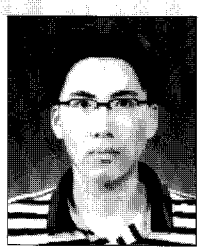
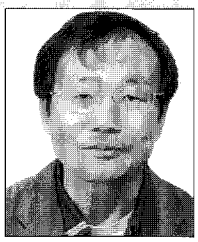
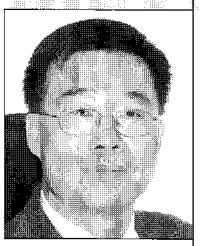
저궤도 인공위성의 구조 동해석

Structural Dynamic Analysis of the Low Earth Orbit Satellite

김 경 원* 이 주 훈** 황 도 순**

*한국항공우주연구원 위성기술사업단 위성구조팀 선임연구원
**한국항공우주연구원 위성기술사업단 위성구조팀 책임연구원

1. 서 론

저궤도 인공위성은 지상으로부터 수백 km상의 궤도에서 임무를 수행하고 있으며 관측, 통신, 기상, 항행 등 우리 실생활의 다양한 분야에 사용되고 있다. 인공위성은 다른 구조물과 달리 임무 수행 시 이상이 생기면 이를 해결할 수 있는 방법이 거의 없으므로 개발 시 수많은 해석 및 시험 등의 철저한 검증 작업을 필요로 한다. 본 기사에서는 이중 인공위성의 구조 개발 시 필요한 구조 동해석에 대하여 다루도록 한다. 인공위성의 구조 개발 시에 필요한 여러 구조 동해석 중에서 이번 기사에서는 다음의 3가지의 해석에 대해서만 다루도록 한다.[1)]

- 연성하중 해석
- 정현파 노칭 해석
- 태양전지판 전개해석

위성체의 설계가 완료되고 발사체가 선정이 되면 발사 시 발생하는 가혹한 발사환경하에서 위성체가 안전한지를 검증하여야 한다. 이의 검증은 발사체와 위성체를 연성한 후, 연성모델에 대한 해석을 통하여 가능하다. 이러한 연성하중 해석은 발사체 업체에서 수행을 하게 되며, 위성체 업체에서는 연성하중 해석에 필요한 각종 위성체 정보를 축약하여 발사체에 전달하게 된다. 발사체 업체에서는 축약된 위성체 모델과 발사체 모델을 서로 연성하여 해석을 수행하고, 그 해석 결과는 다시 위성체 업체로 전달된다. 위성체 업체는 이 결과를 바탕으로 설계된 위성체가 안전한지를 평가하게 된다.

발사시 발생하는 저주파 대역의 과도하중은 위성 구조체의 안정성에 가장 큰 영향을 미치게 된다. 이에 대한 해석적인 검증은 앞에서 언급된 연성하중 해석을 통하여 수행이 되며, 시험적인 검증은 정현파 가진 시험을 통하여 수행된다. 정현파 가진 시험의 가진 선도는 발사체 업체로부터 결정이 되는데, 일반적으로 실제 가진 선도보다는 높은 값의 가진 선도가 주어진다. 따라서 이 가진 선도로 위성체를 정현파 가진할 경우에는 주요 구조부재의 고유 진동수에서 공진이 발생하여 구조체에 심각한 손상을 야기할 수도 있다. 이를 방지하기 위해서는 정현파 가진 시험 시 입력 선도에 적절한 노칭을 가하여 과도한 입력이 가해지지 않도록 하여야 하며, 이는 노칭 해석으로 결정이 된다.

태양전지판은 위성에 필요한 전력을 생산하는 구조물로, 태양전지판의 전개유무는 위성의 임무 수행을 좌우하는 매우 중요한 요소 중 하나이다. 따라서, 태양전지판 전개해석을 통하여 전개 거동을 예측하고, 주요 부위에서의 하중을 계산하여 태양전지판이 안전하게 전개됨을 확인하여야 한다.

본 기사에서는 예제로 사용되는 저궤도 인공위성은 550km의 여명궤도(Dawn-dusk Orbit)에서 운영예정인 1400kg급의 위성이다.

2. 연성하중 해석

일반적으로 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, 정상상태의 엔진추력, 엔진에 의한 공력소음, 음향하중, 엔진 점화 및 종료 시의 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 연성하중 해석이 수행된다. 연성하중 해석은 위성체 모델과 발사체 모델을 결합하여 발사시 유기되는 발사하중을 전체 연성모델에 부가함으로써 위성체에 작용하는 하중을 구하는 방법이다. 연성하중 해석을 위한 위성체 모델을 발사체에 전달할 시, 일반적으로 Craig-Bampton모델을 이용한다.[2,3] 즉 위성체의 유한요소 모델을 Craig-Bampton모델로 축약하여, 질량 행렬, 강성 행렬, 변위 변환 행렬, 가속도 변환 행렬, 하중 변환 행렬 등을 생성한 후 발사체 업체로 전달한다. 발사체 업체는 제공받은 각종 행렬과 발사체의 모델을 연성하여 연성하중 해석을 수행하며 해석이 완료되어 해석 결과를 위성체 업체로 전달한다. 위성체 업체에서는 제공받은 해석 결과를 분석하여, 위성체 구조부재가 발사 시 발생되는 발사환경하에서 안전한지를 평가하게 된다. 이 때 위성체 구조부재의 주요 부분 혹은 취약부분의 가속도값을 평가하게 되는데, 이 값을 최초 준정적하중을 이용한 구조해석 자료와 비교하게 된다. 또한 주요 위성체 구조부재의 변위 값을 평가하여, 구조부재간의 간섭이나 충돌의 위험성은 없는지를 확인한다.[4]

2.1 Crag-Bampton모델 변환 기본 이론

위성체 모델을 발사체 업체로 제공시에는 위성체 유한요소 모델을 Craig-Bampton모델로 축약한다. Craig-Bampton 모델의 기본 이론은 다음과 같다. 구조체의 동적 반응에 대한 해를 얻기 위해 사용하는 운동방정식에서 기준 자유도를 u 라고 하면 그 식은 다음과 같다.

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku = F \tag{1}$$

여기서 u를 내부자유도 u_I와 경계자유도 u_B의 두 부분으로 나누면 이 식은 다음과 같다.

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

이 때 내부의 각 점에서 작용하는 외력은 0이 되어야 한다. 즉 $F_I = 0$ 이다. 그러면 식 (2)는 식 (3)과 같이 나타낼 수 있다.

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

식 (3)을 $u_B = 0$ 일 때 $u_I = \Phi_I q_I$ 라고 놓으면 식 (4)와 같이 나타낼 수 있다.

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

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

$$\Phi_I^T M_{II}\Phi_I = I \tag{5}$$

$$\Phi_I^T K_{II}\Phi_I = [\omega^2] \tag{6}$$

또한 $q_I = 0$ 일 때 $u_I = \Phi_B u_B$ 라고 놓으면 식 (7)을 얻을 수 있다.

$$\Phi_B = -K_{II}^{-1}K_{IB} \tag{7}$$

결국 u는 식 (8)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{pmatrix} u_I \\ u_B \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_I & \Phi_B \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{pmatrix} q_I \\ u_B \end{pmatrix} \tag{8}$$

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

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

여기서 $X_{CB} = \begin{pmatrix} q_1 \\ u_B \end{pmatrix}$ 이다.

2.2 위성체 연성하중 해석 모델

위성체 모델을 Craig-Bampton 모델로 축약시, 축약하고자 하는 주파수 대역을 선정하여야 한다. 위성체의 발사 시 주로, 100Hz 이내의 과도하중이 발사체로부터 위성체에 작용하므로, 관심 주파수 대역의 1.5배를 고려하여 150Hz까지 포함하도록 모델을 축약하였다. 150Hz이하의 경우 총 120개의 고유 진동수가 포함이 되며, 이로 인해서 위성체 모델은 120개의 자유도로 축약이 된다. 따라서, 표 1과 같이 질량 행렬과 강성 행렬은 120 × 120의 행렬로 나타내어진다. 또한, 우리가 알고자 하는 가속도의 경우, 주요 구조 부재의 위치와 전자장비들이 장착되는 위치 등을 고려하여 총 534개의 자유도를 선정하였으며, 변위의 경우 발사체와 가장 가까운 위성체 외부 부분 및 내부 충돌이나 간섭이 우려되는 부분을 고려하여 303개의 자유도를 선정하였다. 이로서 가속도 변환 행렬 및 변위 변환 행렬은 534 × 120, 303 × 120의 행렬로 나타내어진다. 한편 위성 구조체의 안정성 판단은 가속도 결과만으로 충분하다고 판단이 되어 하중 변환 행렬은 생략하였다. 위성체와 발사체의 좌표는 그림 1과 같다.

표 1 Matrix Information of Spacecraft for Coupled Load Analysis

Matrix		Rows	Columns
MAA	Mass	120	120
KAA	Stiffness	120	120
ATM	Acceleration Transformation	534	120
DTM	Displacement Transformation	303	120

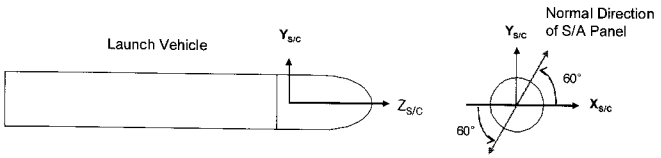


그림 1 Model Coordinate of Launch Vehicle and Spacecraft

2.3 연성하중 해석 결과

발사체 업체는 위성체 업체로부터 제공받은 Craig-Bampton 모델이 이상이 없는지를 확인하기 위하여 먼저 위성체의 모델의 검증 작업을 수행한다. 제공된 Craig-Bampton모델을 이용하여 150Hz 까지의 고유 진동수, 질량, 관성 모멘트를 구하여, 위성체 업체로부터 제공되어진 정보와 일치하는지를 확인한다. 발사체 업체로부터 제공되어진 고유 진동수 및 질량, 관성 모멘트 결과로부터 Craig-Bampton모델이 이상이 없음을 알 수 있었다. 이후, 위성체와 발사체 모델을 연성하여 연성하중 해석을 수행하였다. 연성하중 해석 시 발사체 업체에서는 표 2와 같이 총 11가지의 하중 조건을 고려하였다. 각 하중 조건에 대하여 발사체 업체에서는 위성체와 발사체의 연결 부위에서 3방향의 힘과 3방향의 모멘트, 각 하중에 대한 충격응답함수 결과를 위성체 업체에 제공하여야 한다. 또한, 위성체 업체가 제공한 가속도 변환 행렬과 변위 변환 행렬을 이용하여 주요 부위의 가속도와 변위의 결과도 제공하여야 한다.

그림 2~4는 하중 조건 Case 2에 대하여 위성체와 발사체의 연결부위에서 위성체 Z축 방향의 힘과 가속도, 그리고 충격응답 함수를 예로 나타내고 있다.

표 2 Load Cases of Coupled Load Analysis

Load cases	Description
Case 1	Motion in transport-launching container
Case 2	Launch vehicle coming out from transport-launching container
Case 3	Ignition of first stage propulsion system-ignition PS-1 (load in plane XOY launch vehicle)
Case 4	Ignition of first stage propulsion system-ignition PS-1 (load in plane XOZ launch vehicle)
Case 5	Launch vehicle motion in the area of maximum dynamic pressure (load in plane XOY launch vehicle)
Case 6	Launch vehicle motion in the area of maximum dynamic pressure (load in plane XOZ launch vehicle)
Case 7	Launch vehicle motion in the area of maximum angle of attack (load in plane XOY launch vehicle)
Case 8	Motion in the area of first stage maximum axial overloading (load in plane XOY launch vehicle)
Case 9	Motion in the area of first stage maximum axial overloading (load in plane XOZ launch vehicle)
Case 10	Motion in the area of second stage axial overloading (load in plane XOY launch vehicle)
Case 11	Motion in the area of second stage axial overloading (load in plane XOZ launch vehicle)

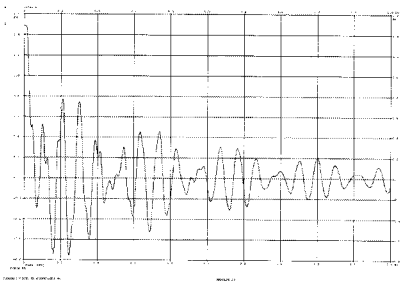


그림 2 Axial Force in S/C Interface along Z-axis Direction (Load Case 2)

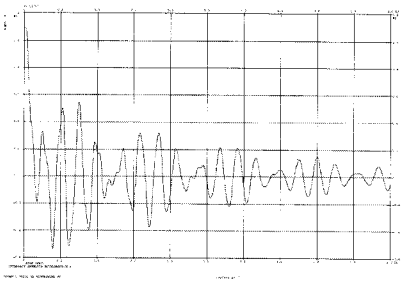


그림 3 Axial Acceleration in S/C Interface along Z-axis Direction (Load Case 2)

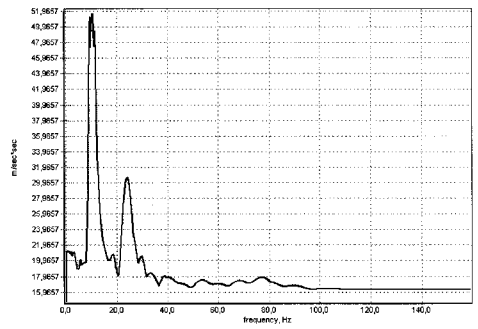


그림 4 Shock Response Spectra of Interface Acceleration along Z-axis Direction, Q=25 (Load Case 2)

2.4 연성하중 해석 결과 검토

연성하중 해석 결과인 가속도 및 변위의 결과가 표 3~5에 제시되었다. 이 때 불확실성을 고려하기 위하여 각 결과에 1.1을 곱하였다. 각 해석 결과는 NTE(Not To Exceed)값으로 나타내었다. 가속도의 결과는 위성체 구조부조 설계시 사용하였던 준정적 하중과 비교하였으며, 전자박스의 경우에는 각 전자박스가 최대로 견딜 수 있는 준정적 하중과 비교하였다. 위성체 구조부재의 경우, 종방향으로 11g, 횡방향으로 3.5g 를 준정적하중으로 고려하였으며, 태양전지판의 경우에는 종방향으로 15g, 횡방향으로 7g 를 고려하였다. 또한 탑재체의 경우 종방향과 횡방향 모두 16g를 고려하였다. 표 3의 해석 결과를 보면 모든 구조 부위에서의 해석 결과가 설계하중보다 작음을 알 수 있다. 표 4는 위성체에 장착되는 주요 전자장비들에 부가되는 하중으로 종방향과 횡방향 모두 작용한다고 가정하여 RSS(Root Sum Square)로 계산을 수행하여, 최대로 견딜 수 있는 준정적하중과 비교하였다. 비교결과로부터 위성구조체는 안전하게 설계되었으며, 발사환경하에서 안전하게 전자장비들을 지지할 수 있음을 확인할 수 있었다. 표 5에는 위성체 내부 부분과 위성체 외부에서의 변위를 나타내고 있다. 위성체 내부의 경우 최대 변위가 1mm 보다 작으며, 위성체 외부의 경우에는 최대 변위가 1.5mm 보다 작았다. 이를 해당 구조물의 최소 여유 길이와 비교해 보았으며, 그 결과 충분한 여유가 있다는 것을 알 수 있다. 이의 결과로부터 위성체와 발사체와의 간섭이나 충돌 문제가 없으며, 위성체 내부의 경우에도 주요 부재들이 간섭이나 충돌이 없음을 확인할 수 있었다.

표 3 Acceleration Results on Major Structural Members

Structure	Axial (g)		Lateral (g)	
	연성하중 해석 (NTE)	설계제한 하중	연성하중 해석 (NTE)	설계제한 하중
Upper Payload Platform	9	11	2	3.5
Lower Payload Platform	9	11	1	3.5
Central Platform	9	11	1	3.5
Propulsion Platform	9	11	1	3.5
Solar Array	9	15	2	7
Camera	9	16	3	16

표 4 Acceleration Results on Major Equipment Members

Equipment	연성하중해석			
	Axial (g) (NTE)	Lateral (g) (NTE)	RSS (g) (NTE)	설계제한하중 (g)
PCDU	8.5	1	9	15
IBMU	8.5	1	9	23
RWA	8.5	1	9	19
Battery	8.5	1	9	15
MMSU	8.5	1.5	9	37
S-Band Antenna	8.5	1	9	48
DTM	8.5	1	9	47
Star Tracker	8.5	1	9	41
Gyro	8.5	1	9	35

표 5 Displacement Results on Outer/Inter Side of Spacecraft

Structure	Displacement (mm) (NTE)	Minimum Static Clearance(mm) (NTE)
S/A	1	10
Camera1	1.5	100
Camera2	1.5	200

3. 정현파 노칭 해석

위성체가 발사체에 탑재되어 발사될 때 위성체는 발사체로부터 저주파 대역의 정현파 과도 하중을 받게 된다. 구조측면에서 이러한 발사하중은 매우 중요한 설계 및 시험 조건이 되며, 구조체는 발사하중을 견디고 내부의 전자장비들을 안전하게 지지할 수 있도록 설계되어야 한다. 이와 같은 검증시험은 위성체와 발사체 연결점에 정현파 가진을 하여 시험을 수행하고, 이 때 인공위성에 과도한 입력이 가해지지 않도록 가진력에 노칭을 가해야 한다.[5)]

3.1 가진력

정현파 가진 시험시의 가진력은 그림 5와 같다. 정현파 가진 시험은 X, Y의 두 방향 횡방향과 Z 방향의 종방향으로 시험을 수행한다. 이러한 정현파 가진 시험의 가진력은 발사체로부터 결정이 되어진다.

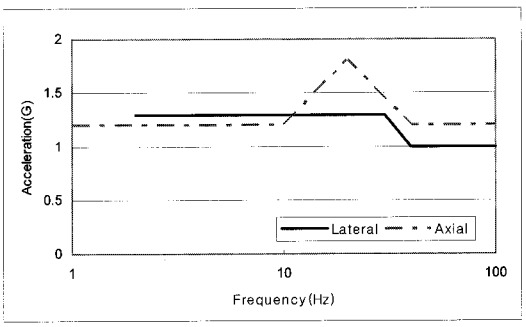


그림 5 Input Profile for Sinusoidal Vibration Test

3.2 노칭해석

정현파 가진 시험을 위한 가진력은 발사체와 위성체의 연성하중해석을 통하여 정확한 값을 도출할 수 있다. 그러나 개발 현황에 따라서는 발사체의 선정 이전에 검증 수준의 정현파 가진 시험을 수행하는 하는 경우도 발생한다. 이러한 경우에는 후보 발사체 유저 매뉴얼에 나타나 있는 정현파 가진 시험 가진력을 모두 포함할 수 있도록 가진력을 선정한다. 발사체의 유저 매뉴얼에는 여러 위성체와의 연성하중 해석을 통하여 도출한 가진력을 바탕으로 이들을 모두 포함할 수 있도록 높은 수준의 가진력을 제시하고 있다. 왜냐하면 발사체 업체에서도 위성체가 선정되어 있지 않기 때문에, 정확한 가진력을 알 수 없기 때문이다. 따라서, 발사체에서 제시한 시험 가진력으로 시험을 수행할 경우, 대부분의 위성에서는 과도한 응답이 발생하게 되며, 이를 방지하기 위하여 적절한 노칭을 적용할 것을 발사체 유저 매뉴얼에서도 언급하고 있다. 노칭을 적용하기 위해서는 과연 어느 정도의 가속도까지 해당 구조물을 노출시킬 것인가를 결정하여야 한다. 만약 비행모델의 경우라면, 일반적으로 연성하중 해석이 완료되어 있으므로, 그 결과를 넘지 않도록 가진력에 적절한 노칭을 적용하면 될 것이다. 그러나 검증수준 시험의 경우에는 최대한으로 위성체를 검증한다는 것이 목적이므로, 구조물이 견딜 수 있는 극한 하중을 기준으로 노칭을 선정한다. 표 6에는 위성체의 주요 구조 부재의 안전계수가 0 이 되는 하중을 나타내고 있다.

노칭해석을 수행하기 위해서는 먼저 그림 5의 가속도로 가진시 위성체 각 주요 부재의 응답을 계산하여야 한다. 이 때 가진력은 위성체와 발사체가 연결되는 위성체의 하단 부위에 작용하여야 한다. 그림 5의 가속도를 위성체에 가진하기 위해서 일반적으로 많이 사용하는 큰 무게 방법(Big Mass Approach)을 이용하였으며, 해석은 MSC/Nastran을, 해석 종류는 MSC/Nastran의 Sol111를 사용하여 모달 응답 해석을 수행하였다.[6] 감쇠의 경우에는 모달 감쇠를 이용하였으며, 전체 주파수영역에서 1%로 균일하게 작용한다고 가정하였다. 그림 6은 그림 5의 종방향 가진시 위성구조체의 Upper Payload Platform에서 나온 종방향(Z)

표 6 Allowable Loads for Major Structural Members

Structure	Axial (g) (NTE)	Lateral (g) (NTE)
Upper Payload Platform	25	20
Lower Payload Platform	20	10
Central Platform	15	35
Propulsion Platform	15	20
Solar Array	50	50
Camera	25	15
Payload Panel	10	20
Avionics Panel	10	25

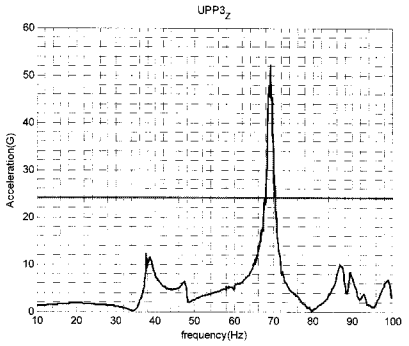


그림 6 Acceleration Response Analysis Result in Upper Payload Platform

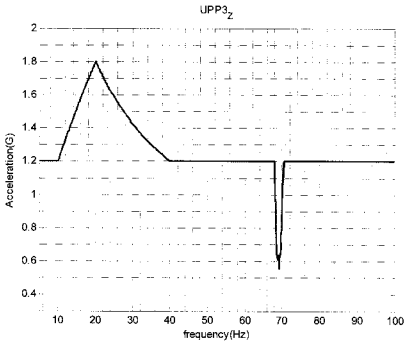


그림 7 Notched Profile Considering the Response in Upper Payload Platform

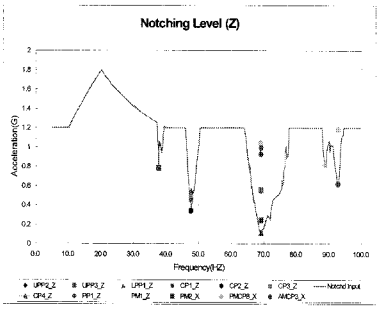


그림 8 Notching Level for Lateral Direction(Z)

의 응답을 나타내고 있다. 그림 6을 보면 69Hz에서 응답이 약 52g정도 나옴을 알 수 있다. 표 6에서 Upper Payload Platform의 종방향 최대 허용 하중은 25g이며, 그림 5에서 69Hz에서 가진력은 1.2g이다. 따라서 69Hz에서 최대 응답이 25g가 나오게 하려면 가진력은 식 (10)과 같이 0.57g가 되어야 한다. 이렇게 노칭이 적용된 가진력은 그림 7과 같으며, 69Hz에서 노칭이 적용된 것을 확인할 수가 있다.

$$1.2\times\frac{25}{52}=0.57 \tag{10}$$

이와 같은 방식으로, 주요 부재에 대해서 모두 노칭을 고려하면 그림 8과 같이 노칭이 적용된 가진력을 구할 수 있다. 노칭 해석이 완료되어 가진력의 선정이 완료되며, 이 가진력을 이용하여 정현파 가진 시험을 수행하게 된다.

4. 태양전지판 전개해석

발사체로부터 분리된 위성체가 궤도상에 진입하면 가장 먼저 태양전지판을 전개한다. 태양전지판은 위성에 필요한 전력을 생산하는 구조물로 태양전지판의 전개유무는 위성 임무의 성공과 관련되어 있는 매우 중요한 요소 중 하나이다. 따라서, 설계 초기 단계에서부터 태양전지판 전개해석을 통하여 태양전지판 전개 거동을 예측하고, 태양전지판이 고정될 시 주요 부위에서의 하중을 계산하여야 한다. 이러한 태양전지판의 전개 거동 결과를 바탕으로 태양전지판이 가장 안전하고 강건하게 전개될 수 있도록 태양전지판을 설계하여야 한다. 또한, 태양전지판이 고정될 시 주요 부위에서의 하중 결과를 바탕으로 태양전지판 전개의 핵심 부품인 테잎 힌지의 안정성을 평가하여야 하며, 만약 안정성에 문제가 있다면 적절한 설계 변경을 수행하여야 한다.[7]

4.1 태양전지판 전개해석 모델링

태양전지판의 전개해석은 다물체 동역학해석 프로그램인 Recurdyn을 이용하여 수행하였다.[8] 전개해석에 사용된 태양전지판의 접힌 형상 및 전개 형상은 그림 9~10과 같다. 태양전지판은 2개의 윙으로 이루져 있으며, 각 윙당 4개의 태양전지 패널이 장착되어 있다. 태양전지 패널간은 테잎 힌지를 이용하여 연결되어 있다. 태양전지판 및 위성체는 강체로 모델링되어 있으며, 질량, 무게 중심, 관성모멘트만을 적용하였다. 강체로 모델링된 태양전지판 및 위성체는 그림 11~12와 같으며, 각각 태양전지판이 전개 있을 때와 접혀 되었을 때를 나타내고 있다. 또한, 그림 11에는 태양전지판의 주요 구조용어가 나타나 있다.

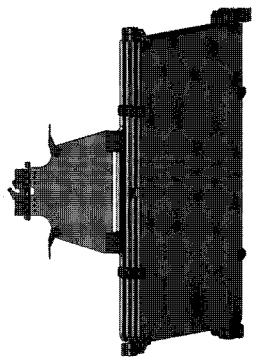


그림 9 Solar Array Stowed Configuration

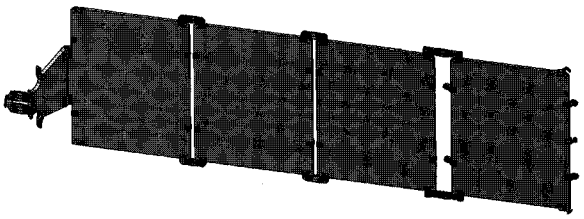


그림 10 Solar Array Deployed Configuration

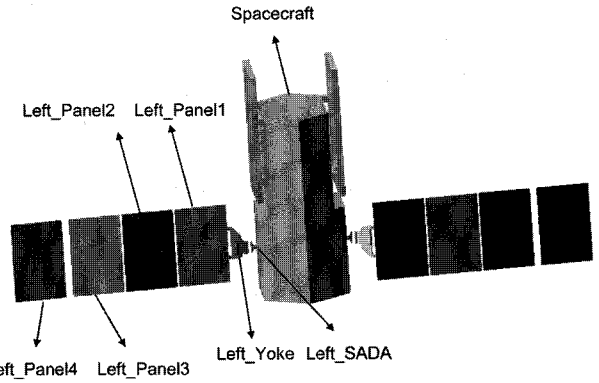


그림 11 Deployment Analysis Modeling for Deployed Configuration

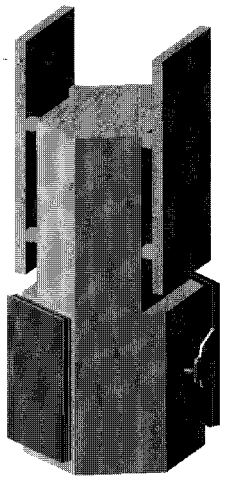


그림 12 Deployment Analysis Modeling for Stowed Configuration

태양전지판은 비폭발성 분리 장치에 의해서 위성체에 장착되어 있다가, 궤도상에서 분리된다. 이는 그림 13과 같이 태양전지판의 수직방향(N)으로 작용하고 있으며, 모델링 시에는 태양전지판의 수직방향으로 압축하중이 작용하도록 하였다. 이때 가해지는 압축 하중은 20lbf이며, 분리가 시작되면 0.001초 이내로 압축 하중이 사라지게 모델링하였다.

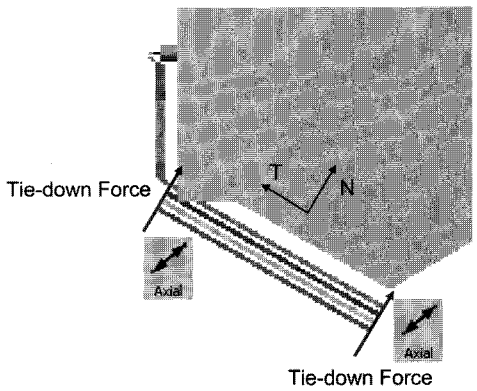


그림 13 Solar Array Tie-down Mechanism modeling

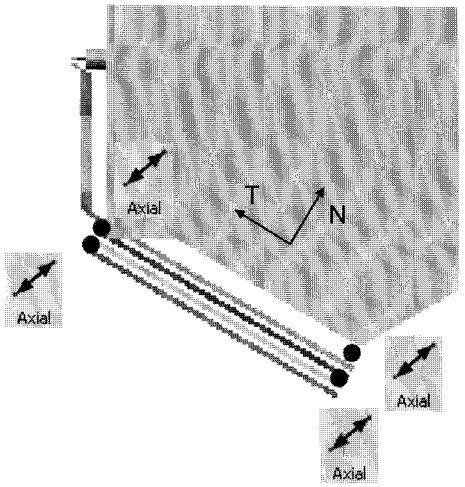


그림 14 Solar Array Contact Modeling

태양전지판이 접혀 있을 때, 태양전지 패널간은 서로 접촉이 되어 있다. 이를 모델링하기 위하여 태양전지 패널간의 거리가 초기 서로 접촉되어 있는 거리보다 작아질 경우, 그림 14와 같이 태양전지 패널의 수직방향(N)으로 인장 하중이 작용하도록 모델링하였다.

태양전지 패널간을 연결하는 테잎 힌지는 한 방향으로만 회전이 가능한 회전 조인트 및 비선형 회전 스프링으로 모델링하였으며, 테잎 힌지가 전개되어 좌굴영역에 들어갔을 때 고려해야 하는 댐핑 효과는 회전 하중으로 모델링하였다. 그림 15와 표 7에는 테잎 힌지가 모델링 된 영역 및 회전 조인트의 회전 방향을 나타내고 있다. 태양전지 패널간을 연결하는 테잎 힌지와 요크와 세이다를 연결하는 테잎 힌지는 모두 Z 방향의 회전만 가능하며, 첫번째 태양전지 패널과 요크는 서로 고정되어 있다. 또한 세이다는 위성체에 대하여 N 방향만 회전이 가능하다.

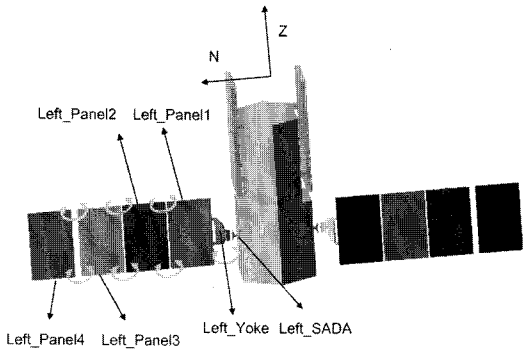


그림 15 Solar Panels Connection Points and Rotational Joint Axis

표 7 Rotational Joint Axis in the Solar Array

Hinge or Connection model	Rotational joint axis
Panel4 ~ Panel3	Z
Panel3 ~ Panel2	Z
Panel2 ~ Panel1	Z
Panel1 ~ Yoke	Fixed
Yoke ~ SADA	Z
SADA ~ Spacecraft	N

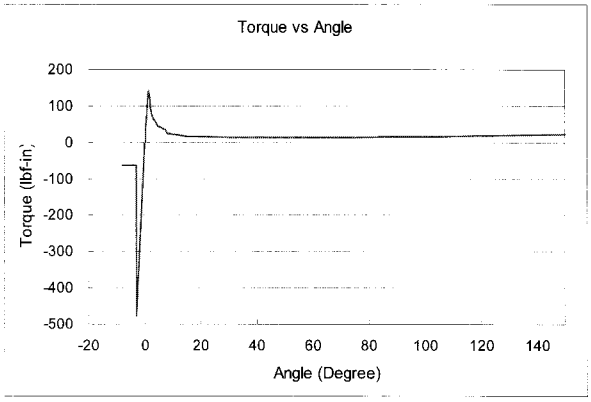


그림 16 Tape Hinge Characteristic Test Result

비선형 회전 스프링으로 구현되는 테잎 힌지의 특성은, 테잎 힌지의 좌굴시험 및 토크-각도 시험 결과에 의해서 결정되며 그림 16의 결과를 이용하였다.[9] 한편, 테잎 힌지가 접혀 있다가 전개가 되면, 테잎 힌지는 좌굴 하중을 지나 좌굴 영역에 들어가게 되고, 이후 최종적으로 전개가 완료된다. 이렇게 테잎 힌지가 전개가 되어 고정될 때, 테잎 힌지의 재료 특성 및 형상을 고려한 감쇠가 모델링되어야 한다. 본 해석에서는 비례감쇠를 이용하여 감쇠를 모델링하였다. 감쇠는 테잎 힌지의 좌굴영역 이내에서만 작용한다고 가정하였다. 감쇠값은 이전의 태양전지판의 개발 시 사용하였던 값을 사용하였다.

4.2 태양전지판 전개해석 결과 및 분석

전개해석을 통하여, 태양전지판의 전개 거동 및 전개 시 테잎 힌지에 부가되는 하중을 계산하여, 테잎 힌지가 안정한지를

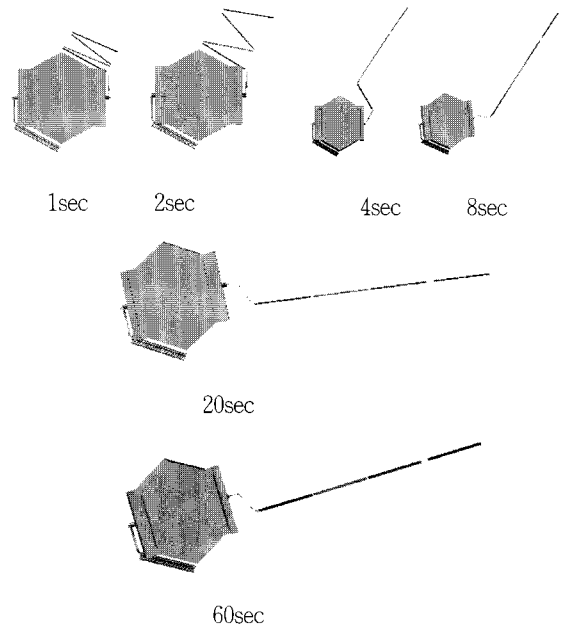


그림 17 Solar Array Deployment Motion

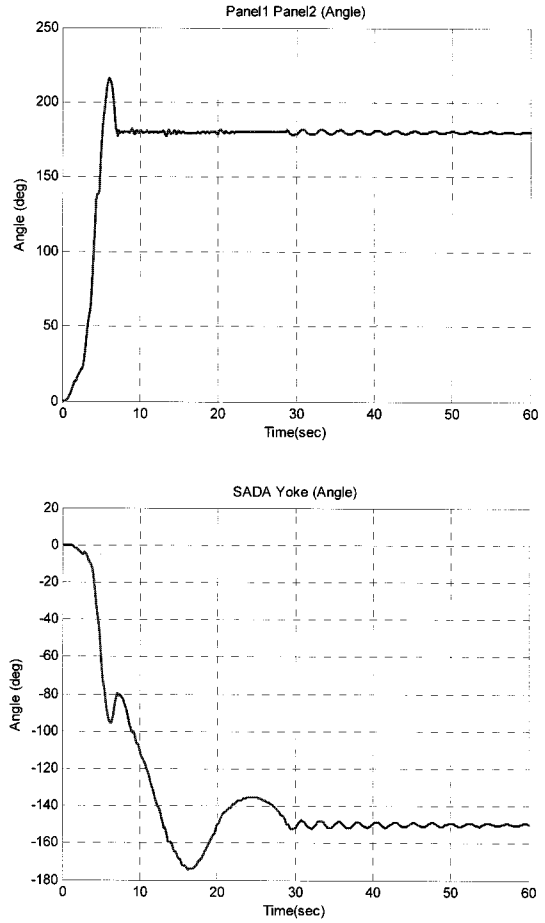


그림 18 Solar Array Tape Hinge Angle vs Time

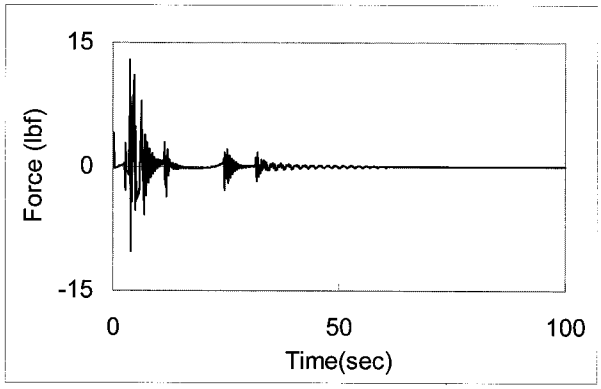


그림 19 Load(Fx) between Panel 1 and Panel 2

알아보았다. 시간에 따른 태양전지판의 전개 거동은 그림 17과 같으며, 태양전지판은 이상 없이 잘 전개됨을 알 수 있다. 그림 17에서는 하나의 윙이 전개될 때만의 전개 거동을 나타내고 있다. 하나의 윙이 전개되고 나서 반대쪽 윙이 전개될 때도 전개 거동은 거의 동일하게 나타남을 확인할 수 있었다. 시간에 따른 일부 태양전지 패널간의 각도 변화량은 그림 18과 같으며, 테잎 힌지에 부가되는 하중은 그림 19와 같다. 모든 테잎 힌지에서의 하중을 계산해 본 결과 모두 테잎 힌지의 하중 요구조건을 만족함을 알 수 있었다.

5. 결 론

지금까지 인공위성 구조 동해석 중, 연성하중 해석, 정현파 노칭 해석, 태양전지판 전개해석에 대하여 알아보았다. 본 기사에서 살펴본 해석을 통하여 다음의 사항을 알 수 있었다.

1) 연성하중 해석의 경우, 연성하중 해석 수행을 위한 모델 축약법에 대하여 알아보고, 연성하중 해석의 결과 분석을 통하여, 위성체가 발사환경하에서 안전하게 설계되었는지를 평가하였다.

2) 정현파 노칭 해석의 경우, 정현파 노칭 해석을 수행하는 방법에 대하여 알아보았으며, 정현파 가진력을 바탕으로 노칭 해석을 수행하여 노칭이 적용된 가진력을 도출하였다.

3) 태양전지판 전개해석의 경우, 전개해석 모델링 방법에 대하여 알아보고, 전개해석 결과 분석을 통하여 설계된 태양전지판의 전개가 이상이 없는지, 전개 시 태양전지판이 안전한지를 평가하였다.

참 고 문 헌

1. T. P. Sarafin (1995), "Spacecraft Structures and Mechanisms", Space Technology Library.
2. R. R. Craig and M. C Bampton (1968), "Coupling of Substructures for Dynamic Analysis" AIAA Journal, Vol. 6, No. 8, pp.1313~1319.
3. W. A. Benfield and R. F. Hruda (1971), "Vibration Analysis of Structures by Component Model Substitution", AIAA Journal, Vol. 9, No. 7, pp.1255~1261.
4. D. S. Hwang (1998), "CLA Model and Assessment of Satellite", Journal of the Korean Society of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 26, No. 7, pp.108~115.
5. K. W. Kim (2003), "Notching Analysis for Sinusoidal Vibration Test of Satellite", The Proceeding of the Korean Society of Aeronautical and Space Sciences, pp.76~79.
6. MSC/Nastran Quick Reference Guide (2005), MSC Software.
7. S. H. Kim (2001), "Deployment Analysis of a Satellite Solar Array", LMS User's Conference, pp.257~267.
8. Recurdyn Basic Tutorials (2006), FunctionBay, Inc.
9. K. W. Kim (2008), "Solar Array Deployment Analysis of a Satellite", The journal of the Korea Society of Space Technology, Vol. 3, No. 3, pp.29~34.

[담당 : 이주훈, 편집위원]