

소형 위성 발사체의 정현파 진동 시험을 위한 가진 입력 결정

Determination excitation spectrum for the sinusoidal vibration test of the small satellite launch vehicle

박순홍†·윤세현*·서상현*·정호경*·장영순*

S.-H. Park, S.-H. Youn, S.-H. Seo, H.-K. Jeong, and Y.-S. Jang

Key Words : Satellite launch vehicle (위성 발사체), Sine vibration test (정현파 진동 시험), Notched input(노치 입력)

ABSTRACT

Vibration overtests have been common problems in aerospace industry. A test item can be overtested at its resonances when it is excited by the traditional spectrum enveloping peaks in the field acceleration spectrum. This paper introduces the method of modifying the excitation specification to alleviate the overtesting problem. A vibration analysis was performed to estimate interface forces and acceleration responses. A finite element model that was verified by an extensive modal test enabled us to shape the acceleration input accurately. The produced notched input will be used in the sinusoidal vibration test of the small satellite launch vehicle.

1. 서론

위성 발사체는 비행중 심각한 음향 및 진동 등의 동적 환경에 노출되는데, 이와 같은 환경하에서 성공적으로 임무를 수행하기 위해서는 지상에서 미리 동적 환경을 모사하여 시험을 수행하고, 전장품, 구조체등에 대한 검증이 수행하여야 한다. 특히 발사체 구조체의 경우에는 저주파 진동 환경에서 상단 구조체의 건전성 검증이 필수적이다. 이와 같은 저주파 진동 환경은 발사체의 주 엔진 점화 및 연소 종료, 페어링 분리 등의 이벤트 등에 의해 발사체의 고유 모드가 가진되어 발생하며, 정현파 소인 (sine sweep) 진동 시험을 통해 구현하는 것이 일반적이다.

발사체 및 위성체의 지상 시험은 최대한 실제 환경과 유사한 환경에서 시험을 수행하는 것을 원칙으로 한다. 그러나 정현파 진동 시험은 대형 가진기 및 진동 시험 치구를 이용하여 시험체를 가진하므로 실제 시험체의 경계 조건과는 크게 달라지는 문제점이 있다. 특히 가진 입력은 대부분 엔빌로프의 형태로 주어지기 때문에 주어진 입력을 그대로

사용하는 경우에는 시험체는 과도한 가진력을 경험하게 된다. 이와 같은 현상을 방지하기 위해 가진 입력을 수정하여 입력을 제한하는 방법이 널리 사용되고 있다. 이와 같은 방법은 항우연에서 개발한 다목적 실용 위성 2호의 발사 환경 시험에도 적용된 바 있다. [1] 참고로 최근에는 시험 기술 및 장비 등의 발전에 따라 NASA에서 제안한 힘제한 가진 방법[2]이 점차 사용되고 있는 추세이다.

소형 위성 발사체 상단 구조체의 저주파 진동 환경은 단 분리면에서의 정현파 진동 레벨로 정의된다. (표 1) 본 논문에서는 이와 같이 정현파 진동 규격으로부터 시험체의 동특성을 고려한 가진 입력 결정 방법을 소개하였다.

표 1 정현파 진동 규격

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

2. 가진 입력 결정을 위한 유한 요소 해석

2.1 해석 모델

입력 가속도 스펙트럼에 노치를 주기 위해 이용하는 기준은 단 분리면에서의 입력 하중 및 탑재물에서의 가속도 응답으로 동적 결합 해석(coupled load analysis) 결과에 의해 예

† 한국항공우주연구원 구조그룹
E-mail : shpark@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2093, Fax : (042) 860-2233

* 한국항공우주연구원 구조그룹

측된다. 본 해석에서는 1단 비행 중 하중 해석에 의해 단 분리면에서 예측된 하중을 1차 기준으로 정의하였다. 그리고 2차적으로는 탑재부가 주로 가진되는 고유 진동수에서 탑재물의 컴포넌트 정현파 진동 시험 기준을 초과하지 않도록 가진 입력을 제한하였다. 여기서 컴포넌트 정현파 진동 시험 기준을 고려하여 9.6G가 초과하지 않도록 하였다.

표 2 입력 제한 기준

기준	항목	기준값
1차 기준 (하중)	단 분리면 하중	Equivalent Axial 561 kN/-331 kN Shear 54.3 kN Bending 223 kNm
2차 기준 (가속도)	탑재물 정현파 진동 규격	9.6 G

해석 모델은 모드 시험을 통하여 수정된 2단부 구조 진동 모델[3]을 사용하여 기저 가진 조건을 그림 1과 같이 부가하였다. 해석 모델에 분리 기구 등의 체결 조건을 고려하여 8군데의 체결 조건을 부가하였다. 가진은 체결 노드와 RBE2 요소로 연결된 절점에 매우 큰 집중 질량을 부가하고, 직교 좌표계 상의 세 방향으로 각각 1G를 발생시킬 수 있도록 하중을 주었다. 표 1의 주파수 대역에 대한 주파수 응답 해석을 수행하여 체결면의 반력과 탑재물을 모델한 노드의 가속도 응답을 계산하였다. 참고로 구조체의 댐핑은 2%(Q=25)를 사용하였다. 해석에는 상용 유한 요소 코드인 MSC/NASTRAN을 사용하였다. 먼저 해석 결과에 대한 물리적 이해를 위해 그림 1의 경계 조건에서 모드 해석을 수행하고 그 결과를 표 3에 기술하였다.

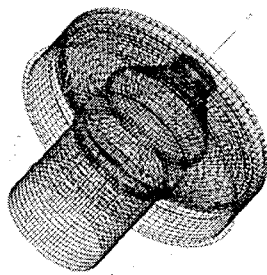


그림 1 진동 해석 모델

표 3 기저 가진 모델에 대한 모드 해석 결과

	Natural frequency (Hz)	Description of mode shape
1	16.39	1st bending mode(Y directional displacement)
2	16.6	1st bending mode(Z directional displacement)
3	20.94	S/C bending (Z directional displacement)
4	21.24	S/C bending (Y directional displacement)
5	29.18	1st axial mode
6	40.36	KMS local (RCS tank bay)
7	40.76	
8	52.59	KMS local (RCS tank bay)
9	53.64	
10	68.42	2nd bending mode(Y directional displacement)
11	69.35	2nd bending mode(Z directional displacement)
12	81.13	KM dummy breathing mode
13	88.5	2nd axial mode

2.2 단 분리면 하중을 기준으로 한 입력 제한

(1) X 방향 가진 결과

X 방향 (기축방향)으로 표 1에 규정된 가속도 입력을 가하였을 때 단 분리면의 힘 (Interface force) 및 모멘트 (moment)는 그림 2, 3과 같이 예측되었다.

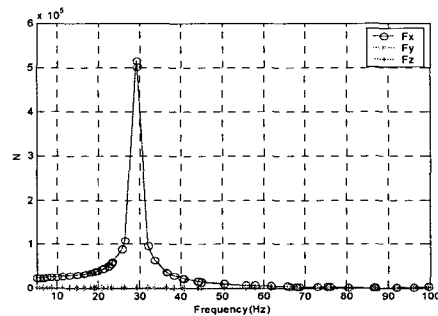


그림 2 축방향 가진시 분리면에 작용하는 힘

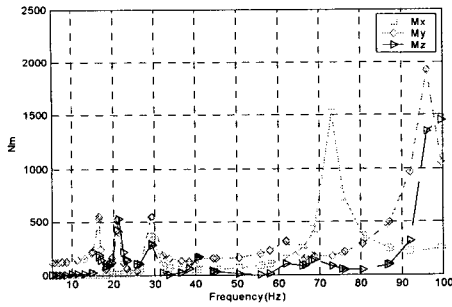


그림 3 축방향 가진시 분리면의 모멘트

위와 같이 구해진 단 분리면 하중을 표 2의 입력 제한 기준과 비교하여 보면 다음 그림과 같이 기저 가속도 입력 레벨에 곱해주어야 하는 값을 주파수 별로 구할 수 있다.

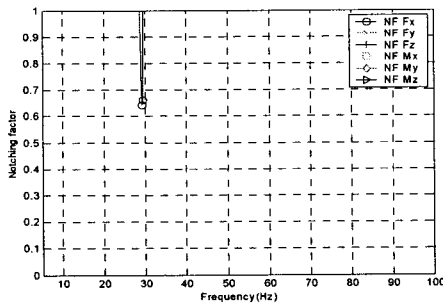


그림 4 축방향 가진시 작용력을 기준으로 한 입력 제한치

해석 결과를 보면 X 방향 가진시에는 기체의 축방향 고유 진동수에서 큰 하중 입력이 부가되는 것을 알 수 있는데, 이는 입력 가속도를 1G에 맞추기 위해 발생하는 현상이다. 실제의 경우에는 시험체가 진동 흡진계 (vibration absorber) 처럼 작용하기 때문에 1G 보다 매우 작은 입력 가속도가 발생하며, 시험시 이를 구현하기 위해 그림 4와 같은 값을 가속도 입력에 곱하여 시험을 수행하게 된다.

(2) Y 방향 및 Z 방향 가진시

Y 방향(Top-180도 횡방향)으로 가진하는 경우에도 위의 결과 마찬가지로 단 분리면에서 예측되는 힘 및 굽힘력을 예측하고, 표 2의 입력 제한 기준과 비교하여 그림 5와 같은 입력 제한치를 구할 수 있다. 횡방향 가진의 경우 기체의 횡방향 고유 진동수에 해당하는 주파수에서 과도한 입력이 주어지지 않도록 가진 스펙트럼을 수정하여야 하는 것을 알 수 있다.

그리고, 그림 6은 Z 방향(90-270도 횡방향)으로 가진하는 경우의 주파수별 입력 제한치를 나타내고 있다.

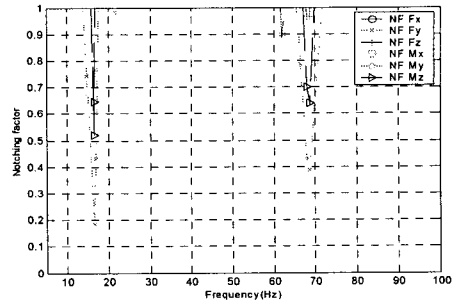


그림 5 작용력을 기준으로 한 입력 제한치 (Y-dir)

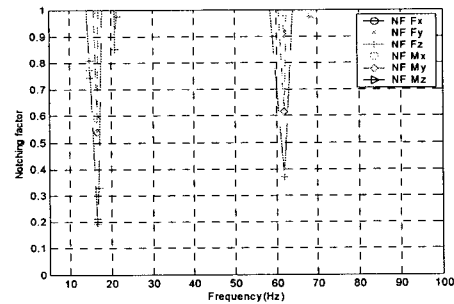


그림 6 작용력을 기준으로 한 입력 제한치 (Z-dir)

2.3 응답 가속도를 기준으로 한 2차 입력 제한

탑재물의 응답 가속도를 기준으로 한 입력 제한치 예측 절차를 제시하기 위해 대표적으로 탑재대에 장착되어 있는 전자 탑재물의 가속도 응답을 살펴보기로 한다. 그림 7은 X 방향 가진시 입력 제한 기준을 초과하는 가속도가 기체의 축방향 1차 고유 진동수에서 발생하고 있음을 보여준다. 이 위치를 분석한 결과 이는 탑재대 위의 전자 탑재물 중 한 곳을 알 수 있었고, 탑재물에 대한 환경 시험 기준을 고려하여 그림 8과 같은 입력 제한치를 산출해 낼 수 있음을 보여준다.

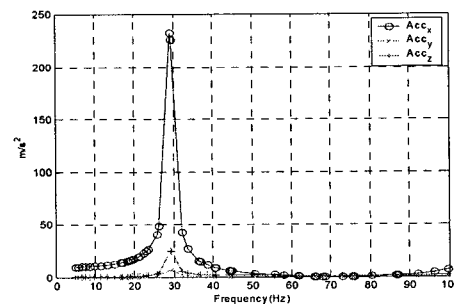


그림 7 축방향 최대 가속도 응답 예

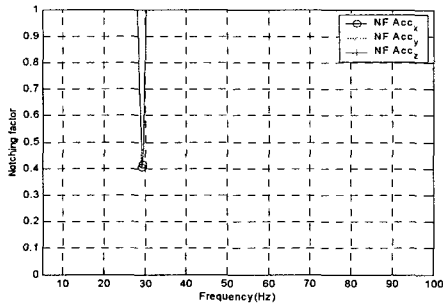


그림 8 그림 7 | 결과에 따라 예측된 입력 제한치

2차 기준에 의한 입력 제한치는 이와 같은 방법으로 방향별 가진에 대한 가속도 응답을 계산하고, 주요 탑재물 위치에서의 응답과 입력 제한치를 비교 검토하여, 입력 제한치를 초과하는 가속도가 예측되는 경우에 가속도 응답이 기준을 초과 하지 않도록 입력을 제한하는 과정을 반복하여 산출할 수 있다.

3. 입력 제한치를 고려한 시험 규격 산출 방법

2장의 해석 결과를 종합하여 1차 및 2차 기준에 의한 각각의 입력 제한치를 도출하고, 이를 모두 포함할 수 있는 엔빌로프를 구성하여 구현한 방향별 입력 제한치는 그림 9-11과 같다.

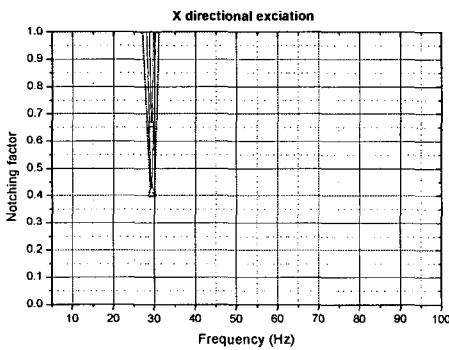


그림 9 축방향 가진에 대한 입력 제한치

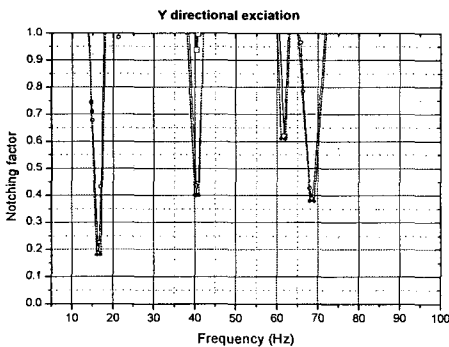


그림 10 횡방향 가진에 대한 입력 제한치(Y-dir)

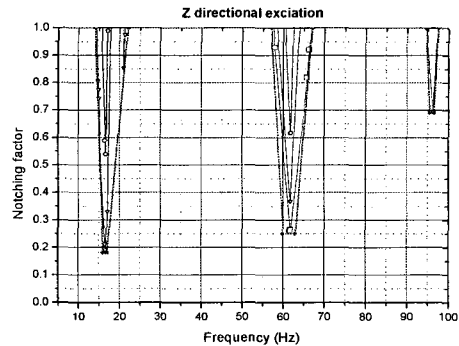


그림 11 횡방향 가진에 대한 입력 제한치(Z-dir)

표 1의 규격에 그림 9-11의 값을 곱하고, 이에 가진기의 가진 능력을 고려하면 현실적인 시험 규격을 설정할 수 있다. [4]

4. 결론 및 향후 계획

소형 위성 발사체의 상단부 정현파 진동 시험시 과도한 가진력이 부가되는 것을 방지하기 위해 입력 제한을 적용한 시험 스펙트럼을 산출하였다. 모드 시험에 의해 검증된 유한 요소 모델을 사용하여 해석을 수행하였으며, 가진기의 시험 성능을 고려하여 정현파 시험 규격을 확정할 예정이다. 본 방법에 의한 시험 입력 산출이 가능한 경우는 상당히 정도 높은 유한 요소 모델을 보유하고 있는 경우이며, 이를 위해 미리 모드 시험 등을 통한 유한 요소 해석 모델의 정확도를 확보하는 것이 필수적이다.

참 고 문 헌

- (1) 김경원 등, 2004, "지구관측위성의 발사환경시험 요구조건," 춘계학술대회 논문집, 한국소음진동공학회, pp. 747~750.
- (2) Scharton, T. D., 1997, "Force limited vibration test monograph," NASA RP-1403
- (3) 윤세현 등, 2006, KSLV-I 2단 모드 시험 결과를 이용한 해석 모델 보정, DROMAGOP0005 KARI 내부 자료
- (4) 박순홍, 2006, 정현파 진동 시험을 위한 노치 해석, DROMAGOP0006 KARI 내부 자료