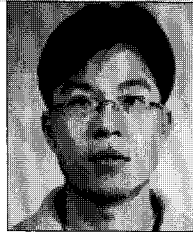
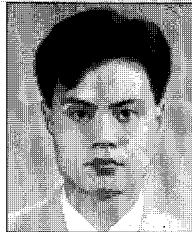


인공위성의 구조 설계 및 정해석

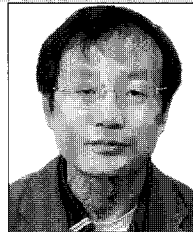
Structural Design and Static Analysis of the Satellite



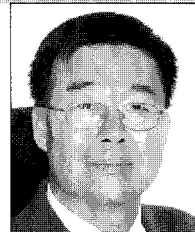
김 선 원*



김 진 희**



이 주 훈***



황 도 순***

* 한국항공우주연구원 위성기술사업단 위성구조팀 선임연구원
 ** 한국항공우주연구원 다목적실용위성5호사업단 다목적5호체계팀 책임연구원
 *** 한국항공우주연구원 위성기술사업단 위성구조팀 책임연구원

1. 서 론

일반적으로 인공위성은 구조계, 자세제어계, 추진계, 탑재소프트웨어계, 열제어계, 전력계, 원격측정명령계 및 탑재체 등의 여러 분야의 서브시스템으로 구성된다. 이러한 서브시스템의 하나인 구조계의 주요 임무는 발사환경, 지상환경 및 궤도환경에서 발생하는 하중조건하에서 탑재체와 각종 전자장비들을 안전하게 지지하는 것이다. 인공위성 구조체 개발은 설계요구조건 수립, 개념설계, 예비설계 및 상세설계의 단계로 이루어지고 각 단계에서는 정해석 및 동적해석을 통하여 설계요구조건의 만족 여부를 판단하게 된다. 이러한 설계과정을 거친 후 일반적으로 실제 크기의 구조개발모델(SDM, Structural Development Model)을 제작하여 정적 및 동적 시험을 수행하게 된다. 이러한 구조개발모델은 구조물의 초기 개발단계에서 유한요소 해석모델과 실제 제작된 개발모델과의 정적/동적 특성에 대한 비교를 통하여 구조 안정성 검증에 수행하는 것을 주요 목적으로 한다. 이후 준비행모델(PFM, Protoflight Model), 비행모델(FM, Flight Model)을 개발하게 된다.^{1,2)}

구조체 안정성 검증을 위한 구조해석은 크게 강도/응력해석, 열하중으로 인한 지향오차 해석 등의 정해석과 태양전지판 전개해석, 위성 전체 및 부분에 대한 모드해석, 랜덤해석, 발사체와의 연성하중해석 등의 동적해석이 수행된다.^{3,4)} 본 기사에서는 국내기술로 개발되어 2006년 7월에 발사된 저궤도 지구관

측위성에 대한 구조체 설계, 유한요소모델링 및 검증을 위한 모드해석과 정해석에 대해서 기술한다.

2. 구조설계

2.1 설계요구조건

일반적으로 구조계는 탑재체와 전자장비의 안정적 지지 기능 외에도 지향 및 정렬방향 최소화, 우주환경 하에서 전자장비 보호, 발사체와의 접촉 및 발사 하중 하에서 위성체 지지, 지상조립 및 시험 용이성, 지상조립 하중 하에서 위성체 지지, 표면 특성 및 열전도 특성 제어를 통한 열제어계 지원, 전기적 Grounding, 조립 및 시험 용이성 설계, 모듈화 설계 및 센서들의 적절한 시야각 확보 등 다양한 기능을 수행하여야 한다. 이러한 여러 기능과 임무요구조건을 고려하여 구조설계 요구조건의 항목과 수준을 선정하게 된다.^{1,2,5)}

(1) Element

- 탑재모듈, 장비모듈, 추진모듈, 위성체 어댑터, 태양전지판을 포함해야 함.

(2) Accommodation/ Instrument Placement

- 모든 장비 및 탑재체를 장착할 공간을 제공해야 함.
- 센서들의 시야각을 확보할 수 있어야 함.

(3) Structure Stability

- 구조물은 설계, 해석, 제작, 시험의 단계로 개발되어야 함.
- 구조체의 변형은 탄성영역 이내에서 발생해야 하고 본래 형상을 유지하여야 함.
- 발사 시 발생하는 준정적하중에 대해 구조적으로 안정적 이어야 함.
- 궤도상 열환경하에 구조체의 변형으로 인한 탑재체 및 센서 지향오차는 자세제어 요구조건을 만족해야 함.

(4) Mass

- 할당된 무게 및 무게중심 요구조건을 만족해야 함.
- 관성모멘트는 자세제어 요구조건을 만족하여야 함.

(5) Access/ Chassis Ground

- 지상 조립/시험을 위한 기계적/전기적 지원장치를 수용하고 접근할 수 있어야 함.
- 구조물은 서로 전기적으로 통전되어야 함.

(6) Launch Vehicle Interface

- 발사체의 위성접속부와 간섭이 없어야 함.

(7) Fundamental Modes

- 위성체는 발사체로부터 요구되는 최소고유진동수 요구조건을 만족해야 함.
- 전개된 태양전지판은 임무요구수준에 따라 최소고유진동수 요구조건을 만족해야 함.
- 자세제어 구동기와의 동적 커플링이 발생하지 않아야 함.

(8) Deployables Stability/ Pointing/ Torque

- 전개장치는 모든 환경하에 안정적이고 정렬 및 지향방향을 유지해야 함.
- 전개장치의 토크 마진은 외력을 견디고 전개될 수 있는

수준이어야 함.

2.2 형상설계

위성 구조체 개발 시 상세설계가 수행되기 전에 위성의 주요 형상을 결정하기 위한 형상설계가 선행된다. 구조체의 전체적 형상은 다음에 기술되는 세 가지 요인에 의해 크게 좌우된다. 첫번째로 위성의 구조체 형상은 탑재체 및 추진체의 크기와 개수를 고려한 하중경로의 정의에 따라 크게 좌우된다. 최근에 개발되는 중대형급 위성의 경우 구조적인 측면에서 두 가지 형상으로 나누어진다. 주로 대형급인 통신위성은 지구 정지궤도에 도달하여 장기간 임무를 수행하여야 한다. 발사체가 위성을 정지궤도까지 직접적으로 운반할 수도 있으나 최근에는 경제적인 측면을 고려하여 위성자체에 고도상승을 위한 추진시스템을 장착하는 경우가 훨씬 보편적인 흐름이 되고 있다. 이러한 이유로 추진체를 포함한 추진체 탱크의 질량은 위성 전체중량의 많은 부분을 차지하게 되고 위성의 구조형상은 두 개 이상의 크고 무거운 추진탱크를 내부에서 안전하게 지지할 수 있도록 격자구조 형상을 가진다. 그림 1은 현재 국내에서 개발 중인 통신해양기상위성의 형상을 보여준다.⁶⁾ 반면 위성의 크기 및 중량에 제약이 큰 중형급의 저궤도 지구 관측위성의 경우 위성의 외부로 노출되는 무거운 탑재체와 각종 장비를 안정적이고 효율적으로 배치할 수 있도록 집적화 및 경량화 설계가 이루어져야 하고, 주로 하나의 추진체 탱크를 지지할 수 있는 구조로 설계되어야 한다. 그림 2에서 보여주는 Pleiades 위성과 같이 전체하중을 지지하는 역할을 담당하는 프레임 및 패널과 장비장착을 위한 플랫폼으로 구성된 세미 모노코크 구조형상을 가지게 된다.^{7,8)} 이러한 형상에 대한 각 부

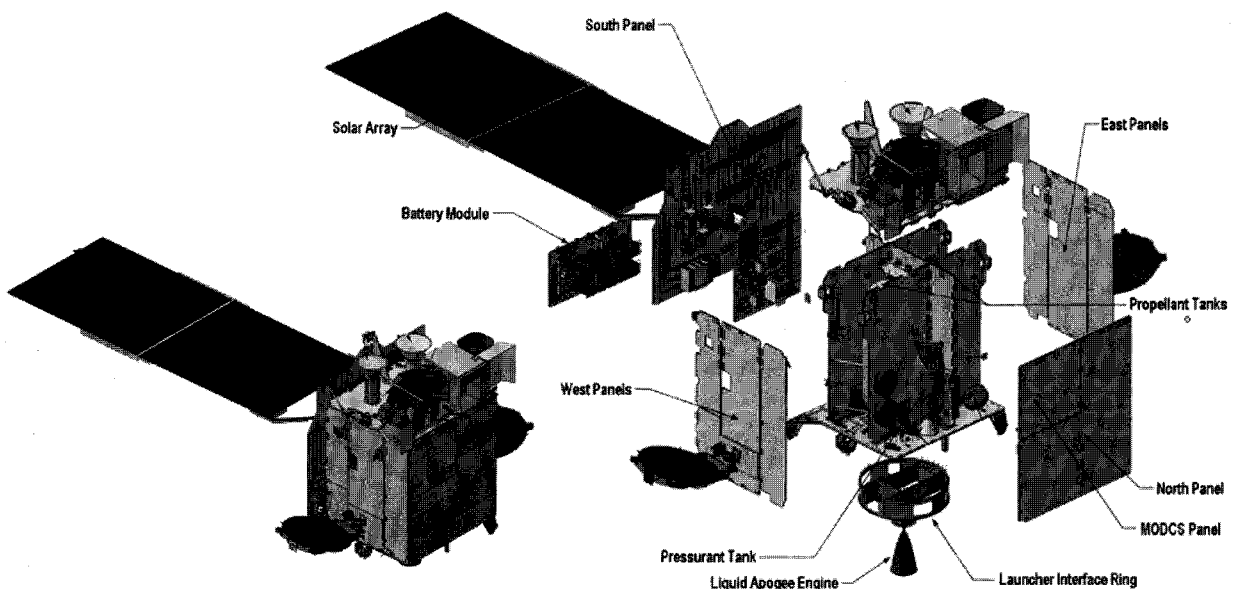


그림 1 격자 패널 구조 위성 전개도 (태양전지판 전개형상)

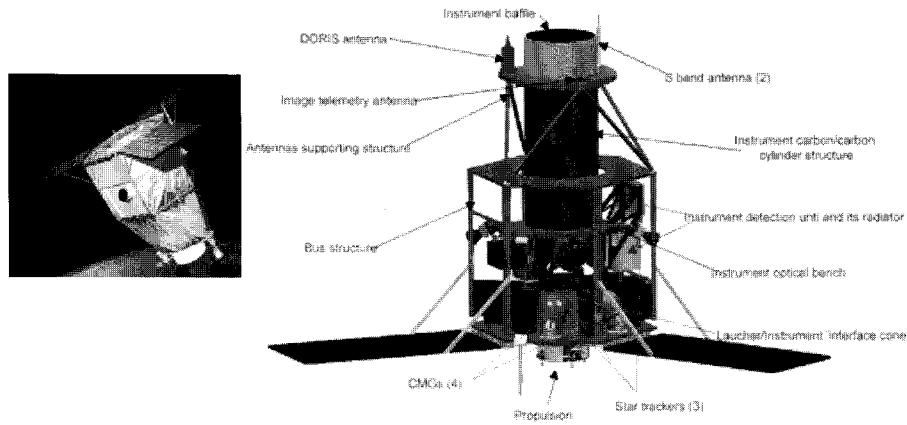


그림 2 패널 및 프레임 구조 위성 전개도(태양전지판 전개형상)

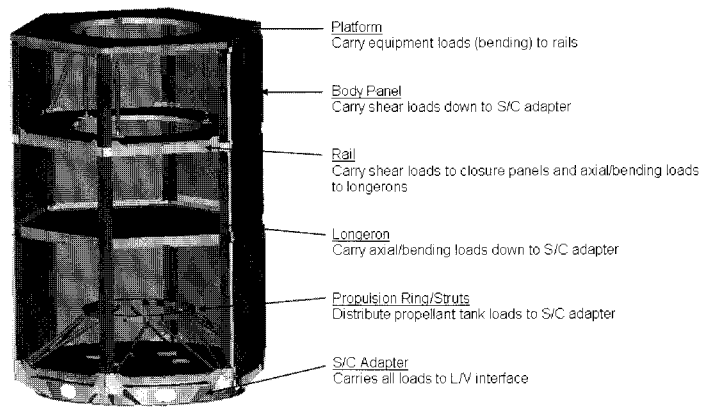


그림 3 주구조물 및 하중경로

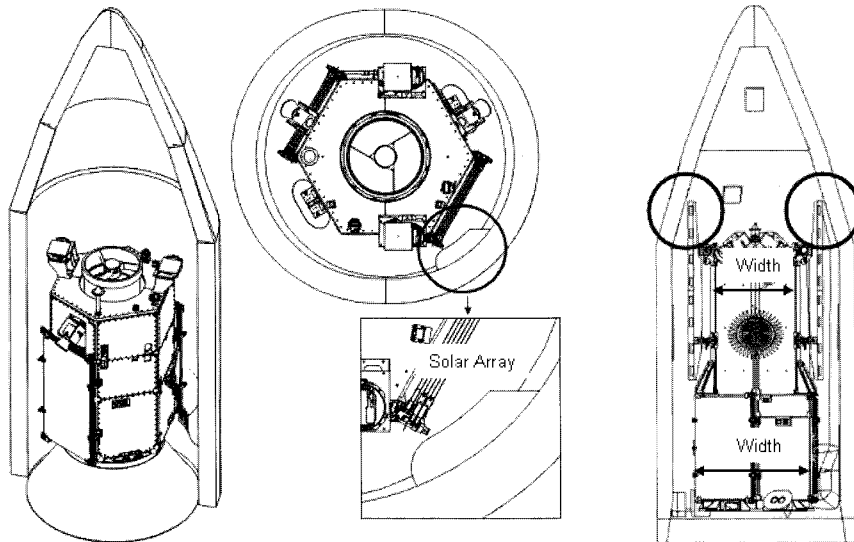


그림 4(a) 태양전지판 근접

그림 4(b) 탑재체 근접

그림 4 발사체 페어링 내부 위성 장착 예

재별 하중 경로는 그림 3에서 보이는 바와 같이 정의된다.

두 번째 요인은 후보 발사체의 위성 탑재공간인 페어링의 크기이다. 하중경로 전달 개념 수립을 통하여 위성의 전체적 형상을 결정한 후 구체적 형상을 정하기 위한 단계에 해당한다.

일반적으로 중대형급의 저궤도 지구관측위성을 지구 저궤도상에 진입시키는데 필요한 발사체는 경제적 측면을 고려하여 지구 정지궤도에 대형급 위성을 진입시켜주는 발사체보다 위성 탑재공간이 작은 발사체를 선정하게 된다. 이러한 이유로 위성

의 전체적인 형상은 발사체 페어링과의 간섭을 고려하여 설계되어야 한다. 이때 위성의 전체 크기는 발사 시 발생하는 진동을 고려하는 동적상태의 크기로 정의되어야 한다. 진동량은 발사체와의 연성하중해석을 통하여 알게 되므로 발사체의 선정이 이루어지지 않은 위성 개발 초기에는 알 수가 없다. 따라서 개발 초기단계에서는 기존의 개발 경험을 바탕으로 설계를 수행하게 된다. 일반적으로 최대 진폭은 수mm의 수준에 해당하고 태양전지판 또는 탑재체 끝단에서 발생한다. 이러한 이유로 위성의 외곽 형상은 주로 그림 4에서 보여지는 바와 같이 태양전지판과 관측임무를 수행하는 탑재체의 외곽형상에 의해 크게 좌우된다. 그림 4(b)는 탑재체가 발사체 페어링 내부와 간섭이 없도록 하기 위하여 위성의 구조체의 폭을 줄인 대표적인 예를 보여준다.

세 번째 요인은 각종 장비 및 탑재체 장착공간을 고려하여 설정되는 Station에 해당된다. Station은 각종 전자장비 및 추진시스템들이 위성의 내부에서 집적되어 장착될 수 있도록 위성의 내부에 장착공간을 제공하는 플랫폼의 위치로 정의된다. 이러한 플랫폼은 각종 장비들의 장착공간을 제공할 뿐만 아니라 위성전체의 강성을 높이는 역할도 수행하게 된다.

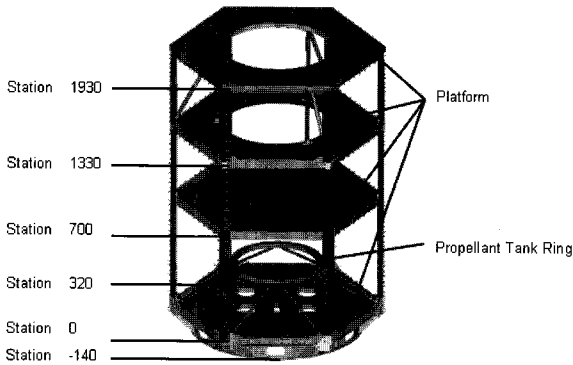


그림 5 위성 구조체 Station 정의

2.3 구조제질

다른 분야의 구조물보다도 특히 경량화가 중요한 인공위성의 구조물은 주로 밀도 대비 강성과 강도가 우수하고 경제적, 제작성이 좋은 알루미늄 합금을 이용하여 제작된다. 또한 열적인 안정성이 요구되는 탑재체와 다른 구조물보다 무게 제약조건이 큰 태양전지판은 경량의 열팽창계수가 작은 CFRP 등의 복합재를 이용하여 제작된다. 장비 장착을 위하여 평면형상을 이루는 구조물은 무게를 최소화하면서 최대한의 강도와 강성을 가지기 위하여 그림 6에서 보여지는 알루미늄 합금 또는 복합재 면재와 알루미늄 허니콤 심재로 구성된 허니콤 샌드위치

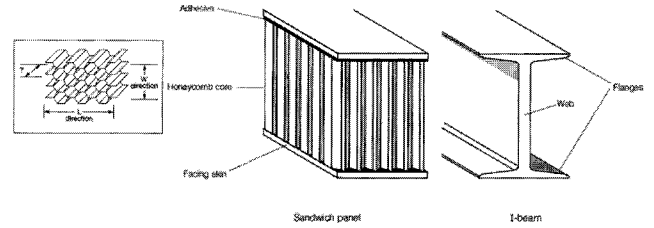


그림 6 허니콤 샌드위치 패널 구조

	Solid Metal Sheet	Sandwich Construction	Thicker Sandwich
Relative Stiffness	100	700 7 times more rigid	3700 37 times more rigid!
Relative Strength	100	350 3.5 times as strong	925 9.25 times as strong!
Relative Weight	100	103 3% increase in weight	106 6% increase in weight

$$Stiffness(frequency) = C_1 \times \sqrt{\frac{E \times MOI}{m}}$$

$$Stress \text{ for same Moment} = \frac{Moment \times Total \ Thickness / 2}{MOI}$$

$$\text{Where, } MOI = C_2 \times (Total \ Thickness^3 - Core \ Thickness^3)$$

- E : Young's Modulus
- m : Mass per unit area
- C₁ : Constant of stiffness
- C₂ : Constant of MOI

그림 7 허니콤 샌드위치 패널 특성

패널의 형태로 제작되어 적용된다.⁹⁾ 이러한 면재는 굽힘하중을 전달하는 I-Beam의 플랜지와 동일한 역할을 하고 심재는 전단하중 및 강성을 높이는 I-Beam의 웹의 역할을 수행한다.

이러한 허니콤 샌드위치 패널은 심재부분의 두께 증가에 따라 관성모멘트가 크게 증가하게 된다. 그러나 허니콤 형상인 심재의 밀도는 면재의 밀도대비 훨씬 작음에 따라 두께가 증가하더라도 패널 전체의 무게는 크게 증가하지 않는다.⁹⁾ 이러한 이유로 무게변화량 대비 훨씬 큰 강성과 Bending에 대한 강도를 가지는 허니콤 패널 구조물이 위성의 평면형상의 구조물에 주로 적용된다.

2.4 모듈화설계

위성 구조체 설계는 제작, 조립, 시험의 장점을 가지는 모듈화 설계 개념을 적용한다. 모듈화 설계는 여러 업무를 병렬적으로 동시에 수행할 수 있어 개발 효율성을 증가시킬 수 있고 제작 및 조립 절차 단순화를 이룰 수 있는 장점이 있다. 그림 8에서 보듯이 위성체는 탑재체를 지지하는 탑재체모듈, 각종 전자장비를 탑재하는 전자장비 모듈, 추진시스템을 지지하는 추진모듈, 발사체와의 접속기능을 담당하는 위성체 어댑터 및 전력을 생산

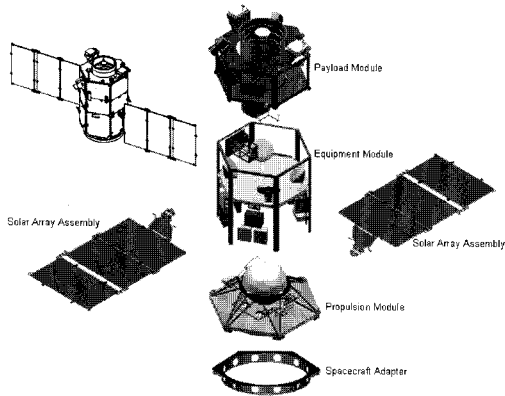


그림 8 위성 모듈 구성도 (패널 생략)

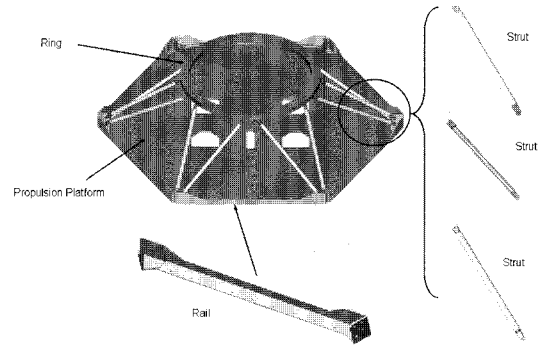


그림 12 추진모듈 구조물

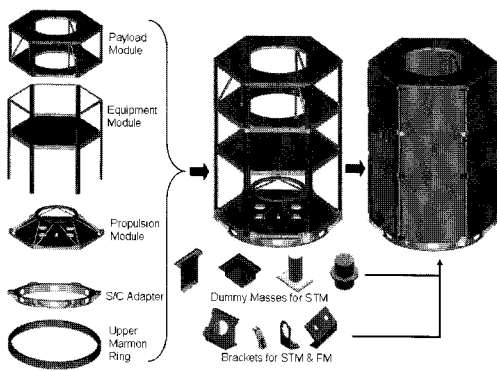


그림 9 주/이차구조물 구성도

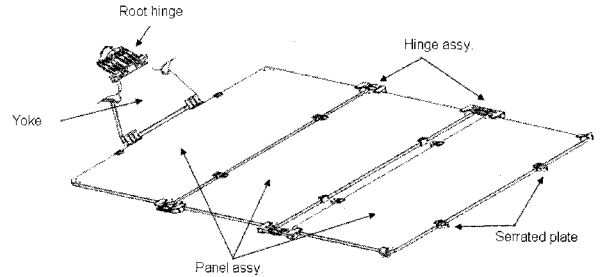


그림 13 태양전지판 어셈블리 구조물

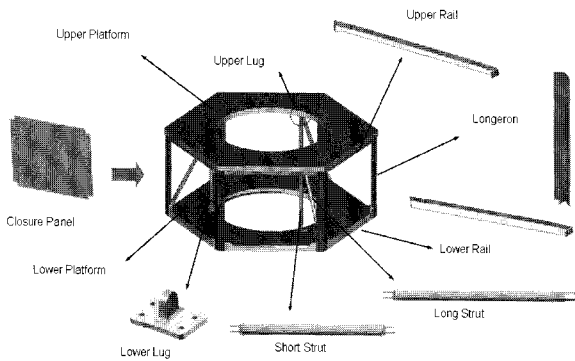


그림 10 탑재모듈 구조물

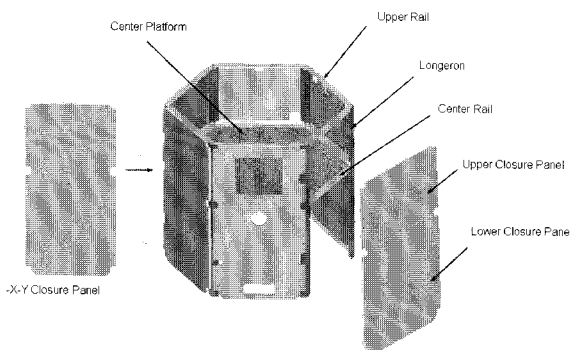


그림 11 장비모듈 구조물

하는 태양전지판 어셈블리로 나누어진다. 모듈화 설계된 위성 구조체는 주구조물과 이차구조물로 나누어진다. 주구조물은 주요하중 경로를 제공하는 구조물로서 국부적 혹은 전체적으로 파손 발생 시 위성이 임무를 수행하지 못하게 되는 구조물로서 프레임, 스트럿, 패널 및 플랫폼 등이 이에 해당된다. 이차구조물은 주구조물 외의 구조물로서 파손 발생이 국부적으로 영향을 미치는 구조물로 정의된다. 주로 브라켓, 더미 및 붐 등이 이에 해당된다. 그림 9는 주구조물 및 이차구조물 들의 형상을 보여준다.¹⁰⁾

그림 10~13은 탑재모듈, 장비모듈, 추진모듈, 태양전지판 어셈블리의 구조물들의 구성도를 보여준다. 기본적으로 레일, 론저론, 플랫폼 및 측면 패널로 구성되고 추진제 탱크 및 탑재체가 장착되는 부위는 집중질량을 견디어 주기 위하여 하중 경로를 고려한 스트럿을 적용하였다. 태양전지판은 각 날개 당 2장의 패널로 구성되며 각각은 테이프 힌지로 연결되어 있으면 요크와 루트힌지를 통하여 태양전지판 구동장치(SADA, Solar Array Drive Assembly)와 연결하였다.

3. 구조해석

3.1 해석절차

앞장에서 언급된 구조설계를 수행한 후 안정성 검증을 위한 구조체에 대한 모드해석 및 정해석을 수행하게 된다. 그림 14는 일반적인 인공위성 구조해석 순서도를 보여준다. 일반적인 구조

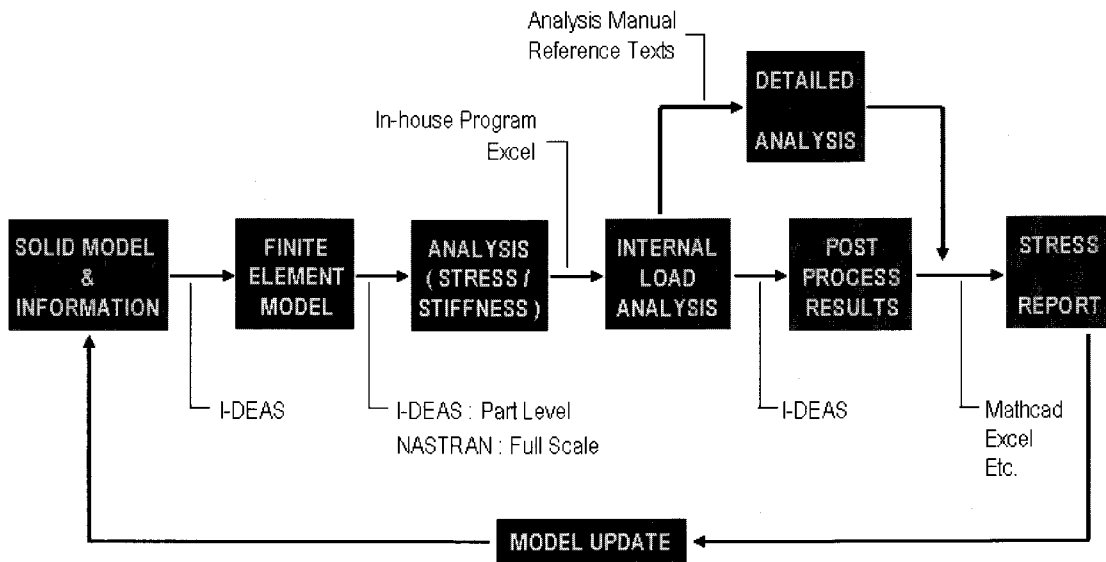


그림 14 구조해석 절차

해석 방법과 다른 점은 주로 해석결과로 나타나는 내부 하중을 이용하여 구조물에 대한 응력계산을 다시 하게 되는 경우가 많다는 것이다. 이러한 방법은 단순화되어 실제 현상을 반영하지 못하는 모델링으로부터 유발되는 응력에 대한 계산오차를 줄일 수 있는 방법 중 하나이다. 이러한 구조해석을 위하여 사용되는 Solver는 개발자에 따라 다를 수도 있으나 일반적으로는 탄성영역의 선형해석 시 범용으로 사용되는 NASTRAN 이 주로 이용된다.¹¹⁾ 본 논문에서 고려되는 저궤도 지구관측위성 개발 시에도 MSC/NASTRAN을 이용하여 응력/강도해석, 지향오차해석 및 모드해석이 수행되었다.

3.2 해석요구조건

정적해석을 위한 하중조건은 크게 세 가지로 나누어진다. 지상에서의 조립 및 운송 중에 발생하는 하중, 발사 시 발생하는 하중, 궤도상에서 발생하는 열적하중이 이에 해당된다. 이러한 여러 하중조건은 표 1에서 보이는 바와 같이 정의된다. 지상환경에서의 하중조건은 개발 시 예상되는 운송 및 지상조립 시에 발생할 수 있는 하중조건을 고려하여 선정하였다. 실제 위성 구조체 개발 시에 가장 중요한 발사 시 하중 조건은 기본적으로 발사체 업체에서 제공되는 준정적하중을 고려하여 선정하였다. 후보 발사체는 Athena2, Rockot, Cosmos, PSLV, Taurus, LM-2E, Delta2 등이었으며 각 경우에 대하여 최대 하중 조건을 선정하였다. 이러한 준정적하중은 발사 시 위성의 무게중심에 가해지는 동적 하중을 포함한 정적하중으로써 서로 다른 위치에 존재하는 각 구조물들은 실제로는 정확히 이러한 하중이 가해지지는 않는다. 발사체와의 연성하중해석을 통하여 각 부위별로 실제로 가해지는 하중을 알 수 있으나 발사체가 정해지지 않은 개발초기단계에서는 이러

한 연성하중해석을 수행할 수 없으므로 개발 경험 및 발사체에서 제시하는 준정적하중 조건을 이용하여 구조체 설계하중조건을 선정하게 된다. 그런데 연성하중해석을 통하여 얻어진 구조체에 가해지는 실제 하중값은 개발초기에 설정한 준정적하중 보다 일반적으로 크지 않음을 경험적으로 알고 있다. 이러한 준정적하중과 발사 시 가해지는 음압에 의한 하중조건을 동시에 고려하여 주구조물에 대한 안정성을 검증하게 된다. 전자장비 브라켓과 같은 이차 구조물들은 그림 15에 나타난 질량 가속도 곡선(MAC, Mass Acceleration Curve)으로부터 설계하중을 얻게 된다. 질량이 작을수록 가해지는 가속도가 커짐을 표현하는 곡선으로써 동적하중해석(Transient and random vibration analysis)에 대해서도 적용될 수 있다. 질량 가속도 곡선에 의한 하중조건 설정은 다년간의 시험/해석적 경험을 통하여 구해졌고 다양한 이차구조물들 설계 하중 고려 시 일반적으로 이용하는 방법이다.^{12,13)} 궤도상에서 온도변화 하중조건은 열제어계에서 열해석을 수행한 결과로부터 주어지게 된다. 표 1에서 기술된 하중조건에 대하여 구조체는 시험 전 해석을 통하여 정의된 요구조건을 만족하여야 한다. 요구조건은 표 2에서 보여지는 바와 같이 설정하였다. 위성의 구조체는 모든 하중 조건에 대하여 안전여유가 확보되어야 하고 발사 시에는 위성이 발사체와 공진이 발생하는 것을 막기 위하여 최소 고유진동수에 대한 요구조건을 만족하여야 한다. 태양전지판은 궤도상에서 자세제어를 위하여 위성이 회전을 하였을 때 빠른 시간 내에 안정화되고 구동기로부터 유발된 진동과 공진이 발생하여 촬영 영상의 품질이 악화되는 것을 방지하기 위하여 전개된 상태에서 최소고유진동수 요구조건을 만족하여야 한다. 구조체에 탑재된 탑재체는 궤도상에서 구조체의 열적변형에 의하여 지향방향(LOS, Line of Sight)이 변화함으로써 유발되는 영상품질 악화를 억제하기 위하여 열지향오차 요구조건이

표 1 하중조건

Environments	Loads		Satellite Configuration
Ground/Transportation	Axial inertia	3.0G	Handling
	Lateral inertia	2.0G	
Launching	Axial inertia	10.0G + Acoustic Pressure	Stowed
	Lateral inertia	3.5G + Acoustic Pressure	
	Secondary structure	by Mass Acceleration Curve	
On-Orbit	Temperature	by thermal analysis results	Deployed

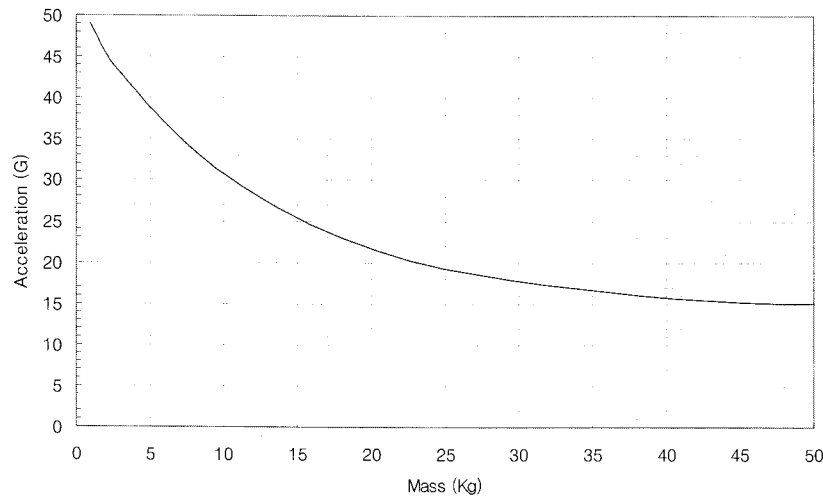


그림 15 질량 가속도 곡선

표 2 요구조건

Descriptions	Requirements		Environments	
Minimum Natural Frequency	Lateral	> 25Hz	Launching	
	Axial	> 40Hz		
	Solar Array	> 0.6Hz	On-Orbit	
Margin of Safety	Strength	> 0.0	All	
	Stability	≥ 0.15		
	Safety Factor	Ultimate		1.40
		Yield		1.25
		Fitting		1.15
Stability		1.15		
Composite	2.00			
Thermal Pointing	Payload Relative LOS	≤ 0.01 deg	On-Orbit	

만족되도록 설계되어야 한다.

3.3 유한요소 모델링

위성체 유한요소 모델링에 적용되는 요소는 구현하고자 하는 구조물 형상 및 특성에 따라 선정된다. 스트럿, 레일, 론저론과 같은 경우 주로 보요소를 적용하였고 측면 패널 및 플랫폼의 경우 평판/셸요소를 사용하였다. 두께가 두꺼운 위성체 어댑터의 경우 국부적으로 솔리드 요소를 사용하기도 하였다. 또한 탑재

되는 전자장비 및 추진제 탱크 등은 질량과 관성모멘트가 고려된 집중질량 요소를 이용하여 모델링되고, 구조물간의 연결은 강체요소를 이용하여 모델링되었다. 구조물간 조립을 위한 하드웨어, 무게와 크기가 작은 부품 및 하니스는 단위면적당 질량으로 표현되는 비구조질량을 이용하여 적용하였다. 그림 16은 위성체에 대한 유한요소 모델의 기본 정보를 보여준다.

위성체 질량 특성은 설계모델과 해석모델이 대부분 잘 일치하였다. 위성의 종방향 축을 기준으로 한 관성모멘트 Izz는 상대적으로 다른 방향보다 차이가 크게 발생하였다. 그런데 Ixx

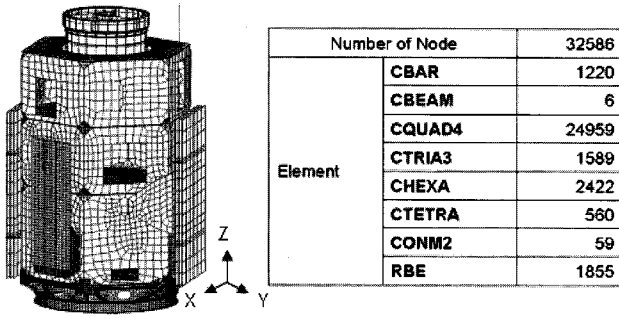


그림 16 유한요소모델

표 3 위성체 설계모델과 해석모델 비교

		Designed	FEM
Mass (Kg)		800	795
CG (mm)	X	-5	-25
	Y	10	5
	Z	800	820
MOI (Kg-m ²)	Ixx	415	420
	Iyy	440	450
	Izz	220	240

와 Iyy의 경우 위성의 요구조건 중 가장 중요한 횡방향 고유진동수와 크게 관련되므로 해석모델이 설계모델을 가능한 정확히 반영하여야 하지만 Izz는 위성의 종방향에 대한 비틀림 모드와 관련되어 있으므로 크게 중요하지는 않다. 실제로도 위성 구조체는 비틀림 모드에 대한 고유진동수가 높게 나타나는 형상으로 설계되어 있다.

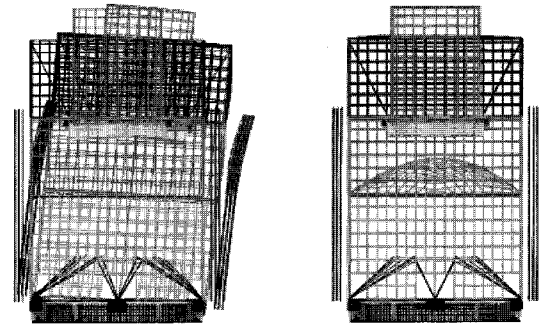
3.4 모드해석

모드해석결과와 시험결과 비교를 통하여 유한요소모델의 타당성 검증을 수행하였다. 표 4에 보이는 바와 같이 시험결과와 해석결과와의 최대오차는 Lower Payload Platform에서 3.5%로 시험결과와 잘 일치하고 요구조건을 만족함을 알 수 있었다.

표 4 구조물 별 고유진동수 비교 (<100Hz)

Modes		Test (Hz)	FEM (Hz)	Difference (%)
1st Lateral		30.2	30.1	0.3
1st Axial (Platform)		65.2	64.5	1.1
Propellant Tank		57.9	56.9	1.7
Platform	Central	65.2	64.5	1.1
	Propulsion	65.6	64.5	1.7
	Upper Payload	80.1	77.4	3.4
	Lower Payload	80.2	77.4	3.5
Panel	Equipment -X+Y	74.6	76.0	1.9
	Equipment +X+Y	76.9	78.6	2.2
	Equipment +X-Y	89.9	89.0	1.0

결과적으로 유한요소 모델이 타당함을 알 수 있었다.

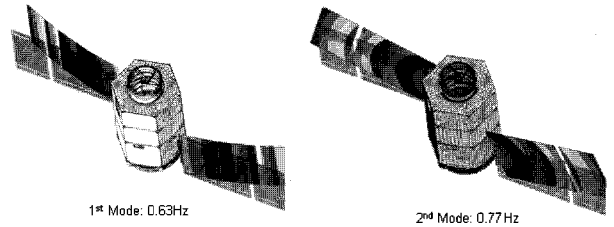


1st Lateral Mode: 30.1Hz

1st Axial Mode: 64.5Hz

그림 17 1차 횡방향 및 종방향 모드해석 결과

궤도상에서 전개된 태양전지판에 대한 모드해석 결과 0.6Hz 이상을 만족함을 알 수 있었다. 그림 18은 전개형상의 태양전지판 모드해석 결과를 보여준다.



1st Mode: 0.63Hz

2nd Mode: 0.77Hz

그림 18 태양전지판 전개형상 모드해석 결과

3.5 응력/강도해석

여러 가지 주어진 하중조건에 대하여 응력/강도해석을 위하여 구조물별 파손모드를 정의한다. 주구조물은 크게 레일, 론저론, 스트럿 등의 보 형태의 구조물과 플랫폼, 패널 등의 허니콤 샌드위치 패널 구조물로 나누어진다. 이러한 각 구조물 형태에 따라 고려되는 파손모드는 다음과 같다.

(1) 보 형태 구조물

- Stress: Von-Mises, Principal, Principal Shear, Bearing, Bending
- Stability: Buckling, Crippling
- Others: Bondline, bathtub

(2) 허니콤 샌드위치 패널 구조물

- Facesheet: Von-Mises, Principal, Principal Shear, Bearing, Tsai-Wu
- Core: Core shear, Core crushing
- Stability: Wrinkling, Dimpling, Crimping, Buckling

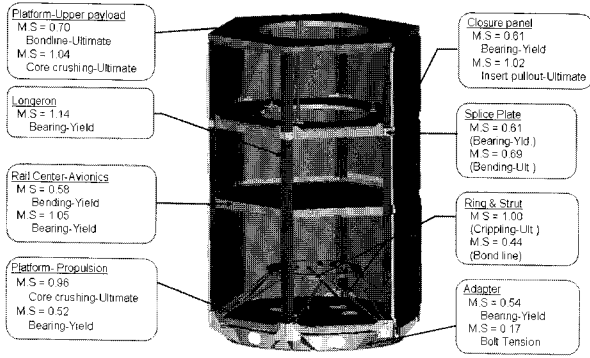


그림 19 주구조물 최소안전여유 요약

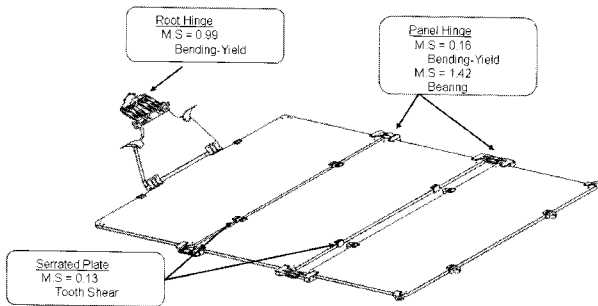


그림 20 태양전지판 구조물 최소안전여유 요약

(3) 구조물 연결 부

- Slipping, Gapping, Bolt Strength, Insert Pullout, Bushing Pullout

앞에서 기술된 각 구조물별 파손모드에 대한 해석결과는 모두 안전여유가 확보되었다. 그림 19와 그림 20은 구조해석 결과에 대한 요약한 내용을 보여준다.

이차구조물은 주구조물 외의 구조물로서 전자장비 및 하니스 등을 지지하는 브라켓이 이에 해당된다. 대부분 평판으로 구성된 구조물로서 주로 평면요소를 이용하여 모델링 및 해석을 수행한다. 그러나 형상이 간단할 경우 수계산만으로 안정성을 확인하기도 한다. 그림 21은 이차구조물 해석의 대표적인 예로써 추진플랫폼 인터페이스 브라켓에 대한 Von Mises Stress 분포 및 안전여유 계산 결과를 보여준다.

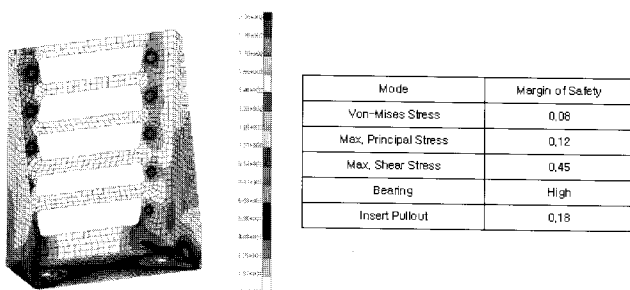


그림 21 브라켓 응력해석 결과 및 안전여유

3.6 열지향오차해석

위성은 궤도상에서 극심한 열하중을 받게 되어 구조체의 열변형이 발생하게 된다. 이때 위성 구조체에 지지되어 관측임무를 수행하게 되는 탑재체와 위성의 자세를 제어하는 센서의 지향방향은 구조체의 열변형으로 인하여 초기에 설정된 방향으로부터 벗어나게 되어 원치않는 위치를 관측하게 되는 문제점을 발생시킨다.^{14,15)} 이러한 오차를 열지향오차라고 정의한다. 고해상도 광학카메라 탑재체를 장착한 위성의 경우 열지향오차는 촬영 영상 품질에 큰 영향을 미치게 된다. 열지향오차 해석 절차는 다음과 같다. 우선 상위 시스템으로부터 영상품질 만족을 위한 지향오차를 할당받게 된다. 열제어계에서 위성 전체 모델에 대한 열해석을 통하여 시간대별 구조체의 온도분포를 도출한다. 이러한 시간대별 온도분포 즉, 열하중에 대하여 구조계에서 열변형해석을 통하여 지향방향의 변화를 계산하여 요구조건 만족여부를 확인하게 된다.¹⁴⁾ 그림 22는 자세제어 센서 및 탑재체가 장착된 위치와 지향방향을 보여준다. 열지향오차는 자세제어 센서의 지향방향을 기준으로 탑재체의 지향방향의 방향별 변화의 RSS(Root Sum Square) 값을 시간대별로 계산하여 평균한 값으로 정의된다.

개발 초기에 설계된 구조형상은 열지향오차 요구조건인 0.01도 이하를 만족하지 못하여 그림 23에서 보이는 바와 같이 설계변경을 수행하였다. 플랫폼을 지지하는 스트럿의 길이를 줄이고 론저론에 비해 온도변화가 크지 않은 플랫폼을 서로 연결하여 스트럿의 열변형량이 줄어들도록 설계 개선을 수행하였다. 또한 스트럿의 원래 목적인 탑재체 하중을 론저론으로 전달해주기 위하여 열지향오차에 둔감한 탑재체가 장착되지 않는 플랫폼을 경유하여 하중경로를 제공하는 스트럿을 추가 장착하였다. 그림 24은 궤도상 시간의 변화에 따른 탑재체의 지향방향의 변화를 보여주고 표 5는 설계 변경 전/후의 열지향오차 해석결과를 보여준다. 결론적으로 열지향오차는 요구조건인 0.01도 이하를 만족하였다. 이러한 경험적 사례는 열지향오차 해석 결과가 위성 주구조물의 구조형상을 결정하는 데 중요한 영향을 끼칠 수 있음을 보여준다.

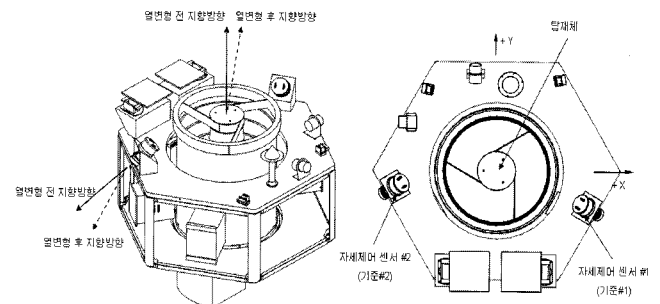


그림 22 자세제어 센서 및 탑재체 지향방향

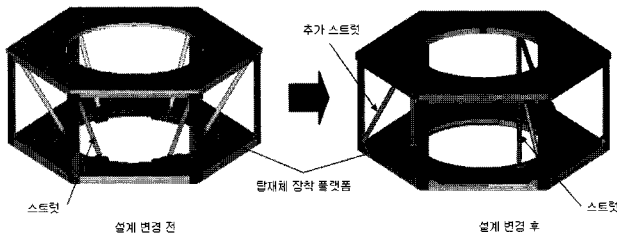


그림 23 탑재체 장착부 구조형상 설계변경

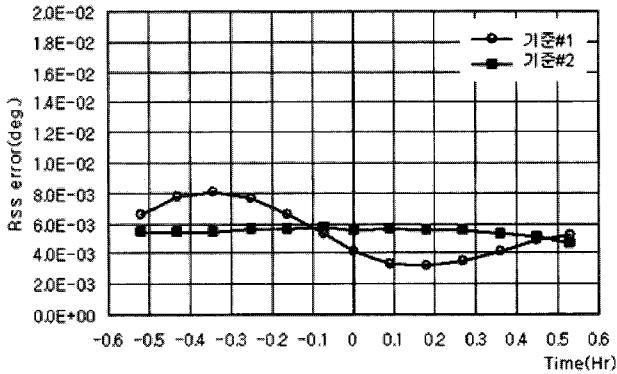


그림 24 설계변경 후 시간변화에 따른 열지향방향 변화

표 5 열지향오차 해석결과 (단위, 각도)

기준	Direction	설계변경 전	설계변경 후
자세제어센서 #1	Roll	-	0.001
	Pitch	-	0.005
	RSS	-	0.005
자세제어센서 #2	Roll	0.011	0.002
	Pitch	0.011	0.005
	RSS	0.016	0.006

4. 결론

본 연구에서는 저궤도 지구관측 위성의 구조체 설계 및 해석 절차에 대하여 기술하였다. 구조설계를 수행한 후 유한요소 모델 검증 및 고유진동수 요구조건 만족여부를 확인하기 위한 모드해석, 정적하중과 열하중에 대하여 구조해석을 수행하였다. 결론적으로 고유진동수 비교를 통하여 개발된 유한요소 모델은 실제 설계모델을 잘 반영하여 개발되었음을 확인하였다. 또한 주구조물 및 이차구조물에 대한 구조해석을 통하여 각각의 파손모드에 대해 충분한 안전여유가 확보됨을 검증하였고 마

지막으로 열적 변형에 의한 탑재체와 자세제어센서 사이의 지향오차가 요구조건을 만족함을 알 수 있었다.

참고 문헌

1. Thomas P. Sarafin (1995), Spacecraft Structures and Mechanisms, Space Technology Library.
2. Wiley J. Larson, James R. Wertz (1992), Space Mission Analysis and Design, Space Technology Library.
3. 황도순 (1999), “인공위성 구조체 설계 및 해석”, 한국항공우주학회지, 제27권 2호, pp.111~121.
4. 김진희 (1999), “MSC/NASTRAN을 이용한 인공위성 구조 해석”, VPD Conference.
5. NASA (2006), Mechanical Requirements.
6. www.kari.re.kr
7. www.cnes.fr
8. 이주훈 (2004), “인공위성 구조체 개발동향”, 항공우주산업기술동향 제2권 1호, pp.70~75.
9. www.hexcel.com, HexWeb Honeycomb Sandwich Design Technology.
10. KOMPSAT-2 Mechanical Design Integration, Critical Design Review, 2002.
11. MSC/NASTRAN Linear Static Analysis User's Manual Guide Version 2001, Vol.2, MacNeal-Schwendler Corporation.
12. D.R. Mulville (1996), Load Analyses of Spacecraft and Payloads, NASA-STD-5002.
13. Jacob J.Wijker, J Jaap Wijker (2008), Spacecraft structures, p.109.
14. S.W. Kim, J.H. Kim, J.J. Lee, D.S. Hwang (2007), “Thermal Pointing Error Analysis of Satellite”, Korea Aerospace Research Institute, The Journal of the Korea Society of Space Technology, Vol.2 No.1, pp.21~26.
15. 황도순 (1999), “궤도 열환경하에서 위성체의 지향오차분석”, 한국항공우주학회지, 제27권 1호, pp.145~151. 

[담당 : 이주훈, 편집위원]