

고성능 저궤도 지구관측위성의 최종연성하중해석 결과분석

An Assessment on the Verification Coupled Load Analysis Results of Advanced LEO EO Satellite

김경원† · 임재혁* · 김선원* · 김창호* · 김성훈*

Kyung-Won Kim, Jae-Hyuk Lim, Sun-Won Kim, Chang-Ho Kim and Sung-Hoon Kim

1. 서 론

위성체의 형상 설계가 이루어지면, 발사체에서 제공된 준정적 설계하중을 이용하여 구조해석을 수행하고 이를 바탕으로 상세설계를 진행한다. 엔진추력, 돌풍, 음향하중, 단분리 등의 여러 하중이 발사중 발생하게 되고, 이는 위성체에 직접적으로 영향을 미치게 된다. 따라서, 선정된 설계하중이 적절한지를 검증하기 위하여 위성체와 발사체간의 연성하중해석을 필요로 한다. 통상적으로 연성하중해석에 사용되는 위성체 모델은 Craig-Bampton 모델로 축약되어 발사체 업체에 전달된다. 발사체 업체는 이를 발사체 모델과 결합한 후에 연성하중해석을 수행하고, 해석결과를 위성체 업체에 제공한다. 연성하중해석을 통하여 위성체와 발사체의 연결부위에서의 하중 및 가속도, 위성체 주요 부위에서의 가속도와 변위 등이 계산되어진다. 위성체 업체에서는 이 결과를 바탕으로 구조적 안정성을 검토하게 된다. 고성능 저궤도 지구관측위성의 경우, 비행모델을 개발하기 전에 구조열모델을 개발하여 위성체의 설계/해석/제작을 검증하였으며, 예비연성하중해석을 수행하여 구조적으로 이상이 없음을 확인한 바 있다. 본 논문에서는 비행모델 개발 후 비행모델의 유한요소모델을 이용한 최종연성하중해석에 대하여 살펴보고, 그 결과에 대하여 분석하도록 한다.

2. 위성체

궤도상에서의 위성체의 형상은 Fig. 1(a)에 나타난 바와 같으며 발사형상에서의 위성체의 유한요소 모델은 Fig. 1(b)에 나타난 바와 같다. Ideas V13과 MSC/Nastran v2005 R3을 이용하여 각각 유한요소 모델링과 해석을 수행하였다. Craig-Bampton 모델로 축약하기 전 자유경계단에서 강성평형을 확인하여 유한요소모델에 대한 건정성을 확인하였다. 관심 주파수 대역이 100Hz 이하이므로 Craig-Bampton 모델로 축약시 150Hz 까지를 고려하였다.

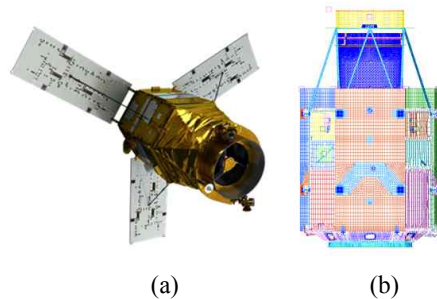


Fig. 1 Satellite image and FE-Model

3. 연성하중해석 결과분석

축약된 위성체 모델은 발사체 업체로 전달이 되었으며, 발사체 업체에서는 발사체 모델과 위성체 모델을 이용하여 연성하중해석을 수행하였다. 예비연성하중해석과 마찬가지로 총 5가지의 하중조건을 고려하였으며, 발사체와 위성체 연결부위에서의 하중 및 가속도, 위성체 주요 부위의 가속도와 변위가 계산되었다. 모든 해석결과는 X, Y축의 횡방향과 Z축의 종방향으로 나타내었다.

3.1 위성체와 발사체 연결부위에서의 결과

† 교신저자; 정희원, 한국항공우주연구원 위성구조팀
E-mail : kwkim74@kari.re.kr
Tel : 042-860-2086 , Fax : 042-860-2603

* 한국항공우주연구원 위성구조팀

위성체와 발사체 연결부위에서의 하중은 예비연성하중해석 결과와 비교하여 큰 차이가 없음을 확인할 수 있다. 이의 결과로부터 무게중심에서의 가속도 결과를 계산할 수 있는데, 이를 설계하중과 비교해 본 결과 충분히 낮음을 확인할 수 있었다. Fig. 2에는 하중조건 1일 때 위성체와 발사체 연결부위에서의 X, Y 축 하중 결과가 나타나 있다.

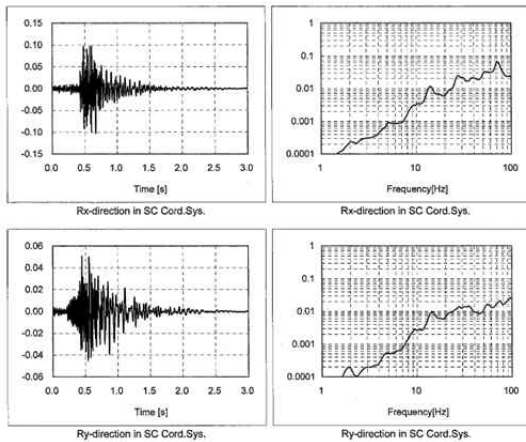


Fig. 2 Interface Forces between Satellite and Launch Vehicle (Load Case 1)

3.2 위성체 주요 부위에서의 가속도 결과

위성체의 설계하중은 종방향 11g, 횡방향 3.5g이다. 연성하중해석의 횡방향 결과 계산시에는 X, Y 방향의 최대 가속도를 RSS(Root Sum Square) 하였다. 통상적으로 X, Y 방향의 최대 가속도는 동일한 하중조건에서 발생하지 않기 때문에 동시에 발생할 가능성은 매우 낮다. 하지만 극한의 경우를 고려한 보수적인 관점을 적용하여 RSS를 이용하였다. 종방향 해석결과의 경우에는 설계하중에 비하여 충분히 작음을 알 수 있었다. 횡방향의 경우에는 대부분이 위성체 설계하중보다 낮다는 것을 확인하였다. 다만 일부 횡방향 해석결과는 설계하중인 3.5g보다 큰 경우가 발생하였다. 이러한 경우에는 해당 부재에 대한 상세 강도해석결과를 검토하였다. 강도해석 검토 결과 해당 부재의 안전여유는 충분하다는 것을 알 수 있었고, 이로부터 구조적으로 안전하다는 것을 확인할 수 있었다. 전반적으로 최종연성하중해석 결과는 예비연성하중해석 결과에 비하여 대체적으로

비슷하거나 좀 더 낮은 결과가 나오는 것을 확인하였다. 이는 비행모델이 구조열모델에 비하여 국부보강이 되어 강성측면에서 보강이 이루어졌기 때문이며, 무게 또한 실측 결과를 반영하였기 때문이다. 전자장비가 장착되는 곳의 경우에는 각 전자장비별로 설계하중이 설정되어 있으며, 이를 연성하중해석 결과와 비교하였다. Table 1에는 주요 전자장비들의 연성하중해석결과와 설계하중이 나타나 있다. 이 때 해석결과는 NTE(Not to Exceed)로 표시하였다. 비교 결과 모두 설계하중보다 충분히 낮음을 확인할 수 있었다.

Table 1 Accelerations in the Equipment Interface and Design Limit Loads

Item	NTE(g)	Design Limit Loads(g)
S-Band Antenna	12	50
GPS Antenna	7	50
Star Tracker	7	40
Reaction Wheel	7	15
Battery	7	20

3.3 위성체 주요 부위에서의 변위 결과

위성체의 주요 부재에서의 최대 변위를 확인해 본 결과 요구조건인 10mm 이하를 충분히 만족함을 확인할 수 있었다. 이로부터 위성체의 내부에서 주요 부재간의 간섭이나 충돌의 위험성은 없으며, 위성체와 발사체간의 간섭 문제도 발생하지 않는다는 것을 확인할 수 있었다.

4. 결 론

본 논문에서는 고성능 저궤도 지구관측위성의 최종연성해석 결과에 대하여 분석하였다. 분석 결과, 위성체의 무게 중심에서의 결과는 설계하중에 비하여 충분히 낮음을 확인하였다. 위성체 주요 부재에서의 가속도 결과를 확인한 결과 구조적으로 문제가 없음을 확인하였다. 또한 위성체 주요 부재에서의 변위 결과를 확인해 본 결과 간섭이나 충돌의 위험성이 없다는 것을 최종 확인할 수 있었다. 이의 결과분석을 통하여 고성능 저궤도 지구관측위성 비행모델은 발사환경하에서 충분히 안전함을 확인할 수 있었다.