

기술논문

차세대중형위성 3호 과학탑재체 IAMMAP(Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer and Plasma-probe) 랭뮤어 탐침의 비행 모델 개발

박수환¹, 이승욱¹, 홍지민¹, 박성욱¹, 김진규¹, 구분주¹, 차원호¹, 장일영¹, 최두영², 박재흥³, 유광선^{1†}

¹한국과학기술원 인공위성연구소

²충북대학교 천문우주학과

³한국천문연구원



Received: October 2, 2024
Revised: October 22, 2024
Accepted: October 29, 2024

†Corresponding author :

Kwangsun Ryu
Tel : +82-42-350-8619
E-mail : kwangsun@kaist.ac.kr

Copyright © 2024 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Su-Hwan Park
<https://orcid.org/0009-0006-4963-1024>
Seunguk Lee
<https://orcid.org/0000-0001-8045-6398>
Jimin Hong
<https://orcid.org/0009-0005-1763-6253>
Seongog Park
<https://orcid.org/0000-0002-0363-6579>
Jin-Kyu Kim
<https://orcid.org/0000-0001-5650-2163>
BonJu Gu
<https://orcid.org/0000-0002-7635-664X>
Wonho Cha
<https://orcid.org/0000-0003-2388-0904>
Ilyoung Jang
<https://orcid.org/0009-0001-5387-652X>
Dooyoung Choi
<https://orcid.org/0000-0002-3393-9060>

Development of Flight Model of the Langmuir Probe of Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer and Plasma-probe (IAMMAP) for the Compact Advanced Satellite 500-3 (CAS500-3)

Su-Hwan Park¹, Seunguk Lee¹, Jimin Hong¹, Seongog Park¹, Jin-Kyu Kim¹, BonJu Gu¹, Wonho Cha¹, Ilyoung Jang¹, Dooyoung Choi², Jaeheung Park³, Kwangsun Ryu^{1†}

¹Satellite Technology Research Center (SaTReC), Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon 34141, Korea

²Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University, Cheongju 28644, Korea

³Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea

요약

본 논문은 차세대중형위성 3호(Compact Advanced Satellite 500-3, CAS500-3)에 탑재되는 전리권 교란현상 이해를 위한 과학탑재체 IAMMAP(ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe) 랭뮤어 탐침(Langmuir probe, LP) 비행 모델(flight model, FM)의 개발, 검증 및 시험에 대해 다루고자 한다. IAMMAP은 고도 약 600 km에서 전리권의 플라즈마와 자기장 변화를 측정하도록 설계되었으며, 적도 전류 제트(equatorial electro-jet, EEJ)와 적도 이온화 이상(equatorial ionization anomaly, EIA)의 상관관계를 연구하는 과학임무를 위해 개발되었다. 랭뮤어 탐침(LP)의 비행 모델(FM)은 공학 인증 모델(engineering qualification model, EQM)의 성공적인 검증을 바탕으로 개발되었으며, 열과 방사선에 강한 우주급 MCU(micro-controller unit)로의 교체와 LP 운용 시나리오 구현 등 몇 가지 개선이 적용되었다. LP 비행 모델은 기능 시험을 마친 이후, 위성 운용을 위한 FM 요구 조건을 충족하는 지 확인하기 위해 환경 시험을 수행할 예정이다. LP를 포함한 IAMMAP은 전리권 이상을 이해하는데 기여하고, 근지구 우주 환경에서의 위성 운영을 위한 중요한 정보를 제공할 것으로 기대한다.

Abstract

This paper investigates the development, validation, and testing of the flight model (FM) of the Langmuir probe (LP) for ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe (IAMMAP), a scientific

Jaeheung Park
<https://orcid.org/0000-0002-1272-508X>
 Kwangsun Ryu
<https://orcid.org/0000-0001-8550-4213>

instrument aboard the Compact Advanced Satellite 500-3 (CAS500-3). IAMMAP is designed to measure ionospheric plasma and magnetic field variations at an altitude of approximately 600 km, focusing on the correlation between the equatorial electro-jet (EEJ) and equatorial ionization anomaly (EIA). The FM of the Langmuir probe has been developed following the successful qualification of the engineering qualification model (EQM), with improvements made in several areas, including the replacement of the micro-controller unit (MCU) with space-grade components resistant to radiation and temperature extremes, and the application of the LP operation scenarios. After the functional tests, environmental tests will be performed to verify compliance with FM requirements for satellite operation. The IAMMAP-included LP will contribute to understanding ionospheric anomalies and provide valuable insights for satellite operations in the near-Earth space environment.

핵심어 : 전리권, 랭뮤어 탐침, 비행모델, 플라즈마 측정, 검증

Keywords : ionosphere, Langmuir probe, flight model, plasma measurement, verification

1. 서론

전리권은 고도 약 50 km 이상의 중간권 일부 및 열권을 포함한 자유 전자와 양이온이 밀집된 영역으로 지구의 자기권과 상호작용하며 다양한 전자기적 현상을 발생시키는 중요한 대기권 영역 중 하나이다. 특히 통신과 GPS 신호에 영향을 미치기 때문에 전리권에서 일어나는 현상들을 이해하는 것이 중요하다. 전리권의 대표적 물리현상으로는 자기 적도를 따라 흐르는 전류인 적도 전기 제트(equatorial electro-jet, EEJ)와 낮 시간대 자기적도지역의 플라즈마 밀도가 감소하는 현상인 적도 이온화 이상(equatorial ionization anomaly, EIA)이 있다. EEJ와 EIA는 주로 태양 활동에 의해 영향을 받으며, 이로 인해 발생하는 플라즈마의 밀도와 온도 변화는 위성 시스템의 오류를 초래할 수 있다.

이와 관련하여 랭뮤어 탐침(Langmuir probe, LP)은 전리권 내의 전자 밀도와 온도와 같은 플라즈마를 측정하는 데 있어 매우 중요한 도구로 사용되어 왔다. 랭뮤어 탐침은 다양한 고도에서 전리권 플라즈마의 변화를 실시간으로 측정할 수 있어, 전리권 연구와 우주 기상 예측에 기여하고 있다. 일례로 2004년 6월 29일에 발사된 DEMETER 위성은 ISL(Instrument Sonde de Langmuir)을 포함한 과학 장비가 탑재되어 있으며, 전리권 플라즈마의 전자 밀도와 온도를 측정하였다[1].

이에 따라, 본 연구는 지구 전리권 교란 현상을 이해하기 위해 우주 플라즈마와 자기장을 측정하는 과학탐재체 IAMMAP(ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe)을 개발하고, 그 중 플라즈마 측정기인 LP를 검증하고자 한다. 과학탐재체 IAMMAP은 한국과학기술원(KAIST) 인공위성연구소에서 개발하고 있으며, 차세대중형위성 3호(Compact Advanced Satellite 500-3, CAS500-3)에 탑재되어 2025년에 발사될 예정이다. 차세대중형위성 3호(이하 차중 3호)는 우주과학 및 기술 검증 위성으로, 세 종류의 과학탐재체가 탑재된다. 그 중 하나인 IAMMAP은 고도 약 600 km에서 적도 지역과 극지역의 플라즈마 및 자기장 변화를 관측할 예정이며, 주요 관측 목표는 EEJ와 EIA의 복잡한 상관관계를 정량적으로 분석하여 이해하는 것이다. 차중 3호에 플라즈마 측정기와 정밀 자력계를 탑재하여 플라즈마 밀도와 자기장을 측정함으로써 전리권 플라즈마와 자기장의 상호작용을 좀 더 상세히 들여다 볼 수 있는 기회를 제공할 것이다[2-4].

본 논문에서는 차중 3호 과학탐재체 IAMMAP LP의 개발 과정과 주요 시험 결과를 다루며, 앞으로 진행될 마무리 단계에 대한 수행 내용과 계획에 대해 정리하고자 한다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 IAMMAP의 과학적 관측 목표와 LP 설계 및 자료 획득에 관한 내용을 다루며, 3장에서는 LP의 공학 인증 모델(engineering qualification model, EQM)의 개발 및 시험에 대해 기술한다. 4장에서는 비행 모델(flight model, FM) 개발 과정과 향후 계획을 설명하고, 마지막으로 5장에서는 결론 및 토의에 대해 기술한다.

2. IAMMAP(Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer and Plasma-Probe)과 랭뮤어 탐침(Langmuir Probe, LP)

2.1 IAMMAP(Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer and Plasma-Probe)의 과학적 관측 목표 및 사양

EEJ와 EIA는 지구 적도 지역 전리권에서 일어나는 중요한 현상 중 하나로, 전리권 플라즈마의 동역학에 큰 영향을 미친다. EEJ는 지구 적도 지역에서 발생하는 강한 동서 방향의 전류로서, 중성 대기와 전리권 플라즈마의 상호작용으로 발생한 여명-황혼(dawn-dusk) 사이의 전위차에 의해 형성된다(Fig. 1). 이는 주로 낮 시간 동안 발생하며, 지구 자기장 변화와 연관되어 있다. EEJ의 강도와 변화는 태양 활동, 지구 자기장, 대기 상태 등에 따라 달라지며, 특히 GPS와 같은 위성 기반으로 하는 통신 시스템에 영향을 미칠 수 있다.

EIA는 적도 전리권에서 전자 밀도가 크게 감소하는 현상으로, 적도 전리층의 수직 운동에 의해 형성된다(Fig. 2). EEJ와 마찬가지로 낮 시간 동안 발생하며, 이로 인해 전자 밀도 최대점은 주로 위도가 약 $\pm 15^\circ$ 범위에 위치한다. 적도 지역의 플라즈마가 상하 이동하면서 형성되는데, 전리권 플라즈마가 지구 자기장의 영향을 받아 고위도 지역으로 이동하면서 발생하게 되고, 이는 전리권의 전자 밀도 분포에 중요한 영향을 초래한다. EIA도 마찬가지로 위성 기반 시스템의 성능에 중요한 영향을 미치기 때문에 정확한 관측과 이해가 필요하다.

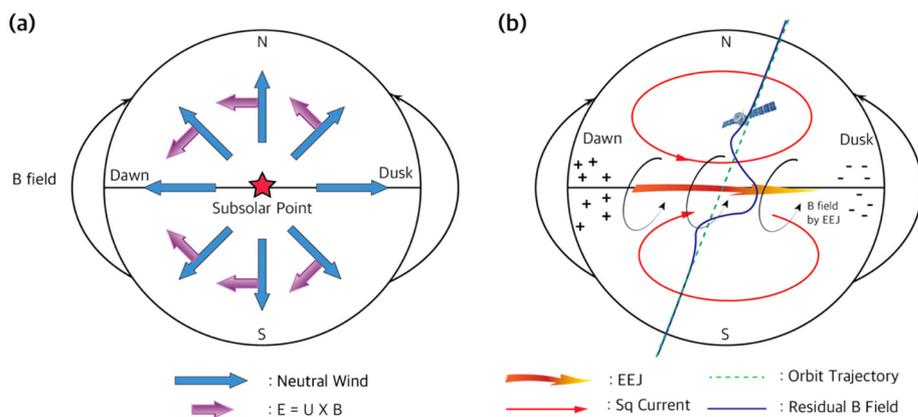


Fig. 1. Mechanism of equatorial electrojet (EEJ) [2]. (a) Neutral wind - plasma interaction. (b) The representative current system including EEJ and solar quiet current in the dayside ionosphere.

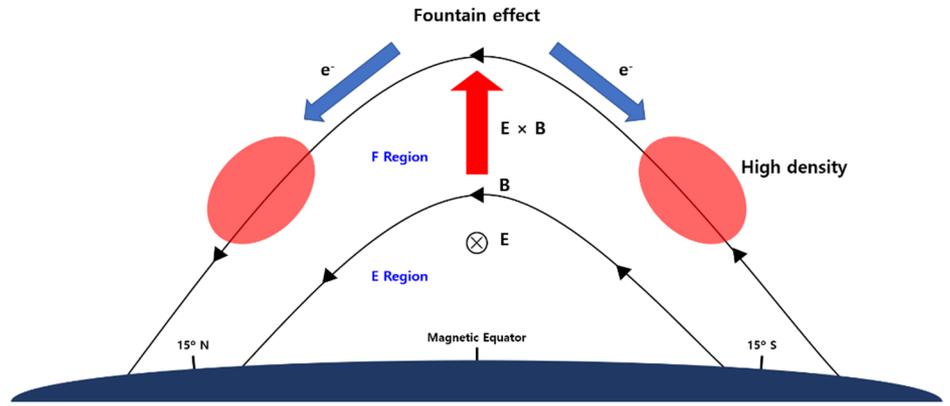


Fig. 2. Mechanism of equatorial ionization anomaly (EIA). The $E \times B$ drift in the ionosphere causes a “fountain effect”, leading to the accumulation of electrons at latitudes approximately $\pm 15^\circ$ from the magnetic equator.

EEJ와 EIA는 상호 관련성이 있을 것으로 추정되며, 전리권의 전자 밀도와 전류 분포를 결정하는 주요 요소들이다. 이들의 정확한 관측과 분석을 위하여 전자 밀도와 자기장을 측정할 수 있는 과학탐재체 IAMMAP을 개발하였다.

IAMMAP은 크게 AIPIM(advanced impedance probe for ionospheric monitoring)과 AIMAG(adaptive in-phase magnetometer)로 이루어져 있으며 세 종류의 센서를 가지고 있다. 센서는 AIPIM의 랭뮤어 탐침(Langmuir probe, LP)과 임피던스 탐침(impedance probe, IP) 그리고 AIMAG의 플럭스게이트 자력계(fluxgate magnetometer, FGM)가 있다. AIPIM은 LP와 IP를 이용하여 우주 플라즈마 관측을 수행하여 EIA의 세기를 측정하게 되며, AIMAG는 FGM을 이용하여 자기장을 고정밀도로 관측을 수행하여 EEJ의 세기를 측정하게 된다. IAMMAP의 사양과 구성은 각각 Table 1과 Fig. 3과 같다[2].

Table 1. Specification of the IAMMAP instrument for CAS500–3 [2]

Instrument	Parameter	Value
Langmuir probe	Number density	$10^4\text{--}10^6 \text{ cm}^{-3}$
	Temperature	600–3,000 K
	Resolution	20 ms
Impedance probe	Number density	$10^4\text{--}10^6 \text{ cm}^{-3}$
	Frequency	0.1–10 MHz
	Resolution	1 ms
Fluxgate magnetometer	B-field range	$\pm 60,000 \text{ nT}$
	Resolution	1 nT @ 10 Hz
	Noise	$300 \text{ pT}/\sqrt{\text{Hz}}$ @ 1 Hz
	Temperature coefficient	0.1 %/°C

IAMMAP, ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe; CAS500–3, Compact Advanced Satellite 500–3.

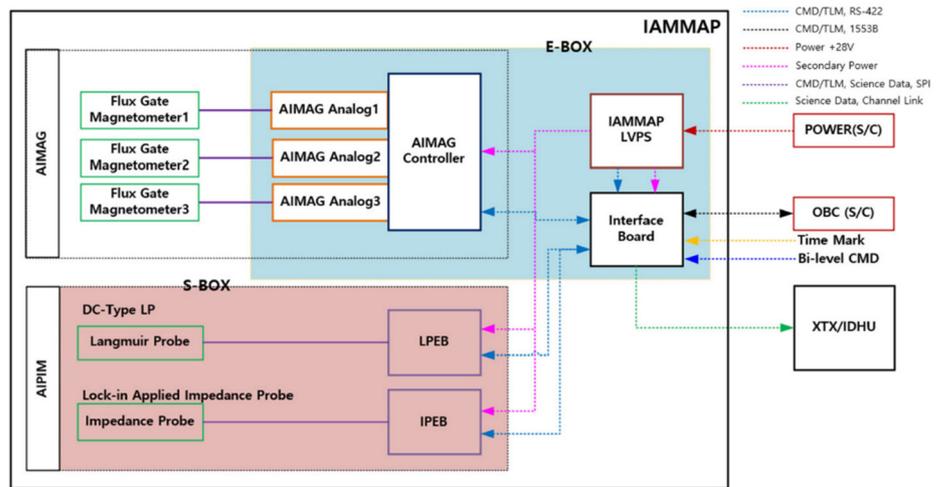


Fig. 3. Electronics configuration of IAMMAP for CAS500-3 [2]. IAMMAP, ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe; AIMAG, adaptive in-phase magnetometer; AIPIM, advanced impedance probe for ionospheric monitoring; LVPS, low voltage power supply; OBC, on-board computer; XTX, X-band transmitter; IDHU, image data handling unit; CMD, command; TLM, telemetry; LPEB, LP electronics board; IPEB, IP electronics board; LP, Langmuir probe; CAS500-3, Compact Advanced Satellite 500-3.

2.2 LP(Langmuir Probe)의 형상 및 측정 원리

LP는 플라즈마 환경에 노출된 금속 탐침에 삼각파형의 DC 전압을 가해 주었을 때 변화하는 플라즈마의 전류를 측정하여 주변 플라즈마의 온도와 밀도, 그리고 위성전위 등을 유도할 수 있다. IAMMAP LP는 KAIST 인공위성연구소에서 개발한 차세대소형위성 1호(NEXT generation small Satellite-1, NEXTSat-1)의 주요 탑재체인 ISSS(instrument for the study of space storm)에서 사용된 LP의 헤리티지(heritage)를 이용하였고[5], 안테나 형태의 IP를 추가하여 더 정밀한 플라즈마 측정을 할 수 있도록 설계되었다[6].

AIPIM은 L자형 브라켓을 이용해 주변 구조물에 의한 전자기적 간섭을 최소화하도록 설계되어 있다. 브라켓(bracket) 전면부에는 LP가 결합되어 있으며, LP 가장자리에 IP가 부착되어 있다. LP는 직류형(DC type) 디스크형 탐침(disk-type probe)으로 전류가 흐르지 않는 가드링(guard ring)이 탐침을 둘러싸고 있는 형태다. LP와 IP의 전자부인 LPEB(LP electronics board)와 IPEB(IP electronics board)는 각각 LP box와 IP box에 체결되어 브라켓 후면부에 부착되며, 센서와 전자부가 하나의 구조물로 이루어져 있다(Fig. 4).

LP는 플라즈마 전류가 유입되면서 플라즈마의 전자 온도(T_e)와 전자 밀도(N_e)를 측정하게 된다. 플라즈마 환경 내에서 탐침 표면에 전압을 가하게 되면 주위의 플라즈마 전압(plasma potential)과의 전위차로 인해 플라즈마 전류가 흐르게 된다. 만약 탐침 표면에 인가한 양의 전압이 되면 전자들이 유입하게 되는데, 플라즈마 전압보다 상대적으로 크면 전자 포화(electron saturation)가 발생하게 된다. 반대로 탐침 전압을 플라즈마 전압보다 상대적으로 작게 하면 기하급수적으로 전류가 감소하게 되는데, 이 구간을 전자 지연 구간(electron retarding region)이라고 한다. 탐침 전압이 음의 전압이 되면 전자는 더 이상 유입되지 않고

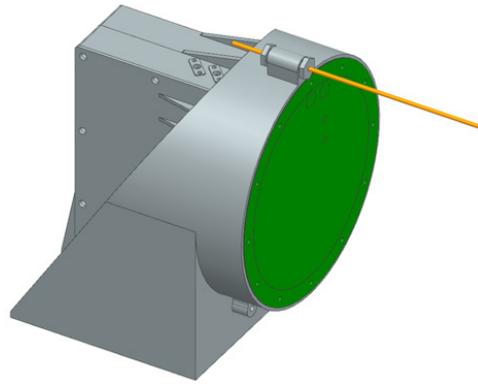


Fig. 4. Configuration of advanced impedance probe for ionospheric monitoring (AIPIM). AIPIM is integrated into a single structure which contains the sensor components in the front part, and the electronics in the rear part of the bracket.

이온만이 유입되어 이온 포화(ion saturation)가 발생하게 된다. 이에 따라 양의 전압에서부터 음의 전압까지 탐침 전압을 스위핑(sweeping) 함으로써 I-V 곡선(I-V curve)을 얻을 수 있다.

2.3 LP(Langmuir Probe) 전자회로 설계

LP 전자회로는 탐침으로부터 유입되는 신호를 증폭하고 필터링하여 분석가능한 데이터로 변환하는 역할을 한다. LP 전자회로에는 아날로그 신호를 증폭시키는 연산 증폭기(operational amplifier, Op Amp), 증폭된 신호를 디지털 신호로 변환시키는 ADC(analog-to-digital converter), 변환된 디지털 신호를 처리하는 MCU(micro-controller unit) 등이 포함되어 있다.

LP에 사용되는 Op Amp는 센서를 통해 들어온 아날로그 신호를 처리하는데, 트랜스 임피던스 증폭기(trans-impedance amplifier)와 차동 증폭기(differential amplifier)로 구성되어 있다. 트랜스 임피던스 증폭기는 탐침을 통해 매우 작은 전류 신호를 전압 신호로 변환하는데 사용되며, 탐침이 전리권에서 얻는 신호는 매우 미세한 전류 형태로 존재하는데 직접 처리하기에는 어려움이 있기 때문이다. 트랜스 임피던스 증폭기는 전리권 플라즈마의 미세한 전류를 ADC에 적용 가능한 전압으로 변환하여, 이후 단계에서 신호를 처리할 수 있도록 한다. 이 과정에서 높은 임피던스를 유지하면서도 낮은 출력 임피던스를 제공하여 신호 왜곡을 줄이는데 중요한 역할을 한다. 차동 증폭기는 두 입력 신호 간의 차이를 증폭하여 노이즈를 제거하는데 사용된다. 두 입력 신호의 공통된 노이즈 성분을 제거하고 순수한 신호만을 증폭한다. 이를 통해 신호대잡음비(signal-to-noise ratio, SNR)를 개선하고, 보다 정확한 자료를 제공할 수 있다.

LP에 인가되는 전압 스위프는 두 가지 채널 중 하나를 선택하여 사용한다. 하나는 파형 생성기(waveform generator, WG)에서 생성된 신호로, 오실레이터(oscillator)의 클럭(clock)을 이용하여 삼각파를 생성하게 된다. WG에 레지스터 값을 설정하면 정확히 삼각파가 출력된다는 장점이 있지만 삼각파의 진폭을 조절할 수 없는 단점 또한 있기 때문에, 더 정밀한 플라즈마 관측에 약간의 어려움이 있을 수 있다. 다른 하나는 MCU의 DMAC(direct memory access

controller)에서 생성된 신호로, 메모리에 직접 접근하는 방식이기 때문에 MCU의 연산량에 영향을 받지 않으며, 삼각파의 진폭을 플라즈마 환경에 맞게 조절할 수 있는 장점이 있다. 채널의 선택은 MUX(multiplexer)를 이용하여 구현하였다.

탐침에 가한 전압 스위프 신호와 탐침으로 들어온 플라즈마 전류 신호는 ADC를 거쳐 디지털 신호로 변환된다. LP는 ADC가 데이지 체인(daisy chain) 형태로 총 4개로 구성되어 있다. ADC 중 두 개는 전압 스위프 신호를 읽고, 나머지 두 개는 플라즈마 전류가 변환된 전압 신호를 읽는 역할을 수행한다. 데이지 체인 형태로 구성된 ADC는 하나의 ADC가 고장 나더라도 다른 하나의 ADC가 계속 작동할 수 있기 때문에, 기본(primary) 및 예비(redundant) 소자 개념으로 사용할 수 있다.

2.4 LP(Langmuir Probe) 자료 생성 및 전송

IAMMAP의 센서를 통해서 얻은 아날로그 값은 ADC에서 디지털 값으로 변환된 원자료(raw data)가 MCU로 전달되어 모두 패킷 형태로 변환된다. 이때 생성된 자료를 수집하여 본체에 모두 전달할 수 있는 인터페이스가 필요한데, 이 역할을 인터페이스 보드(interface board, IB)가 수행하게 된다.

LP 자료 전송 시에는 명령(command) 및 원격수집정보(telemetry) 전송 인터페이스와 고속 자료 전송 채널을 사용한다. 명령 및 원격수집정보 전송 채널은 본체의 OBC(on-board computer)와 1553B 통신을 통해 명령(command)과 원격수집 정보(telemetry)를 전송할 수 있도록 한다. LP를 이용한 플라즈마 관측을 진행하기 위해 필요한 명령어를 전달할 수 있고, 또한 그에 해당하는 명령어가 입력이 되었는지 확인할 수 있는 응답신호(reply)와 LP의 전류, 내부 온도 등 상태 정보(state of health, SOH)를 수신할 수 있다. 상태 정보 텔레메트리(SOH telemetry)는 LP뿐만 아니라 모든 유닛에서 16초 주기로 생성되어 IB를 거쳐 OBC로 전달된다.

IB로 전송된 관측자료는 채널 링크(channel link)를 통해 IDHU(image data handling unit)로 전송된다. 이 과학 관측 자료를 SD(science data)라고 하며, 최종적으로 Fig. 5와 같이 IDHU로 전달되고, 다른 탐재체의 자료를 포함한 상황에서 X-대역 통신을 수행하는 XTU(X-band transmitter unit)를 통해 지상국에 전달된다.

고속 자료 전송 채널과는 별도로 S-band를 통해 과학 관측 자료 또한 전송하게 되는데, 이를 ST(science telemetry)라고 한다. ST는 어떠한 문제로 XTU가 더 이상 X-band 다운링크(downlink)를 통해 전송하지 못하는 경우를 위한 백업 용 텔레메트리이다. IAMMAP의 ST는 센서에 따라 생성주기가 달라지는데, LP의 경우 ST#0에서 ST#4까지 총 5개의 패킷이 2초 주기로 생성된다. 하지만 S-band의 경우, 속도가 느리고, 자료 용량이 매우 한정적이기 때문에 효율적인 구성이 필요하다.

3. 공학 인증 모델(Engineering Qualification Model, EQM) 개발 및 성능 평가

3.1 기능 시험

IAMMAP의 공학 인증 모델(EQM)은 프로토타입(prototype) 개발을 마친 이후 2022년 4월

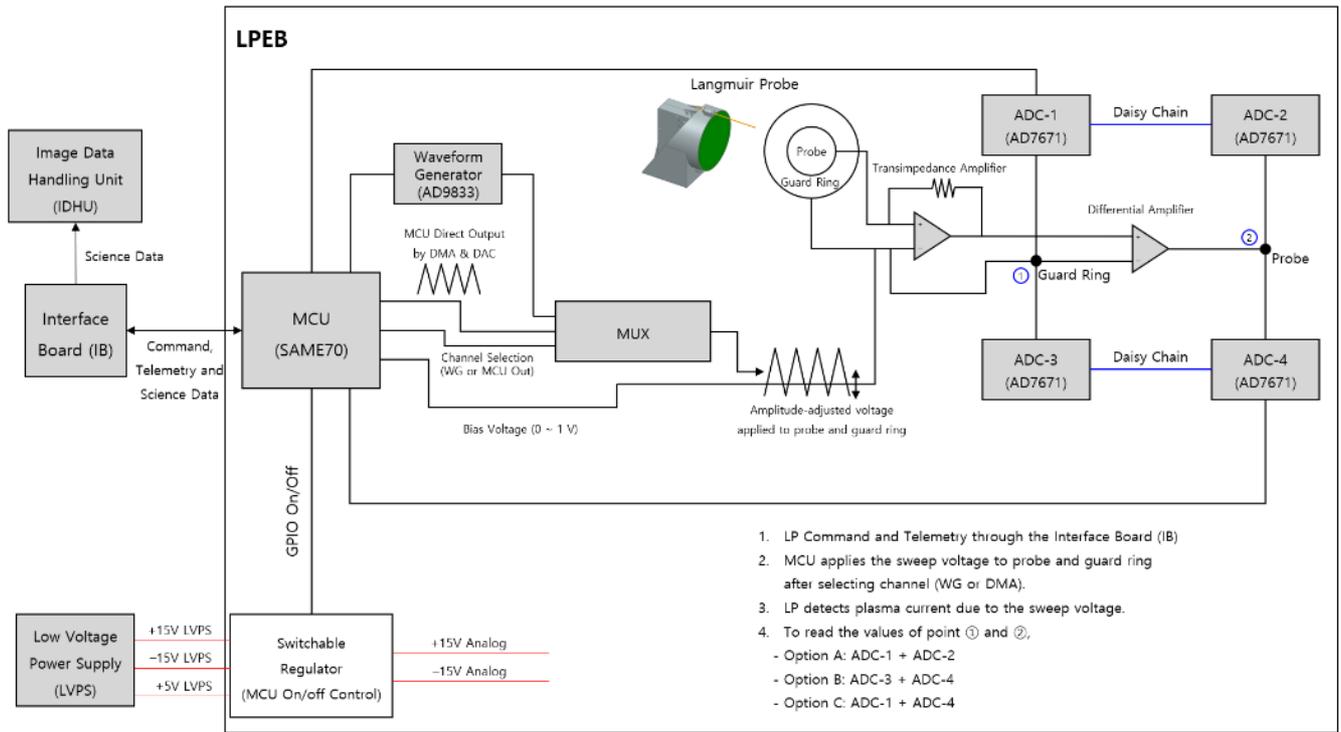


Fig. 5. Block diagram of the LP electronic circuit. The MCU determines the channel of the voltage sweep, which is applied to the probe to obtain plasma current. All signals are converted into digital signals via the ADC and sent to the MCU, where data packets are generated. Finally, the packets are transmitted through the IB to the IDHU. MCU, micro-controller unit; ADC, analog-to-digital converter; LPEB, Langmuir probe electronics board; MUX, multiplexer; LP, Langmuir probe.

부터 개발되었다. LP는 프로토타입과 비교했을 때 탐침의 형상과 전자 회로 설계 등 큰 변화는 있지 않다. 다만 아날로그 신호를 수신하는 회로와 DC 전압 인가 방식을 결정하는 회로를 일부 수정하였다. 회로를 일부 수정하거나 비행 소프트웨어(flight software, FSW)를 수정할 경우, 반드시 기능 시험을 수행해야 한다(Fig. 6).

기능 시험에서 중점적으로 확인한 내용은 입력 신호와 출력 신호이다. 여기서 입력 신호는 전압 스위프(voltage sweep)를 의미하고, 출력 신호는 Op Amp를 통해 증폭된 신호를 의미한다. 출력 신호는 오실로스코프(oscilloscope)를 이용해 신호를 직접 확인하는 것뿐만 아니라 생성된 데이터 패킷이 PC로 정상적으로 출력되는지 확인해야 한다. 이는 전압 인가 채널을 선택하는 MUX, 신호를 증폭시키는 Op Amp, 출력 신호를 디지털 값으로 변환시키는 ADC, 그리고 인터페이스를 통해 패킷 형태의 자료를 생성하여 PC로 전송하는 MCU를 전반적으로 확인하는 것이다.

2.3절을 통해 알 수 있듯이 입력 신호는 MUX를 통해 선택한 채널에서 나오는 전압 스위프 신호로 삼각파의 형태로 설계되었다. 따라서 각 채널에서 나오는 신호가 최종적으로 정상 출력되는 지 확인하는 작업이 필요하다. WG는 삼각파의 진폭을 조절할 수 없기 때문에 바이어스 전압(bias voltage)만 조절하여 자료를 얻었다. 반면에 DMAC는 삼각파의 진폭을 조절할 수 있기 때문에 진폭에 변화를 주어 자료를 획득하였다.

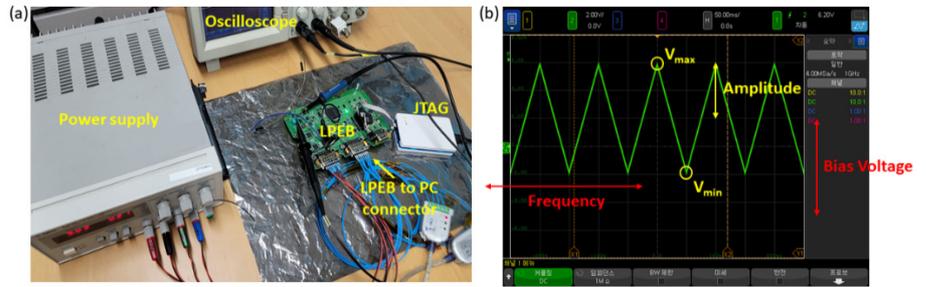


Fig. 6. Functional test of LP: (a) test setup, and (b) voltage sweep signal observed on the oscilloscope. LP directly receives the power by replacing LVPS with a power supply. LP, Langmuir probe; LVPS, low voltage power supply; LPEB, LP electronics board; JTAG, Joint Test Action Group.

모든 자료를 획득한 이후에는 선형성을 파악해야 한다. Fig. 7은 바이어스 전압의 변화에 따른 출력 신호의 진폭 변화를 나타낸 그림이다. (a)는 WG 자료 분석 결과이고, (b)는 DMAC 자료 분석 결과이다. 분석 결과 모두 $R^2 \sim 1$ 인 것으로 보아 WG와 DMAC 모두 선형성이 좋음을 알 수 있다. Fig. 8는 주파수의 변화에 따른 출력 신호의 주파수 변화를 나타내는 그림으로, 분석한 결과 $R^2 = 1$ 로 주파수 또한 선형성이 좋음을 확인할 수 있다.

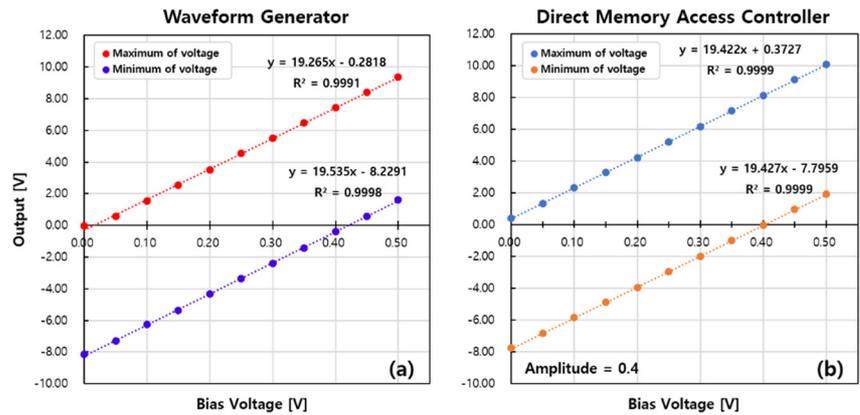


Fig. 7. The results of linearity of output voltage: (a) waveform generator, and (b) direct memory access controller.

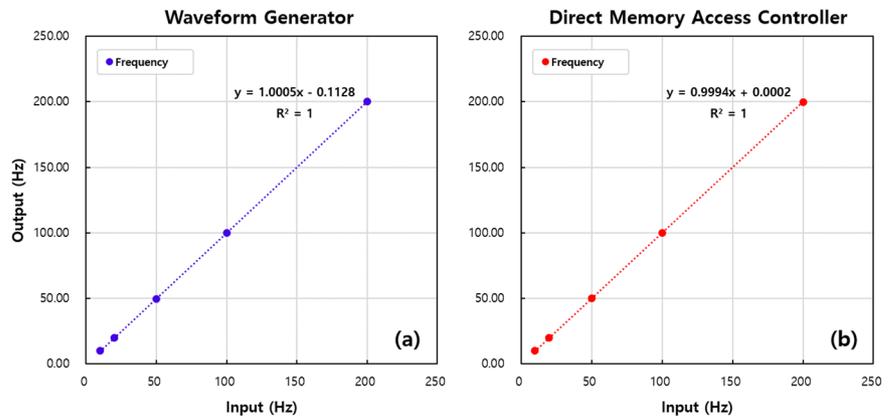


Fig. 8. The results of linearity of output frequency: (a) waveform generator, and (b) direct memory access controller.

3.2 지상 플라즈마 챔버를 이용한 성능 시험

기능 시험이 성공적으로 이루어졌다고 하더라도 우주 환경에서도 정상적으로 작동한다는 보장은 없다. 따라서 우주 플라즈마 챔버를 사용하여 플라즈마를 정상적으로 측정하는 지 확인해야 한다. 플라즈마 챔버를 이용하여 전리권 환경을 모사한 플라즈마 환경에서 LP가 온도와 밀도를 정상적으로 측정하는 지 검증하기 위해 시험을 진행하였다.

플라즈마 챔버는 안에 들어간 탑재체와 외부와의 통신이 가능하도록 설계되어 있다. 플라즈마 진공 시험을 진행하기 앞서, LP 전자부가 챔버 내 플라즈마로부터 직접적인 영향을 받지 않도록 LP와 IP를 각각의 전장박스 안에 넣어 결합해야 한다. AIPIM과 PC와의 통신이 원활하게 이루어질 수 있도록 설치한 후에 진공 펌프를 이용하여 챔버 내부를 진공 상태로 만든다.

챔버 내부가 진공 상태로 되면 중성 질소 가스를 넣어 플라즈마 소스에 고전압을 인가한다. 플라즈마 소스는 플레이트 양극(plate anode), 그리드 양극(grid anode), 그리고 음극 필라멘트(cathode filaments)로 구성되어 있다. 플라즈마 소스의 작동 원리는 음극 필라멘트에서 방출된 전자들이 그리드 양극을 통과하여 중성 질소 가스를 이온화하여 플라즈마를 형성하는 것이다. 플라즈마가 형성된 상태에서 양극에 전압을 걸어주는 세기에 변화를 주면 플라즈마의 전자 밀도와 온도가 달라진다. Fig. 9의 (a)는 플라즈마 진공 시험을 수행하는 모습이고, (b)는 플라즈마 챔버와 플라즈마 소스이다[7].

플라즈마 진공 시험 자료는 플라즈마 소스의 전압에 변화를 주며 획득하게 된다. 변화되는 플라즈마를 LP로 측정하여 패킷 형태의 자료를 형성하고 PC로 전달한다. 패킷은 크게 헤더(header)와 원자료(raw data)로 구성되어 있으며, 본 시험의 자료 분석은 고속 자료 전송 인터페이스를 통해 얻는 자료를 이용하게 된다. 이때 전송된 자료는 스윕하는 전압과 플라즈마 전류를 측정할 값으로 이루어져 있는데, 측정값을 추출하여 전처리를 진행하면 I-V 곡선을 얻을 수 있다. Fig. 10의 (a)는 자료에서 전압과 전류를 나타낸 그림이고, (b)는 전압과 전류를 일대일 대응을 하여 얻을 수 있는 I-V 곡선이다.

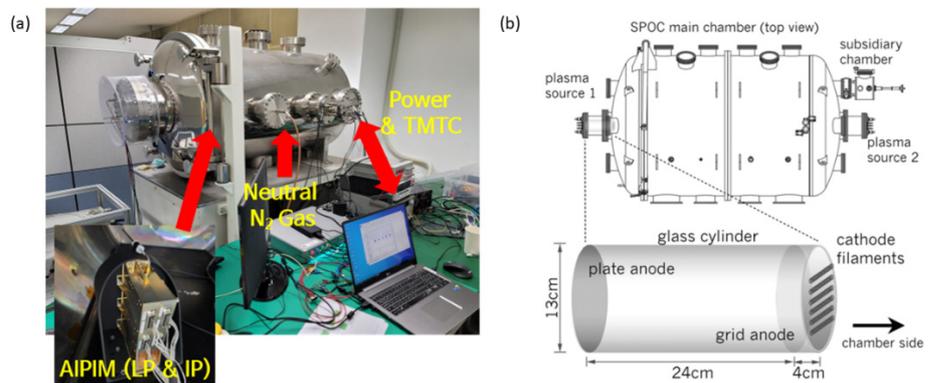


Fig. 9. Plasma vacuum test of LP: (a) test setup, and (b) configuration of the plasma chamber [7]. The AIPIM is placed inside the plasma chamber, connected to a PC, and the chamber is evacuated to create a plasma vacuum environment using neutral nitrogen gas. The plasma source consists of a plate anode, grid anode, and cathode filaments. AIPIM, advanced impedance probe for ionospheric monitoring; SPOC, space plasma operation chamber; LP, Langmuir probe; TMTC, telemetry and telecommand.

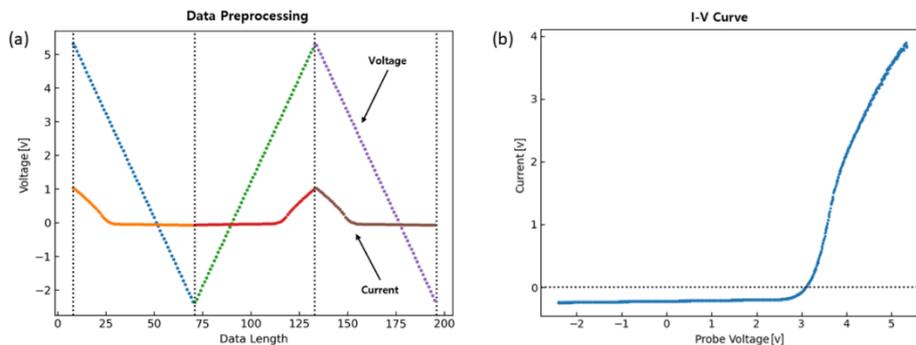


Fig. 10. Data preprocessing of LP: (a) extracting voltage and current values from the LP data received via the high-speed data transmission interface, and (b) plotting the I-V curve. The extracted voltage and current values are mapped one-to-one to generate the plot. LP, Langmuir probe.

자료 분석하는 방법은 다음과 같다. I-V 곡선을 로그 스케일(logarithmic scale)로 변환한 다음 전자 포화 구간(electron saturation region)과 전자 지연 구간(electron retardation region)에서 각각 선형 피팅(fitting)을 하게 된다(Fig. 11). 피팅하면 두 선형회귀선이 교차하는 지점이 생기는데, 이를 통해 얻어낸 성분들을 Lebreton et al.에서 제시한 알고리즘을 적용하여 플라즈마의 온도(T_e)와 전자 밀도(N_e)를 유도할 수 있으며, 이때 적용한 수식은 다음과 같다.

$$T_e = \frac{e}{k_B A_{ret}} \tag{1}$$

여기에서 k_B 는 볼츠만 상수, e 는 전자 전하량, 그리고 A_{ret} 는 전자 지연 구간에서의 선형회귀선 기울기이다.

$$N_e = \frac{I_e}{e A_e} \sqrt{\frac{M_e}{k_B T_e}} \tag{2}$$

여기에서 I_e 는 전류, A_e 는 탐침의 단면적, 그리고 M_e 는 전자 질량이다.

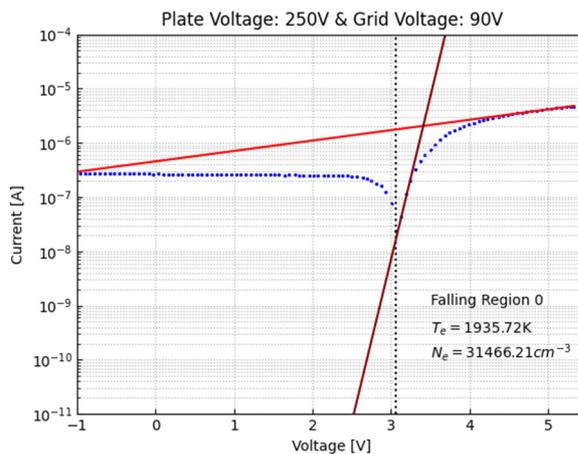


Fig. 11. I-V curve converted to a logarithm scale. Linear fitting in the electron saturation and electron retardation region allows estimation of the plasma temperature and electron density.

플라즈마 소스의 플레이트 전압(plate voltage)과 그리드 전압(grid voltage)에 변화를 주면서 플라즈마의 온도와 전자 밀도를 측정하였다. 측정된 결과들은 Table 1의 요구 조건을 모두 만족하는 것을 알 수 있다. Fig. 12는 그리드 전압 변화에 따른 플레이트 전류(plate current) 변화를 나타낸 그림으로, 플라즈마 챔버가 정상적으로 작동하여 플라즈마가 문제없이 생성됨을 확인할 수 있다.

Fig. 13은 그리드 전압이 변화면서 플라즈마 온도와 전자 밀도가 어떻게 변하는지 나타낸 그림이다. 그리드 전압이 증가함에 따라 약간의 오차를 고려하여 온도는 큰 변화를 보이지 않고, 전자 밀도는 증가함을 알 수 있다. 플라즈마 진공 시험을 통해, 플라즈마 환경에서 LP가 정상적으로 동작한다는 것과 플라즈마 또한 정상적으로 측정할 수 있음을 확인할 수 있다.

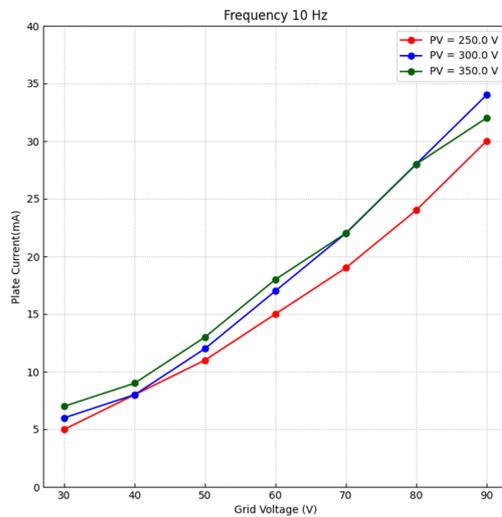


Fig. 12. Variation of plate current with grid voltage. As the grid voltage increases, the plate current also increases accordingly. PV, plate voltage.

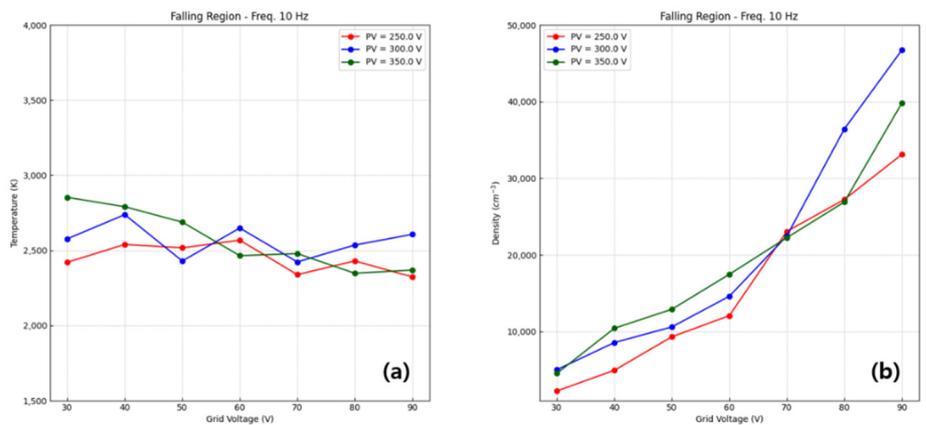


Fig. 13. Variation of plasma temperature and density according to the grid voltage change. Variation of the (a) temperature and (b) electron density of plasma with grid voltage. Red line is 250 V, blue line is 300 V, and green line is 350 V of the plate voltage. PV, plate voltage.

3.3 자료 전송량에 따른 플라즈마 측정 가능성

IAMMAP의 자료는 2.4절에서 알 수 있듯이 위성 안테나를 이용하여 X-band 혹은 S-band 를 통해 지상으로 전달된다. 분석할 원자료는 S-band 패킷인 ST와 X-band 패킷인 SD에 모두 포함되어 있으므로, 두 대역의 자료를 각각 수신하여 전처리한 후 분석을 진행하면 큰 차이가 없을 것으로 보인다.

그러나 두 대역 간의 원자료량은 현저히 차이가 난다. SD는 고속으로 많은 양의 자료를 전송할 수 있어 자료 분석에 충분하지만, ST는 매우 한정적인 자료 전송량을 가진다. 현재 SD는 초당 10개의 패킷이 들어오며 패킷 하나의 원자료가 1,000 byte이다. 즉, 패킷 하나의 원자료는 500 pt(point)이며, 전압 스위칭 및 플라즈마 전류 값으로 이루어져 있다. 반면, ST는 #0에서 #4까지 총 5개의 패킷으로 이루어져 있으며, 2초마다 한 번씩 들어오게 된다. 원자료는 ST#0에서 24 pt이고, ST#1, #2, #3, #4에서 각각 28 pt로 총 136 pt의 원자료를 포함하고 있다. 결국 초당 포인트 개수를 비교하면 SD는 5,000 pt/sec이고, ST는 68 pt/sec로 상당히 큰 차이가 난다.

이러한 차이로 인해 한정적인 데이터양을 가진 ST를 효율적으로 구성하기 위해 정확히 샘플링해야 한다. 즉, 플라즈마의 온도와 전자 밀도를 측정하기 위해 필요한 최소한의 데이터양을 파악하는 것이 필요하다. 따라서, ST의 원자료를 어떻게 구성할 지 확인하기 위해 데이터양을 줄여가면서 측정된 결과를 확인하였다. Fig. 14는 3.2절에서 얻은 SD에서 데이터 포인트를 임의로 다르게 했을 때의 I-V 곡선을 선형 피팅한 결과이다. Fig. 14의 (a)는 ST의 데이터양만큼 임의로 골라 선형 피팅한 I-V 곡선이고, (b)는 (a)의 데이터양의 절반을 임의로 골라 선형 피팅한 I-V 곡선이다. (a)는 LP 특성에 맞게 범위 안으로 측정을 한 반면, (b)는 선형 피팅이 수직으로 피팅되면서 올바르게 측정하지 못했음을 보여준다. (b)와 같이 기존 자료의 절반의 포인트로 했을 때 정확히 측정하지 못하는 현상을 확인하였다. 따라서, 데이터 포인트 개수가 최소 ST의 데이터양만큼은 있어야 플라즈마의 온도와 전자 밀도를 측정이 가능함을 알 수 있다.

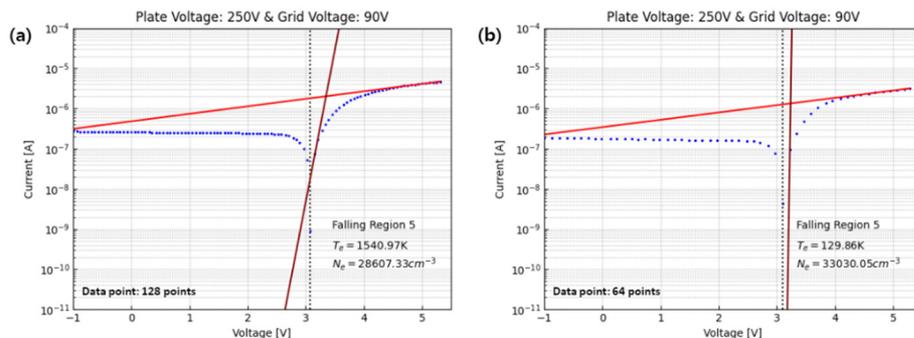


Fig. 14. Results of linear fitting of the I-V curve using data points randomly selected from SD: (a) fitting result with the same number of data points as ST, and (b) fitting result with half the data points of (a). The fitting in (b) is less accurate due to the reduced number of data points. SD, science data; ST, science telemetry.

4. 비행 모델 개발 및 설계

4.1 FM(Flight Model) 주요 변경 사항

EQM 검증을 마친 후, 2023년 11월부터 FM 개발을 착수하였다. FM은 EQM과 대부분 동일한 설계를 유지하지만, 우주 환경에서의 장기간 임무를 수행하기 때문에 신뢰성과 내구성을 향상시키는 방향으로 개선하였다.

하드웨어 주요 변경 사항 중 하나는 열과 방사선에 강한 MCU로 교체한 것이다. 현재 EQM은 MCU를 COTS(commercial on-the-shelf) 부품으로 설계되어 있는데, FM은 실제 우주 환경에서 운영되기 때문에 교체가 불가피하다. 그러나 기능적으로는 큰 차이가 없기 때문에 회로 상에는 문제없이 사용할 수 있다. 구조 변경은 거의 없으나, LP 박스 표면뿐만 아니라 IAMMAP의 S-box(AIPIM)과 E-box까지 전체적으로 블랙 아노다이징(black anodizing)을 적용하여 표면처리를 수행하였다. 이는 부식, 마모로부터 탑재체를 보호할 수 있으며, 외부 방사선을 차단하고, 열 방출에 유리하여, 탑재체 온도를 안정적으로 유지하는데 도움을 준다.

하드웨어 및 구조 변경은 거의 없는 반면, 비행 소프트웨어(FSW)에는 큰 변화가 있다. 가장 큰 변화는 LP 운용 시나리오를 적용한 것이다. LP 운용 시나리오에 대해서는 4.2절에서 다루고자 한다. 실제 위성 탑재체 운용함에 있어 명령 체계를 단순화하는 과정이 필요하며, 이로 인해 LP운용 시나리오를 포함한 여러 명령들을 단순화하는 과정을 거치게 되었다.

4.2 LP(Langmuir Probe) 운용 시나리오

LP 운용 시나리오는 전리권 플라즈마 환경에서 탐침에 인가하는 전압 스위칭을 어떠한 방식으로 할 것인지 미리 계획하여 작성한 것이다. 3.1절과 같이 기능 시험을 진행하여 소프트웨어에서는 레코드(record)로 표현하고 있으며, LP의 운용 시나리오는 Table 2와 같다.

레코드#0에서 #8까지는 채널을 DMAC로 생성된 삼각파로, #9에서 #11까지는 WG로 생성된 삼각파로 시나리오가 작성되어 있다. 레코드#12는 플라즈마 관측을 하지 않을 때 하드웨어적으로 무리하지 않고 안정화될 수 있도록 하는 시나리오이다. 레코드#13은 사용자가 편집할 수 있는 시나리오로, 채널을 DMAC로 쓰기 때문에, 사용자가 원하는 진폭과 주파수의 삼각파를 생성할 수 있다. 위성 운용 시에는 명령을 통해 레코드#0에서 #12중 하나를 선택하여 시나리오를 설정할 수 있다. 만약 레코드#13로 설정하여 플라즈마를 측정하려면, 명령을 통해 Table 2와 같이 각 파라미터를 입력한 후, 레코드#13을 선택하면 된다.

5. 요약 및 결론

본 논문에서는 차세대중형위성 3호 과학탑재체 IAMMAP LP EQM를 검증하기 위한 기능 시험과 플라즈마 진공 시험에 대한 결과와 FM 개발 과정을 다루었다. LP EQM은 기능 시험, 플라즈마 진공 시험, 환경 시험 등 요구 조건을 모두 만족할 수 있도록 개발과 검증을 기간에 맞춰 진행해왔다.

Table 2. Operational scenarios (records) of LP EQM

Record no.	Channel	DMAC frequency (Hz)	DMAC amplitude (V)	WG frequency (Hz)	Bias voltage (V)	Output voltage (V)
0	DMAC	10	0.425	10	0.310	-2 ~ 13
1	DMAC	5	0.425	5	0.310	-2 ~ 13
2	DMAC	2	0.425	2	0.310	-2 ~ 13
3	DMAC	10	0.585	10	0.415	-3 ~ 13
4	DMAC	5	0.585	5	0.415	-3 ~ 8
5	DMAC	2	0.585	2	0.415	-3 ~ 8
6	DMAC	10	0.745	10	0.520	-4 ~ 10
7	DMAC	5	0.745	5	0.520	-4 ~ 10
8	DMAC	2	0.745	2	0.520	-4 ~ 10
9	WG	10	0.425	10	0.310	-2 ~ 6
10	WG	5	0.425	5	0.310	-2 ~ 6
11	WG	2	0.425	2	0.310	-2 ~ 6
12	DMAC	10	0.425	0	0.310	-2 ~ 13
13	DMAC	Editable	Editable	Editable	Editable	variable

LP, Langmuir probe; EQM, engineering qualification model; DMAC, direct memory access controller; WG, waveform generator.

기능 시험에서는 전압 스위프 채널에 문제가 없는지, 노이즈가 많이 있는지, 전압 스위프의 주기와 진폭은 알맞게 조절되는지 모두 확인하였다. 기능 시험을 통해 모든 출력 신호가 왜곡 없이 정상적으로 잘 나온다는 것을 확인하였다.

우주 플라즈마 챔버를 이용한 플라즈마 진공 시험은 챔버 내부에서 LP와 IP를 결합하여 진공 상태에서 수행되었다. 챔버 내에 플라즈마 환경을 만들어 탐침을 통해 플라즈마를 직접 측정하여 성능을 확인하였다. 일차적으로 플라즈마 전류가 노이즈 없이 잘 측정되었고, 자료 획득 또한 문제없이 잘 이루어졌다. 획득한 자료는 전처리 과정을 거쳐 I-V 곡선을 얻었고, 이를 통해 플라즈마의 전자 밀도와 온도를 측정하였다. 분석한 결과, 전자 밀도는 10^4 - 10^6 cm^{-3} 의 범위 안에, 온도는 600-3,000 K의 범위 안에 측정되었으며, EQM 요구 조건을 만족하였다.

자료 전송량에 따른 플라즈마 측정 가능성도 검토하였다. IAMMAP의 자료는 S-band와 X-band를 통해 지상으로 전달되며, 특히 ST는 자료 용량이 제한적이기 때문에 이를 효율적으로 활용하여 플라즈마의 온도와 전자 밀도를 분석할 수 있는 방법이 필요하다. 이를 위해 한

정된 ST 용량을 효율적으로 활용하여 플라즈마 측정을 최적화할 수 있도록 구상하여 FM에 적용할 수 있도록 개발을 진행하고 있다.

LP FM은 EQM과 거의 차이가 없지만 MCU를 열과 방사선에 강한 우주급 부품으로 교체하여 그에 맞게 하드웨어와 소프트웨어를 최적화하였다. FSW에서는 LP 운용 시나리오를 작성하여 명령 구조를 간소화하고, 플라즈마 관측의 효율성을 높였다. 또한, LP 박스 표면뿐만 아니라 전체 표면을 블랙 아노다이징(black anodizing) 처리하여 전리권 플라즈마 환경에서 안정적으로 임무를 수행할 수 있도록 하였다. 결론적으로 LP는 개발 요구 조건을 모두 만족함을 확인하였으며, 앞으로 FM 환경시험과 본체와의 종합 조립 시험을 진행할 예정이다. 2025년 말 발사 예정인 차세대중형위성3호에 탑재될 IAMMAP은 플라즈마 및 자기장 측정을 통해 전리권 관측과 더불어 우주 환경 연구에도 큰 기여를 할 것으로 기대한다.

감사의 글

본 연구는 과학기술정보통신부가 지원하는 한국연구재단의 차세대중형위성 3호 개발 사업(NRF-2021-M1A3A4A06086639)과 뉴스페이스 리더 양성 사업(NRF-2021-M1A3C2078744)의 지원을 받아 수행된 연구 결과이며 이에 감사드립니다.

References

1. Lebreton JP, Stverak S, Travnicek P, Maksimovic M, Klinge D, et al., The ISL Langmuir probe experiment processing onboard DEMETER: scientific objectives, description and first results, *Planet. Space Sci.* 54, 472-486 (2016). <https://doi.org/10.1016/j.pss.2005.10.017>
2. Ryu K, Lee S, Woo CH, Lee J, Jang E, et al., Science objectives and design of ionospheric monitoring instrument ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma probe (IAMMAP) for the CAS500-3 Satellite, *J. Astron. Space Sci.* 39, 117-126 (2022). <https://doi.org/10.5140/JASS.2022.39.3.117>
3. Lee S, Ryu K, Choi D, Park S, Kim J, et al., Design and testing of an adaptive in-phase magnetometer (AIMAG), the equatorial-electrojet-detecting fluxgate magnetometer, for the CAS500-3 Satellite, *Remote Sens.* 15, 4829 (2023). <https://doi.org/10.3390/rs15194829>
4. Hong J, Shin Y, Chun S, Youk S, Kim J, et al., Scientific objectives and mission design of ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe (IAMMAP) for a sounding rocket in low-altitude ionosphere, *J. Space Technol. Appl.* 4(2), 153-168 (2024) <https://doi.org/10.52912/jsta.2024.4.2.153>
5. Lee JC, Min KW, Ryu K, Kang KI, Shin GH, et al., Space plasma detectors on NEXTSat-1 for ionospheric measurements, *J. Korea Phys. Soc.* 1393-1401 (2018). <https://doi.org/10.3938/jkps.72.1393>

6. Ryu K, Lee S, Woo CH, Design and validation of impedance probe for platform-independent ionospheric plasma diagnostics, *Curr. Appl. Phys.* 51, 71-79 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.cap.2023.05.003>
7. Ryu K, Lee J, Kim S, Chung T, Shin GH, et al., Characteristics of the plasma source for ground ionosphere simulation surveyed by disk-type langmuir probe, *J. Astron. Space Sci.* 34(4), 343-351 (2017). <https://doi.org/10.5140/JASS.2017.34.4.413>

Author Information

박수환 shpark1013@kaist.ac.kr



경북대학교 천문대기과학과에서 2022년에 석사 학위를 취득하였으며, 2023년부터 KAIST 인공위성연구소에서 위성탐재체 개발 연구 업무를 수행하고 있다. 현재 차세대중형위성3호 우주과학 탐재체 개발 사업에 참여하여 플라즈마 검출기 개발 및 검증 업무를 수행하고 있다.

홍지민 hjm0137@kaist.ac.kr



충남대학교 우주지질학과에서 2022년에 석사 학위를 취득한 후, 2023년부터 KAIST 인공위성연구소에서 재직 중이다. 현재는 2025년 발사예정인 차세대중형위성 3호의 우주과학 탐재체 SW개발 및 데이터분석 업무를 수행하고 있다.

이승욱 lsu1080@kaist.ac.kr



충북대학교에서 2024년에 천문우주학 박사 학위를 취득하여, KAIST 인공위성연구소에서 재직 중이다. 현재 차세대중형위성 3호 우주과학 탐재체의 플라즈마 검출기와 자기장 측정기 개발을 담당하고 있으며, 능동 제어 실증 위성 개발 업무를 수행하고 있다.

박성옥 sopark12@kaist.ac.kr



전북대학교 전산통계학과에서 1996년 석사 학위를 취득한 후, 2001년부터 KAIST 인공위성연구소에서 소프트웨어 개발 및 위성 운용 업무를 수행하였다. 현재 OBC/탐재체 비행 소프트웨어 개발, 지상 소프트웨어 개발, 시험 및 위성 운용과 관련된 연구를 수행하고 있다.

김진규 bkchoi@kasi.re.kr



2001년부터 KAIST 인공위성연구소에서 위성 시스템 및 전력 서브시스템 개발 관련 업무를 수행하였으며, 충남대학교 전기공학과에서 2007년 석사학위를 취득하였고, 현재에도 위성 시스템 및 전력 서브시스템 개발 업무를 수행하고 있다.

최두영 dooyoung@chungbuk.ac.kr



충북대학교 천문우주학과에서 2022년 석사학위를 취득하였으며, 2024년 동 대학원 박사과정을 수료하였다. 위성 탐재용 자기장 측정 장비 개발에 참여하였으며, 현재 태양권 전류판에 대한 연구를 수행하고 있다.

Author Information

구본주 jbbond9@kaist.ac.kr



Toyohashi University of Technology(일본) 전자정보 공학박사 학위를 2011년에 취득하였으며, 현재 KAIST 인공위성연구소에서 탐재컴퓨터, 대용량 저장장치, 비전센서, 이미지 처리장치의 개발 업무를 수행하고 있다.

박재흥 pj@kasi.re.kr



2000년대 초 인공위성연구소에서 과학기술 위성 1호 고에너지 입자 검출기 개발 및 정전 분석기 지상 검교정, 과학기술위성 2호 저온 플라즈마 진단기 제작 등에 참여한 바 있고, 2014년부터 한국천문연구원에서 위성용 우주 환경 감시기 제작 및 자료 활용, 도요큐브위성용셋 지상국 구축 및 관제 업무 등을 수행하고 있다.

차원호 whcha@kaist.ac.kr



KAIST 인공위성연구소에서 위성 구조 연구 개발을 하고 있으며, 2005년 충남대학교 기계설계과 석사 학위를 취득하였으며, 현재 인공위성 구조 개발, 우주 환경시험, 위성 부품 개발 및 큐브위성 발사관과 분리 장치 개발을 수행하고 있다.

유광선 kwangsun@kaist.ac.kr



KAIST 물리학과에서 2000년에 박사를 취득하였으며, 현재 KAIST 인공위성연구소에서 우주플라즈마 및 과학탐재체 관련 연구를 수행하고 있다. 2025년 발사예정인 차세대중형위성 3호의 과학탐재체 IAMMAP (ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe: 플라즈마 관측기 및 자력계)의 연구책임자를 역임하고 있다.

장일영 jiy10@kaist.ac.kr



전북대학교 항공우주공학과에서 2014년 학사 학위를 취득한 후, 2014년 한국항공우주연구원에서 아음속풍동시험 업무를 수행하였으며, 2018년 부터 현재까지 KAIST 인공위성연구소에서 위성 구조체 개발 및 환경시험과 관련된 연구를 수행하고 있다.