

KSR-3 과학로켓용 전자환경 측정기 개발

황승현^{1†}, 김준¹, 김준규¹, 이수진¹, 장영순¹, 박정주¹, 조광래¹, 원영인²
¹한국항공우주연구원, ²한국해양연구원

DEVELOPMENT OF LANGMUIR AND ELECTRON PROBE FOR KSR-III

S. H. Hwang^{1†}, J. Kim¹, J. K. Kim¹, S. J. Lee¹, Y. S. Jang¹,

J. J. Park¹, G. R. Cho¹, and Y. I. Won²

¹Korea Aerospace Research Institute(KARI), Daejeon, Korea

²Korea Ocean R&D Institute(KORDI), Ansan, Korea

E-mail: shhwang@kari.re.kr

(Received October 12, 2001; Accepted November 16, 2001)

요 약

한국항공우주연구원에서는 지난 1998년 KSR-2 과학로켓에 이온층 전자환경 측정기를 탑재하여 한반도 상공의 전자 밀도, 전자 온도, 부동 전위등을 측정하는데 성공하였다. 이온층 전자환경 측정기는 한반도 상공 이온층의 전자 온도와 밀도를 측정하는데 목적이 있다. 이번 연구에서는 2002년 상반기 발사 예정인 KSR-3 과학로켓에 탑재될 전자환경 측정기를 개발하였고 일본에서 우주 환경 모사 실험을 수행하여 측정기의 성능을 확인하였다. 전자환경 측정기는 랑뮈어 프로브(Langmuir Probe)와 전자 온도 프로브(Electron Temperature Probe)로 구성되어 있으며 이 센서들의 측정 결과로부터 이온층의 전자 밀도와 온도에 대한 정보를 얻을 수 있다. 이렇게 개발된 전자환경 측정기로부터 신뢰성 있는 자료를 얻는다면 IRI(International Reference Ionosphere) 모델이나 PIM(Parameterized Ionospheric Model)과 비교하여 한반도 상공의 이온층 전자 환경에 대한 이해를 돕는데 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

ABSTRACT

KARI(Korea Aerospace Research Institute) has measured the ionospheric electron temperature and density over the Korean Peninsular with the Langmuir and Electron Probe(LEP) onboard the Korean Sounding Rocket-II(KSR-II) in 1998. The purpose of LEP is to measure the electron density and temperature profile in the ionosphere. LEP consists of the Langmuir probe(LP) and the Electron Temperature Probe(ETP) which are widely used for the measurement of the ionospheric plasma environment. We discuss the development of the Langmuir and Electron Probe which will be onboard the KSR-III and some test results in a simulated space plasma environment with the plasma chamber at the ISAS in Japan. These measurements could contribute to the basic study of ionospheric environment which also can be compared with other reference models such as IRI and PIM.

Keywords: instrumentation

[†]corresponding author

1. 서론

이온층은 태양으로부터 나오는 UV(Ultra Violet), EUV(Extreme Ultra Violet) 및 X-ray와 같이 짧은 파장 영역의 복사선에 의해 중성 입자가 이온화되어 자유전자와 이온이 존재하는 공간으로 지상 60km에서 약 1000km에 걸쳐 존재한다(Schunk & Nagy 2000). 이러한 이온층을 관측하는 방법은 지상에서 전파를 이용하는 방법과 과학 로켓을 이용한 방법 그리고 인공 위성을 이용한 방법 등이 있으나 60km에서 200km까지의 고도에 대한 이온층의 직접적인 측정에는 과학 로켓을 이용한 방법이 유일한 방법이다. 로켓을 이용한 이온층 관측은 1960년대에 들어서 활발해 졌고 실린더형의 랑뮈어 프로브는 이온층의 플라스마를 측정하기 위하여 널리 사용되어온 프로브이다(Spencer et al. 1965). 전자 온도는 우주 현상들을 이해하는 가장 기본적인 요소이기 때문에 초기 과학로켓이나 인공위성을 개발할 때부터 꾸준히 측정되어 왔다(Oyama et al. 1985). 최근에 Croskey et al.(2001)은 랑뮈어 프로브를 과학로켓에 탑재하여 중간층의 전기적 구조에 대한 연구를 수행하였다. 또한 전자 온도 프로브는 종전의 랑뮈어 프로브보다 오염의 영향을 적게 받는다는 장점으로 인해 훨씬 좋은 결과를 얻을 수 있다는 것이 그동안의 많은 과학로켓 및 인공위성 실험을 통하여 검증된 바 있다. 우리나라에서는 지난 1998년 KSR-2 과학로켓에 이온층 전자환경 측정기를 탑재하여 한반도 상공의 전자 밀도, 전자 온도, 부동 전위의 고도 프로파일을 측정한 바 있다(이재진 등 1998).

본 연구에서는 2002년 상반기에 발사 예정인 KSR-3 과학로켓에 탑재될 이온층 전자환경 측정기 개발에 관하여 기술한다. 전자환경 측정기는 전자 밀도와 전자 온도를 측정할 수 있도록 랑뮈어 프로브와 전자 온도 프로브로 구성되어 있으며 서로 상호 보완적인 자료 분석을 위하여 동시에 탑재될 예정이다. 우주 플라스마 환경 모사 실험을 일본 ISAS(Institute of Space and Astronautical Science)에서 보유하고 있는 우주플라스마 챔버를 이용하여 수행하였으며 실험한 결과를 기술한다.

2. 측정 원리 및 구성

2.1 전자 밀도 측정기

전자 밀도 측정기는 KSR-2 과학로켓에 탑재된 펄스 변조 랑뮈어 프로브(Pulse Modulated Langmuir Probe)를 채택하였다. 우주 환경에서 프로브로부터 측정된 전류는 다음의 식으로 나타낼 수 있다.

$$I_e = N_e A e \sqrt{\frac{kT_e}{2\pi m_e}} \sqrt{1 + \frac{eV}{kT_e}}, \text{ for } \frac{eV}{kT_e} > 0 \quad (1)$$

여기서 k, m_e, e 는 각각 볼츠만 상수, 전자 질량, 그리고 전자의 전하량을 나타내고 N_e, T_e, A 는 각각 전자 밀도, 전자 온도, 프로브의 면적을 나타낸다. 여기서 프로브에 충분히 큰 전위(potential)를 걸어주면 위의 식은 다음과 같이 간단히 나타낼 수 있다.

$$I_e = N_e A e \sqrt{\frac{eV}{2\pi m_e}} \quad (2)$$

이 식에서 보듯이 프로브에 일정한 전압 V 를 인가해 주면 이에 따라 측정된 전류의 변화는 전자 밀도에 비례하게 된다. 따라서 인가 전압에 대한 전류-전압 곡선을 얻을 수가 있고 이를 이용하여 전자의 밀도를 얻을 수 있게 된다.

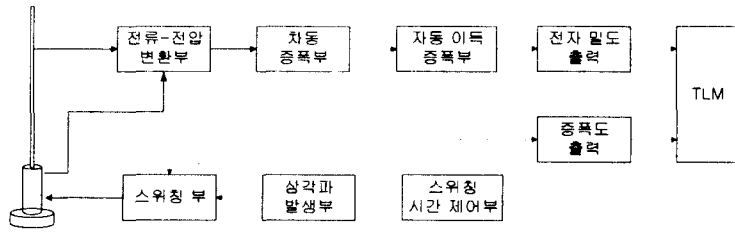


그림 1. 전자 밀도 측정기(LP)의 구성도

그림 1은 전자 밀도 측정기의 구성도를 나타내고 있다. 우선 삼각파 발생부에서 프로브에 주파수가 1Hz를 갖고 진폭은 -1 ~ +3V를 갖는 삼각파를 발생시켜 준다. 주파수를 1Hz로 정한 이유는 로켓의 텔레메트리부에서 매 5msec마다 데이터를 샘플링하여 지상으로 송신하므로 한번 스위프(sweep)하는 동안 200개의 데이터를 획득하여 측정 신뢰도를 확보하기 위함이다. 또한 진폭의 선택은 로켓이 측정하는 이온층의 고도가 60~200km 정도 되는 곳의 플라즈마 상태의 부동 전위가 수백 mV의 값을 갖기 때문에 부동 전위를 기준으로 위 아래로 수 V의 값을 스위프할 수 있도록 구성해 주었다. 그런데 연속적인 삼각파를 인가해 줄 경우 센서에 모이는 이온들에 의해 센서의 오염을 발생시키게 된다. 이렇게 오염된 랑뮤어 프로브는 측정에 상당히 치명적인 오차의 원인이 된다는 것은 잘 알려진 사실이다(Oyama & Hirao 1976). 이러한 오염을 막기 위하여 연속적으로 삼각파 신호를 인가하는 것이 아니라 총 5 msec 동안에 1.8 msec 동안에는 삼각파 신호를 인가해 주고 3.2 msec 동안은 0V를 인가하여 리셋 시키는 삼각파를 구현하였다. 이렇게 5 msec 동안 스위칭을 하도록 구성된 이유는 KSR-3 과학로켓의 텔레메트리부에서 전자 밀도 측정기의 데이터를 5msec 마다 한번씩 샘플하여 자료를 지상으로 송신하기 때문이다. 또한 5msec 중 2.5msec씩 스위칭하지 않고 리셋을 더 오래 유지시키는 이유는 스위칭 노이즈에 의해 측정 데이터가 영향을 받지 않게 하기 위함이다. 프로브로부터 측정된 전류는 전류-전압 변환부에서 전압으로 변환되고 자동이득 증폭부를 통하여 증폭되어 출력된다. 자동이득 증폭부는 미세한 값까지 측정할 수 있도록 증폭도를 4, 16, 64, 256, 1024배를 선택하여 증폭할 수 있도록 구성되어 있다. 이렇게 증폭된 값은 매 5msec마다 로켓의 텔레메트리부를 통하여 지상으로 송신된다.

그림 3(a)는 실제 로켓에 탑재될 랑뮤어 프로브를 보여주고 있다. 프로브는 지름 2mm에 길이가 250mm인 실린더형의 텅스텐으로 제작되었다.

2.2 전자 온도 측정기

전자 온도 프로브가 플라즈마에 노출되었을 때 프로브에 여기 되는 전류는 식(3)과 같이 나타낼 수 있다(Oyama et al. 1999). 즉, 여기되는 전류는 전자 온도와 프로브에 인가된 전압에 비례한 값을 갖게 된다. 여기서 S_e 는 전자가 모이는 유효 면적(effective electron collecting area), S_i 는 이온이 모이는 유효면적(effective ion collecting area), N_i 는 이온 밀도 그리고 V 는 프로브의 전압을 나타낸다.

$$I = i_e \exp\left(-\frac{eV}{kT_e}\right) - i_i \tag{3}$$

여기서 $i_e = S_e N_e \sqrt{\frac{kT_e}{2\pi m_e}}$, $i_i = S_i N_i e V_s$ 로 표현된다.

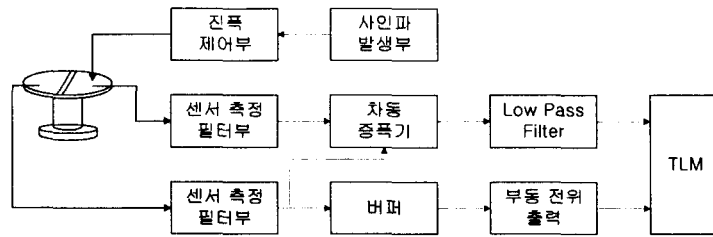


그림 2. 전자 온도 측정기(ETP)의 구성도

프로브에 임의의 진폭을 갖는 사인파를 걸어 주지 않을 때의 프로브의 부동 전위(floating potential)와 사인파를 걸어 줄 때의 부동 전위가 변하게 되는데 이러한 변화의 비는 식 (4)로 표현된다. 여기서 I_0 는 0차 Bessel함수이고 V_f, V_{fa1}, V_{fa2} 는 각각 프로브에 사인파를 걸지 않았을 때의 전압, 진폭이 $2a$ 인 사인파를 걸었을 때의 전압, 그리고 진폭이 a 인 사인파를 걸었을 때의 전압을 각각 나타낸다.

$$R = \frac{V_{fa1} - V_f}{V_{fa2} - V_f} = \frac{\Delta V_{fa1}}{\Delta V_{fa2}} = \frac{\ln[I_0(\frac{2ea}{kT_e})]}{\ln[I_0(\frac{ea}{kT_e})]} \quad (4)$$

ΔV_{fa1} 에서 구한 전자 온도를 T_{e1} , 그리고 ΔV_{fa2} 에서 구한 전자 온도를 T_{e2} 라고 하고 위의 식에서 구한 전자 온도를 T_{e3} 이라고 하면 플라즈마 상태에서 이온의 상태가 Maxwellian 분포를 하고 있다면 이 세 개의 전자 온도는 같은 값을 가져야만 한다. 식 (4)에서 보듯이 전자 온도 프로브에 임의의 진폭 a 와 $2a$ 를 갖는 사인파를 인가하여 출력되는 전압과 이들과 부동전위와의 차이들의 비율인 R 값을 구하면 전자의 온도를 계산할 수 있다.

그림 2는 전자 온도 측정기의 구성도를 나타내고 있다. 센서부는 두 개의 반원 모양의 평판 프로브로 구성되어 있으며 이 중 하나의 평판에 20KHz를 인가해 준다. KSR-2 과학로켓에 탑재된 측정기는 주파수가 30KHz의 사인파를 사용하여 프로브에 인가하여 주었는데 신호 발생부 회로의 온도 변화에 좀 더 안정적인 동작을 위하여 20KHz를 발생시키는 칩(Burr-Brown사의 BB4423)을 사용하여 구성하였다. 사용된 칩의 온도 안정성은 $\pm 100\text{ppm}/^\circ\text{C}$ 이며 외부 온도에 따른 왜곡은 $0.015\%/^\circ\text{C}$ 정도로 매우 안정된 사인파 신호를 발생시켜 준다. 프로브에 인가해 주어야 하는 신호의 주파수는 이온의 플라즈마 주파수인 2-3KHz보다 훨씬 높은 값을 가져야 하는데 수십 KHz 정도면 충분하다. 이렇게 발생된 사인파를 진폭 제어부에서 신호의 진폭이 800mV, 400mV, 0mV가 차례로 프로브에 인가되도록 만들어 주었다. 즉, 이러한 전압값들이 위의 식 (4)에서 a 와 $2a$ 의 값으로 사용된다. 한쪽의 프로브에 신호가 인가되고 양쪽의 프로브로부터 측정되는 신호들은 각각 센서 측정 필터를 거치게 되며 이 필터는 저항과 콘덴서로 구성되었으며 $100\text{M}\Omega$ 의 매우 큰 임피던스를 갖도록 구성하였으며 Oyama et al.(1999)이 실험적으로 정한 값을 채택하였다. 프로브에 사인파를 인가해 주지 않을 때의 전압이 부동 전위이며 이를 측정하기 위하여 프로브 2개를 사용하였다. 이렇게 필터를 거친 신호는 프로브가 플라즈마에 노출되었을 때의 측정값에서 부동 전위를 제거한 값을 출력하도록 차동 증폭기를 사용하였고 측정 신호 레벨이 미약하여 10배 증폭을 하였다. 이렇게 증폭된 신호는 저대역 통과 필터를 거쳐 로켓의 텔레메트리부로 보내지게 된다.

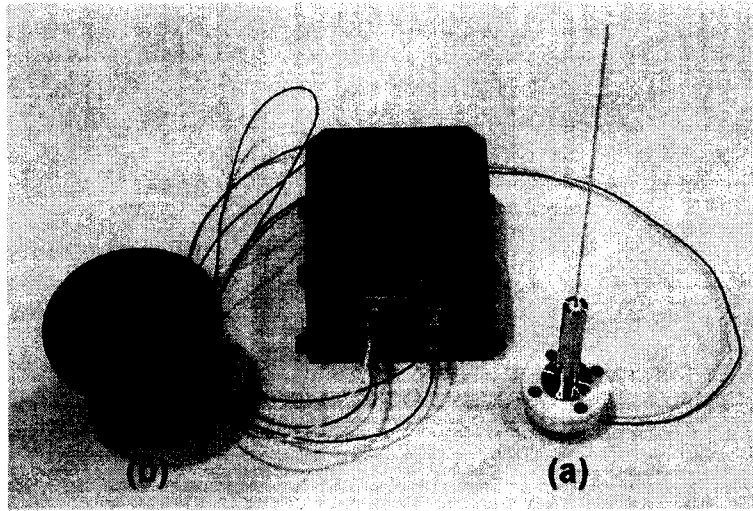


그림 3. 제작된 전자환경 측정기의 모습. (a) 랑뮈어 프로브 (b) 전자 온도 프로브

그림 3(b)는 로켓에 탑재될 전자 온도 프로브를 나타내고 있다. 그림에서 보듯이 직경이 120mm인 반원 모양의 평판 두 개로 구성되어 있으며 금도금이 되어있다.

3. 우주환경 모사 실험

과학로켓의 전자환경 측정기의 성능시험을 위해서는 우주공간에서의 진공 환경뿐만 아니라, 부분적으로 이온화된 전자들이 존재하는 환경을 만들어주는 것이 필요하다. 이러한 환경을 모사해 줄 수 있는 챔버를 보유하고 있는 일본 ISAS의 우주 플라즈마 실험실에서 우주플라즈마 챔버를 이용하여 실험을 수행하였다. 우주플라즈마 챔버는 $10^{-4} \sim 10^{-5}$ torr의 고공대기층과 우주환경을 모사해 줄 수 있으며 후면확산형 플라즈마 생성장치(back-diffusion plasma source)가 설치되어 있어 실제 우주공간의 플라즈마 환경을 잘 모사 해준다. 그림 4는 우주플라즈마 챔버 실험을 위한 구성도를 나타내고 있다.

전자환경 측정기의 전자 온도 프로브와 전자 밀도 프로브 그리고 회로부는 우주플라즈마 챔버 내에 위치하여 놓고 전원 공급부와 데이터 획득 시스템은 챔버 외부에 위치하여 실시간으로 측정값을 모니터링 할 수 있도록 구성하였다.

실험은 챔버 내부의 조건을 로켓비행 환경에 맞추어 바꾸어가며 총 28회에 걸쳐 수행되었다. 28회의 실험조건(표 1)은 그림 4의 그리드 전압(V_G), 히터 전압(V_H), 그리고 플레이트 전압(V_P)의 조합을 통해 저밀도 전자환경과 고밀도 전자환경을 적절히 모사해 줄 수 있도록 조정되었으며, 이에 따른 센서 출력의 변화특성을 모니터하였다. 이 범위는 로켓이 비행 중 주변의 전자들에 의해 로켓이 노출되는 환경을 포함하게 된다.

그림 5는 28회의 실험 중 챔버의 조건이 그리드 전압은 80V, 플레이트 전압은 150V, 그리고 챔버 압력은 4×10^{-4} torr일 때 측정한 랑뮈어 프로브의 데이터를 근거로 얻어진 전류-전압 곡선을 보

표 1. 챔버 실험 조건

번호	V_G (V)	V_P (V)	V_H/I_H (V/A)	N_2 압력(torr)	번호	V_G (V)	V_P (V)	V_H/I_H (V/A)	N_2 압력(torr)
1	30	200	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	15	25	130	2.8 / 40	1.4×10^{-4}
2	40	200	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	16	30	130	2.8 / 40	1.4×10^{-4}
3	50	200	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	17	35	130	2.8 / 40	1.4×10^{-4}
4	60	200	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	18	50	130	2.8 / 40	1.4×10^{-4}
5	70	200	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	19	55	130	2.8 / 40	1.4×10^{-4}
6	80	200	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	20	60	130	2.8 / 40	1.4×10^{-4}
7	90	200	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	21	50	130	2.8 / 40	1.4×10^{-4}
8	100	200	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	22	45	130	2.8 / 40	1.4×10^{-4}
9	90	200	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	23	45	140	2.8 / 40	1.4×10^{-4}
10	80	200	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	24	45	150	2.8 / 40	1.4×10^{-4}
11	85	200	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	25	50	150	2.8 / 40	1.4×10^{-4}
12	85	190	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	26	60	150	2.8 / 40	1.4×10^{-4}
13	85	180	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	27	70	150	2.8 / 40	1.4×10^{-4}
14	85	170	2.8 / 40	6.5×10^{-4}	28	80	150	2.8 / 40	1.4×10^{-4}

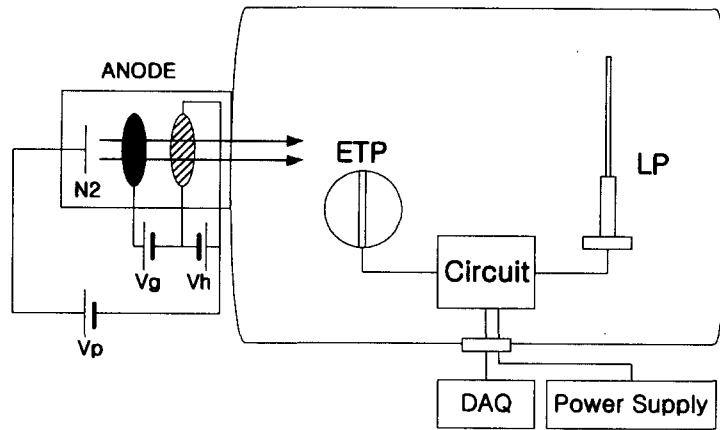


그림 4. ISAS 우주플라즈마 챔버의 구성

여주고 있다. 0V 근처에서 측정 전류의 값이 불연속적인 현상이 발생하였는데 이는 진공 상태의 우주플라즈마 챔버 내부의 부동 전위로 인해 오프셋이 발생했기 때문으로 판단되었다. 그림에서 보듯이 그래프의 실선은 프로브에 인가해 준 삼각파 전압을 증가시키는 동안의 전류의 변화를 나타내고 점선은 삼각파 전압을 감소시키는 동안의 전류의 변화를 나타내며 프로브에 존재하는 오염층에 의해 발생하는 히스테리시스 곡선은 매우 작음을 알 수 있다. 프로브로부터 측정된 전자 밀도는 $2.7 \times 10^5 \text{ cm}^{-3}$ 정도의 값을 얻을 수 있었다. 또한 그림 6은 그림 5에서의 챔버 조건과 같은 조건에서 전자 온도 측정기의 결과값을 보여주고 있다. 실험시 챔버 내부의 부동전위의 발생으로 인하여 측정 데이터의 값이 음의 값으로 오프셋이 발생하는 현상을 나타냈다. 이렇게 측정된 데이터로 ΔV_{fa1} 와 ΔV_{fa2} 의 비를 계산하여 전자의 온도를 계산한 결과, 전자 온도는 630K 정도의 값을 얻을 수 있었다.

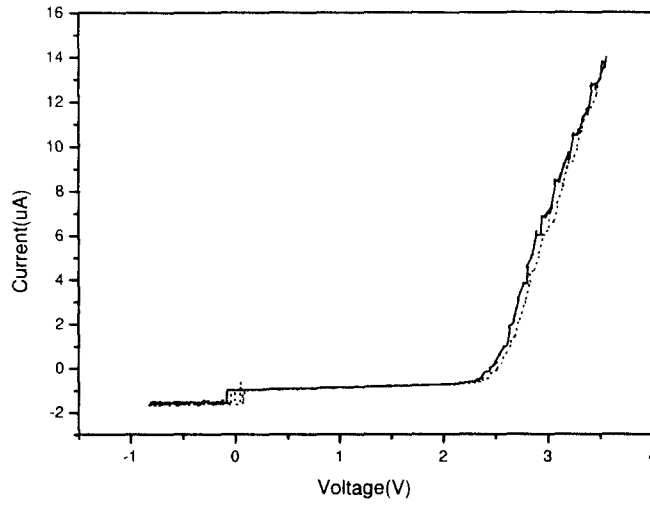


그림 5. 랑뮈어 프로브를 통해 얻은 전류-전압 곡선

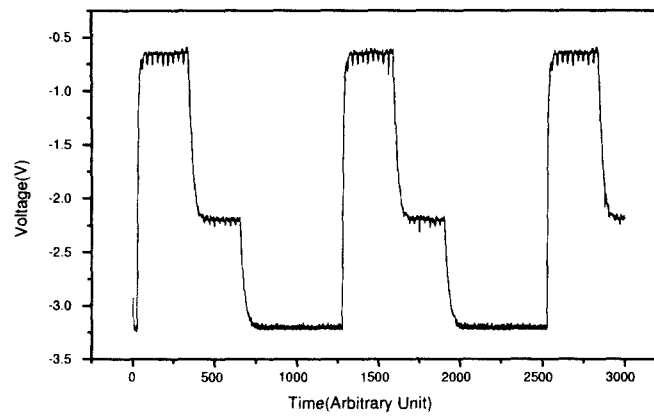


그림 6. 전자 온도 프로브의 측정값

5. 결론

본 연구에서는 2002년 상반기에 발사 예정인 KSR-3 과학로켓에 탑재될 이온층 전자환경 측정기 개발에 관하여 서술하였다. 전자환경 측정기의 우주 공간에서의 성능 실험은 일본 ISAS가 보유하고 있는 우주플라즈마 챔버 시설을 이용하여 수행하였다. 플라즈마 환경에서의 전자 밀도는 $2.7 \times 10^5 \text{ cm}^{-3}$ 정도의 값을 갖고 전자 온도는 630K 정도의 값을 갖는 것을 확인하였고 프로브의 회로부 동작 상태는 양호함을 확인하였다. Oyama & Hirao(1979)는 로켓에 탑재된 전자 온도 프로브를 이용하여 고도 105km 부근에서의 전자 온도가 약 800K 정도가 됨을 확인하였고 최근 Croskey

et al.(2001)은 로켓에 탑재된 랑뮈어 프로브를 이용하여 고도 85km 부근에서 전자의 밀도가 급격히 줄어드는 지역(biteout region)을 관측하는데 성공하였다. 현재 한국항공우주연구원에서 과학로켓에 탑재할 수 있도록 실험 모델에 대한 우주 환경 시험인 진동시험, 열진공시험, 충격시험 등을 통과한 상태이며 비행 모델을 제작하고 있는 단계에 있다. 이렇게 개발된 탑재체는 향후 과학로켓이나 인공 위성의 탑재체로 사용이 용이하며 이온층 관측 탑재체로써 매우 중요한 역할을 수행할 수 있을 것이다. KSR-3 과학로켓에 탑재되어 한반도 상공의 이온층 전자 밀도와 온도를 측정하여 신뢰성 있는 데이터를 획득한다면 지상의 전파 관측 자료들과 인공위성의 관측 자료들과의 비교 분석을 통한 이온층의 기본 상태, 전자온도 급상승 지역, 그리고 Sporadic E 지역 같은 특이 현상들을 규명하는데 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

참고문헌

- 이재진, 김준, 이수진, 민경욱, 표유선, 조광래, 이황재 1998, 한국우주과학회지, 15, 401
- Croskey, C. L., Mitchell, J. D., Friedrich, M., Torkar, K. M., Hoppe, U. P., & Goldberg, R. A. 2001, *Geophys. Res. Lett.*, 28, 1427
- Oyama, K., Abe, T., Schlegel, K., Nagy, A., Kim, J., & Marubashi, K. 1999, *Earth Planets Space*, 51, 1309
- Oyama, K., & Hirao, K. 1976, *Rev. Sci. Instrum.*, 47, 101
- Oyama, K., & Hirao, K. 1979, *Planet. Space Sci.*, 27, 183
- Oyama, K., Hirao, K., & Yasuhara, F. 1985, *J. Geomag. Geoelectr.*, 37, 413
- Schunk, R. W., & Nagy, A. F. 2000, *Ionospheres (Cambridge: Atmospheric and Space Science)*, p.554
- Spencer, N. W., Brace, L. H., Carignan, D. R., Tausch, D. R., & Niemann, H. 1965, *J. Geophys. Res.*, 70, 2665