

S-310-5号機による冬の電離層の 熱的電子のエネルギー分布観測*

雨宮 宏**・清水 和男**・土手 敏彦**

Observation of the Energy Distribution of Thermal
Electrons in the Winter Ionosphere by an S-310-5 Rocket
By
Hiroshi AMEMIYA, Kazuo SHIMIZU and Toshihiko DOTE

Abstract: The result of measurement of the energy distribution function below 2 eV of thermal electrons in the ionosphere in January 31, 1979 at 11.00 a.m. is shown in the height range between 80 km and 184 km. The measurement was done by a probe borne by an S-310-5 rocket. The electron temperature was about 50 meV at 90 to 120 km and increased by 50 meV/20 km above 120 km. Actually, however, a slight shift from Maxwellian is noticeable at all heights from the semi-log plot of the second derivative of probe characteristic. Especially, around 150 km a bump is seen at about 0.5 eV with an energy width of the order of 50 meV, which might be due to some special collisional processes.

1. はじめに

本報告は1979年1月31日、午前11時、S-310-5号機に搭載されたビート法によるエネルギー分布測定器(TED)により高度80-184kmにわたって2eV以下の熱的電子のエネルギー分布測定結果に関するものである。0.3eV以上のエネルギーについてセミログ・プロットを行うことによりマクスウエル分布からのずれを調べると共に、セミログプロットに対して最も良く適合する直線を引くことによって得た電子温度の高度に対するプロファイルを求めた。これらの結果を以前に行われている午前11時の電子温度、エネルギー分布観測結果[1, 2]や我々が行った夜の電離層観測結果[3]と比較検討する。

* 宇宙研特別事業費による研究論文

** 理化学研究所

2. 測定方法, 装置および条件

エネルギー分布の測定原理はドリベステン法によるが, 技術的にはビート法を用い, 測定回路図は前回の実験 [3] と同様である. プローブ電圧はロケット本体に対して振幅 $2.5 V$ で変化する 1 Hz の三角波電圧とし, #1 の円筒型ステンレスプローブ (20 cm 長, 3 mm ϕ) でプローブ特性をとった. 感度1に対応する変換利得は $2 \mu\text{A}$ の電流に対しテレメタ入力電圧 $5 V_{p-p}$ とした. 同様の #2 のプローブには上記三角波に 3 kHz , 4 kHz の正弦波交流信号を重畳しピックアップコイルを通してビート成分 1 kHz を取り出し選択増幅器で増幅した後, 検波した. 感度1に対応する変換利得は, トランジスタ $2\text{SC}-373$ と $1 \text{ M}\Omega$ の抵抗からなる直列回路による非線型模擬素子においてテレメタ入力電圧 $1 V_{p-p}$ となる様にした. 重畳交流信号の振幅の和は 80 mV とした. プローブ信号とプローブ特性二次微分に対応するビート信号は感度1, 3, 10 でテレメタチャンネル #12, #13, #14 に1秒毎に時分割送信した. 打上げから62秒までは内部クロックにより(周期1秒)ビート信号, プローブ信号, プローブ電圧および零レベル信号のチェック用信号をテレメタ3チャンネルにゲイン1, 3, 10の配列で送出し回路状態を監視した. タイマからの61秒信号によりプローブを真空封じしているガラス管を割る操作を行い, 62秒信号で他の機器のプローブと同時にロケット本体に軸を垂直にプローブ展張を行った. 62秒信号は回路をチェックモードからプラズマ測定モードに切替えるのにも用いた. 打上げ後370秒後(高度74 km)に内部クロックにより回路を再びチェックモードに切替え, 回路の動作が開頭前と同じで正常であることを確認した.

ロケット発射地点は内の浦 KSC で, 発射角 77.5° , 着地点は (28.84°N , 133.0°E) 附近, 打上げ日時は1979年1月31日, 午前11時00分であった.

3. 観測結果

第1図は, 開頭直後から数秒間のテレメタ #12, #13, #14 チャンネルに現われたプローブ信号 i_p , ビート信号 i_p'' を示す. i_p , i_p'' は62秒 (77.5 km) より現われ始めしだいに高度と共に増大した. 60秒以前には i_p , プローブ電圧 V_p のチェック信号が見られ, 61秒で見られる雑音 n_1 はガラス割り動作において生じたTEDの雑音である. 64-65秒にかけてスパイク状の雑音 n_2 が見えるがこれは全チャンネルを通して現われた雑音である.

第2図は, フォトコーダにとったE層附近の i_p'' 信号をロケット本体に対するプローブ電圧 V_p を横軸としてとったものである. 矢印は空間電位に対応するへこみを示す. 図から, ロケットの上昇と共に電子密度が増大し, ロケット本体の電位がプラズマ電位に対し低い方向へ変移するのが分る. 今回の実験では計器の感度をやや高く設定しすぎた為に 100 km 以上あたりから 0.3 eV 以下の低エネルギー部分に飽和が生じた. これらフォトコーダ上の i_p'' 信号を曲線読取機を用いてデジタル化し V_p に対してセミログプロットすることによりマクスウエル分布からのずれを調べた. 結果は直線からの若干のずれを示した他, 特に $150-160 \text{ km}$ においてほぼ定常的に $0.45-0.55 \text{ eV}$ においてエネルギー幅約 50 meV のピークのない凸形が生じているのが発見された. 第3図に上昇時 155 km , 158 km における i_p'' 曲線を感度1, 10において示す. 図において i_p'' は V_p に対しほぼ指数関数的な変化を

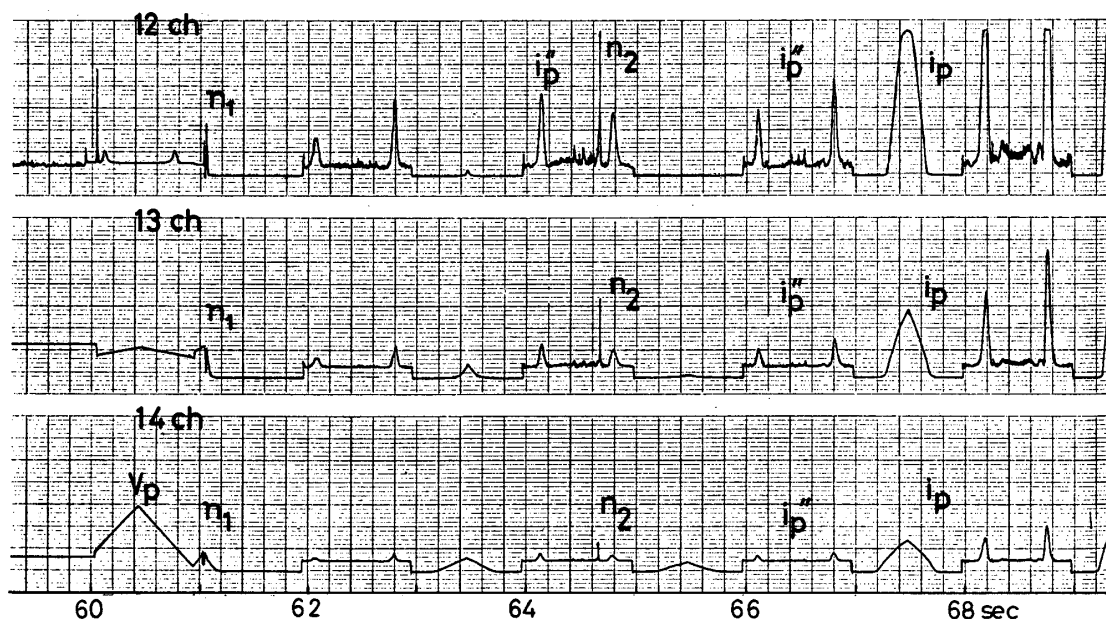


Fig. 1 Traces of probe current i_p and beat signal i_p'' with respect to time (60 sec : nozzle cone off, 61 sec : glass seal broken, 62 sec : probe expansion).

するが、高エネルギー尾部上に突起部ないし凸部 (Δ) が見られる。矢印は空間電位を示す。(感度10における $V_p < 0$ における凹凸は雑音であり信号ではない。) この様な凸部は、下降時のデータにおいても同じ高さにおいて見られた。

第4図は、いくつかの高度における i_p'' のセミログプロットである。電子電流反発領域について平坦部が見られるのは、利得の飽和によるものである。セミログプロットには若干の凹凸があり、速度分布関数が完全なマクスウエル分布ではないことを示唆しているが、極端なずれは150 km台以外では少ない。第4図から $\log i_p'' - V_p$ の傾斜が高度 h と共にゆるやかになり電子温度が上昇しているのが分る。プロットに対して最も良く適合した直線を引く事によって得た電子温度 T_e は第5図の様になり、90-120 kmにおいてはあまり変化がなく約50 meVで、120 kmからしだいに上昇し始め160 kmからは高度と共にほぼ直線的に $500^\circ \text{K} / 20 \text{ km}$ の割合で上昇した。ロケット最高点184 kmでは $T_e = 135 \text{ meV}$ を得た。第5図中、黒丸は上昇時のデータ、白丸は下降時のデータである。上昇時の方が下降時よりも低い値となっているのが見られるが、これについては後述する。100 km附近の T_e の値は、同じ装置を用いて測定した1976年9月21日夜9時の値とほとんど変わらず、中性大気温度とほぼ平衡している。

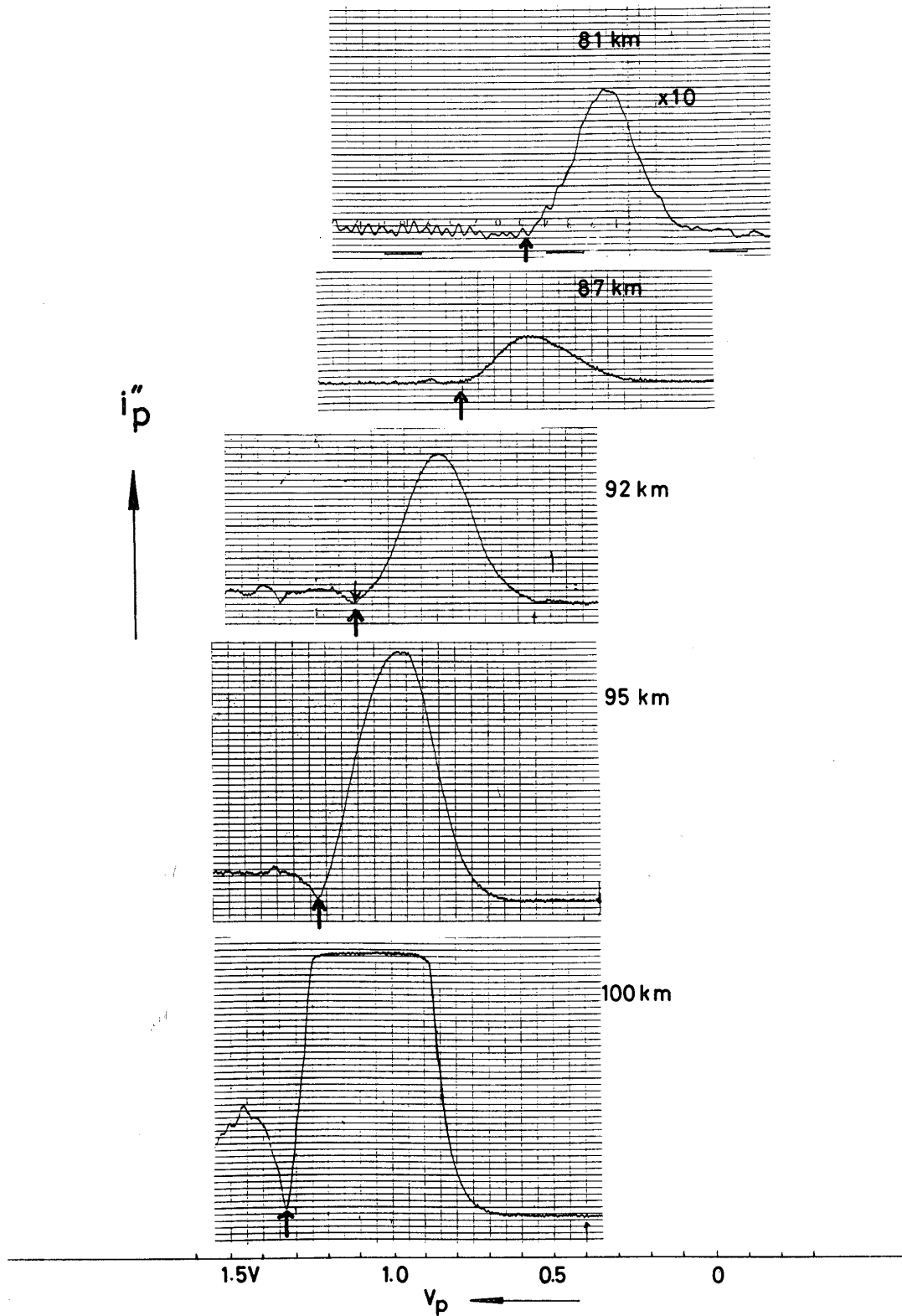


Fig. 2 Photocorder traces of beat signal i_p'' vs. the probe voltage V_p at some heights. Arrows denote the space potential

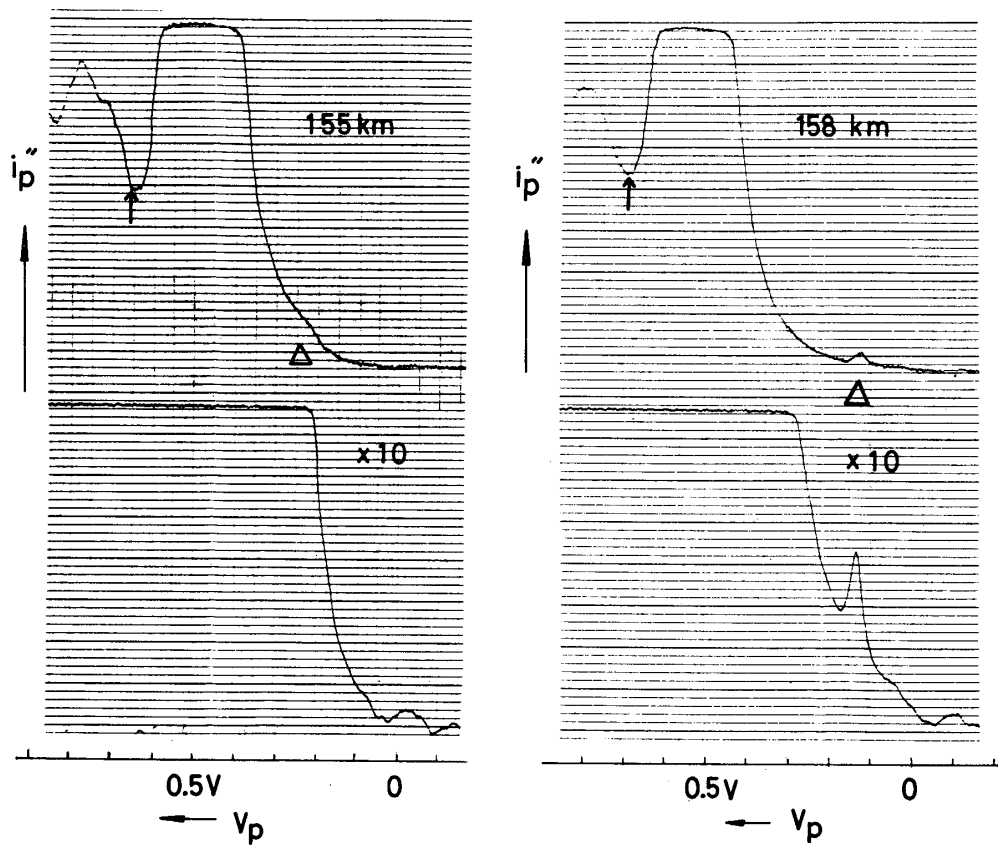


Fig. 3 Photocoder traces of beat signal i_p'' vs. the probe voltage V_p at heights 155 km and 158 km. A bump Δ is seen on the higher energy tail. Arrows denote the space potential.

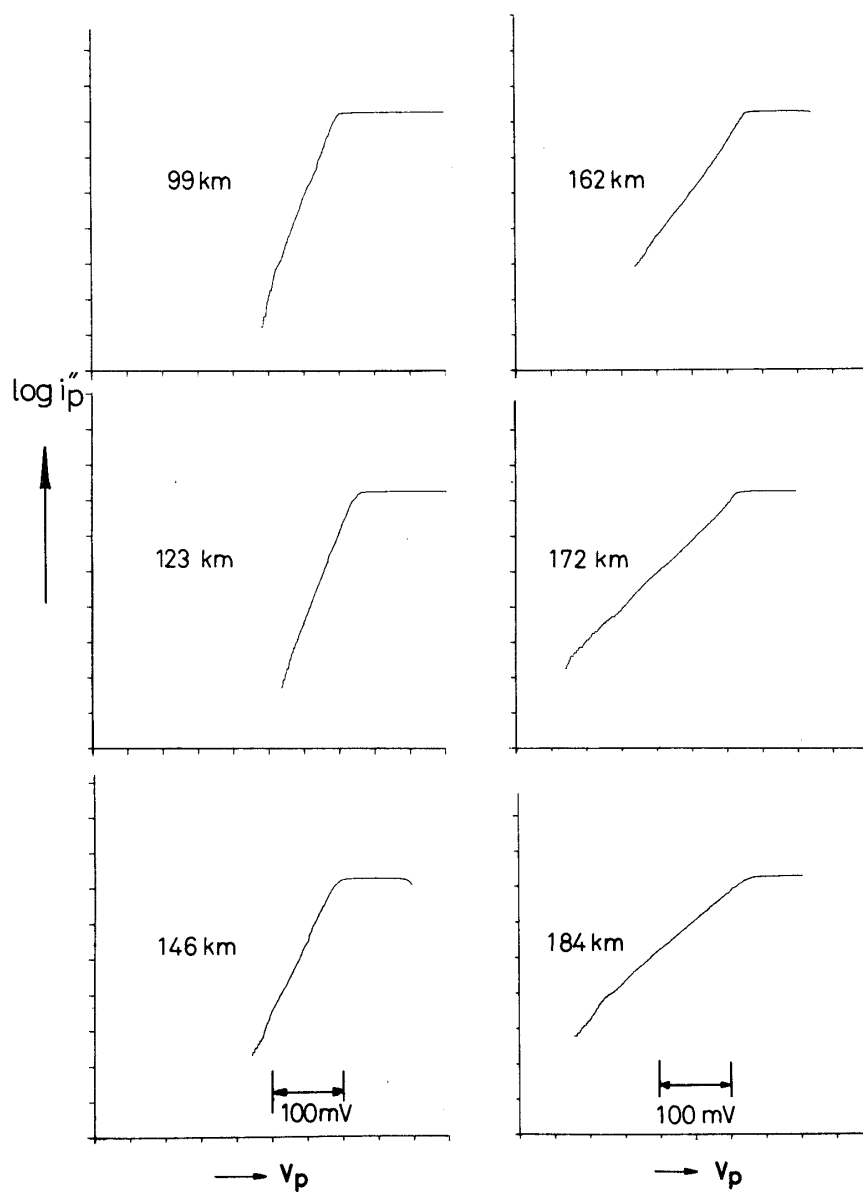


Fig. 4 Semi-log plot of second derivative i_p'' vs. the probe voltage V_p at some heights.

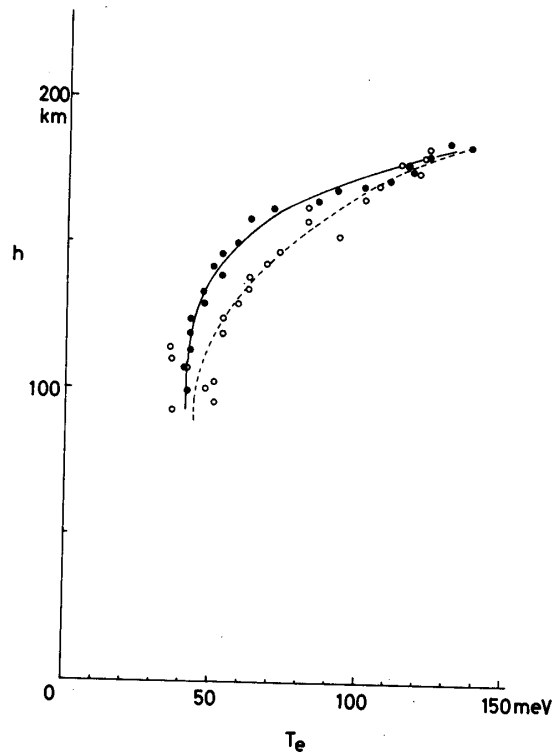


Fig. 5 Electron temperature T_e obtained from $\log i_p - V_p$ vs. height h . (● upleg, ○ downleg).

4. 検 討

まず、プローブ測定が正常に行われたか否かを調べた結果について吟味する。プローブは直流信号 i_p 、交流信号 i_p'' 用両者につき4~5日間真空中でベーキングを施した後ガラスにより真空封じされたが、上昇時のデータにはヒステリシスは見られなかったことにその効果が現われている。一方、下降時のデータでは三角波電圧 V_p が $dV_p/dt = V_p' > 0$ の時と $V_p' < 0$ の時とで異なる結果を生じることがしばしば観測された。第6図は最高点184 km から下降時におけるいくつかの典型的なプローブ特性を示したものであるが、最高点においてはほとんどヒステリシスは見られないが、155 km では $V_p' < 0$ においてなだらかな特性となり見かけ上電子温度が上昇している様に見える。そして128 km のデータでは再び左右対称となり歪が消失しているが、117 km では $V_p' > 0$ で大きいうねりを伴った歪が見られる。又、第7図に示す下降時90 km 附近の i_p 、 i_p'' 信号には歪は見られず、ほぼ左右対称であるほか、第2図の92 km の i_p'' と比べて上昇時と下降時で可成りよい再現性を示している。これらの結果から、ガラス封じプローブ [4] は清浄な表面で測定を行ったにも拘らず、下降時にロケット本体の作る Wake によりヒステリシスが生じたものと考えられる。Wake 中でのプローブ特性の信頼性に関しては見かけ上高い電子温度を与える事が言われている [5] が、第6図155 km $V_p' < 0$ の i_p 特性はこれを裏付けていると思わ

れる。又、第6図117kmの i_p 特性は Wake にロケットのスピンの効果が加わったものと推定される。更に、第5図の T_e も下降時の値が高くなっているのとばらつきが見立つのもロケット下降時の上記現象に起因するものと思われる。

次に、冬の午前11時頃におけるE、F層の電子温度と熱的電子のエネルギー分布に関しては高エネルギー領域が100km附近において存在することが示唆されている[1, 2]。本観測では T_e そのものの値が上記の実験値より約5%低い事を除いては高度に対する電子温度分布は類似した結果が得られたが、100km附近でのセミログプロットの傾斜に特に変化が見られなかった点が異なっている。第5図で下降時のデータ(○印)に100km附近で若干の増加の傾向が見られるが、これは前述の様に下降時にはロケット本体の作る Wake の影響とスピン効果によりプローブ特性に歪を生じ、みかけ上 T_e の上昇となって現われたと見るべきであろう。これに対し、150km附近で0.45-0.55 eV附近のエネルギーの電子群の異常増加がデータにおいて見られるのは、上層での物理現象を反映しているらしい。同様の凸形が矢張り文献[2]においても見られるが、今回はそれより顕著なデータが得られているのと(第3図)、その現われる高度が以前より20km程高いことが注目される。ピークの生ずるエネルギー値は、理論的に N_2 や O_2 との衝突から予想される分布関数のうねりや凹みの生ずるエネルギー値[6]とは可成りくい違っている。従って、マクスウエル分布からのずれを衝突現象に帰するとすると、上記理論以外の他の反応に帰する必要がある。この様な突起は同じ高度でのロケット下降時にも見られたことから、これが電離層中の密度や速度分布関数の場所的非一様性によるとは考えられない。この様な形の分布関数は夏期[3]においては見られなかったことから、今後の冬期午前のロケット観測によって更にその再現性を追証していく必要があると考えられる。

最後に、今回の実験ではロケット本体の電位が前回の実験[3]に比し異なる振舞をしたことを指摘する。第2, 7図からも分る様に90km附近ではエネルギー分布は単一分布からなるが、 $h = 80 - 100$ km においてロケット本体の電位の下降が0.7Vと非常に顕著である。前回の夏の夜の観測[3]では100kmから150kmにかけてロケット電位の変移は50mV以下であったのに比し、可成り大きい変化である。ロケットを半径 r_p の大きい円筒型プローブと見なし、正イオン電流が半径 r_s のシース制限条件でロケット本体に流れ込むとすると、プラズマ電位に対するロケット浮動電位 V_f は次式で与えられる。

$$-eV_f/kT_e = \ln \left[\sqrt{\frac{2\pi m}{\epsilon M}} r_s/r_p \right],$$

ここで、 m , M はそれぞれ電子、正イオンの質量である。従って、 V_f の変化分は

$$\Delta(eV_f/kT_e) = \ln(r_{s1}/r_{s2})$$

となる。 r_{s1} , r_{s2} は高度 h_1 , h_2 におけるシース半径である。第5図から90-100kmの T_e の変化は少なく、ほぼ一定の50meVである。上式左辺の値、 $\Delta(eV_f/kT_e) = 0.7/0.05 = 14$ 、を右辺のシースの厚さ変化で説明するには極端に大きい厚さ変化を仮定せねばならず不合理である。上記の V_f の変化は、測定範囲2eV以上の高エネルギー部分の

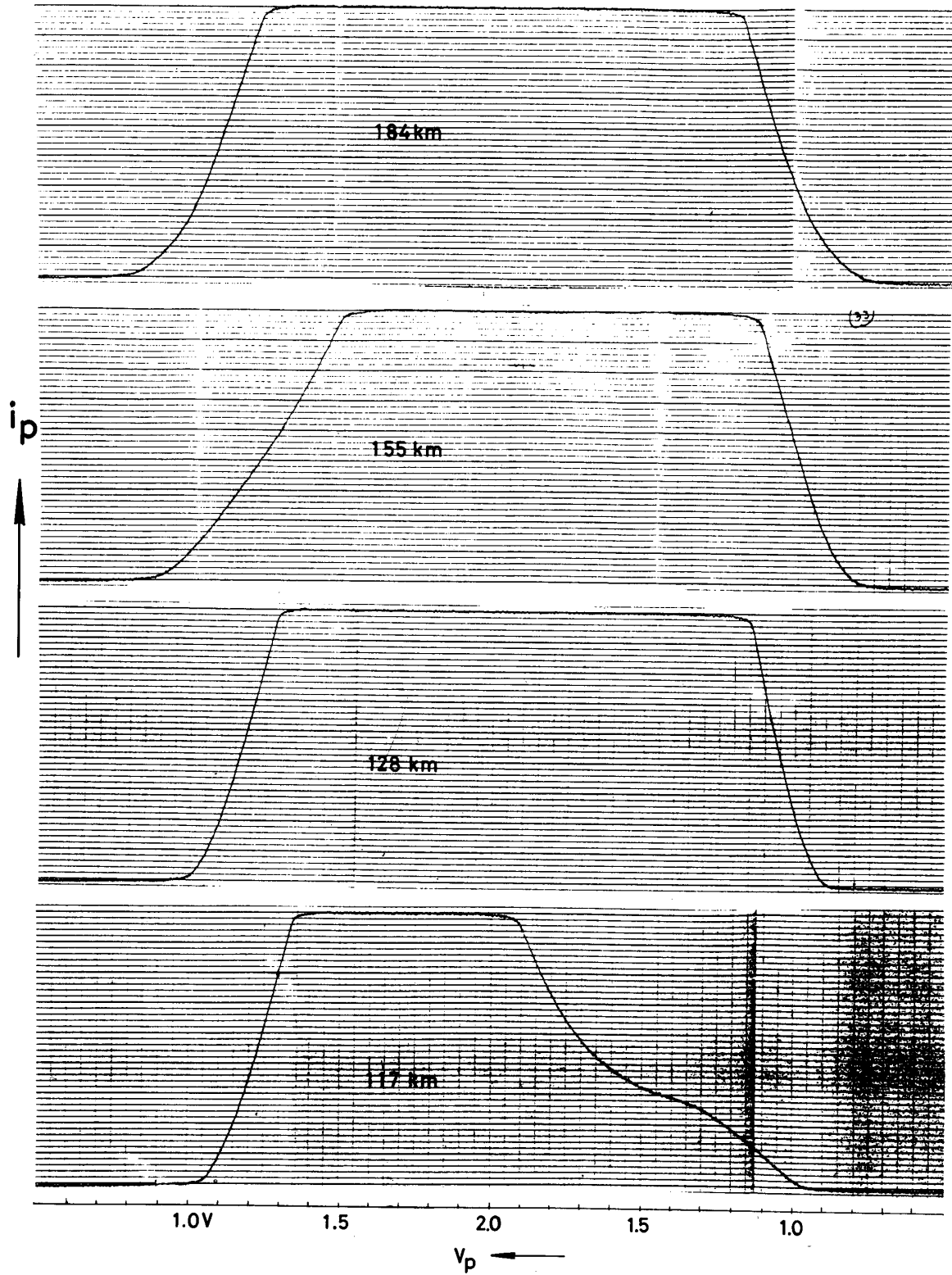


Fig. 6 Probe current i_p at some heights in downleg, demonstrating hysteresis due to wake and spin of the rocket.

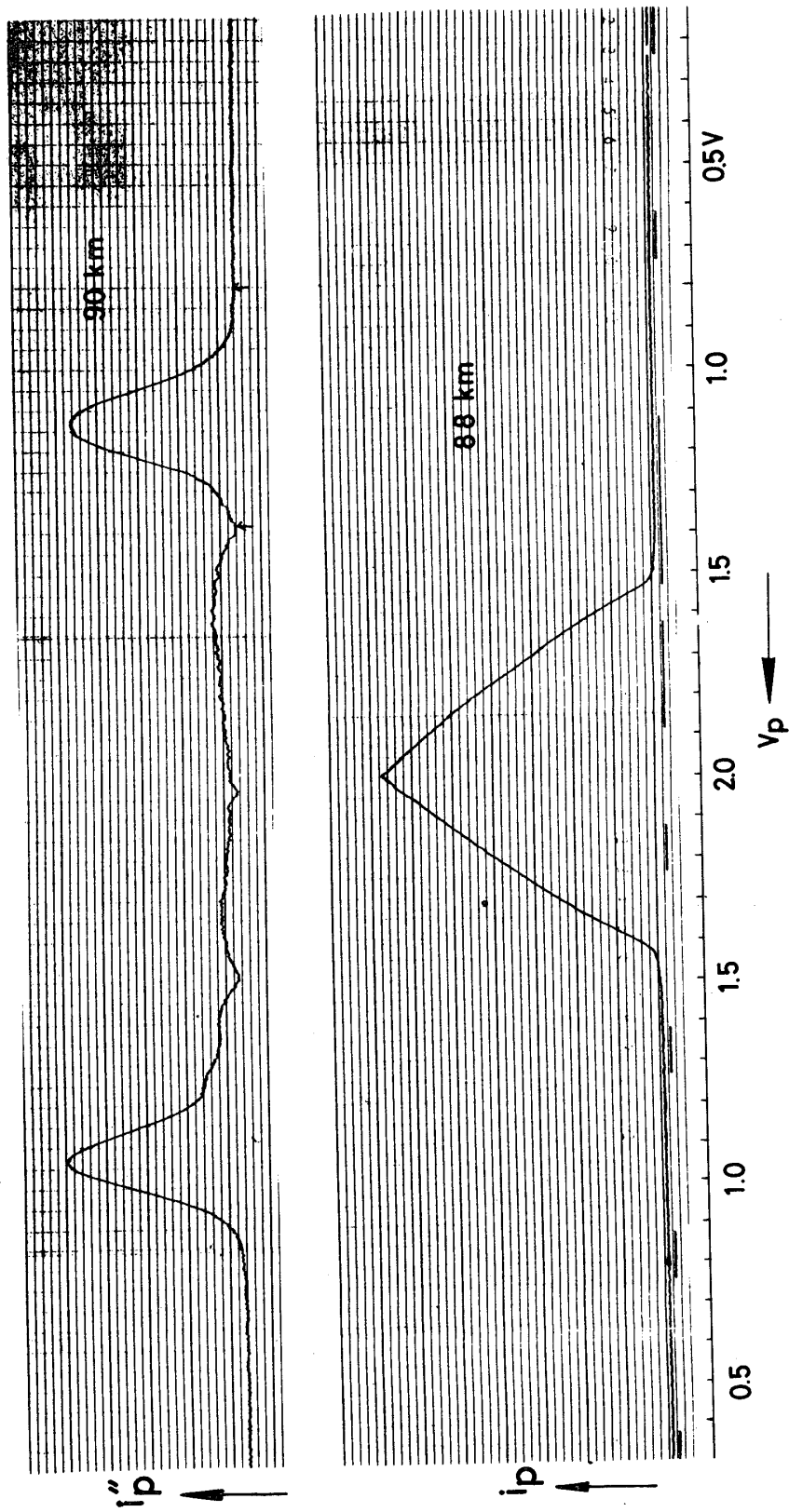


Fig. 7 i_p'' and i_p around 90 km in downleg.

形が非マクスウエル分布である可能性やイオン組成の変化等の原因によるものと思われ、今後の研究に残された疑問点である。

終りに本研究における有益な助言、援助に対し東大宇宙研 大林辰蔵教授、中村良治助教授に感謝する。搭載計器の作成に関しては岩崎通信機株式会社 早川勝氏に、又、ガラス封じプローブの提供に対しては東大宇宙研 三留重雄氏にそれぞれ感謝する。

1979年10月1日

参 考 文 献

- [1] K. Hirao & K. Oyama: Space Research 12 (1972) 87;
- [2] K. Oyama & K. Hirao: Planet, Space Sci. 24 (1976) 900.
- [3] 雨宮・清水・土手: 東大宇宙研報告 13 (1977) 949.
- [4] K. Oyama & K. Hirao: Rev. Sci. Instrum. 47 (1976) 101.
- [5] J.M. Illiano & L.R.O. Storey: Planet Space. Sci. 22 (1974) 873.
- [6] O. Ashihara & K. Takayanagi: Planet. Space Sci. 22 (1974) 1201.