

## KSLV-I 2단부 구조체 모드 시험

서상현\*, 정호경\*\*, 윤세현\*\*\*, 박순홍\*\*\*\*, 장영순\*\*\*\*\*

### Modal Test of the 2nd stage structure of KSLV-I

Sang-Hyeon Seo\*, Ho-Kyeong Jeong\*\*, Se-Hyun Youn\*\*\*, Soon-Hong Park\*\*\*\*, Young-Soon Jang\*\*\*\*\*

#### Abstract

This paper introduces modal test of the 2nd stage structure of KSLV-I which is composed to satellite, PLA(Payload Adapter), EB(Equipment Bay), KMS(Kick Motor Support) and KM(Kick Motor) without PLF(Payload Fairing). In this test, to simulate free-free boundary condition, test object was hung by 4 bungee cords and excited by using impact hammer. From this test, dynamic properties of the 2nd stage structure of KSLV-I can be obtained. 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 KSLV-I were identified.

#### 초 록

본 연구는 KSLV-I 페이로드 페어링을 제외한 2단 구조부에 대한 모드시험 결과를 기술하고 있다. 2단부는 크게 위성 분리부, 탑재부, 킥모터 지지부, 킥모터로 구성되어 있다. 번지코드를 이용하여 자유경계단 조건을 모사하였고 가진은 대형 가진 망치를 사용하였다. 이러한 모드시험 결과를 통하여 모드변수를 추출할 수 있고, 2단부 구조체의 동특성을 파악할 수 있다. 시험 결과는 TDAS를 사용하여 분석하였고, 100Hz 이하의 모드변수 및 모드형상을 추출하였다.

키워드 : Modal Test(모드 시험), Modal Parameter(모드 변수), MIF(Mode Indicator Function: 모드지시함수)

#### 1. 서 론

국내에서 개발 중인 소형 위성 발사체(KSLV-I)의 구조는 크게 1단 엔진부와 2단 탑재부로 나눌 수 있다. 2단부의 경우 페이로드 페어링(PLF: Payload

Fairing), 위성(Satellite), 위성어댑터(PLA: Payload Adapter), 전자 탑재부(EB: Equipment Bay), 킥모터(Kick Motor) 등으로 구성되어 있고, 금속재 및 복합재로 제작되었다.

소형 위성 발사체 2단 구조부에 대한 모드 시험은 2단 구조부의 강성을 실험적으로 검증하여

\* 구조팀/ssh@kari.re.kr

\*\*\* 구조팀/ysh@kari.re.kr

\*\*\*\*\* 구조팀/ysjang@kari.re.kr

\*\* 구조팀/hkjeong@kari.re.kr

\*\*\*\* 구조팀/shpark@kari.re.kr

1단 전기체부와의 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 2단부 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)을 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. 시험모델 및 장치

### 2.1 시험모델

소형 위성 발사체 2단부 모드 시험을 위한 모델 구성은 그림 1과 같이 페이로드 페어링은 조립하지 않고, 위성, 킥모터, 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, 킥모터의 경우에는 최대한 질량 특성이 유사하도록 고려된 시뮬레이터를 사용한다. 킥모터지지부(KMS: Kick Motor Support)는 실제 구조를 사용하여 경계조건에 대한 정확도를 확보하였고, 전장품에 대한 시뮬레이터는 기본적으로 질량 특성을 동일하게 제작하여 배치하였다. 단연결부 시뮬레이터의 경우는 콘 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.

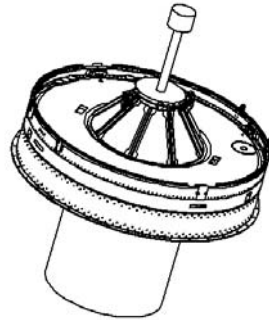


그림 1. KSLV-I 2단 구조체

### 2.2 시험장치의 구성

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



그림 2. 시편 및 치구 설치 모습

따라서 그림 2와 같이 자유경계조건 (Free-Free

B.C.)의 부가를 위해 단연결부 시뮬레이터의 끝단 부분에 치구를 설계하여 4개 지점에 설치하고, 경계조건에 의한 전체 시스템의 강제모드가 관심 주파수 영역을 벗어나는 저주파수의 고유 진동수를 가지도록 스프링이 장착된 번지 코드를 이용하였다. 이 때 번지 코드와 2단 구조체와의 간섭을 방지하기 위해 H빔으로 치구를 구성하여 크레인에 매어 달았다. 여기에 사용된 스프링의 사양은 최대사용하중 1300kgf, 스프링 상수는 26kgf/mm, 최대 변위량은 50mm이다.

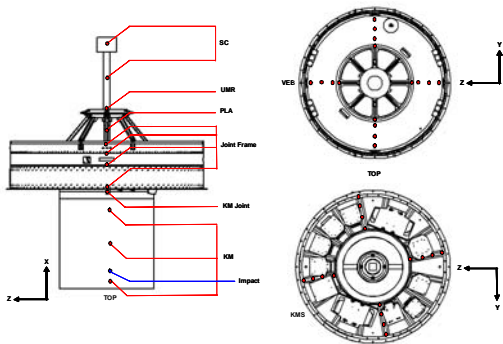


그림 3. 가속도 센서 및 가진 위치

그림 3은 시험에 사용된 가속도 센서(B&K 4507B004)의 위치를 나타내고 있고, 그림 4와 같이 각 포인트에서는 센서 블록을 이용하여 3축으로 구성된 가속도 센서를 부착하여 전방향 응답을 볼 수 있도록 하였다. 센서 위치는 각 부분체의 연결부에 해당하는 프레임을 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.

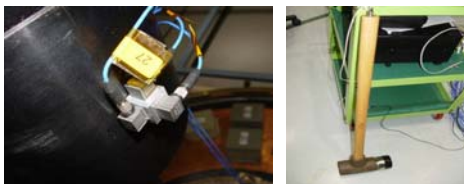


그림 4. 가속도 센서 구성 및 가진 해머

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 그림 3에 표시된 바와 같이 킥모터 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. 시험결과

#### 3.1 모드시험 결과

그림 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.

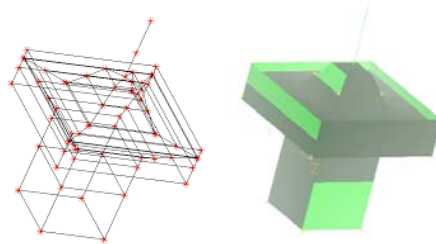


그림 5. TDAS 분석 모델

충격망치를 이용하여 시험을 수행하였기 때문에 단일 기준 방법(Single-Reference Technique)을 적용하였다. 그리고 측정한 주파수 응답 함수(FRF)를 TDAS로 불러와서 전체 측정함수를 축약하여 모드 밀도(Modal Density)를 나타내는 모드지시 함수(MIF: Mode Indicator Function)로 공진 주파수를 찾을 수 있다. 여기에서는 전달함수의 실수 값이 공진에서 0에 가까운 값을 가진다는 것을 이용한 Normal MIF를 이용하여 공진 주파수를 추출하였다. 그림 6은 100Hz 이하에서

전체 측정 지점에서의 주파수 응답함수를 보여주고 있다.

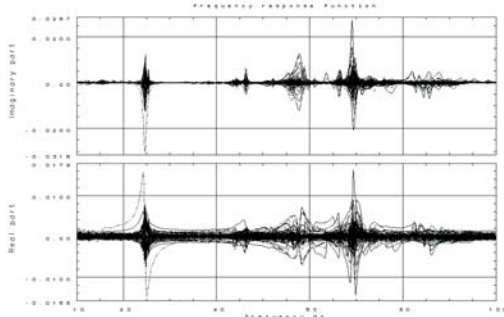


그림 6. 2단 구조체의 주파수 응답함수(FRF)

$$H = \frac{Acc.}{Force} \quad (1)$$

$$Normal\ MIF = \frac{\sum (|Real(H)| |H|)}{\sum (|H|^2)} \quad (2)$$

그림 7은 2단 구조체 모드지시함수를 나타내고 있는데, 골(Valley)이 깊을수록 공진주파수일 가능성이 크다는 것을 나타낸다.

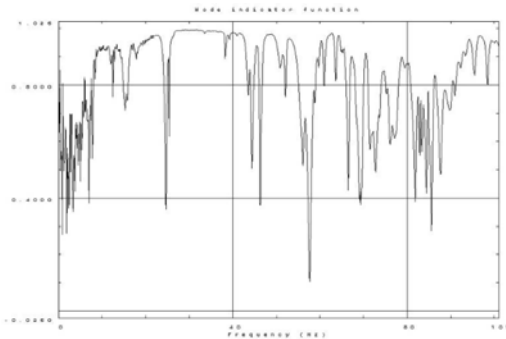


그림 7. 2단 구조체의 모드지시함수(MIF)

모드지시함수를 통하여 추출한 공진주파수에서 모드 변수(Modal Parameter)를 추출하기 위한 단일 자유도 커브 피팅(SDOF Curve Fitting) 그래프를 그림 8에서 보여주고 있다.

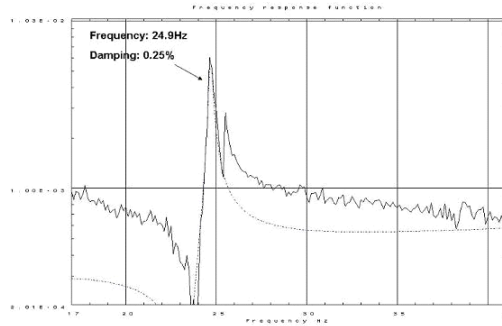


그림 8. Y축 가진 주파수 응답의 1자유도계 결과

표 1에서는 100Hz 이하에서 추출된 2단부 구조체의 모드 변수를 나타내고 있다.

표 1. 2단 구조체의 모드변수

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

### 3.2 모드형상

실험결과 분석을 통하여 추출된 모드형상을 살펴보기 위해 그림 9는 위성의 굽힘 모드를, 그림 10은 2단부 전체의 굽힘 모드를 보여주고 있다. 100Hz 이하의 주요 모드는 이러한 굽힘모드 형태를 나타내고 국부적인 모드는 부분체 및 탑재물들에 영향을 받아서 나타남을 확인할 수 있었다.

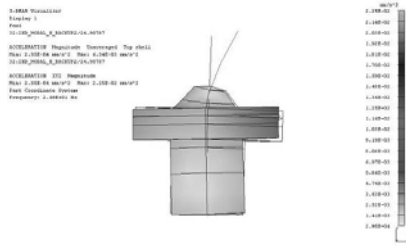


그림 9. 위성의 굽힘 모드(실험결과: 24.9Hz, 0.25%)

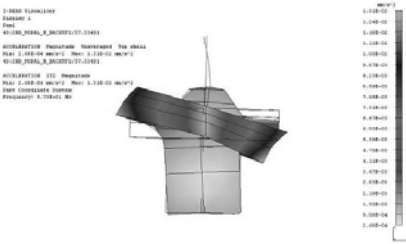


그림 10. 2단부 굽힘 모드(실험결과: 57.3Hz, 0.59%)

이와 같은 실험결과를 통하여 2단부 전체의 유한요소 모델을 보정하게 된다. 전체 조립체 모델의 경우 각 부분체들의 체결조건 및 경계조건을 실제와 동일하게 모사하기 힘들기 때문에 실험결과를 이용하여 보정을 수행하고 그 보정 모델을 위성체 및 1단부와 의 CLA를 위한 입력 데이터로 활용하게 된다. 그림 11과 그림 12에서 주요 굽힘모드에서의 보정된 유한요소 모델을 보여주고 있다. 고유주파수도 큰 오차가 나지 않고 모드 형상도 거의 일치한다는 것을 알 수 있다.

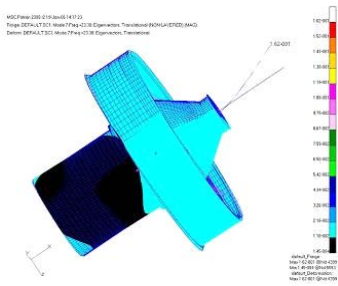


그림 11. 위성의 굽힘 모드(해석결과: 23.4Hz)

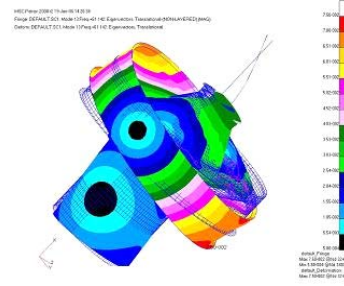


그림 12. 2단부 굽힘 모드(해석결과: 61.1Hz)

일반적으로 유한요소해석에서 보여주는 모드 형상은 질량 정규화된 고유 벡터로 표현되기 때문에 실험결과를 통한 모드형상과 비교하기 위해서는 실험결과 또한 모드 질량을 1로 두는 질량 정규화 과정을 수행하여야 한다. 이러한 과정을 통하여 얻은 질량정규화 모드를 비교해보면 그림 13 및 그림 14와 같다.

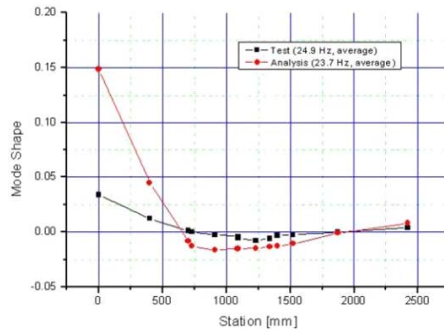


그림 13. 질량 정규화 모드 비교(위성 굽힘모드)

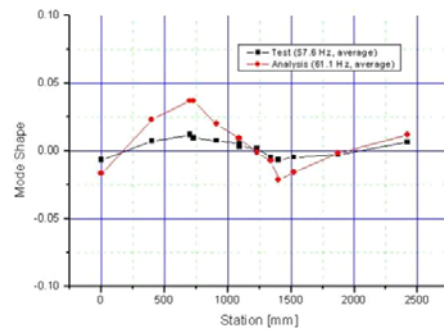


그림 14. 질량 정규화 모드 비교(2단부 굽힘모드)

위성 시뮬레이터 끝단을 기준으로 한 길이 방향으로의 모드 형상을 비교하고 있다. 절대적인 크기는 약간의 오차를 가지지만 전체적인 형상은 유사하다는 것을 확인할 수 있다. 통상 일반적인 구조체에 있어서 모드 형상은 한 기준점을 중심으로 상대적인 크기를 고려하는데 비해, 발사체의 경우 발사 및 비행 중의 모드 형상에 따른 자세제어가 고려되어야 하기 때문에 이러한 질량 정규화 모드 형상을 필요로 하게 된다.

#### 4. 결 론

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

#### 참 고 문 헌

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