

과학로켓 2호(KSR-II) 준비행 모델의 지상 진동 시험

우성현* • 김홍배* • 문상무* • 이상설* • 문남진**

Ground Vibration Test for Korea Sounding Rocket – II PFM

Sung-Hyun Woo, Hong-Bae Kim, Sang-Mu Moon, Sang-Seol Lee, Nam-Jin Moon

ABSTRACT

Space Test Department at KARI(Korea Aerospace Research Institute) plans to carry out the GVT(Ground Vibration Test) for the KSR(Korea Sounding Rocket)-III FM(Flight Model) which is being developed by Space Technology R&D Division. KSR-III will be an intermediate to the launch vehicle capable of carrying satellites to their orbits.

GVT offers very important information to predict the behavior of KSR in its operation, and to develop the flight control and aerodynamic analysis. For development of test facilities, testing and analysis methods which can be used for the future test, Space Test Department has performed the GVT with KSR-II PFM(Proto-Flight Model) at Satellite Integration & Test Center of KARI

This paper discusses the procedures, techniques and the results of it. In this test, to simulate free-free condition, test object hung in the air by 4 bungee cords specially devised. The GVT was carried out using pure random excitation technique with MIMO(Multi-Input-Multi-Output) method with three electromagnetic shakers, and poly-reference parameter estimation was used to identify the modal parameters. As the result of the test, 11 mode shapes and modal parameters below 200Hz were identified and compared with analytical results.

1. 서론

한국항공우주연구원은 한반도 주변의 오존층 및 전리층 탐사, 태양 및 천체 X-선 관측 시험 등의 수행을 위한 과학로켓 개발 사업을 수행 중에 있으며, 이를 위하여 1993년, 탑재중량 150kg, 도달 고도 40~55km, 중량 1.2ton, 길이 6.7m의 1 단형 과학로켓 KSR-I의 개발사업을 완료하여 2회에 걸쳐 성공적으로 발사하였으며, 이어 1997년에는 복합재 노즈콘 및 날개, 단분리 장치, 노즈 페어링 분리 장치, 카나드 자세제어 시스템을 갖춘, 탑재중량 150kg, 도달 고도 130~150km, 중량 2ton, 길이 11.1m의 2 단형 과학로켓 KSR-II(Fig. 1)를 개발하여 '97년 7월 9일과 98년 6월 11일 2회에 걸쳐 비행시

험을 수행하였다. 현재는 2002년 발사를 목표로 소형위성 우주발사체의 독자개발을 위한 액체추진체 로켓인 KSR-III를 개발중에 있다.



Fig. 1 Launch of KSR-II

* 한국항공우주연구원, 연구원

** 한국항공우주연구원, 기술원

동연연구소 우주시험연구그룹 (Satellite Integration & Test Center, SITC)은 위성체의 발사환경시험을 위하여 청정실로 운용되는 테스트홀(L 22m × W 22m × H 12m, Fig. 2), 진동 및 충격가진을 위한 대형 전자기 가진기(240 KN, 80 KN 급), 그리고 총 112 채널(64 가속도계 채널, 32 direct 채널, 16 microphone 채널)의 다채널 신호 획득 및 처리 시스템(Fig. 3)을 보유하고 있으며, 이를 이용하여 추후 제작될 KSR-III 비행모델에 대한 지상진동시험을 계획하고 있다. 우주시험연구그룹은 추후 사용될 시험장치 및 신호 처리 기술의 개발을 위해 기제작된 KSR-II 준비행모델(1 단 모터부 제외)을 대상으로 한 지상진동시험을 수행하였다.



Fig. 2. Launch Environmental Test Hall & GVT Configuration

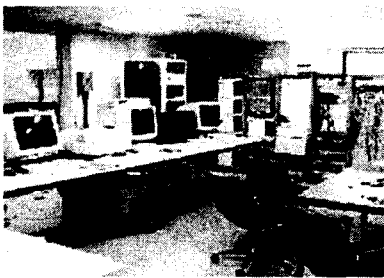


Fig. 3 Data Acquisition and Conditioning System

이와 같이 얻어진 시험기술 및 해석 기법은 추후 KSR-III 비행모델의 지상진동시험 및 구조해석 모델의 개선작업에 사용되어지며, 이를 통해 최종적으로 얻어진 구조 모델은 KSR-III 의

동적 특성 거동의 예측은 물론, 비행 제어 성능 향상을 위한 모델 구현, 공력 해석 및 공탄성 안정성 해석등에 사용될 예정이다.

2. 본 론

2.1 시험 장치의 구성

로켓이나 항공기와 같은 대형 구조물의 동특성 측정 시험에는 일반적으로 구조물을 가진하기 위한 충분한 가진력을 공급하고 신호 획득에 필요한 시간 및 수행 절차를 줄이기 위하여 다입력 랜덤 가진법을 사용한다. 본 시험에서는 Fig. 4, 5, 6 과 같이 3 개의 전자기 가진기를 노즈부 경계면에 수직 방향으로, 2 단 모터부 중간부에 수평 방향으로, 날개 후미면에 날개면에 수직으로 설치하였으며, 각각은 가진기의 반작용에 의한 가진력의 재반사 현상을 막기 위하여 고정틀에 고무 밴드를 이용하여 공중에 매달아 사용하였다. 또한 가진기의 축방향 가진력만을 전달하고 횡방향 가진력을 소멸시킬 수 있도록 각각의 가진기는 직경을 최대한 줄인 강철 가진봉을 사용하여 시험대상물과 연결하였다. 또한 시험대상물의 시험 조건을 최대한 실제 비행조건(free-free condition)에 근사시키기 위하여 테스트홀 천정 크레인에 특별히 설계된 4 개의 번지 스프링을 Fig. 7 과 같이 매달아 시험대상물이 자유롭게 흔들리도록 설치하였다.



Fig. 4. Shaker#1 Configuration (Nose & Body Interface line, Vertical -Z)



Fig. 5. Shaker#2 Configuration
(Middle of Body, Horizontal -Y)

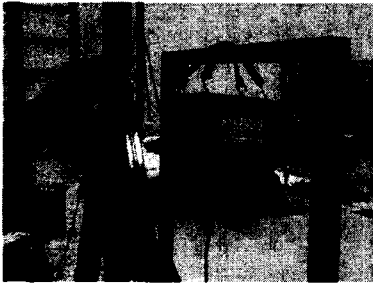


Fig. 6. Shaker#3 Configuration
(Wing, Normal to Wing Plane)



Fig. 7. Bungee Spring Cords
(Free-Free Condition Simulator)

본 시험에는 Fig. 8 과 같이 총 82 개의 가속도계가 사용되었다. 동체부에는 총 8 개의 단계별로, 상대적으로 중요도가 덜한 축방향 가속도계를 제외한 두축 가속도계가 상하좌우 4 군데에 설치되었으며, 각각의 날개에는 총 6 개의 센서가 날개면에 수직한 방향의 운동을 감지하도록 설치되었다. 시험에 사용된 신호 획득 및 처리 시스템의 입력 채널 개수의 제약으로 인하여 실제 시험은 동체 전반부와

날개를 포함한 동체 후반부의 두부분으로 나누어 수행하였다. 시험장치의 전체적인 구성을 Fig. 9 에 나타내었다.

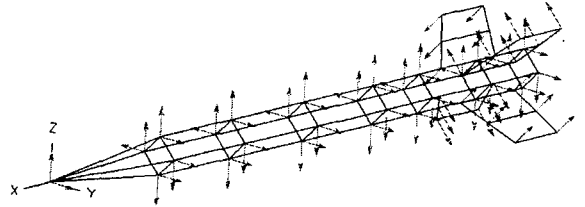


Fig. 8. Accelerometer Configuration

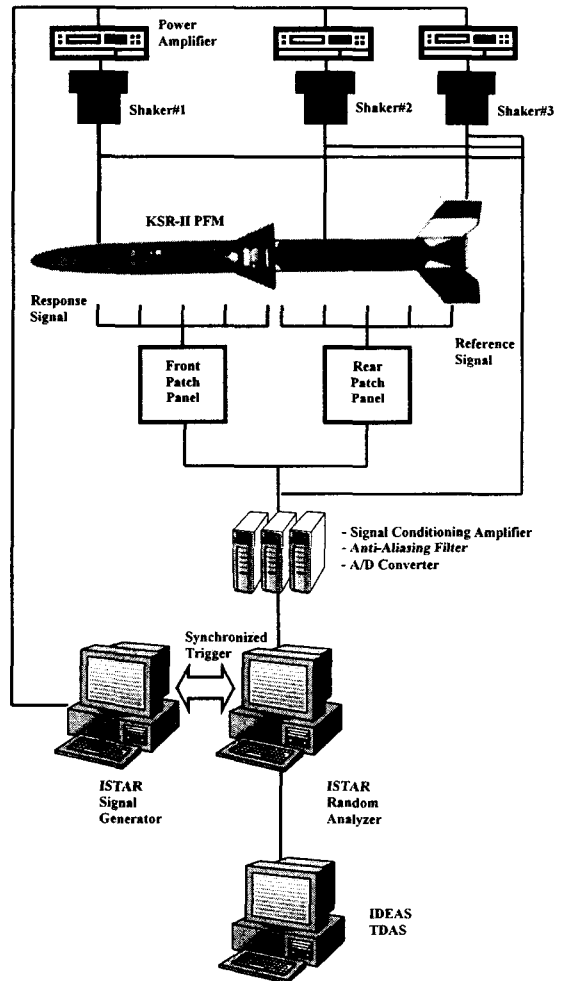


Fig. 9. Overall Test Configuration

2.2 시험 방법 및 절차

레이더 신호 획득 및 처리 시스템인 ISTAR의 신호 발생기로부터 발생하는 가진 신호는 증폭기에 의하여 증폭되어 각각의 가진기를 구동하게 된다. 가진신호로는 Fig. 10과 같이, 주어진 시간 구간내에서 연속적인 랜덤 신호를 발생시키는 완전 랜덤(Pure Random) 가진을 사용하였으며, 가진력은 동체부에 붙은 두개의 가진기에는 약 100N, 날개부에 붙은 가진기에 대해서는 날개부의 구조적인 연성을 고려하여 50N 정도를 부과하였다. 가진기에 의해 부과된 동하중은 대상물 전체를 가진하게 되고 이때 대상물에 설치되어 있는 가속도계와 가진기 가진봉에 부착된 힘센서에서 나오는 10~200Hz 주파수 대역의 응답신호는 가진신호의 발생과 함께 자동적으로 구동되는 신호 획득장비에 입력되어지며, 주파수 응답 함수(Frequency Response Function, FRF) 계산시 각각 응답신호와 기준신호(Reference Signal)로 사용되어진다. 이로부터 얻어진 주파수 응답함수는 IDEAS TADS로 구성된 시험모델의 각 측정점에 부과되어 모달 변수의 추출, 각종 모달 특성 함수의 계산에 사용되었다.

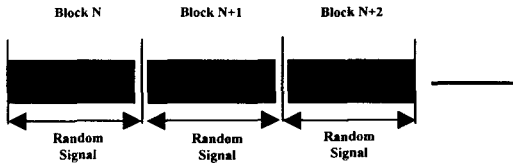


Fig. 10 Pure Random Excitation Signal

3. 결과 및 분석

모달계수 및 모드 형상의 추출을 위하여 각 기준신호와 동일한 방향의 응답신호를 기준으로 측정 주파수 대역에서의 주파수 응답함수를 비교하여 보았다. Fig. 11은 z 축, Fig. 12은 Y 축, Fig. 13는 날개 수직방향의 응답을 나타낸다. 일반적으로 로켓과 같은 축대칭 형상이 지배적인 대상물의 경우 축에 수직인 방향으로의 두개의 대칭모드가 중첩되어 나타나는데 본 대상물의 경우도 동일한 양상을 나타냈으며, Y 축방향으로의 1차 굽힘 모드가 17.75 Hz로, Z 축방향으로의

1차 굽힘 모드인 20.0Hz 보다 먼저 나타났다. 또한 고체 연료로 가득 채워진 동체부분과 비교하여 볼 때 노즈부분은 구조적인 연성(flexibility)으로 인해 상대적으로 큰 응답을 나타냈다. 꼬리 날개의 국부 모드는 45Hz에서 처음으로 발생하였으며, 75, 100, 200Hz 근방에도 연속적으로 나타났다.

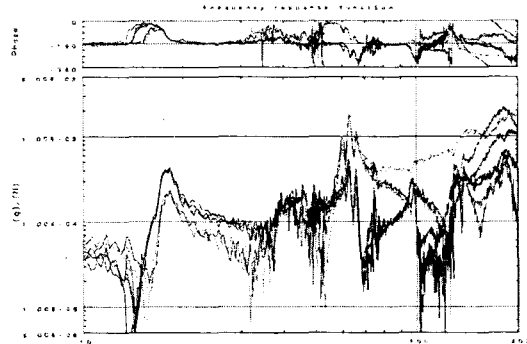


Fig. 11. +Z FRF(Ref: Shaker#1)

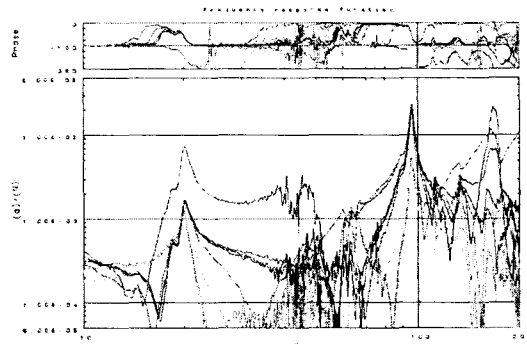


Fig. 12. +Y FRF(Ref: Shaker#2)

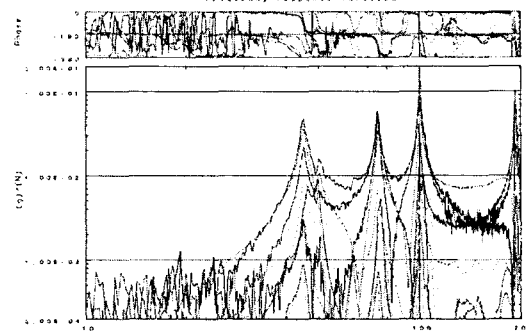


Fig. 13. +W FRF(Ref: Shaker#3)

모드 분포의 종합적인 정보를 얻기 위하여 각 측정점의 주파수 전달함수의 허수치를 이용하여 계산되어지는 모드 지시 함수(Power Spectrum Mode Indicator Function)을 Fig. 14 과 같이 계산하였으며, 10 ~ 200 Hz 측정 주파수대역의 모드 분포를 나타내었다.

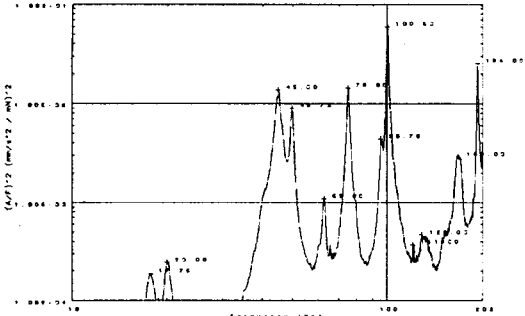


Fig. 14 Power Spectrum Mode Indicator Function

각 모드 형상 벡터간의 직교성을 확인하기 위하여 선택된 모드간의 MAC(Modal Assurance Criteria) 값을 계산하였으며, Fig. 15 와 같이 대각 위치의 값이 비대각 위치의 값에 비하여 지배적인 것으로 나타나 선택된 모드 간에는 선형적인 종속성(linear dependency)이 없는 것으로 나타났다.

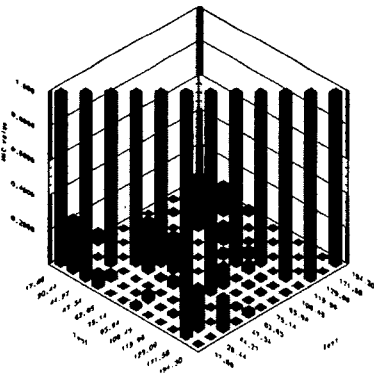


Fig. 15 Modal Assurance Criteria(test vs. test)

Fig. 16 ~ 20 은 상대적으로 중요도가 큰 5 개의 저차 모드에 대한 모드 형상 및 해당 고유진동수를 나타내고 있다.

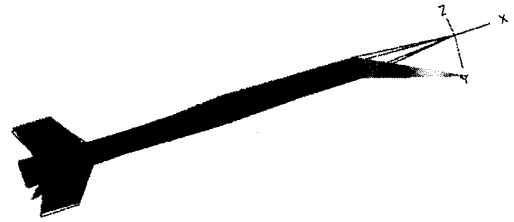


Fig. 16 Y-axis 1st Bending Mode($f=17.8$ Hz)



Fig. 17 Z-axis 1st Bending Mode($f=20$ Hz)

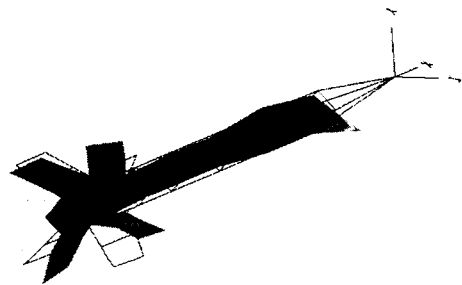


Fig. 18 1st Tail Wing Mode($f=45$ Hz)



Fig. 19 2nd Tail Wing Mode($f=49.8$ Hz)

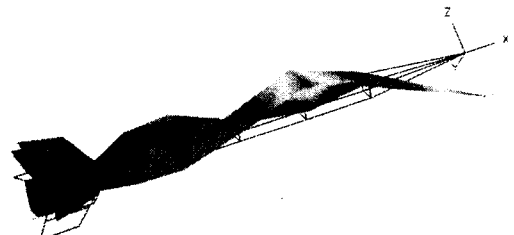


Fig. 20 Double Bending Mode($f=63$ Hz)

4. 결 론

본 논문에서는 현재 항공우주연구원이 개발하고있는 과학로켓 KSR-III 와 유사한 형상과 동특성을 지닌 KSR-II 준비행 모델에 대한 지상 진동시험을 수행하였으며, ANSYS 를 이용한 해석결과인 1 차 고유진동수 20.17 Hz 와 매우 근사한 결과를 얻을 수 있었다. 추후 가진 신호 형태 (Burst Random, Chirp, Stepped Sine 등) 및 가진력의 변화에 따른 영향을 파악하기 위한 일련의 추가 시험이 수행되어질 예정이며, 최적화된 시험 장비 및 시험 기법을 활용하여 개발이 완료된 KSR-III 의 비행모델에 대한 전기체 시험을 수행할 것이다.

참 고 문 헌

- (1) Michael W., Lawrence C. F. "Aircraft Ground Vibration Testing at the NASA Dryden Flight Research Facility - 1993", NASA Technical Memorandum, June, 1994
- (2) Richard S. P., Jocelyn I. P. and Ralph D. B. "Vibro-Acoustics Modal Testing at NASA Langley Research Center"
- (3) Albert J. P., Etienne B. "A Ground Vibration Test on the GARTEUR Test Bed SM AG-19"
- (4) Ralph D. B., Gary A. F. and Richard S. P. "Finite Element Model Development and Validation for Aircraft Fuselage Structures", Proceedings of the 18th International Modal Analysis Conference, San Antonio, Texas, February 7-10,
- (5) Masa-aki S., Keiji K. and Masakatsu M. "Comparison of Modal Testing Methods of Aircraft"