

과학위성 1호의 우주 플라즈마 관측 시스템 SPACE PHYSICS PACKAGE ON KAISTSAT-4

황정아¹, 이재진¹, 이대희¹, 이진근¹, 김희준¹, 박재홍¹, 민경욱^{1,2}, 신영훈³
¹한국과학기술원, ²인공위성연구센터, ³Star V-ray(연구소)

JUNG-A HWANG¹, JAE-JIN LEE¹, DAE-HEE LEE¹, JIN-GUN RHEE¹, HEE-JUN KIM,
JAE-HEUNG PARK¹, KYOUNG WOOK MIN^{1,2}, AND YOUNG-HOON SHIN³

¹Department of Physics, Korea Advanced Institute of Science and Technology
²Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology
³Star V-ray

E-mail: jahwang@space.kaist.ac.kr

Received Dec. 9, 2000; Accepted Dec. 18, 2000

ABSTRACT

Four plasma instruments are currently under development for KAISTSAT-4 (K-4) which is scheduled for launch in 2002. They are the Solid-State Telescope, Electro-Static Analyzer, Langmuir Probe, and the Scientific Magnetometer, that will respectively allow in-situ detection of high energy and low energy components of auroral particles, ionospheric thermal electrons, and magnetic field disturbances. These instruments, together with the Far-ultraviolet IMaging Spectrograph, will provide micro-scale physics of Earth's polar ionosphere with detailed spectral information that has not been previously achieved with other space missions. In this paper, we review the concept of the four space plasma instruments as well as the anticipated results from the instruments.

Keywords: Space Physics Package (SPP), KASITSAT-4, Solid-State Telescope (SST), Electro-Static Analyzer (ESA), Langmuir Probe (LP), Scientific Magnetometer (SM)

I. 서 론

과학위성 1호는 한국과학기술원 인공위성연구센터(SaT-ReC)가 개발하는 4번째 위성으로, 인공위성연구센터는 지금까지 3개의 소형위성을 성공적으로 개발, 운용해왔으며, 이와 함께 탑재체 개발 수준에 있어서도 발전을 거듭해서 현재는 운용중인 위성으로부터 국제적으로 인정받는 양질의 데이터를 얻고 있다(Shin et al. 1994, 1995, 1996; Min et al. 1996). 과학위성 1호는 2002년 발사 예정으로, 성간 물질 관측과 우주환경 관측을 동시에 수행할 목적으로 개발되고 있으며, 특히 과학위성 1호의 주탑재체인 Far-ultraviolet IMaging Spectrograph (FIMS)는 900-1175 과 1335-1750 Å의 원자외선 영역에서 우리 은하 내 고온 플라즈마의 분광학적 진단과 공간적 분포를 연구할 예정이다. 또한 FIMS는 약 800 km 고도의 극궤도에서 지구 고층 대기와 극지방 오로라의 다양한 방출선을 관측하여 고층대기에 관한 상세한 분광학적 정보도 줄 것으로 기대되고 있다. 고층대기의 변화는 저고도 우주 플라즈마의 성질과 밀접한 관련이 있으므로, FIMS에 의한 분광 정보와 더불어 플라즈마 입자를 관측한다면 이들 사이의 연관관계를 연구하는 좋은 계기가 될

수 있다. 따라서 과학위성 1호에는 우주 플라즈마 관측 시스템 (Space Physics Package)을 탑재하여 지구 자기장을 따라 입사하는 전자들과 이온층 전자들의 특성을 FIMS 관측과 더불어 수행할 계획이다. 우주 플라즈마 관측 시스템은 고에너지 입자 검출기(Solid-State Telescope: SST), 저에너지 플라즈마 측정기(Electro-Static Analyzer: ESA), 랑뮤어 탐침(Langmuir Probe: LP), 및 지구자기장 측정기(Scientific Magnetometer: SM) 등 3개의 전자 검출기와 하나의 자기장 측정 센서로 구성된다. 본 논문에서는 이들 장비를 소개하고 향후 위성에서 운용될 때 예견되는 과학적 중요성에 대해 논하고자 한다.

II. 고에너지 입자 검출기(SST)

고에너지 입자 검출기는 고위도 극지방으로 침투해 들어오는 태양풍의 고에너지(25 KeV~1 MeV) 전자를 관측하는 목적으로 개발된다. 특히 이들 입사 입자들의 지구 자기장에 대한 pitch angle 정보를 얻기 위해, SST는 지구 자기장과 평행인 방향(parallel)과 수직인 방향(perpendicular)으로 입사되는 입자를 구별하기 위한 두 개의 telescope을 가지고

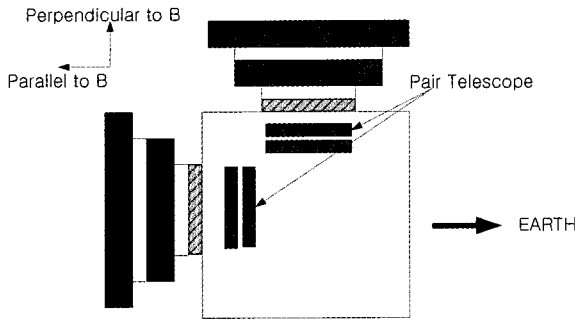


그림 1. SST의 detector와 analyzer의 구조.

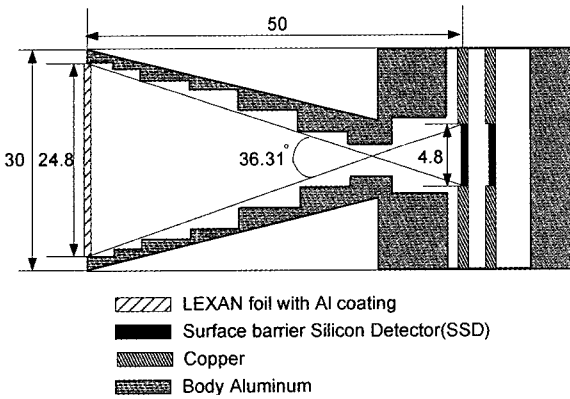


그림 2. SST Analyzer.

있다 (그림 1 참조).

각 telescope는 그림 2처럼 양면이 각각 $0.15 \mu\text{m}$ 두께의 aluminum으로 코팅된 $0.15 \mu\text{m}$ LEXAN foil 필터와 두께가 $300 \mu\text{m}$ 인 2개의 SSD(Solid State Detector)로 구성되어 있다. LEXAN은 Al coating과 함께 태양의 UV에 의한 detector의 radiation-damage를 줄이면서 우주 먼지도 막아주기 때문에 detector의 수명을 연장시키는 효과를 준다. 또한 가장 중요한 효과는 입사하는 전자에는 거의 영향을 주지 않으면서 양성자는 어느 정도 차단해 준다는 것이다. 그림 2와 같은 구조에서 Geometrical Factor를 계산하면 $G=0.030 \text{ cm}^2$ 이 된다. SST의 dead time은 약 $6 \mu\text{s}$ 이므로 SST로 측정할 수 있는 최대 전자 플럭스는 $5 \times 10^6 \text{ cm}^{-2}\text{sr}^{-1}\text{s}^{-1}$ 가 된다. SST가 동작하게 될 극지방의 flux는 약 $10^5 \text{ cm}^{-2}\text{sr}^{-1}\text{s}^{-1}$ 로 알려져 있기 때문에 SST는 충분히 입사하는 거의 모든 전자들을 count 할 수 있으리라 기대하고 있다. SST는 실제로 1 km 이하의 공간 분해능으로 오로라 입자 현상을 관측하기 위해서 전자의 에너지를 측정하게 된다. 이를 위해서 SST는 위성이 남극 지방을 지날 때($\geq 65^\circ$)만 동작하고, duty cycle은 연속 14분, 하루에 7번 관측하도록 결정되었다. SST가 남극 지방에서만 동작하도록 한 이유는, 우리나라가 위도상 북쪽에 위치하기 때문에, 북극 지방을 지날 때는 위성이 지상국(인공위성연구센터)과 통신을 해야 하기 때문에 통신 명령의 처리 시간과 데이터를 전송하는 시간의 중복으로 인한 오동작을 막기 위함이다.

Telescope에 입사하는 전자의 에너지에 따라 SSD에 전달되는 에너지 LET (Linear Energy Transfer)는 그림 3에 표시

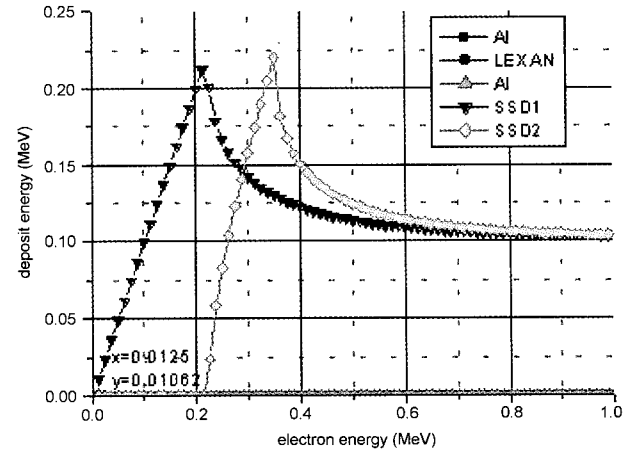


그림 3. SST 전체의 LET.

되어 있다. 첫 번째 detector인 SSD1의 신호는 직접 pulse height를 AD conversion 해서 $25 \text{ keV} \sim 215 \text{ keV}$ 정도를 알 수 있고, 두 번째 detector인 SSD2는 SSD1과 함께 coincidence logic을 구현해서 215 keV 이상 1 MeV 이하의 에너지를 판별할 수 있도록 되어 있다. SSD1의 신호는 32개의 채널을 통해서 저장될 것이다. 이 때, Al coating 된 LEXAN foil의 LET는 SSD1과 SSD2의 LET에 비교하여 거의 보이지 않을 정도로 바닥 부분에 위치하고 있음을 알 수 있다. 이는 LEXAN의 밀도가 Si이나 Al에 비해서 작으면서 두께도 무시할 수 있을 만큼 얇기 때문이다(Al: 2.7 g/cm^3 , $0.15 \mu\text{m}$, Si: 2.33 g/cm^3 , $300 \mu\text{m}$, LEXAN: 1.2 g/cm^3 , $0.15 \mu\text{m}$).

SST가 우리별 3호나 아리랑 1호에 실행던 고에너지 입자 검출기에서 가장 많이 개량된 점은 signal의 pulse height를 직접 conversion 하기 때문에 입사 전자의 에너지를 보다 정밀하게 측정할 수 있다는 것이다. 한편 에너지를 일일이 계산하여 저장하려면 event 처리에 많은 시간이 소요되며, 특히 count 수가 많은 경우에는 event를 놓치는 경우가 생길 수 있다. 따라서 에너지 대역을 채널별로 나누어 table을 만들어 두고 event 마다 해당되는 에너지 채널의 count 수를 하나씩 더해 가는 것이 event를 처리하는 시간을 줄이는 데 도움을 줄 것이다. 이를 위하여 개발된 것이 Look-Up-Table (LUT)이다. LUT는 여러 개의 표로 이루어져 있고, 각각은 외부에서 선택한 모드에 의해 결정된다.

과학위성 1호의 목적이 고위도 이온층의 국부적인 관측에 있으므로 SST 관측의 공간 분해능도 이 목적에 맞는 성능을 가져야 한다. 이에 따라 SST의 sampling rate는 50 ms 로 결정하였는데 과학위성 1호의 고도를 800 km 라고 가정하면 위성의 속도가 7.44 km/s 이므로 50 ms 는 공간적 분해능으로 370 m 에 해당한다.

III. 저에너지 플라즈마 측정기(Electro-Static Analyzer: ESA)

SST가 극지방으로 침투하는 높은 에너지 대역($25 \text{ keV} \sim 1 \text{ MeV}$)의 전자들을 측정하는 장치라면, ESA (ElectroStatic

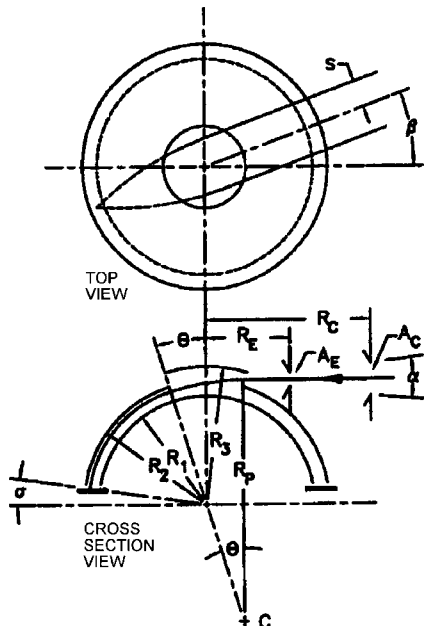


그림 4. ESA의 원리 (Carlson & McFadden 1998).

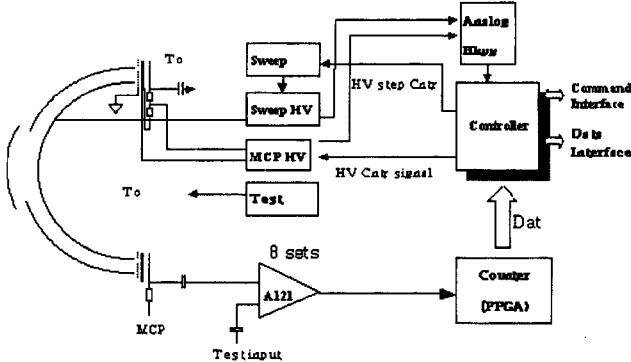


그림 5. ESA의 회로 구성도.

Analyzer)는 비교적 낮은 에너지 대역(5 eV~20 keV)의 전자들을 측정하는 장치이다. 과학위성 1호에 탑재될 ESA는 Carlson (1983)등에 의해 처음 제안된 것인데, 넓은 시야와 좋은 각 분해능(angular resolution)을 가지고 particle imaging을 할 수 있다는 것이 이 실험 장치의 특징이라 할 수 있다.

그림 4는 ESA의 원리를 나타내고 있다. 그림 5의 위 그림은 위에서 본 단면도이고, 아래 그림은 옆에서 본 단면도를 나타낸다. ESA의 구조는 안쪽 반구(inner hemisphere), 바깥쪽 반구(outer hemisphere) 그리고 top hat으로 이루어져 있다. 바깥 반구와 top hat은 일반적으로 위성의 ground에 연결되고, 안쪽 반구에는 전압 \$V\$가 걸리게 된다. Top hat을 통해 들어온 입자는 두 반구 사이의 전기장을 경험하게 되는데, 두 반구 사이에 걸린 전기장의 세기와 입사된 입자의 원심력이 같아야 입자들은 벽에 충돌하지 않고 detector에 도달하게 된다. 따라서 다음 공식을 만족하는 에너지를 갖는 입자를 검출할 수 있게 된다.

$$E = \frac{R_1 q V}{2(R_2 - R_1)} \quad (1)$$

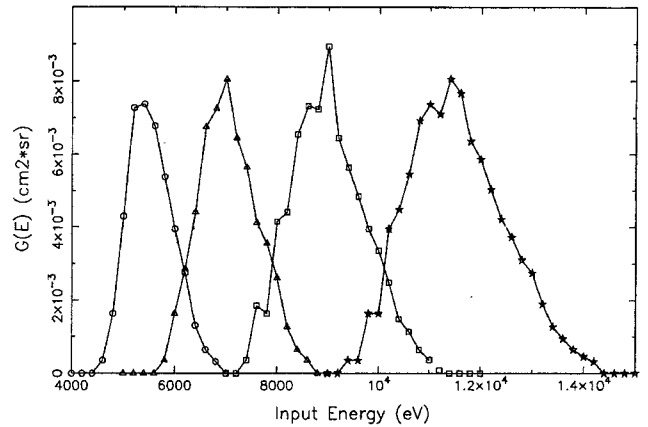


그림 6. Simulation을 통한 ESA의 geometrical factor.

여기서 \$R_1\$은 안쪽 반구의 반지름을, \$R_2\$는 바깥쪽 반구의 반지름을, \$q\$는 입사되는 입자의 전하량을 나타낸다. ESA의 대칭적 구조는 \$360^\circ\$ 모든 방향에서 들어오는 입자들을 검출할 수 있게 한다. 만일 top hat에 의해 대칭성이 깨지는 것을 무시할 수 있다면, 들어온 모든 입자들은 반구의 중심을 지나는 평면상에서 운동하게 된다. 따라서 평행하게 들어온 입자들은 그림 5의 위 그림에서 보는 것과 같이 한 점으로 모이게 되며 각 방향으로 들어오는 입자의 개수를 셈으로써 입자들의 운동 방향과 에너지를 측정할 수 있게 된다. 입자들을 검출하는 장치로는 MCP (Micro Channel Plate)가 흔히 사용된다.

그림 5는 ESA 회로의 구성도를 나타낸다. 안쪽 반구에는 Sweep high voltage supply에 의해 \$0\text{ V} \sim 2\text{ kV}\$의 전압이 계단 모양으로 인가된다. 이 때 인가 전압은 32개의 계단을 가지며 에너지 분해능을 고려하여 지수 함수적으로 증가하도록 하였고 \$50\text{ msec}\$의 주기를 가지게 된다. (1)식을 만족하는 전자들만이 detector로 쓰이는 MCP에 도달하게 되며, MCP에서 만들어진 전자 구름은 8개의 anode에 도달하고 A121이라는 preamp를 통해 펄스 신호로 변환된다. Preamp에서 만들어진 신호는 FPGA로 구성된 8개의 16bit counter를 통해 임의하게 된다.

과학위성 1호는 3축 자세 제어 위성으로 극지방을 통과할 때 자기장에 대해 항상 일정할 자세를 유지하게 된다. 만일 자기장을 따라 들어오는 입자들이 자기장에 대해 대칭적인 분포를 가진다고 가정한다면 자기장에 대한 속도 분포를 얻기 위해서는 \$180^\circ\$의 관측 시야를 갖는 것으로 충분할 것이다. 따라서 ESA의 field of view는 \$180^\circ \times 14^\circ\$로 설정하였으며, 총 8개의 Anode를 사용하여 \$22.5^\circ\$의 각 분해능(angular resolution)을 갖도록 하였다. ESA의 안쪽 반구 지름은 \$6.1\text{ cm}\$, 바깥쪽 반구의 지름은 \$6.7\text{ cm}\$가 되도록 하였고, top hat은 반지름 \$3.6\text{ cm}\$에 \$17^\circ\$의 각을 갖도록 하였다. 만일 ESA의 크기가 커지면, geometrical factor가 커진다는 장점이 있지만, ESA의 크기는 본체와의 기계적인 인터페이스에 제한되어 진다. 이러한 설계 요소들은 앞으로 제작 과정에서 더 정확히 확정될 것이다. ESA의 geometrical factor는 simulation을 통해 결정된다. 그림 7은 simulation을 통해 얻은

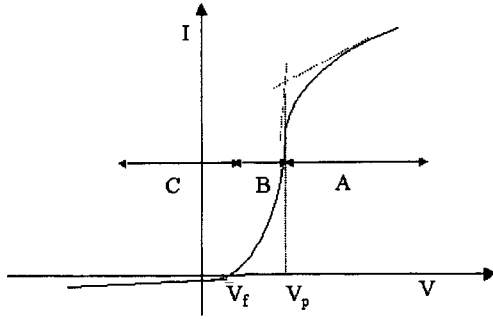


그림 7. 플라즈마 공간 속에서 금속 막대에 전압을 인가했을 때 나타나는 전류-전압 곡선. A 영역을 이온 포화 영역, B 영역을 전자 지체 영역, C 영역을 전자 포화 영역이라 한다. 전자보다 이온의 질량이 크기 때문에 전자 포화 영역의 전류가 이온 포화 영역의 전류에 비해 크게 나타난다.

Geometrical factor로 에너지별 geometrical factor를 나타내고 있다. 이것을 이용하면, 예상되는 입자들의 counting rate를 계산할 수 있는데, 극지방에서 입자들의 flux를 약 $10^3 \text{ cm}^{-2} \text{ sr}^{-1} \text{ s}^{-1} \text{ eV}^{-1}$ 라고 할 때 ESA에 측정되는 counting rate는 1.83104 count/s가 되며, 이때 에너지 분해능은 18.2%가 된다.

ESA는 지금까지 많은 위성에 탑재되어 관측을 수행하였는데, ESA가 탑재된 대표적 위성으로는 magnetosphere를 관측하기 위한 위성으로 CLUSTER와 WIND를 들 수 있으며, 행성 탐사 위성으로는 Mars Global Surveyor와 Lunar Prospector가 있다. 한편, 과학위성 1호와 같이 극지방으로 침투하는 입자를 관측하기 위해 발사된 대표적 위성으로 FAST를 들 수 있다. FAST가 주로 타원 궤도를 돌며 약 3000 km, 상공에서 입자들과 wave의 상호작용을 연구하는데 중점을 둔 반면(Carlson 1998), 과학위성 1호는 비교적 낮은 고도(~700 km)에서 자기장을 따라 침투하는 입자들과 이온층 플라즈마의 상호 작용을 관측하고자 한다.

IV. 랑뮤어 탐침(Langmuir Probe: LP)

앞에서 설명한 ESA와 SST가 자기장을 따라 침투하는 입자들을 검출하기 위한 장치라면, LP (Langmuir Probe)는 이들 입자에 의해 이온화된 플라즈마의 특성을 측정하는 장치다. LP의 동작 원리는 플라즈마로 이루어진 공간에 원통형 금속 막대를 삽입하고, 여기에 쓸기 전압(sweep voltage)을 인가하면 그림 7과 같은 모양의 전류-전압 특성 곡선이 얻어지게 되는데 이 곡선으로부터 전자 온도와 전자 밀도를 유추하는 것이다(Langmuir & Blodgett 1924).

그림 7에서 A 영역을 전자 포화 영역, B 영역을 전자 지체 영역, C 영역을 이온 포화 영역이라 하며 이들에 대한 식은 다음과 같이 표현된다.

$$I_e(sat) = -\left(\frac{kT_e}{2m_e\pi}\right)^{1/2} N_e A_c e \frac{2}{\sqrt{\pi}} \left[1 + \frac{eV}{kT_e}\right]^{1/2} \quad (\text{전자 포화 영역})$$

$$I = I_i - \left(\frac{kT_e}{2m_e\pi}\right)^{1/2} N_e A_c e \exp\left(\frac{eV}{kT_e}\right) \quad (\text{전자 지체 영역})$$

$$I_i(sat) = -\left(\frac{kT_i}{2M_i\pi}\right)^{1/2} N_i A_c e \frac{2}{\sqrt{\pi}} \left[1 + \frac{eV}{kT_i}\right]^{1/2} \quad (\text{이온 포화 영역})$$

여기서 N_i 는 이온 밀도, N_e 는 전자의 밀도, T_i 는 이온의 온도, T_e 는 전자의 온도, k 는 볼츠만 상수, A_c 는 탐침의 표면적, e 는 전자의 전하량, V 는 플라즈마 전위를 기준으로 한 전압을 나타내며 M_i 는 이온의 질량, m_e 는 전자의 질량을 나타낸다. 위의 식들을 이용하면 전자 지체 영역에서 전자 온도를, 그리고 전자 포화 영역에서 전자 밀도를 구할 수 있다. 이 때 플라즈마는 Maxwellian 분포를 따르고, 자기장의 효과는 고려하지 않고, 평균 자유 행로 (Mean Free path)가 충분히 길어서 Debye 길이 안에서 충돌이 거의 생기지 않는다는 가정이 따른다. 일반적으로 이온층에서 위의 가정들은 잘 만족되지만, 극지방에서 전자들은 Maxwellian 분포를 따르지 않는 것으로 알려져 있으며, 자기장에 평행한 속도 성분과 수직인 속도 성분이 서로 다를 것으로 생각된다.

과학위성 1호에 탑재될 LP는 이러한 문제를 해결하려고 노력하였다. 우선 Maxwellian 분포를 따르지 않는 플라즈마에 대해 전자 온도를 구하기보다는 전자들의 에너지 분포 함수를 측정하도록 하였다. Druyvesteyn (1930)에 의하면 전자들의 에너지 분포는 다음과 같은 이차 미분식으로 표시된다. 즉 앞에서 구한 전류-전압 특성 곡선을 두 번 미분하면 전자들의 에너지 분포가 얻어지게 된다.

$$F(eV) = \left[\frac{4m_e^{1/2} V^{1/2}}{2^{1/2} A_c e^{1/2} N_e} \right] \frac{d^2 i}{dV^2} \quad (2)$$

(2)식에 의해 전자들의 에너지 분포 함수를 구하는 방법으로는 우선 전류-전압 특성 곡선을 구한 다음 이것을 software 적으로 미분하는 것을 생각할 수 있다. 그러나 그럴 경우 측정 과정에서 생긴 노이즈가 커져 정확한 에너지 분포를 알 수 없게 된다. 따라서 hardware적인 방법을 통하여 전자들의 에너지 분포를 구하는 것이 필요하다. 많이 사용되는 방법으로 쓸기 전압에 주파수 ω 에 진폭이 a 인 작은 sine wave를 인가하게 된다. 그러면 전류에 대한 식은 다음과 같이 전개될 수 있다.

$$I_e(V_p + a \sin \omega t) =$$

$$\left[I_e + \frac{a^3}{4} I_e'' + \frac{a^4}{64} I_e'''' \dots \right] \rightarrow$$

DC Components

$$+ \left[I_e'' + \frac{a^4}{8} I_e'''' + \dots \right] \sin \omega t \rightarrow$$

AC Components

$$- \left[\frac{a^2}{4} I_e'' + \frac{a^4}{48} I_e'''' + \dots \right] \cos 2\omega t \rightarrow$$

Second Harmonic Components

$$-\left[\frac{a^3}{24}I_e'' + \dots\right]\sin 3\omega t + \left[\frac{a^4}{192}I_e'' + \dots\right]\cos 4\omega t + \dots \quad (3)$$

여기서 I'' 은 인가 전압 V 에 대해 전류를 두 번 미분해 준 것을 나타낸다. 만일 2ω 성분만을 취한다면 다음 (4)식과 같이 근사할 수 있다. 따라서 성능이 좋은 band pass filter를 이용하여 2ω 성분을 뽑아내면, 전자들의 에너지 분포를 알 수 있다. 여기서는 Band pass filter로는 Lock-in Amp를 사용하였다.

$$I(2\omega) = \left(\frac{-a^2}{4}\right)I''(V)\cos 2\omega t \quad (4)$$

한편 자기장에 대한 플라즈마 특성을 관측하기 위해서 과학위성 1호에서는 두 개의 탐침을 사용하였다. 원통형 탐침을 하나는 자기장과 평행하게, 하나는 수직하게 배치함으로써 자기장에 대한 플라즈마 특성을 관측하고자 하였다. 또한 두 탐침은 태양전지판 끝에 장착하여 위성 본체와의 간섭을 줄이고자 하였다.

그림 8은 LP 전자 회로의 구성도를 나타내고 있다. sweep signal generator에서는 탐침에 인가되는 쓸기 전압을 생성한다. 쓸기 전압 주파수는 10 Hz이며, 탐침의 부동 전위를 측정하여 항상 전자 지체 영역이 포함된 전류-전압 특성을 얻을 수 있도록 설계하였다. 이 때 탐침에 흐르는 전류는 electrometer에 의해 측정되며 Lock-In Amp를 거쳐 전류의 전압에 대한 이차 미분값이 얻어진다. 그리고 Lock-In Amp에서 나온 신호는 PGA(Programmable Gain Amp)에서 적당한 값으로 증폭된 뒤 AD converter에 의해 디지털 신호로 변환된다. 이 디지털 신호는 내부 메모리에 잠시 저장된 뒤 위성 본체의 Mass Memory System으로 보내진다.

극지방 플라즈마는 평형상태라고 말할 수 없으며, 밀도나

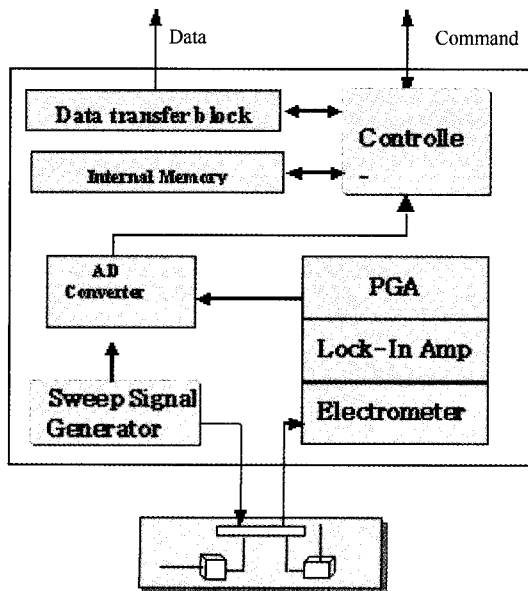


그림 8. LP의 전자 회로 구성도.

전자 온도가 좁은 영역에서 큰 변화를 보이는 것으로 알려져 있다. 따라서 극지방 플라즈마를 관측하기 위해서는 고려되어야 할 여러 사항이 있다. 앞에서 설명하였듯이 Maxwellian 분포를 따르지 않는 전자들의 에너지 분포함수를 구하는 것, 그리고 자기장에 대한 특성 변화는 보는 것 외에 빠른 sampling rate을 가지고 관측을 수행해야 극지방 플라즈마의 dynamic한 현상을 관측할 수 있다. Atmosphere Explorer-C (Brace et al. 1973)나 Dynamic Explorer 2 (Krehbiel et al. 1973)와 같은 위성들이 Langmuir Probe를 이용하여 극지방 플라즈마를 관측하려 하였지만, 이들 위성들은 10초 이상 되는 긴 sampling rate을 가지고 있기 때문에 극지방 플라즈마를 이해하는데 별 도움이 되지 못했다. 그러나 과학위성1호에 탑재될 LP는 최대 10 Hz의 sampling rate을 가지고 있기 때문에 위성의 속도를 약 7 km/s로 가정하면, 약 700 m의 공간적 분해능을 가지게 되며 아직까지 관측되지 못했던 여러 현상을 관측하는데 유용하게 쓰일 수 있을 것이다. 이는 위성 본체의 Mass Memory System (MMS)이 데이터를 빠른 시간 안에 처리해 줄 수 있도록 개선되었기 때문이다.

V. 정밀 자기장 측정기(Scientific Magnetometer: SM)

정밀 자기장 측정기(Scientific Magnetometer)는 위성 궤도에서의 지구 자기장을 정밀하게 측정함으로써, 태양풍에 의한 지구 자기장의 변화, 극지방에서 지구 자기권과 전리층을 연결하여 주는 자기장 평행 전류, 국소적으로 발생하는 자기권의 자기 폭풍 등을 관측할 수 있게 한다. 특히, 과학위성에서 함께 운용되는 원자외선 분광기(FIMS), 저에너지 전자 검출기(ESA), 고에너지 전자 검출기(SST), Langmuir Probe(LP) 등과 함께 극지방에서 관측을 수행함으로써 오로라의 발생 기구(mechanism)와 나타나는 현상 등을 종합적으로 연구할 수 있는 기회를 제공할 것이다. 정밀 자기장 측정기는 제작이 용이하면서도, 지구 자기권을 연구하는데 필수적인 자기장을 측정하기 때문에 우주 과학 미션을 수행하는 위성에는 기본적인 탑재체라 할 수 있다.

과학위성 1호의 지구 자기장 측정기는 3축 fluxgate 자력계로서 자기장의 변화에 의한 유도 전류의 변화를 측정하는 것으로 자기장의 크기와 방향을 동시에 측정하는 벡터 자력계이다. Fluxgate 자력계는 안정성과 민감성이 좋고, 크기가 작으며, 무게가 적다는 장점이 있다. 또한 광범위한 동작 범위를 측정할 수 있고, 다른 자력계에 비해 전력 소모가 적음

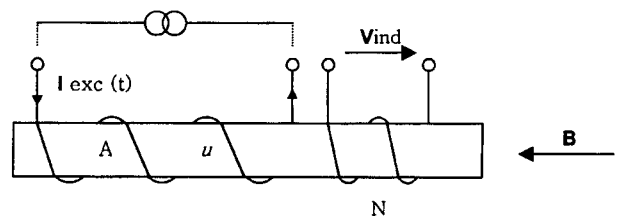


그림 9. Fluxgate 자력계의 동작 원리.

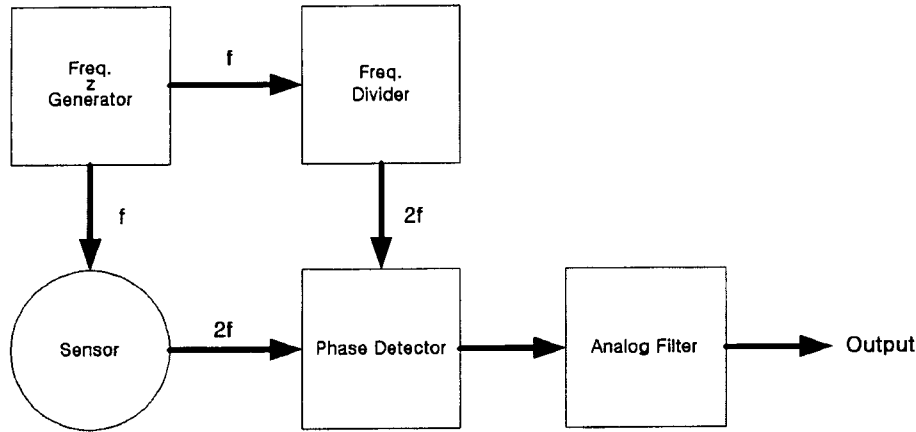


그림 10. 정밀 자기장 측정기 개요.

며, 잡음 레벨이 낮기 때문에 위성용 자력계로 가장 적합하다. Fluxgate 자력계의 동작 원리는 다음과 같다.

아래의 그림 9와 같이 코어에 구동 코일을 감아 일정한 주파수의 전류를 흘려주면 코어의 자기 특성 값은 hysteresis curve의 형태로 변화되며 이때 유도되는 전압을 감지 코일에서 측정하여 자기장의 값을 읽게 된다.

이때 유도되는 전압은 다음 식과 같이 쓸 수 있다.

$$V_{ind} = -AN\mu \frac{dB_{ex}}{dt}$$

과학위성 1호의 정밀 자기장 측정기는 ring-core 형태의 센서를 사용한다. Ring-core 센서에 서로 수직한 감지 코일을 감아 두 방향으로의 자기장을 측정하도록 하였으며, 남은 한 축을 위하여 새로운 센서를 90도 방향으로 위치하게 하였다. Ring-core 센서는 형태가 둥글기 때문에 좌우 대칭성이 좋고 코어의 팽창력이 균일하며 막대 모양의 코어에 존재하는 가장자리 잡음이 없다는 장점이 있다.

과학위성 1호의 정밀 자기장 측정기에 대한 system requirement는 다음과 같다.

- Measurement range: -30000 ~ +30000 nT
- Resolution: 5 nT
- Sampling rate: 20 vectors/sec
- Duty cycle: 14 min/orbit (during aurora observation)

그림 10은 정밀 자기장 측정기의 개략도이다. 정밀 자기장 측정기는 자체적인 controller나 ADC를 갖지 않으며 출력되는 analog 신호들을 LP의 controller가 ADC를 통해 읽어 LP 데이터와 함께 위성체에 전송된다.

현재 정밀 자기장 측정기는 Electrical Test Bed (ETB)가

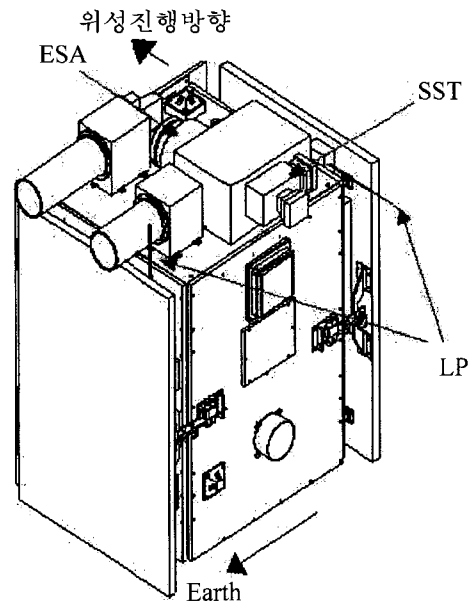


그림 11. SPP 위치 (극지방 기준).

제작, 시험되었으며 ring-core에 대한 특성을 시험중이다. 회로에 대한 자세한 분석이 있는 후, Qualified Model (QM)이 완료되는 2001년 후반기에 정밀 calibration을 수행할 예정이다.

VI. 우주 플라즈마 관측 시스템의 운용

지금까지 설명한 SPP가 과학위성 1호에서 자리잡고 있는 위치는 그림 11과 같다.

SST와 ESA는 위성의 위 부분에 독립적으로 위치하고 LP

표 1. Previous satellites

Mission		POLAR	SAMPLEX	FAST	DMSP	KAISTSAT-4
Orbit	Inclination	90.0°	82.0°	83.0°	~92.0°	90.0° (TBD)
	Apogee	9 RE	670 km	4175 km	~820 km	800 km(TBD)
	Perigee	1.8 RE	520 km	350 km	~820 km	800 km(TBD)
Altitude Control		Spin	3-axis	Spin	3-axis	3-axis
Weight		1300 kg	168 kg	191 kg	750~830 kg	~100 kg

표 2. 각 위성의 주임부와 탑재체 비교

Satellite	Mission (Payloads)
POLAR (CEPPAD)	Solar wind entry, ionospheric output and energy deposition into neutral atmosphere at high altitude (IPS, IES, HIST)
SAMPEX	Heavy ions in low altitude (HILT, MAST) Solar and magnetospheric ions (LICA) Energy spectra of solar and penetrating electrons (PET)
FAST	General wave/particle interaction (ESA, TOF, 10 electric field probes, magnetic field sensors)
DMSP	Precipitating electron and ion spectrometer (SSJ/4, SSM Magnetometer)
KAISTSAT-4	Auroral particles acceleration and plasma process in low altitude (SST, ESA, LP, SM, FIMS)

는 지구 자기장에 수직한 방향과 평행한 방향으로 위치해 있다. SM의 위치는 아직 확정되지는 않았다.

과학위성 1호의 우주 플라즈마 측정장치인 SPP의 개발의 특징들을 보다 잘 설명하기 위해서 SPP와 유사한 측정장치들을 탑재한 다른 위성들에 대해 비교해 볼 필요가 있다. 표 1은 현재까지 과학위성 1호와 비슷한 궤도와 고도를 운행했던 위성들을 정리한 것이다.

위의 위성들의 주 mission과 탑재체만 다시 정리하면 표 2와 같다.

위의 표 2에서 KAISTSAT-4의 유사한 목적으로 띄어진 위성이 없다는 것을 알 수 있다. 따라서 KAISTSAT-4가 오로라 지역의 물리적 현상에 대한 이해에 훌륭한 기여를 할 것으로 예측할 수 있다. 위와 같은 임무들을 수행하기 위해서 현재 SPP의 재원은 다음과 같이 결정되었다.

VII. 맺음말

1992년에 우리나라의 첫 인공위성인 우리별 1호가 발사된 이래로 인공위성연구센터에서는 계속해서 새로운 탑재체를 연구 개발하고 있다. 2002년 발사 예정인 과학위성 1호(KAISTSAT-4)에는 최초의 천문학적 관측과 동시에 오로라 지역의 전자들을 관측할 수 있는 여러 종류의 탑재체가 실릴 예정으로 현재 개발이 진행 중이다(표 3참조). 이 중의 하나인 SST는 과학위성 1호가 발사되는 시점인 태양 활동 극대기에 지구의 극지방의 고에너지 입자들의 동역학적 분

포와 가속화 현상을 연구할 수 있는 자료를 제공해 줌으로써 태양과 지구 자기장의 상호 작용을 조사하게 된다. 원자외선 분광기(FIMS)와 더불어 SST는 지구의 상층대기로 투입되는 높은 에너지의 하전입자를 관측함으로써 지구의 상층대기에서 일어나는 여러 가지 물리적 현상에 대한 정보를 얻을 수 있게 해줄 것이다. 또한 높은 각분해능을 가지고 있는 ESA는 비교적 낮은 고도(~700 km)에서 자기장을 따라 침투하는 입자들과 이온층 플라즈마의 상호 작용을 관측하는데 유용할 것이다. 또한 LP는 약 700 m의 공간적 분해능을 가지게 되며 아직까지 관측되지 못했던 극지방의 여러 현상을 관측하는데 유용하게 쓰일 수 있을 것이다. 정밀 자기장 측정기(Scientific Magneto-meter)는 위성 궤도에서의 지구 자기장을 정밀하게 측정함으로써, 태양풍에 의한 지구 자기장의 변화, 극지방에서 지구 자기권과 전리층을 연결하여 주는 자기장 평행 전류, 국소적으로 발생하는 자기권의 자기 폭풍 등을 관측할 수 있게 한다.

과학 위성1호에서 함께 운용되는 원자외선 분광기(FIMS), 저에너지 전자 검출기(ESA), 고에너지 전자 검출기(SST), Langmuir Probe(LP), 정밀 자기장 측정기는 극지방에서 관측을 동시에 수행함으로써 오로라의 발생 기구(mechanism)와 나타나는 현상 등을 종합적으로 연구할 수 있는 기회를 제공할 것이다.

참고문헌

김상준, 김용하, 김준, 민경욱, 안병호, 원영인, 윤홍식, 이동훈 1998, 우주과학의 제문제, 대우학술총서
 Anderson, H. H. , H. Sorensen, & P. Vадja 1969, Phys. Rev., 180, 383
 Brace, L. H., R. F. Theis, & A. Dalgarno 1973, Radio Science, 8, 341
 Carlson, C. W., D. W. Curtis, G. Paschmann, & W. Michael 1983, Adv. Space. Res., 2, 67
 Carlson, C. W., & J. P. McFadden 1998, Measurement Techniques in Space Plasma : Particles, Geophysical Monograph 102, AGU, 125
 Carlson, C. W., R. F. Pfaff, & J. G. Watzin 1998, Geophys. Res. Lett., 25, 2013
 Druyvestyn, M, Die Niedervoltbogen 1930, Z. Phys., 64, 790
 G. K. Parks 1991, Physics of Space Plasma
 J. D. Sullivan 1971, Geometrical factor and directional response of single and multi-element particle telescope, Nuclear Instruments and Methods, 95, 5

표 3. SPP의 specification

Instrument	SST	ESA	LP	SM
Measurement Objective	High energy electron (25 keV~1 MeV)	Low energy electron (5 eV~20 keV)	Thermal electron (<1 eV)	3-axis Magnetic field
Mass	4.9 Kg	1.68 Kg	1 Kg	0.5 Kg
Power	5 W	2.5 W	1.2 W	0.8 W
Data Rate	10 Kbits/sec	40 Kbits/sec	12 Kbits/sec	20 vectors/sec
Duty Cycle	14 min	14 min	14 min	14 min
Field of View	36°	14°×180°		

- Krehbiel, J. P., L. H. Brace, R. F. Theis, W. H. Pinkus, & R. B. Kaplan 1981, *Space Science Instrumentation*, 5, 493
- Langmuir, I., & K. Blodgett 1924, Current Limited by Space Charge Between Coaxial Cylinders, *Phys. Rev.*, 24, 49
- Min K. W., Park S. M., & Shin Y. H. 1996, Space Radiation Experiments on KITSAT microsattellites, *Solar-Terrestrial prediction Workshop*
- N. Tsoufanidis 1983, Measurement and Detection of Radiation
- R. P. Lin, K. A. Anderson, S. Ashford, C. Carlson, D. Curtis, R. Ergun, D. Larson, J. McFadden, M. McCarthy, G. K. Parks, & G. Paschmann 1995, Three-dimensional plasma and energetic particle investigation for the Wind spacecraft, *Space Science Rev.*, 71, 125
- S. N. Vernov, E. V. Gorchakov, P. I. Shavrin, & K. N. Sharvina 1967, Radiation Belts in the region of the South-Atlantic Magnetic Anomaly, *Space Science Rev.*, 7, 490
- Shin, Y. H., & K. Wook Min 1996, Space Environment Scientific Experiment (SENSE) on KITSAT-3, 3rd APC-MCSTA
- Shin, Y. H., Min K. W. & Kim. S. H. 1995, Space Radiation monitored by KITSAT-1 and KITSAT-2, 9th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite
- Shin, Y. H., Min K. W., Choi Y. W., & Kim S. H. 1994, *J. of The Astr. & Space Sci.*, 11, No. 1, 131
- Sorensen, H., & H. H. Anderson 1973, *Phys. Rev.*, 8B, 1854
- Stanley C. Freden 1969, Inner-Belt Van Allen Radiation, *Space Science Rev.*, 9, 198
- W. Baumjohann, & R. A. Treumann 1996, *Basic Space Plasma Physics*