

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(4), 306-314(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.4.306

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

차세대 중형위성용 2축 짐벌식 X-밴드 안테나의 열설계 및 궤도 열해석

채봉건*, 유창목**, 장수영***, 강은수***, 오현웅****

Thermal Design and Analysis for Two-Axis Gimbal-Type X-Band Antenna of Compact Advanced Satellite

Bong-Geon Chae*, Chang-Mok You**, Su-Young Chang***, Eun-Su Kang*** and Hyun-Ung Oh****

Department of Aerospace Engineering, Chosun University*,****

Kukdong Telecommunication**

Korea Aerospace Research Institute***

ABSTRACT

A two-axis gimbal-type X-band antenna for CAS(Compact Advanced Satellite) transmits large amount of image data to ground station regardless of satellite attitude and orbital motion. This antenna mounted on the external surface of the satellite is directly exposed to the extreme space with thermal environment during the orbital operation. Therefore, a proper thermal design is needed to maintain the antenna itself as well as other main components within allowable temperature range. In this study, the thermal design effectiveness of two-axis gimbal X-band antenna was verified through the thermal analysis. In addition, required power and duty cycle of heater were estimated through the thermal analysis under conditions of system level thermal vacuum test and on-orbit thermal environment. The thermal analysis results indicated that all the main components of X-band antenna satisfy the allowable temperature requirement.

초 록

차세대 중형위성에 탑재되는 2축 짐벌형 X-밴드 안테나는 대용량 영상정보 송신 안테나로, 위성의 자세와 궤도 운동과 무관하게 자세 및 안테나 지향각에 따라 방위각 축과 고각 축이 동시에 회전 구동하여 지상안테나를 지향하게 된다. 상기 안테나는 위성체 외부에 극심한 온도차를 보이는 궤도 열환경에 노출되며, 안테나 및 주요 구성품이 허용온도 범위 내를 유지할 수 있도록 열설계를 해야 한다. 본 논문에서는 2축 짐벌형 X-밴드 안테나의 열설계 유효성을 해석적으로 요구조건을 만족함을 확인하였으며, 시스템 열진공 시험 조건해석 및 궤도 운용조건에서의 열해석을 수행하여 히터 용량 및 듀티 사이클을 도출하였다. 아울러, 상기 안테나의 핵심 주요 구성품에 대한 허용온도 요구조건 충족 여부를 확인하였다.

Key Words : Two-axis Gimbal X-band Antenna(2축 짐벌형 X-밴드 안테나), Thermal Analysis(열해석), Duty Cycle(듀티 사이클)

† Received : July 18, 2017 Revised : January 18, 2018 Accepted : January 22, 2018

**** Corresponding author, E-mail : ohu129@chosun.ac.kr

I. 서 론

2축 짐벌형 X-밴드 안테나는 차세대 중형위성에 탑재되는 대용량 영상정보 송신 안테나로서, 궤도상에서 독립적으로 가동가능하며, 효율적으로 지상국을 지향하기 위한 기능을 갖는 것으로, 안테나의 방위(Azimuth; AZ.)각과 고각(Elevation; EI.) 축이 액츄에이터에 의해 회전 구동하게 된다 [1-3]. 상기 X-밴드 안테나는 안테나 혼과 이를 지지하는 구조체, 방위각과 고각구동을 위한 액츄에이터인 스텝모터, 구동부의 원활한 회전기능 부여를 위한 볼베어링 부, 회전구동 시에도 안정된 전기적 신호공급을 위한 슬립링, 안테나 기준위치 및 회전각 정보 획득을 위한 리미트 스위치로 구성된다. 상기 X-밴드 안테나는 위성체 외부에 배치되어 극한의 궤도 열환경 조건에 노출되며, 일반 수동형 파라볼라 안테나와는 달리 방위각 및 고각구동을 위한 메커니즘이 존재하기에 안테나의 전기적 성능 외에도 구동 부 주요 구성품의 허용온도 범위를 만족하는 열설계가 중요하다. 또한, 구조적 관점에서는 안테나의 구조체 열변형으로 인한 지향변화 최소화 및 설계 토오르크를 상회하는 과도한 토오르크가 발생하지 않도록 하는 열설계가 실시되어야 한다.

안테나의 주요 구성품의 허용온도를 유지하기 위한 열제어 기법으로는 능동형과 수동형 열제어 기법이 있다. 능동형 열제어 기법은 히트파이프, 펌프 순환시스템, 히터, 기계적 냉각기 등으로 온도를 제어하는 방법이며, 수동형 열제어 기법은 열적코팅, 다층박막단열재(Multi-layer Insulator; MLI), 이차면경(Second Surface Mirror; SSM), 히트싱크 등을 활용하여 요구온도를 유지하도록 하는 열제어 기법이다. 현재 국내 개발위성의 경우, 일반적으로 시스템 신뢰도 및 단순화 등의 이유로 주로 수동형 열제어 방법을 채택하고 있으며, 저온에서의 허용온도 요구조건 충족을 위해 능동형 열제어 기법을 혼용하여 적용하고 있다 [4].

본 논문에서는 궤도상에서의 2축 짐벌형 X-밴드 안테나의 전기적, 기계적 작동 안전성 보장을 위해 수동형 기법에 기반한 열설계를 제안하였으며, 해석적으로 설계의 유효성을 입증하였다. 열해석에 있어서는 테스트 히터 등을 활용한 안테나로의 추가적인 열공급이 어려운 제한조건이 예상되는 위성체 수준에서의 시스템 열진공 시험조건을 고려한 해석을 통해 적정 히터용량 산출 및 열설계의 유효성을 입증하였다. 이를 기반으로 궤도 운용조건에서의 열해석을 실시하여, 방

위각 및 고각 구동용 모터에 배치는 히터 용량의 적정성 및 듀티 사이클을 도출하였으며, 안테나 핵심 주요 구성품에 대한 허용온도 요구조건 충족 여부를 확인하였다.

II. 본 론

2.1 X-밴드 안테나 개요

Figure 1은 차세대 중형위성에 탑재되는 2축 짐벌형 X-밴드 안테나의 열모델 형상으로 안테나의 구동부는 발사 환경에서의 구조건전성 확보를 위해 발사구속 장치에 의해 안테나의 방위각 및 고각 두 회전 방향에 대한 구속력을 부가하고 궤도 환경에서 구속을 해제하여 Az. 방향으로 360°, EI. 방향으로 15°~145°의 구동을 실시하게 된다. 안테나의 총 무게는 11 kg이며, 크게 혼안테나 지지를 위한 안테나 구조단과 위성의 자세 및 궤도 운동에 무관하게 지상안테나를 지향하기 위한 Az. 모듈과 EI. 모듈로 구성된다 [5]. 안테나 구조부에는 혼 안테나가 체결되는 안테나 브래킷, 요크와 위성체에 체결되는 기저면(Base Plate)으로 구성된다. Az. 축 부에는 Az. 축 기어를 보호하기 위한 피니언 케이스, 회전 시 안정적인 전기적 접속을 위한 슬립링과 안테나 구조단의 Az. 회전을 부여하기 위한 베이스 기어, Az. 축 기어, 스테핑 모터로 구성된다. 또한, EI. 축 부에는 원활한 회전을 위한 볼베어링, 로터리 조인트, EI. 축 기어 보호를 위한 기어 박스로 구성되며, EI. 방향으로 회전을 부여하기 위한 EI. 축 기어 및 스텝 모터로 구성된다. 이때, 안테나 각 축 부에 적용된 스테핑 모터 내부에는 회전구동을 부여하기 위한 모터 기어가 내장되어 있다. 상기 안테나의 각 축 단의 모터 및 기어는 열전도율이 낮은 티타늄 합금 재질이며, 볼베어링은 스틸 재질로 제작되었다. 이외의 안테나 주요구성품은 열전도율이 높은 알루미늄 합금 재질로 제작되었다.

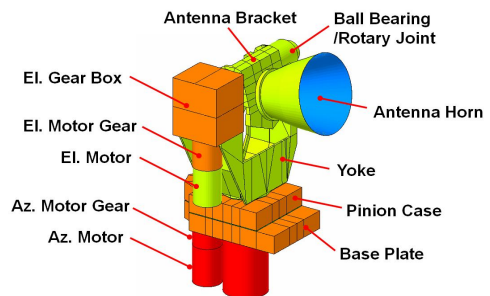


Fig. 1. Thermal Model Configuration of 2-axis Gimbal X-band Antenna

2.2 X-밴드 안테나의 열설계 개념

2축 짐벌형 X-밴드 안테나 열설계는 안테나의 궤도운동 조건과 시스템 레벨 열진공시험에서 각 구성품을 허용온도범위 이내로 유지할 수 있도록 설계하는 것을 목표로 한다. 따라서 상기 안테나의 열설계 요구조건으로 각 구성품의 허용온도범위를 Table 1에 나타내었다.

상기 X-밴드 안테나의 혼 안테나 및 안테나 브래킷은 과도한 온도상승 방지를 위해 낮은 흡수율 및 고방사율의 백색페인트를 적용하였으며, 요크는 아노다이징 코팅을 적용하였다. 구성품 중, 상기의 구조체에 비해 상대적으로 좁은 허용온도 범위를 갖는 기어 박스, 모터 기어, 피니언케이스 및 기저면에는 외부 열환경과의 열복사적 단열을 위해 다층박막단열재를 적용하였다. 그리고 기저면 아래 Az. 축 기어, 모터 및 슬립링의 경우, 궤도상에서 위성체와의 원활한 열교환을 통한 열적 안정화를 목적으로 0.88 이상의 고흡수율 및 고방사율을 갖는 흑색페인트를 적용하였다. 또한, 혼 안테나 내부 및 기저면의 위성체 체결 부에는 통전을 위해 전기 전도성을 갖는 Chromate 코팅을 적용하였다. El. 및 Az.단에 적용된 모터 기어의 경우

Table 1. Allowable Temperature Range of X-band Antenna

Component	Temperature [°C]		Remark
	Min.	Max.	
Horn Ant.	-150	250	Ant. Structure Section
Ant. Bracket	-150	250	
Yoke	-150	250	
Base Plate	-150	250	
El Gear	-150	200	Elevation Section
El Motor	-70	140	
El Motor Gear	-70	75	
Ball Bearing	-150	250	
El Gear Box	-150	250	
Rotary Joint	-150	250	Azimuth Section
Az Gear	-150	200	
Az Motor	-70	140	
Az Motor Gear	-70	75	
Slip-ring	-40 (Non: -60)	70 (Non: 80)	
Pinion Case	-150	250	
Base Gear	-150	250	

저온에서의 허용온도범위 유지를 위해 히터(1EF SB44402, Zoppas Industries RICA)를 적용하였으며, 시스템 편의성을 위해 서모스탯(4702BH 015005, COMEPA)을 이용하여 각축 모터기어의 일정온도를 유지하도록 온도제어를 실시한다.

2.3 X-밴드 안테나의 열해석 모델 및 경계조건

우주 궤도환경에서의 열전달은 전도와 복사만 존재하므로 이를 반영한 해석이 수행되어야 한다. 상기 열설계 및 열해석은 상용 소프트웨어인 Thermal Desktop과 RadCAD[6]로 2축 짐벌형 X-밴드 안테나의 열설계 검증에 위한 열모델(TMM, Thermal Mathematical Model)을 구축하였으며, SINDA/FLUINT를 통해 온도분포 해석을 수행하였다. SINDA/FLUINT는 노드에 대한 열에너지 열평형 식으로부터 열분포와 온도변화를 예측하게 된다[7]. X-밴드 안테나 열설계의 타당성 검증을 위해 시스템 수준의 열진공 시험 열해석 및 궤도 열해석을 목적으로 Thermal Desktop을 이용하여 Fig. 1과 같은 열수학적 모델을 구축하였다. 구축된 열모델의 총 노드개수는 1630개이며, 모터 발열 및 히터의 발열을 모사하기 위한 Heat Load는 4개, 이외 주요 안테나 구성품은 솔리드 및 셸로 구축하였다. TMM 구축 시 적용된 열적 물성치 및 재료 물성치를 Table 2에 나타내었으며, Table 3은 안테나 구성품 조립 시 발생하는 열저항에 따른 열전도율을 나타낸다. 열해석을 위해 Fig. 2에 도시된 안테나가 장착되는 위성체의 경계 온도 조건을 바탕으로 해석을 진행하였으며, Table 4에 Worst Hot과 Cold조건 및 Safe Hold에서의 경계 온도조건을 나타낸다. 아울러, 안테나의 모터 발열량과 히터의 On/Off 설정치 및 발열량을 Table 5에 정리하였다.

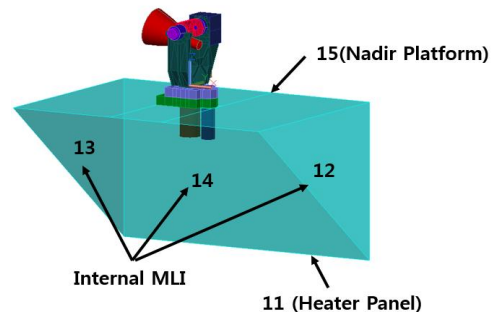


Fig. 2. Boundary Condition of 2-axis Gimbal X-band Antenna

Table 2. Material & Thermo-optical Properties

Material Properties				
Material	Conductivity [W/m-k]	Density [kg/m ³]	Specific Heat [J/kg-k]	Remark
Al-6061-T4	170	2700	900.0	Horn Ant., Rotary Joint, Slip-ring
Al-7075-T5	130	3100	910.0	Ant. Bracket, Yoke, Base Plate, Pinion Case, El. Gear Box
Steel	16	7800	500.0	Motor, Motor Gear, Ball Bearing
Titanium	6.7	4430	526.3	Az. Gear, El. Gear, Base Gear
Thermo-optical Properties				
Material	Solar Absorptivity [a]	IR Emissivity [ε]	a/ε	Remark
Black Paint	0.95	0.95	1.00	Az. Motor, Az. Motor Gear, Slip-ring
White Paint	0.20	0.50	0.40	Horn Ant.(External), Ant. Bracket El. Motor
Anodizing	0.47	0.47	1.00	Yoke, Base Plate
Chromate	0.28	0.05	5.60	Horn Ant.(Internal), Base Plate(Mounting I/F), Ball Bearing

Table 3. Thermal Coupling Information

Coupling Between		Value	Remark
Horn Ant.	Ant. Bracket	246.18	Constant Coeff. [W/m ² -K]
Ant. Bracket	Ball Bearing	227.97	
Rotary Joint	Ball Bearing	145.35	
Gear Box	Yoke	71.49	
Pinion Case	Base Plate	227.26	
Az. Motor	Base Plate	0.0285	Conduct. Coeff. [W/°C]
Az. Motor	Gear	0.0285	
El. Motor	Yoke	0.0263	
El. Motor	Gear	0.0263	
Nadir Platform	Base Plate	0.1012	
Yoke	Base Plate	0.1254	
Slip-ring	Base Plate	0.2273	

Table 4. Boundary Temperature of TMM

Boundary	Boundary Temp. [°C]		
	Worst Hot	Worst Cold	Safe Hold
15 (Nadir Platform)	20	10	-67
13, 14, 15 (Internal MLI)	20	10	0
11 (Heater Panel)	45	15	6

Table 5. Heat Dissipation & Heater Set-point

Item	Heat Dissipation [W]	On/Off Set-point Temp. [°C]
El. Motor	5	-
El. Heater	3.8	5/15
Az. Motor	5	-
Az. Heater	3.8	5/15

2.4 열해석 개요 및 해석결과

2.4.1 시스템 수준 열진공 시험 해석

시스템 열진공 시험은 Fig. 3과 같은 열진공 시험 열모델과 같이 시험형상 구축에 있어 안테나가 챔버의 쉬라우드(Shroud) 벽면에 근접해서 배치되며, 간접 히팅 방식의 테스트 히터 등을 적용한 추가적 열원 공급에 의한 열환경 모사가 어렵기에 쉬라우드 온도인 -190°C 조건에서 안테나가 정상작동 하도록 열설계가 수행되어야 한다

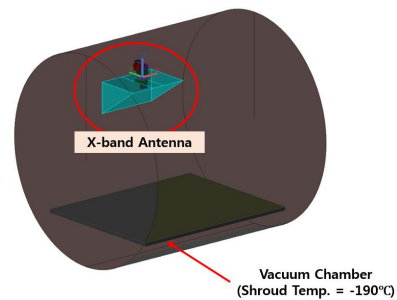


Fig. 3. Configuration of System Level Thermal Vacuum Test Analysis

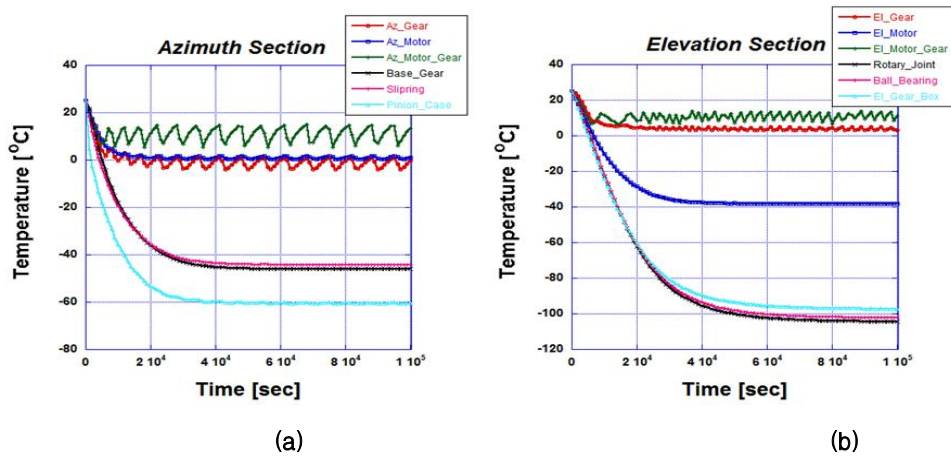


Fig. 4. Analysis Results of System Thermal Vacuum Test Analysis
 ((a) Azimuth Section, (b) Elevation Section)

다. 따라서 본 해석을 통해 Az.와 El. 모터기어에 적용된 히터의 적정 용량을 산출하였으며, 이를 위해 히터 설계에 있어 가장 최악의 조건인 Table 4의 Safe Hold 경계온도조건하에서의 해석을 수행하였다[8].

Figure 4는 Safe Hold 경계조건에서 히터용량이 3.8W일 때에 대한 Az., El. 부 주요 하드웨어 해석결과로, 히터 On/Off 설정치인 5°C~15°C에서 Heater Duty 80% 미만의 요구조건을 만족하는 3.8W의 용량으로도 각 모터부가 충분히 히터 제어가 수행되고 있음을 알 수 있다. 본 논문에서의 해석결과에는 나타나고 있지 않으나 기존 사업에서 적용한 Az., El. 모터용 히터 2.5W 적용

시에는 Heater Duty가 100%로 요구조건을 미충족함을 확인하였다. 또한, 각 안테나 주요 구성품에 대한 허용온도 범위 충족여부 확인한 결과, 슬립링의 경우 -60°C의 요구조건에서도 약 14°C의 마진이 확보되며, 이외 안테나 주요 구성품들 모두 허용온도조건 이내의 충분한 마진을 확보하였다. 이에 대한 결과를 Table 6에 나타내었다.

2.4.2 궤도 열해석

시스템 열진공 시험해석으로부터 도출된 히터 용량을 바탕으로 궤도 열해석을 실시하여 궤도운용 환경 조건에서의 히터 듀티 사이클을 산출하

Table 6. System Thermal Vacuum Test Analysis Results Summary

Component		Temp. Req.		Predicted Temp.		Margin vs. T _{min} [°C]
		Min.	Max.	Min.	Max.	
Antenna Structure Section	Horn Ant.	-150	250	-101.85	-101.85	48.15
	Ant. Bracket	-150	250	-101.89	-100.66	48.11
	Yoke	-150	250	-92.04	-100.25	57.96
	Base Plate	-150	250	-57.50	-52.90	92.50
Elevation Section	El. Gear	-150	200	2.50	6.50	152.50
	El. Motor	-70	140	-37.95	-37.60	32.05
	El. Motor Gear	-70	75	5.00	15.00	75.00
	Ball Bearing	-150	250	-102.00	-94.00	48.00
	El Gear Box	-150	250	-95.40	-93.50	54.60
	Rotary Joint	-150	250	-100.70	-100.70	49.30
Azimuth Section	Az. Gear	-150	200	-4.10	1.20	145.90
	Az. Motor	-70	140	-0.70	0.90	69.30
	Az. Motor Gear	-70	75	5.00	15.00	75.00
	Slip-ring (Non-oper.)	-60	80	-46.10	-45.92	13.90
	Pinion Case	-150	250	-62.20	-60.00	87.80
	Base Gear	-150	250	-47.75	-47.65	102.25

Table 7. Orbit Parameter of X-band Antenna

Parameter	Orbit Condition	
	Worst Hot	Worst Cold /Safe Hold
Inclination [deg.]	98.13	
Period [sec]	5907.55	
Solar Flux [W/m ²]	1420	1287
Albedo	0.35	0.3
IR Flux [W/m ²]	249	227
Season	Winter	Summer

고 안테나 주요 구성품의 허용온도 요구조건 만족 여부를 검증하였다. 해석 시 궤도조건은 Table 7과 같이 가정하였으며[8], 안테나의 정상운용 상태와 비상상태에서의 궤도 프로파일을 Fig. 5에 각각 나타내며[8], Table 7에 정의된 Worst Hot과 Cold조건 및 Safe Hold 에서의 경계 온도조건을 바탕으로 해석을 진행하였다. Fig. 5에 도시한 바와 같이 X-밴드 안테나의 궤도운용 프로파일은 정상운용모드와 달리 비상모드에서 안테나는 동일한 지향자세를 갖는다. 안테나 정상운용 상태에서는 Az., El. 모터가 듀티 20%로 구동하고, 비상상태 모드에서 모터는 구동하지 않으며, 히터의 경우 모든 조건에서 On/Off 온도설정치인 +5°C~+15°C에 따라 작동된다.

Figures 6, 7, 8은 각 열해석 조건들로부터 얻어진 해석결과로, 모든 해석조건에서 시스템 열진공 시험을 통해 도출된 3.8W 용량의 히터는 작동온도 설정치에 따라 정상작동 됨이 확인 가능하다. 히터 듀티 사이클의 경우, Worst Hot, Worst Cold 조건에서 Az.단의 경우 0%가 도출

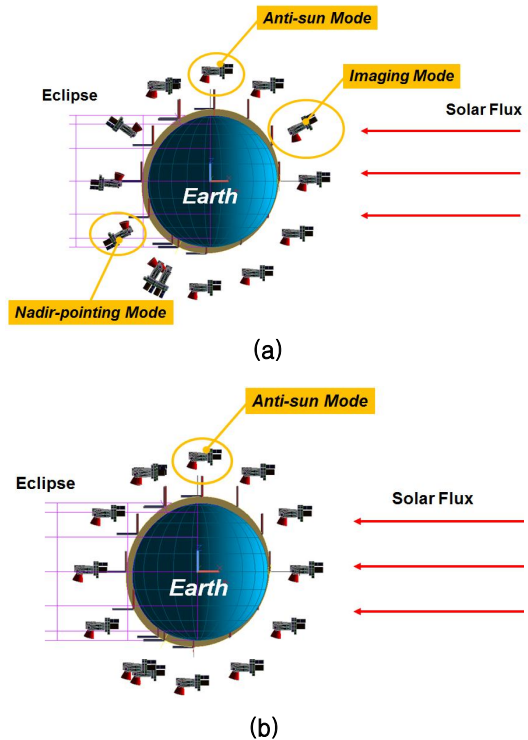


Fig. 5. Orbit Profile of X-band Antenna ((a) Normal Mode, (b) Safe Hold Mode)

되었으며, El. 히터는 각각 30%, 32%가 도출되었으며, Safe Hold조건에서 Az., El. 히터 각각 76%, 70%가 도출됨에 따라 설계 요구조건인 80% 미만을 만족함을 확인하였다[9,10]. 각 조건별 히터 듀티 사이클 도출 값을 Table 8에 나

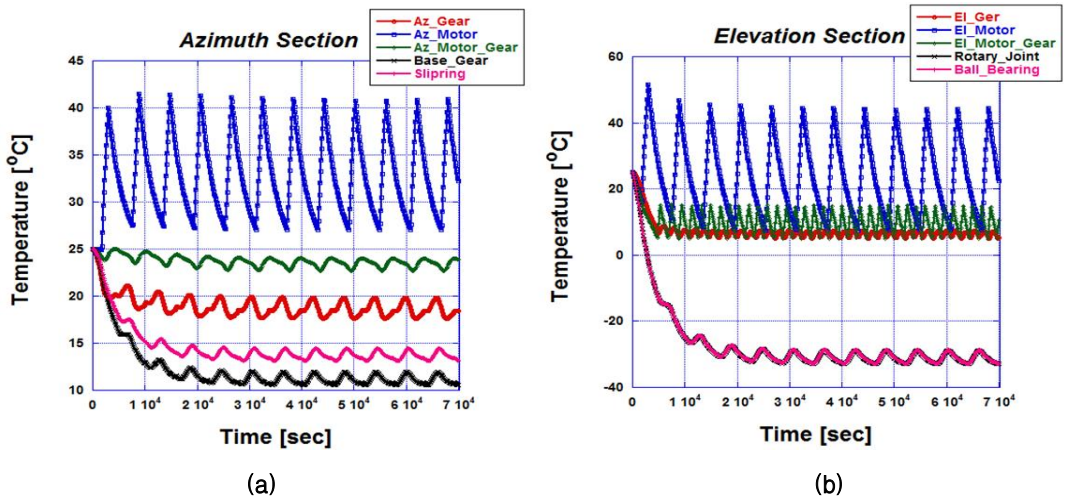


Fig. 6. Analysis Results of On-orbit Thermal Analysis at Worst Hot Case ((a) Azimuth Section, (b) Elevation Section)

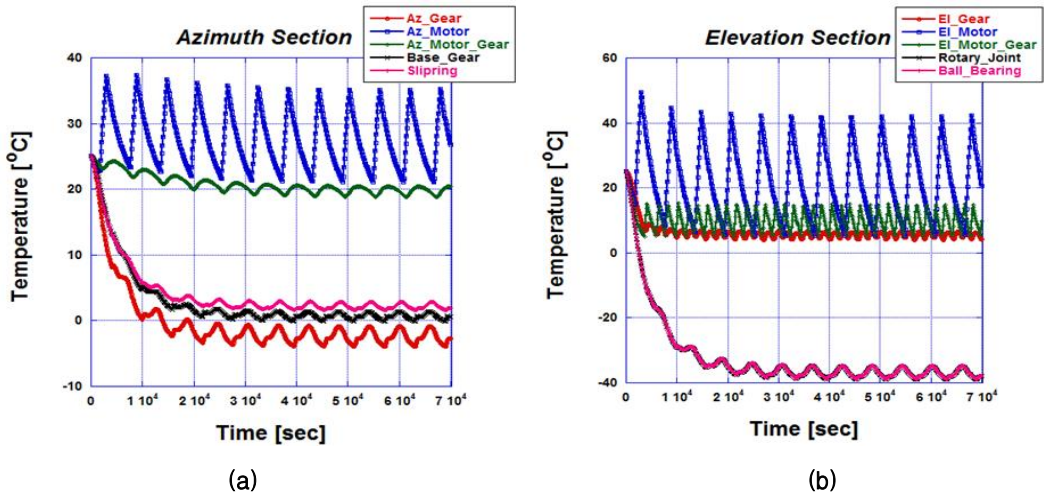


Fig. 7. Analysis Results of On-orbit Thermal Analysis at Worst Cold Case ((a) Azimuth Section, (b) Elevation Section)

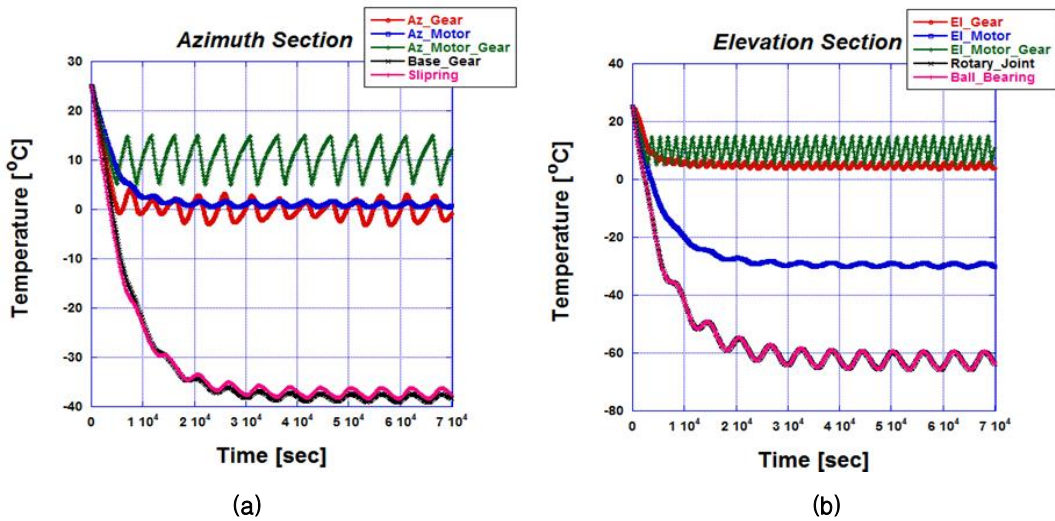


Fig. 8. Analysis Results of On-orbit Thermal Analysis at Worst Safe Hold ((a) Azimuth Section, (b) Elevation Section)

Table 8. Heater Duty Cycle

Item	Duty Cycle [%]		
	Worst Hot	Worst Cold	Safe Hold
Az. Heater	0	0	76
El. Heater	30	32	70

타내었다.

Table 9는 각 해석조건에서 도출된 안테나 주요 구성품의 허용온도범위 마진값을 나타낸다. 안테나 구조부는 재료 물성치의 온도범위에 따라 높은 마진이 확보되며, 자체개발품인 슬립링의 허용

온도범위는 이외 주요부품보다 허용온도범위가 비교적 낮으며, 마진도출 결과 Worst Hot조건에서 +55.57°C마진을 확보하였으며, Worst Cold조건 및 Safe Hold조건에서 각각 +41.65°C, +21.66°C의 마진이 확보됨으로서 안테나 주요 구성품 모두 허용 온도 요구조건을 만족함을 확인하였다.

III. 결 론

차세대 중형위성에 탑재되는 2축 짐벌형 X-밴드 안테나의 열설계 유효성을 입증하기 위해 시

Table 9. Analysis Results Summary of On-orbit Thermal Analysis

Component		Temp. Req. (°C)		Predict Temp. (°C)			Margin (°C)		
		Min.	Max.	Worst Hot [T_{max}]	Worst Cold [T_{min}]	Safe Hold [T_{min}]	Worst Hot [[Max. - T_{max}]]	Worst Cold [[Min. - T_{min}]]	Safe Hold [[Min. - T_{min}]]
Antenna Structure Section	Horn Ant.	-150	250	-28.80	-39.50	-67.04	278.80	110.50	82.96
	Ant. Bracket	-150	250	-28.75	-39.40	-66.98	278.75	110.60	83.02
	Yoke	-150	250	-22.95	-38.60	-65.45	272.95	111.40	84.55
	Base Plate	-150	250	13.78	-4.70	-52.34	236.22	145.30	97.66
Elevation Section	El. Gear	-150	200	7.40	4.10	3.61	192.60	154.10	153.61
	El. Motor	-70	140	44.30	5.40	-30.25	95.70	75.40	39.75
	El. Motor Gear	-70	75	15.20	5.00	5.00	59.80	75.00	75.00
	Ball Bearing	-150	250	-24.35	-39.20	-66.62	274.35	110.80	83.38
	El Gear Box	-150	250	-22.10	-40.20	-63.98	272.10	109.80	86.02
	Rotary Joint	-150	250	-29.10	-39.00	-65.70	279.10	111.00	84.30
Azimuth Section	Az. Gear	-150	200	19.85	-3.90	-3.18	180.15	146.10	146.82
	Az. Motor	-70	140	40.90	21.20	0.48	99.10	91.20	70.48
	Az. Motor Gear	-70	75	24.32	18.90	5.00	50.68	88.90	75.00
	Slip-ring	-40	70	14.43	1.65	-38.34	55.57	41.65	21.66
	Pinion Case	-150	250	11.30	-14.40	-56.15	238.70	135.60	93.85
	Base Gear	-150	250	11.95	-0.04	-39.05	238.05	149.96	110.95

스텝 열진공시험 및 궤도열해석을 수행하였다. 시스템 열진공 시험의 경우, 간접 히팅 등의 테스트히터를 활용한 안테나로의 추가적인 열공급에 제한이 예상되어 Az. El. 모터기어부의 히터를 적용하였으며, 이에 대한 히터 적정 용량 산출을 위해 Safe Hold 경계조건에서 해석을 수행하였다. 해석결과 히터 On/Off 설정 치에서 3.8W의 히터 용량으로 열제어가 가능함을 확인하였다. 아울러, 상기 해석결과에서 도출된 히터 용량에 기인하여 궤도 열해석을 수행하였으며, 궤도 프로파일에 따른 Worst Hot, Worst Cold, Safe Hold 경계조건에서 히터 듀티 사이클을 도출하였다. 해석 결과 히터 듀티 사이클의 설계 요구조건인 85% 이내를 만족함을 확인하였다. 또한, 시스템 열진공 시험 환경 및 궤도환경에서 X-밴드 안테나 주요 구성품 모두 허용온도범위를 충족함을 확인함으로써 상기 안테나에 대한 설계 유효성을 입증하였다.

References

1) Kwon, S. C., Jeon, S. H. and Oh, H. U., "Performance Investigation of a Novel Pseudoelastic SMA Mesh Washer Gear Wheel with Micro-jitter Attenuation Capability", *Smart*

Materials and Structures, Vol. 25, No. 5, pp. 1~14.

2) Jeon, S. H., Kwon, S. C., Kim, T. H. and Oh, H. U., "Enhancement of Microjitter Attenuation Capability for a Stepper-actuated Two-axis Gimbal-type Antenna by using a Spring-blade Isolator", *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 30, No. 4, 2017, pp. 1~9

3) Kim, D. K., Oh, S. H., Kim, H. B., Lee, W. B. and Yong, K. L., "Micro-vibration Test of X-band Antenna with Two-axis Gimbal System," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, 2010, pp. 927~930

4) Roh, O. H. and Kim, J. H., "Thermal Analysis of the Communication Satellite Antenna", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 23, No. 4, 1995, pp. 83~92

5) Kim, D. K. and Choi, H. T., "Velocity Optimization Method of X-band Antenna for Jitter Attenuation", *21st Int. Congress on Sound and Vibration, Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2014, Beijing, China.

6) Thermal Desktop User's Guide, Ver. 5.8,

Network Analysis Associates, Tempe, Az, 2006.

7) SINDA/FLUINT User's Guide, Ver. 5.8, Network Analysis Associates, Tempe, Az, 2006.

8) Lee, J. L., Huh, H. I., Kim, S. H., Chang, S. Y. and Lee, D. G., "Preliminary Thermal Analysis for LEO Satellite Optical Payload's Thermal Vacuum Test", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, 2011, No. 5, pp. 466~473

9) Kim, M. J., Huh, H. I., Kim, S. H., Chang, S. Y., Lee, D. G., Lee, S. H. and Choi,

H. J., "Thermal Model Correlation and Heater Design Verification for LEO Satellite Optical Payload's Thermal Analysis Model Verification," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39 No. 11, 2011, pp. 1069~1076

10) Shin, S. M. and Oh, H. U., "Thermal Design and Analysis for Space Imaging Sensor on LEO," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 4, 2011, pp. 474~480