

SESノート K-No 665

K-9M-76号機による観測

昭和57年12月

宇宙科学研究所

大気光赤線の観測 (AGL-63)

東京大学東京天文台 田鍋 浩義

嵩地 厚

宮下 暁彦

弘前大学教育学部 奥田 光直

1. 目 的

磁気共役点の電離圏に陽が当り始め、太陽紫外線により発生した光電子が磁力線に沿って移動し、まだ日射のない内之浦上空で、大気光赤線(6300 \AA)が暁方増光を起す現象を観測する。ロケットは、K-9M-76を使うが、同乗の他の観測と共同で、光電子束の南北半球移動の様相を調べるのが目的である。

2. 観測方法

今回の実験は、大気光の微光成分検出であるので、月のない時期を選んだ。また大気光 6300 \AA の早暁増光は、磁気共役両点の限られた条件下に起る現象なので、ロケット打上げ日時を、1983年1月15日午前5時40分、±3分とする。(打上げ日が1日延期される毎に、条件は少し

づつ厳しくなる)

なお、ロケット観測開始前から、大気光 6300\AA の地上観測も併せて行なう。

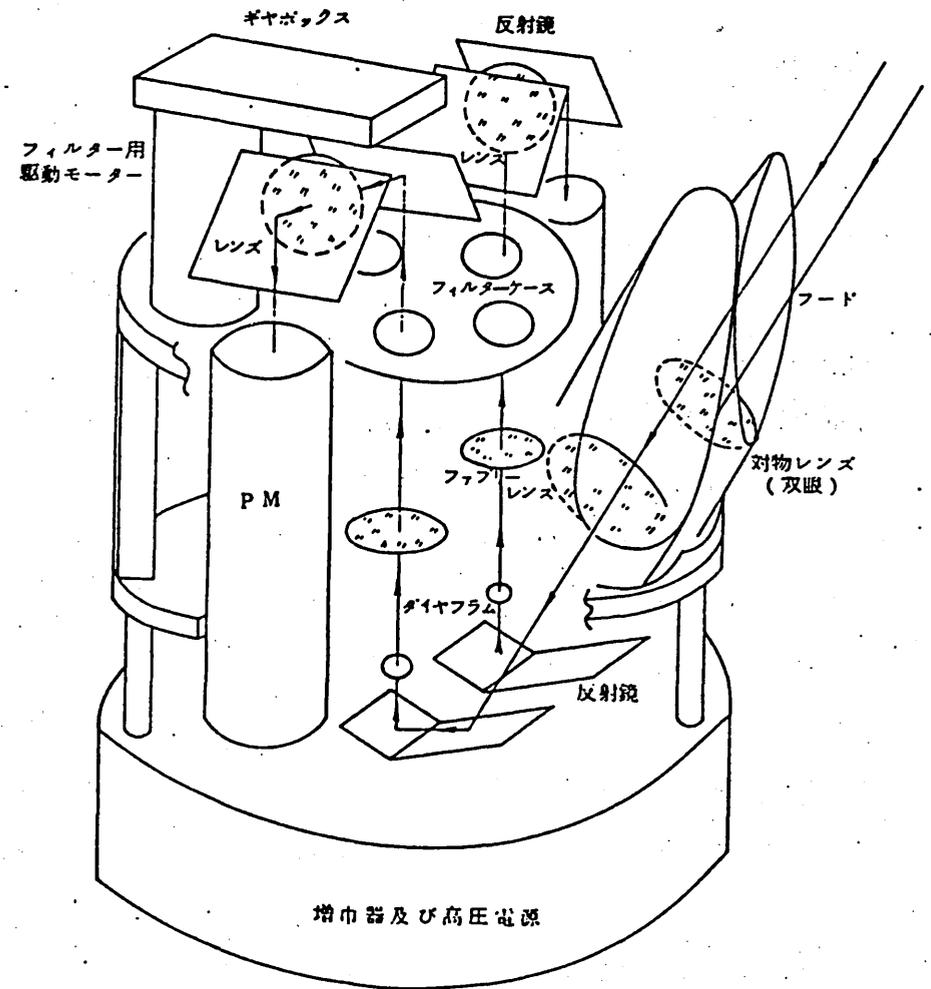
3. 観測器 (AGL-63)

ロケット軸から 30° の角度をもち、ロケットのスピン・プレセッションを利用して、広範囲の空を掃天観測するようになっている。2本の望遠鏡を並列にしたこの光電測光器は、透過波長巾の異なる2組の 6300\AA 干渉フィルターを、順次交換して輝線強度を測定する。また、内蔵した標準光源の輝度測定及びシャッターによるゼロ信号測定は、干渉フィルター交換のデッドタイムを利用する。

2本の光電子増倍管からの観測データは、それぞれ高低2段階の増巾器を通してテレメーターに送られる。

(以上)

AGL-63 観測器概略図



電子密度の観測 (NEL)

宇宙科学研究所 大林 辰蔵

渡辺 勇三

1. 実験目的

1983年1月15日頃の早朝(5時40分、太陽天頂角111度)の電離層電子密度の高度分布を測定することを目的とする。KSCの電離層観測装置によるアイオノグラム観測も行なう。

2. 電離層の様子

夜間の電離層電子密度の高度分布は scattered XUV の照射による NO 及び O₂ の電離作用と電子温度に依存する再結合作用の両者によって大体の平均的分布が定まり個々の特徴を持った電子密度の高度分布は領域の中性大気風に基づく荷電粒子のドリフト作用によるものと解釈されている。特に E-F Valley 領域に現れる M-layer (電離中間層) は中性風によるイオンの集積作用によって生成する。今迄の実験、例えば K-9M-54 号機、65号機、及び S-310-9号機の観測結果を併せ用いて今回の夜明け前の実験結果を電離層-中性粒子の dynamics の視点から比較検討する。

本号機は地磁気共役点光電子効果の総合的観測を目的として設計されている。すなわち、超高層大気が太陽紫外線に照らされて電離する時に生じた光電子は地球磁力線に沿って移動し反対半球の日陰状態の上部電離領域において様々の物理現象を生起する。共役点現象の背景となる電離層の熱的プラズマ中の電子密度を実測することにより総合観測実験の一端を担う

ことになる。

3. 測定原理・観測装置

高周波数帯でのプラズマ中プローブ特性を用いてUHR周波数を測定することを基本原理としているが他にSHR周波数、PR周波数、MPR周波数、及び、シース容量値なども解析され多角的に測定される。観測装置は標準型インピーダンスプローブである。

4. 計測仕様

| | | |
|-----|--------|------------|
| i | 測定周期 | 0.5 秒 |
| ii | 掃引周波数 | 0 ~ 5 MHz |
| iii | 測定容量 | 0 ~ 100 pF |
| iv | タイマー | X + 5.4 秒 |
| v | タイマー配線 | NEL → TED |
| vi | テレメーター | |

CH-11 NEL-A

CH-10 NEL-R/SL

(5.2 秒で切り替え)

5. 実験担当

宇宙科学研究所

渡辺 勇三 (技術部・機器開発課・搭載機器係)

大林 辰蔵 (太陽-プラズマ研究係)

明星電気株式会社・宇宙開発課 (技術協力)

酸素原子 7774 \AA 大気光の観測 (AGL-77)

東京大学理学部 小川 利紘
岩上 直幹
鈴木 勝久
門倉 真二

1. 観測目的

酸素原子 $7772-4-5 \text{ \AA}$ 夜間大気光には、 6300 \AA 大気光と同じく、冬期において共役光電子効果がみられることが地上観測から知られている。その強度の高度変化を飛翔体を用いて測定した例はなく、その夜間における発光機構も明確にはされていない。しかしその励起ポテンシャルは約 11 eV と 6300 \AA 大気光の 2 eV に比べて極めて大きいため、共役光電子効果は 6300 \AA 大気光の場合より純粋に現われることが期待できる。

この観測では 7774 \AA 大気光強度の高度分布を、光電子エネルギースペクトル、 6300 \AA 大気光強度などと同時に測定し、共役光電子のエネルギー損失過程に関する知見を得ることを目的とする。

2. 装置の概要と測定原理

測定装置は干渉フィルタ、フレネル集光レンズ、チョッパ、光電子増倍管及び信号処理回路系より成る二連の放射計であり、ロケットに搭載されて大気光強度を測定しつつ発光層を通過することによって、 7774 \AA 大気光の体積放射率を定量することができる。二連のうち的一方では干渉フィルタの帯域幅が 10 \AA 、他方では 60 \AA と異なる他は、これらの放射計

は全く同一の光学系・視野及び回路系を持っており、それらの出力信号から簡単な演算によって大気光強度及び背景光強度（主に星野光）を独立に導くことができる。また信号・雑音比を改良するため、光チョッパを用いた交流増幅・位相検波回路を用いる。視野は直径 7° の略円形、スピン軸より 40° の方向から採光する。

熱的电子エネルギー分布 (TED) の測定

宇宙科学研究所 平尾 邦雄
小山孝一郎
理化学研究所 雨宮 宏

1. 目的

内之浦の磁気共役点（オーストラリア上空）の電離層で作られた光電子は磁力線に沿って内之浦上空に到達し、内之浦上空の大気、荷電粒子と相互作用しながら、徐々にそれ自身のもつエネルギーを失なってゆく。本測定の目的は光電子がエネルギーを失なった最終的な姿をとらえる事によって、大気の励起及び熱エネルギー収支に関する議論の一翼を担うものである。また、バックグラウンドプラズマと磁気共役点から流れ入ってきた光電子と大気との相互作用の結果としてエネルギー分布がどのような型をとるかは純粋に原子衝突素過程研究の見地から興味ある問題である。この主目的とは別に高度、 100 Km 付近の EUV の照射していない時間帯での熱エネルギー分布の測定ははじめてであり、E領域熱エネルギー収支に関する重要な情報が得られる。

2. 観測器概要

プローブの電圧電流特性の二次微分をとることによって電子エネルギー分布が得られる事はよく知られた事実である。従って実験は電子エネルギー分布をもとめるために、電氣的にプローブカーブの二次微分をとる回路を作る事になる。本実験では二次微分をとる方法として二種の違った回路がついている。

即ちプローブに2 KHz、70 mVの高周波電圧を重畳した三角波電圧（ $-0.5 \sim 2$ V）を印加し、シースの非直線性によってできる二次高調波成分を取り出す事によって、二次微分を作り出す、いわゆる二次高調波法で、この方法によって過去に数回のロケット実験でめざましい成果をあげてきた（図1）。

もう一つの方法は、いくつかのトランス、コンデンサーを組み合わせることによってプローブカーブそのものの二次微分を取るものであり、スペースでははじめての試みである。図2に回路のブロックダイアグラムを示す。

使用されるプローブは直径3 mm、長さ16 cmの円筒プローブで充分に加熱して電極表面をきれいにする。二次高調波法によって得られた出力はA/D変換されてFM-PCMテレメータのPCM部へ、直接二次微分法によって得られた出力はFM部へおくられる。二つの測定器は同じプローブ掃引電圧を使用する。

二次高調波法のプローブ電流感度は 10^{-10} A \sim 10^{-6} Aで、全高度にわたってデータをとることができる。

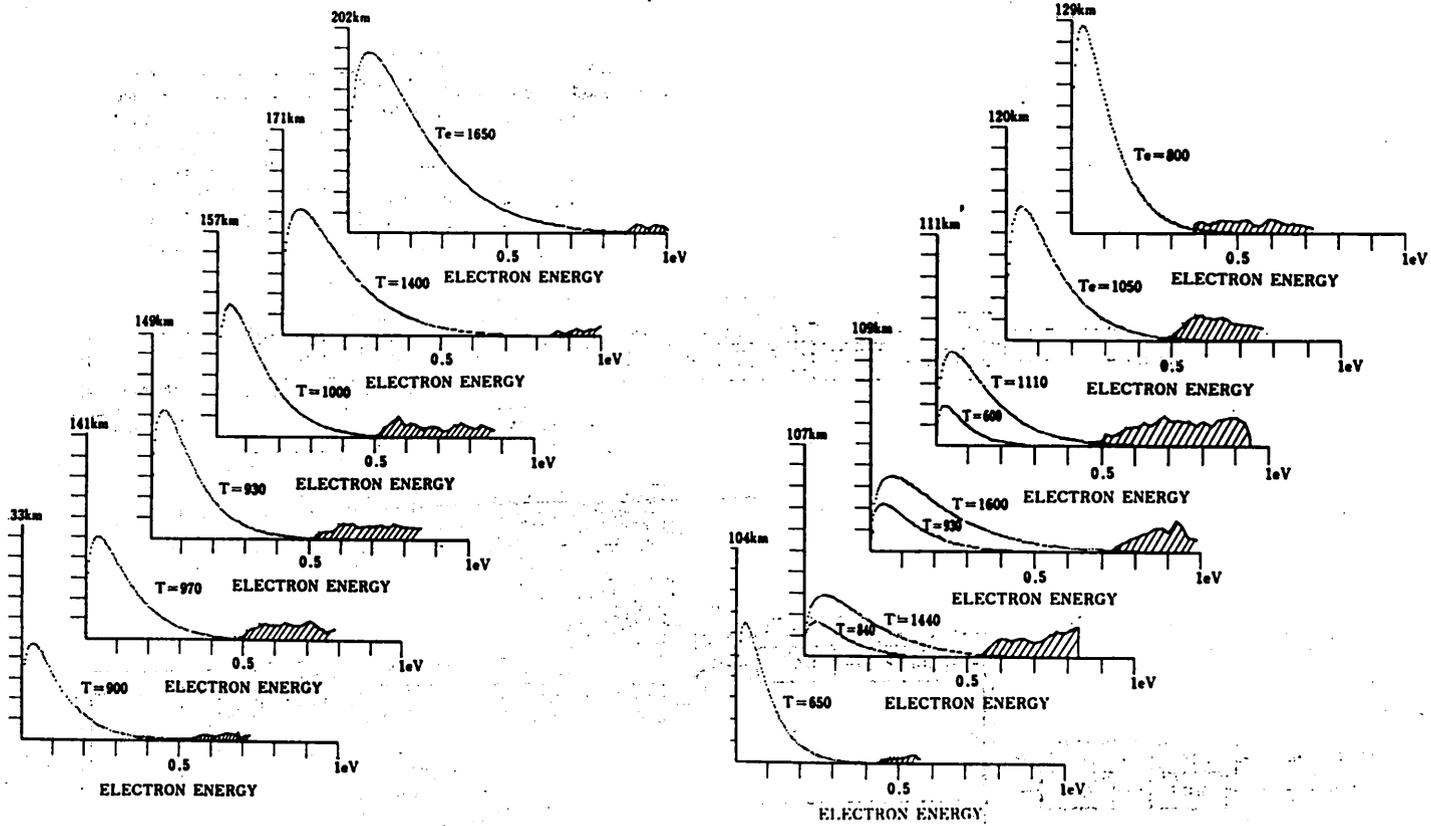


図1 K-9M-62号機によって得られた電離層の熱的電子エネルギー分布

東京大学東京天文台 田鍋 浩義
 嵩地 厚
 宮下 暁彦

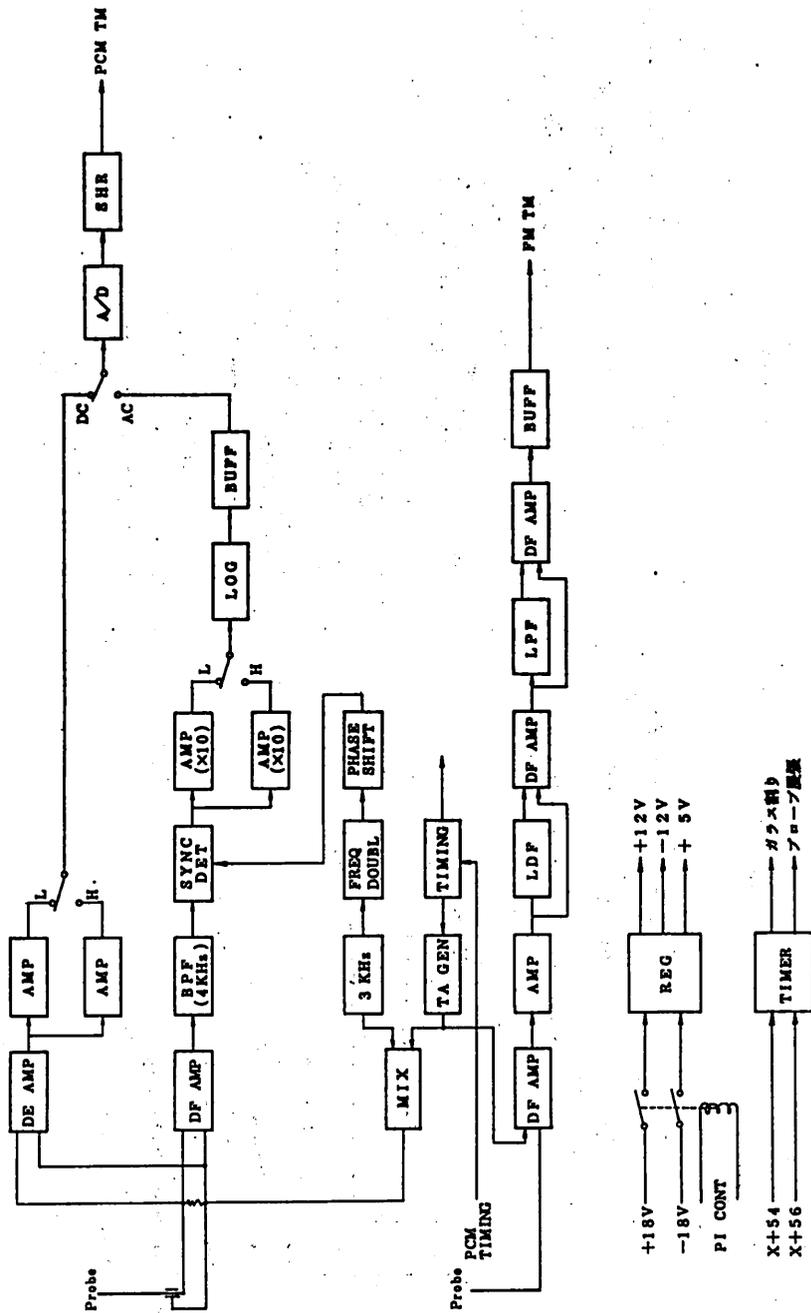


図2 K-9M-76号機に搭載されるTE DDのブロックダイアグラム

1. 目的

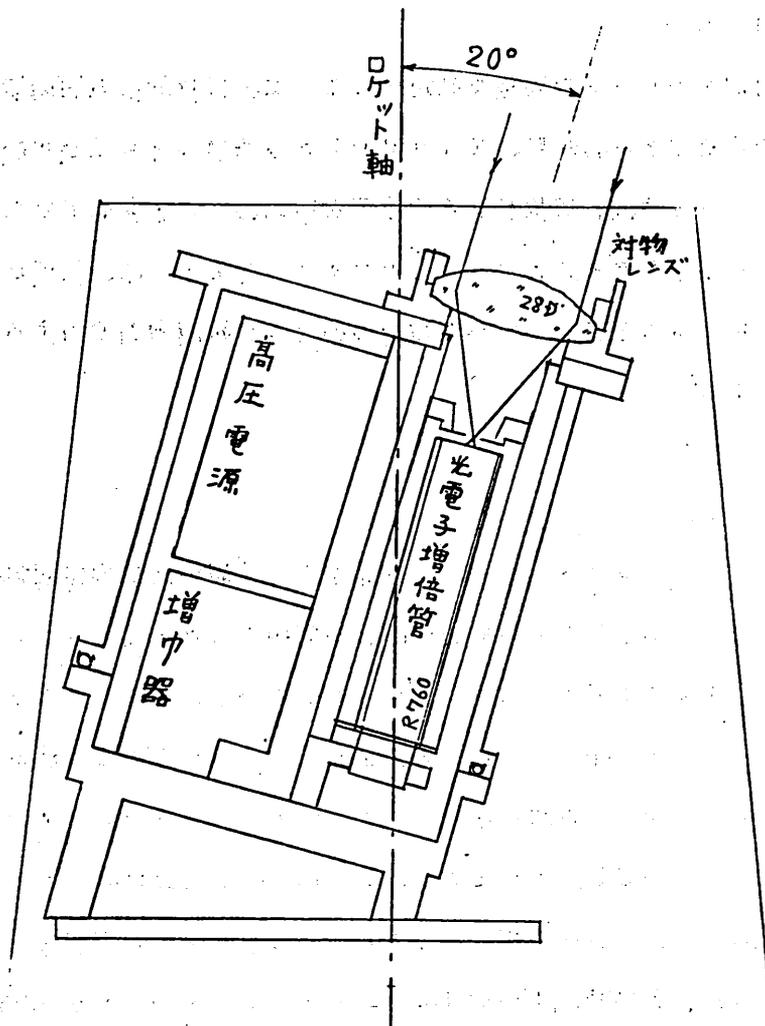
飛行中のロケットの姿勢を測定することは、搭載計器の観測結果の解析の際に重要である。特に、K-9M-76号機のように光学観測をおこなうロケットでは、各搭載計器の望遠鏡がいつ、どこを向いていたかを精度よく知る必要がある。このスターセンサー(STS)は、天球上の星の位置を測定することによって各望遠鏡の刻々の視線方向を検出することを目的とする。

2. 測定方法

このスターセンサーは、ロケット軸から 20° 傾いた方向に固定した小型光電測光器である。その視線方向は、飛行中のロケットのスピンによって天球上に半径 20° の小円を描き、さらにこの小円はロケットのプレセッションによって天球上を移動していき、結局、天球上のある範囲をスピン、プレセッションの周期で掃天することになる。スターセンサーの感度は、4等星以上の輝星にあわせてあり、これらの星が視野に入るとパルス状の信号が得られ、それを解析することによってロケットの姿勢が決定できる。あらかじめ、各搭載計器の望遠鏡とスターセンサーの望遠鏡の視線方向の差がわかっているから、各望遠鏡の刻々の視線方向も知ることができる。

3. 測定器

測定器の概略を図に示す。有効径 39 mm ϕ 、焦点距離 36 mm の対物レンズから入射した光はダイヤフラムを通過して光電子増倍管に入る。視野は $2.5^\circ \times 2.5^\circ$ の正方形で、フィルターは使用しない。光電出力は増巾器を通してテレメーターに送られる。



S T S 概略図

磁気共役点光電子の観測〔ESE〕

宇宙科学研究所 平尾 邦雄

向井 利典

1. 目的

太陽EUV放射によって電離層上部（高度約250km以上）に生成された光電子の一部は地球磁場の磁力線に沿ってその磁気共役点の電離層に到達する。この磁気共役点から飛来してきた光電子はそこで電子温度の上昇や6300Åなどの大気光の増強に寄与する。この現象は中緯度において特に冬の夜明前、即ち観測点が日陰であって磁気共役点が日照のときに顕著であってK-9M-76号機はこれらの総合的観測を行なう為のロケットである。

ESEの観測目的はこの現象で主役を演ずる磁気共役点光電子のフラックス及びそのエネルギー分布の測定である。測定エネルギー範囲は1~100eVである。

2. 測定器の概要

測定器は大きく分けてセンサ部とエレクトロニクス部から成る。センサ部には高圧電源とプリアンプ等の電子回路の一部も納められている。センサ部の主部はコリメータ、半球形静電分析器、チャネルトロン（Galileo CEM 4039型）から成る。これらは磁気遮蔽の為high- μ metalで囲まれ、更に高圧放電防止の為に真空容器の中に納められている。真空容器はあらかじめ地上の真空ポンプで排気され、その後はBa-ゲッタにより真空に保たれる。コリメータの先端部の所に開口部がありタイマ信号によ

って開口される。

コリメータは3個の円筒電極から成り、低エネルギーモードでは電子レンズを構成する。半球形静電分析器は測定エネルギー及びエネルギー分解能を決定する。検出はチャンネルトロンで行ない、その出力パルスはエネルギー掃引と同期して20 msec 毎に12ビットのカウンタで計数される。

エネルギー掃引は低エネルギーモードと高エネルギーモードと time-sharing で行なわれる。低エネルギーモード (thermal ~ 6 eV) ではコリメータの第3電極の電位、即ち半球形静電分析器の平均電位を掃引することにより行なう。また同時にコリメータの第2電極の電位も掃引してコリメータの電子レンズ特性を掃引の間一定に保つ。なお、半球形静電分析器の内外球間の電位差は一定である。この方法によってエネルギー分解能及び transmission がエネルギー掃引の間一定に保たれるので低エネルギー電子の精密測定に適している。高エネルギーモード (約2~100 eV) では逆に分析器の内外球間の電圧を掃引する。コリメータの各電極は一定の等電位である。この方法では分析器のエネルギー通過幅が測定エネルギーに比例して拡がるので、高エネルギー側で電子フラックスが減ったときの S/N を上げる。いずれのモードに於てもエネルギー掃引は20 msec 毎に段階的に行なう。また、コリメータ入口の電位は、まわりのプラズマ電位の近傍になるように、ロケット電位に対して +1.0 volt になっている。

なお、光電子のピッチ角依存性を調べる為にコリメータ方向がロケット軸と 30° の角度をなすようにセンサ部を配置している。

開口は73秒 (高度約120 km)、チャンネルトロンへの高圧印加は78秒に行なわれる。

3. 測定器の諸元

- a. 測定エネルギー : 1 ~ 100 eV
- b. エネルギー分解能 : $\begin{cases} 0.2 \text{ eV} & (\text{低エネルギー・モード}) \\ \Delta E/E \ 4\% & (\text{高エネルギー・モード}) \end{cases}$
- c. 角度分解能 : 6.3° cone
- d. geometrical factor : $3 \times 10^{-4} \text{ cm}^2 \cdot \text{str}$
- e. センサ部外形 : $200 \phi \times 250 \text{ H}$ 以内
- f. センサ部重量 : 約 5.6 kg
- g. エレクトロニクス部外形 : $200 \phi \times 90 \text{ H}$
- h. エレクトロニクス部重量 : 約 2.0 kg
- i. タイマ項目 : $\begin{cases} 73 \text{ 秒} & (\text{センサ部開口}) \\ 78 \text{ 秒} & (\text{HV ON}) \end{cases}$
- j. テレメータ (ハイブリッド・テレメータのPCMを使用)
 - カウンタ出力 : 12 ビット
 - ステップ No : 7 ビット
 - 開口アンサ : 1 ビット
 - 電圧モニタ : 10 ビット (× 7 チャンネル)
 - G A H 信号 : 10 ビット

電子温度の観測 (T E L)

宇宙科学研究所 平尾 邦雄

小山孝一郎

1. 目 的

本ロケットによる電子温度観測は内之浦の磁気共役点であるオーストラリア上空からやってくる光電子と内之浦上空の大気及び電離層プラズマとの相互作用を調べるもので電子温度は同時に測定される光電子エネルギー分布、熱的電子エネルギーの測定とならんで、励起酸素原子の発光強度等の議論に使われる重要な地球物理量である。

2. 原 理

プラズマ中に浸された電極に高周波電圧を印加すると、印加した高周波電圧の振幅に応じて floating 電位 (浮動電位) が負に shift する。この現象は多くの人々によって理論的に、実験的に研究されている (1, 2)。電位の shift 分 ΔV_f と印加した高周波電圧の変化分とは下のような関係がある。

$$\text{即ち } \Delta V_f = \frac{G k T_e}{e} \ell_u I_0 \left(\frac{ea}{k T_e} \right) \quad (1)$$

ここで G : 増巾器の Gain

k : 1.038×10^{-23} Joule/°C

e : 1.6×10^{-19} クーロン

a : 印加した高周波電圧の振幅

であり、上記によって利得 G が知られていると電子温度が知られる。

さて、振幅 a 及び $2a$ の高周波電圧を交互に電極に印加した時の浮動電位の比 r は(1)式より

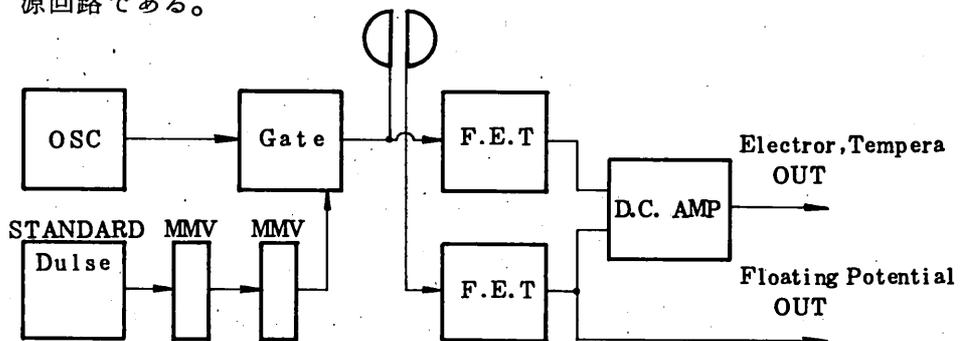
$$r = \ln \left[I_0 \left(\frac{2ea}{k T_e} \right) \right] / \ln \left[I_0 \left(\frac{ea}{k T_e} \right) \right] \quad (2)$$

で比 r は検出された floating 電位の比であるので電子温度が上式によって計算できる。

(3) この方法の長所は①データが汚染電極の使用にもかかわらず信頼できる。②データ伝送系の Gain によらない。③ compact で、かつ、プラズマを乱さない場所であればどこでも搭載できる。④データ処理が容易である。などであり、この電子温度プローブは日本⁽⁴⁾、インド⁽⁵⁾、アメリカ、カナダのロケット及び“太陽”衛星⁽⁶⁾に搭載され、その動作はきわめて安定である。

3. 測定器

上記の原理に従って設計制作された電子温度プローブのブロックダイアグラムは図のようである。測定器は高周波電圧発生回路、電極に印加する電極を作る変調回路、このためのタイミング回路、高入力増巾器、及び電源回路である。



電子温度プローブのブロックダイアグラム

これらの測定系は直径90 mm、高さ22 mmのアルミニウムのケースに納められ、このケースに直径100 mm、厚さ1.6 mmの金メッキされた電極が取り付けられている。電極は2つに分れ、高周波電圧を印加した電極の出力と高周波電圧を印加しない電極との出力は、直流差動 Amp. に導かれ、このことよってロケット電位の変動、プラズマ雑音を除去し、良好なデータを得ることができる。

表1. 電子温度プローブ仕様

| | |
|-------------------|--|
| 高周波電圧振幅 | 0V (0.2±0.005)V, (0.4±0.005) |
| 高周波電圧周波数 | 30 KHz ± 1 KHz *1 |
| 高周波電圧歪み率 | 0.1% 以下 |
| DC Amp. 入力抵抗 | 110 MΩ *3 |
| DC Amp. 利得 | 20 db |
| 無入力時の off set 電圧 | 0.6 V |
| 電子温度測定範囲 | 200°K-4,000°K |
| 電子温度プローブ動作可能な電子密度 | 8 × 10 ³ コ/cm ³ *4 |
| 周 期 | 0.6 秒 ± 0.02 秒 **2 |

*1 他PIへの干渉が考えられる時は±5 KHz 以内で変更可能である。

*2 0.6 秒が標準値で早いテレメータレスポンスが与えられれば、0.3 秒程度まで高度分解能を上げることができる。0.6 秒より遅いとロケットスピンの影響を受け良質のデータが得られないことがある。

*3 昼間の観測では110 MΩ で充分である。

*4 この抵抗は入力抵抗として110 MΩ を使用した場合で、1,100 MΩ とすると、8 × 10² コ/cm³ 以上のプラズマ密度で測定可能である。

参 考 文 献

- (1) Ikegami, H., and Takayama, K., Resonance probe, IPPJ-10, 1963.
- (2) Dote, T. and Ichimiya, T., Characteristic of resonance probe, J. App. Phys. 36, 1966, 1965.
- (3) Hirao, K. and Oyama, K., An improved type of electron temperature probe, J. Geomag. Geoelect., 22, 363, 1970.
- (4) Hirao, K. and Oyama, K., Profiles of electron temperature in the ionosphere observed with the electron temperature probe on rocket, Space Res., XII, 1335, 1972.
- (5) Sampath, S., Sastry, T. S. G., Oyama, K. and Hirao, K. Joule heating due to the equatorial electrojet as observed rocketborne probes, Space Res., XIV, 253, 1974.
- (6) Oyama, K., and Hirao, K., Electron temperature probe experiments on the satellite "Taiyo", Geomag. Geoelect., 27, 321, 1975.

宇宙科学研究所

平尾 邦雄

小山 孝一郎