

季22-2

## S E S ノート K-N<sub>o</sub> 563

### 科学衛星及び観測ロケット実験計画概要 (昭和53年度第2次)

昭和53年12月

東京大学宇宙航空研究所

#### 1. 目的

我が国の宇宙科学の研究は、学術審議会（文部省所轄）の答申ならびに宇宙開発委員会決定の宇宙開発計画の趣旨にそって、共同利用研究所である東京大学宇宙航空研究所が中心となり、全国の関係大学等の研究者が参加し、科学衛星及び観測ロケットによる宇宙空間の諸現象の観測研究並びに科学衛星及び打上げ用ロケットの研究開発及び性能向上の研究等を行っている。

#### 2. 意義

- ① 宇宙空間の諸現象を支配する未知の法則の発見、新研究分野の開拓。
- ② 太陽活動及び宇宙空間の諸現象が地球周辺に及ぼす影響を観測し、地球環境を解明。
- ③ 飛翔体（人工衛星・ロケット）の開発研究による新しい工学・技術の創造的発展。

#### 3. 経緯

##### 科学衛星関係

昭和45年L型ロケット（4段式）によって、我が国初の人工衛星「おおすみ」の打上げに成功して、人工衛星の打上げ技術の基礎を確立した。

以後、昭和 46 年 2 月 M-4 S 型ロケット（4 段式）による

試験衛星「たんせい」

昭和 46 年 9 月 M-4 S 型ロケット（4 段式）による

第 1 号科学衛星「しんせい」

昭和 47 年 8 月 M-4 S 型ロケット（4 段式）による

第 2 号科学衛星「でんぱ」

昭和 49 年 2 月 2 段目に姿勢制御装置を付加した初の M-3 C 型  
ロケット（3 段式）による

試験衛星「たんせい 2 号」

昭和 50 年 2 月 M-3 C 型ロケット（3 段式）による

第 3 号科学衛星「たいよう」

昭和 52 年 2 月 M-3 C 型ロケットの 1 段目を  $\frac{1}{2}$  長くし改良した  
M-3 H 型ロケット（3 段式）による

試験衛星「たんせい 3 号」

昭和 53 年 2 月 M-3 H 型ロケット（3 段式）による

第 5 号科学衛星「きょっこう」

昭和 53 年 9 月 M-3 H 型ロケット（3 段式）による

第 6 号科学衛星「じきけん」

を打上げ、これまでに計 9 個の人工衛星の打上げに成功している。

打上げ済み科学衛星一覧

科学衛星	観測項目	重量 (kg)	軌道 近地点 (傾斜角 deg)	打上げ用 Mロケット	ロケット概要	打上げ 年月日
試験衛星 (たんせい)	衛星の機能試験等	63	990～1,110 (30°)	M-4S-2	全段固体燃料の4段式ロケット 最終段打出し方向姿勢制御装置付	46. 2. 16
第1号衛星 (しんせい)	太陽電波、宇宙線、 電離層の観測	66	870～1,870 (32°)	M-4S-3	"	46. 9. 28
第2号衛星 (でんぱ)	プラズマ波、地磁気 等の観測	75	250～6,570 (31°)	M-4S-4	"	47. 8. 19
試験衛星 (たんせい2号)	衛星の姿勢制御試験 等	56	290～3,240 (31°)	M-3C-1	全段固体の3段式ロケット第2 段に姿勢制御装置及び誘導制御 装置(TVC)	49. 2. 16
第3号衛星 (たいよう)	太陽軟X線、太陽真空 紫外放射線等の観測	86	260～3,140 (32°)	M-3C-2	"	50. 2. 24
試験衛星 (たんせい3号)	衛星の新しい姿勢制 御テスト	129	790～3,810 (66°)	M-3H-1	M-3C型の1段目を $\frac{1}{3}$ 長くし たもの	52. 2. 19
第5号衛星 (きょっこう)	衛星によるオーロラ 撮像等	126	630～3,970 (65°)	M-3H-2	"	53. 2. 4
第6号衛星 (じきけん)	電子密度、粒子線 プラズマ波等の観測	90	227～30,051 (31°)	M-3H-3	"	53. 9. 16

(備考) 上記のほか、昭和45年2月11日、L-4S-5の打上げに成功、第4段が日本初の人工衛星(おおすみ)となる。

## 観測ロケット関係

観測用ロケットは、昭和33年国際地球観測年を契機としてK-6型ロケットが自主開発され、その後、大型化と改良によって現在S型、K型、L型の3系列の機種が観測目的に応じ使用されている。

これまでに、鹿児島宇宙空間観測所からM型12機、L型24機、K型101機、その他105機、合計242機を打上げて観測実験を行った。

## 4. 昭和53年度第2次観測ロケット実験計画

打上げ機数	合 計 5 機
S-310型ロケットによる観測	2 機
K-9M型ロケットによる観測	2 機
M-3C型ロケットによる第4号科学衛星(CORSA-b)の打上げ	1 機

ロケット	実験予定日時	全重量 (ton)	到達高度 (km)	観測目的
K-9M-65	1月16日(火) 5:50	1.5	355	光電子の磁気共役点効果の観測 電子密度、電子温度の観測
S-310-6	1月17日(水) 17:40	0.7	195	大気光、酸化窒素、オゾンエアロゾルの観測
K-9M-66	1月20日(土) 18:05	1.5	320	バリウム雲による電界、プラズマ波動波長の測定
S-310-5	1月31日(水) 11:00	0.7	190	電離層電流素の観測、電離層における正イオン温度の観測
M-3C-4	2月16日(金) 14:00	41.6	近地点550 遠地点650	科学衛星による宇宙X線、宇宙超軟X線の観測ならびに工学的測定

実験実施責任者 東京大学宇宙航空研究所長 森 大吉郎

## 5. 実験場所

鹿児島県肝属郡内之浦町長坪

東京大学鹿児島宇宙空間観測所

東経 131° 04' 45" 北緯 31° 15' 00"

## 6. 実験期間

昭和 54 年 1 月 16 日～1 月 26 日、1 月 31 日～2 月 4 日

および 2 月 16 日～2 月 28 日

各機の実験予定日は次のとおりである。

ロケット	実験予定日	海面落下時刻	延期する場合の期間
K-9M-65	1月16日(火)	5:50～6:20	1月17日～1月20日
S-310-6	1月17日(水)	17:40～18:10	1月18日～1月21日
K-9M-66	1月20日(土)	18:05～18:35	1月21日～1月26日
S-310-5	1月31日(木)	11:00～11:30	2月 1日～2月 4日
M-3C-4	2月16日(金)	第1段 14:00～14:45 第2段 14:05～14:50	2月17日～2月28日

## 7. 警戒の範囲

### 陸上における警戒の範囲

別紙 (1) S-310型、K-9M型ロケットに適用

(2) M-3C型ロケットに適用

### 海上におけるロケットの落下予想区域

別紙 (3) K-9M-65号機に適用

(4) S-310-5・6号機に適用

(5) K-9M-66号機に適用

(6) M-3C-4号機に適用

## 8. 実験の要領

- (1) 実験は天候および研究上の都合によって延期することがある。延期の理由が天候によるときは、当日できるだけ早く報知する手段（ラジオ等）を講ずる。また、研究上の理由によるときは、不測の障害にもとづく場合以外は出来るだけ前日中に報知する手段（ラジオ等）を講ずる。  
漁業関係者に対する報知は漁業無線局を通じても行う。
- (2) 実験当日は観測所内に黄旗を掲げる。発射 30 分前に赤旗を掲げサイレンを鳴らす。実験が日の出前または日没後に行われる時は赤旗の代わりに 3 個の点滅式赤色ランプをつける。発射 3 分前に花火 1 発をあげる。  
実験終了後は花火 2 発をあげ赤旗をおろし、また赤色ランプを消す。
- (3) 実験当日の警戒は陸上については鹿児島県警察、海上については第 10 管区海上保安本部および鹿児島県に依頼する。その細目は打合せの上定める。また航空については鹿児島空港事務所と連絡の上実験を行う。  
観測所付近の陸上および海上については東京大学においても監視員を観測所内に配置し、また観測所内に設置された海上監視レーダにより警戒にあたる。
- (4) 実験に際しては鹿児島海上保安部および鹿児島空港事務所との間に連絡用通信回線を東京大学が開設し、連絡員を派遣して緊密な連絡にあたる。
- (5) 実験中は警戒区域内に一般の人が立ち入らないように立札または繩張りをする。
- (6) M-3C-4 号機の実験に際しては、衛星の軌道追跡について、宇宙開発事業団、郵政省電波研究所および米国航空宇宙局の協力が得られる予定である。

(7) K-9M-6 6号機におけるBa発光雲の観測は、郵政省山川電波観測所、内之浦、西之表、南郷、谷山において行う。

## 9. 報道関係

(1) 報道関係者には次の日時にロケットを公開して取材の便宜をはかる。

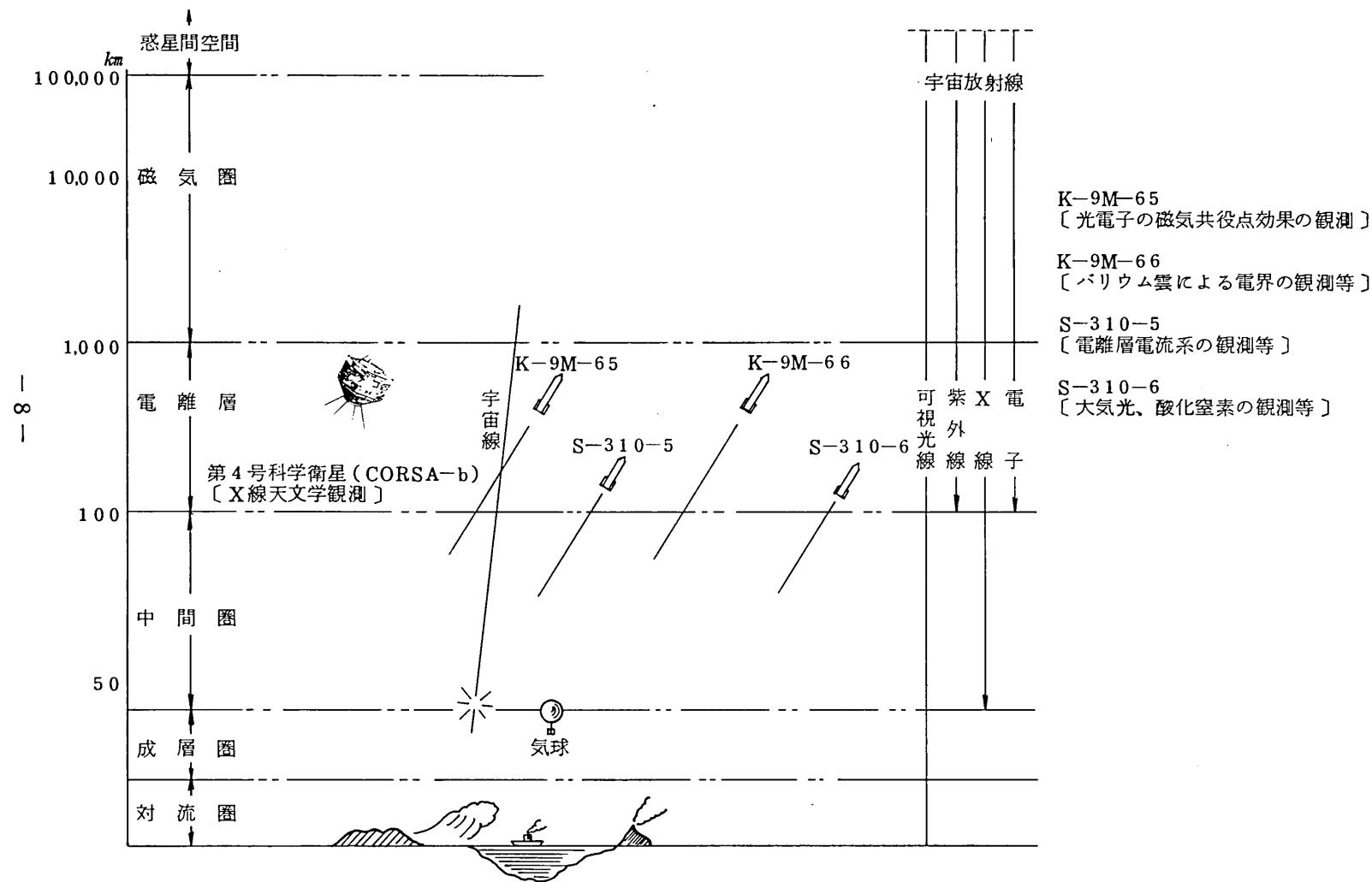
K-9M-6 5	1月15日(月)	14:00~15:00
S-310-6	1月16日(火)	14:00~15:00
K-9M-6 6	1月19日(金)	14:00~15:00
S-310-5	1月30日(火)	14:00~15:00
M-3C-4	2月14日(火)	14:00~15:00

(2) 実験の結果については、実験終了後実験主任が概略の発表を行う。

## 10. 実験主任

S-310-5	大林辰蔵
S-310-6	伊藤富造
K-9M-6 5	平尾邦雄
K-9M-6 6	河島信樹
M-3C-4	林友直

昭和 53 年度第 2 次観測ロケット実験の観測



## 11. 実験内容

- K-9M-65号機(54.1.16(火)5:50打上げ予定)

地球上層の電離層は地球磁場の磁力線によって北半球と南半球がつながっている。

そのために内之浦で早朝まだ太陽が出ないうちに磁力線の反対側であるオーストラリア中部上空の電離層に太陽があたると、そこで発生した光電子が磁力線にそって内之浦上空の電離層に到達して6300オングストロームの赤色の大気光をおこしたり又電子温度を高くしたりする。

このような対称点効果といわれる現象を観測するのがこの実験の主目的である。

- S-310-6号機(54.1.17(水)17:40打上げ予定)

下部電離層中の一酸化窒素、オゾンおよび正負イオンの観測を主目的とするロケットである。

一酸化窒素の密度は、この分子から放出される2150オングストローム附近のガンマバンドの光の強度を測定することにより求められる。

20～70kmにおけるオゾンの密度を求めるためには、太陽光中の2550オングストローム、2900オングストローム、3300オングストロームの光の、オゾンによる吸収を測定する。

70～90kmではオゾンの解離により生じた励起状態の酸素分子から放出される1.27μmの赤外線を測定し、もとのオゾン分子の密度を求める。

60～90kmの中間圏における正負イオンの密度、易動度の測定は初めての観測であり、新しい成果が期待される。

この他電子密度、電子温度、エアロゾルの観測も行なわれ、これらの観測結果を総合することにより下部電離層の生成、消滅過程、イオンと一酸

化窒素分子との関連性、中間圈中の輸送過程を研究するための資料が得られる。

○ K - 9 M - 6 6 号機 ( 54. 1. 20 (土) 18 : 05 打上げ予定 )

シェーブドチャージ法を用いたバリウムの電離雲を高度 250 km 附近に形成してこれが日没後に未だその高度では当っている太陽光を共鳴的に散乱して発光するのを地上から観測して、地球磁気圏の磁場、電場の構造を調べる人工電離雲の実験、地球のまわりでのプラズマの波動現象特にその波長を計測するプラズマ波動波長計測装置及びアダマールマスクと呼ばれる特殊なデータ処理方法を用いた効率の良い電子のエネルギー分布計測装置の三種類の計測器が搭載されている。

○ S - 310 - 5 号機 ( 54. 1. 31 (水) 11 : 00 打上げ予定 )

電離層の総合観測が目的である。磁力計は高度約 120 km に存在する電離層を測定する。その電流により電子密度のゆらぎが発生したり、電子のエネルギー分布がマクスウェル分布からずれる可能性があるのでそれらの同時計測を行う。また電離層の基本量である電子密度、電子温度とイオン温度の観測を行う。また地上で用いられている 50 と 60 Hz の電力による電磁波動が電離層に侵透してそれを擾乱していることが指摘されているのでその強度を測定する。

○ M - 3 C - 4 号機 ( 54. 2. 16 (金) 14 : 00 打上げ予定 )

第 4 号科学衛星 CORSA-b は X 線天文学観測のための衛星である。これは先に不成功に終った CORSA を復活させたものであるがその後の X 線天文学の進歩に合せて観測内容、衛星の設計に一部変更を加えてある。観測の課題は次のように要約される。

1. X 線バースト、X 線新星等の発見、位置決定を行ってブラックホール、中性子星等特異な天体の X 線発生機構を解明する。

2. 極軟X線の観測によって星間空間における熱いプラズマのダイナミクスを究める。

衛星の軌道は次のように計画している。

近地点高度 550 km

遠地点高度 650 km

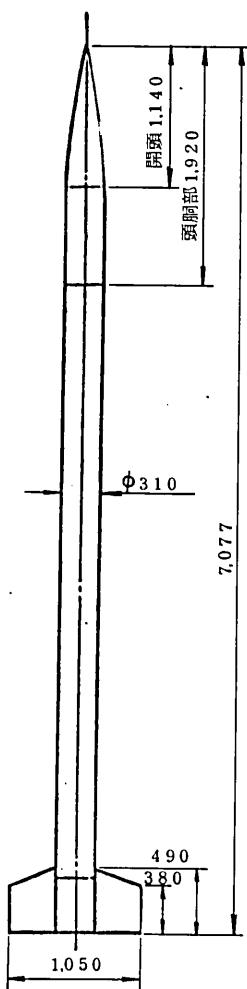
軌道傾斜角 30度

周期 97分

(参考) 観測ロケット諸元図

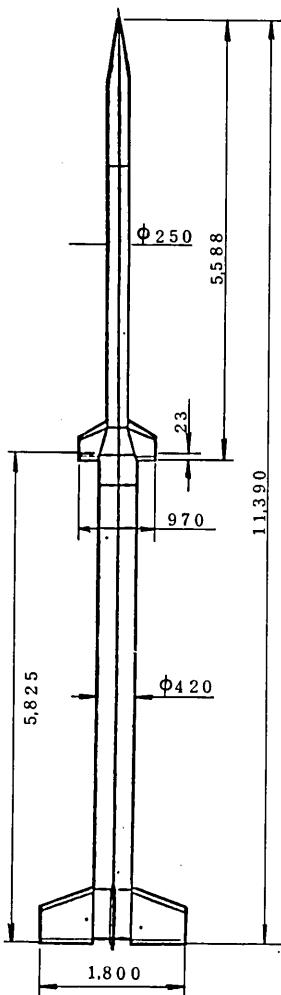
OS-310型ロケット

1段式  
全長 7.1m  
重量 0.7t



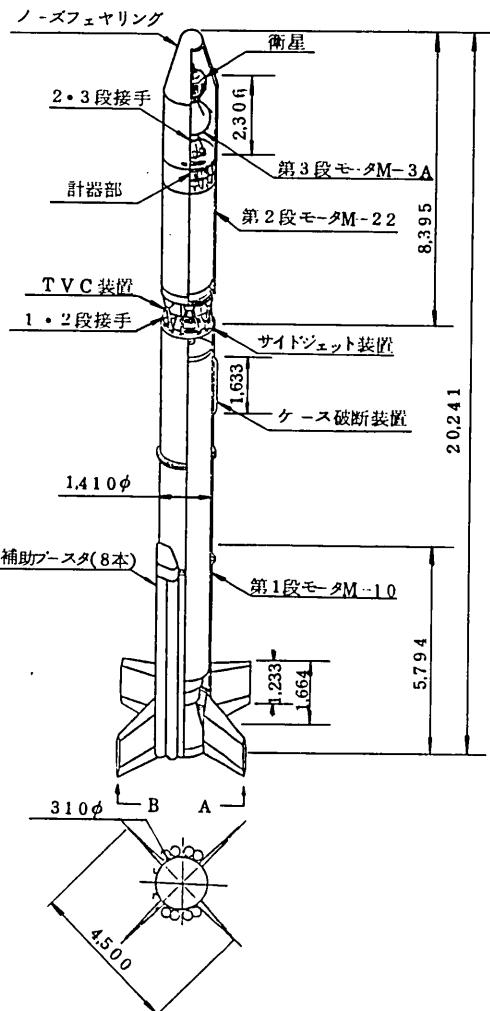
OK-9M型ロケット

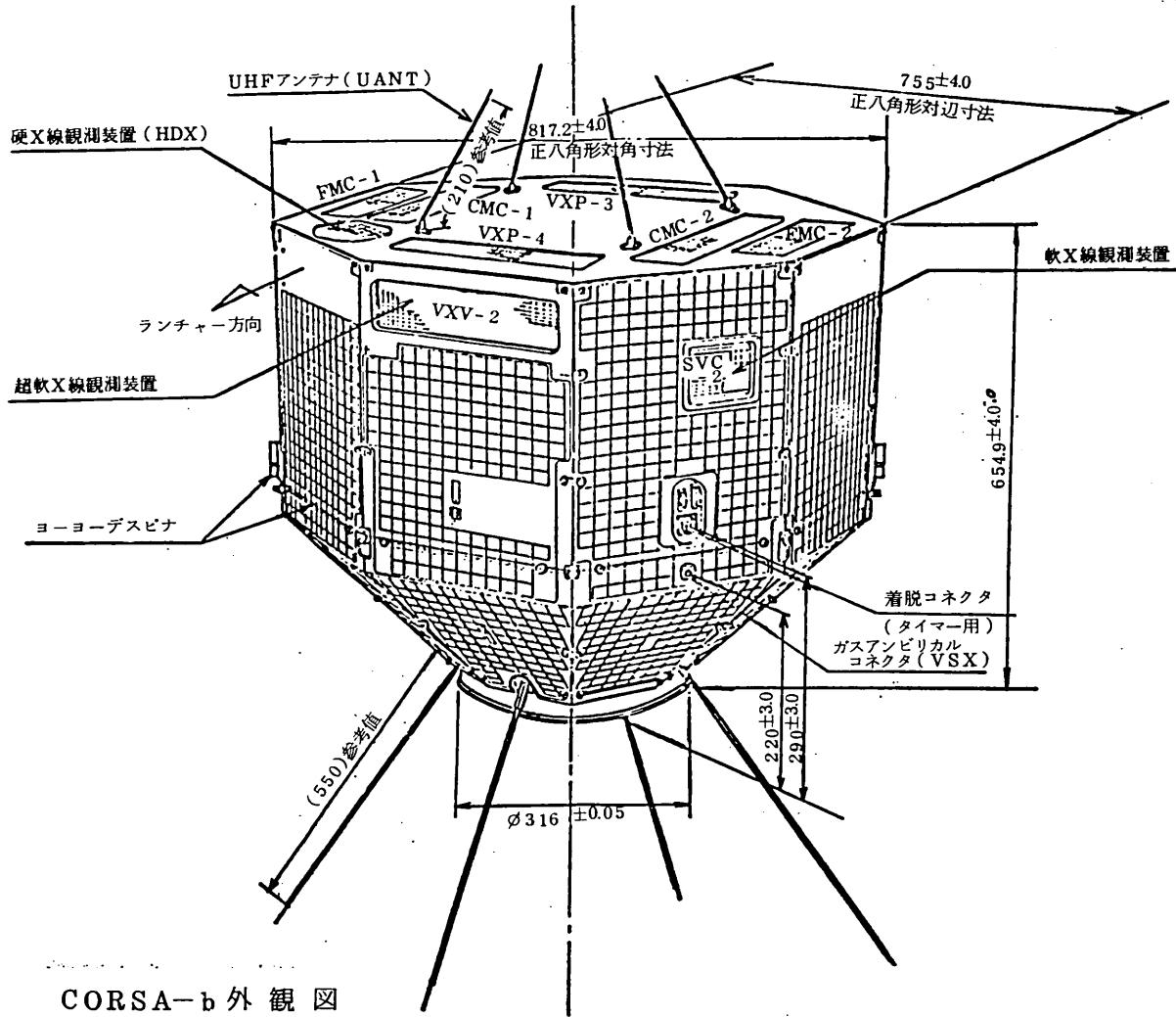
2段式  
全長 11.4m  
重量 1.5t



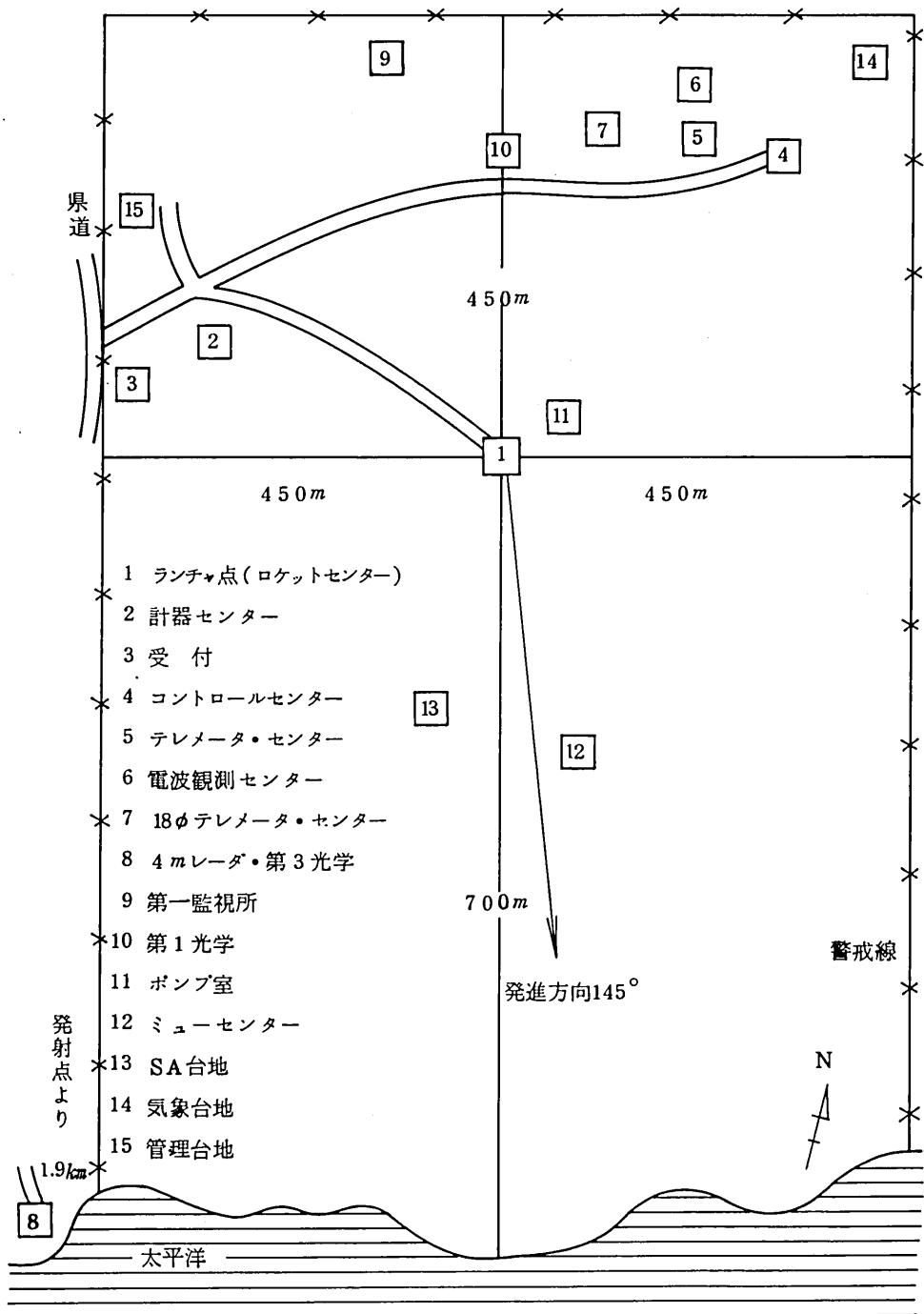
OM-3C型ロケット

3段式  
全長 20.2m  
重量 4.16t  
衛星重量 9.6kg

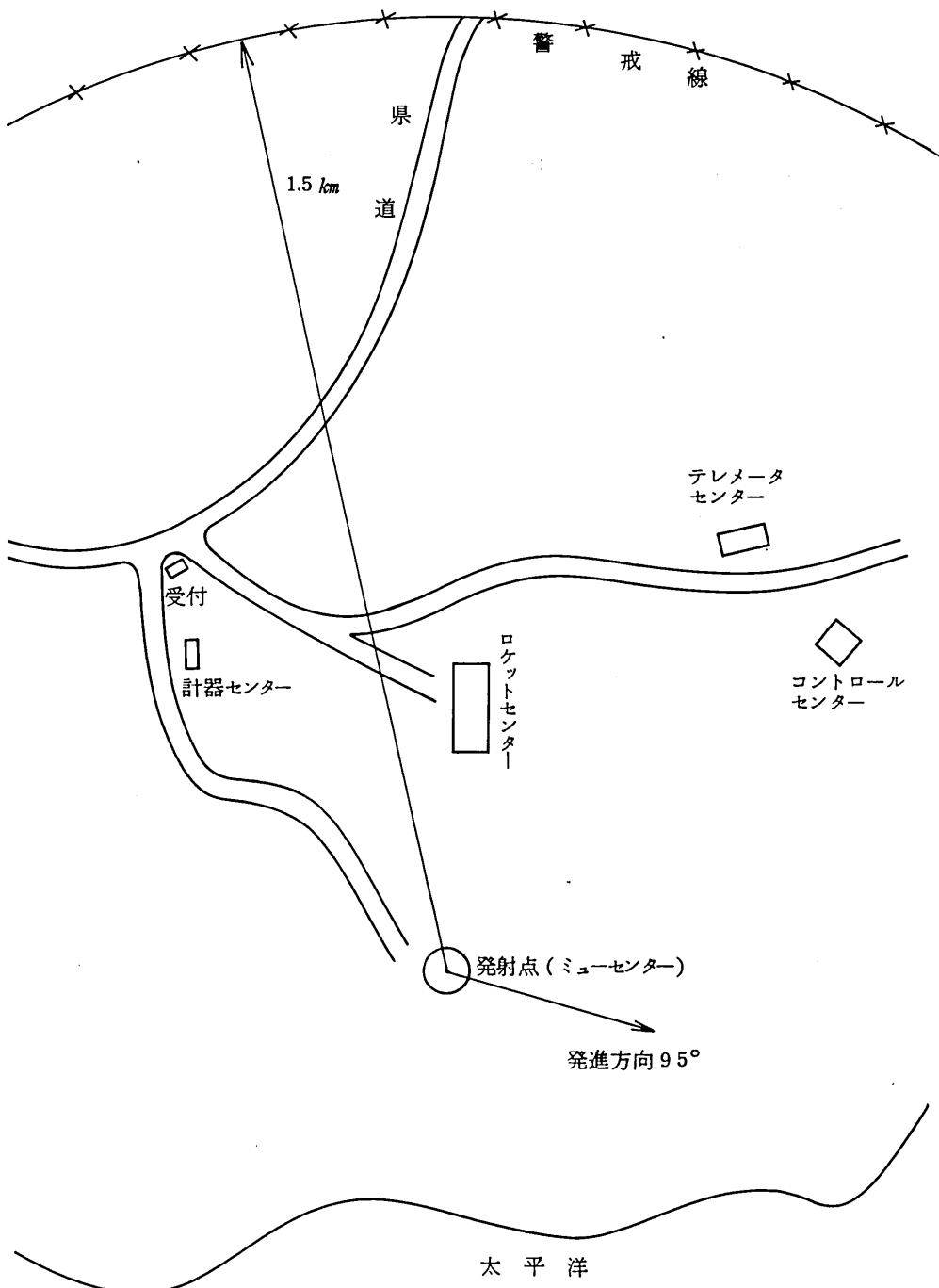




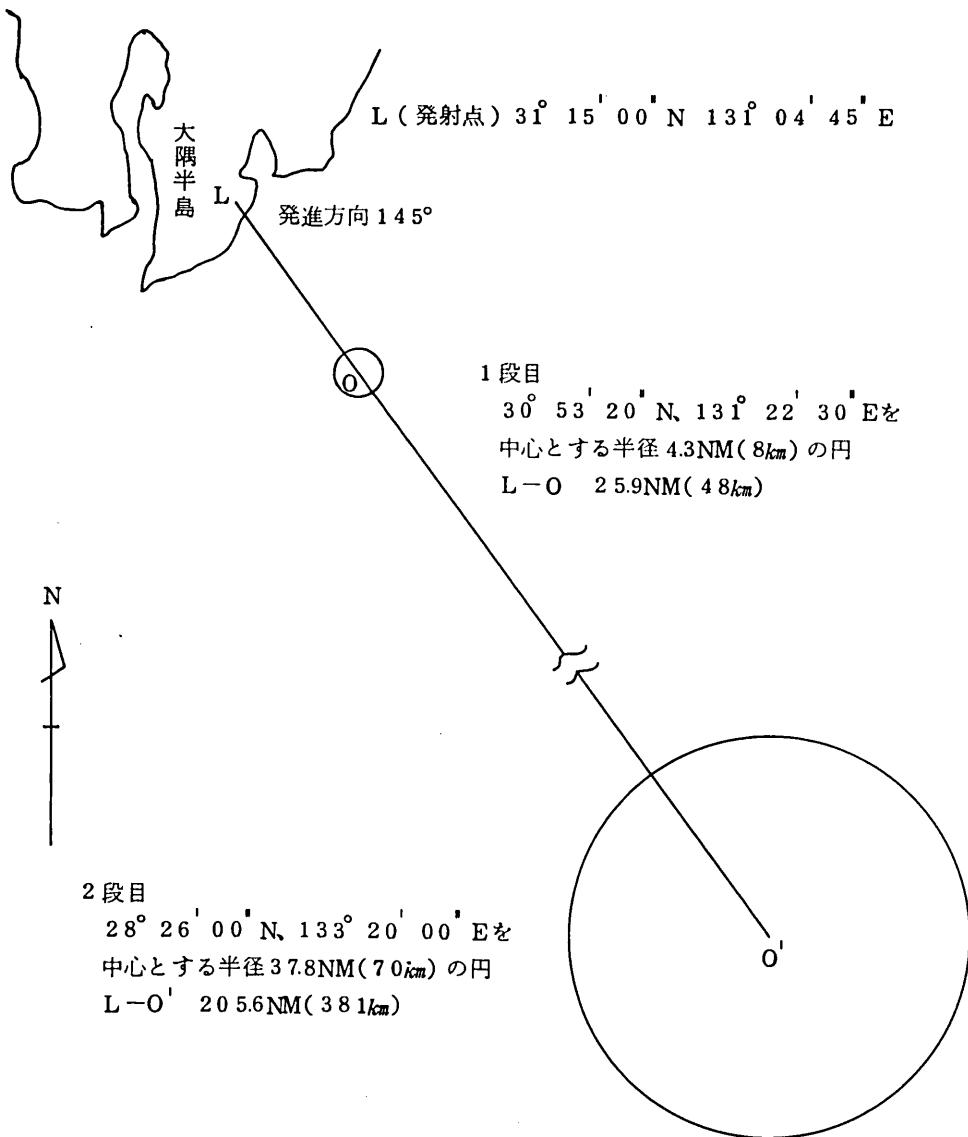
別紙(1) 陸上における警戒区域 ( K - 9 M型ロケットに適用 )



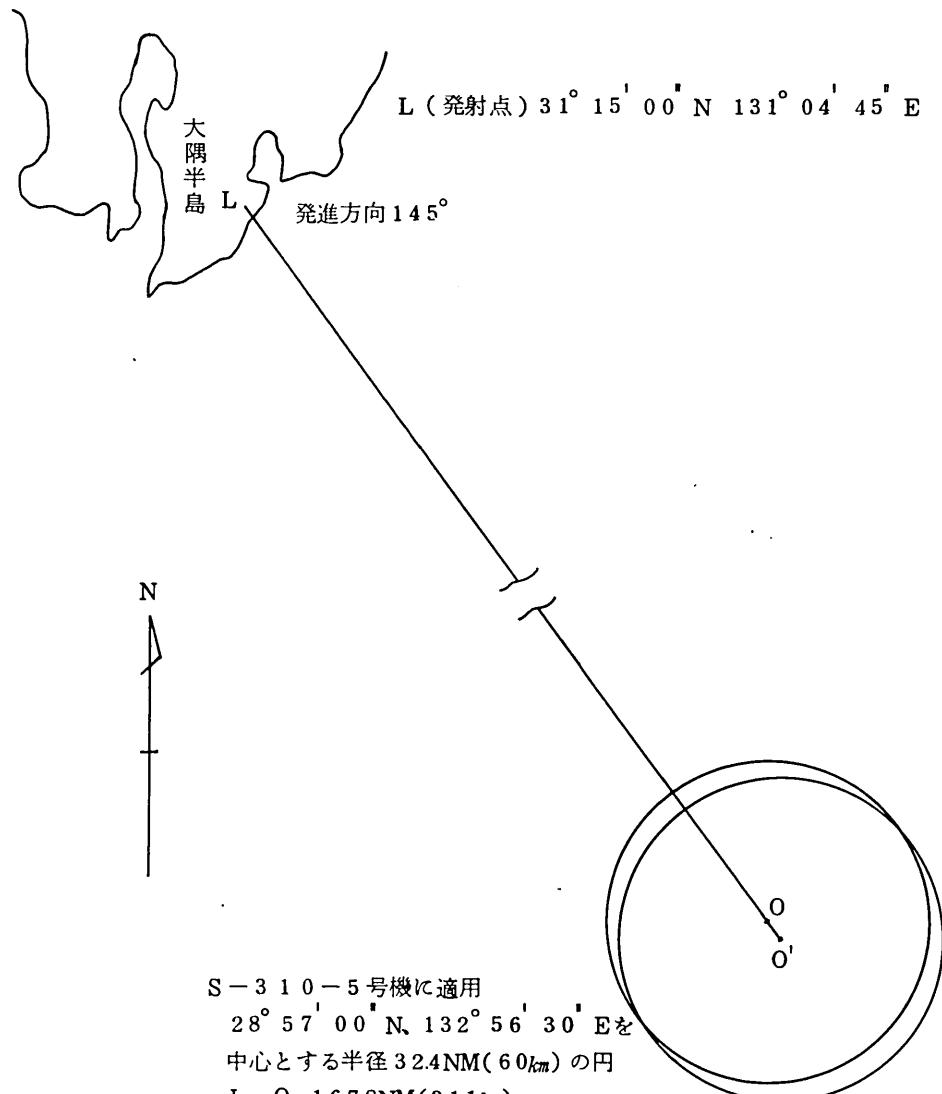
別紙(2) 陸上における警戒区域 (M-3C型ロケットに適用)



別紙(3) 海上における落下予想区域 (K-9M-65号機に適用)

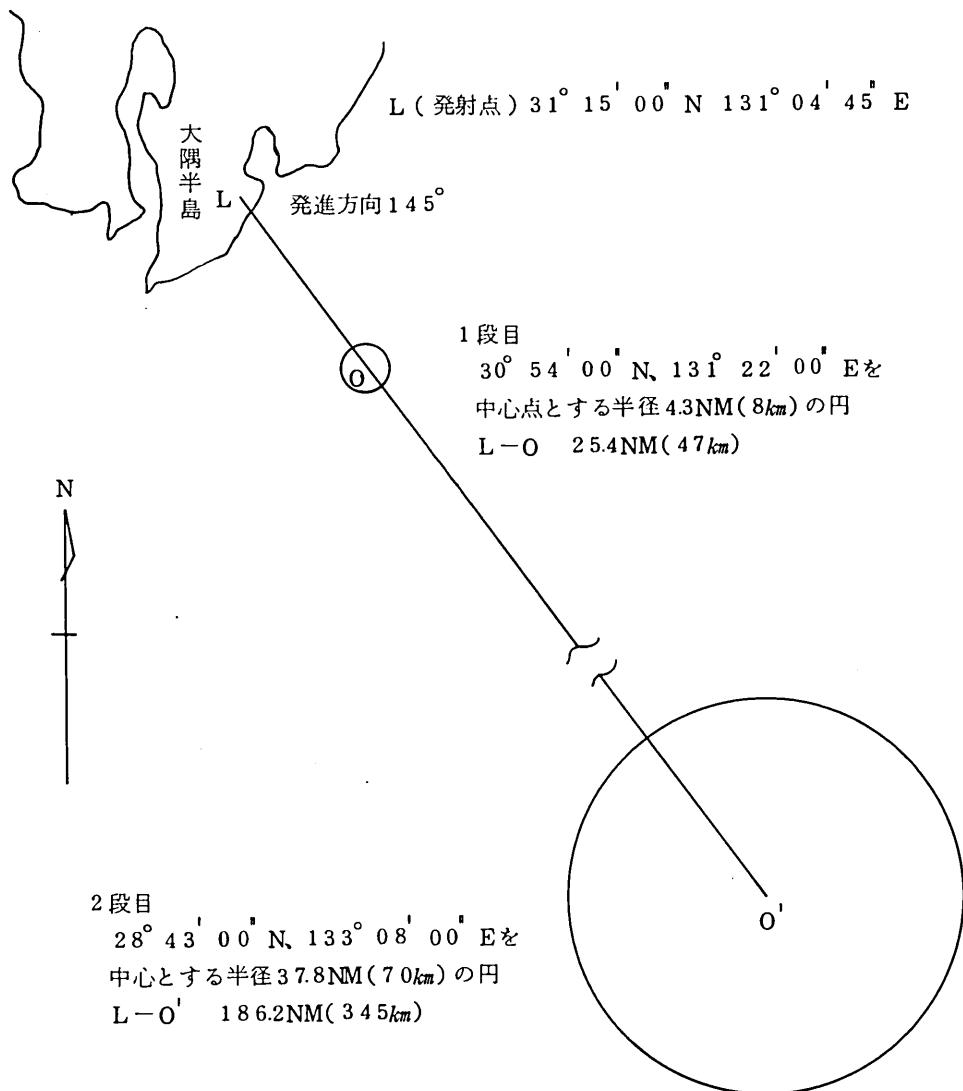


別紙(4) 海上における落下予想区域 ( S - 3 1 0 - 5 • 6 号機に適用 )

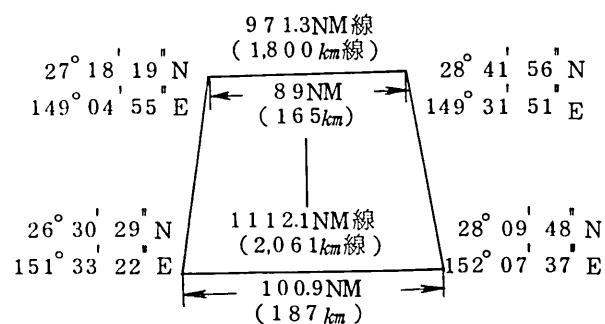
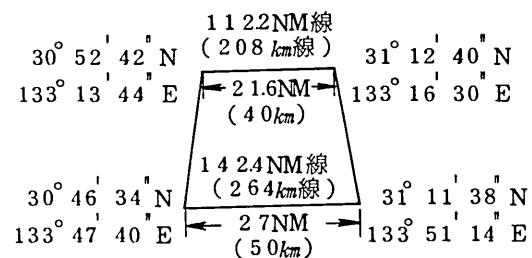
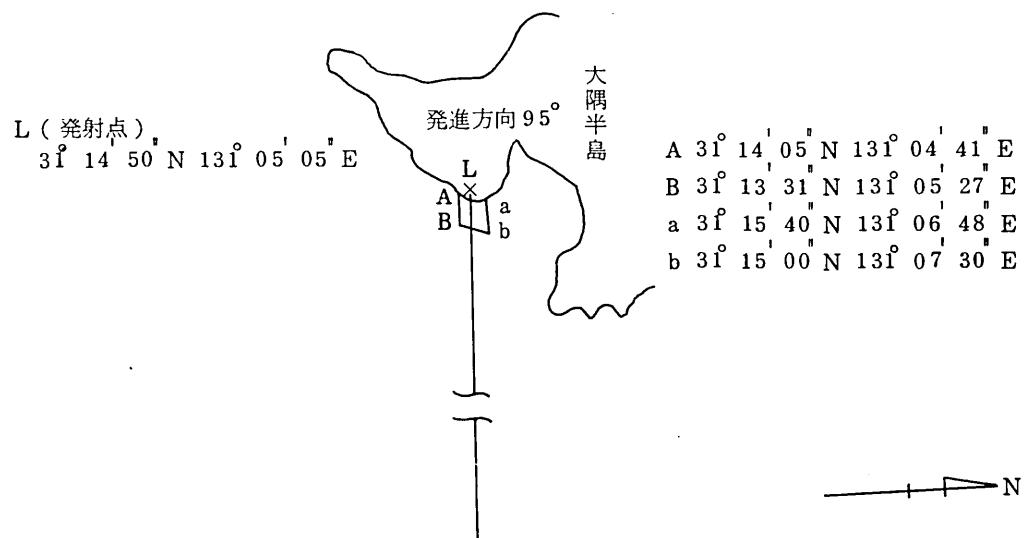


S - 3 1 0 - 6 号機に適用  
 $28^{\circ} 54' 00''$  N,  $132^{\circ} 59' 00''$  E を  
中心とする半径 3.24NM( 60km ) の円  
L - O 17.16NM( 318km )

別紙(5) 海上における落下予想区域 (K-9 M-6 6号機に適用)



別紙(6) 海上における落下予想区域 (M-3C-4号機に適用)



SESノート K-No 564  
K-9M-65 による観測

昭和53年12月

東京大学宇宙航空研究所

光電子の磁気共役点効果の観測

ヨーク大学宇宙科学実験センター

東京大学宇宙航空研究所

東京大学理学部地球物理研究施設

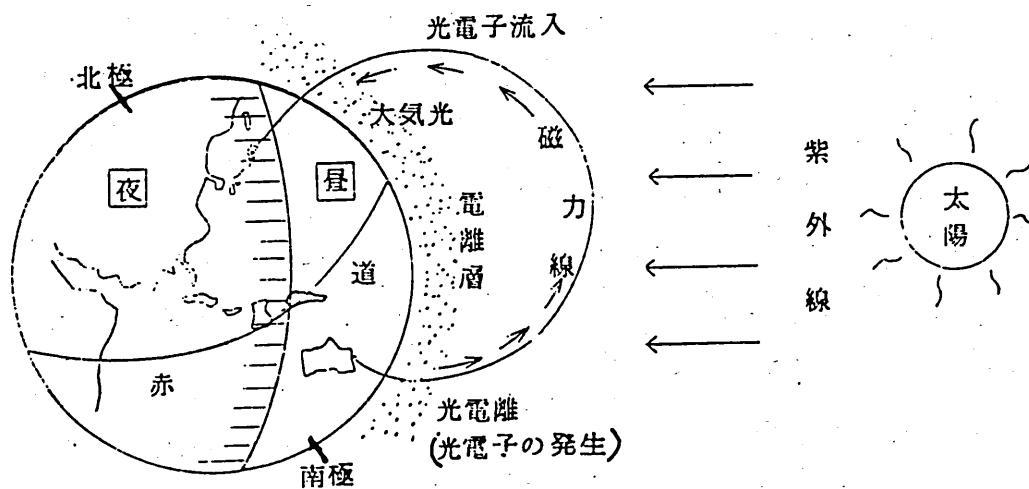
南北両半球の2つの地点は、地球の磁力線によって互いに結びつけられています。そのため、宇宙空間での電磁気的な現象は、南北両半球で独立に起るのではなく、お互に関連しあっています。これを磁気共役点効果と呼んでいます。

このような磁気共役点効果の1つに、大気光の共役点効果があります。電離層の微弱な発光現象である大気光は、夜間には電離層内の電子やイオンの化学反応によって発光します。一方昼間では、太陽の紫外線が大気分子を電離した際発生する光電子が、大気分子を刺戟して発光するのですが、光電子の中には、反対側の半球から磁力線に沿って流入してくるものもあるわけです。

内之浦上空には陽が当っていない時刻でも、内之浦の磁気共役点では太陽光があって、光電子が生成されている。このような状態ですと、内之浦上空には、直接太陽光による電離はないので、観測される光電子はすべて共役点

からやつてきたものばかりということになります。この時が、磁気共役点効果を観測するのに好都合の時で、内之浦の場合、真冬の明け方になります。今回の実験期日を、冬期の早朝に選んだのは、このような理由によるものです。

このカナダ・日本の共同観測では、大気光（酸素原子 $6300\text{\AA}$ ）観測をヨーク大学が担当し、光電子エネルギー・スペクトル、電子密度・温度の観測を東京大学宇宙航空研究所、大気光（酸素原子イオン $7320\text{\AA}$ ）観測と、太陽紫外放射、星センサなどの環境測定を東京大学理学部が担当します。



## $6300\text{\AA}$ 大気光の観測 (A G L - 1)

ヨーク大学 G. シエファード  
東京大学理学部 小川利絃

### 1. 目的

磁気共役点効果が最も顕著に現われる大気光輝線が、酸素原子の $6300\text{\AA}$ で、地上観測では夜明け前の増強現象として知られています。この観測では、内之浦で磁気共役点効果の見られる冬期の夜明け前を選んで、 $6300\text{\AA}$ 輝度の高度分布を測定します。同時に搭載されている、光電子エネルギー分析計や電子密度・温度計からのデータをもとに、共役点光電子効果のメカニズムを探ろうというものです。

### 2. 測定器概要

微弱な $6300\text{\AA}$ 光を測定する狭帯域フィルタ放射計ですが、背景光を分離するために、特殊な光学系を用いてあります。

光学系：フレネル・レンズ 口径 $50\text{ mm}$ （視野角 $\pm 7^\circ$ ）

干渉フィルタ バンド幅 $30\text{\AA}$

検出器：光電子増倍管

この放射計は、ロケット開頭部最先端に取り付けられて、ロケット主軸方向から採光します。

# 7320 Å 大気光の観測 (A G L - 2)

東京大学理学部

小川利紘

鈴木勝久

岩上直幹

## 1. 目的

酸素原子イオンの大気光  $7320 \text{ Å}$  輝線の高度分布を測定します。この輝線は観測例もまれで、ロケットによる高度分布はまだ測られていません。磁気共役点効果が現われるか否かについても確かめられてはおりませんが、理論的には出現の可能性があります。しかも、 $6300 \text{ Å}$  の場合のように他の発輝機構がまざり合うことは考えられませんので、 $7320 \text{ Å}$  の方が共役点光電子の効果を調べるのに適していると言えます。

## 2. 測定器概要

集光レンズ、干渉フィルタ、光電子増倍管を組合せた  $7320 \text{ Å}$  狹帯域放射計です。 $7320 \text{ Å}$  大気光は微弱であることが予想されますので、狭帯域干渉フィルタ（バンド幅  $5 \text{ Å}$ ）の入射角を  $0 - 5^\circ$  傾斜させて、 $7313 - 7320 \text{ Å}$  域の波長走査を行ない、これによって背景光を除きます。

光学系：集光レンズ 口径  $50 \text{ mm}$ 、焦点距離  $60 \text{ mm}$ （視野角  $6^\circ$ ）

狭帯域干渉フィルタ  $7320.5 \text{ Å} \pm 2.3 \text{ Å}$ （入射角  $0 - 5^\circ$   
連続可変）

検出系：光電子増倍管 H T V R 9 2 8

信号処理は、光検出の S N 比を良くするため、光チョッパーを用いた同期検波方式を採用します。この放射計は、 $6300\text{ \AA}$  放射計と並んでロケット最先端に取付けられて、ロケット主軸方向から探光します。

## 太陽紫外線測定器／スター センサー

S S (U V) / S T S

東京大学理学部

鈴木 勝久

## UVセンサー部

受光部 : 5 mm Ø 視野角 : 20°

In フィルター (波長域 70 nm - 100 nm)

チャネルマルチプライヤ使用 (-3 Kv)

TMチャネル : #5

### 1. 目的

K-9M-65号機の姿勢決定と真空紫外太陽光のモニターに用いる。

同時に搭載されている大気光測定器 (AGL 1, 2) の観測の基礎データを得る。

### 2. 測定器の概要

本装置は星検出部と真空紫外線検出部からなっている。星の検出は口径40 mmのレンズで集光し、光電子増倍管で電気信号に変換して行う。ほぼ3等の星まで検出し、星の同定を行いロケットスピンドル軸の絶対姿勢を決定する。一方真空紫外線の検出部は金属薄膜フィルターとチャネルマルチプライヤで構成されている。

#### スター センサー部

口径 40 mm Ø, f = 64 mm

視野角 2° × 10°

R 106 光電子増倍管使用 (-1 Kv)

TMチャネル : #15

光軸は 180° 離れてロケット軸に直角。

寸法 : 200 mm Ø × 180 mm H

# 磁気共役点光電子の観測〔 E S E - L 〕

東京大学宇宙航空研究所

平 尾 邦 雄

向 井 利 典

## 1. 目 的

太陽 E U V 放射によって電離層上部（高度約 3 0 0 Km 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  $6300 \text{ \AA}$  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つて磁気共役点が日照のときに顕著であつて K - 9 M - 65 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。

E S E - L 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およ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  $1 \sim 90 \text{ eV}$  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  $\text{high-} \mu \text{ metal}$  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。開口はマイクロスイッチで検出されてテレメータ（モニタチャネル：# 10）で伝送される。

コリメータは 3 コ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およびエネルギー分解能を決定する。検出はチャネルトロンで行ない、その出力パルスは 20 m sec 每に 10 ビットのカウンタで計数される。このカウンタ出力は 5 ビットずつ D/A 変換されてテレメータで伝送される。

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および 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 ~ 9 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いてもエネルギー掃引は 20 m sec 毎に階段的に行なう。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、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120Km）、チャ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 1~90 eV

b. エネルギー分解能

0.2 eV一定 : 低エネルギー モード

$\Delta E/E \approx 0.04$  : 高エネルギー モード

c. 角度分解能 6.3°

d. geometrical factor  $3 \times 10^{-4} \text{ cm}^2 \text{ str}$

e. センサ部外形 約  $20\phi \times 250H$

f. センサ部重量 約 7 Kg

g. エレクトロニクス部外形 200φ × 90H

h. エレクトロニクス部重量 2.5 Kg

i. テレメータチャネル

#10 : 掃引電圧モニタ、高圧モニタ、開口モニタ

#13 : カウンタ出力（上位5ビット）

#14 : カウンタ出力（下位5ビット）

j. タイマー

開口: 73秒 (EPTより)

HVON: 78秒 (EPTよりの73秒の信号から ESE 内蔵の

delay timer で行う)

### 電子温度の観測 (TEL)

東京大学宇宙航空研究所

平尾邦雄

小山孝一郎

石井重夫

### 2. 目的

電子温度は電離層プラズマにおける最も基本的なパラメーターの一つであり、科学観測が始められて以来、ロケット、衛星、及び Back Scatter 法によって測定されている。

しかしながら、電子温度測定の精度に注意が払われるようにになったのは、この数年のことであり、国際標準電離層の作製に寄与すべく、データの蓄積を行なう。

又、高度100Km付近に、冬季11時頃に限って、内ノ浦上空にある高電子温度層のように、90Km~150Kmに至る領域において、エネルギー収支の見地から、いまだ明らかでない点がいくつか残っている。

### 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。電位の shift 分  $\Delta V_f$  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。

即ち、

$$\Delta V_f = \frac{G k T_e}{e} \cdot \ln I_0 \left( \frac{ea}{kT_e} \right)$$

ここで、

G : 増巾器の Gain

k :  $1.038 \times 10^{-23}$  Joule / °C

e :  $1.6 \times 10^{-19}$  クーロン

a : 印加した高周波電圧の振幅

であり、上記によつて利得 G が知られていると電子温度が知られる。

振幅 a および  $2a$  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、 $\gamma$  は、上式より

$$\gamma = \ln \left[ I_0 \left( \frac{2ea}{kT_e} \right) \right] / \ln \left[ I_0 \left( \frac{ea}{kT_e} \right) \right]$$

で比  $\gamma$  は、検出された floating 電位の比であるので、電子温度が、上式によつて計算できる。

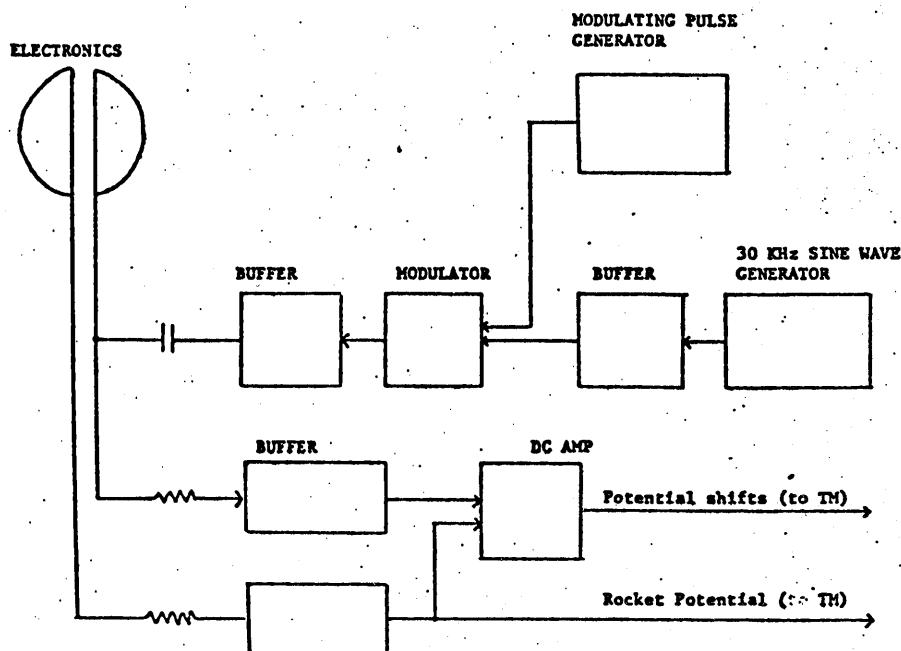
この方法の長所は、①データーが汚染電極の使用にもかかわらず信頼できる、②データー伝送系の Gain によらない、③ compact で、かつ、プラズマを乱さない場所であればどこでも搭載できる、④データー処理が容易である。

などであり、この電子温度のプローブは、インド、アメリカ、カナダのロケット及び“太陽”“極光”衛星に搭載され、その動作はきわめて安定である。

### 3. 測定器

上記の原理に従つて設計製作された、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、電極に印加する電圧を作る変調回路、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。



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つけられている。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、このことによってロケット電位の変動、プラズマ雑音を除去し、良好なデーターを得ることができる。

#### 電子温度プローブ仕様

- 高周波電圧振幅 0 V ( $0.2 \pm 0.005$ ) V、( $0.4 \pm 0.005$ ) V
- 高周波電圧周波数 30 KHz  $\pm$  1 KHz
- 高周波電圧歪み率 0.1 % 以上

○周 期 0.6 秒±0.002

\* 0.3 秒程度まで高度分解能を上げることができる。

○ D C Amp 入力抵抗  $110\text{ M}\Omega$

○ D C 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  $200^{\circ}\text{K} \sim 4,000^{\circ}\text{K}$

○電子温度プローブ  $8 \times 10^3 \text{コ}/\text{cm}$

動作可能な電子密度

\* 入力抵抗  $1100\text{ M}\Omega$  のとき  $8 \times 10^{23} \text{コ}/\text{cm}^3$

## 電子密度の測定 (N E L)

東京大学宇宙航空研究所

大林辰造

江尻全機

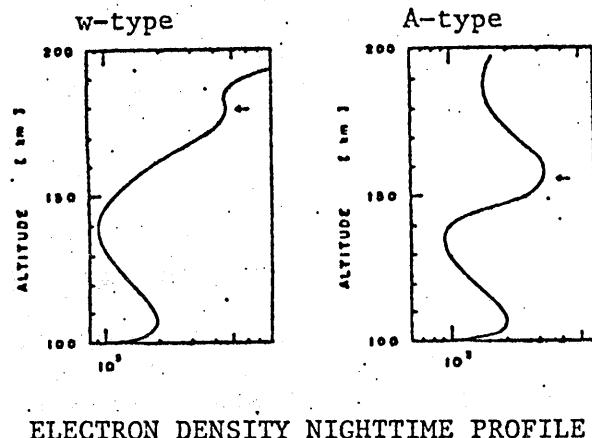
渡辺勇三

### 1. 目 的

標準型インピーダンスプローブを用いて冬の黎明前（6時頃）の電離層電子密度の高度分布の微細構造を高精度で測定することを目的とする。得られた観測結果は有意義に活用されて次のように Space science、および Plasma physics のために価値の高い結実が期待されている。

- (i) このロケットは地磁気共役点現象の総合的観測を目的として計画されているものである。電離層の基本的物理量である電子密度の実測値を提供することにより総合実験の一角を担う。
- (ii) 夜間の電子密度の高度分布は scattered × UV による NO、および O<sub>2</sub> の電離作用と電子温度に依存する再結合作用によって大体の平均的分布が定まり、中性大気風に基づく荷電粒子のドリフト効果によって特徴を持った個々の電子密度の高度分布が決まる。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ることが明らかとなっている。中低緯度における風速の高度変化の地方時特性には Wallops 型 (W-type) とその反転タイプである Arecibo 型 (A-type) のものがあると考えられている。 KSC ( $30^{\circ}\text{N}$ ) は風系の変化する緯度的境界地点に極めて近いことが理論的

実験的に検討されている。前回の K-9 M-5 4 号機（6 時打ち上げ）の時には反転タイプの Arecibo 型の風系であったと解釈されている。今回の観測結果がどのようになるか興味が持たれる。



ELECTRON DENSITY NIGHTTIME PROFILE

インピーダンスプローブの P R と M P R の特性が検討される。特に P R は  $f = f_P$  の位置に現われ、プローブの形状、姿勢、および、磁場の強さなどの影響を受けないので電子密度の直読が可能であるのが特長である。

## 2 測定器（エレクトロニクス）

インピーダンスプローブはプローブを一辺に含むように構成された容量ブリッジに  $0.3 \text{ V}_{\text{pp}}$ 、 $0 \sim 7 \text{ MHz}$  の高周波掃引信号を印加して、ブリッジの不平衡成分として検出されるプラズマ中プローブの等価的な容量値の周波数特性を測定する装置である。最初に  $6.0 \sim 5.3 \text{ MHz}$  の掃引信号がバリキヤップを用いて作られて水晶制御の  $6.0 \text{ MHz}$  の局発信号を加えることにより  $0 \sim 7 \text{ MHz}$  のプローブ用信号になる。ブリッジの出力信号は上述のようにして作られたローカル側掃引信号  $0.05 \sim 7.05 \text{ MHz}$  とミ

6 時の W型および

A 型の電離層電子密度の高度分布の理論的な計算結果を図で示す。

(iii) 日の出前の実験であるので  $f_P > f_H$  の領域が多いことが予想される。インピ

クスされて中間周波数 0.05 KHz に変換されさらに増加された後 AM 検波されて 0 ~ 5 V<sub>DC</sub> の信号となりリミッターを経てテレメーターへ出力される。また、プローブ側信号に 1 MHz の矩形波信号が印加されて周波数マークーが作られる。使用電力は +18V +100mA, -18V -100mA である。

### 3. 測定方法

正確で高精度の測定を確実に行なうためにロケット発射前の最終的作業として次に述べるような調整、および、較正が細心の注意を払って行なわれる。

A アルミケースを取り付けると例えば標準型ケース (200φ × 30H) の場合には約 6 pF のアンバランスが生じるので、調整、および、較正の時にはプローブ側に約 6 pF を付けてバランス調整等を行ない、ケースを取り付ける前にダミーの 6 pF を取り去つて最終の零バランスはケースの穴から行う。あるいは、ケースの隙間から短かいリード線をひき出して容量較正等を行なうようにする。

B 従来通りベーク製ドライバーを用いて零バランスの後、各容量値での周波数特性ができるだけ平坦になるように調整を行ない、容量較正 (0 ~ 100 pF)、周波数較正 (0 ~ 7 MHz)、および、共振周波数較正 (25 μH × 97 pF = 3.2 MHz など) を行なう。

C 特に周波数較正の時にはローカル側がプローブ側よりも 0.05 MHz だけ高くなっていることを（低くなっていることを）確かめた後、プローブ側へ 1 MHz を加えたマークーの真の印加周波数は二つのピークの中央であり、ローカル側へ外部信号を入れた時の真のプローブ印加周波

数は第二ピークが（第一ピークが）示していることを注意することが大切である。

D 机上でプローブの展張試験を行なって正常に動作することを調べた後、亀裂が無いことを確認してから揮発油で汚れと油を拭き取り、真空中プローブ長（約 1.2 m）を計り、真空中プローブ容量値（約 1.4 pF）の周波数特性を測定しておく。

E 最後に頭胴部本組前にカッター用電池の充電を十二分に行なう。また、カッターの導通抵抗の測定、および、絶縁試験を通称アリンコを用いて行なう。本組後はプローブ展開止めの安全ネジを取り去り、カッター用の飛翔コネクターの導通を確めてから忘れずに取り付けた。

#### 4 予想される結果

E 層高度は約 1 0 5 Km となる。E 層最大電子密度は  $x = 90^\circ$  の時、 $N_e = 1.4 \times 10^4 \text{ cm}^{-3}$  (Wakai) となるが今回は  $x = 105^\circ$  なのでこれより小さくなり、4 時～6 時の平均値、 $N_e = 8 \times 10^3 \text{ cm}^{-3}$  (Maeda) より大きいと思われるから、 $N_e = 0.8 \sim 1.4 \times 10^4 \text{ cm}^{-3}$  となることが予想される。

E F Valley は高度 1 4 0 Km 付近を中心として現われ、最小電子密度は  $N_e = 2 \times 10^3 \text{ cm}^{-3}$  (Maeda) となる。

M 層は高度 1 5 0 Km、あるいは、1 8 0 Km に現われると思われる。 $N_e = 1 \times 10^4 \text{ cm}^{-3}$  (K - 9 M - 5 4 号機) が予想される。

F<sub>2</sub> 層は高度 2 5 0 ～ 3 0 0 Km で、 $N_e = 1 \times 10^5 \text{ cm}^{-3}$  (K - 9 M - 5 4 号機) が予想される。

#### 5. その他

実験の行なわれる季節、時刻、太陽活動度、太陽高度、および、地磁気活動度、あるいは、ロケットの飛翔高度、スピンドル、測定の目的、空間的分解能、テレメータの周波数レスポンス……などに応じて号機毎に特長のある仕様にする。

- |                |   |
|----------------|---|
| 1. 測定時間        | 0.5 秒   |
| 2. プローブ側掃引周波数  | 0 ～ 7 MHz   |
| 3. 測定容量        | 0 ～ 1 0 0 pF  |
| 4. 信号対マーカーの時分割 | 無し  |
| 5. アンテナ展張秒時    | N. C. off + 2 秒 = $x + 5.3$ 秒                           |
| 6. テレメーターチャンネル | # 1 2 N E L - A<br># 7 N E L - R ( $X + 5.2$ 秒までは<br>Z) |