

저궤도 지구관측위성의 Coupled Load Analysis 결과 분석

Assessment of Coupled Load Analysis Result for LEO Earth Orbit Satellite

김선원† · 김경원* · 임재혁* · 김창호* · 황도순*

Sun-Won Kim, Kyung-Won Kim, Jae Hyuk Lim, Chang-Ho Kim and Do-soon Hwang

1. 서론

위성체를 구성하는 여러 서브시스템 중 하나인 구조체는 지상에서의 조립 및 운송하중, 발사하중, 궤도하중 하에 위성에 탑재된 각종 장비들을 안전하게 지지하는 역할을 담당한다. 다양한 하중조건에 대하여 구조체의 안정성 검증을 위하여 구조해석을 수행하게 된다. 가장 극심한 하중조건은 발사 시에 발생하는 준정적하중으로써 발사체에 의존적인 하중이다. 위성의 개발 시에는 발사체에서 주어진 설계하중을 근거로 위성체에 대한 구조설계 및 해석을 수행한다. 이후 생성된 위성체의 해석모델과 발사체의 해석모델을 결합하여 위성/발사체 간의 연성하중해석(Coupled Load Analysis)을 수행한다. 이를 통하여 실제로 발사체로부터 위성체에 전달되는 경계하중을 구하게 된다. 이러한 경계하중이 위성체 개발단계에서 고려된 설계하중을 넘어서는 경우가 발생하는지 검토하게 된다. 설계하중 보다 큰 하중이 발생할 경우 구조해석을 재 수행하게 된다. 만약 문제가 될 경우 구조체 설계변경을 통하여 문제를 해결한다.

본 논문에서는 발사체업체에서 수행한 연성하중해석 결과로부터 유도된 경계하중과 위성 구조체 개발에 적용된 설계하중과 비교 분석을 통하여 구조설계의 안정성 여부를 판단한 결과를 기술한다.

2. 본론

2.1 연성하중해석

발사 시 발사체에서 발생하는 하중의 경우는 다양하다. 발사중의 공기역학적 현상, 돌풍, 엔진의 진동, 정상상태의 엔진추력, 엔진에 의한 공력소음, 음향하중, 엔진점화 및 종료시의 급격한 하중변화 등이 이에 해당한다. 이러한 다양한 하중경우 중에서 중방향으로의 최대하중은 1 단 엔진의 연소가 완료되는 시점에 주로 발생한다. 또한, 횡방향으로는 돌풍이

발생하는 경우 최대하중이 발생하게 된다.

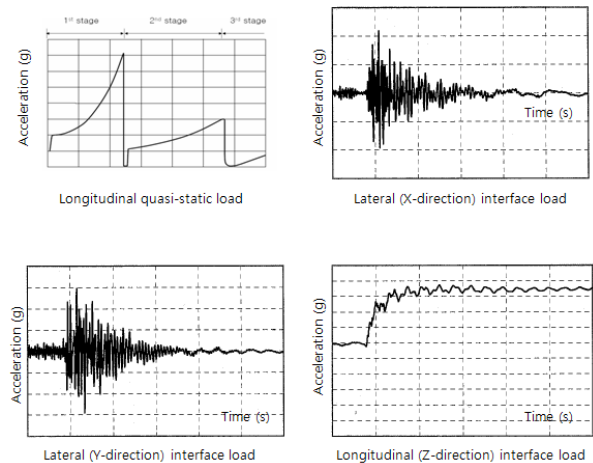


Fig. 1 Longitudinal quasi-static load and interface loads

주구조물의 설계하중은 발사체 업체로부터 제공받은 준정적하중으로 정해진다. 또한 구조체에 장착되는 각종 장비들에 대한 설계하중은 질량, 노출환경 및 개발경험 등을 종합적으로 고려하여 개별적으로 주어진다. 본 논문에서 고려되는 주구조물에 대한 설계하중은 횡방향으로 3.5g, 중방향으로는 11g에 해당한다. 태양전지판의 경우에는 중방향으로 15g, 횡방향으로 7g 이다. 또한 탑재체의 경우 축방향 및 횡방향 모두 16g 이다. Fig. 1 에서는 발사체 업체로부터 제공받은 중방향의 준정적하중과 연성하중해석을 통하여 구해지는 값인 위성체로 전달되는 경계하중을 보여준다.

2.2 결과분석

연성하중해석 결과로 알게 되는 경계하중은 위성의 설계하중과 비교된다. Table 1 에서는 구조물에 대한 연성하중해석 결과와 설계하중을 비교하여 보여준다. 위성의 상부에 위치하는 nadir platform, upper payload platform 과 nadir strut 의 경우 연성하중해석 결과인 경계하중이 설계하중보다 크게 발생하였다. 따라서 경계하중에 대하여 구조해석을 추가적으로 수행하여 구조적 안정성을 검토하는 것이 요구되었다. Table 2 는 구조체에 장착된 각종 전자장비들에 대한 결과를 보여준다. 전자장비들의 경

† 교신저자; 한국항공우주연구원 위성구조팀

E-mail : sunwkim@kari.re.kr

Tel : (042) 860-2678, Fax : (042) 860-2603

* 한국항공우주연구원 위성구조팀

우에는 종방향과 횡방향 모두 작용한다고 가정하여 RSS(Root Sum Square)로 계산을 수행하여 설계하중과 비교한다. 결과적으로 모든 장비에 대해서 설계하중이 경계하중보다 크게 나타남으로써 연성하중 해석결과로 인하여 추가적으로 구조설계 검토를 수행할 필요가 없고 발사환경 및 궤도환경하에 안전하게 설계되었음을 알 수 있다.

Table 1 Comparison of CLA result and design load for structure

Part	Longitudinal		Lateral	
	CLA Result	Design Load	CLA Result	Design Load
Nadir P/F	< 11	11	10	3.5
Upper Payload P/F	< 11	11	4	3.5
Lower Payload P/F	< 11	11	< 3.5	3.5
Central P/F	< 11	11	< 3.5	3.5
Propulsion P/F	< 11	11	< 3.5	3.5
Nadir Strut	< 11	11	9	3.5
Solar Array	< 15	15	< 7	7

Table 2 Comparison of CLA result and design load for equipment

Part	CLA Result			Design Load
	Longitudinal	Lateral	RSS	
PCDU	< 10	< 10	< 15	15
IBMU	< 10	< 10	< 15	23
RWA	< 10	< 10	< 15	19
Battery	< 10	< 10	< 15	15

2.3 구조해석 검토

설계하중보다 큰 경계하중이 발생하는 구조체에 대하여 연성하중해석 결과로부터 얻어진 경계하중 조건에 대하여 구조해석을 수행함으로써 구조적 안정성 여부를 판단한다.

(1) Nadir Platform

Nadir Platform의 최소 안전여유는 볼트체결부의 파손으로써 현 설계 안에 대한 재해석결과는 +26%로 나타났다. 안전여유가 0 이상을 만족함으로써 구조체는 경계하중에 대해 안전함을 알 수 있다.

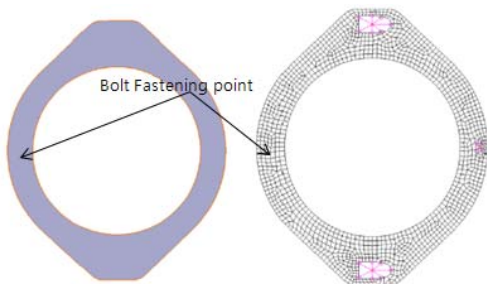


Fig. 2 Configuration of nadir platform

(2) Upper Payload Platform

설계하중에 대해서 최소안전여유는 체결볼트의 강도에 해당한다. 안전여유는 37%로써 연성하중해석 결과인 14% 하중의 증가를 고려하더라도 안전여유가 0 이상을 확보함을 알 수 있다. 따라서 연성하중 해석 결과인 경계하중에 대해서도 현재 설계형상이 구조적으로 안정적임을 알 수 있다.

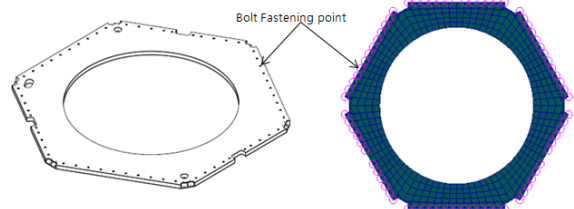


Fig. 3 Configuration of upper payload platform

(3) Nadir Strut

Nadir strut 부위는 연성하중해석 결과인 경계하중을 적용 시에 대해 fitting 부위에서 구조강도 문제가 발생하였다. 따라서 Fig. 4에서 보여지듯 이 두께(T) 증가 및 길이(L) 감소를 통하여 구조 안정성을 확보하였다.

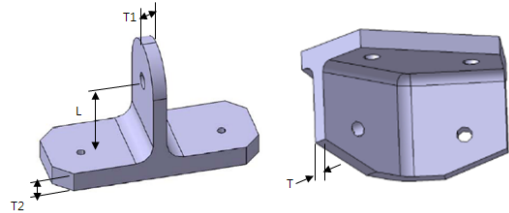


Fig. 4 Design change of fittings

3. 결론

본 논문에서는 연성하중해석을 수행하여 도출된 경계하중과 설계단계에서 고려된 설계하중을 비교 검토하여 구조적으로 안전하게 설계되었는지 확인하였다. 경계하중이 설계하중을 넘어서는 경우 구조해석결과를 재검토하여 설계변경 여부를 확인하여 문제가 될 경우 설계변경을 수행하였다. 결론적으로 모든 구조체 및 전자장비는 발사단계에서 발생하는 하중에 대해 안정적으로 설계되도록 하였다.