 로 설정되었다. 비행 모델에서 충격시험은 위성과 발사체의 아답터 및 파이로 분리 장치를 이용하여 실제 분리 충격시험을 수행한다.

3. 결 론

본 논문에서는 소형위성의 발사에 적합한 소유즈, 드네프르, 베가, 코스모스-3엠 발사체의 기계적 환경 조건인 임의 진동, 음향 진동, 정현파 진동 및 충격에 요구조건을 제시 하였으며, 그림 4, 9, 14, 15, 20에서 각 기계적 환경조건을 정리 하였다. 또한 그림 21에서 과학기술위성 3호의 환경시험 스펙 및 시험항목을 제시하였다. 소형위성의 경우 일반적으로 클러스터 발사나 멀티플 발사가 이루어지기 때문에 적합한 발사체의 선정이 제한이 있다. 이 때문에 소형위성의 설계 초기 시 소형위성의 발사가 가능한 발사체의 환경 스펙을 미리 고려하여 위성을 디자인 하는 것이 추후 발사체 선정 및 발사체와의 기계적 인터페이스를 만족하기 위해 중요하다. 본 논문에서는 발사체의 기계적 환경요구조건을 만족하기 위한

소형위성이 기계적 환경 요구조건을 제시 하였으며, 이는 소형 위성 개발에 있어서의 환경 스펙을 결정하는 기본 자료가 된다.

참 고 문 헌

1. VEGA User's Manual, Arianespace, March 2006
2. COSMOS-3M Rocket Space Complex User's Manual, October 2002
3. Space launch System Dnepr User's Manual, November 2001
4. Soyuz User's Manual, Starsem the Space Company, April 2001
5. STSAT-3 Environmental Design and Test Specification, ST3-SP-210-003.