

고성능 저궤도 지구관측위성의 예비연성하중 해석결과에 대한 평가

김경원*, 임재혁**, 김선원***, 김창호****, 김성훈*****, 황도순*****

An Assessment on the Preliminary Coupled Load Analysis Results for Advanced Low Earth Orbit Earth Observation Satellite

Kyung-Won Kim*, Jae-Hyuk Lim**, Sun-Won Kim***, Chang-Ho Kim****,
Sung-Hoon Kim***** and Do-Soon Hwang*****

Abstract

In this paper, an assessment on the preliminary coupled load analysis results for advanced Low Earth Orbit Earth Observation satellite was performed. Spacecraft FE-model was converted into Craig-Bampton model consisting of mass matrix, stiffness matrix, acceleration transformation matrix, displacement transformation matrix, and it was delivered to the launch vehicle developer. Launch vehicle developer performed a coupled load analysis with launch vehicle model and spacecraft Craig-Bampton model, and the coupled load analysis results were provided to us. From the assessment on the analysis results, it was verified that spacecraft is safe under launch environment.

초 록

본 논문에서는 고성능 저궤도 지구관측위성의 예비연성하중 해석결과에 대하여 평가한다. 연성하중해석을 수행하기 위하여 위성체 모델을 Craig-Bampton 모델로 축약한 후 발사체 개발업체로 제공하였다. 제공된 Craig-Bampton 모델은 인공위성의 질량행렬, 강성행렬, 가속도변환행렬 및 변위변환행렬이다. 발사체 개발업체에서는 위성체 Craig-Bampton 모델과 발사체 모델을 결합하여 연성하중해석을 수행한 후 그 결과를 제공하였다. 제공받은 연성하중해석 결과를 바탕으로 발사시 위성체가 구조적으로 이상이 없는지를 평가하였다. 평가결과 위성체는 발사하중하에서 안전함을 확인할 수 있었다.

키워드 : 연성하중해석 (coupled load analysis), 발사체 (launch vehicle), 인공위성(satellite), Craig-Bampton 모델 (Craig-Bampton model)

접수일(2011년 9월 15일), 수정일(1차:2011년 10월 15일, 2차:2011년 10월 18일, 게재 확정일:2011년 10월 19일)

* 위성구조팀/kwkim74@kari.re.kr

** 위성구조팀/ljh77@kari.re.kr

*** 위성구조팀/sunwkim@kari.re.kr

**** 위성구조팀/kch@kari.re.kr

***** 위성구조팀/shkim@kari.re.kr

***** 위성본체실/dshwang@kari.re.kr

1. 서 론

위성체의 형상설계가 이루어지면, 위성체의 상세 설계를 위하여 발사체 개발업체에서 공급하는 규격에 의한 준정적가속도를 사용하여 구조해석을 수행한다. 그러나, 유한요소모델의 한계 및 발사하중의 변화 요인 때문에 구조해석 결과를 검증할 필요성이 발생한다. 발사중의 공기역학적 현상, 돌풍, 엔진의 진동, 정상상태의 엔진추력, 엔진에 의한 공력소음, 음향하중, 엔진 점화 및 종료시의 급격한 임펄스 변화 등이 독립적으로 혹은 합성되어 위성체에 영향을 미치게 된다. 이때 불충분하거나 부정확한 발사체의 예측 하중자료나 위성체의 물리적 특성에 의해 예기치 않은 하중이 위성체에 작용할 수도 있다. 이러한 이유로 인하여 준정적가속도를 이용하여 설계된 위성체 구조물의 건전성을 판단하기 위해 발사체 개발업체에서 연성하중해석을 수행한다[1][2]. 연성하중해석은 위성체 모델과 발사체 모델을 결합하여, 발사시 유기되는 여러 발사하중을 전체 결합 모델에 부가함으로써 위성체에 작용하는 가속도, 힘, 모멘트, 변위 등을 구하는 방법이다. 연성하중해석을 위하여 위성체 모델을 발사체 개발업체에 제공하는데, 일반적으로 Craig-Bampton 모델을 이용한다[3]. 즉, 위성체의 유한요소모델을 Craig-Bampton 모델로 축약하여, 질량행렬, 강성행렬, 변위변환행렬, 가속도변환행렬 등을 생성한 후, 발사체 개발업체로 전달한다. 발사체 개발업체는, 제공받은 축소 모델과 발사체 모델을 결합하여 연성하중해석을 수행하며, 해석이 완료되면 해석 결과를 위성체 개발업체로 전달한다. 위성체 개발업체에서는 제공받은 해석 결과를 평가하여 발사환경하에서 위성체 구조물이 안전하지를 평가하게 된다. 이 때 위성체 구조물의 주요 부분 혹은 취약 부분의 가속도값을 평가하게 되는데 이 값을 최초 준정적가속도를 이용한 구조해석 자료와 비교하게 된다. 또한, 주요 위성체 구조물의 변위값을 평가하여 구조물간의 간섭이나 충돌의 위험성은 없는지를 확인한다[4][5][6]. 본 논문에서는 현재 개발중인 1,000kg급 고성능 저

궤도 지구관측위성의 예비연성하중 해석결과에 대하여 평가하도록 한다.

2. 위성체

2.1 위성체 형상

고성능 저궤도 지구관측위성의 형상은 그림 1에 나타난 바와 같다. 전체 무게는 대략 1,000kg이며, 고성능 광학카메라를 탑재하고 있다. 위성체는 신뢰성 및 제작이 우수한 알루미늄 허니컴 샌드위치 패널 및 알루미늄 합금으로 이루어져 있다. 태양전지판은 3장이 장착되어 있으며, 복합재료로 제작되었다.

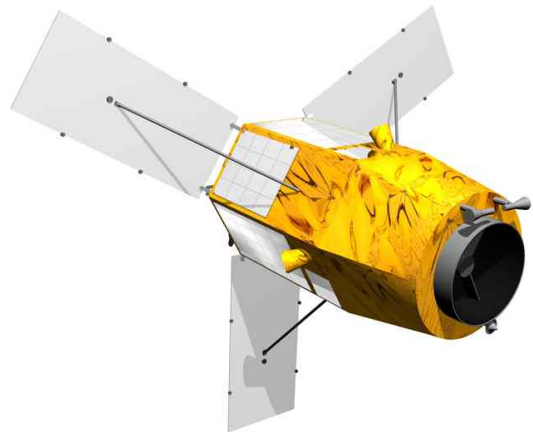


그림 1. 고성능 저궤도 지구관측위성 형상

2.2 위성체 모델축약

위성체를 Craig-Bampton 모델로 축약시 사용된 유한요소모델은 그림 2와 같다. 유한요소모델링은 Ideas v11을, 해석은 MSC/Nastran v2005 R3를 이용하였다. 표 1에는 MSC/Nastran에서 사용되는 유한요소모델에 대한 정보가 나타나 있다. 유한요소모델링시 사용된 단위는 아래와 같다.

- 질량 : kg
- 길이(변위) : meter (m)
- 시간 : second (s)

- 힘 : Newton (N)
- 가속도 : m/s^2

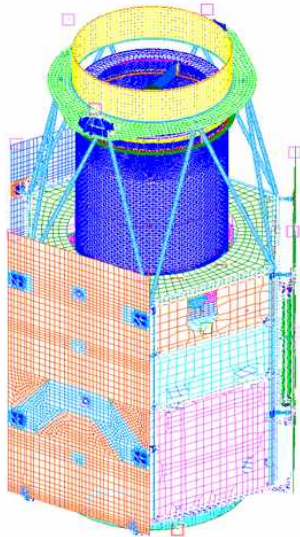


그림 2. 위성체 유한요소모델

표 1. MSC/Nastran에서 사용된 위성체 유한요소모델 정보

Grid/Elements	Number
GRID	251195
CBAR	4715
CELAS1	36
CHEXA	8148
CONM2	99
CQUAD4	146419
CTRIA3	138058
RBE2	1459

유한요소모델의 축약을 수행하기 전 먼저 해당 유한요소모델이 이상없이 잘 생성되었는지를 확인하여야 한다. 본 논문에서는 경계조건 자유 상태에서의 강성평형을 이용하여 확인하였다. 이는 강체모드에서의 변형에너지를 확인하여 유한

요소모델링시 부적절한 구속을 부여하였는지, 강체요소를 적절하게 사용하였는지를 확인하는 방법이다. 또한, 모든 구속조건을 제거한 상태이므로 모드해석 수행시 6개의 강체모드가 나오는 것을 확인할 수 있다. 먼저, 강체모드 변형에너지를 확인하였다. 현재 논문에서 사용되고 있는 단위계에서는 통상적으로 강체모드 변형에너지가 0.001 이하의 값이 나올 경우에는 이상이 없다고 할 수 있다. 그림 2의 위성체 유한요소모델에 대하여, 경계조건 자유 상태에서 강성평형을 확인해 본 결과 강체모드 변형에너지가 0.1 이상의 큰 값으로 계산되었다. 유한요소모델을 확인해 본 결과, 일부 스프링 상수가 너무 크게 입력되어, 실제보다 과도한 구속을 가하였음을 확인할 수 있었다. 이를 적절히 수정한 후 강체모드 변형에너지가 0.001 이하임을 확인할 수 있었다.

위성체 모델을 Craig-Bampton 모델로 축약시, 축약하고자 하는 주파수 대역을 선정하여야 한다. 위성체 발사시 주로 100Hz 이내의 과도하중이 발사체로부터 위성체에 작용하므로 관심 주파수 대역의 1.5배를 고려하여 150Hz까지 포함하도록 모델을 축약하였다. 해석결과 150Hz이하의 경우 총 128개의 고유진동수가 포함되었다. 또한 6방향의 경계자유도를 포함하여야 하므로, 이로 인해서 위성체 모델은 134개의 자유도로 축약이 된다. 따라서, 표 2와 같이 질량행렬과 강성행렬은 134×134 의 행렬로 나타내어진다. 또한, 우리가 알고자 하는 가속도의 경우 주요 구조물의 위치와 전자장비들이 장착되는 위치 등을 고려하여 총 402개의 자유도를 선정하였다. 변위의 경우, 발사체와 가장 가까운 위성체 외부 부분 및 내부 충돌이나 간섭이 우려되는 부분을 고려하여 216개의 자유도를 선정하였다. 이로서 가속도변환행렬 및 변위변환행렬은 402×134 , 216×134 의 행렬로 나타내어진다.

표 2. 축약된 위성체 행렬정보

Name	Description	Rows	Columns
MAA	Mass Matrix	134	134
KAA	Stiffness Matrix	134	134
ATM	Acceleration Transformation Matrix	402	134
DTM	Displacement Transformation Matrix	216	134

3. 연성하중 해석결과평가

축약된 위성체 모델은 발사체 개발업체에 제공되었으며, 발사체 개발업체에서는 이를 이용하여 연성하중해석을 수행하였다. 발사체 개발업체에서 제공한 해석결과는 결합시스템의 고유진동수와 이에 대한 설명 자료, 가속도변환행렬과 변위변환행렬에서의 모든 응답값, 발사체와 위성체 연결부위에서의 힘, 모멘트, 가속도, 가속도 충격응답스펙트럼, 그리고 무게 중심에서의 가속도이다. 연성하중해석시 발사체 개발업체에서는 다음과 같이 총 5개의 하중조건을 고려하였다.

- Case 1 : Lift off
- Case 2 : Vibration after lift off
- Case 3 : Max Q
- Case 4 : 1st stage separation
- Case 5 : 2nd stage engine firing

3.1 무게중심에서의 가속도

무게중심에서의 가속도는 위성체와 발사체 연결부위에서의 횡방향(X, Y)과 종방향(Z)의 힘의 최대값을 위성체 질량으로 나누어줌으로써 계산되어진다. 5개의 하중조건에 대하여 무게중심에서의 가속도와 인공위성 설계시 사용된 설계극한 가속도를 비교하였다. 비교결과, 무게중심에서의

가속도는 설계극한가속도에 비하여 매우 낮음을 알 수 있었으며, 이로부터 구조적으로 충분히 안전함을 확인할 수 있었다.

3.2 위성체와 발사체 연결부위에서의 힘 및 모멘트

연성하중해석결과에는 각 하중조건에 따라서 위성체와 발사체 연결부위에서의 힘과 모멘트가 시간 영역과, 주파수 영역별로 나타나 있다. 이 힘의 최대값과 위성체 질량으로부터, 앞절에서 다루었던 무게중심에서의 가속도가 계산되어진다.

3.3 위성체와 발사체 연결부위에서의 가속도 및 가속도 충격응답스펙트럼

연성하중해석결과에는 각 하중조건에 따라서 위성체와 발사체 연결부위에서의 가속도가 시간 영역과 주파수 영역별로 나타나 있다. 특히 주파수 영역에서는 가속도 충격응답스펙트럼으로 표현된다. 가속도 충격응답스펙트럼을 충격응답계산시 사용하였던 Q 인자로 나눔으로서, 정현파 가진시험의 가진가속도를 계산할 수 있다. 그림 3의 왼쪽 그림에는 위성체와 발사체 연결부위에서 하중조건 1에서의 횡방향(X, Y)과 종방향(Z)의 가속도결과가, 오른쪽 그림에는 가속도 충격응답스펙트럼을 Q 인자로 나눈 값과 정현파 가진시험의 가진가속도(그림 3의 오른쪽 그림에서 직선으로 나타남)가 표시되어 있다. 그림 3으로부터 정현파 가진시험의 가진가속도는 충분하다는 것을 알 수 있다.

한편, 본 가속도를 위성체 전체 유한요소모델에 적용할 경우, 발사체에서 수행한 연성하중해석과 거의 동일한 수준의 해석결과를 얻을 수 있다. 이를 이용하여 연성하중해석시 미처 고려하지 못했던 부위에서의 가속도와 변위도 계산할 수 있다[7].

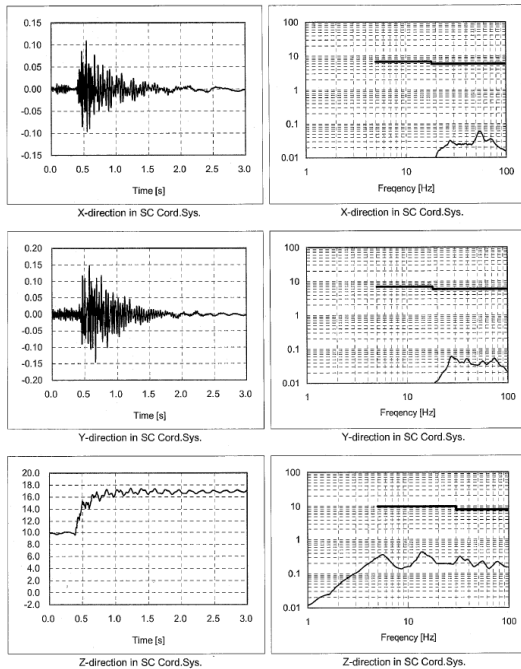


그림 3. 위성체와 발사체 연결부위에서의 가속도 및 가속도 충격응답스펙트럼/Q 인자 (하중조건 1), 단위 : m/s^2

3.4 위성체 구조물에서의 가속도

연성하중해석을 통하여 계산된 가속도 중 주요 가속도를 정리하면 표 3 ~ 4와 같다. 불확실성을 고려하기 위하여 각 결과에 1.1을 곱하였다. 표 3의 경우에는 횡방향 가속도 계산시 극한의 경우를 고려하여 X, Y 방향의 가속도 결과를 제공하여 더한 후에 제공근을 구하였다. 위성체 구조물의 가속도는 태양전지판을 제외하고는 종방향으로는 최대 5g를 넘지 않으며, 횡방향으로는 최대 3.5g를 넘지 않는다는 것을 알 수 있다. 태양전지판의 경우, 종방향으로는 최대 6g, 횡방향으로는 최대 5g를 넘지 않는다는 것을 알 수 있다. 종방향의 경우 설계극한가속도에 비하여 매우 큰 여유가 있음을 알 수 있다. 횡방향의 경우, 종방향에 비해서는 그 여유가 적지만, 불확실성을 위해서 고려한 10%의 여유 및 횡방향 가속도 계산시, 각 방향을 제공하여 더한 후에 제공근을

한 점, 설계극한가속도를 이용한 구조해석시 계산된 구조 여유 등을 고려해 볼 때 구조적으로 충분히 안전함을 확인할 수 있었다.

표 3. 연성하중해석결과(위성체 구조물)와 설계극한가속도(DLL : Design Limit Load)

Structure	Axial (g)		Lateral (g)	
	Max. Result	DLL	Max. Result	DLL
Platforms & Panels w/o solar array	5	11	3.5	3.5
Solar array	6	15	5	7

표 4. 연성하중해석결과(전자장비 장착부위)와 설계극한가속도(DLL : Design Limit Load)

Item	Max. Result(g)	DLL(g)
S-Band Antenna	12	50
GPS Antenna	7	50
RFDU		
STA		
MTQ		
IBMU		
RWA	20	
Battery	15	
PCDU		

위성체 전자장비 장착부위에서의 안전성은 표 4의 결과를 통하여 확인할 수 있다. 표 4의 연성하중해석결과 계산시, 좀 더 극한의 경우를 고려하여 횡방향과 종방향의 가속도결과를 제공하여 더한 후에 제공근을 구하였다. 이 결과를 설계극한가속도와 비교하였다. 설계극한가속도는 그림 4에 나타나 있는 바와 같이 전자장비들의 무게를

고려하여 선정하였다. 비교 결과 구조적으로 충분히 여유가 있음을 확인할 수 있었다.

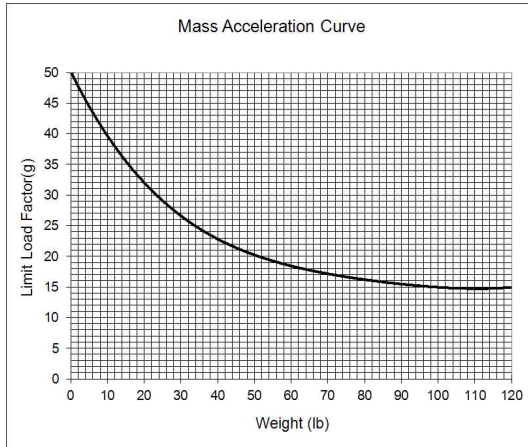


그림 4. 질량 가속도 선도

3.5 위성체 주요 부위에서의 변위

위성체 구조물의 최대 변위는 표 5에 나타난 바와 같이 3mm를 넘지 않았으며, 모두 요구조건을 만족함을 알 수 있다. 이로부터 위성체 내부에서 주요 부재간의 간섭이나 충돌의 위험성은 없으며, 위성체와 발사체간의 간섭 문제도 발생하지 않는다는 것을 확인할 수 있다.

표 5. 최대변위결과와 요구조건

Items	Max. Result (mm)	Requirement (mm)
Nadir strut	3	< 10
GPS antenna		
Sun shield		

4. 결 론

본 논문에서는 고성능 저궤도 지구관측위성의 예비연성하중 해석결과에 대하여 평가하였다. 만

저, 연성하중해석을 수행하기 위하여 위성체 모델을 Craig-Bampton 모델로 축약한 후 발사체 개발업체에 제공하였다. 발사체 개발업체에서는 위성체 Craig-Bampton 모델과 발사체 모델을 결합한 후 연성하중해석을 수행하였으며, 그 결과를 제공하였다. 제공받은 여러 해석결과로부터 위성체의 안전성을 평가하였다. 무게중심에서의 가속도결과와 위성체 구조물 및 전자장비들이 장착되는 부위에서의 가속도결과로부터 현재 설계된 위성체는 준정적가속도하에서 안전함을 확인할 수 있었다. 또한 위성체와 발사체 연결부위에서의 가속도 충격응답스펙트럼으로부터 정현파 가진시험의 가진가속도가 적절함을 확인할 수 있었다. 변위 결과로부터는, 위성체와 발사체와의 간섭이나 충돌의 문제가 없으며, 위성체 내부의 경우에도 주요 부재간 간섭이나 충돌이 없음을 확인할 수 있었다. 위의 결과로부터 설계된 위성체는 발사환경하에서 충분히 안전하다는 것을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. T. P. Sarafin, "Spacecraft Structures and Mechanisms", Space Technology Library, 1995
2. Jacob Job Wijker, "Spacecraft Structures", Springer, 2007
3. R. R. Craig and M. C Bampton, "Coupling of Substructures for Dynamic Analysis" AIAA Journal, Vol. 6, No. 8, 1968, pp.1313 ~ 1319
4. D. S. Hwang, "CLA Model and Assessment of Satellite", Journal of the Korean Society of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 26, No. 7, 1998, pp.108 ~ 115
5. 황도순, 김진희, 이주훈, 김성훈, 김경원, "저궤도 인공위성의 예비연성하중해석 결과 평가", 2004 한국항공우주학회 춘계학술대회, pp.869 ~ 872
6. 김경원, 이주훈, 황도순, "저궤도 지구관측위성

- 의 구조 동해석”, 전산구조공학, Vol. 21, No. 3, 2008, pp.27 ~ 34.
7. 임재혁, 김경원, 김선원, 이주훈, 황도순, 진익민, "발사체 경계하중을 이용한 연성하중해석의 예측과 연성하중해석 결과의 비교", 2009 한국항공우주학회 추계학술대회, pp.955 ~ 957