

## 아리랑 1호에서의 야간 이온층 관측 OBSERVATION OF NIGHTTIME IONOSPHERE USING KOMPSAT-1

이재진<sup>1</sup>, 민경욱<sup>1</sup>, 이은상<sup>1</sup>, 김 준<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>한국과학기술원 물리학과, <sup>2</sup>한국항공우주 연구소

JAE JIN LEE<sup>1</sup>, KYOUNG WOOK MIN<sup>1</sup>, EN SANG LEE<sup>1</sup>, AND JHOON KIM<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Department of Physics, KAIST

<sup>2</sup>Korea Aerospace Research Institute

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

Received Dec. 8, 2000; Accepted Dec. 16, 2000

### ABSTRACT

Two different types of plasma probes have been developed and are currently in operation on board the KOMPSAT-1. One is the cylindrical Langmuir Probe (LP) that measures the electron density and temperature from its current-voltage characteristics in thermal plasmas, and the other is the Electron Temperature Sensor (ETS) which directly gives the information of the ambient electron temperatures. These plasma probes provide the electron properties of the local nighttime ionosphere at the KOMPSAT-1 altitudes. In this paper we briefly describe the probes and the initial results obtained from these probes since the beginning of their normal operation in April, 2000.

*Keywords:* ionosphere, Langmuir probe, magnetic storm, equatorial bubble, electron density, electron temperature

### I. 서 론

이온층은 1901년 Marconi가 대서양을 가로질러 전파를 전달함으로써 그 존재가 명확히 밝혀졌으며 그 후 이에 대한 많은 연구가 진행되어 왔다. 특히 전파를 이용한 이온층 측정 방법은 ionospheric sounder의 개발과 Gordon이 Thomson scatter를 이용하여 전자 온도를 구할 수 있는 방법을 제시하면서 비약적인 발전을 이루게 되었다 (Evans 1962). 한편 전파를 이용한 이온층 연구는 근본적인 한계를 가지고 있는데, 예를 들면 전파가 이온층에 반사되어 되돌아오는 시간으로부터 측정되는 virtual height은 플라즈마 안에서 group velocity의 변화로 이온층의 실제 높이를 예측하기 어렵게 한다. 또한 자기장에 의해 생기는 복굴절(birefringence)도 전파를 이용한 관측을 어렵게 하는 요인이 되고 있다. 따라서 보다 정확한 이온층 연구를 위해서는 로켓이나 인공위성을 이용한 현장에서의 직접 관측이 필요하게 되었다.

이온층의 현장 탐사는 제2차 세계대전 직후인 1947년 Reifman & Dow (1949)에 의한 로켓 실험으로부터 시작되었다. 독일의 V-2 로켓을 개량한 이 로켓에는 Langmuir probe가 탑재되어 전자 밀도와 전자 온도를 측정하고자 하였으며, 이후 Langmuir probe는 많은 로켓과 인공 위성에 실려서 이온층 연구의 중요한 도구로 사용되어왔다. 즉,

Tiros 7 (Reddy et al. 1967)과 Explorer 17 (Brace et al. 1965a)을 비롯하여, Explorers 22,23 (Brace et al. 1965b), Explorer 31, Alouette-II (Findlay & Brace 1969; Brace & Findlay 1969), ISIS-1, ISIS-2 (Brace & Theis 1974, 1981), Atmosphere Explorers-C, D, E (Brace et al. 1973), Dynamics Explorer-2 (Krehbiel et al. 1981) 등의 저궤도 위성과 Pioneer Venus Orbiter (Krehbiel et al. 1980)등의 행성 탐사선에 실린 원통형 Langmuir probe는 이온층에 대해 보다 많은 정보를 제공하였으며, 또 한편으로 이러한 일련의 실험들은 보다 개량된 Langmuir probe를 만들 수 있는 계기를 제공하였다.

Langmuir probe는 이온층 현장의 국부적 관측이라는 장점을 가지고 있지만, 인공위성이나 로켓을 이용한 실험에서 측정 오차에 중요한 영향을 미치는 여러 요인들이 존재한다. 예를 들면, 탐침 표면의 오염 효과, 탐침과 위성 사이의 거리, 위성의 안정된 전위, 전류 전압 곡선을 얻기 위한 회로 디자인 등을 들 수 있다. 그 중에서 H<sub>2</sub>O, O<sub>2</sub> 및 다른 불순물 등에 의해 탐침 표면에 생기는 오염층 문제는 정확한 전자 온도를 측정하는데 심각한 영향을 줄 수 있는 것으로 알려져 있으며, 이러한 오염 효과를 제거하기 위한 노력이 1960년대 말과 1970년대 초에 많이 시도되었다. 특히 Oyama 등은 오염층의 효과를 저항과 축전기(capacitor)로 이루어진 등가 회로로 모델화하였으며 (Oyama 1975a; Oyama 1975b;

Hirao & Oyama 1972), 탐침에 30 kHz정도 되는 높은 주파수의 sine파를 인가시켜 오염층의 영향을 받지 않고 전자 온도만을 측정할 수 있는 장치를 개발하였다 (Hirao & Oyama, 1970). 이 전자 온도 측정기(Electron Temperature Probe)는 TAIYO (1975), KYOKKO (1978), HINOTORI (1981), OHZORA (1984), AKEBONO (1989)등의 일본 위성에 탑재되었다.

이온층의 국내 연구는 1960년대 전파연구소에서 ionospheric sounder를 사용하여 상시 관측을 시도함으로써 시작되었다. 과거 약 40년 간 전파연구소에서는 일정한 시간 간격으로 한반도 이온층을 관측하여 그 변화 현상을 감시하고 예보업무를 수행하였으며, 현재는 보다 개량된 형태의 digisonde를 도입하여 원격 운용하고 있다. 우리나라에서 이온층의 현장 관측(in-situ measurement)은 1998년 6월 10일 오전 10시 태안 반도에서 발사된 중형 과학 로켓(KSR-II)에 의해 처음 수행되었다(이재진 et al. 1998). 이 중형 과학 로켓은 약 130 km의 고도에까지 도달하였으며 80 km 이상의 고도에서 약 150초 동안 전자 온도 측정 장치와 Langmuir Probe로 이온층을 관측하였다. 한편 Langmuir Probe는 2002년 발사 예정인 KSR-III 로켓에도 탑재되어 지속적인 실험이 수행될 예정이다.

인공위성을 이용한 국내 관측으로는 1999년 5월 26일 발사된 우리별 3호에 전자 온도 측정 장치가 탑재되어 이온층에서 위성체의 대전현상을 연구하고 있으며, 1999년 12월 21일 발사된 아리랑 1호(KOMPSAT-1)에는 고에너지 입자를 관측하기 위한 HEPD와 이온층의 열전자를 관측하기 위한 IMS(Ionospheric Measurement System)로 구성된 과학 탑재체 SPS(Space Physics Sensor)가 탑재되었다. 특히 IMS는 원통형 LP(Langmuir Probe)와 전자 온도 측정기인 ETS(Electron Temperature Sensor)로 이온층 플라즈마의 기본 요소인 전자 온도와 전자 밀도 그리고 부동 전위를 동시에 측정할 수 있도록 설계되었다. 아리랑 1호는 고도가 685 km인 태양 동기 궤도를 선회하므로 일정한 고도와 지방시(local time)에서 지속적인 자료를 수집할 수 있다는 장점을 가진다. 본 논문에서는 아리랑 1호의 탑재체인 IMS를 소개하고, 이로부터 측정된 초기 운용 자료의 분석 결과에 대해 논하고자 한다.

## II. 실험장치

### (a) LP (Langmuir Probe)

Langmuir Probe는 플라즈마 계측 장치 중 가장 오래 되고 동시에 아직까지 가장 널리 쓰이는 측정 장치다. 플라즈마로 이루어진 공간에 원통형 금속 막대를 삽입하고 여기에 쓸기 전압(sweep voltage)을 인가하면 그림 1과 같은 모양의 전류-전압 특성 곡선을 얻게 된다. 전자의 질량은 이온의 질량보다 훨씬 작기 때문에 탐침에 걸린 전기장은 전자를 더 쉽게 포획할 수 있고 따라서 전자에 의한 전류가 이온에 의한 전류보다 훨씬 크게 된다.

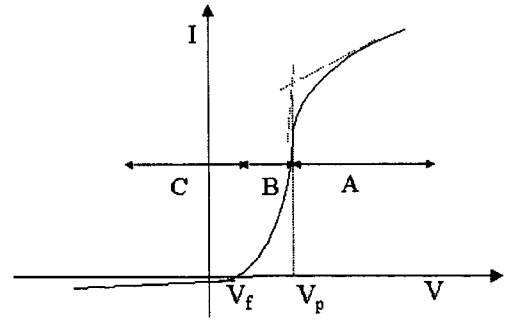


그림 1. 플라즈마 공간 속에서 금속 막대에 전압을 인가했을 때 나타나는 전류-전압 곡선. A 영역을 전자포화영역, B 영역을 전자 지체 영역, C 영역을 이온포화영역이라 한다. 전자보다 이온의 질량이 크기 때문에 전자포화영역의 전류가 이온 포화 영역의 전류에 비해 크게 나타난다.

그림 1에서 A 영역을 전자 포화 영역, B 영역을 전자 지체 영역, C 영역을 이온 포화 영역이라 하며 이들에 대한 식은 다음과 같이 표현된다.

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

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

$$I_i(\text{sat}) = -\left(\frac{kT_i}{2M_i\pi}\right)^{1/2} N_i A_c e \frac{2}{\sqrt{\pi}} \left[1 + \frac{eV}{kT_i}\right]^{1/2} \quad (3)$$

여기서  $N_i$ 는 이온 밀도,  $N_e$ 는 전자의 밀도,  $T_i$ 는 이온의 온도,  $T_e$ 는 전자의 온도,  $k$ 는 Boltzmann 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. 이때 플라즈마는 Maxwellian 분포를 따르고, 자기장의 효과는 고려하지 않으며, 평균 자유 행로(Mean Free Path)가 충분히 길어서 Debye 길이 안에서 충돌이 거의 생기지 않는다는 가정이 따른다. 아리랑 1호의 고도인 685 km 상공의 이온층 플라즈마들은 이러한 조건을 잘 따르는 것으로 알려져 있다.

Langmuir Probe를 이용한 관측에 있어서 신뢰도는 여러 요인들에 의해 영향을 받는다. Langmuir Probe에 영향을 주는 대표적 요인으로는 (1) 탐침의 위치, (2) 탐침의 재질, (3) 탐침의 오염 효과, (4) 자기장에 의한 전압 (5) 적절한 회로 설계 (6) 위성체와 탐침의 표면적비율 등을 들 수 있다. 이들 조건이 만족될 경우 Langmuir Probe를 이용한 전자 온도 측정은 약 5%의 오차를 가지며, 전자 밀도는 약 10%의 오차를 가지는 것으로 알려져 있다(Brace 1998). 아리랑 1호에 탑재된 LP의 경우 위의 조건들을 잘 만족하도록 고안되었다.

#### i) 탐침의 위치

탐침은 위성 본체에 의해 생기는 플라즈마 sheath 바깥에

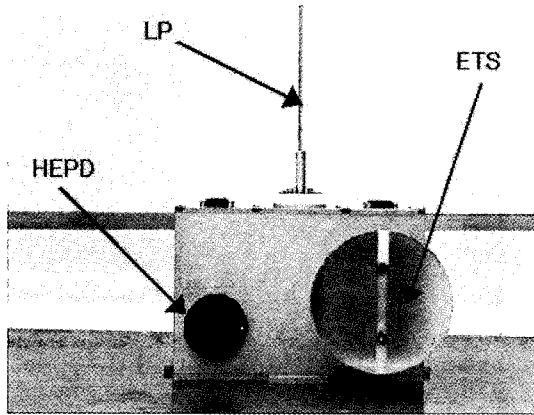


그림 2. 앞에서 본 SPS의 모습. LP는 지름 3 mm, 길이 250 mm의 stainless steel막대를 사용하였고, ETS는 지름 120 mm의 금도금된 평면 원판을 사용하였다. ETS는 HEPD와 함께 위성의 진행 방향을 향하고 있다.

위치해야 하며, 위성의 wake 방향에 있어서는 안 된다. 위성의 속도는 전자의 열속도(thermal velocity)보다는 작고, 이온의 열속도 보다는 크므로 위성의 wake 방향에서 플라즈마는 중성(neutrality)이 아니며, 주위 플라즈마와 다른 환경이 만들어지게 된다. 그림 2는 SPS의 전체적인 모습을 나타낸다. LP는 길이 250 mm, 지름 3 mm의 원통형 막대로 가장자리 효과(edge effect)를 줄여 주기 위해 40 mm의 guard를 사용하였다. guard에는 탐침과 똑 같은 전압이 인가되기 때문에 가장자리에서 전기장이 변하는 것을 막아 준다. sheath의 길이를 정확히 말하기는 어렵지만, Debye 길이의 수배 정도이며, Debye 길이를 벗어나면, sheath에 의한 전기장 효과는 매우 작아 진다. 아리랑 1호 위성이 운용되는 고도에서 Debye 길이는 약 1 cm로 별도의 boom을 사용하지 않아도 guard에 의해 sheath의 영향을 받지 않을 것으로 생각된다. 또한 아리랑 1호는 3축 자세 제어 위성으로 LP는 항상 위성의 진행 방향 전면에 위치한다. 따라서 위성에 의한 wake effect는 고려하지 않아도 되도록 탑재되었다.

ii) 탐침의 재질

탐침은 균일한 일 함수(work function)를 가지고 있어야 한다. 만일 균일하지 않은 일 함수를 가지고 있을 경우 탐침의 표면에는 균일하지 않은 전압이 인가되는데, 특히 전자 온도가 낮을 경우 심각한 오차를 유발할 수 있다. 탐침 표면의 전위차가 전자 지체 영역 구간 보다 클 경우 심각한 오차 요인이 될 수 있기 때문이다. 전자 지체 영역 구간은 전자 온도의 수 배의 크기를 가지고 있으며 아리랑 위성이 운용되는 지역에서의 전자 온도가 1000°K 이상인 점을 가만 한다면 전자 지체 영역 구간은 수 백 mV가 된다. LP에서 사용한 stainless steel 탐침은 일 함수가 약 100 mV정도 변하기 때문에 좋은 탐침이라고 할 수는 없지만, 위성이 운용되는 고도에서 심각한 오차 요인이 되지는 않는다.

iii) 탐침의 오염 효과

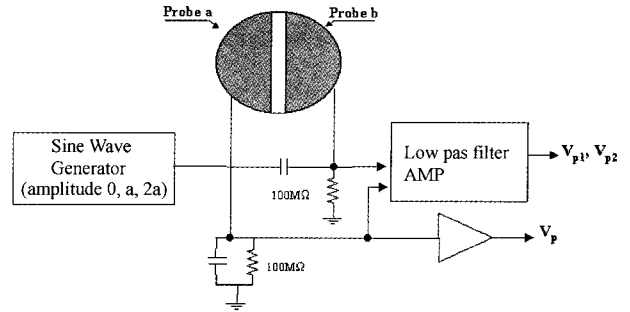


그림 3. ETS의 동작 원리. 한쪽 탐침에 작은 사인파가 인가 되었을 때 생기는 부동 전위의 차이에 의해 전자 온도를 구할 수 있다.

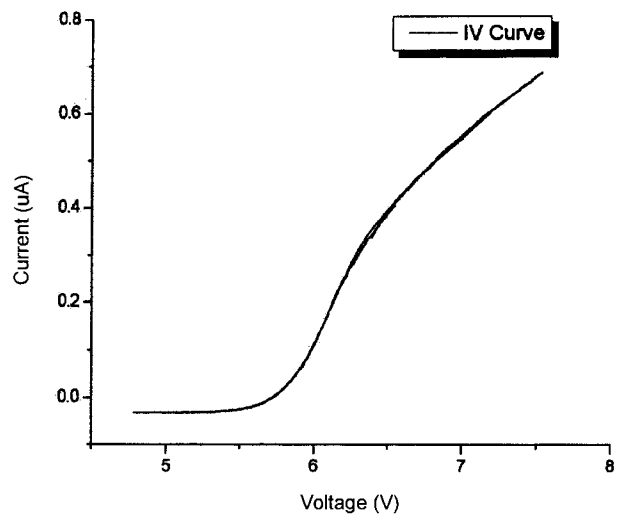


그림 4. LP에서 얻어진 전류 전압 곡선. 이 곡선으로부터 전자 밀도와 전자 온도를 구할 수 있다.

탐침 표면의 오염 물질은 탐침에 균일한 전기장이 인가되는 것을 막으며 또한 축전기로 작용해 전류 전압 곡선에 이력현상(hysteresis)을 만들기도 한다. 이러한 오염 효과를 줄이기 위해 LP에서는 펄스 모양의 쓸기 전압을 사용하였다. 이렇게함으로써 탐침에는 높은 주파수 성분의 전압이 인가되어 축전기로써의 오염층 역할은 줄어들게 된다(Holmes & Szuszczewicz 1975). 그림 4에서 보는 것과 같이 LP를 이용하여 측정된 전류 전압 곡선에서 이력현상은 거의 나타나고 있지 않으며, 오염 효과에 의한 측정 효과는 심각하지 않을 것으로 생각된다.

iv) 자기장에 의한 전압

위성은 매우 빠른 속도로 움직이기 때문에 지구 자기장에 의해  $v \times B$ 의 전기장이 생기게 된다. 이것에 의해 탐침 표면에 균일한 전압이 인가되지 못 하는데, 탐침 표면의 전위차가 전자 지체 영역 구간 보다 클 경우 심각한 오차 요인이 될 수 있다. 아리랑 위성의 경우 위성의 속도는 약 7 km/s이고 지구 자기장의 크기를 0.5 Gauss라고 한다면 자기장에 의해 유도되는 전기장의 세기는 약 350 mV/m가 된다. LP 탐침의 길이는 250 mm이므로 자기장에 의해 생

기는 전압 차는 약 87 mV가 된다. 이것은 전자 지체 영역 구간의 전압 보다 매우 작은 값으로 지구 자기장에 의해 유도되는 전위 차는 LP의 측정에 심각한 오차 요인이 될 수 없을 것이다.

#### v) 회로 설계

LP에서 전자 회로의 역할은 탐침에 전압을 인가하고 이때 주변 플라즈마에서 탐침으로 흐르는 전류를 측정하는 것이다. 신뢰성 있는 전류전압 특성 곡선을 얻기 위해 LP 회로에는 자동으로 gain을 제어할 수 있는 기능이 부가되어 있다. 또한 위성의 전위가 바뀔 때 이에 맞추어 탐침에 인가하는 전압의 크기도 변해야 하는데, LP는 자동으로 부동 전위를 측정하여 이것을 기준으로 탐침에 인가되는 전압을 결정하기 때문에 위성의 전위 변화와 무관하게 전류 전압 특성 곡선을 얻을 수 있다. LP에서 사용한 AD converter는 -10 V에서 +10 V까지 측정할 수 있는 12-bit AD converter로 1 nA의 전류를 측정할 수 있다. 쏘기 전압 주파수는 0.25 Hz로 4초에 한번 전류 전압 특성 곡선이 얻어지며, 하나의 전류 전압 특성 곡선은 232개의 독립적인 자료 점(data point)들로 이루어지기 때문에 fitting을 통해 전자 밀도와 전자 온도를 구하기에 충분한 양의 데이터이다.

#### vi) 위성체와 탐침의 표면적 비

우주 공간에서 위성체는 또 다른 Langmuir Probe의 역할을 한다. 탐침에서 흘러 들어오는 전류는 위성체에 의해 내보내지게 되는데, 위성체의 표면적이 너무 작을 경우 플라즈마 전위에 대한 위성체의 전위가 바뀌게 되어 정확한 측정을 수행할 수 없게 된다. 따라서 위성의 표면적은 탐침의 표면적에 적어도 수 백배의 크기를 가지고 있어야 한다. 대부분의 위성들은 탐침에 비해 충분히 큰 표면적을 가지고 있지만, 위성 표면 대부분이 열적인 특성을 고려하여 부도체로 싸여 있기 때문에 실제 플라즈마와 접하는 표면적은 제한될 수 밖에 없다. 아리랑 1호도 마찬가지로 위성 대부분의 표면이 MLI (Multi-Layer Insulator)로 덮여 있고, 추진체가 분사되는 부분만 도체 표면으로 되어 있다. 이 면적을 어렵게 보면 LP 탐침의 표면적에 약 600 배가 되며, 위성은 충분히 안정된 전위를 유지할 수 있을 것으로 생각된다.

이상에서 살펴 본 것과 같이 LP는 Langmuir Probe 설계에 필요한 여러 요구 조건들을 잘 만족한다고 볼 수 있다. 이러한 조건들이 잘 만족되어 정말로 올바른 관측이 수행되었는지는 전류 전압 특성 곡선으로부터 판별되어 질 수 있다. 만일 정확한 관측이 수행되지 못 했다면 전류 전압 특성 곡선은 앞에서 제시한 공식과 잘 일치하지 않을 것이다. 또한 IMS에서는 LP와 함께 ETS를 탑재하여 두 실험 장치에서 나온 측정값을 상호 비교함으로써 자료의 신뢰도를 높이고자 하였다.

#### (b) ETS (Electron Temperature Sensor)

LP로부터 전자 온도를 구하는 (2) 식은 지수(exponential)

함수로 주어지므로 작은 요인에 의해 큰 오차가 생길 수 있다. 따라서 IMS에서는 LP 이외에 별도로 전자 온도만을 측정할 수 있는 ETS를 탑재하여 그 결과를 LP와 상호 비교함으로써 전자 온도 측정의 신뢰도를 높이고자 하였다. 또한 ETS는 1초에 한번씩 전자 온도를 계산할 수 있으므로 LP에 비해 공간적 분해능이 좋은 장점도 갖고 있다. 그림 3은 ETS의 개략적인 동작 원리를 나타내는 것으로 ETS는 그림과 같이 두 개의 반원형 평면 탐침으로 구성되어 있다.

탐침 a에는 진폭이 0, a, 2a인 sine파가 입사되고, 탐침 b는 100 M $\Omega$  정도 되는 매우 큰 저항과 연결되어 있기 때문에 전류가 흐르지 못하고 항상 부동 전위를 유지하게 된다. 한편 sine파가 인가 되는 탐침 a는 이 sine 파에 의해 부동 전위가 바뀌게 되는데, 이 변화의 정도가 (4)식과 같은 전자 온도의 함수로 주어진다.

$$\gamma = \frac{V_{p1} - V_p}{V_{p2} - V_p} = \frac{\ln[I_0(ea/kT_e)]}{\ln[I_0(2ea/kT_e)]} \quad (4)$$

여기서  $I_0$ 는 0 차 Bessel 함수이다. (4) 식에서  $V_p$ ,  $V_{p1}$ ,  $V_{p2}$ 로부터 전자 온도  $T_e$ 를 구할 수 있음을 알 수 있다. 본 실험에서는 지름이 120 mm인 평면 원판에 금 도금을 한 탐침을 사용하였으며, 탐침은 위성 본체에서 110 mm 떨어져 설치되었다. 탐침 a에는 진폭이 400 mV, 200 mV, 0 mV인 사인파가 차례로 인가되며 1초에 한번씩 전자 온도를 구할 수 있도록 설계되었다.

### III. 초기 운용 결과 분석

#### (a) 이온층의 전지구적 분포

그림 4는 LP로부터 얻어진 전류전압 특성 곡선 중 하나이다. 이 그림을 통해 알 수 있듯이 IMS의 LP는 오염에 의한 이력현상(hysteresis)이 없는 매우 신뢰성 있는 탐침이라는 것을 알 수 있다. 한편 전자 온도를 구하는 전자 지체 영역에서의 전류는 지수함수적 증가를 보이는데, 그림 5는 전자 지체 영역만을 따로 나타내고 있다. 점으로 나타낸 것이 관측을 통해 구한 값이고, 실선으로 나타낸 것이 근사법을 통해 구한 지수 함수이다. 이 그림에서 보듯이 IMS를 통해 얻은 관측값은 지수 함수에 잘 근사됨을 알 수 있으며, 이를 통해 신뢰성 있는 전자 온도를 계산할 수 있다. IMS는 하루 총 14시간씩 운용된다. 이것은 다른 위성들과 비교했을 때 매우 오랜 시간 동안 운용되는 것으로 이러한 충분한 데이터를 이용하면 전지구적인 전자 밀도와 온도의 변화를 관찰할 수 있다. 다만 낮 지역에 있을 때 IMS를 이용한 관측이 수행되는 못 했는데 이는 태양 전지에 의해 위성의 전위가 플라즈마 전위에 비해 급격히 낮아지기 때문이었다. 낮 동안 태양 전지가 동작하게 되면, 태양 전지의 전압에 의해 주위의 전자들이 포획되고 위성은 음전하로 대전되는 현상이 나타난다(Garrett 1981). IMS는 위성의 전위가  $\pm 10$  V 내에서 변할 경우만 측정이 가능하나 낮 동안에는 대부분의 지역에서 위성의 전위가 10 V이상 낮게 나왔다. 그림 6은 LP

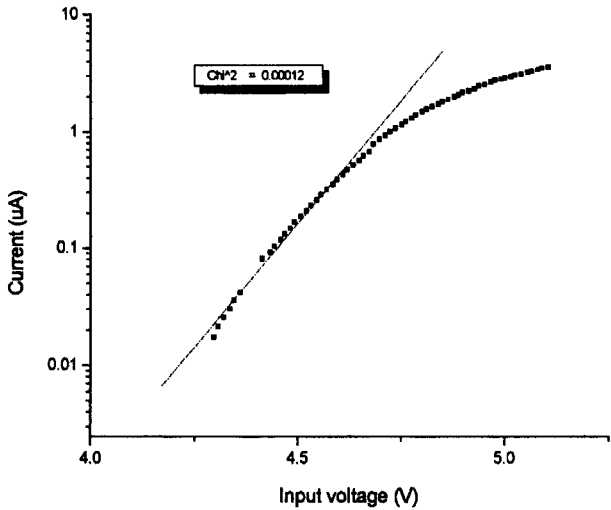


그림 5. LP를 통해 구한 전류 전압 특성 곡선에서 전자 지체 영역만을 나타내고 있다. 이 영역에서 지수 함수적으로 증가하는 것을 알 수 있으며 fitting을 통해 잘 근사됨을 알 수 있다.

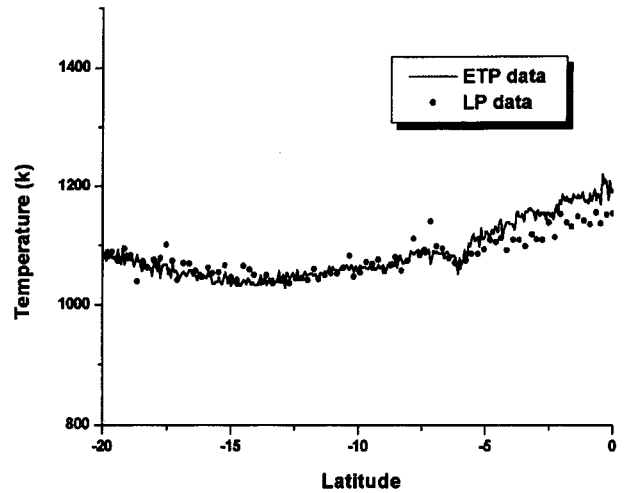


그림 7. LP를 통해 구한 전자 온도와 ETS를 통해 구한 전자 온도 비교. 실선으로 나타난 값이 ETS에 의한 전자 온도를 나타내고, 점으로 표시된 것이 LP에 의한 전자 온도이다.

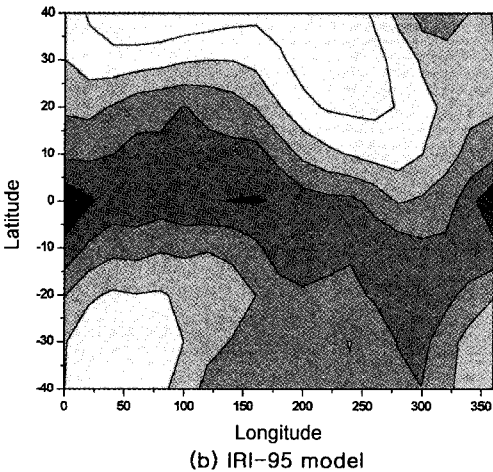
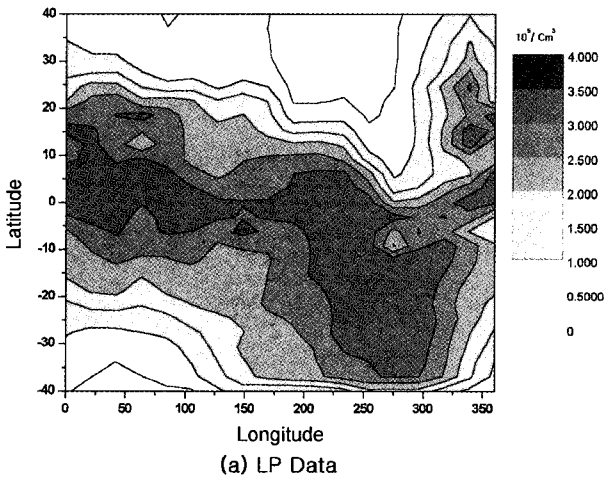


그림 6. LP에 의해 구한 전자 밀도(a)와 IRI-95 모델을 이용하여 구한 전자 밀도(b)의 전지구적 분포. LP에 의해 구한 값과 모델에 의한 결과가 대체로 잘 일치함을 알 수 있다.

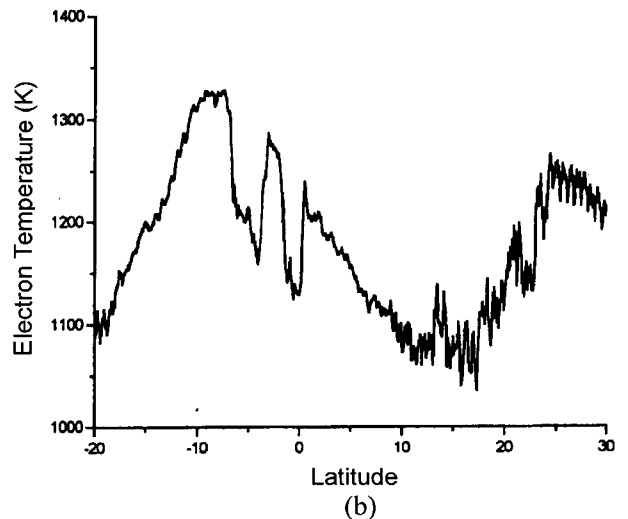
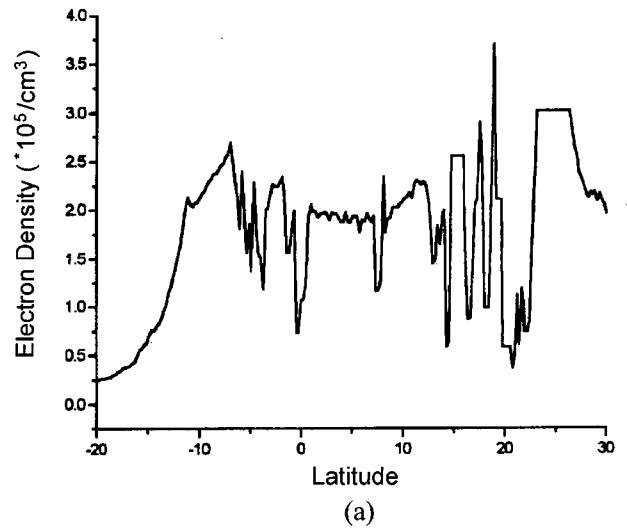


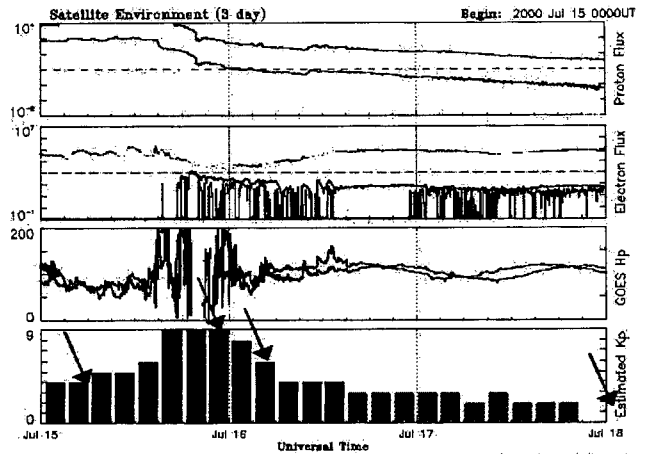
그림 8. IMS를 통해 관측한 Equatorial bubble의 모습 그림 (a)는 전자 밀도의 변화를, 그림 (b)는 전자 온도의 변화를 나타낸다.

를 통해 구한 전자 밀도 분포와 IRI-95 모델로부터 얻은 전자 밀도 분포를 비교한 것이다. 이 그림은 2000년 11월 1일에서 11월 2일까지 지역 시간 밤 10시 30분 의 데이터를 바탕으로 한 것으로, 이 시기는  $K_p$  index가 3정도 되는 자기적으로 안정된 기간이었다. 이 두 그림에서 보듯이 LP에 의한 관측 데이터와 IRI-95 모델의 의해 구한 결과가 전체적인 경향에 있어서 잘 일치하고 있다. 이것은 LP에 의한 관측 값이 어느 정도 신뢰할 수 있는 값이라는 것을 의미하며, 앞으로 지속적인 데이터의 축적을 통하여 IRI-95모델을 보완할 수 있는 자료로 LP가 사용될 수 있다는 가능성을 말해 주고 있다. 그림에서 전자 밀도는 자기 적도를 따라 높은 밀도 분포를 하고 있는데 이는 밤에 적도쪽으로 부는 바람에 의해 생기는 현상이다.

한편 전자 온도는 ETS와 LP모두를 통해 구할 수 있는데 그림 7에 LP에서 얻은 전자 온도와 ETS를 통해 구한 값을 상호 비교하여 나타내었다. 이 그림은 2000년 11월 15일 LP와 ETS를 통해 동시에 관측한 전자 온도로, 실선이 ETS를 통해 구한 전자 온도이고, 점으로 표시한 것이 LP를 통해 구한 전자 온도이다. 두 값의 차이는 100 K 이내로 매우 잘 일치함을 알 수 있다.

(b) Equatorial Bubble 관측

이온층의 저위도에서 일어나는 흥미있는 현상중의 하나



Updated 2000 Jul 17 23:59:06 NOAA/SEC Boulder, CO USA  
 그림 9. 2000년 7월 15일 발생한 자기폭풍 때 GOES 위성에서 측정한 양성자 및 전자 선속,  $K_p$  지수. 화살표 표시가 된 부분은 IMS로 전자 밀도와 전자 온도의 관측이 이루어진 시간을 나타낸다. (SEC NOAA).

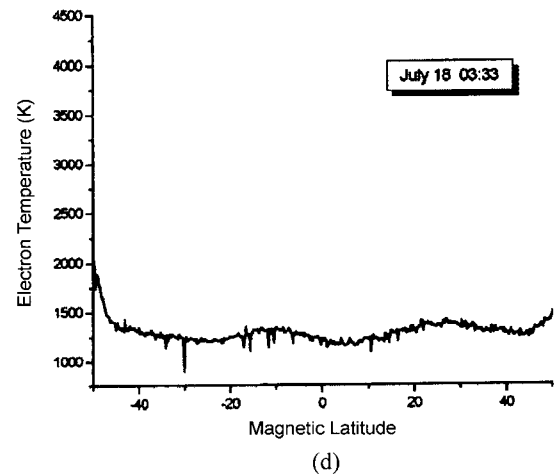
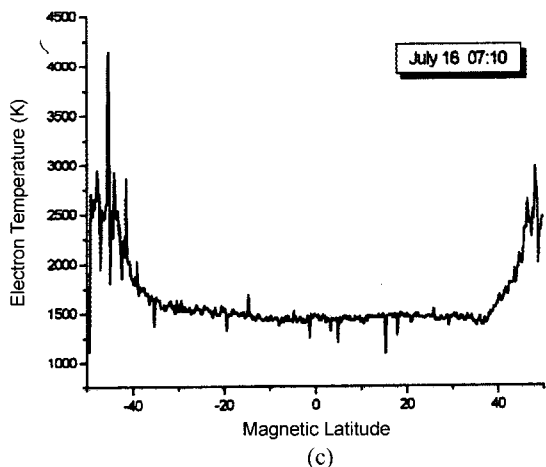
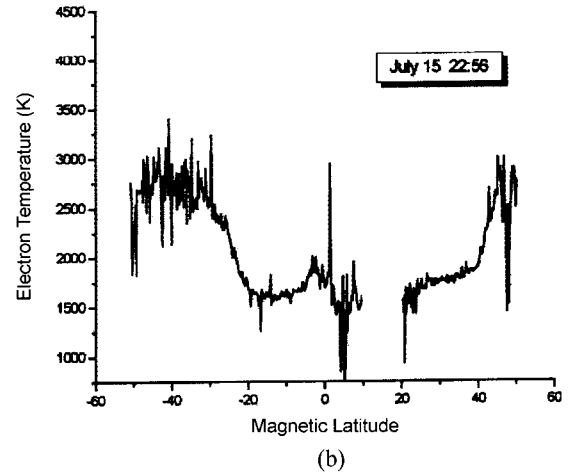
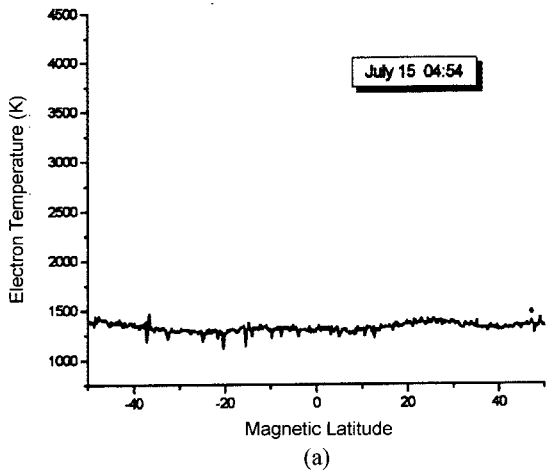


그림 10. 2000년 7월 15일 자기 폭풍이 일어났을 때 전자 온도의 변화 (a) 자기 폭풍이 있기 전, (b) 자기 폭풍이 극대기에 이르렀을 때, (c) 자기 폭풍이 감쇠기에 이르렀을 때, (d) 자기 폭풍 후 다시 안정된 상태.

가 Equatorial bubble이다. Equatorial bubble은 좁은 영역에서 전자 밀도가 급격하게 변하는 현상으로 Rayleigh-Taylor 불안정성으로 설명되지만 발생 원인이나 통계적 분석은 매우 미비한 상태이다. 그림 8-a는 IMS에서 관측한 Equatorial bubble로 좁은 공간에서 많은 밀도 변화를 보이고 있다. 한편 그림 8-b는 같은 시간에 관측한 전자 온도 분포를 나타내는데 대체적으로 전자 밀도가 감소하는 지역에서 전자 온도 또한 감소하는 경향을 보이고 있다. 이것은 bubble의 원인이 낮은 고도의 이론 높은 고도로 이동하면서 생기는 현상이라는 이론에 대한 간접적인 증거가 될 수 있을 것이다.

(c) 자기 폭풍(Bastille Day event)에 의한 이온층 변화

그림 9는 2000년 7월 15일 발생한 자기폭풍 때 GOES 위성에서 측정된 양성자 및 전자 선속,  $K_p$  지수 등을 나타낸 것으로, 화살표 표시가 된 부분은 IMS로 전자 밀도와 전자 온도의 관측이 이루어진 시간을 나타낸다. 그림 9에 표시된  $K_p$ 지수는 GOES 위성에 있는 자력계를 통해 관측된 값을 바탕으로 지구에서 관측된  $K_p$ 지수를 예측한 것이다. 이

때 발생한 자기 폭풍은 이례적으로 큰 폭풍으로 폭풍이 극대기에 이르렀을 때 예측된  $K_p$ 지수가 최대치인 9를 나타내고 있다. 7월 14일이 프랑스 혁명일이기 때문에 이 시기의 자기 폭풍을 Bastille Day event라고 부른다. 그림에서 보는 것과 같이 IMS는 자기 폭풍이 시작되기 바로 직전, 자기 폭풍이 극대기에 이르렀을 때, 자기 폭풍이 감쇠기에 있을 때, 및 자기 폭풍 후 얼마간의 시간이 지난 후 안정된 시기에 관측을 수행할 수 있었다.

그림 10은 이때 관측한 전자 온도의 변화를 나타내고 있다. 전자 온도는 자기 폭풍이 발생하기 전에 안정된 모습을 보이다가, 자기 폭풍이 극대기에 이르면, 전 이온층의 전자 온도가 상승하고 특히 고위도 지역의 전자 온도가 급격히 상승하는 것을 보여준다. 자기 폭풍이 감쇠기에 접어들면서 전자 온도는 조금씩 감소하면서 자기 폭풍이 끝난 후에는 자기 폭풍이 시작되기 전의 전자 온도 분포를 보이게 된다. 한편 7월 15일 23시 경 적도 부근의 전자 온도 데이터가 빠져 있는데, 이는 이 지역의 전자 밀도가 너무 낮기 때문에 전자 온도와 전자 밀도를 신뢰성 있게 계산할 수 없었기 때문이다. 그림 11의 전자 밀도 분포에서 자기 폭풍이 극대기에 이

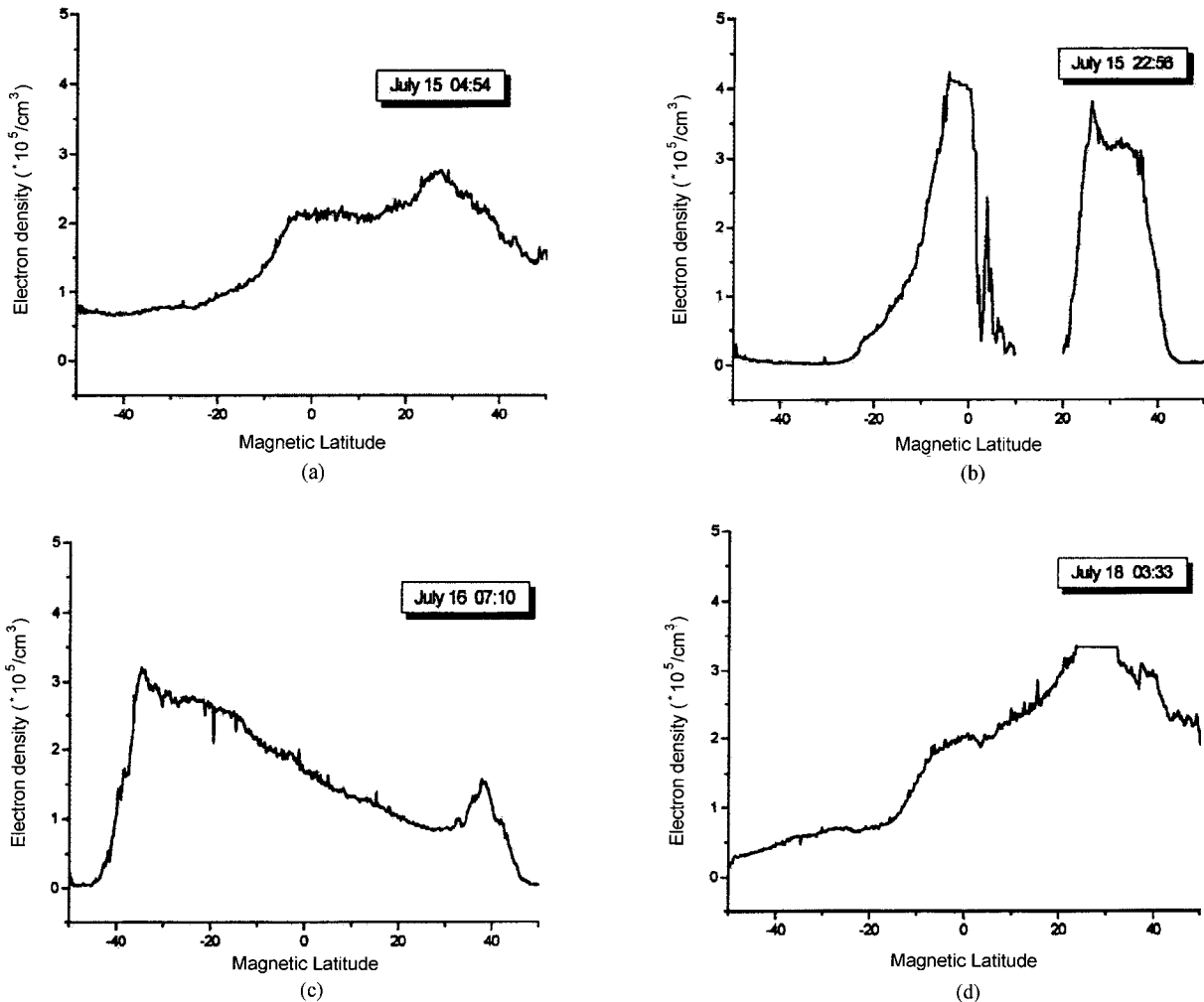


그림 11. 2000년 7월 15일 자기 폭풍이 일어났을 때 전자 밀도의 변화 (a) 자기 폭풍이 있기 전, (b) 자기 폭풍이 극대기에 이르렀을 때, (c) 자기 폭풍이 감쇠기에 이르렀을 때, (d) 자기 폭풍 후 다시 안정된 상태.

르렀을 때 적도 지역의 전자 밀도는 급격히 감소하는 것을 알 수 있다. IMS에 탑재된 LP와 ETS는 전자 밀도가  $10^3 \text{ cm}^{-3}$  이상인 지역에서만 신뢰할 수 있는 결과를 준다. 자기 폭풍이 극대기에 이른 시점이라고 해도, 이 데이터에서처럼 자기 적도 지역의 전자 밀도가 급격하게 감소하는 것은 매우 이례적인 현상이라고 생각되며, 여기에 대한 보다 충분한 검토와 연구가 뒤따라야 할 것이다.

#### IV. 결 론

IMS가 운용되는 현 시기는 태양 극대기와 잘 일치하여 자기 폭풍에 따른 이온층의 변화를 연구하는데 크게 기여할 것으로 기대되며, 특히 다음과 같은 이온층 현상 연구에 이바지할 것이다.

- 1) 극지방 및 저 위도 지역에서의 위성체 대전 현상
- 2) 자기폭풍에 따른 sub-auroral trough에서의 전자 밀도의 경도 상 변화
- 3) 전자 밀도와 전자 온도에 대한 SAR arc의 영향
- 4) 바다 등 지상 관측소가 없는 지역의 이온층의 경도 및 위도 변화
- 5) 자기폭풍 및 자기부폭풍이 중위도 이온층에 미치는 영향
- 6) Equatorial anomaly의 경도 변화 및 자기 폭풍에 대한 상관 관계
- 7) Equatorial bubble과 경도와의 상관관계
- 8) 자기 폭풍 후 sub-aurora 지역의 전자 온도 변화

한편 최근에 국내에서 우주환경에 대한 관심이 고조되고 있으며 국제협력도 적극적으로 추진되고 있다. 따라서 우주환경 관측자료의 교환 항목으로 IMS 자료가 사용된다면 국제협력이 더욱 원활하게 추진될 수 있을 것으로 기대된다. 또한 국내에서 우주환경 감시와 예보의 자료로도 이용될 수 있을 것이다. 이러한 편의를 위해서 IMS 자료는 전처리 과정을 거쳐 Web site를 통해 이용자들에게 공개할 예정으로 있다. 아리랑 1호의 경험을 바탕으로 과학위성 1호에서는

전자의 에너지 분포함수를 직접 획득하는 보다 발전된 Langmuir Probe (LP)가 탑재될 예정이다. 이는 같은 위성에 실리는 다른 과학 탑재체인 ESA (ElectroStatic Analyzer), SST (Solid State Telescope), SM (Scientific Magnetometer), 및 FIMS (Far-ultraviolet Imaging Spectrograph)와 더불어 이온층의 국지적인 현상을 연구하는데 중요한 단서를 제공할 것이다.

#### 참고문헌

- 이재진, 김준, 이수진, 민경욱, 표유선, 조광래, 이황재 1998, 한 국우주과학회지, 15(2), 401
- Brace, L. H. 1998, Measurement techniques in space plasma particle, AGU, Geophysical Monograph 102, 23
- Brace, L. H., N. W. Spencer & A. Dalgarno 1965a, Planet. Space Sci., 13, 647
- Brace, L. H., & B. M. Reddy 1965b, J. Geophys. Res., 70, 5783
- Brace, L. H., & J. A. Findlay 1969, Proc. IEEE, 57, 1057
- Brace, L. H., R. F. Theis, & A. Dalgarno 1973, Radio Science, 8, 341
- Brace, L. H., & R. F. Theis 1981, JATP, 43, 1317
- Evans, J. V. 1962, J. Geophys. Res., 67, 4914
- Findlay, J., & L. H. Brace 1969, J. Appl. Phys., 44, 5365
- Garrett, H. B. 1981, Rev. Geophys. Space Phys., 19, 577
- Hirao, K., & K. Oyama 1972, J. Geomag. Geoelectr., 24, 415
- Hirao, K., & K. Oyama 1970, J. Geomag. Geoelectr., 22, 393
- Holmes, J. C. & E. P. Szuszczewicz 1975, Rev. Sci. Instrum., 46, 592
- Krehbiel, J. P., L. H. Brace, & R. F. Theis 1980, IEEE Trans. Geosci. Remote Sens., 18, 49
- Krehbiel, J. P., L. H. Brace, & R. F. Theis 1981, Space Science Instrumentation, 5, 493
- Oyama, K. I. 1975a, report of ISAS(525)
- Oyama K. I. 1975b, Planet. Space Sci., 24, 183
- Reddy, B. M., L. H. Brace, & J. A. Findlay 1967, J. Geophys. Res., 72, 2709
- Reifman, A.F., & W. G. Dow 1949, Phys. Rev., 76, 987