

차세대 중형위성용 2축 짐벌식 안테나의 구조해석

박연혁¹ · 유창목² · 강은수³ · 오현웅[†]

^{1,†}조선대학교 항공우주공학과 우주기술융합연구소

²극동통신(주) 기계부서

³한국항공우주연구원

Structural Analysis of Spaceborne Two-axis Gimbal-type Antenna of Compact Advanced Satellite

Yeon-Hyeok Park¹, Chang-Mok You², Eun-Su Kang³ and Hyun-Ung Oh

^{1,†}Department of Aerospace Engineering, Chosun University

²Kukdong Telecommunication

³Korea Aerospace Research Institute

Abstract

A two-axis gimbal-type antenna for a Compact Advanced Satellite (CAS) is used to efficiently transmit high resolution image data to a ground station. In this study, we designed the structure of a two-axis gimbal-type antenna while applying a launch lock device to secure its structural safety under a launch environment. To validate the effectiveness of the structural design, a structural analysis of the antenna was performed. First, a modal analysis was performed to investigate the dynamic responses of the antenna with and without the mechanical constraints of the launch lock device. In addition, a quasi-static analysis was performed to confirm the structural safety of the antenna structure and bolt I/Fs between the antenna base and the satellite. The suitable range of constraint force on the launch lock device was also determined to ensure the structural safety and mechanical gapping of the ball & socket interfaces, which places multi-constraints on the azimuth and elevation stage of the antenna.

초 록

차세대 중형위성에 탑재되는 2축 짐벌식 안테나는 고해상도 영상정보를 효율적으로 지상국에 송신하기 위해 적용된다. 본 연구에서는 발사 진동환경에서 상기 2축 짐벌식 안테나의 구조 건전성을 보장하기 위해 발사구속장치의 적용을 포함한 구조설계를 수행하였으며, 이에 대한 설계유효성을 입증하고자 구조해석을 실시하였다. 우선 모드 해석을 통해 발사 및 궤도환경 하에서 발사구속장치가 각각 구속 및 해제됨에 따른 안테나의 동적응답특성을 예측하였다. 또한 준정적 해석을 통해 안테나 조립체에 대한 구조 건전성을 검토하였으며, 안테나 기저면과 위성체간의 체결부 I/F에 적용된 볼트에 대한 구조 건전성을 검토하였다. 마지막으로 발사구속장치의 구속력에 따라 Ball & Socket Interface의 소켓과 볼트머리 간에 발생하는 이격 (Gapping)을 비롯해 상기 Interface에 적용된 볼트 자체의 안전여유를 산출하여 발사 구속장치의 적정 구속력 범위를 결정하였다.

Key Words : 2-axis Gimbal-type Antenna (2축 짐벌식 안테나), Structural Analysis (구조 해석), Modal Analysis (모드 해석), Quasi-static Analysis (준정적 해석), Structural Safety (구조 건전성)

1. 서 론

Received: Dec. 28, 2017 Revised: Mar. 08, 2018 Accepted: Mar. 09, 2018

† Corresponding Author

Tel: +82-10-4709-2440, E-mail: ohu129@chosun.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

고해상도 관측위성에 사용되는 안테나는 2축 짐벌식 지향장치에 장착되어 위성의 자세 및 궤도 운동과는 관계없이 지상

국을 상시 지향함으로써 영상촬영 임무를 통해 획득된 대용량의 영상 데이터를 지상국으로 송신하는 역할을 수행한다. 상기 안테나는 크게 회전 구동부인 방위각 단과 고각 단으로 구성되어 있으며, 위성의 자세각 및 안테나의 지향각에 따라 방위각 축과 고각 축으로 동시에 회전 구동이 가능하다[1, 2]. 이와 같은 2축 짐벌식 안테나는 지상국과의 원활한 통신을 위해 위성체 외부에 장착되며 목표 궤도에 진입하기까지 극심한 발사 진동환경을 경험하게 된다. 이와 같은 발사 진동환경은 발사체 추진에 의한 정적 가속과 발사체 엔진의 추진 중단 시 발생하는 5~100Hz 대역의 정현진동이 조합된 준정적 하중을 비롯하여 대기와의 충돌과 추진 시 음압 등의 동적 외란요소에 의해 유발되는 20~2000Hz 범위의 랜덤진동이 있다. 또한 발사체의 단 분리 및 페어링 분리, 또는 위성체의 분리 등으로 인해 발생하는 충격하중을 겪게 된다. 따라서 2축 짐벌식 안테나의 성공적인 임무수행을 위해 다양한 형태의 발사하중으로부터 생존할 수 있도록 설계되어야 한다[3, 4].

본 연구에서 소개하고자 하는 차세대 중형위성용 2축 짐벌식 안테나는 최소 100Hz 이상의 강성 요구조건을 비롯해 발사환경에서의 구조 건전성 확보를 위하여 별도의 발사구속장치를 적용하였다. 그리고 목표 궤도에 진입하여 발사체로부터 위성이 분리된 후에는 안테나의 임무수행을 위해 발사구속장치의 구속이 해제된다.

본 논문에서는 상기의 발사구속장치를 포함하는 2축 짐벌식 안테나의 개요 및 구조해석 결과에 관해 서술하였으며 발사 진동환경 하에서 안테나의 구조 건전성 확보여부를 검토하고자 유한요소모델 (Finite Element Model, FEM)을 상용 구조해석 툴인 MSC. Patran/Nastran으로 구축하고 구조해석을 수행하였다. 우선, 모드 해석을 실시하여 발사구속장치의 구속 및 해체에 따른 안테나의 동적응답특성을 예측하고, 이로부터 발사구속장치 적용에 따른 강성 요구조건 만족 여부를 검토하였다. 그리고 준정적 해석을 통해 설계하중 하에서 안테나 구조체에 발생하는 응력에 대한 안전여유 (MoS: Margin of Safety)를 산출하여 구조 건전성을 검토하였다. 또한 안테나 기저면과 위성체 간에 체결부 I/F에 작용하는 반력을 산출하여 볼트에 대한 안전여유를 검토하였다. 마지막으로 발사구속장치의 구속력 크기에 따라 Ball & Socket Interface의 소켓과 볼트머리 간에 발생하는 이격 (Gapping)에 대한 안전여유와 Ball & Socket Interface에 적용되는 볼트 자체의 안전여유를 비교하여 안테나에 적용된 발사구속장치의 적정 구속력을 결정하였다.

2. 본 론

2.1 2축 짐벌식 안테나의 개요

Figure 1은 차세대 중형위성용 2축 짐벌식 안테나의 구조해석을 위한 유한요소모델의 구성을 나타낸다. 본 논문에서 소개한 2축 짐벌식 안테나 안테나는 QM (Qualification Model)으로서 전술한 바와 같이 2축 짐벌식 안테나는 구동부인 방위각 단과 고각 단으로 구성되며 무게는 약 6.8Kg이다. 방위각 축은 스텝 모터의 구동에 따라 Yoke 조립체가 회전각도의 제한 없이 360°, 그리고 고각단의 Antenna Bracket에 장착된 Antenna Horn은 15° ~ 145° 범위 내에서 회전구동이 이루어진다[5]. 상기 회전구동 시 최소한의 회전 마찰력으로 구동할 수 있도록 고각 단에 3개, 방위각 단에 2개의 볼 베어링을 적용하였다. 위와 같이 구성되는 방위각 단 및 고각 단의 전체 조립체는 위성체에 장착하기 위한 Base Bracket에 결합되며, 발사 진동환경 하에서 안테나 조립체의 구조 건전성 확보를 위해 발사구속장치가 적용된다. 상기의 발사구속장치는 Hold-Down Bracket 중앙부에 최대 체결력을 26.7kN 까지 부여할 수 있는 HDRM (Hold-Down & Release Mechanism, NEA Electronics)[6]이 구속력을 총 4개의 Ball & Socket Interface에 주어 안테나의 고각 단과 방위각 단을 동시 구속한다. 즉, Hold-Down Bracket에 마련된 총 4개의 Ball Interface를 이용하여 방위각 단의 Yoke와 고각 단의 Antenna Bracket에 각각 2개씩 마련된 Socket Interface가 구속력에 의해 압착함에 따라 전술한 동시 구속이 이루어지게 된다. 그리고 궤도에 진입한 후에는 상기 HDRM의 구속 해체에 따라 Torque Spring의 복원력에 의해 Hold-Down Bracket이 전개된다.

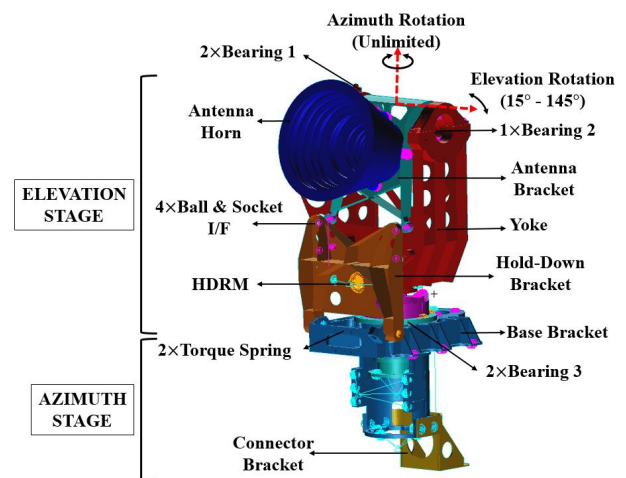


Fig. 1 Finite Element Model of Two-axis Gimbal-type Antenna

2.2 2축 짐벌식 안테나의 구조 해석 개요

상기 안테나의 구조설계 요구조건으로는 발사 진동환경에서 1차 고유진동수가 100Hz 이상이어야 하며, 설계하중 50.5g (Gravitational Acceleration: g)가 안테나 조립체의 각 축에 작용시 구조 건전성이 확보되어야 한다. 50.5g의 설계하중은 상위 연구기간에서 제공한 설계하중 값이며, 상기의 요구조건 만족여부 검토를 위해 구축된 안테나의 유한요소모델의 무게는 약 7.5Kg으로 주요 구성품의 형상 및 특성에 따라 구축되었으며, Table 1에 각 구성품의 구축을 위해 적용된 종류와 개수를 나타내었다. 우선 안테나를 구성하는 주요 구조체들은 모두 CHEXA8, CPENTA6과 같은 Solid 요소 및 CQUAD4, CTRIA3의 Shell 요소를 이용하여 구축하였다. 그리고 RBE2 (Rigid Body Element 2)와 CBAR 요소를 조합하여 각 구성품 간의 볼트 체결조건을 모사하였다. 방위각 단과 고각 단 등의 회전구동부에 적용된 볼 베어링은 상세 모델링을 수행하지 않고, CBUSH 요소를 적용하여 베어링 자체의 축 방향과 회전방향에 대한 구조적 강성만을 모사하였다. 이때, 볼 베어링의 강성조건을 구현하기 위해 CBUSH 요소와 외륜 및 내륜의 회전 자유도를 부여하기 위해 각각 RBE3 (Rigid Body Element 3)를 이용하여 연결하였다. 방위각 및 고각 단에 적용된 베어링의 강성은 Table 2에 정리하였다. 또한 발사 진동환경에 대한 구조 건전성 확보를 위하여 적용된 발사구속장치의 Ball & Socket Interface는 최악조건에서 Gapping 및 볼트 자체의 안전여유를 도출하기 위해 강체 구속이 이루어진 것으로 가정하기 위해 CBUSH 요소에 1E+12N/m의 강성치를 각 축에 적용하였다. 그리고 안테나 조립체의 스텝 모터와 같은 구성품의 경우 집중질량(CONM2) 요소로 구축하였다. 또한 기저면 브래킷(Base Bracket)을 통해 안테나가 위성 구조체에 장착되기에 기저면에 마련된 체결부 6군데에 대해 6자유도 ($U_x=U_y=U_z=R_x=R_y=R_z=0$) 구속조건을 부여하였으며, 안테나의 각 구성품에 적용된 물성치는 Table 3에 나타내었다. 상기의 요소 및 물성치로 구성된 안테나 구조해석 모델링은

Force Balancing Check를 통해 각 축에 대해 안테나 중량에 따른 Force 응답이 동일하게 도출되었으며, 모드 해석을 통한 Rigid Body Check 결과로부터 유한요소모델 상에서 최대 변형에너지가 기준치인 10E-03 이하의 값이 도출됨으로부터 유한요소모델의 유효성을 검증하였다.

Table 1 Information of Finite Element Model

Node or Element		Number	Total
Node		307474	307474
Element	Solid	CHEXA8	68072
		CPENTA6	251253
	Shell	CTRIA3	747
		CQUAD4	24123
		CBAR	32
		CBUSH	11
		CONM2	13
		RBE2	125
		RBE3	16
			344392

Table 2 Stiffness of Azimuth and Elevation Bearings

Dir.	Stiffness Value[N/m]		
	El. Stage		Az. Stage
	Bearing 1	Bearing 2	Bearing 3
Axial	63×10^6	0	113×10^6
Radial	156×10^6	80×10^6	208×10^6

Table 3 Material Properties for Structural Analysis

Parts	Material	Young's Modulus (GPa)	Poisson's Ratio	Density (kg/m ³)
Gear	Titanium	150	0.3	7900
Fastener	SUS 304	201	0.3	4500
Antenna Bracket	Al6061-T4	68.9	0.33	2700
All Other Parts	Al7075-T7	72	0.33	2800

2.3 2축 짐벌형 안테나의 모드 해석

2축 짐벌형 안테나의 발사 및 궤도 환경에 대한 동적응답 특성을 예측하기 위해 Fig. 1의 유한요소모델로부터 모드 해석을 수행하였다. 여기에서 발사구속장치의 구속 및 해제 조건을 모사하기 위해 Ball & Socket Interface의 CBUSH 요소의 유무에 따라 해석을 각각 수행하였다. Figs. 2 (a)와 (b)는 각각 발사구속장치의 구속 및 해제 조건에서 안테나의 1~4차 모드 형상 및 응답 주파수를 나타낸다. 우선, Fig. 2

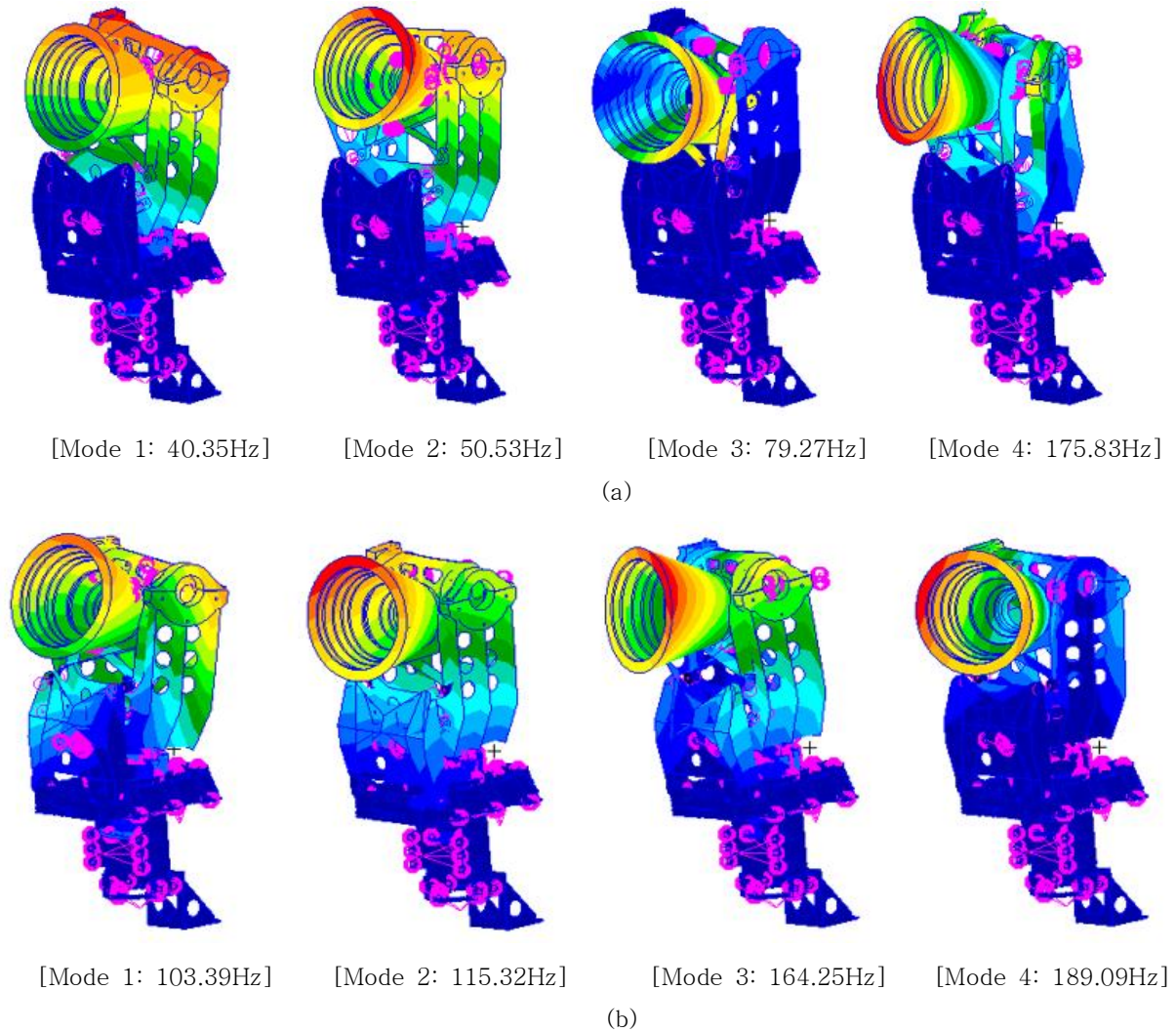


Fig. 2 Mode Shape of Two-axis Gimbal-type Antenna [(a): On-orbit Configuration, (b): Launch Configuration]

(a)와 같이 발사구속장치의 구속이 해제되었을 때 안테나의 모드 형상으로부터 Yoke 조립체 전체에 대한 굽힘 거동이 관찰되며, 1차 고유진동수는 40.35Hz를 나타내었다. 발사구속장치 적용 시 안테나의 모드 해석 결과는 Fig. 2 (b)와 같이 1차 고유진동수가 103.39Hz로 발사구속장치가 안테나의 강성 요구조건에 만족에 있어서 유효함을 알 수 있다. 또한 구조해석 모델의 무게가 실제 안테나의 무게보다 약 0.7kg이 더 높기 때문에 고유진동수 관점에서 구조해석이 상대적으로 최악조건으로 수행 되었으므로 상기 3% 이상의 마진이 확보 가능할 것으로 판단된다.

2.4 준정적 해석

2.4.1 안테나 구조체

2축 짐벌식 안테나의 구조 건전성 검토를 위해 구조 해석 상에서 안테나에 X, Y, Z 방향으로 각각 설계하중 50.5g를 인가하고, 구조체에 발생하는 최대 응력으로부터 안전여유 (MoS)를 식 (1)을 이용하여 계산하였다.

$$MoS = \frac{\sigma_{allowable}}{S.F \times \sigma_{max}} - 1 \geq 0 \quad (1)$$

여기서, $\sigma_{allowable}$ 은 재료의 허용응력, σ_{max} 는 구조해석으로부터 계산된 최대응력, 그리고 $S.F$ 는 안전계수를 나타내며, 항복강도에 대해 1.25, 극한강도에 대해

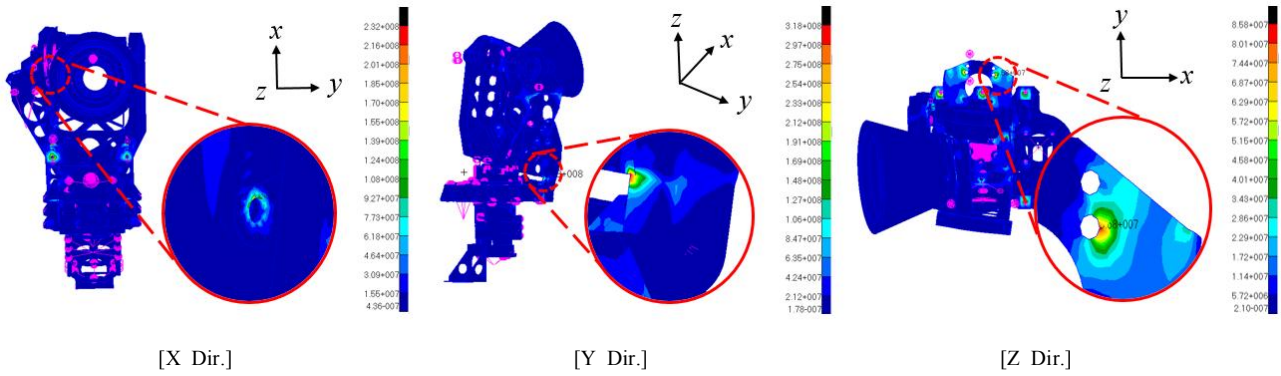


Fig. 3 Stress Contour of a 2-axis Gimbal-type Antenna

Table 4 Quasi-static Analysis Results of a 2-axis Gimbal-type Antenna

Material	$\sigma_{allow.yie.}$ [MPa]	$\sigma_{allow.ult.}$ [MPa]	σ_{max} [MPa]			S.F		MoS		
			X Dir.	Y Dir.	Z Dir.			X Dir.	Y Dir.	Z Dir.
Aluminum 7075-T7	435	505	232	318	85.8	Yie.	1.25	0.50	0.09	3.05
						Ult.	1.5	0.45	0.05	2.92

1.5의 값을 적용하였다[7]. Fig. 3은 구조해석 결과로 각 축 방향에 대해 설계하중 인가 시 안테나 조립체에 발생하는 최대응력 분포를 각각 나타낸다. Table 4는 상기의 응력으로부터 식 (1)을 이용한 MoS 계산 결과를 정리한 것으로 각 축에 대하여 MoS가 모두 0 이상의 값이 도출되므로 주어진 설계하중에 대하여 안테나 조립체의 구조 건전성이 확보됨을 알 수 있다. 한편 Y 축 방향의 결과를 살펴보면 Hold-Down Bracket의 구속 힌지부에서 0.1이하의 안전여유 값은 충분히 안전하다고 판단하기에 어려움이 있다. 하지만 이는 유한 요소모델링의 용이성을 위해 구조체 단순화 작업을 수행하는 과정에서 Round 형태를 삭제함으로써 Edge 형태가 됨에 따라 응력이 국부적으로 집중되는 현상이 있음에도 불구하고 0.09, 0.05의 안전여유가 도출된 것으로, 해당 부위가 Round 처리되는 실제 안테나 상에서는 해석상에서 도출된 수준까지 응력이 발생하지 않을 것으로 판단되기에 현재 확보된 안전여유로도 구조건전성이 충분할 것으로 판단된다.

2.4.2 안테나 체결부 I/F

본 절에서는 안테나 조립체와 위성체 간의 체결부 Interface (I/F)에 적용된 볼트의 구조 건전성을 검토하였다. Fig. 4는 안테나 조립체에 마련된 6군데의 체결부 I/F를 나타내며, Steel 계열의 M5 볼트 (LN29949)가 적용되었다. 해석을 통해 계산된 Shear 및 Axial 방향 그리고 상

기 두 방향의 반력이 동시에 발생하는 조합력에 대해 볼트의 유효단면적을 고려하여 계산된 최대응력에 대한 MoS를 계산하였다. Table 5는 안테나의 각 축에 대한 구조해석 결과로부터 체결부의 중앙 절점에서 도출된 X, Y, Z 방향의 반력을 나타낸다. 여기에서 볼트의 최대 축 방향 반력 (Max Axial Force)인 Z 방향에 반력은 1391.8N로 계산되었고 볼트의 전단 방향인 X, Y 방향을 조합한 최대 전단 반력 (Max Shear Force)은 1157.04N으로 계산되었다. 상기 결과로부터 계산된 볼트 자체의 축 방향 및 전단 방향 응력은 각각 69.2MPa, 57.5MPa를 나타내며, 이에 기반한 볼트의 MoS 계산 결과를 Table 6에 나타내었다. 여기에서 볼트에 대한 안전계수의 경우에는 보수적으로 고려하여 항복강도 및 극한강도에 대해 각각 1.25 및 2.0을 적용하였다 [8]. Table 6은 볼트의 축 방향 및 전단 방향에 작용하는 응력 계산결과를 토대로 산출된 MoS를 나타내며, 모든 경우에 대해 0 이상의 마진을 나타냄을 알 수 있다.

또한, 전술한 전단 및 축 방향의 힘이 동시에 작용하는 조합력에 대한 볼트의 구조 건전성을 파악하기 위해 아래의 식 (2)~(4)를 적용하여 안전여유를 산출하였다.

$$R = \frac{S.F \times \sigma_{max}}{\sigma_{allowable}} \tag{2}$$

$$\sqrt{R_{shear}^2 + R_{axial}^2} = R_{comb} \tag{3}$$

$$MoS_{comb} = \frac{1}{R_{comb}} - 1 \geq 0 \tag{4}$$

Table 5 Quasi-static Analysis Results of Antenna's Mounting I/F

Bolt	X Dir.			Y Dir.			Z Dir.		
	F _x [N]	F _y [N]	F _z [N]	F _x [N]	F _y [N]	F _z [N]	F _x [N]	F _y [N]	F _z [N]
1	404.96	385.04	940.76	470.64	703.52	1391.8	140.80	319.39	887.23
2	919.63	702.16	390.66	371.95	627.41	65.56	86.23	364.07	786.66
3	787.77	556.91	548.65	167.41	583.56	76.90	61.76	619.85	588.62
4	130.50	614.87	1043.0	477.85	685.42	1391.0	87.25	267.56	296.95
5	756.25	689.17	613.40	171.83	571.51	77.58	41.12	584.48	549.17
6	802.06	167.78	431.09	374.75	629.74	55.14	53.31	451.24	692.84
Max Shear Force	$\sqrt{F_x^2 + F_y^2} = 1157.04\text{N}$								
Max Axial Force	1391.80N								

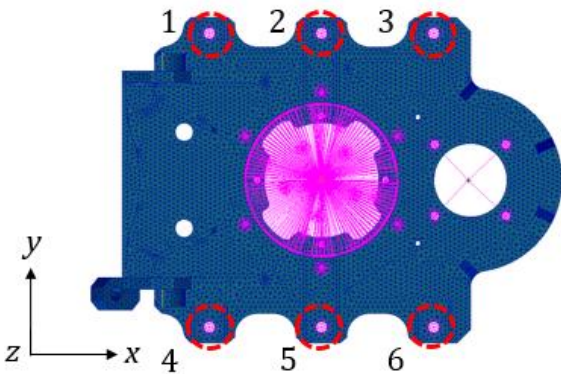
Table 6 Margin of Safety for Mounting I/F (Axial and Shear Direction)

Load Dir.	Material	σ _{allow_yie} [MPa]	σ _{allow_ult} [MPa]	σ _{max} [Mpa]	S.F		MoS	
					Yield	Ultimate	Yield	Ultimate
Axial	A-286 Steel	950	1100	69.2	1.25	2.0	9.98	7.06
Shear	A-286 Steel	548	655	57.5	1.25	2.0	6.62	4.69

Table 7 Margin of Safety for Mounting I/F (Combined Force w.r.t Axial and Shear Direction)

Load Dir.	Material	R _{axial}		R _{shear}		R _{comb.}		MoS	
		Yield	Ultimate	Yield	Ultimate	Yield	Ultimate	Yield	Ultimate
Combined	A-286 Steel	0.091	0.124	0.151	0.175	0.176	0.214	4.68	3.629

여기에서, R은 허용응력에 대한 최대응력의 이용률(Utility Ratio)을 의미하며, MoS를 계산하는 식 (1)의 역수를 취함으로써 계산된다[9]. Table 7은 상기의 식으로부터 계산된 MoS 결과를 나타내며, 조합력에 대한 MoS가 양수의 값으로 설계하중 하에서 체결부 I/F의 볼트에 대한 구조 건전성이 확보됨을 알 수 있다.

**Fig. 4** Mounting I/Fs on Base Bracket of Antenna

2.4.3 Ball & Socket Interface

Figure 5는 본 논문에서 2축 짐벌식 안테나에 적용된 총 4개의 Ball & Socket Interface를 나타낸

다. HDRM의 체결 토크로 인한 구속력이 작은 경우 Ball 과 Socket Interface 간의 이격 (Gapping)이 발생하게 된다. 이는 안테나의 두 회전 구동부의 구속이 제대로 이루어지지 않아 구조 건전성 확보에 어려움이 존재함을 의미하기 때문에 HDRM의 충분한 구속력으로 Ball & Socket Interface에 Gapping이 발생하지 않도록 하는 것이 중요하다. 그러나 HDRM의 구속력이 과도할 경우 Ball & Socket Interface부의 볼트에 가해지는 초기 하중도 증가하게 되어 구조 건전성 관점에서 문제가 발생한다.

따라서 HDRM의 적정 구속력을 결정하고자 구조 해석을 통해 Gapping에 대한 MoS와 볼트 자체의 MoS를 도출하였다. 우선 Gapping에 대한 MoS를 계산하기 위해 식 (5)를 적용하였다.

$$MoS = \frac{F_{axial_case2}}{S.F \times F_{axial_case1}} - 1 \geq 0 \quad (5)$$

F_{axial_case1} 은 HDRM 구속력이 없는 상태를 Case 1으로 정의하였을 때, 설계 하중에 대해 준정적 해석으로부터 도출된 Ball & Socket Interface부의 최대 반력이며, F_{axial_case2} 는 HDRM의 구속력 및 Torque

Spring의 토크가 Hold-Down Bracket의 전개 방향으로 존재하는 경우를 Case 2로 정의하였을 때 Ball & Socket Interface부의 최소 반력을 나타낸다. 여기에서 Case1, 2에 대해 각각 최대, 최소값의 반력을 적용한 이유는 Worst 조건으로 MoS를 도출하기 위함이며, 안전계수의 1.2를 적용하였다[10]. 이때 MoS가 0 이상의 값이 도출 시 상기 구속력이 설계 하중에 의한 반력보다 높음에 따라 Gapping이 발생하지 않는다는 의미를 나타내며, 반대로 0 이하의 값이 도출될 시 Case 2에서 적용되는 HDRM의 구속력이 부족함을 의미한다. Table 8은 각 축에 설계하중 인가 시 발생하는 Ball & Socket Interface의 Case 1에 대한 반력, Table 9의 경우 설계하중 인가 및 임의로 발사구속장치의 구속력이 11kN, Torque Spring의 토크가 39Nm일 때 발생하는 Case 2에 대한 반력을 나타낸다. 또한, 상기의 Tables 8과 9는 Table 5와 동일한 방법으로 계산된 Axial 및 Shear 방향의 반력을 나타낸다. 이때 Gapping의 경우 Axial 방향에 대한 MoS를 산출하여 Table 10에 나타내었다. Table 10의 결과에 따르면 4개의 Ball & Socket Interface 모두 MoS가 0 이상의 값을 가짐으로서 Gapping에 대한 구조 건전성이 확보됨을 확인하였다. 이어서 상기의 구속력과 토크 작용 시 볼트 자체의 구조 건전성을 파악하였다. Ball & Socket Interface에 적용된 볼트의 종류는 Beryllium-copper 계열의 M6 볼트 (CDA 172)이며, Table 9의 결과를 토대로 4개의 Ball & Socket Interface 중 최대 반력이 나타난 1개의 Interface부를 선정하였다, 또한 2.4.2절과 동일하게 식 (1)~(4)로부터 안전여유를 계산하여 Axial과 Shear 방향 및 조합력에 대한 MoS를 Tables 11과 12에 나타내었다. 결과를 살펴보면, Axial 방향의 안전여유는 양수의 값을 가지지만 Shear 및 Combined 방향에 대해서는 볼트의 안전여유가 음의 값을 가지는 것을 확인할 수 있다. 이는 발사구속장치의 구속력이 11kN 조건에서 Gapping에 대한 구조 건전성이 확보되었지만, Ball & Socket Interface에 사용되는 볼트의 구조 건전성은 확보되지 못함을 나타낸다.

따라서 Ball & Socket Interface의 Gapping 과 볼트 자체의 구조 건전성이 모두 확보되는 HDRM의

적정 구속력을 결정하기 위해 발사구속장치의 구속력 범위가 5~11kN, 2개의 Torque Spring에 각각 19.5Nm의 고정된 토크가 Hold-Down Bracket의 전개 방향으로 작용한다는 조건으로 해석을 수행하였다. Fig. 6은 상기의 해석으로 부터 도출된 Ball & Socket Interface의 Gapping에 대한 안전여유와 볼트 자체의 안전여유를 나타낸다. Fig. 6에 따르면 발사구속장치의 구속력이 증가함에 따라 Gapping에 대한 MoS는 증가함이 확인되지만 볼트 자체의 MoS는 감소하고 있음을 확인 가능하다. 따라서 발사구속장치의 구속력에 따른 두 조건의 안전여유 모두 확보되는 약 7~10kN의 구속력의 범위가 Ball & Socket Interface에 Gapping을 발생시키지 않음과 동시에 볼트에 대한 구조 건전성 모두 만족시키는 안테나에 적용된 발사구속장치의 적정 구속력 범위임을 알 수 있다.

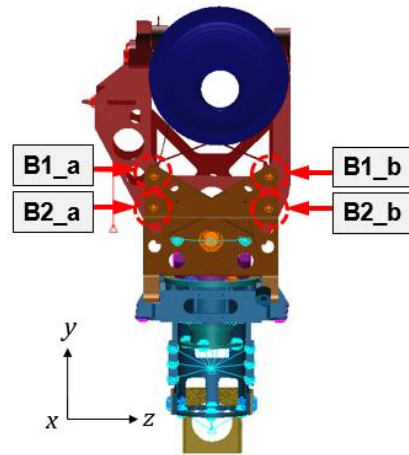


Fig. 5 Ball & Socket Interface

Table 8 Reaction Force of Ball & Socket in Case 1

No.	F _x [N]	F _y [N]	F _z [N]	F _{axial} [N]	F _{shear} [N]
B1_a	247.3	263.9	556.6	247.3	616.0
B1_b	319.8	362.4	609.7	319.8	709.3
B2_a	477.1	648.1	1240.1	477.1	1399.1
B2_b	302.4	223.0	940.8	302.4	966.9

Table 9 Reaction Force of Ball & Socket in Case 2

No.	F _x [N]	F _y [N]	F _z [N]	F _{axial} [N]	F _{shear} [N]
B1_a	512.3	480.4	1146.0	512.3	1242.6
B1_b	563.8	383.5	1350.6	563.8	1404.0
B2_a	1263.9	1666.5	4111.1	1263.9	4436.0
B2_b	1946.5	1364.0	4334.1	1946.5	4543.6

Table 10 Margin of Safety for Ball & Socket Gapping

No.	Margin of Safety
B1_a	0.73
B1_b	0.61
B2_a	1.31
B2_b	4.35

Table 11 Margin of Safety for Ball & Socket Mechanism's Bolt (Axial and Shear Direction)

Load Dir.	Material	σ _{allow_yie} [MPa]	σ _{allow_ut} [MPa]	σ _{max} [MPa]	S.F		MoS	
					Yield	Ultimate	Yield	Ultimate
Axial	CDA 172	620	750	96.74	1.25	2.0	4.12	2.88
Shear	CDA 172	310	375	225.83	1.25	2.0	0.09	-0.17

Table 12 Margin of Safety for Ball & Socket Mechanism's Bolt (Combined Force w.r.t Axial and Shear Direction)

Load Dir.	Material	R _{axial}		R _{shear}		R _{comb.}		MoS	
		Yield	Ultimate	Yield	Ultimate	Yield	Ultimate	Yield	Ultimate
Combined	CDA 172	0.19	0.26	0.91	1.20	1.10	1.06	-0.08	-0.19

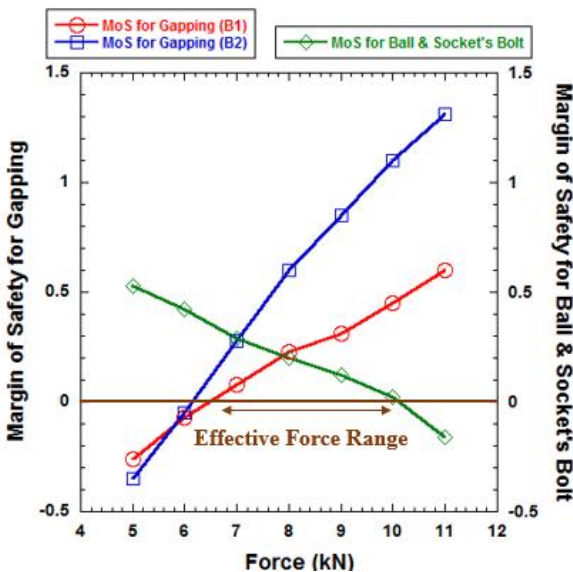


Fig. 6 Relation of MoS for Ball & Socket Interface's Gapping and Bolt

3. 결 론

차세대 중형위성에 탑재되는 2축 짐벌식 안테나의 발사 진동환경 하에서 구조 건전성을 검토하기 위해 안테나의 구조해석을 수행하였다. 구조해석은 모드 및 준

정적 해석을 수행하였으며, 모드 해석 결과로 발사 진동환경 하에서 발사구속장치가 구속되어 있는 조건에 대해 안테나의 첫번째 요구조건인 고유진동수가 100Hz 이상을 만족함을 확인하였다. 또한 설계하중 50.5g에 대해서 준정적 해석을 수행한 결과 안테나 조립체 자체의 안전여유를 산출하여 구조 건전성이 확보됨을 확인하였다. 또한 안테나의 조립체 뿐만이 아닌 설계하중에 대한 안테나 기저면과 위성 간에 체결 I/F의 반력을 토대로 체결부에 사용되는 M6볼트의 MoS를 계산하여 MoS가 모두 양수의 값을 가짐에 따라 구조 건전성이 확보됨을 확인하였다. 또한, Ball & Socket Interface에 적용된 소켓과 볼트머리 간에 이격 (Gapping)에 대한 안전여유와 Ball & Socket Interface에 적용된 M6볼트 자체의 안전여유를 고려하여 상기의 두 안전여유가 모두 양수의 값을 가지는 7~10kN을 발사구속장치의 적정 구속력 범위로 결정하였다.

References

- [1] S. C. Kwon, S. H. Jeon and H. U. Oh, "Performance Investigation of a Novel Pseudoelastic SMA Mesh Washer Gear Wheel with Micro-jitter Attenuation Capability", *Smart Materials and Structures*, Vol. 25, No. 5, March, 2016
- [2] S. H. Jeon, S. C. Kwon, T. H. Kim and H. U. Oh, "Enhancement of Micro-jitter Attenuation Capability for a Stepper-actuated Two-axis Gimbal-type Antenna by using a Spring-blade Isolator", *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 30, No. 4, February, 2017
- [3] S. Y. Jeong, H. U. Oh, K. J. Lee and B. S. Kim, "Mechanical Stability Analysis of PCB and Component for Launch and On-orbit Environment based on Fatigue Failure Theory and FEM", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 10, October, 2011
- [4] D. S. Hwang, "Design and Analysis of Satellite Structure" *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 27, No. 2, April, 1994
- [5] D. K. Kim and H. T. Choi, "Velocity Optimization Method of X-band Antenna for Jitter Attenuation", *21st Int. Congress on Sound and Vibration, Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Beijing, China, July, 2014
- [6] <http://www.neaelectronics.com/products/hold-down-and-release-mechanisms/>
- [7] Space Engineering, Mechanisms, *ECSS (European Cooperation For Space Standardization)*, March, 2009
- [8] Space Engineering, Threaded Fasteners Handbook, *ECSS (European Cooperation For Space Standardization)*, April, 2010
- [9] B. E. Steeve and R. J. Wingate "Aerospace Threaded Fastener Strength in Combined Shear and Tension Loading", <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov>, March, 2012
- [10] Requirements for Threaded Fastening System in Spaceflight Hardware, *NASA Technical Standard 5020*, December, 2012