

연성하중해석을 통한 위성구조체의 구조안정성 검증 연구

김 경 원*, 김 선 원*, 임 재 혁*, 김 창 호*, 황 도 순* 정회원

A Study on the Verifying Structural Safety of Satellite Structure by Coupled Load Analysis

Kyung-Won Kim*, Sun-Won Kim*, Jae-Hyuk Lim*, Chang-Ho Kim*,

Do-soon Hwang* *Regular Members*

요 약

인공위성 구조체는 발사환경과 궤도환경하에서 탑재체 및 여러 구동기 등을 안전하게 지지할 수 있도록 설계되어야 한다. 위성체의 형상설계가 이루어지면 상세설계를 위하여 발사체에서 공급하는 규격에 의한 준정적하중을 사용하여 구조해석을 수행한다. 이 때 준정적하중을 이용하여 설계된 위성체의 구조 건정성을 확인하기 위하여 발사체 업체는 위성체와 발사체를 연성한 후 연성하중해석을 수행한다. 현재 개발중인 위성체의 경우, 연성하중해석을 수행하기 위하여 위성체 모델을 Craig-Bampton 모델로 축약한 후, 발사체 제작업체로 전달하였다. 발사체 제작업체에서는 위성체 모델과 발사체 모델을 이용하여 연성하중해석을 수행하였으며, 가속도 결과와 변위결과를 계산하여 이를 전달하였다. 전달받은 가속도 결과와 변위결과로부터 위성체는 안전하게 설계되었으며, 위성체 내/외부에서 간섭이나 충돌의 위험성이 없다는 것을 확인하였다.

Key Words : Coupled Load Analysis; Craig-Bampton; Satellite; Launch Vehicle; Quasi-Static Loads.

ABSTRACT

Satellite structure should be designed to support safely the payload and several actuators under launch and on-orbit environments. After the configuration design of satellite, the structural analysis is performed using quasi-static load provided by launch vehicle manufacturer for detail design of satellite. In order to verify the safety of satellite structure designed using quasi-static loads, launch vehicle manufacturer performs coupled load analysis with satellite and launch vehicle models. For developing satellite, satellite model was reduced into the Craig-Bampton model for coupled load analysis, and delivered to the launch vehicle manufacturer. Launch vehicle manufacturer have done the coupled load analysis, and offered the acceleration and displacement results to the satellite manufacturer. From the analysis results, we have confirmed that satellite is designed safely and there is no possibility of interference and conflict in the inner/outer side of satellite.

I. 서 론

위성구조체는 발사환경과 궤도환경하에서 탑재체 및 여러 구동기 등을 안전하게 지지할 수 있도록 설계되어야 한다. 위성체의 형상설계가 이루어지면, 구조체의 상세 설계를 위하여 발사체에서 공급하는 규격에 의한 준정적하중을 사용하여 구조해석을 수행한다. 그러나, 이 경우 유한요소모델의 한계 및 발사하중의 변화 요인 때문에 이를 검증할 필요성이 발생한다. 발사중의 공기역학적 현상, 돌풍, 엔진의 진동, 정상상태

의 엔진추력, 엔진에 의한 공력소음, 음향하중, 엔진 점화 및 종료시의 급격한 임펄스 변화 등이 독립적으로 혹은 합성되어 위성체에 영향을 미치게 된다. 이 때 불충분하거나 부정확한 발사체의 예측 하중자료라든지 위성체의 물리적 특성에 의해 예기치 않은 하중이 위성체에 작용할 수도 있다. 이러한 이유로 인하여 준정적하중을 이용하여 설계된 위성체 구조부재의 건정성을 판단하기 위한 방안으로 발사체 업체에 의한 연성하중해석(CLA, Coupled Load Analysis)이 수행된다. 연성하중해석은 위성체 모델과 발사체 모델을 결합하여 발사시 유기되는 발사하중을 전체 연성모델에 추가함으로써 위성체

* 한국항공우주연구원 위성구조팀 (kwkim74@kari.re.kr, sunwkim@kari.re.kr, ljh77@kari.re.kr, jrhee@kari.re.kr, dshwang@kari.re.kr)

※본 연구는 한국항공우주연구원 주관의 다목적실용위성 본체개발 사업으로 수행되었습니다.

접수일자 : 2010년 5월 3일, 수정완료일자 : 2010년 5월 24일, 최종게재확정일자 : 2010년 6월 25일

에 작용하는 하중을 구하는 방법이다[1][2][3]. 연성하중해석을 수행하기 위해서는 위성체 모델을 발사체 제작업체에 제공하여야 하는데, 위성체의 전체 유한요소모델은 보안성을 이유로 발사체 제작업체에 제공하는 것은 실질적으로 불가능하다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여, Craig-Bampton 모델로 위성체를 축약한 후, 발사체 제작업체에 제공하게 된다 [4][5]. 위성체에 영향을 미치는 준정적하중은 주로 100Hz 이하의 저주파 대역이므로, 본 논문에서는 Craig-Bampton 모델 생성시 150Hz까지 고려하여 모델축약을 수행하였다. 또한, 위성체의 주요 구조부재와 전자장비들의 가속도 및 변위를 구하기 위하여 가속도 변환행렬과, 변위 변환행렬을 함께 발사체 제작업체에 제공하였다. 발사체 제작업체는 제공받은 위성체 Craig-Bampton 모델과 발사체 모델을 연성하여 연성하중해석을 수행하였다. 또한, 가속도 변환행렬과 변위 변환행렬을 이용하여 가속도 결과와 변위 결과를 도출하고 이를 위성체 업체에 전달하였다. 전달 받은 가속도 결과와 위성구조체의 설계극한하중을 비교한 결과, 위성구조체는 충분히 안전함을 확인할 수 있었다. 또한, 변위 결과로부터 위성 구조 부재간의 간섭이나 충돌의 위험성이 없음을 확인할 수 있었다.

II. 연성하중해석을 위한 모델축약

1. Craig-Bampton 기본 이론

연성하중해석을 위한 유한요소모델 축약은 Craig-Bampton 방법을 이용한다 [2]. Craig-Bampton 모델의 기본 이론은 다음과 같다. 구조체의 동적 반응에 대한 해를 얻기 위해 사용하는 운동방정식에서 기준 자유도를 u 라고 하면 그 식은 식 (1)과 같다.

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku = F \quad (1)$$

여기서 u 를 내부자유도 u_I 와 경계자유도 u_B 의 두 부분으로 나누면 식(2)와 같이 정리된다.

$$\begin{bmatrix} M_{II} & M_{IB} \\ M_{BI} & M_{BB} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{u}_I \\ \ddot{u}_B \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} C_{II} & C_{IB} \\ C_{BI} & C_{BB} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \dot{u}_I \\ \dot{u}_B \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} K_{II} & K_{IB} \\ K_{BI} & K_{BB} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u_I \\ u_B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_I \\ F_B \end{pmatrix} \quad (2)$$

이때 각 점에서 작용하는 외력은 0이므로 $F_I = 0$ 이다. 따라서 식 (2)를 식 (3)과 같이 정리할 수 있다.

$$M_{II}\ddot{u}_I + C_{II}\dot{u}_I + K_{II}u_I = -M_{IB}\ddot{u}_B - C_{IB}\dot{u}_B - K_{IB}u_B \quad (3)$$

식 (3)을 $u_B = 0$ 일 때, $u_I = \Phi_I q_I$ 라고 놓고, 이 식을 질량행렬에 대하여 표준화 시키면 식 (4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\Phi_I^T M_{II} \Phi_I \ddot{q}_I + \Phi_I^T C_{II} \Phi_I \dot{q}_I + \Phi_I^T K_{II} \Phi_I q_I = 0 \quad (4)$$

여기에서 Φ_I 는 구조체의 모드를 나타내고, q_I 는 모달좌표계를 나타낸다. 식 (4)를 질량행렬 M 에 대하여 표준화시키면 식(5)와 식(6)으로 나타낼 수 있다.

$$\Phi_I^T M_{II} \Phi_I = I \quad (5)$$

$$\Phi_I^T K_{II} \Phi_I = [\omega^2] \quad (6)$$

또한, $q_I = 0$ 일 때, $u_I = \Phi_B u_B$ 라고 놓으면 u 는 결국 식 (7)과 같이 정리할 수 있다.

$$\Phi_B = -K_{II}^{-1} K_{IB} \quad (7)$$

결국 u 는 식 (8)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{pmatrix} u_I \\ u_B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Phi_I & \Phi_B \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_I \\ q_B \end{pmatrix} \quad (8)$$

식 (8)을 식(4)에 대입하여 전개하면 M 과 K 에 대한 각 요소의 값을 얻을 수 있다. 이 결과들을 Craig-Bampton 형식으로 정리하면 식 (9)와 같이 나타낼 수 있다.

$$M_{CB} \ddot{X}_{CB} + C_{CB} \dot{X}_{CB} + K_{CB} X_{CB} = F_{CB} \quad (9)$$

여기에서 $X_{CB} = \begin{pmatrix} q_I \\ u_B \end{pmatrix}$ 이다.

2. 유한요소모델

연성하중해석을 위한 모델축약에 사용된 유한요소모델은 그림 1과 같다. 그림 1에 나타난 유한요소모델에 대한 모델링 정보는 표 1과 같다. 유한요소모델링은 Ideas를 이용하여 수행하였으며, 해석은 MSC/Nastran 을 이용하였다. 유한요소모델링시 사용한 단위는 다음과 같다.

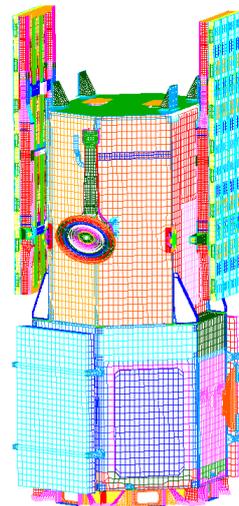


그림 1. 유한요소모델

표 1 유한요소모델 모델링 정보

Grid/Elements	Number
GRID	178060
CBAR	1410
CELAS2	9888
CHEXA	9888
CONM2	283
CQUAD4	144385
CTRIA3	16954
RBE2	2845

- 힘 : Newton (N)
- 시간 : sec
- 길이(변위) : Meter (m)
- 가속도 : m/sec²

모델축약을 수행하기 전에 먼저 현재의 유한요소모델이 이상이 없는지를 확인하여야 한다. 이를 수행하기 위하여 아래에 나타난 것과 같이 3 가지를 확인함으로써 유한요소모델의 건정성을 판단하였다.

- 단위 강제변위 및 회전 부여시 확인
- 경계조건 자유 상태에서 강성평형 체크
- 단위 중력 부여시 확인

먼저 단위 강제변위 및 회전을 부여시에는 3방향의 병진 및 회전방향으로 각각 단위변위, 단위요소하중, 단위노드하중을 부여하여 모델에 이상이 없는지를 확인한다. 이를 통하여 유한요소모델링시 부적절하게 구속을 부여하였는지를 확인할 수 있다. 그림 1의 유한요소모델에 대하여 이를 적용하였으며, 특별히 큰 문제가 없음을 확인하였다. 다음으로 경계조건 자유상태에서 모델확인을 수행한다. 이를 통하여 유한요소모델링시 부적절한 구속을 부여하였는지, 강체요소 사용시 적절하게 사용하였는지를 확인할 수 있다. 모든 구속조건을 제거한 상태이므로, 강성해석을 수행하면 총 6개의 강체모드가 나와야 한다. 또한, 변형에너지를 확인을 통하여 부적절하게 모델이 구속되어 있는지를 확인한다. 해석 결과 모두 이상이 없음을 확인하였다. 마지막으로 단위 중력 가진시 변위나 하중이 제대로 나오는지를 확인한다. 이를 통하여, 향후 수행하고자 하는 준정적하중하에서 해석이 이상이 없는지를 미리 확인할 수 있으며, 확인 결과 이상이 없음을 알 수 있었다.

3. 인공위성 모델 축약

위성체 모델을 Craig-Bampton 모델로 축약시, 축약하고자 하는 주파수 대역을 선정하여야 한다. 일반적으로 위성체의 발사시 발생하는 과도하중은 100Hz 이내에서 발생한다. 따라서, 100Hz까지를 관심주파수 대역으로 선정하였으며, 모델축약시 관심 주파수 대역의 1.5배인 150Hz까지 고려하였

다. 150Hz까지의 강성해석을 수행한 결과, 총 120개의 고유진동수가 포함되었다. 또한, 6 방향의 경계자유도를 포함하여 위성체 모델은 최종 126개의 자유도로 축약이 된다. 따라서, 표 2와 같이 질량행렬과 강성행렬은 126 X 126 의 행렬로 나타내어진다. 또한, 우리가 위성체 내부에서 알고자 하는 가속도의 경우, 주요 구조 부재의 위치와 전자장비들이 장착되는 위치 등을 고려하여 총 534개의 자유도를 선정하였다. 그리고 변위의 경우, 발사체와 가장 가까운 위성체 외부 부분 및 내부 충돌이나 간섭이 우려되는 부분을 고려하여 303개의 자유도를 선정하였다. 이로서 가속도변환행렬 및 변위변환행렬은 534 X 126, 303 X 126 의 행렬로 나타내어진다. 한편 위성 구조체의 안정성 판단은 가속도 결과만으로 충분하다고 판단이 되어, 하중변환행렬은 생략하였다. 위성체와 발사체의 좌표축은 그림 2와 같다.

표 2. 축약된 위성체의 행렬 정보

Matrix		Row	Column
Maa	Mass	126	126
Kaa	Stiffness	126	126
ATM	Acceleration Transformation	534	126
DTM	Displacement Transformation	303	126

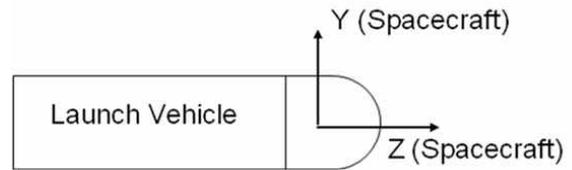


그림 2. 위성체와 발사체의 좌표축

III. 연성하중해석 결과 및 분석

표 2에 나타난 총 4개의 행렬을 발사체 제작 업체에 제공을 하였으며, 발사체 제작업체에서는 발사체 모델과 위성체 모델을 연성하여 해석을 수행하였다. 연성해석을 수행하기 전에 먼저 발사체 제작업체에서는 위성체 Craig-Bampton 모델이 이상이 없는지를 확인한다. 발사체 제작업체로부터 제공 받은 위성체의 강성해석결과 및 질량, 무게 중심, 관성모멘트 결과로부터 Craig-Bampton 모델이 이상이 없음을 확인할 수 있었다. 연성하중해석을 수행하기 위하여 발사체 제작업체에서는 표 3에 나타난 바와 같이 총 11개의 하중 조건을 고려하였다. 발사체 제작업체에서 제공한 주요 해석 항목은 다음과 같다.

- 위성체와 발사체 연결부위의 가속도(시간 데이터 및 충격응답함수)
- 위성체와 발사체 연결부위의 하중

- 위성체와 발사체 연결부위의 변위
- 가속도변환행렬에서 정의된 부위에서의 가속도결과
- 변위변환행렬에서 정의된 부위에서의 변위결과

표 3. 연성하중해석시 하중조건

Load cases	Description
Case 1	Motion in container
Case 2	Exit from TLC
Case 3	PS1 Staring (load in plane XOY launch vehicle)
Case 4	PS1 Staring (load in plane XOZ launch vehicle)
Case 5	Max Q (load in plane XOY launch vehicle)
Case 6	Max Q (load in plane XOZ launch vehicle)
Case 7	Max A (load in plane XOY launch vehicle)
Case 8	Max NX1 (load in plane XOY launch vehicle)
Case 9	Max NX1 (load in plane XOZ launch vehicle)
Case 10	Max NX2 (load in plane XOY launch vehicle)
Case 11	Max NX2 (load in plane XOZ launch vehicle)

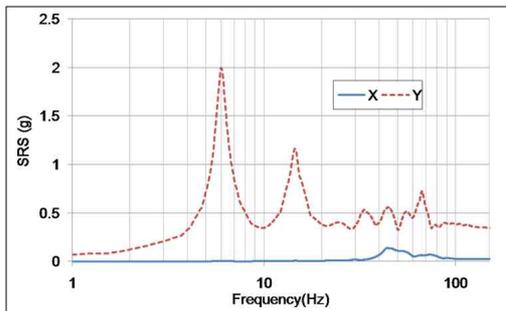


그림 3. 하중 조건 8시 위성체와 발사체 연결부위의 충격응답함수 (Q=25, X, Y축)

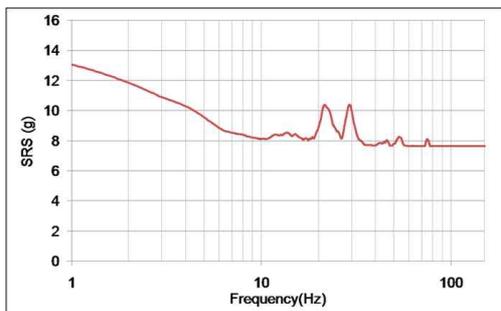


그림 4. 하중 조건 8시 위성체와 발사체 연결부위의 충격응답함수 (Q=25, Z축)

위성체와 발사체 연결부위의 가속도 결과중 시간 데이터로부터 최대 가속도를 구할 수 있다. 또한 충격응답함수로부터의 해당 가속도의 동적특성을 쉽게 알아볼 수 있다. 그림 3

과 그림 4에서는 하중 조건 8일 때의 X, Y, Z 방향의 충격응답함수를 나타내고 있다. 위성체와 발사체 연결부위의 하중결과 중 일부를 그림 5과 그림 6에 나타내었다. 그림 5는 하중 조건 5의 경우의 X 방향의 하중을, 그림 6은 하중 조건 5의 경우 Z 방향의 하중을 나타내고 있다. 한편 최대 하중을 위성체의 무게로 나누어줌으로써 위성체에 가하는 가속도를 계산할 수 있다. 이의 계산결과가 표 4에 나타나 있다. 표 4로부터 X, Y 방향의 경우 최대 가속도 1g를 넘지 않으며, Z 방향의 경우, 9g를 넘지 않음을 알 수 있다.

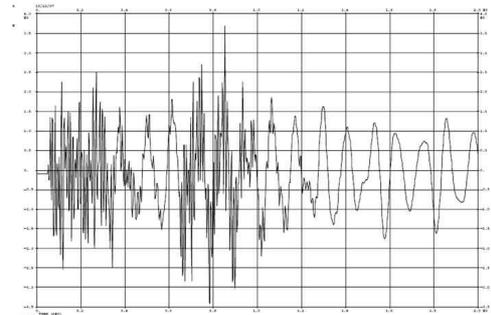


그림 5. 하중 조건 5시 위성체와 발사체 연결부위의 하중 (X축)

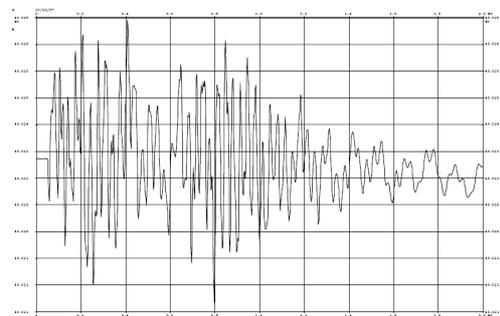


그림 6. 하중 조건 5시 위성체와 발사체 연결부위의 하중 (Z축)

표 4. 위성체와 발사체 연결부위의 최대가속도

Load cases	Acceleration (g)		
	X	Y	Z
Case 1	< 0.1	< 0.1	< 5
Case 2	< 0.1	< 0.1	< 5
Case 3	< 0.1	< 0.7	< 5
Case 4	< 1.0	< 1.0	< 5
Case 5	< 0.1	< 0.5	< 5
Case 6	< 0.5	< 0.1	< 5
Case 7	< 0.1	< 0.5	< 5
Case 8	< 0.1	< 0.7	< 9
Case 9	< 0.5	< 0.1	< 9
Case 10	< 0.1	< 0.1	< 9
Case 11	< 0.1	< 0.1	< 9

표 5 발사시 발생하는 하중 (발사체 유저 매뉴얼)

Load case	Acceleration	
	Longitudinal (Z)	Lateral (X,Y)
L/V movement inside TLC After L/V exit from TLC	2.5±0.7 ±1.0	±0.3 ±0.8
1 st stageburn: Maximum dynamic head Maximum longitudinal acceleration	3.0±0.5 7.5±0.5	0.5±0.5 0.1±0.5
2 nd stageburn: Longitudinal acceleration	7.8±0.5	0.2
3 rd stageburn	-0.3... -0.5	0.25

이러한 결과는 표 5에 나오는 발사체 유저 매뉴얼에 나오는 하중결과와 거의 유사함을 알 수 있다. 이는 발사체와 위성체간의 공진이 발생하지 않았기 때문에, 유저 매뉴얼에 나오는 일반적인 하중 결과와 거의 유사함을 알 수 있었다.

표 6 위성체 주요 부재의 최대 가속도(연성하중해석결과)와 설계극한하중

Structure	Longitudinal (g)		Lateral (g)	
	CLA	DLL	CLA	DLL
Upper payload Platform	< 9	11	< 3	3.5
Lower payload Platform	< 9	11	< 3	3.5
Central platform	< 9	11	< 3	3.5
Propulsion platform	< 9	11	< 3	3.5
Solar array	< 9	15	< 3	7
Payload	< 9	16	< 3	16

가속도변환행렬에서 정의된 위치에서의 가속도 결과를 표 6과 표 7에 정리하였다. 표 6에는 위성체 주요 부재의 최대 가속도 결과를, 표 7에는 위성체의 주요 전자박스들의 최대 가속도 결과를 나타내었다. 위성체 구조부재의 경우, 설계시 사용하였던 설계극한하중(DLL, Design Limit Load)과 비교하였으며, 전자박스의 경우 역시 각 전자박스의 설계극한하중과 비교하였다. 위성체 구조부재의 경우, 종방향으로 11g, 횡방향으로 3.5g 를, 태양전지판의 경우에는 종방향으로 15g, 횡방향으로 7g를 설계극한하중으로 고려하였다. 또한 탑재체의 경우 종방향과 횡방향 모두 16g를 설계극한하중으로 고려하였다. 표 6을 보면 모든 위성체 구조 부재의 연성하중해석 결과가 설계극한하중보다 작음을 알 수 있다. 표 7에 나타난 전자장비들의 가해지는 가속도의 경우, 종방향과 횡방향의 모

든 가속도를 RSS(Root Sum Square) 하여 최대극한하중과 비교하였다. 비교 결과, 위성체 내부의 모든 전자장비들은 발사 환경하에서 충분히 안전함을 확인하였다.

변위변환행렬에서 정의된 위치로부터 변위 결과는 표 8에 나타나 있다. 위성체 내부 부재간 및 위성체와 발사체간 간섭이나 충돌 가능성을 확인하기 위하여 변위결과들을 모두 비교하였다. 위성체 내부에서는 최대 변위가 1mm 이내이며, 위성체 외부에서는 최대 변위가 2mm 이내였다. 위성체 내부의 경우 최소 10mm 이상, 위성체 외부의 경우 최소 100mm 이상의 여유공간이 존재하기 때문에, 간섭이나 충돌의 위험성은 없다는 것을 확인할 수 있었다.

표 7 위성체 주요 전자장비들의 최대 가속도(연성하중해석결과)의 RSS와 설계극한하중

Equipment	Acceleration (g)	
	RSS	DLL
PCDU	< 9	>15
IBMU	< 9	>15
RWA	< 9	>15
Battery	< 9	>15
MMSU	< 9	>30
S-Band antenna	< 9	>30
DTM	< 9	>30
Star Tracker	< 9	>30
Gyro	< 9	>30
GPS receiver	< 9	>30
SADE	< 9	>30

표 8 위성체 내/외부에서의 최대변위(연성하중해석결과)

Structure	Displacement (mm)
Inner side	< 1
Outer side	< 2

IV. 결론

위성구조체의 설계를 수행하기 위해서는, 발사체 제작업체에 제공하는 규격인 준정적하중을 이용한다. 이 때 준정적하중을 이용하여 설계된 위성체의 구조 건정성을 확인하기 위하여 발사체 업체는 위성체와 발사체를 연성한 후, 연성하중해석을 수행한다. 이러한 연성하중해석을 수행하기 위하여, 먼저 위성체 모델을 Craig-Bampton 모델로 축약한 후 발사체 업체로 제공하였다. 발사체 제작업체에서는 위성체 Craig-Bampton 모델과 발사체 모델을 이용하여 연성하중해석을 수행하였으며, 그 결과를 제공하였다. 제공받은 가속도

결과로부터 위성구조체는 안전하게 설계되었으며, 발사환경하에서 안전하게 전자장비들을 지지할 수 있음을 확인할 수 있었다. 또한 변위 결과로부터 위성체와 발사체와의 간섭이나 충돌 문제가 없으며, 위성체 내부의 경우에도 주요 부재들이 간섭이나 충돌이 없음을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

[1] T. P. Sarafin, "Spacecraft Structures and Mechanisms", *Space Technology Library*, 1995
 [2] 황도순, 김진희, 이주훈, 김성훈, 김경원, "저궤도 인공 위성의 예비연성하중해석 결과 평가", *한국항공우주학회 춘계학술대회 논문지*, pp. 869 ~ 872, March 2004
 [3] 황도순, "인공위성의 CLA 모델 및 평가", *한국항공우주학회*, 26(7), pp. 108 ~ 115, November 1998.
 [4] R. R Craig and M. C Bampton, "Coupling of Substructures for Dynamic Analysis", *AIAA Journal*, 6(8), pp. 1313 ~ 1319, 1968.
 [5] W. A. Benfield and R. F Hruda, "Vibration Analysis of Structures by Component Model Substitution", *AIAA Journal*, 9(7), pp. 1255 ~ 1261, 1971.

저 자

김 경 원(Young-Sam Kim) 정회원



2001년 2월 : 한양대학교 기계공학부 졸업
 2003년 2월 : 한국과학기술원 기계공학과 석사
 2003년 3월~현재 : 한국항공우주연구원 위성구조팀

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학

김 선 원(Sun-Won Kim) 정회원



1997년 2월 : 한국과학기술원 기계공학과 졸업
 1999년 2월 : 한국과학기술원 기계공학과 석사
 1999년 2월~2005년8월 : LG전자
 2005년 9월~현재 : 한국항공우주연구원 위성구조팀

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학

임 재 혁(Jae Hyuk Lim) 정회원



2000년 2월 : 인하대학교 기계공학과졸업
 2002년 2월 : 한국과학기술원 기계공학과석사
 2006년 8월 : 한국과학기술원 기계공학과박사
 2007년 8월~현재 : 한국항공우주연구원 위성구조팀

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학

김 창 호(Chang-Ho Kim) 정회원



1999년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과졸업
 2001년 2월 : 서울대학교 항공우주공학석사
 2004년 1월~현재 : 한국항공우주연구원 위성구조팀

<관심분야> 항공우주공학

황 도 순(Do-Soon Hwang) 정회원



1984년 2월 : 인하대학교 항공공학과졸업
 1986년 2월 : 인하대학교 항공공학과석사
 2003년 8월 : 충남대학교 기계설계공학박사
 1986년 2월~1991년 : 삼성항공산업
 1991년~현재 : 한국항공우주연구원 위성구조팀

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학