

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(5), 410-418(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.5.410

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

## 2축 X-band 안테나 지향 기구장치의 개발과 검증

엄상철\*, 강병수\*\*, 김현섭\*\*, 박인용\*\*, 김연용\*\*, 황규훈\*\*, 최 웅\*\*, 양승욱\*\*, 이현우\*\*

## Development and Evaluation of Dual-Axis X-band Antenna Pointing Mechanism for Space Applications

Sangcheol Eom\*, Byeongsu Kang\*\*, Hyunsop Kim\*\*, Inyong Park\*\*, Yeonyong Kim\*\*,  
Kyuhun Hwang\*\*, Woong Choi\*\*, Seunguk Yang\*\* and Hyunwoo Lee\*\*  
Satrec Initiative\*\*\*

## ABSTRACT

This paper describes the design, analysis, and verification tests of the Dual-axis X-band antenna pointing mechanism(XAPM) that has been developed for the Earth observation mission at low Earth orbits. Based on the experience of development and operation of the similar system, we defined the main points and requirements of the system design and confirmed the characteristics of the system through the verification test of the launch and orbit environment test of the engineering qualification model. Through the characteristics and verification techniques of the system acquired during this process, improvement points of the later qualification model are derived.

## 초 록

본 논문에서는 저궤도 지구관측위성에 적용을 목적으로 개발된 X-band용 2축 안테나 지향 기구장치(Dual-axis X-band antenna pointing mechanism)의 설계부터 해석 및 검증시험 까지 개발 과정을 논하고 그 검증 결과를 기술하고 있다. 유사시스템의 개발 및 운용경험을 바탕으로 본 시스템 설계의 주안점과 요구사항을 정의하였고, 제작된 시험인증모델의 발사 및 궤도운용 환경에 대한 검증시험을 통해 시스템의 특성을 확인하였다. 본 과정 중 획득한 시스템의 특성 및 검증기법을 통해 이후 인증모델의 개선점을 도출하였다.

**Key Words** : X-band Antenna Pointing Mechanism(XAPM), Hold down and Release Mechanism(HRM), Launch Environment(발사환경), Orbit Environment (궤도환경)

## I. 서 론

X-band Antenna Pointing Mechanism(XAPM)의 임무는 인공위성의 관측 데이터를 지상국으로 전송하기 위해 지상국을 동적으로 추적 하는 것이며, 위성의 자세제어와 독립적으로 구동되어 관측 데이터를 지상국으로 전송이 가능하도록 한다[1]. 또한 고정된 형태의 안테나를 사용할 때에 비하여 빠르고 많은 양의 관측 데이터를 획득할 수 있는 장점이 있다. 이러한 이유로 Dual axis XAPM의 필요성이 점차 증대되고 있으며, 위성의 운용효율을 높일 수 있는 요구사항들을 반영하기 위한 개발이 이루어지고 있다[2].

썬트랙아이에서는 Single axis XAPM을 개발하여 SpaceEye-1 프로그램을 통해 기술과 활용성을 검증한 바 있다. 하지만 Single axis XAPM을 사용한 경우 구동각의 한계로 인해 관측 데이터 전송 시 위성의 자세를 변경해야하는 상황이 필연적으로 발생하여 데이터 획득시간이 제한될 수 있었다. 이를 극복하고 위성의 활용성을 높이기 위한 기술 확보 방안으로 Dual axis XAPM의 개발이 시작되었다. 본 논문에서는 시험인증 모델(Engineering Qualification Model)급 Dual axis XAPM의 설계 및 해석, 검증시험을 포함한 개발과정을 다루고 있다.

## II. 본 론

### 2.1 시험인증모델 설계

#### 2.1.1 재사용기술

Space mechanism은 발사환경과 운용되는 궤도환경을 고려하여 부품을 선정하고 이를 설계에 반영해야한다. 구동계에 의해 움직이는 기계장치는 발사환경에 대한 구조적 건전성확보 및 구동계 보호를 위한 방안이 검토되어야 하고, 극심한 궤도환경하에 임무수명을 만족하여야 하므로 적절한 유희기능을 적용하여 설계되어야 한다[3].

썬트랙아이에서 개발된 바 있는 Single axis XAPM은 2013년 11월에 발사된 Dubaisat-2, 그리고 2014년 6월에 발사된 DEIMOS-2 Platform에 적용되어 현재까지 운용 중에 있으며, 안정적인 작동성이 검증된 이력이 있다. Single axis XAPM은 발사환경에 대한 구동계의 보호 및 구조건전성을 위해 발사구속장치(HRM)가 적용되었고, 궤도환경에서의 작동성을 고려한 유희이 적용되었다. 이러한 개발 경험을 바탕으로 Dual axis XAPM의 개발 기준을 명료하게 할 수 있었다.

Table 1. Performance Requirements

Description	Requirements
Dynamic Envelope	Ø600 mm x h400 mm (from mount interface)
Number of axes	Dual
Mass	≤ 4.5 kg
Random Vibration	X, Y axis : 11.3 grms Z axis : 17.5 grms
Life time	Up to 7 years
Temperature Range	-40°C ~ +70°C(Surv.) -30°C ~ +50°C(Oper.)
Pointing Accuracy	≤ 0.25 deg
Slew rate	≤ 20 deg/s
First Modal Frequency	> 140 Hz
# of operation cycles	> 50,000
Slew range of Elevation	± 110 deg
Slew range of Azimuth	± 270 deg
RF Frequency Range	8.025 ~ 8.4 GHz
RF Frequency Gain	< 21 dBIC
RF Path Insertion Loss	< 1.5 dB
RF Polarization	Dual

#### 2.1.2 성능요구조건

Dual axis XAPM의 주요 역할은 위성이 임무를 수행하면서 획득한 데이터를 지상국으로 송신하기 위한 안테나의 지상국 지향 및 통신범위를 유지하는 것이다[4]. 두 축으로 구동하는 집벌구조는 지상국 지향성을 높일 수 있게 하며, 각 축의 구동범위는 저궤도 위성의 운용고도 및 관측범위에 의해 결정 되었다. 관측 데이터를 전송하는 다운링크 성능은 위성의 주요 성능지표중 하나로써 본 시스템에는 21dBi 안테나 및 Dual Channel RF Polarization을 제공 할 수 있는 기능이 요구되었으며, 그 밖의 성능요구조건은 Table 1에 나타내었다.

#### 2.1.3 설계 주안점

Space mechanism 개발에 있어 소형화 및 경량화의 요구사항은 점차 중요해지고 있다. XAPM의 경우 요구되는 성능을 만족하는 시스템을 위해 구성요소의 선정 및 배치가 외부형상과 크기에 주요한 영향을 미치게 된다. 따라서 요구조건을 만족할 수 있는 범위에서 선정된 부품을 배치하여 소형화, 경량화를 함께 고민해야 한다. 요구되는 성능 중 구동범위는 Azimuth 방향으로 ±270°, Elevation 방향으로 ±110°의 다중 회전을 해야 하고, Elevation stage로 신호 및 전원공급, 데이터송신 기능을 안정적으로 수행해야 한다. 이를 위해서는 Electrical harness routing과 RF

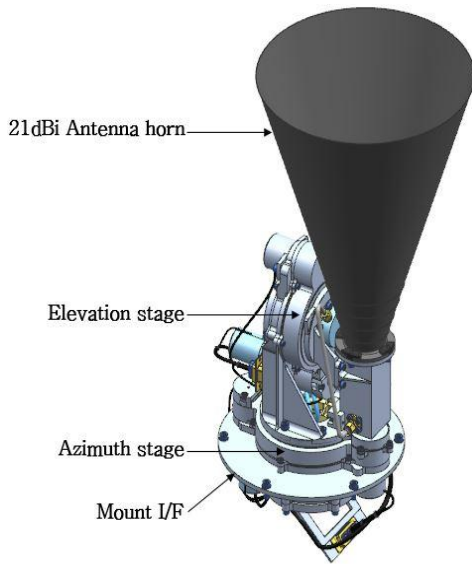


Fig. 1. Design Configuration of Dual axis XAPM

cable routing 설계가 중요하다. XAPM은 발사환경을 거쳐 궤도환경에서 반복적으로 운용된다.

발사환경에서 발생하는 외부하중에 의해 구동부가 불필요하게 움직일 경우 구조적 건전성 및 기능상에 영향을 미칠 수 있기 때문에 발사구속 장치의 필요성에 대한 검토가 이루어졌다.

#### 2.1.4 설계 형상

Dual axis XAPM은 고도각을 담당하는 Elevation stage와 방위각을 담당하는 Azimuth stage로 분류되고 있으며, 각 회전부는 고도축과 방위축을 중심으로 회전을 한다. Mounting interface를 포함하고 있는 Azimuth stage의 회전부에는 Elevation stage가 연결되어 Elevation stage 전체가 회전하고, Elevation stage의 회전부에는 21dBi X-band antenna가 연결되어 회전하는 구조이다. 각 회전부의 구동을 위해 사용되는 구동 모터는 감속기가 포함된 스텝퍼모터이며, 모터에서 생성하는 동력은 펌기어를 통하여 회전부로 전달된다. 회전부는 배면 조합으로 배열된 한 쌍의 앵글러 콘택트 볼 베어링에 의해 지지되어 있으며, X-band antenna가 지향하는 위치 정보를 확인하기 위해 회전 각도를 측정하는 Potentiometer가 각 축에 적용되었다. Fig. 1에 Dual axis XAPM의 설계 형상을 나타내었다.

#### 2.1.5 구성품 선정

Dual axis XAPM은 구동계를 움직이기 위한 모터, 동력전달 요소인 기어, 축계요소인 베어링,

Table 2. Minimum uncertainty factors

Resistive torque or force contributors	Symbol	Factor
Inertia	$T_I$	1.1
Spring	S	1.2
Motor mag. losses	$H_M$	1.5
Friction	$F_R$	3.0
Hysteresis	$H_Y$	3.0
Others(Harness)	$H_A$	3.0
Adhesion	$H_D$	3.0
Inertial resistance torque	$T_D$	1.25
deliverable output torque	$T_L$	1

회전 각도를 측정하는 센서, Electrical harness, RF cable 및 HRM 등의 주요한 구성품으로 이루어진다. 이러한 구성품의 선정에 있어 구성품의 등급 및 커스터마이징 가능성은 전체 형상 및 성능, 개발비용 등에 크게 영향을 미친다. 본 논문에서는 요구 성능에 부합하는 시험검증모델 수준의 구성품을 선정하여 시스템 설계에 반영하였다. 더불어, 수급의 용이성, ITAR 대상 품목에 대한 검토도 함께 이루어졌다.

구동모터는 입력전원의 형태 내부 구조, 제어 방법 등에 따라 구분되고 있다. 본 시스템의 각 축에 동일하게 적용된 구동모터는 1:49의 감속기가 포함된 스텝퍼모터이다. 1회전에 200 스텝을 가지고 있으며 스텝 정밀도는 1.8°이다.

회전각을 측정하는 Potentiometer를 통해 제어기 설계 시 폐회로 제어가 가능하며, Potentiometer의 오동작 시에는 스텝을 계속하여 운용이 가능하도록 하였다. 본 시스템에 사용된 모터의 최소토크는 식 (1)과 같이 ECSS-E-ST-33-01C에서 명시된 최소요구 토크 산출식을 적용하였으며, 각부호의 최소 불확실성 계수는 Table 2에 정리하였다.

$$T_{\min} = 2 \left( 1.1T_I + 1.5S + 1.5H_M + 3F_R \right) + 1.25T_D + T_L \quad (1)$$

$$+ 3H_Y + 3H_A + 3H_D$$

베어링의 역할은 축과 하우징사이의 상대운동을 가능하게 하고, 회전축으로부터 전달되는 하중을 지지하는 것이다[5]. 구조물을 지지하고 있는 베어링은 발사환경에서 가장 큰 하중을 받게 되기 때문에 발사하중에 대한 구조적안정성을 확보할 수 있도록 선정 되어야 한다. 또한 궤도환경과 수명을 고려한 적절한 윤활이 선정되어야

Table 3. Static Capacity of Bearing

Description	Static Load
Radial Capacity	10,450 N
Axial Capacity	18,570 N
Factor of safety	8.5



Fig. 2. Anti-Backlash Super Gear

한다. 본 시스템에는 위치, 배열, 조립 및 분해 가능성 등을 고려하여 정위치 예압을 적용한 앵글러 컨택트 볼 베어링을 적용 하였다. Azimuth 와 Elevation stage 모두 동일한 형태의 베어링 이 적용 되었으며, 베어링의 허용하중 및 안전계 수를 Table 3에 나타내었다.

구동모터에서 생성되는 동력을 전달하기 위해 한 쌍의 평기어가 적용되었다. 기어는 상호간 맞물리는 기어치 간에 Backlash가 존재하는데, 이는 지향정밀도를 저하 시키는 원인이 된다. 본 시스템에서는 Backlash를 물리적으로 절감시켜 주는 Anti-Backlash 평기어를 적용하였으며, Fig. 2에 기어형상을 나타내었다.

기어의 재료선정은 강도 및 내마모성뿐만 아니라 우주환경에서의 저온용착을 피할 수 있도록 고려하였다. 저온용착이란 압축을 받는 동종의 두 재료 표면에 국부적으로 소성 변형이 일어나 접합되는 현상을 말한다. 이와 같은 현상은 구동계를 가지는 기구장치 설계에서는 필히 검토해야 할 대상이다. 저온용착의 근본적인 원인을 해결하기 위해 서로 다른 재료의 기어를 적용하여 맞물리도록 하였다[6].

윤활은 두 금속간의 마찰과 마모를 줄여, 수명을 연장하는 역할을 한다[5]. 본 시스템에서는 고진공환경과 넓은 온도영역에서 사용할 수 있는 고체윤활제인 MoS<sub>2</sub>와 구리스계열의 Braycote 601 FE 윤활제를 사용하였다. MoS<sub>2</sub>는 넓은 온도범위에서 안정적인 마찰력을 유지하며, Braycote 601 EF은 매우 낮은 마찰계수와 고진공에서 보존성이 우수한 특성이 있다.

### 2.1.6 RF Cable Routing

Dual axis XAPM은 구동부로 인한 RF 케이블 경로 설계가 중요하며 경로설계 방향에 따라 전체 시스템형상이 결정되기도 한다. 초기 RF cable routing 설계는 유연한 케이블을 이용하여 구동부의 회전운동에 대응하는 것이었다. 이 구조는 구동부 작동 시 회전방향에 따라 RF cable 이 반복적으로 감기고 풀리는 구조이다. 하지만 Azimuth axis의 ±270°, Elevation axis ±110°의 구동 범위 요구조건을 만족시키기 위해서는 RF 케이블 길이가 약 2m 가량 필요하다는 결론을 얻었고, 이와 더불어 Dual channel RF polarization 전송이 가능하려면 두개의 RF cable 이 적용되어야 했었다. 이로 인해 RF Path Insertion Loss가 증가하게 되는 단점이 발생하여 이를 보완할 수 있고 구조적으로도 적합한 로터리조인트를 적용하게 되었다. 로터리조인트란 회전 구동 중에도 일정한 품질의 RF신호를 전달할 수 있는 장치이다. 본 시스템에는 Dual channel RF polarization 요구조건을 만족하기 위해 Dual channel 로터리 조인트를 적용하였다.

### 2.1.7 Electrical Harness Routing

초기 Harness routing 설계에는 슬립링을 적용 하였다. 슬립링이란 회전구동 중에도 신호 및 전원공급을 안정적으로 수행하는 역할을 하며 무한회전이 가능하다는 특징이 있다. 하지만 RF cable routing 설계에 적용된 로터리 조인트와 상호 호환성 및 구조적인 복잡성으로 인해 무게 증가 및 강성이 감소하는 문제점이 있었고, 이를 보완하기 위해 유연한 PCB를 적용하였다. 유연한 PCB는 한정된 구동범위를 가지고 있어 본 시스템에는 구동제한장치(Limit Stopper)와 함께 적용하여 전원공급 오류 및 시스템 제어 오류 시에도 유연한 PCB의 보호가 가능하다.

### 2.1.8 발사구속장치 (HRM)

구동부를 갖는 기계장치는 발사과정의 불규칙적인 진동에 의해 불안정한 상태에 놓여지게 된다. 이러한 진동은 구동부의 예상치 못한 거동을 야기하여 구조물 및 부품에 손상을 발생시킬 수도 있으므로 이를 예방하기 위해 발사구속장치를 사용하고 있다.

발사구속장치의 목적은 발사 시 구동부가 움직이지 않도록 구속하여 시스템의 손상을 방지하고, 궤도 진입 후 구속을 풀어줌으로써 정상 운용이 가능하도록 하는 역할을 한다. Dual axis XAPM의 초기모델은 발사구속장치를 적용하여 설계하였으며, 작동장치로는 Pin-puller가 적용되



Fig. 3. Configuration of Pin-puller

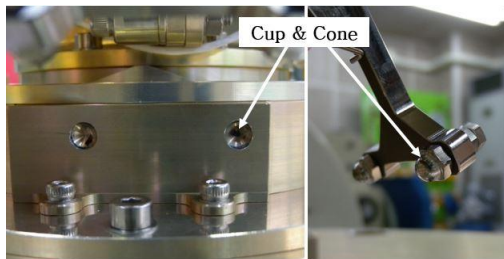


Fig. 4. Configuration of release of HRM

었다. Fig. 3에 Pin-puller 형상을 보여주고 있다.

발사구속장치는 Elevation과 Azimuth 두 축을 고정하기 위해 하나의 Pin-puller가 적용되었고 고정 경계는 Cup&Cone의 형상으로 설계하였다. Fig. 4에 Cup&Cone의 형상을 보여주고 있다.

구조적 설계여유를 고려한 설계에도 불구하고, Dual axis XAPM의 초기모델은 진동시험에서 만족스러운 결과를 얻지 못하였다. 첫 번째로 강성요구조건인 First Modal Frequency 요구조건을 만족하지 못하였고, Cup&Cone 경계에서 마모로 인해 발생한 오염물질, 그리고 HRM의 오작동 시 Dual axis XAPM의 운용이 불가하여 위성의 임무 수행에 큰 손실을 초래할 수 있다는 것이 새로운 논쟁으로 거론 되었다. 이와 같은 문제를 해결하기 위해 HRM의 역할과 필요성을 재검토하여 본 시스템에는 HRM을 사용하지 않는 것으로 결정하였다.

HRM을 적용하지 않는 system의 새로운 주요 설계인자 중 하나는 거동 안정성이다. 발사환경에서 발생하는 불규칙적인 외부하중에도 구동부의 과도한 동적 거동이 발생되지 않아야 한다. 이를 위해서는 구동부의 무게중심과 회전축과의 거리를 최소화하는 것이 중요하다. 시스템에 전류를 입력하지 않는 발사환경을 고려한 모터의 detent torque와 기어비에 의해서 구동부의 무게중심과 회전축과의 거리는 0.3mm 이하로 설계되

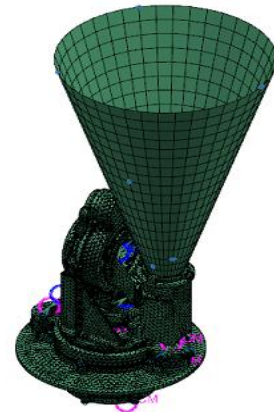


Fig. 5. FE Model of Dual axis XAPM

어야 한다는 결론을 얻었고, 3차원 CAD 소프트웨어의 물성치 계산상으로, 요구되는 값을 만족하도록 설계하였다. 동적 거동 안정성 검증은 환경시험 수행 시 랜덤진동시험으로 검증하였다.

### 2.1.9 유한 요소 해석

동적특성 및 구조적 안전성을 예측하기 위해 Dual axis XAPM의 유한요소 해석을 수행하였다. 위성과 동적 커플링을 피하기 위한 개발 요구조건은 140Hz 이상으로 설정되어 있으며 유한요소해석 결과, First Modal Frequency는 144 Hz으로써 해석결과상 요구조건을 만족하는 결과를 보여주었다. Fig. 5에서 유한요소모델 형상을 볼 수 있다.

## 2.2 검증 시험

개발 요구조건에 부합하도록 제작된 Dual axis XAPM은 환경시험을 통해 기능과 구조안정성의 검증을 수행 하였다. 시스템 검증을 위해 적용된 환경시험은 발사환경과 궤도운용환경으로 나뉘며, 궤도 열환경 하에서 작동수명시험을 수행하였다. 발사환경은 랜덤진동시험(Random Vibration)을 적용하였으며, 궤도운용환경은 축소된 열진공 및 열주기 시험(Reduced Thermal Vacuum and Cycling Test)을 적용하였다. 작동 수명시험(Life time Test)은 운용온도를 고려한 열주기 환경(thermal cycling)과 대기환경(Ambient)을 병행하여 수행 하였다. 요구되는 각각의 성능을 검증하기 위해 기능시험, RF Insertion loss, Pointing Accuracy 및 안테나 빔 패턴을 측정하였다.

### 2.2.1 발사환경 시험

시스템을 구성하는 구조물 및 회전부를 지지하는 베어링은 발사환경에서 발생하는 외부하중에 대해 구조적 건전성이 확보되어야 하며, HRM이



없는 구동부는 안정적인 동적 거동을 확보 하여야 한다. 불규칙한 동적하중에 대한 구동부의 동적 안정성 및 구조물 건전성을 확인하기 위해 랜덤진동시험을 수행하였다. 시험 기준은 ECSS-10-03A의 Qualification Level에 따라 수평방향은 12.69 grms, 수직방향은 19.67 grms로 선정하였고, 설계여유를 확보하고 있어 Notching은 적용하지 않았다[7]. Figs. 6~8에 시험 구성과 시험 입력값을 나타내었다.

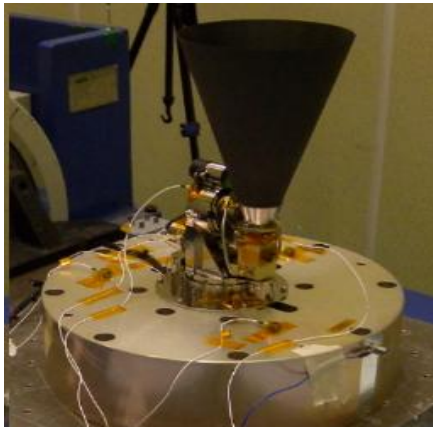


Fig. 6. R/V Test Configuration on Lateral Axis

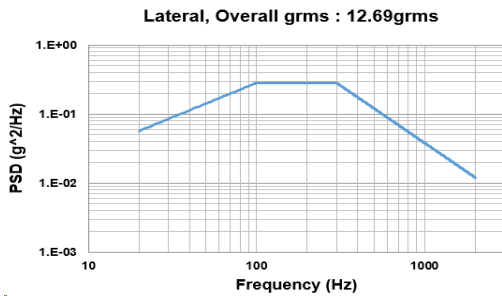


Fig. 7. Random Vibration Test input profile of Lateral

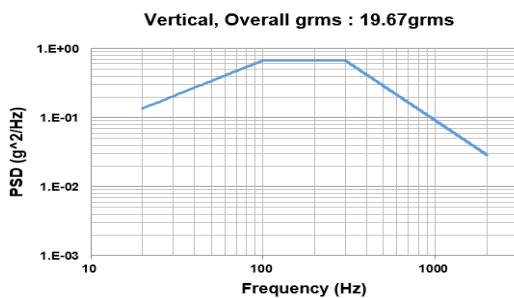


Fig. 8. Random Vibration Test input profile of Vertical

Table 4. FRF comparison of Pre and Post of RV test

Test axis	Pre (Hz)	Post (Hz)	Frequency shift (%)
X-Axis	153.8	151.3	1.6
Y-Axis	220.0	220.2	0.1
Z-Axis	505.0	497.5	1.5

주 랜덤시험 전후로 주파수응답함수 비교를 통해 구조적 건전성을 확인하였으며, 영상촬영 분석을 통해 구동부의 동적 안정성을 확인하였다. 주파수응답함수를 통해 First Modal Frequency가 횡방향으로 151.3Hz임을 확인하였으며, 주 랜덤진동시험 전후의 주파수응답함수 변형율이 모든 축에 대하여 1.6% 미만으로 유지되는 것을 Table 4를 통해 확인할 수 있다.

불규칙한 외란에 대한 회전축의 동적 안정성을 확인하기 위해 영상촬영 분석을 수행하였다. 분석 결과 Azimuth stage와 Elevation stage 회전축에 대한 구동부의 불안정한 거동은 보이지 않았으나, Y축 시험에서 Azimuth stage가 초기위치에서 약 1.3°의 회전된 결과를 보여주었다. 이는 본 시스템에 적용된 부품의 무게가 실측값과의 오차가 존재하여 구동부의 무게중심과 회전축간의 거리 차이가 발생하였기 때문으로 분석되었고, 부품의 실제 무게를 적용한 결과 무게중심과 회전축과의 거리 차이는 2mm인 것으로 확인되었다. HRM을 적용하지 않는 구동부이기 때문에 무게 균형을 유지하는 것이 매우 중요하며, 각 부품의 실측된 무게를 설계에 반영함으로써 그 차이가 오차범위 내에 존재하도록 보완하여 개선할 수 있다. 랜덤진동시험 후 기능시험 및 RF Path Insertion Loss 측정에서도 특이사항은 발생되지 않아, 본 시스템은 HRM을 적용하지 않아도 구조적 건전성 및 동적안정성에 문제가 없다는 것을 확인하였다.

2.2.2 궤도운동 시험

본 시스템은 위성체 외부로 노출되어 극심한 열환경에서 운용되므로 열환경 변화에 안정적인 작동성을 확인하여야 한다. 열환경에 대한 기능검증을 위해 열주기 시험과 열진공 시험을 수행하였다. 요구되는 온도범위는 생존온도 -40°C~+70°C, 운용온도 -30°C~+50°C로 설정 되었으며, 생존온도에서 1주기, 운용온도에서 2주기, 총 3주기의 열주기 시험을 수행하였다. 열주기 시험 중 최고 및 최저온도에서 각각 기능 시험을 수행하였으며, Fig. 9에서 열주기 및 열진공 시험 구성을 살펴볼 수 있다.

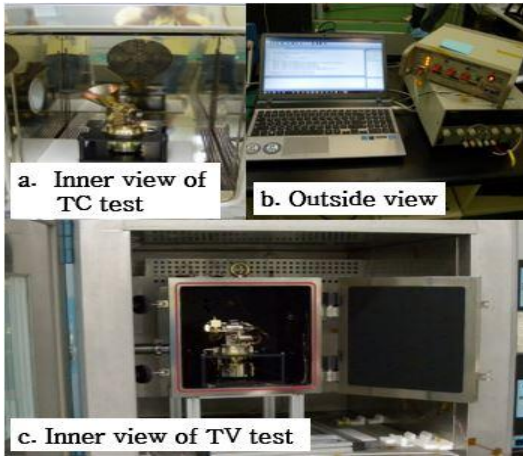


Fig. 9. Test Configuration of Orbit Environment

열진공 시험은  $1.0 \times 10^{-5}$  torr의 진공도에서 열주기 시험의 온도조건과 동일한 환경에서 수행하였다. 열진공 시험 시에는 장시간 미운용 되는 상태를 가정하여 운용온도의 저온에서 12시간을 대기한 후 기능 시험을 통해 기능성을 확인하였다. 이를 통해 열진공 환경에서도 기능을 유지하고 있음을 확인 하였으며, 특히 장시간 대기 후 기능시험에서도 저온운착의 문제가 발견되지 않았다.

열환경시험을 통해 동작성을 확인한 후 궤도운용검증을 위한 수명시험을 수행하였다. 요구되는 임무수명은 7년, 50,000 주기 이상이다. 수명 시험은 ECSS-E-ST-33-01C의 Life Test Duration 기준으로 수행하였으며, Table 5에 Life Test Duration Factor를 보여주고 있다. 수명시험 기준에 따라, 총 102,060 주기를 구동하였으며, 그 중 35,770 주기는 열주기 환경에서, 66,290 주기는 대기환경에서 수행되었다. 수명시험에서 적용된 열주기 기준은 Fig. 10에 나타내었다. Dual axis XAPM이 35,770 주기를 구동하는 동안 운용온도 수준에서 총 70 주기의 열주기가 반복되었다.

Table 5. Life Test Duration Factors

Type	No. of expected cycles	Factor
Ground testing (minimum 10 cycles to be tested)	1 to 1,000 cycles	4
	1,001 to 100,000 cycles	2
	> 100,000 cycles	1.25
In-orbit	1 to 10 cycles	10
	11 to 1,000 cycles	4
	1,001 to 100,000 cycles	2
	> 100,000 cycles	1.25

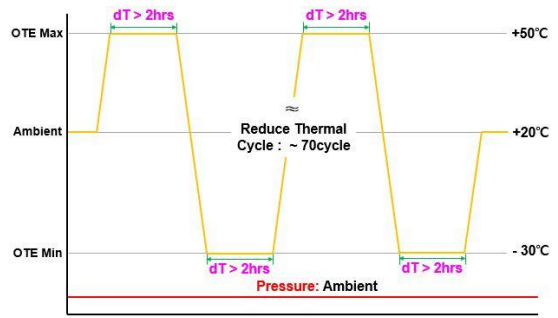


Fig. 10. Thermal cycle Profile of Life Time Test

총 102,060 주기의 동작시험을 수행하는 동안 전력 소비량은 안정적이었으며 특이점은 발견되지 않았다. 수명시험 후에 RF Path Insertion Loss를 측정하여, RF 특성을 확인하였다. 측정결과 8.0Ghz~8.4Ghz 주파수 대역에서 1.11dB 이하의 Insertion Loss 특성을 보여주었다. 수명시험을 수행한 후의 최종 측정 결과를 Table 6에 나타내었다.

수명 시험 후, 본 시스템의 평가어에 적용된 윤활제를 검사 하였다. 기어치 표면에 적용된 MoS2 고체 윤활제는 102,060 주기의 구동 후에도 금속 표면이 드러나는 정도로 마모된 현상은 보이지 않아, 임무기간동안 문제가 없음을 확인하였다. Fig. 11에서 수명시험 후의 윤활제 상태를 볼 수 있다.

Table 6. RF path insertion loss after Life Test

Channel	Frequency [GHz]	Insertion loss [dB]
RHCP	8,025	-1.11
	8,200	-0.99
	8,400	-1.09
LHCP	8,025	-1.01
	8,200	-0.86
	8,400	-0.99



Fig. 11. Inspection of Lubricant

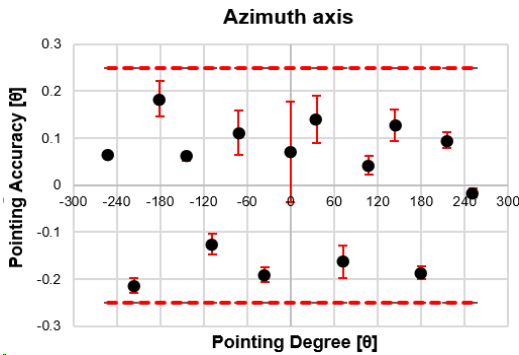


Fig. 12. Pointing Accuracy Results of Azimuth axis

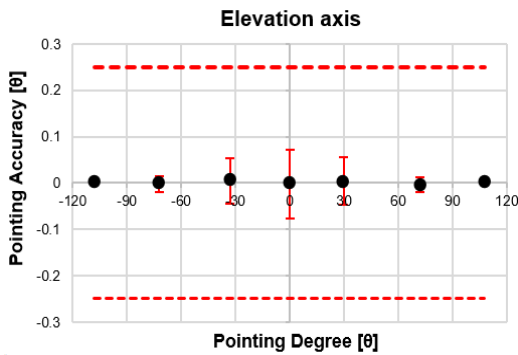


Fig. 13. Pointing Accuracy Results of Elevation axis

2.2.3 지향 정밀도 측정(Pointing Accuracy Measurement)

본 시스템에 요구되는 지향정밀도는  $\leq 0.25^\circ$  로 측정을 통해 확인하였다. 측정 장비는 0.5 arcsec의 정확도를 갖는 Theodolite를 사용하였고, X-band 안테나에 측정용 반사경을 부착하여 지향 방향을 측정하였다. 시스템의 구동 범위와 측정 환경을 고려하여 Azimuth 측 방향으로는 15요소, Elevation 측 방향으로는 7요소, 총 105 요소의 지향 방향에 대해 측정을 하였다. 측정 결과값의 각 지향점 표준편차를 반영한 결과를 Figs. 12~13에 나타내었다. 측정 결과, Azimuth, Elevation 축의 지향정밀도는 요구조건을 만족하는 것을 확인하였다.

2.2.4 안테나 빔패턴 측정(Antenna Beam Pattern Measurement)

본 시스템에 적용된 X-band용 안테나의 성능을 검증하기 위해 전파무반향실에서 안테나 빔패턴 측정을 수행하였다. 측정은 발사환경 시험 후 수행되었고, X-band 안테나만을 이용하여 별도의

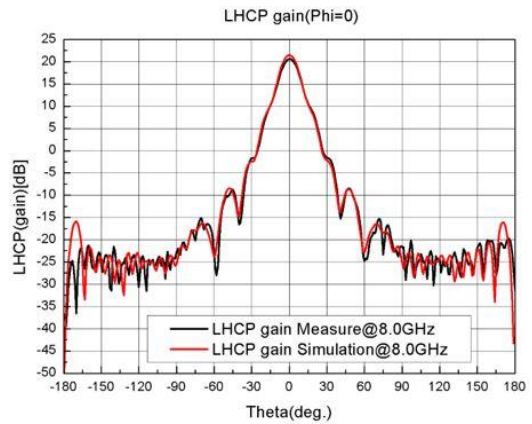


Fig. 14. Antenna Beam Pattern of LHCP at 8.0 Ghz

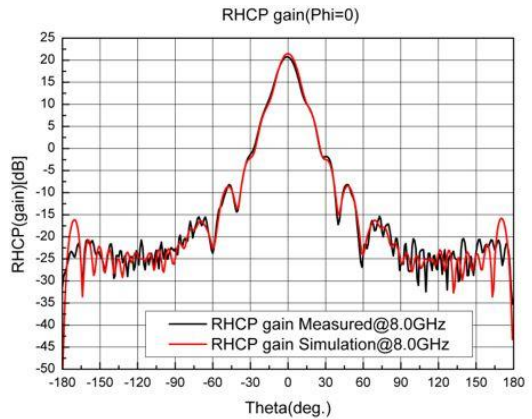


Fig. 15. Antenna Beam Pattern of RHCP at 8.0 Ghz

측정시험을 구성하였다. Figs. 14~15를 통해서 Theta( $\theta$ ) 0°에서 빔 최대값이 요구조건인 21dBi를 만족한다는 것을 확인할 수 있다. 빔 최대값에서 RHCP의 빔 최대치는 요구조건을 상회하였고, LHCP의 빔 최대치는 20.7dBi로 요구조건 대비 0.3dBi의 낮은 차이를 보이고 있다. 하지만, 이 측정값은 장비 셋업 및 측정오차로 인한 것으로 오차 범위에 속한다.

III. 결 론

본 논문은 저궤도 소형위성에 적용을 목적으로 개발되고 있는 시험인증모델급(Engineering Qualification Model) Dual axis XAPM의 설계와 검증 내용을 다루고 있다. 발사 및 궤도운용 환경을 모사한 검증시험 결과들이 초기에 도출된 성능요구사항



에 대부분 부합하는 것을 확인하였다. 특히 CFRP복합소재로 제작된 안테나혼은 21dBi의 높은 이득값을 가지면서 시스템 경량화가 가능했던 요인 중 하나이며, 요구되는 모든 주파수 대역에서 요구조건 21dBi를 만족하는 결과를 얻었다. 검증환경 시험 중 열주기 및 열진공시험은 여러 가지 제약으로 인증수준에 미치지 못하였지만, 장시간 수행한 수명시험을 통해 열환경에 대한 시스템의 특성을 파악할 수 있었다. 향후 인증모델 개발 및 검증을 통해 인증 수준의 제도운용환경시험을 진행할 계획이다.

많은 Space mechanism에는 외부하중이 극심한 발사환경으로부터 기구장치를 보호하기 위해 HRM을 적용하고 있지만, 필수 사항은 아니었다. 본 시스템에서는 HRM의 역할보다 자체의 오작동에 의한 영향력이 더욱 크다고 판단하여 제거하는 것을 결정하였다. 검증과정을 통해 구동축을 중심으로 무게 균형이 주요한 인자임을 확인하였으며, 모터의 Detent Torque 기준에서 요구조건을 설정하는 것도 적절한 방법임을 확인하였다.

다양한 Actuator를 사용하는 Space Mechanism에서는 제도운용 시 미소진동을 발생시키기도 하는데 이는 관측위성의 영상품질 열화 현상의 원인 중 하나이다. 본 논문에서는 다루지 않았지만 Dual axis XAPM은 미소진동 저감방안을 모색하고 적용할 수 있도록 고안하였다. 향후 미소진동 저감기술을 적용한 인증모델을 개발하고 검증시험을 통해 시스템의 완성도를 높일 계획이다.

## References

- 1) Schmid, M., Yong, S. S., and Lee, S. G., "Extremely Compact Two-axis X-band Antenna Assembly," *13th European Space Mechanisms and Tribology Symposium*, September 2009.
- 2) Lee, S. G., Lee, J. T., Kang, E. S., and Yong, S. S., "Technical Trends of X-band Antenna for Space Program," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 11, No. 2, 2013, pp. 81~89.
- 3) European Cooperation for Space Standardization (ECSS-E-ST-33-01C), "Space engineering (Mechanisms)," March 6, 2009.
- 4) Ferris, M., and Phillips, N., "The Use and Advancement of an Affordable, Adaptable Antenna Pointing Mechanism," *14th European Space Mechanisms and Tribology Symposium*, 28-30 September 2011.
- 5) Hong, J. P., "Mechanical design," March 8, 2014.
- 6) Merstallinger, A., Sales, M., and Semerad, E., "Assessment of cole welding between separable contact surfaces due to impact and fretting under vacuum," November 2009.
- 7) European Cooperation for Space Standardization (ECSS-E-10-03A), "Space engineering (Testing)," February 15, 2002.