

소형 위성 발사체 2단부 모드 시험

Modal Test of the 2nd Stage of Small Launch Vehicle

서상현† · 정호경* · 윤세현* · 박순홍* · 장영순*

Sang-Hyun Seo, Ho-Kyeong Jeong, Se-Hyun Youn, Soon-Hong Park and Young-Soon Jang

Key Words : Modal Test(모드 시험), Modal Parameter(모드 변수), MIF(Mode Indicator Function, 모드지시함수), SDOF Curve Fitting(단일 자유도 커브 피팅), MAC(Modal Assurance Criteria, 모드 상관 계수)

ABSTRACT

The structure of small launch vehicle can be divided into engine section and payload section. This paper introduces modal test of the payload section of small launch vehicle which is composed to satellite, PLA (Payload Adapter), VEB (Vehicle Equipment Bay), KMS (Kick Motor Support) and KM (Kick Motor). From this test, dynamic properties of the 2nd stage structure of small launch vehicle can be obtained. In this test, to simulate free-free boundary condition, test object was hung by 4 bungee cords and excited by using impact hammer. Modal test data are analyzed by using TDAS(Test Data Analysis Software). As the result, modal parameters and mode shapes below 100Hz of the 2nd stage of small launch vehicle were identified.

1. 서 론

국내에서 개발 중인 소형 위성 발사체의 구조는 크게 1단 엔진부와 2단 탑재부로 나눌 수 있다. 2단부의 경우 페이로드 페어링(Payload Fairing), 위성(Satellite), 위성어댑터(PLA: Payload Adapter), 전자 탑재부(VEB: Vehicle Equipment Bay), 고체모터(Kick Motor) 등으로 구성되어 있고, 금속재 및 복합재로 제작되었다.

소형 위성 발사체 2단 전기체 구조부에 대한 모드 시험은 2단 전기체 구조부의 강성을 실험적으로 검증하여 1단 전기체부와와의 동적 연성(Dynamic Coupling) 관련 조건에 대한 만족 여부를 검토하고, 결합 하중 해석(CLA, Coupled Load Analysis)을 위한 해석 모델을 좀 더 엄밀하게 수정하기 위해 계획되었다. 각 부분체에 대한 동적 특성을 알아보기 위한 모드 해석 및 시험은 수행되었지만, 전체 조립되었을 경우 각 부분체 간의 체결조건 및 경계조건을 해석상으로 정확하게 모사하기는 쉽지 않다. 참고로 시험 결과를

토대로 수정된 전기체 모드 해석 모델의 모드 변수는 2단 비행 제어부의 입력 변수로 사용된다. 발사체의 경우 발사 및 비행 중의 궤도 및 자세제어를 위해서는 기체의 정확한 동특성을 파악하는 것이 중요하다.

일반적으로 구조체의 모드 시험을 통하여 얻을 수 있는 모드 변수로는 고유주파수, 감쇠, 모드 형상이 있다. 주파수 응답함수(FRF)를 통해 고유주파수 및 감쇠는 간단히 구할 수 있지만, 복잡한 3차원 형상을 가진 구조체의 경우 구체적인 모드 형상을 추출하기란 많은 노력이 필요하다. 따라서 본 시험에서는 TDAS(Test Data Analysis Software)를 사용하여 모드 변수를 추출하였다.

2. 시험 모델 및 장치

2.1 시험 모델

소형 위성 발사체 2단부 모드 시험을 위한 모델 구성은 Fig. 1과 같이 페이로드 페어링은 조립하지 않고, 위성, 고체모터, 단연결부, 탑재물은 더미 또는 시뮬레이터를 사용하여 시험을 수행하였다.

특히 위성의 경우에는 질량(81.9kg), 횡방향 고유 진동수(32.2Hz), 무게중심(C.G.)등이 유사하도록 설계한 시뮬레이터를 사용하며, 고체모터의 경우에는 최대한 질량 특성이 유사하도록 고려된 시뮬레이터를 사용한다. 고체모터지지부(KMS: Kick Motor Support)는 실제 구조를 사용하여 경

† 한국항공우주연구원

E-mail : ssh@kari.re.kr

Tel: (02)830-2541, Fax: (02)830-2233

* 한국항공우주연구원

계 조건에 대한 정확도를 확보하였고, 전장품에 대한 시뮬레이터는 기본적으로 질량 특성을 동일하게 제작하여 배치하였다. 단연결부 시뮬레이터의 경우는 큰 형상의 단연결부의 상부 단면에 대한 질량 특성을 고려하여 링 형태로 제작하였다. 이상의 시뮬레이터 및 더미와 2단 구조체와의 체결은 단연결부 시뮬레이터와 분리 조인트와의 연결부만 제외하고 실제 체결 조건과 동일하도록 구성하였다.

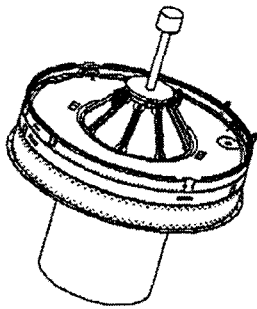


Fig. 1 The 2nd stage structure for modal test

2.2 시험 장치의 구성

시험장치의 구성은 초기안에서는 2단 전기체 구조 시험치구를 사용하여 2단 구조체를 조립하고, 이와 같은 경계조건하에서 시험을 수행할 계획이었으나 검토 결과 2단 전기체 구조 시험 치구와의 동적 연성이 발생하여 2단 전기체 해석 모델의 검증에 어려움이 클 것으로 판단되어 2단 구조체에 자유 경계 조건을 부가하는 형태로 변경하였다.

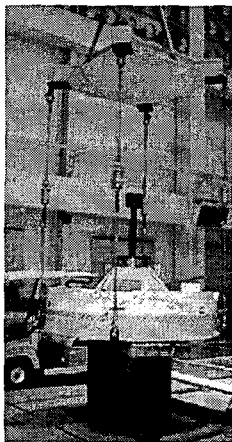


Fig. 2 Composition of modal test of the 2nd stage structure

따라서 Fig. 2와 같이 자유경계조건(Free-Free B.C.)의 부가를 위해 단연결부 시뮬레이터의 끝단 부분에 치구를 설계하여 4개 지점에 설치하고, 경계조건에 의한 전체 시스템의 강제모드가 관심주파수 영역을 벗어나는 저주파수의 고유 진동수를 가지도록 스프링이 장착된 번지 코드를 이용하

였다. 이 때 번지 코드와 2단 전기체와의 간섭을 방지하기 위해 H빔으로 치구를 구성하여 크레인에 매어 달았다. 여기에 사용된 스프링의 사양은 최대사용하중 1300kgf, 스프링 상수는 26kgf/mm, 최대 변위량은 50mm이다.

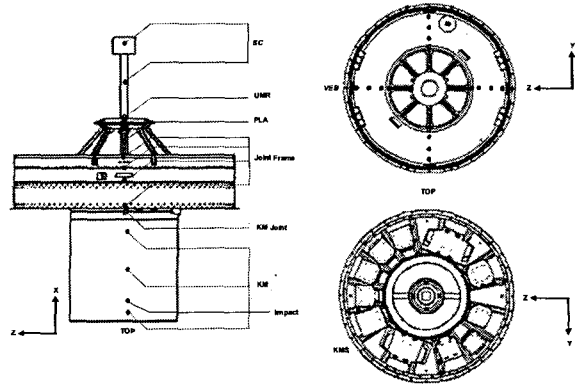


Fig. 3 Sensor locations (90° interval in circumferential direction)

Fig. 3은 시험에 사용된 가속도 센서(B&K 4507B004)의 위치를 나타내고 있고, Fig. 4와 같이 각 포인트에서는 센서 블록을 이용하여 3축으로 구성된 가속도 센서를 부착하여 전방향 응답을 볼 수 있도록 하였다. 센서 위치는 각 부분체의 연결부에 해당하는 프레임 기준으로 부착하였고, 큰 구조물에는 스트링거를 기준으로 부착하였다. 본 시험에서는 횡방향 굽힘 모드를 잘 관찰하기 위해 축 방향을 기준으로 90° 간격으로 가속도 센서를 부착하였다. 따라서 총 67 포인트 즉, 총 201채널의 가속도 센서 응답을 측정하였다.

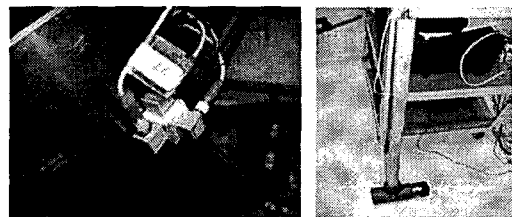


Fig. 4 Accelerometer using mounting block and impact hammer

데이터 수집 시스템은 28채널의 PULSE 3560D를 사용하는데, 동시에 측정 가능한 채널 수가 28채널이므로 센서를 이동하여 시험 케이스를 늘리는 방식으로 측정하였다.

가진은 대형 구조물 가진용 충격망치(PCB 086C20)를 사용하였고, 가진 위치는 Fig. 3에 표시된 바와 같이 고체모터 시뮬레이터 하단부를 Y축 방향으로 가진 하였다. 이는 다양한 방향 및 위치에서의 가진을 수행한 예비시험을 통한 기여도 함수(Coherence)를 관찰하여 전기체에 전체적으로 가진이 잘 되는 위치를 선택하였다.

3. 시험 결과

3.1 모드 시험 결과

Fig. 5는 전체 모드 형상을 보기 위해 가속도 센서 위치를 기준으로 구성된 시험 모델을 나타내고 있다. 실제 센서의 축방향을 모두 고려하여 노드 포인트 별로 각각의 로컬 좌표계를 적용하였다.

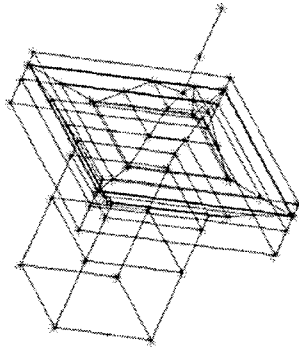


Fig. 5 TDAS model for test analysis

충격망치를 이용하여 시험을 수행하였기 때문에 단일 기준 방법 (Single-Reference Technique)을 적용하였고, 측정된 주파수 응답 함수(FRF)를 통해서 TDAS를 이용하여 전체 측정함수를 축약하여 모드 밀도(Modal Density)를 나타내는 전기체 모드지시함수(MIF, Mode Indicator Function)로 공진 주파수를 찾을 수 있다.

Fig. 6은 전기체 모드지시함수를 나타내고 있는데, 골(Valley)이 깊을수록 공진주파수일 가능성이 크다는 것을 나타낸다.

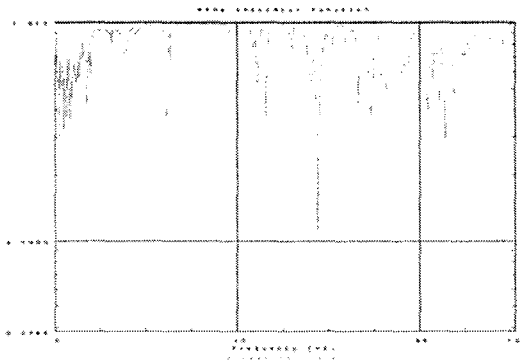


Fig. 6 MIF curve of test results

Fig. 7은 모드 변수(Modal Parameter)를 추출하기 위한 단일 자유도 커브 피팅(SDOF Curve Fitting) 그래프를 나타낸다.

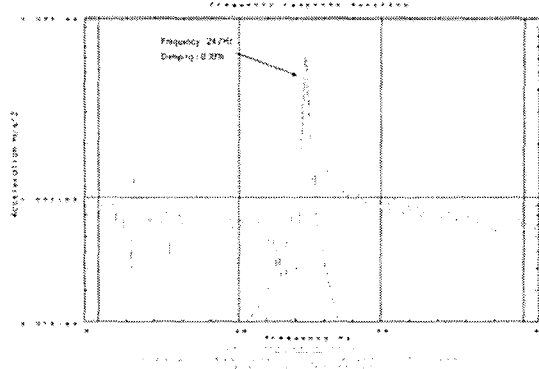


Fig. 7 SDOF curve fitting (Y-Axis)

Table. 1에서는 100Hz 이하에서 추출된 2단부 전기체의 모드 변수를 나타내고 있다.

Table. 1 Modal parameters of the 2nd stage

Order	Frequency (Hz)	Mode shape	Damping (%)	Amplitude	Phase
1	24.7Hz	Bending mode of Satellite	0.39	4.27E-3	-1.571
2	24.9Hz	Bending mode of Satellite	0.25	4.39E-3	-1.571
3	38.8Hz	Local mode of KMS	0.01	6.71E-4	1.571
4	44.4Hz	Local mode of KMS	0.34	1.45E-3	-1.571
5	51.1Hz	Radial mode of Joint	0.37	6.21E-3	-1.571
6	57.3Hz	Bending mode of stage II	0.59	5.85E-3	-1.571
7	57.6Hz	Bending mode of stage II	0.29	2.13E-2	-1.571
8	66.0Hz	Radial mode of Joint	0.40	4.57E-3	-1.571
9	68.8Hz	Radial mode of Joint	0.17	2.92E-2	-1.571
10	70.5Hz	Local mode of KMS	0.38	4.14E-3	1.571
11	81.4Hz	Local mode of VEB	0.10	9.31E-3	-1.571

3.2 모드 형상

Fig. 8은 위성의 굽힘 모드, Fig. 9는 고체모터지지부의 로컬모드와 조인트의 원주방향 모드를 나타내고 있다. Fig. 10은 2단부 전기체 굽힘 모드와 조인트의 두 번째 원주방향 모드를 나타내고 있고, Fig. 11은 고체모터지지부와 탑재대의 로컬모드를 보여준다. 여기서 판단되는 로컬 모드로는 본 시험 만으로는 노드 포인트가 충분하지 않기 때문에 정확한 위치 및 판단이 어렵기 때문에 추후에 수행된 부분체 모드 시험 결과를 참고하여 비교 분석을 통한 결과임을 밝힌다.

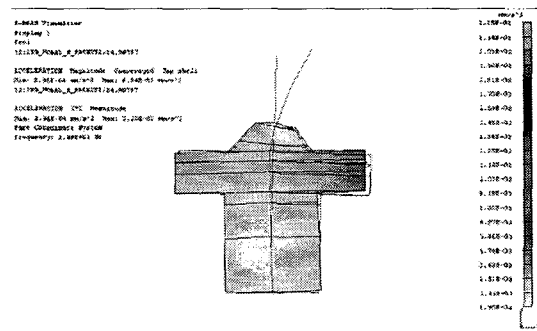


Fig. 8 Bending mode of Satellite (24.9Hz)

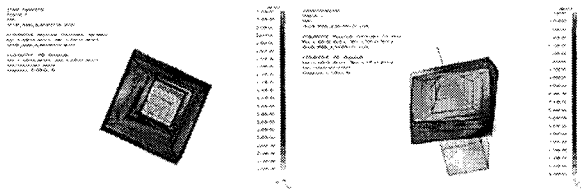


Fig. 9 (a) Local mode of KMS (44.4Hz) and (b) radial mode of joint (51.1Hz)

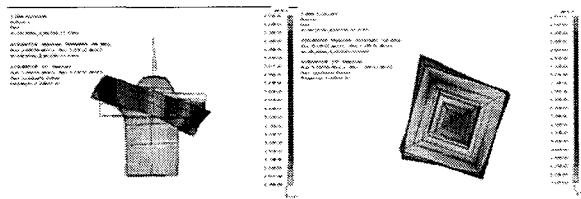


Fig. 10 (a) Bending mode of the 2nd stage (57.3Hz) and (b) radial mode of joint (68.8Hz)

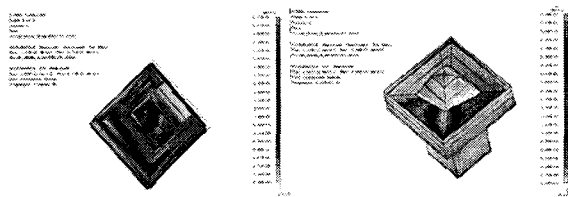


Fig. 11 (a) Local mode of KMS (70.5Hz) and (b) local mode of VEB (81.4Hz)

각 모드 형상 간의 상관관계(Correlation)의 정도를 나타내는 MAC(Modal Assurance Criteria)를 이용하여 시험결과로부터 추출된 각 모드 간의 독립성을 확인할 수 있다. MAC는 0~1의 값을 가지며 0에 가까울수록 두 모드 형상이 보다 선형적으로 독립적이라고 할 수 있다.

Fig. 12는 2단 전기체 모드 시험 결과에서 각 모드 간의 MAC 결과를 나타내고 있다.

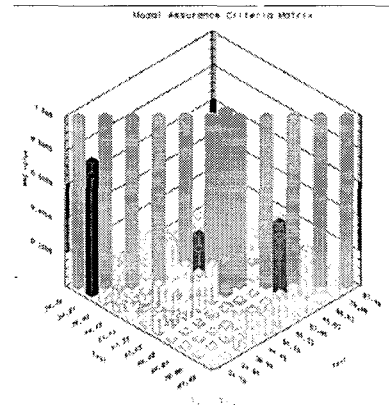


Fig. 12 MAC matrix (Test vs Test)

4. 결론

본 연구에서는 소형위성발사체 페이로드 페어링을 제외한 2단부 전기체의 조립모델을 이용하여 자유경계조건에서 모드 시험을 수행하였다. TDAS를 이용하여 결과를 분석하고, 필요한 주요 모드 변수를 추출하였다. 이는 추후 2단부 전기체 해석 모델의 보정에 이용되고, 이를 통하여 전체 비행 모델의 동적 특성 예측에 활용될 것이다.

참고 문헌

- (1) 윤세현 등, 2003, "KSR-III 조립모델 전기체 모드시험 및 비행모델 모드 해석", 한국항공우주학회지, 제32권, 제 2호, pp. 95 ~ 102.
- (2) SDRC, 1994, Exploring I-DEAS Test, I-DEAS User's Manual.
- (3) Nuno. M. M. M., 1997, Theoretical and Experimental Modal Analysis, Research Studies Press LTD.
- (4) Cyril M Harris, 1961, Shock and Vibration Handbook, McGRAW HILL.