技術論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(3), 257-264(2015)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.3.257
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

SpaceEye-1 위성의 구조체 설계 및 해석

전재성*, 정수민, 최 웅, 강명석, 정연황

Design and Analysis of Structure for SpaceEye-1

Jae-Sung Jeon*, Sumin Jeong, Woong Choi, Myungseok Kang and Yunhwang Jeong
Satrec Initiative(SI)

ABSTRACT

The structure of SpaceEye-1 developed by Satrec Initiative is designed to carry out various earth observation missions in harsh launch and orbit environments. This paper describes methodology of the structure design and analysis performed during the SpaceEye-1 development. The SpaceEye-1 structure is designed not only to endure the static/dynamic loads but also to protect a main payload and all other components under the launch environments. The structural design requirements were derived from the requirements of the launch vehicle, payload, and other subsystems from the initial development phase. Three-dimensional modeling process was used to verify geometric compatibility of the structure with the other subsystems, and finite element analysis was used to confirm whether the designed structure satisfied all the mechanical requirements derived from the launch vehicle and payload.

초 록

쎄트렉아이에서 개발 한 SpaceEye-1 위성의 구조체는 가혹한 발사 및 궤도 환경에서 다양한 지구 관측 임무를 수행하도록 설계하였다. 본 논문은 SpaceEye-1 위성 개발과정 동안 수행한 구조설계와 해석의 방법론에 대해서 기술하였다. 위성 구조체는 발사환경 하에서 정/동적 하중을 견딜 수 있게 설계하였을 뿐 만 아니라 주 탑재체와 부분체를 보호하도록 설계하였다. 구조 설계 요구사항은 개발 초기부터 발사체, 탑재체와 부분체의 요구사항으로 부터 도출되었다. 3차원 설계는 구조체의 기하학적 적합성을 확인하기 위해 이용되었고, 유한요소해석은 구조체가 발사체와 탑재체로부터 도출 된 기계적인 요구사항을 만족하는지 확인 하는데 적용하였다.

Key Words : Natural Frequency(NF,고유진동수), Separation Plane(분리면), Harness(배선), CFRP(탄소섬유강화 플라스틱), Modal Effective Mass(모드 유효질량)

Ⅰ. 서 론

인공위성에서 구조체의 주요임무는 위성을 발사환경 및 궤도환경 하에서 주 탑재체(Payload)와 부분체(Subsystem)등을 안전하게 보호하고 원활한 성능을 발휘 할 수 있도록 지지해주는 역할을 하고, 안테나 및 태양전지판등을 전개 할 때 위성체가 안정한 상태를 유지할 수 있는 충분한

† Received : November 11, 2014 Revised : January 29, 2015 Accepted : February 6, 2015
* Corresponding author, E-mail : jsjeon@satreci.com

강성(Stiffness)과 강도(Strength)를 제공하는 것이다[1,2]. 뿐만 아니라 발사체, 주 탑재체와 부분체로부터 오는 인터페이스 요구사항을 모두 수용하면서 가능하면 작고 가볍게 설계되어야 한다[1]. 위성 구조체에는 이처럼 다양한 요구사항을 만족해야 하며, 특히 발사체와 동적 커플링을 피하기 위하여 요구되는 강성요구사항, 발사과정에서 발생하는 진동요구사항, 위성 분리장치 및 인터페이스 요구사항을 위성 구조 설계 시 우선적으로 적용하여야 한다[1,3,4].

(주)쎄트렉아이에서 독자적으로 개발한 300kg급 위성인 SpaceEye-1은 1m급의 고 해상도 카메라를 탑재하여 고도 약 600km에서 지구 관측 임무를 수행하는 인공위성 이다. 그리고 자세결정 정확도(Attitude Determination Accuracy)가 0.1도, 지향 정밀도(Pointing Accuracy)가 0.15도로 정밀제어가 가능하고 고 기동성의 요구사항을 만족시키는 위성이다.

SpaceEye-1 구조체는 모듈러 설계개념을 적용하여 서비스 모듈(Service Module)과 주 탑재체(Payload Module) 모듈, 그리고 상단모듈(Nadir Module)을 물리적으로 분리하였고, 서로의 간섭을 최대한 줄여 설계부터 조립까지 독립적인 수행이 가능하도록 하였으며, 주 탑재체의 크기가 변경되더라도 서비스 모듈은 인터페이스 부분만 변경되도록 설계하였다.

서비스 모듈과 탑재체 모듈의 주 구조물은 알루미늄 7075를 사용하여 강성과 강도를 모두 만족하면서 발사환경에서 구조부재의 손상이 발생하지 않도록 하중을 잘 분산시키고 전달 할 수 있도록 설계하였다. 상단 모듈은 탄소섬유강화 플라스틱(CFRP)과 타이타늄(Ti_6Al_4V)을 이용한 지지대(Strut)와 상단 모듈 플레이트(Sun Shield Plate)로 구성되어 있으며 무게와 면적을 최소화하고 위성체와 동적 커플링을 피하도록 하였다. Fig. 1은 3차원 설계가 완성된 형상을 보여주고 있다.

위성 구조체의 최적화 설계는 일반적으로 유한요소 해석을 이용하여 진행한다. SpaceEye-1 위성 구조체에도 유한요소 해석을 초기 설계 단계에서부터 적용하여 위성의 최종거동을 예측하고 실제로 위성이 접하게 되는 환경에 대한 해석을 선행함으로써 결과를 미리 예측 할 수 있었다. 유한요소 해석을 이용하여 발사체에서 요구되는 위성의 강성해석과 쎄트렉아이에서 정의한 위성, 탑재체 및 부분체간의 동적 커플링을 피하기 위한 고유진동수 해석을 수행하였다. 고유진동수 요구사항에 대해서 만족한 해석 결과를 확

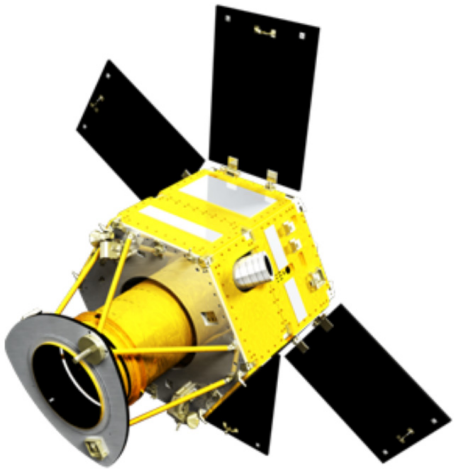


Fig. 1. SpaceEye-1

인 한 다음, 발사체에서 제공하는 하중을 근거로 강도(응력)해석을 수행하였다.

본 연구에서는 위성 구조체를 설계하기 전에 예상되는 모든 요구사항을 정리하고, 3차원 설계와 유한요소 해석을 이용하여 구조체가 가질 수 있는 문제를 가능한 초기 단계에서부터 예측하여 최적화 된 설계를 함과 동시에 유한 요소해석 모델의 정확성을 높이고자 하였다.

II. SpaceEye-1 설계 요구조건

2.1 인터페이스 요구조건

2.1.1 위성체 분리 시스템

위성 분리 시스템은 발사 후 궤도상에 위성이 도달하였을 때 발사체로부터 분리하기 위한 기구이고 고도의 신뢰성과 적용성이 요구된다. Fig. 2는 SpaceEye-1을 발사하는 Dnepr 발사체에서 제공하는 발사체 인터페이스(a)와 폭발 볼트(b)를 보여주고 있다. SpaceEye-1 위성은 베이스 어댑터(Base Adapter)에 3개의 폭발 볼트를 장착하여

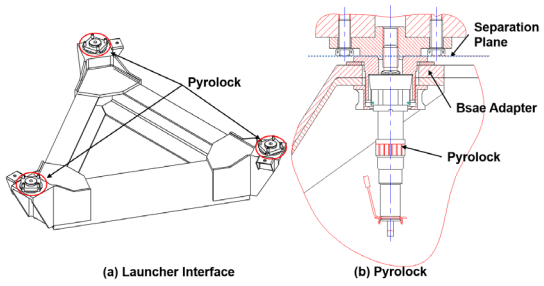


Fig. 2. Separation System of Dnepr Launcher

발사된 후 궤도상에서 폭발 볼트를 폭파시켜서 분리면(Separation Plane)을 기준으로 발사체로부터 분리된다. 폭발 볼트는 발사장에서 최종 조립이 되기 때문에 위성 조립이 완료된 후에도 간단하게 장착이 가능하도록 인터페이스를 설계하였으며, 위성 핸들링에 간섭이 발생하지 않도록 하였다.

2.1.2 모듈러 설계

SpaceEye-1 위성은 3개의 주요 모듈로 구성되도록 하고, 각 모듈은 구조체와 배선(Harness) 조립 등을 독립적으로 이루어 질 수 있도록 요구되었다. 그리고 주 탑재체인 광학계가 변경되더라도 위성 구조체 및 부분체의 인터페이스 변경은 최소화가 되도록 설계 개념을 정리하였다.

2.2 위성 구조 설계 요구조건

2.2.1 위성 크기 요구조건

SpaceEye-1의 크기는 발사체와 탑재체 및 부분체의 크기뿐만 아니라 위성의 질량특성을 고려하여 요구사항을 결정하였다. Table 1은 위성 크기 요구조건을 나타내었다.

Table 1. Envelop Dimension Requirements

Axis	Requirements
Latral	< Ø 1.54m
Axial	< 1.95 ± 0.1m

Table 2. Natural Frequency Requirements

Items	Axis	Requirements
NF of SpaceEye-1	Latral	≥ 10Hz
	Axial	≥ 20Hz
NF of Payload Assembly	Latral	≥ 45Hz
	Axial	≥ 75Hz
NF of Subsystem	-	≥ 150Hz

Table 3. Requirements of Mass Properties

Items	Requirements	
Mass	< 310kg	
COM	Lateral	0±50mm
	Axial	520±50mm
MOI(in Launch)	< 75 × 10^6 kg-mm^2	
MOI(in Orbit)	< 85 × 10^6 kg-mm^2	

2.2.2 강성 요구조건

강성 요구조건은 두 종류로 분류하여 설계에 적용하였다.

첫째, 발사체로부터 요구되는 위성의 강성요구조건을 우선적으로 적용하고, 둘째로는 위성과 광학 탑재체 그리고 부분체간의 동적 커플링(Dynamic Coupling)을 피하기 위한 요구조건을 설계에 적용하였다.

Table 2는 위성과 탑재체, 부분체의 종 방향과 횡 방향 고유진동수 요구조건과 부분체의 고유진동수 요구조건을 나타내었다.

2.2.3 질량 특성 요구조건

Table 3은 SpaceEye-1의 무게, 무게 중심(Center of Mass, COM), 관성모멘트(Moment of Inertia, MOI)의 요구사항 이다. 무게의 요구사항은 시스템 레벨에서 결정하고, 무게중심 요구사항은 발사체로부터 요구되어지며 궤도상에서의 관성모멘트 요구사항은 위성의 기동 요구 사항으로부터 도출 되었다.

2.2.4 준 정적하중 조건

SpaceEye-1위성의 부재의 강도해석을 수행하기 위해서 발사체에서 제공하는 준 정적하중(Quasi-Static Load)을 해석의 입력 값으로 적용하였다. Dnepr 발사체에서 제공되는 하중조건은 인증시험(Qualification Test) 조건으로 종 방향 11g, 횡 방향 3.5g이다.

SpaceEye-1 위성은 종 방향으로 발사체에 장착이 되도록 설계하였다. 하지만, 지상운용 동안의 불확실성을 대비해 종 방향의 하중 조건을 횡 방향에도 적용하였다. 최종 해석 입력 값은 안전계수(Factor of Safety, FS)를 고려하여 15.4g로 적용하였다.

2.2.5 전개강성 요구조건

태양전지판은 궤도상에서 위성 구조체로부터 전개되는데 이와 같은 유연 구조물은 위성 기동 시 미소진동이 발생하여 위성의 자세제어 성능과, 영상 품질에 영향을 줄 수 있다. SpaceEye-1 위성은 4개의 태양전지판을 장착하고 있기 때문에 전개강성을 고려하여야 하며, 최소 2Hz의 전개강성이 자세제어로부터 요구되었다.

2.2.6 안전계수와 안전여유

SpaceEye-1 위성 구조 부재의 파괴는 가공 상의 오차, 구조해석의 오차, 예기치 않은 하중의 작용 등에 의한 영향을 받을 수 있기 때문에 구조체는 하중이 작용할 때 구조부재가 파손되지 않고 견딜 수 있어야 한다.

Table 4. Factor of Safety and Margin of Safety

Items		Description
SF_{yield}	Metal	1.25
$SF_{ultimate}$	Metal	1.4
	CFRP	2.0
MS	All	$\frac{\sigma_{allow}}{\sigma_{act} \times SF} - 1 > 0$

효율적인 부재 설계를 위하여 SpaceEye-1의 구조해석을 수행하고 항복강도(Yield Strength, σ_y) 극한강도(Ultimate Strength, σ_u)에 대하여 안전계수(Factor of Safety, FS)를 설정하였고, 그 값을 이용한 안전여유(Margin of Safety, MS)는 최소 0보다 큰 값이 나오도록 요구조건을 설정하였다. Table 4는 SpaceEye-1의 구조해석에 사용된 안전계수와 안전여유를 나타내고 있다.

III. 위성 구조체 설계

3.1 SpaceEye-1 설계

3.1.1 모듈러 설계

모듈러 설계 개념을 적용한 SpaceEye-1 위성은 Fig. 3에서 보는 바와 같이 3개의 주요 모듈로 구성 되었다. 각 모듈은 사전에 인터페이스를 정의하여 모듈별로 조립과 시험에 필요한 치구를 제작하여 구조물 조립과 배선 조립 그리고 기능시험 등이 독립적으로 이루어졌다.

서비스 모듈은 전기 추력기, 전력계, 자세 제어계, 통신계, 탑재 컴퓨터, 태양 전지판과 위성 인터페이스로 이루어져 있고, 탑재체 모듈은 주 탑재체인 카메라와 이미지 저장과 전송 장치, 별추적기가 포함되어 있다. 상단 모듈은 각종 센서와 안테나 그리고 카메라를 태양으로 보호하는 선 쉴드(Sun Shield)로 구성되었다.

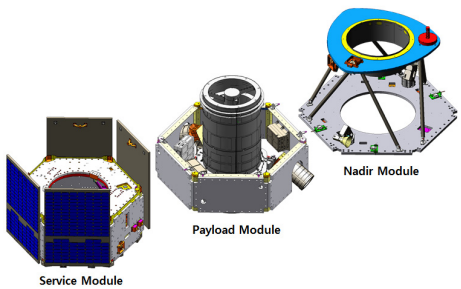
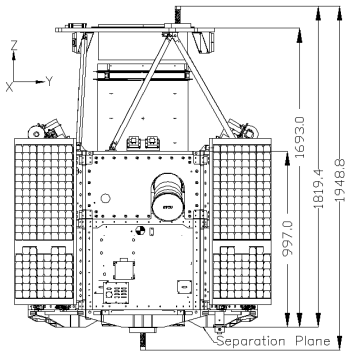
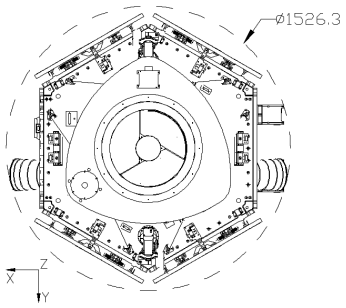


Fig. 3. Modularization of SpaceEye-1



(a) Height of SpaceEye-1(unit:mm)



(b) Width of SpaceEye-1(unit:mm)

Fig. 4. Envelope Dimension of SpaceEye-1

3.1.2 SpaceEye-1 크기

Figure 4에서와 같이 SpaceEye-1 위성의 크기는 1948.8(a) × Ø 1526.3(b) mm로 요구사항을 만족하는 것을 확인 할 수 있다. 위성의 종 방향 크기는 S_Band 안테나, 횡 방향의 크기는 별추적기에 의해서 결정되어졌다.

3.1.3 SpaceEye-1 무게정보 (Mass Budget)

위성의 무게 정보는 발사체의 발사중량 제한 조건과 발사비용에 직접적인 영향을 끼치기 때문에 매우 중요하다.

일반적으로 위성의 주 구조체의 무게(Structure Mass)는 위성 전체 무게에서 약 20%정도로 이루

Table 5. Mass Budget

Items	Mass (kg)
Service Module	173.4
Payload Module	77.7
Nadir Module	19.7
Harness, TCS, Bolts, etc	24.1
Total Mass	294.9

Table 6. Center of Mass

Direction	Requirements(mm)	Value(mm)
X_axis	0±50	6.8
Y_axis	0±50	-14.2
Z_axis	520±50	546.5

Table 7. MOI in Launch Configuration

Direction	Requirements ($kg-mm^2$)	Value ($kg-mm^2$)
Ixx	75×10^6	73.4×10^6
Iyy		69.9×10^6
Izz		65.3×10^6
Ixy		39.3×10^4
Iyz		-87.0×10^4
Izx		-52.1×10^4

Table 8. MOI in Orbit Configuration

Direction	Requirements ($kg-mm^2$)	Estimated Value ($kg-mm^2$)
Ixx	85×10^6	84.4×10^6
Iyy		74.7×10^6
Izz		77.9×10^6
Ixy		39.4×10^4
Iyz		-97.3×10^4
Izx		-47.3×10^4

어진다[1,5]. SpaceEye-1 위성의 주 구조체는 전체 무게대비 16%정도이고, 위성 전체의 무게는 300kg 이내로 설계되어 졌으며 부분체(Subsystem)의 무게가 가장 많은 비중을 차지하고 있다. Table 5는 SpaceEye-1 위성의 무게정보를 나타내고 있다.

3.1.4 질량 특성

그리고, 위성 관성 모멘트의 특성은 위성이 발사체로부터 분리 될 때의 상태, 궤도상에서 태양전지판이 전개된 상태의 위성 자세제어 그리고, 추진기의 제어 예측을 위해서 반드시 필요하다. Table 6은 SpaceEye-1의 무게 중심을 나타내고, Table 7~8은 발사환경과 궤도환경 상에서의 위성 관성 모멘트(MOI, Moment of Inertia)를 나타내고 있다.

3.2 구조체 설계

3.2.1 위성 프레임

모듈러 구조로 설계 된 SpaceEye-1의 주 구조물은 Fig. 5에서 보여주고 있다. 서비스 모듈과 탑재체 모듈의 주 구조물은 육각기둥 형으로 이루어져 있고, 각 모듈은 쉽게 조립/분해 할 수 있도록 인터페이스를 제공하고 있으며, 상단 모듈은 탄소섬유 강화 플라스틱으로 제작 된 지지대(CFRP Strut)를 트러스 구조로 적용하였다.

주 구조물은 Al-7075를 적용하여 경량 구조체와 강성/강도 요구사항을 만족 시켰고, 주 구조물과 보조 구조물인 알루미늄 허니컴 샌드위치 패널을 이용하여 구조 부재를 손상시키지 않도록 하중을 잘 분산하고 전달할 수 있도록 설계하였다. 알루미늄 허니컴 샌드위치 패널은 전체 두께는 20mm, 코어 두께는 18~19mm로 이루어져 있으며, 우주용 제품 전문제작사인 TRB(Technical Resin Bonders)에서 제작한 것을 적용하였다.

그리고 위성 하단의 보텀 데크 보강재(Bottom Deck Stiffener)와 상단 모듈 지지대(Strut)에는 (주)쎄트렉아이에서 직접 제작하고 검증한 탄소섬유 강화 플라스틱이 적용되었다. 최적화 및 경

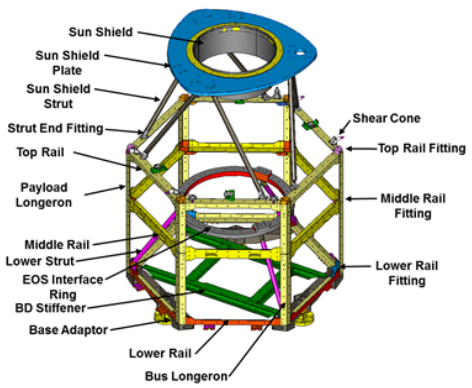


Fig. 5. Main Frame of SpaceEye-1

Table 9. Main Frame Parts & Material Properties

Material	Position	E (GPa)	σ_y (MPa)	σ_u (MPa)
Al-7075	Base Adapter Rails Rail Fittings Longeron EOS I/F Ring Lower Struts	71	448	523
CFRP	Sun Shield Sun Shield Strut BD Stiffener	116	-	191
Ti_6Al_4V	Strut End Fitting	110	880	950

량화 설계가 적용된 CFRP는 알루미늄과 비교하였을 때 60%의 무게로 160%의 강성을 지니도록 설계하여 보텀 데크에 장착된 전기 추력기와 부분체를 보호하도록 하였고, 상단 모듈은 지지할 수 있는 최소 수량인 6개의 지지대로 상단 모듈 플레이트를 지지하도록 하였다. 또 발사 환경에서 상단 모듈 지지대의 끝 부분에 집중하중이 작용하기 때문에 타이타늄(Ti_6Al_4V)으로 엔드 피팅을 제작하여 극한 환경에서도 충분히 견딜 수 있게 하였다.

SpaceEye-1에 사용 된 재료의 종류와 물성치 값을 Table 9에 나타내었다.

3.2.2 탑재체 지지구조물

광학 탑재체(EOS)를 지지하는 구조물은 Fig. 6처럼 3개의 지지대(Lower Strut)와 인터페이스 링(I/F Ring) 그리고 미들 데크(Middle Deck)로 구성된다. 인터페이스 링은 위성 본체와 탑재체 간의 인터페이스 역할을 하고 0.05mm 이내의 편평도를 제공한다. 탑재체가 인터페이스 링에 장착이 되에 증가하는 하중은 지지대를 통하여 견고한 베이스 어댑터에 전달되어 분산되도록 설계하였다. 미들 데크는 위성의 주 구조물과 인터페이스 링을 연결하여 탑재체 구조물의 비틀림을 방지하고 별추적기(STCU)의 장착 공간을 제공하고 있다.

Ⅳ. 유한요소해석 및 결과

4.1 유한요소 해석 모델

4.1.1 위성 유한요소해석 모델

강성 해석과 부재 강도 해석은 동일한 유한요소해석 모델을 이용하여 NX-NASTRAN에서 수

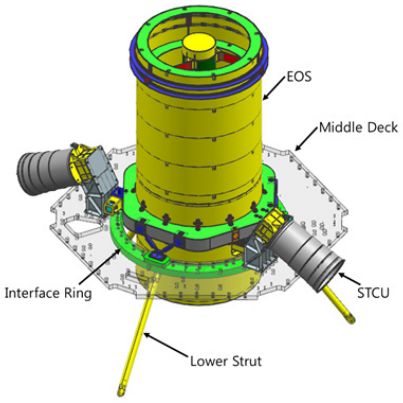


Fig. 6. Payload Structure of SpaceEye-1

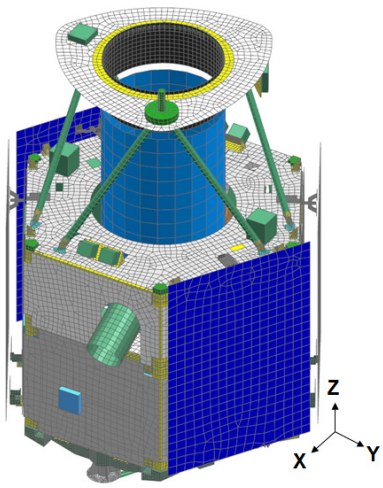


Fig. 7. Finite Element Model of SpaceEye-1

Table 10. The Comparision of Material Properties between Design and FEM

Items		Req.	3D	FEM
Mass(kg)		< 310kg	294.9	295
COM (mm)	X	0±50	6.8	5.4
	Y		-14.2	-10.3
	Z	520±50	546.5	520
MOI (kg-mm^2)	Ixx	75×10^6	73.4×10^6	75.2×10^6
	Iyy		69.9×10^6	70.1×10^6
	Izz		65.3×10^6	66.5×10^6
	Ixy		39.3×10^4	40.4×10^4
	Iyz		-87.0×10^4	-167×10^4
	Izx		-52.1×10^4	-100×10^4

Table 11. Summary of Element for SpaceEye-1

Elements Type		Number
Beam		252
Rigid Link (RBE2)		2202
Shell	Quad4	48781
	Tri3	2687
Solid (Hex8)		4832
Total Nodes		63981
Total Elements		58754

행하였다. Fig. 7에서 보여주고 있는 모델은 해석의 정확성을 높이기 위해서 3차원으로 설계된 위성과 크기 및 질량특성이 거의 유사하게 모델링 되었고, 약간의 차이는 있지만 해석 결과 값에 큰 영향을 미치지 않을 것으로 예상된다. Table 10은 3차원 모델과 해석 모델의 질량특성을 비교

하였다.

해석모델의 요소는 구조물의 형상에 따라 판 요소(Shell), 보 요소(Beam) 또는 솔리드 요소로 모델링하였고 부품간의 연결은 강체요소(Rigid)를 이용하였다. 사용된 절점 및 요소 수는 Table 11에 정리하였다.

4.1.2 태양전지판 전개강성 해석 모델

태양 전지판은 궤도상에서 힌지에 의해 전개된다. Fig. 8에 보듯이 힌지는 수동힌지(Passive Hinge)와 능동힌지(Active Hinge)로 구성 되고, 태양 전지판이 전개 된 후에 수동힌지는 잠금장치에 의해 완전히 고정되고, 능동힌지는 코일 회전 스프링(Coil Torsion Spring)에 의해 전개방향으로 5Nm의 토크가 작용한다. 해석 모델에는 태양 전지판이 전개 된 후의 힌지 특성을 고려하여 수동힌지는 고정하고, 능동힌지에는 스프링 요소(CELAS2)에 5Nm의 토크가 적용되었다. 그 외에 힌지의 무게와 위치 그리고 고정점은 3차원 모델과 모두 일치시켰다. Fig. 9와 Table 12에서 전개된 태양 전지판의 해석 모델과 사용 된 절점 및 요소 수를 정리하였다.

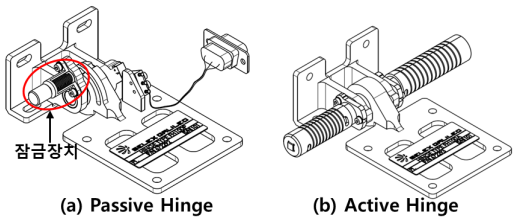


Fig. 8. Deployment Hinge of SP

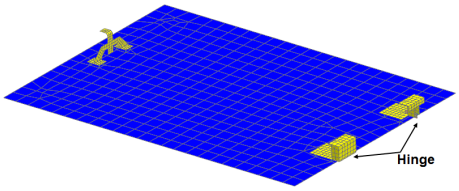


Fig. 9. Finite Element Model of SP

Table 12. Summary of FEM for SP

Elements Type	Number
Rigid Link (RBE2)	22
Shell (Quad4)	791
CELAS2	2
Total Nodes	939
Total Elements	815

4.2 해석 결과

4.2.1 위성 강성 해석과 모드 유효 질량

발사체와 위성 그리고 위성과 탑재체간의 동적 커플링은 반드시 피해야 한다. Table 2에 정리된 고유진동수 요구사항은 상호간의 동적커플링을 피하고 구조를 안전하게 하기 위해 요구되어 졌다. Fig. 10에 나타난 위성의 강성 해석 결과는 횡 방향으로 약 27Hz, 종 방향으로 54.7 Hz에서 고유진동수가 나타났다. 그리고 탑재체를 포함한 탑재체 구조물의 고유진동수는 76.7Hz, 상단 모듈은 95.6Hz로 나타나 모두 요구사항을 만족함을 알 수 있었다.

강성 해석을 수행한 후 위성 고유 진동수는 모드 형상(Mode Shape)과 유효 질량(EM, Modal Effective Mass)을 확인 후 결정 되어졌다.

각 모드에서 가장 많이 변형하는 것은 베이스 어댑터로 나타났으며 위성의 고유진동수에 가장 많은 영향을 미치는 구조물임을 확인하였다. 횡 방향의 모드 유효질량은 56~59%이고 종 방향은 82.4%로 나타나 SpaceEye-1 위성의 고유진동수로 결정하였다. 각 모드의 주파수와 모드 유효질량을 Table 13에 정리하였다.

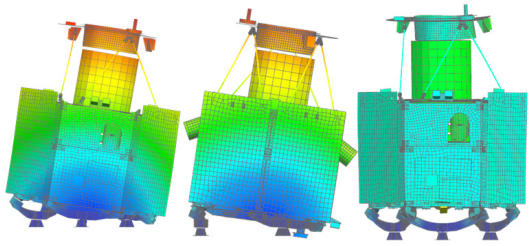


Fig. 10. Results of Modal Analysis for SpaceEye-1

Table 13. Results of Natural Frequencies and Modal Effective Mass

Mode	Frequency (Hz)	EM (%)	Description
1	27.0	56.9	Global Mode(Y)
2	27.4	58.5	Global Mode(X)
3	54.7	82.4	Global Mode(Z)
4	74.5	1.7	-
5	76.7	4.2	Payload
6	77.8	2.3	-
7	87.7	0.0	-
8	90.6	0.1	-
9	95.6	2.3	Nadir
10	96.6	2.0	-

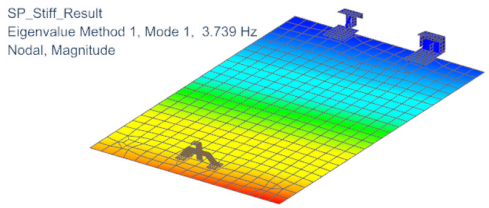


Fig. 11. Results of Modal Analysis for SP

Table 14. Margin of Safety

Position	σ_y (MPa)	σ_u (MPa)	MOS (σ_y)	MOS (σ_u)
Base Adapter	448	523	0.4	0.5
Rails			0.1	0.1
Rail Fittings				
Longeron			0.5	0.5
EOS I/F Ring			0.8	0.9
Lower Struts				
Sun Shield	–	191	–	3.52
Sun Shield Strut				22.4
BD Stiffener				0.5
Strut End Fitting	880	950	3.7	3.6

4.2.2 태양전지판 전개 강성 해석 결과

자세제어에서 요구된 태양 전지판 전개강성 확인하기 위해 유한요소 해석을 수행하였다. 해석 결과 첫 번째 모드의 고유진동수는 3.73 Hz로 나타났고, 최소 2Hz의 전개강성 요구사항을 만족함을 알 수 있다. Fig. 11은 고정 된 힌지를 중심으로 태양전지판의 끝 부분이 위아래로 움직이는 첫 번째 굽힘 모드 형상을 보여주고 있다.

4.3 구조 부재 강도 해석 결과

부재 강도해석은 준 정적 하중 조건을 입력값으로 하여 강도해석을 수행 한 후 각 부재에 작용하는 가장 큰 응력에 대해 안전여유를 계산하였다. 메탈 구조물은 항복강도와 극한강도에서의 안전여유를 모두 확인하였고, 탄소섬유 강화 플라스틱 구조물은 취성파괴 성질이 있기 때문에 극한강도에서만 안전여유를 확인하였다. 해석결과에서 확인 된 Von-Mises 응력에 안전계수를 적용한 결과 안전여유는 모두 0이상으로 요구조건을 만족함을 확인하였고, Table 14에 결과를 나타내었다.

Ⅴ. 결 론

본 논문은 쎄트렉아이에서 개발한 1m 해상도의 지구관측 위성인 SpaceEye-1의 구조체 개발에 대해 초점을 맞추어 요구사항 정리, 설계, 해석에 대해서 상세히 기술하였다.

모듈러 설계 개념을 적용한 SpaceEye-1은 발사체에서 요구하는 위성의 인터페이스 및 질량특성에 대해 만족한 결과를 얻을 수 있었고, 강성해석을 통하여 발사체, 탑재체 및 부분체간의 동적 커플링을 피하도록 설계되었다. 강도해석으로는 위성에 하중이 작용할 때 구조 부재가 파손되지 않고 안전하게 견딜 수 있음을 해석을 통하여 확인 할 수 있었다.

향후에는 본 연구의 해석결과와 발사환경 시험결과를 비교한 것을 토대로 구조체 최적 설계 방법의 정확성을 높이는 방안에 대해서 검토할 예정이다.

References

1) Vincent L. Pisacane, “Fundamental of Space System Second Edition”

2) Do-Soon Hwang, " Design and Analysis of Satellite" *Journa of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 27, No. 2 Apr. 1999, pp.111～121.

3) jin-Hee Kim, Sung-Hoon Kim, Juhun Rhee and Do-Soon Hwang, " The Design and Analysis of KOMPSAT SDM" *Journa of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 28, No. 5 Aug. 2000, pp.133～140.

4) Jae-Sung Jeon, Woong Choi, Jung-Suk Bae, " Launch Evaluate of the Small Satellite according to Launcher Selection" *Fall Conference*, 2008, pp.1369～1372.

5) Jacob Job Wijker, "Spacecraft Structure"