한국소음진동공학회 2008년 추계학술대회논문집, pp.614~615

발사체 진동 환경시험을 위한 인공위성 시뮬레이터 설계 및 시험

Vibration Simulator for small satellite launch vehicle environment test

정호경† · 박순홍* · 서상현* · 장영순* · 이영무**

Ho-Kyeong Jeong, Sang-Hyun Seo, Soon-Hong Park, Young-Soon Jang and Yeoung-Moo Yi

1. 서 론

발사체 및 위성체의 지상 시험은 최대한 실제 환경과 유사한 환경에서 시험을 수행하는 것을 원칙으로 한다. 정확한 동특성 시험을 위해서는 가진기와 가진 대상을 연결하는 치구의 동특성도 중요한 고려 대상이며, 원칙적으로 치구의 고유 모드가 진동환경시험 주파수 범위 내에서 대상물 모드에 영향을 주어서는 안 된다. 발사체와 같은 대형 구조물의 진동시험의 경우 진동 시험 치구의 고유 진동수 또한 저주파에서 발생하는 경우가 많아, 시험 치구 자체의 고유 모드가 정확한 시험을 방해하는 요소로 작용한다.

본 연구에서는 소형위성 발사체 상단 구조체의 저주파 진동 환경에 대해서 간략히 소개 하며, 상기와 같은 정현파 진동 시험을 수행하기 위한 위성 시뮬레이터의 설계 및 시험을 수행하였다.

2. 본 론

2.1 상단부 진동 환경 시험

(1) 진동 환경 시험 규격

소형 위성 발사체의 상단부 진동환경시험은 구조체의 진동 하중에 대한 강도검증 및 상단 구조체 및 탑재물의 진동환경 검증에 그 목적이 있다. 또한 시험을 통해 탑재물 컴포넌트 진동 환경시험 규격의 적합성 및 KMS 하부 탑재물의 상대 변위 역시 평가할 수 있다.

소형 위성 발사체의 상단 구조체의 저주파 진동환경은 단분리면에서의 진동레벨로 정의된다. 표 1은 단분리면 정현파 진동 규격이다. 최저 5Hz부터 100Hz까지 축방향 1.0G 횡방향 0.85G 로 가진한다.

표 1 단분리면의 정현파 진동 환경

Frequency range, Hz	Vibration acceleration, G	
	X	Y , Z
5 to 100	1.0	0.85

(2) 시험 대상 및 방법

상단부 진동 환경시험 시 사용된 모델은 상단 구조 개발 모델을 사용하였으며, 위성의 경우 실물형 위성을 사용할 수 없기 때문에 SC simulator를 이용한다. 또한 KM의 경우에 실물형 모델을 사용할 경우, 표 1의 주파수 조건으로 가진 할 수 없기 때문에 mass simulator를 사용하였다. 각 탑재물들 역시 등가의 질량으로 묘사한 mass simulator를 이용한다. 그림 1에 진동환경시험 대상인 상단부를 나타내었다.

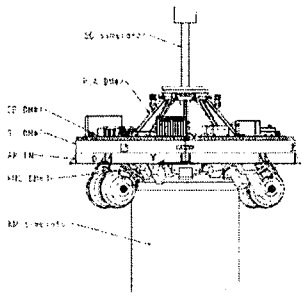


그림 1 진동 환경 시험 대상

2.2 위성 시뮬레이터 설계

(1) 설계 요구 조건

인공 위성 시뮬레이터의 목적은 발사체 상단부 진동 환경 시험, 상단부 모달시험, 상단부 음향 가진 시험등 발사체의 동특성 시험시 실제 위성을 사용할 수 없기 때문에 위성의 동적특성과 동일한 특성을 지닌 더미를 이용하는 것이다. 그러므로 위성과 완전히 동일한 더미를 제작하면 가장 좋은 시뮬레이터가 될수 있지만, 현실적으로 어려움이 많아 간략한 형태의 시뮬레이터를 제작 한다. 아래 표2에 인공위성 질량 정보 및 동특성 실험값을 나타내었다. 이를 기준으로 한 시뮬레이터의 설계 요구 조건은 다음과 같다.

† 한국항공우주연구원 구조그룹
E-mail : hkjeong@kari.re.kr
Tel : (042)860-2593, Fax : (042) 860-2233

* 한국항공우주연구원 구조그룹

** 한국항공우주연구원 우주발사체 기술실

- 질량 : 5% 오차 이내
- 질량 중심 : X, Y => 0.0 , Z => 5% 오차 이내
- 횡방향 관성 모멘트 : 5%오차 이내
- 횡방향 1차 고유진동수 : 10%오차 이내

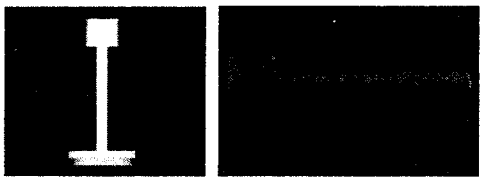
축방향 관성 모멘트 및 축방향 고유진동수의 경우 상단부 동특성에 큰 영향을 주지 않을 것으로 판단되어 요구조건에서 제외하였다.

표 2 인공위성 질량 정보 및 동특성

SC	Mass(kg)	Center of gravity(mm)		
		x	y	z
KODSAT	80.02	1.77	2.59	345
Momentum of inertia (kgm^2)				
Ixx	Iyy	Izz	Ixy	Ixz	Iyz
9.48	9.61	5.20	0.01	0.248	0.254
KodSat Satellite Stiffness (test results)					
Axial		75Hz(1차)			
Lateral		30Hz (1차)			

(2) 위성 시뮬레이터 설계

주어진 요구 조건을 고려하여 인공 위성 시뮬레이터를 설계 하였다. 시뮬레이터의 질량특성 조건을 맞추기 위해 ProE를 이용하여 3D로 모델하였고, 주어진 주파수 요구조건에 맞는 모델을 설계하기 위해 모드해석을 수행하였다. 해석시 Pre/Post는 MSC.Patran 으로 Solver로는 MSC.Nastran을 사용하였다. 그림 2에 3D 모델 및 해석 모델을 나타내었는데 해석 시 횡방향 고유진동수 요구조건만을 고려하여 beam 요소로 모델 하였으며, beam의 끝부의 모든 자유도를 구속하여 해석을 수행했다. 그림 3에 모드 해석 결과를 나타내었는데, 횡방향 1차 모드가 32.2Hz로써 실제 위성의 30Hz보다 조금 큰 값을 가진다. 표 3에 인공위성 시뮬레이터 질량 정보 및 동특성을 나타내었는데, 주어진 요구조건을 잘 만족하고 있다.



(a) 3D 모델 (b) 해석 모델

그림 2 인공위성 시뮬레이터

그림 3 모드 해석 결과 (1차 : 32.2 Hz)

표 3 인공위성 시뮬레이터 질량 정보 및 동특성

SC	Mass(kg)	Center of gravity(mm)		
		x	y	z
Simulator	81.90	0	0	351.16
Momentum of inertia (kgm^2)				
Ixx	Iyy	Izz	Ixy	Ixz	Iyz
9.61	9.61	1.04	0	0	00
KodSat Satellite Stiffness (test results)					
Lateral		32.2Hz(1차)			

2.3 상단부 모달 시험시 위성 동특성

이상과 같이 제작 된 위성 시뮬레이터를 이용하여 발사체 상단부 모드시험을 수행하였다. 모드 시험 수행시 위성 시뮬레이터에도 센서를 부착하여 동특성을 파악하였다. 그림4에 상단부 모달 시험 구성을 나타내었는데, Free-Free 상태에서의 충격 망치를 이용한 모달 시험을 수행하였다. 그림 5에 모달 시험 결과 1차 모드를 나타내었는데, 그림에서 1차 모드는 인공위성의 횡방향 모드인것을 알 수 있다. 위성의 횡방향 모드가 32.2가아닌 24.9Hz에 나오는 이유는 아랫부분에 위성을 지지하는 위성지지부의 영향으로 판단된다.

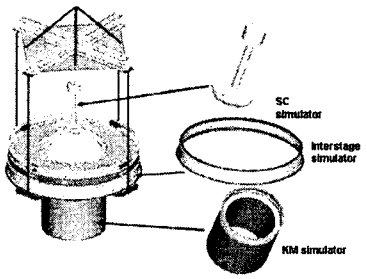


그림 4 상단부 모드 시험 구성

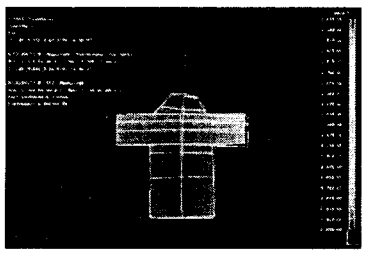


그림 5 상단부 1차 모드(시험 결과, 24.9Hz)

3. 결론

발사체 상단부 진동 환경시험을 위한 인공위성 시뮬레이터를 주어진 조건에 맞게 설계하였다. 모드 해석 결과 횡방향 모드가 32.2Hz로 실제 위성의 30Hz보다 조금 높은 값을 가진다. 상단부 모드시험을 수행 하였으며 상단부의 1차 모드가 위성의 1차 밴딩 모드라는 것을 알 수 있었다.