

# 観測ロケット搭載用プラズマ波測定器

## Rocket Borne Plasma Wave Probe

大家 寛\*      大林 辰蔵\*\*      沢野 進\*\*\*  
 Hiroshi Ōya      Tatsuzō Ōbayashi      Susumu Sawano  
 原 躬千夫\*\*\*      朝比奈 隆\*\*\*\*  
 Michio Hara      Takashi Asahina

### 要 旨

ロケット搭載(とうさい)用電子機器は小形、軽量、低消費電力のほか振動、衝撃、加速度など過酷な宇宙環境に耐えることが必要である。日立製作所では今回観測ロケット搭載用プラズマ波測定器を受注、製作した。本装置はカップ形ロケットにより打上げられ、超高層プラズマ現象の観測に使用された。

プラズマ波の検出に使用されたセンサはバネを利用したもので、構造は簡単となり、小形軽量で動作信頼度がきわめて高くなっている。

装置は上記センサおよび電子回路部より構成されているが、これらについて宇宙環境を模擬した種々の試験を行ない、その結果に基づいて各種の対策を施した。今回の観測データから超高層プラズマ物理学に関する貴重なデータを得ることができた。

### 1. 緒 言

宇宙開発の進展によりロケット・人工衛星などの、いわゆるスペースプローブによる超高層プラズマの諸現象の直接測定がひんぱんに行なわれ地球物理学のめざましい発展に寄与している。また、これらのスペースプローブに使用される電子装置の分野でも、広範囲の温度変化、軽量化、小電力動作、高信頼性などの面で従来の地上装置よりも過酷な条件に耐える方式、技術を生む契機となっている。

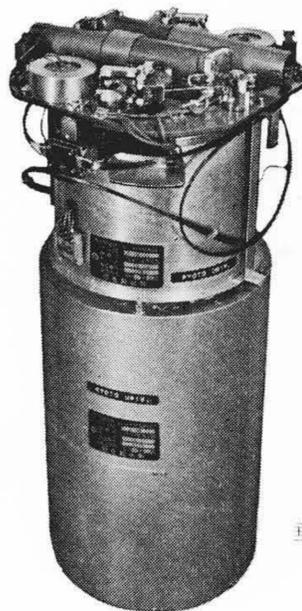
今回、京都大学工学部および日立製作所において、ロケット搭載用プラズマ波測定器を製作し、東京大学鹿児島宇宙空間観測所にてカップ形ロケットに搭載、打上げ観測を行なったので、これについて述べる。

### 2. プラズマ波の測定

本論で問題となるプラズマ波は主として、電気的プラズマ波 (Electro Kinetic Plasma Wave) であって、従来静電波 (Electro Static Wave) とも呼ばれていたものである。これは放電管の中でおこるプラズマ振動に関連して古くから部分的には存在が確認されていたが、宇宙空間プラズマ中で本格的な研究が始まったのはごく最近のことである。

わが国の宇宙観測ロケットによる電気的プラズマ波の直接観測プロジェクトはプラズマ波プローブという名称ですで行なわれており、電気的プラズマ波の存在は確認されているが<sup>(1)(2)</sup>、このプロジェクトでは、電界のみならず、磁界のベクトルを 300 Hz~5 KHz にわたって、相関をとりつつ測定し、その間の電気的プラズマ波の周波数スペクトルを測定することを目標にしている。また電界測定はセンサのピックアップ率が問題となるが、これを決定するものの一つはセンサのインピーダンスである。

インピーダンス測定には周波数掃引形インピーダンスプローブが用いられており、これは同時に電子密度などのプラズマパラメータの測定にも使われる。



(センサ収納時)

図1 プラズマ波測定器外観

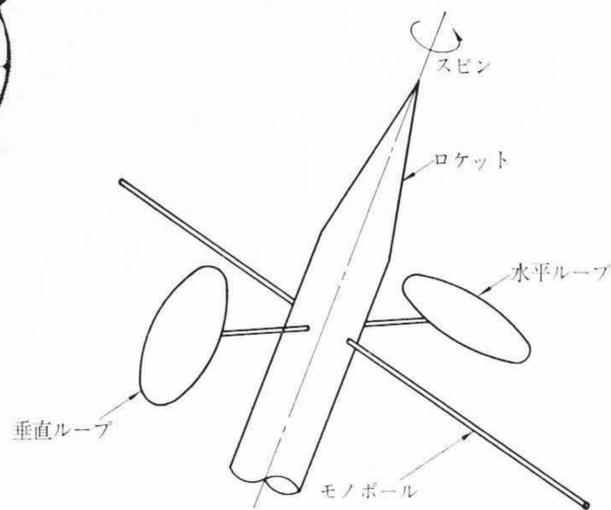
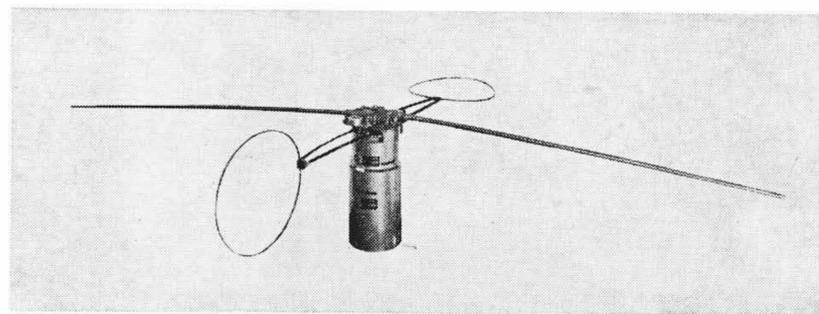


図3 センサの配置



(センサ展開時)

図2 プラズマ波測定器

### 3. 装置構成

#### 3.1 概 要

本装置の搭載ロケットは燃料噴射が終わり、惰行運動が始まると高度約 70 km で頭部が二つに割れて測定器が露出する。本装置はこの開頭によりマイクロスイッチを動作させ、数秒後にセンサを突き出し、測定を開始する。図1はセンサ収納状態、図2はセンサ展開状態の装置外観を示したものである。図3に測定時のセンサの配置を示す。

測定データはテレメータチャンネルにより地上に伝送され、磁気テープおよび記録紙に記録される。

\* 京都大学工学部 工学博士  
 \*\* 東京大学宇宙航空研究所 理学博士  
 \*\*\* 日立製作所中央研究所  
 \*\*\*\* 日立製作所戸塚工場

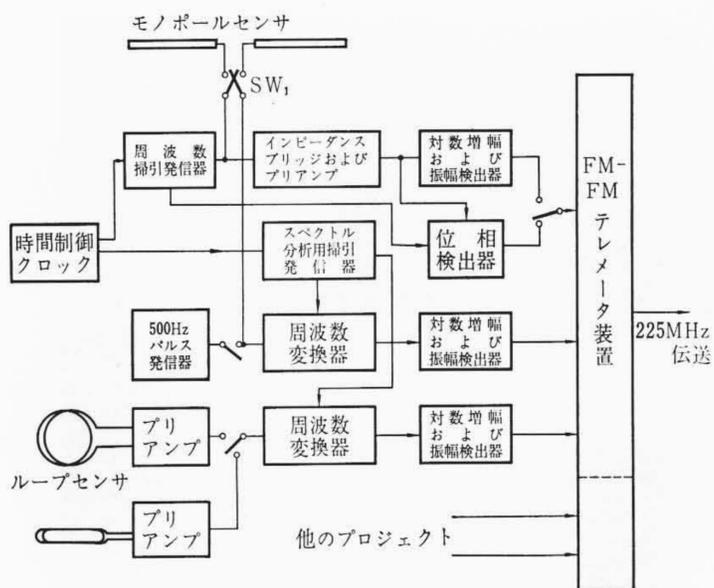


図4 プラズマ波測定器ブロックダイアグラム

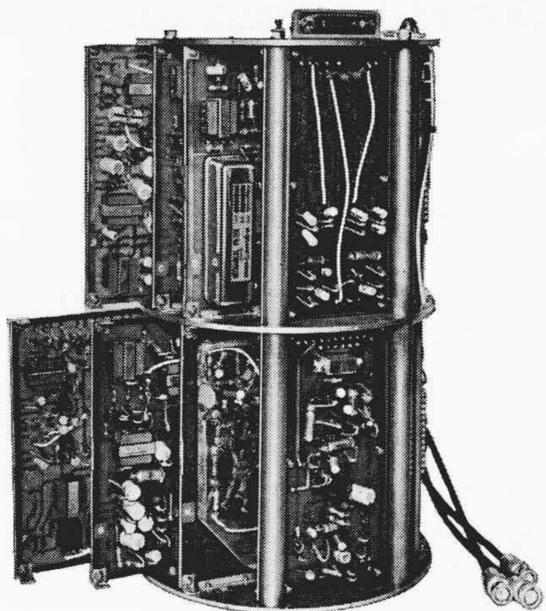


図5 電子回路部内部構造

3.2 測定項目

3.2.1 モノポールセンサのインピーダンス測定

測定範囲

- |                |                |
|----------------|----------------|
| (1) インピーダンス    | (3) 掃引周期       |
| 静電容量 0~200 PF  | 0.5 秒または 1.0 秒 |
| 位相角 -90°~+90°  | (4) 周波数分解能     |
| (2) 周波数        | 1 KHz          |
| 0.3 MHz~10 MHz | (5) 最小測定可能容量   |
|                | 1 PF           |

3.2.2 信号出力

プラズマ波測定電圧値およびインピーダンス絶対値は広範囲に変化するため、これらに対数的に圧縮してテレメータに与える。テレメータに与える信号は DC, 0~+5V でありテレメータ伝送帯域はチャンネル番号によって異なるが 81 Hz~220 Hz である。

3.3 電子回路部

図4にブロックダイアグラムを示す。

カップ形ロケットの構造に合わせ直径 200 mmφ, 高さ 350 mm の円筒形構造とした。

内部は図5に示すように、プラグイン形のプリントパネルを縦にそう入する形式である。プリントパネルへの部品の取り付けは従来の方法と同様であるが環境条件に耐えるため、完成後部品をシリコン系の接着材で固めた(以後 Potting と記す)。

3.4 センサ

ロケット観測装置で最も重要な部分の一つにセンサがあり、電気的機能のほかに、自動化されている機械的機能もたいせつな要素と

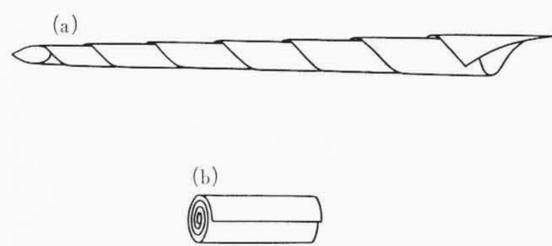


図6 モノポールセンサ

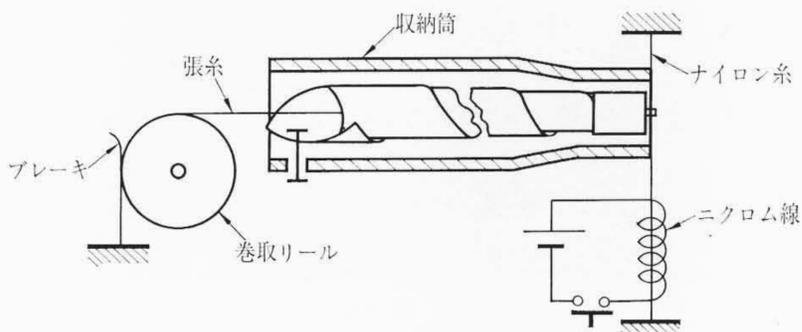


図7 モノポールセンサ構成図

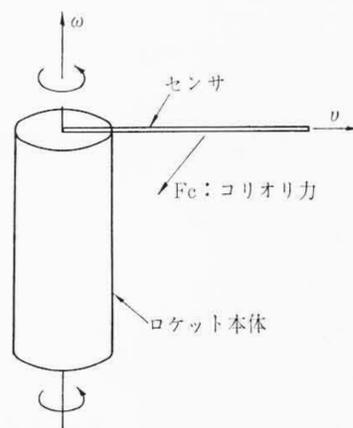


図8 ロケットスピンによるコリオリ力

なる。ロケットが大気層を突き抜けるまでは空気抵抗を小さくするため、センサ類を機内に格納しておき、宇宙空間プラズマ内で伸展することになる。現在これらの機構は自動的に動作させているが、搭載機器の収容制限から制御方式はとっていない。

3.4.1 モノポールセンサ

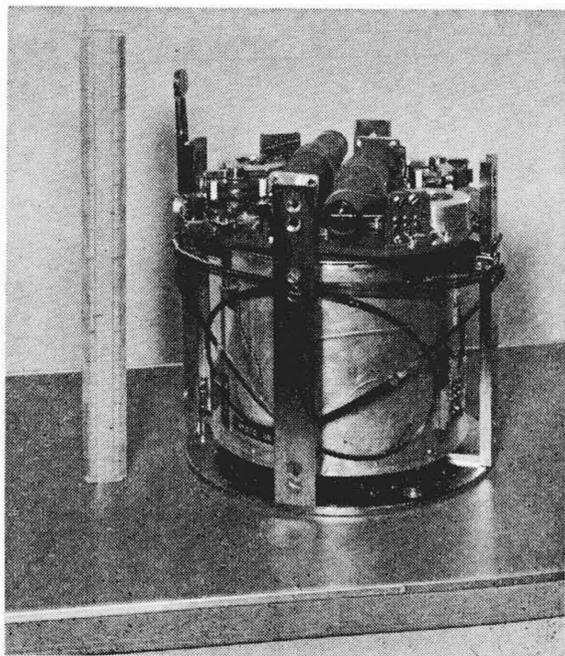
センサに要求される第一の特性は動作の確実性であり、ついで軽量小形化があげられる。このためにはセンサ自身をバネ材で作り自己のひずみエネルギーで飛び出るものとするのがよく、本方式のセンサは図6(a)に示すようにベリリウム銅の薄板を50% ずつ重なりを持たせて、らせん状に巻きつけたもので、収納時は軸方向に力を加えることによって同図(b)のような状態となる。必要時に拘束力を取り除くとセンサは自力で元の状態に勢いよく展開する。全長 1.3 m, 根元径 20 mm, 先端径 14 mm のもので重量は 140 g, 展開時と収納時の容積比は 15~20 程度の軽量小形にできる。適度な飛出力を有する種々の寸法のセンサは、次式のように決定される。

$$a^2 \cdot b^2 / r^4 = \text{Const} \dots\dots\dots (1)$$

- ここに、
- a: 素材の幅
  - b: 素材の厚さ
  - r: 巻き径

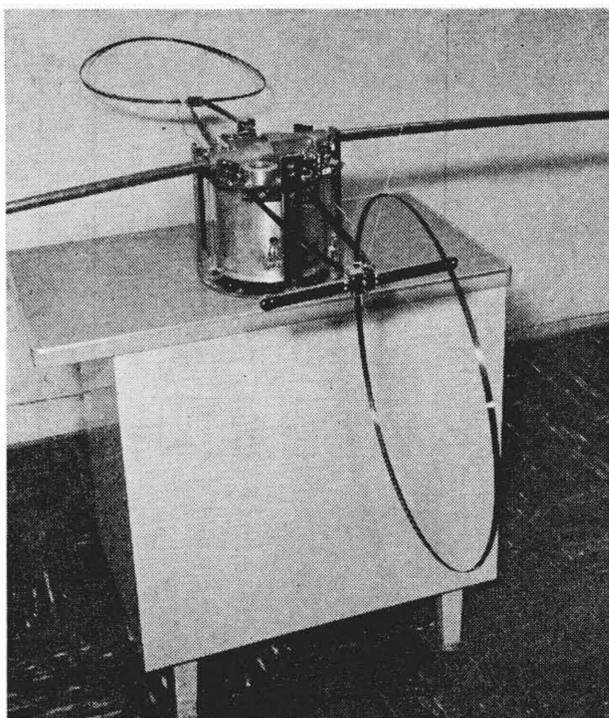
図7は飛出装置全体の構成図であるが、軸方向に縮めて収納したセンサの先端にナイロン糸をかけておき、必要時にそのナイロン糸に巻きつけてあるニクロム線に通電すると、ナイロン糸が焼き切れてセンサが飛び出る。センサの長さはその内部の張糸により規定される。

スピンをしているロケットからセンサが飛び出る場合、コリオリ力が大きな問題となる。コリオリ力は図8に示すようにセンサ



(収納時)

図9 センサ外観



(展開時)

図10 センサ外観

を曲げるように働き、その大きさは、

$$F_c = 2\rho l v \omega \dots\dots\dots (2)$$

ここに、 $\rho$ : センサの単位長さあたりの質量

$l$ : 全 長

$v$ : 飛出速度

$\omega$ : ロケットスピン

飛出速度は2~3 m/sであるから、コリオリ力はスピン2 c/sのとき、10 kg、3 c/sのとき15 kg程度の大きな値となる。現在のカップ形ロケットのスピンは実測データによると平均2 c/s、最大3 c/sとなっているので本装置は3 c/sに耐えるよう設計された。このコリオリ力によって、摩擦力が働き、遠心力によってセンサの飛び出しが加速されるのを防ぐ、しかし、5~6 c/sの高スピンになると、コリオリ力が過大となりセンサが折れたり、あるいは遠心力により張糸が切断したりすることがある。

センサ全体の大きさは200 mmφ×40 mm、重量1.3 kgで従来のものに比べて容積で1/3、重量で1/2程度に減少している。

### 3.4.2 ループセンサ

ループセンサはロケットの機体が非磁性体の場合は機体内に固定しておくことも可能であるが、機内では電源のDC-DCコンバータなどの低周波成分の雑音電波を多く発生している。この影響をさけるために、ループ部分を機体から突き出す必要がある。

ループ自身はポリビニールホルマール被覆(耐熱120°C)された0.55φのピアノ線を390φ、10ターン巻いたものである。これをロケット壁より400 mm突き出すために、市販のコンベックスルールと同じ凹形ばね材を脚として用いる。収納時にはこのコンベックスをリールに巻きとり、必要時に拘束力を取り除くと自身のバネ力で巻きほぐれて突き出る原理はモノポールの場合と同様である。脚自身の剛性が小さいため地上ではたれ下がるが飛行中のロケット上は無重力状態にあるため、このようなことはない。振動は2枚のコンベックス間の摩擦で吸収されて急速に減衰する。収納時のループ自身は図9に示すように円筒の外周にそわせて巻きつけておく。したがって従来のように収納時はロケット軸方向に容積を必要とせず、小形軽量にできる。装置全体の占める実質的容積は170 mmφ×50 mm、全重量は1.2 kgである。飛び出しはモノポールと同様自己の内部エネルギーによるため確実に飛び出る。展開時のループの向きは、図10に示すように、一つが水平、一つが垂直方向にあり、後者は突出時に90度回転する。

スピン中のループの安定な方向は、ループ面がスピン軸に直角

な方向であるから、垂直ループには図10に示すように適当な大きさのバランスウェイトをループ面に直角に取り付け、これが水平方向を向くようにする必要がある。バランスウェイトの大きさは次式を満足するように決められる。

$$\frac{1}{3} r_b l^3 + W l^2 > \frac{r}{2} \pi R^3 \dots\dots\dots (3)$$

ここに、 $r_b$ : バランスウェイト足の単位長さあたりの重量

$r$ : ループ単位長さあたりの重量

$l$ : バランスウェイト足の長さ

$W$ : バランスウェイト重量

$R$ : ループ巻き半径

### 3.4.3 センサ展開シーケンス

#### 展開シーケンス回路

センサの展開は、ロケットの噴射が終わりロケット頭部の計器をおおっているカバー(ノーズコーン)の分離後1~5秒のうちに終わるよう要求された。そこで、各センサに図7のようなニロン糸とニクロム線のトリガ装置をとりつけ、電源およびトリガスイッチを共通にして、スイッチがノーズコーン分離時を基準にしたセンサ展開シーケンス回路を作った。各センサの展開開始時間は、ヒータの長さによって調節できる。そのタイムシーケンスの標準値は次のとおりである。

- ノーズコーン分離後 0 秒 トリガスイッチ ON
- ノーズコーン分離後 1.5 秒 水平ループの展開開始
- ノーズコーン分離後 2.5 秒 垂直ループの展開開始
- ノーズコーン分離後 3.8 秒 モノポール2本展開開始

## 4. 宇宙環境条件およびその対策

### 4.1 宇宙環境

宇宙環境としては衝撃、振動、加速度などの機械的ストレスのほか、温度、熱、真空、バンアレン帯の放射線、宇宙線などの超高層粒子線の照射が問題となる。これらの実体はロケット、人工衛星などの開発に伴って次第に全ぼうがわかりかけてきたが、いまだ明確でないものが多い。今回は下記の試験条件に基づいて試験を行なった<sup>(3)</sup>。

- (1) 真 空: 常圧 → 1 mmHg (3分保持) → 常圧
- (2) 温 度: 150°C 500秒

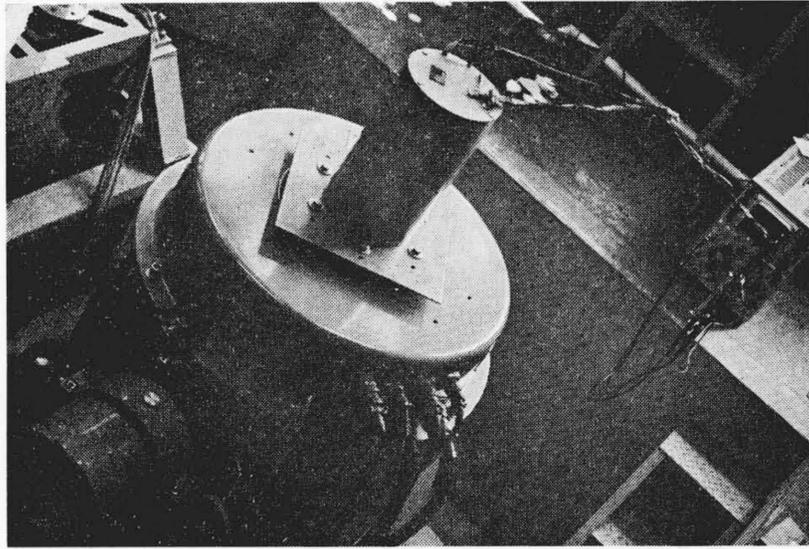


図11 振動試験状況

(3) 振動:

	X軸	Y軸
5~35 c/s	± 1 mm	±0.5 mm
35~200 c/s	5 G	1 G
200~2,000 c/s	5 G	1 G

往復6分間で掃引, 共振周波数で1分間停止

(4) 衝撃: 40G 軸方向1回

4.2 宇宙環境対策

テストパネルによる予備試験の結果プリント板につけた部品は大部分 100 c/s~700 c/s に共振周波数を持ち, この共振周波数における1分間の試験で, リードが断線して脱落したものがあつた。これを防止するためシリコン系の接着による Potting を行なつた。

構造体の強度についてはすべて強度計算を行ない, 振動, 衝撃に十分耐えうるよう設計した。

4.3 環境試験, 結果

本装置はまず数種のテストパネルを製作し, その試験の結果を装置の設計, 製造にとり入れた。

4.3.1 電子回路部の各種試験

(1) 振動試験(図11)

(a) 試験条件

10-50	1 mm	45 s	縦軸方向 横軸方向 各1周期ずつ
50-100	5 G	45 s	
100-1,000	5 G	90 s	
1,000-2,000	5 G	60 s	

(b) 試験結果

永久的破壊はないが 100~150 c/s で振動中, 低周波出力波形に雑音が混入した。これはメカニカルフィルタの振動が外部より強制的に加えられるため雑音が発生するものと考えられる。

ロケットに搭載した場合は燃料の噴射時間だけ振動が加わり, プラズマ測定時には振動がなくなるため, この現象は問題ないと考えられる。

(2) 衝撃試験

(a) 試験条件

軸方向	45G	1回
	50G	4回

(b) 試験結果

衝撃を加えた瞬間切換リレーの動作が不安定になることがあつた。

(3) 加速度試験(図12), (図13)

この試験は 4.1 の暫定試験条件には規定されていないが, 今回は特に行なわれた。試験装置としては科学技術庁, 航空宇宙技術研究所のものを借用した。

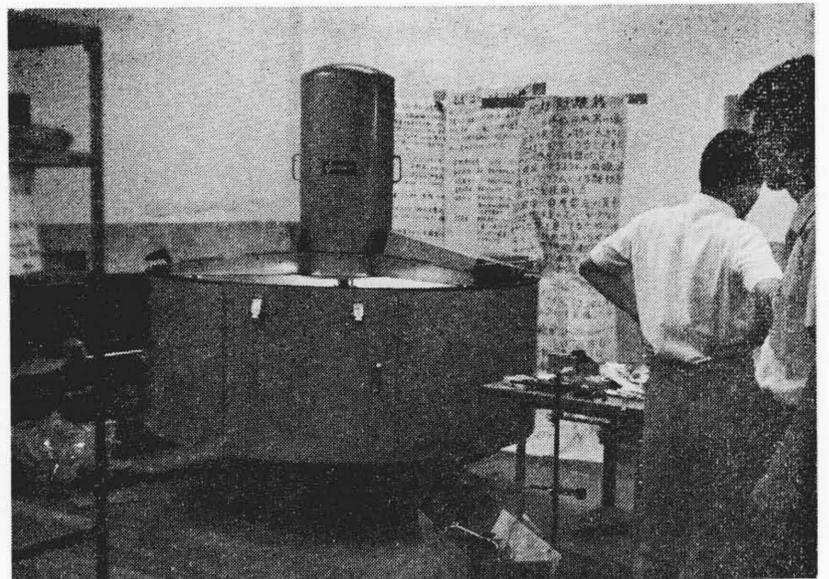


図12 加速度試験状況(外観)

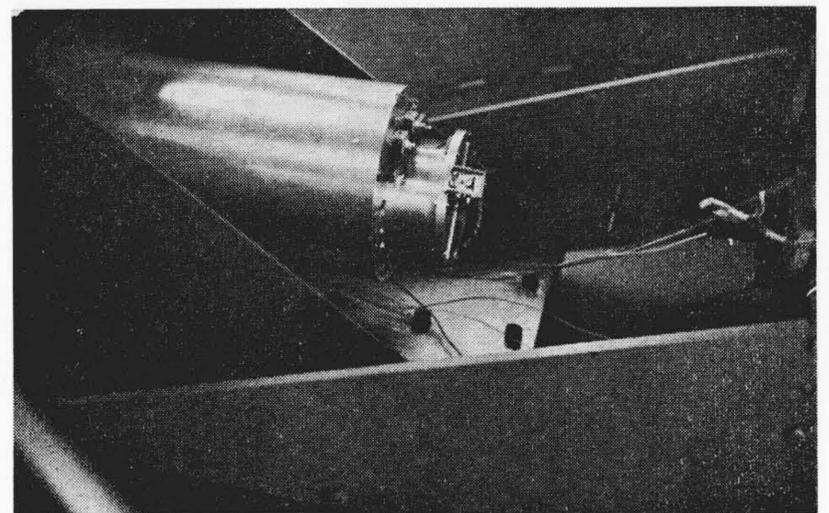


図13 加速度試験状況(内部)

(a) 試験条件

軸方向	20G	1分間
	30G	1分間

(b) 試験結果

異常なし

(4) 熱真空試験(図14, 図15)

(a) 試験条件

常圧	→ 2分	1 mmHgにて8分間	→ 5分	常圧	同時に試験
常温	→	150°C 500秒	→	自然冷却	

(b) 試験結果

異常なし

4.3.2 センサ部の各種試験

(1) 振動, 衝撃, 加速度, 熱真空に対しては電子回路部と同じ試験を行なつたが特に異状は認められなかつた。

(2) スピン中のセンサ飛出試験(図16)

センサ部を回転試験台にのせ, 回転中に飛出信号を与えて飛び出させた。

(a) 試験条件および結果

試験条件	結	果
1 c/s	異常なし	
2 c/s	垂直ループが水平になる。その他異常なし	
2.5 c/s	垂直ループが水平になる。その他異常なし	
3 c/s	モノポールが折れる。または飛び出る	

(b) 対策

(i) 垂直ループが水平になる

遠心力の分力によりループを水平に倒す力が働くもので,

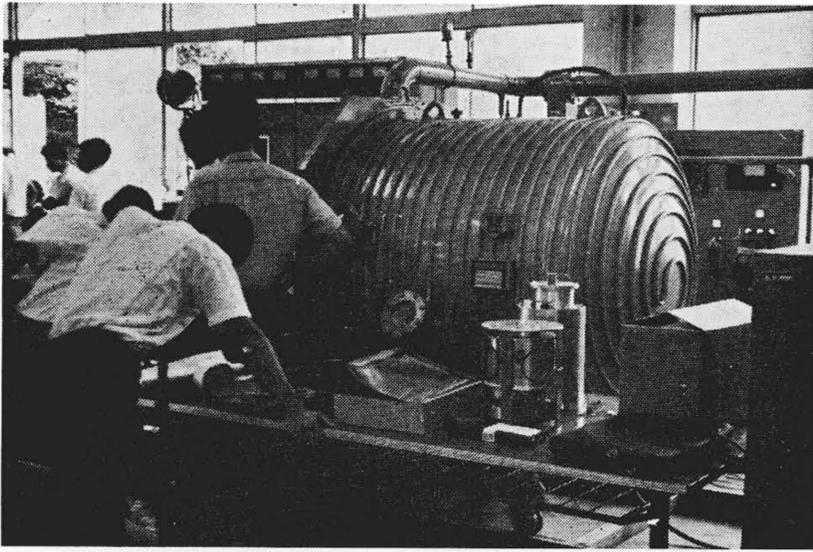


図14 熱真空試験状況(外観)

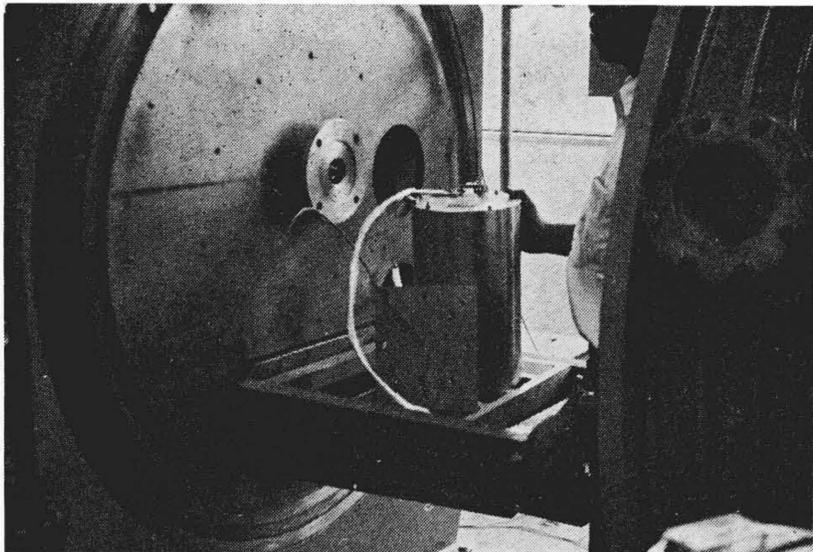


図15 熱真空試験状況(内部)

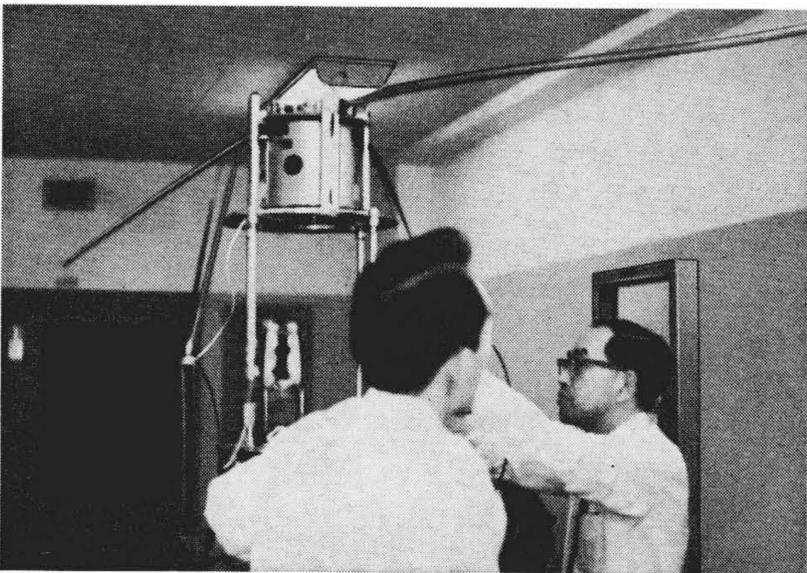


図16 スピン中のセンサ飛出試験状況

ループ面と直角にバランスウェイトをつけることにより解決した。

#### (ii) 高速スピン中のモノポールの破損

スピンの速くなると遠心力が大となり、モノポールの飛出速度が大となる。このため、横方向のコリオリ力が大となり折損する。この対策としてブレーキを強化し、モノポール支持糸を太くすることによって解決した。

### 5. 観測結果

本装置は K-9 M-20 号ロケットに搭載され 1966 年 10 月 20 日、17 時 25 分に発射された。

観測は高度 80 km ~ 350 km の電離層領域で行なわれ、センサの突出も一部(高速スピンによる切断)を除いて順調であり、観測機

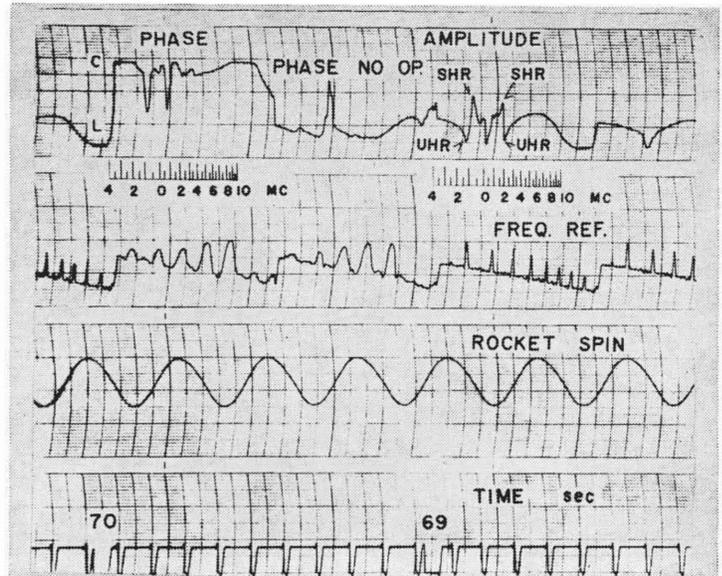


図17 高周波におけるモノポールインピーダンスの測定結果

器は正常に動作した。

観測の結果プラズマパラメータの測定には成功したが、プラズマ波自体は観測されていない。これはロケット観測時にプラズマ波が存在しなかったか否か、センサのピックアップ率に関する改良点に加えて今後問題がもちこされた。

#### 5.1 電子密度

図17は高周波におけるモノポール、インピーダンスの測定結果の一部で、発射後69~70秒、高度111 kmで観測されたものである。AMPLITUDEは、インピーダンス $Z$ に対して $|1/j\omega Z|$ で定義される量を、またPHASEは、 $\angle(1/j\omega Z)$ で定義される量で観測し測定したもので、UHRは高部ハイブリッド共鳴(Uppen Hybrid Resonance)を示している。

また、SHRはシース共鳴<sup>(4)</sup>を示している。これに対してPHASEでも急激な変化を見せているが、この領域では電子衝突回数が多く、等価的抵抗が大きくなって、位相変化は完全にインダクティブな点(L)まではいっていない。FREQ, REF, 信号はロケットに搭載されている周波数掃引発振器を制御するVCO電圧と2~12 MHz間の2 MHzとびのマークが伝送されている(周波数目盛と、このマークはペンの記録づれのため一致していない)。ロケットスピンのチャンネルは地球磁界を規準にしてロケット軸まわりの回転角度の記録であり、センサと磁力線のなす角度を知ることができる。

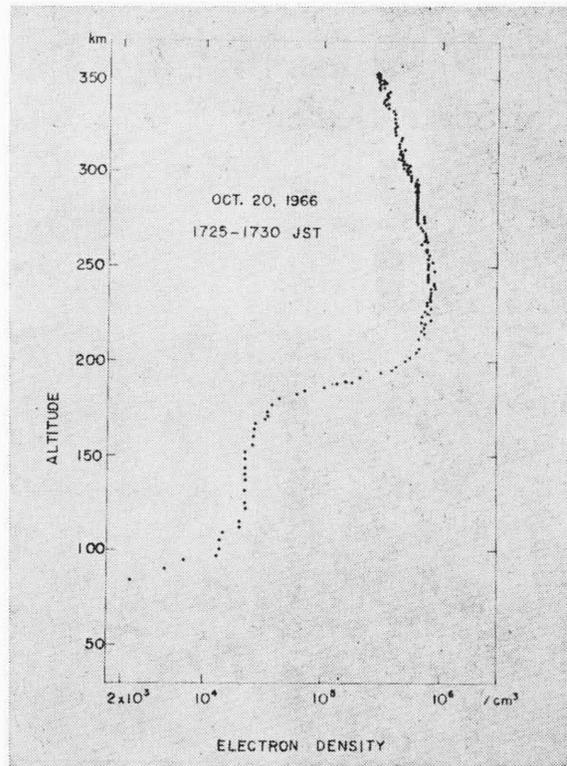
以上観測されたUHR周波数から求められた電子密度分布で、ロケット上昇時に得られたものが図18で、下降時に得られたものが図19である。高度200 kmをさかいにして低いところで電子密度は急激な減少を示している。これは太陽紫外線の日没線がここにかかっている、以下の各領域では電子の生成がなくなり、再結合過程で消滅していることを示している。この200 km以上では日照領域で、日中の電子密度分布と同じ値を示している。

#### 5.2 プラズマ波の観測

観測結果の一例を図20に示す。これは発射後63~64秒、高度100 kmで観測されたものである。LOOP-1, LOOP-2はそれぞれ水平および垂直のループセンサによって測定された磁界強度で、掃引の最初におけるピークは受信機の局部発振機の漏えいである。

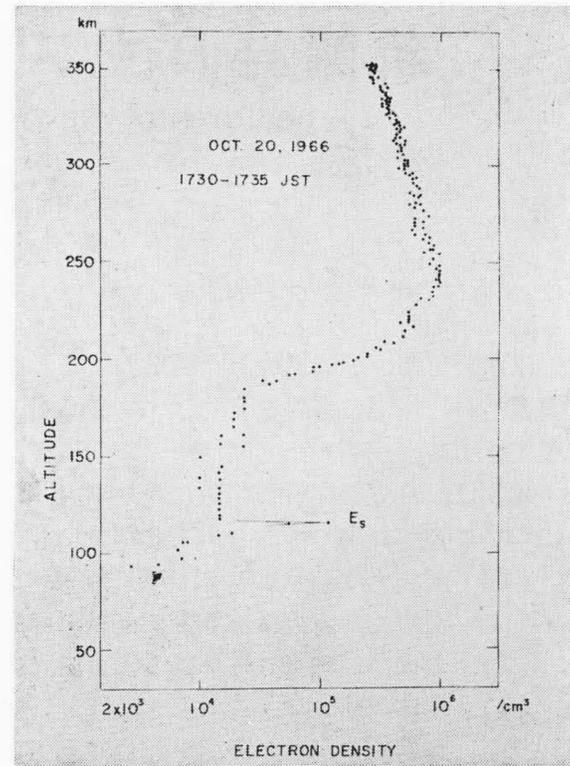
MONOPOLE-1は切断したほうのセンサでなんら信号はかわっていないが、MONOPOLE-2では電界強度測定が行なわれている。

AF 1MP-1およびAF 1MP-2はそれぞれモノポール1, およびモノポール2のセンサの500 Hzの高調波でインピーダンス測定しているもので、電界強度測定器のゲインを30 dBおとしたうえでくりかえし周波数500 Hzのパルス発振器に切り換えたものである。すべて周波数の監視はFREQ, REF, LOWの信号によって行なわれた。



(ロケット上昇時)

図18 電子密度測定結果



(ロケット下降時)

図19 電子密度測定結果

## 6. 結 言

ロケット搭載観測にあたって、ロケットが予想以上の高速スピンの回転をしたためにセンサの一部が破損したのは残念であったが、これが観測上大きな損失とならず、かなり高い精度でプラズマ測定が行なわれたことは不幸中の幸いであった。今後の対策としてはセンサの飛出速度のほぼ2乗に比例する制動力のはたらくオイルブレーキを取り付けることにした。これにより5~6 c/sのスピンの安全に飛び出すことが可能となった。

ロケット搭載機器については環境条件に対する対策が不明だったが、今回の一連の試験結果および打上結果から一つの目安が得られたと考える。

終わりに本装置の製造、試験、打上げ、観測にご協力をいただいた関係各位に厚くお礼申し上げる次第である。

## 参 考 文 献

- (1) Hilliwell, R. A: Whistler and Related Ionospheric Phenomena, 1965.
- (2) Obayashi, T: Hydromagnetic Whistler, J. Geophys, Res 70, 1069 (1965)
- (3) 東京宇宙研森研究室: ロケット搭載機器の環境試験条件
- (4) Oya, H: Effect of Resonances on the Admittance of an RF Plasma Probe Surrounded by an Ion Sheath, Rep, Ionos, Space, Res. Japan, 19 243 (1965)

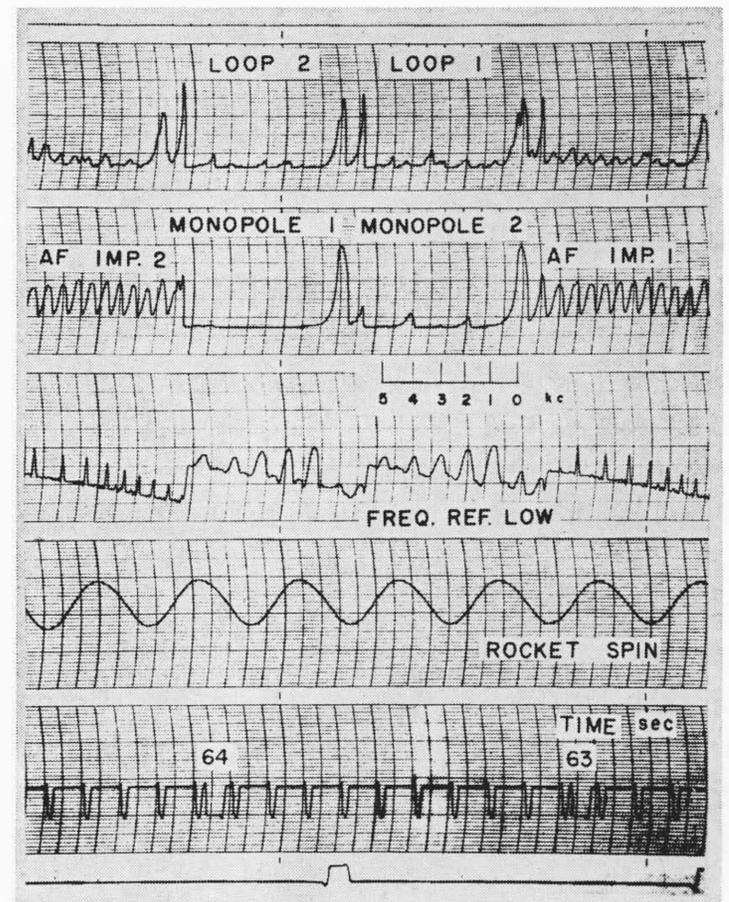


図20 プラズマ波測定結果