

# 宇宙科学研究所報告

第 122 号

新精測レーダ

廣澤春任・市川 満・鎌田幸男・佐川一美  
大橋清一・松本操一・佐藤 巧・山本善一  
斎藤宏文・水野貴秀

付 録

ロケット追跡レーダの歴史  
—東京大学時代から宇宙科学研究所まで—

市川 満

2003年3月

宇宙科学研究所

この報告書は宇宙科学研究所が、研究成果を公表するために発行する  
不定期継続刊行物です。

本報告についてのお問い合わせは下記にご連絡下さい。

宇宙科学研究所 管理部庶務課法規・出版係

## 新精測レーダ

廣澤春任\*・市川 満†・鎌田幸男\*・佐川一美\*\*  
大橋清一\*\*・松本操一\*\*\*・佐藤 巧\*\*\*・山本善一\*  
斎藤宏文\*・水野貴秀\*

(2003年1月22日受理)

## The New Precision Radar

By

Haruto Hirose\*, Mitsuru Ichikawa†, Yukio Kamata\*, Kazumi Sagawa\*\*,  
Seiichi Ohashi\*\*, Souichi Matsumoto\*\*\*, Takumi Sato\*\*\*, Zen-ichi Yamamoto\*,  
Hirobumi Saito\*, and Takahide Mizuno\*

**Abstract :** The New Precision Radar that the Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) developed for the tracking of the scientific-satellite launcher and sounding rockets is described. The radar has been operating since 1996 at the Kagoshima Space Center (KSC) of ISAS, of which operations conducted include trackings of three M-V rockets and numbers of sounding rockets. The key features of the New Precision Radar are (1) a 7m diameter antenna and (2) complete digital processing of the signals at IF and the after-stages. The margin of the signal detection in the secondary radar mode (beacon mode) has been improved 10 decibels from that of the old Precision Radar which ISAS had been using for long years. In the primary radar mode (skin mode), the pulse compression with a compression ratio of 1000 has been achieved by digital techniques, and the maximum detection range has substantially been expanded.

### 要 旨

宇宙科学研究所が科学衛星打ち上げロケット及び観測ロケットの追跡用レーダとして開発し

---

\* 宇宙科学研究所 Institute of Space and Astronautical Science (ISAS)

† 元宇宙科学研究所 Formerly with ISAS

\*\* 日本電気株式会社 (現在 NEC東芝スペースシステム株式会社) NEC Corporation (Presently with NEC TOSHIBA Space Systems, Ltd.)

\*\*\* 三菱電機株式会社 Mitsubishi Electric Corporation

た「新精測レーダ」について述べている。従来から長年にわたって使用してきた「精測レーダ」の老朽化を考慮し、かつレーダの機能・性能の大幅な向上を目指して開発・製作したもので、1995年度に鹿児島宇宙空間観測所に設置された。アンテナの口径を7mと大型化し、また中間周波数(IF)以降の信号処理を全てデジタル化することによってSN比の向上を図り、二次レーダの回線マージンを従来の精測レーダに比べて、約10dB改善することができた。また一次レーダモードでは、圧縮比1000というパルス圧縮を実現して、最大探知距離を大幅に拡大した。新精測レーダはこれまでM-V型ロケット3機と数々の観測ロケットの追跡運用に使用され、予定した機能を果たしてきている。

**重要語：**レーダ、ロケット追跡、二次レーダ、一次レーダ、パルス圧縮

## 1. はじめに

1995年度に鹿児島宇宙空間観測所に設置された科学衛星打ち上げロケット及び観測ロケット追跡用レーダ（「新精測レーダ」と名付ける）は、これまでM-V型ロケット3機と多くの観測ロケットの追跡運用に供され、予定した機能を果たしてきている。本レーダは、1968年に設置され、それ以後幾多の改造、改修のもとに長年にわたって使用されてきた「精測レーダ」[1, 2]の老朽化に対処し、かつまた、レーダの機能・性能の大幅な向上を図ることによってロケット追跡の信頼性の万全を期することを目指して、新設されたものであった。

新精測レーダ設置に至るまでの経過は次の通りである。

1990年に始まった所内検討をもとに、1991年から、研究所として概算要求を開始、1992年度に、まず、レーダ管制装置部分が補正予算において認められた。次いで、翌1993年、1993年度から1995年度までの3年国債として、レーダ装置残り全体と建物の製作・建設が認められた。新精測レーダ建設に当たっては、宮原地区に新たに、面積およそ4,500m<sup>2</sup>の台地を造成し、そこに2階建ての建物（「レーダテレメータセンター」と呼称）を設けた。新台地とM-Vロケット発射点との間の距離は約3kmで、従来の精測レーダと同発射点との間の距離（2km）の約1.5倍である。新レーダではアンテナ口径を7mに拡大したため、初期追跡を確実にする上で、距離を大きく取るが必要であった。新台地と第3光学観測室のあるSA光学台地との間には、新たに、長さ約600mの道路を設けた。建物は1994年秋に完成し、レーダ装置は1994年末から1995年にわたって搬入、設置された。

新精測レーダの主な役割は、従来からの精測レーダ[1]と同様、ロケットの高度、距離、方位角、加速度等を精密に測定して、ロケットの飛行経路を標定することと、科学衛星打ち上げ用ロケットに対しては、電波誘導制御用のコマンドを送信し、軌道投入の精度を高めることである。M-V型ロケットでは、ロケットの大型化に伴って、燃焼ガスによる電波減衰が増大することが予想されたため、新精測レーダでは、より大型のアンテナを用いることによって受信電力の増大を図り、受信信号のデジタル処理化と併せて、より低い受信レベルでの追跡が可能なシステムの実現を目指した。また、衛星を軌道に投入する第3段ロケットモータに関して、保安上、一次レーダモードでの追跡が必要となる場合に対処し、新精測レーダでは長パルスの一次レーダ機能に関して新たな技術開発を行うこととした。長パルス一次レーダに関する研究は1996年以降も継続して行ってきた。

本論は、鹿児島宇宙空間観測所の新精測レーダに関して、装置の概要と性能、運用実績等を述べるものである。第2章にレーダシステムの構成と装置の概要を述べ、第3章にレーダシステムの主要な性能をまとめて示す。次いで、第4章でアンテナ装置について、第5章では受信・測距系について述べる。第6章には運用実績を述べる。

東京大学生産技術研究所に端を発し、東京大学宇宙航空研究所、そして宇宙科学研究所と発展してきたわが国の観測ロケットおよび科学衛星打ち上げロケットの歴史を振り返るとき、そこには、ロケット追跡用レーダに関し

でも、ロケットの発展に並行した研究・開発の歩みがあった [3, 4, 5, 1, 6]. 本論に述べる新精測レーダは、それらの長年の道程の延長上にあると考えることができる。本報告では、そこで、このようなロケット追跡レーダの歴史を、本稿の著者の一人、市川 満の執筆のもとに、付録として載せることとする。

## 2. 新精測レーダシステムの構成と装置の概要

新精測レーダの開発に当たって、既存の精測レーダに対して機能あるいは性能の向上を図った主な点は、次の通りである。

- (1) アンテナの大型化 (直径7 m. 既存精測レーダは直径4 m)
- (2) 中間周波数 (IF) 信号以降の信号処理の完全デジタル化と相関処理信号検出によるS/Nの向上
- (3) 送信装置の冗長構成 (クライストロンと進行波管)
- (4) 一次レーダにおけるパルス圧縮技術の導入
- (5) アンテナ駆動制御をデジタルサーボ方式へ
- (6) ターゲットの自動捕捉
- (7) アンテナの擬似捕捉防止
- (8) 計算機による機器監視制御および自動点検校正機能
- (9) Ku帯TVテレメータのアンテナ共用化

追跡機能に関しては、(1) 二次レーダと1  $\mu$ s幅のパルスを送受信する一次レーダ、という従来からの機能を

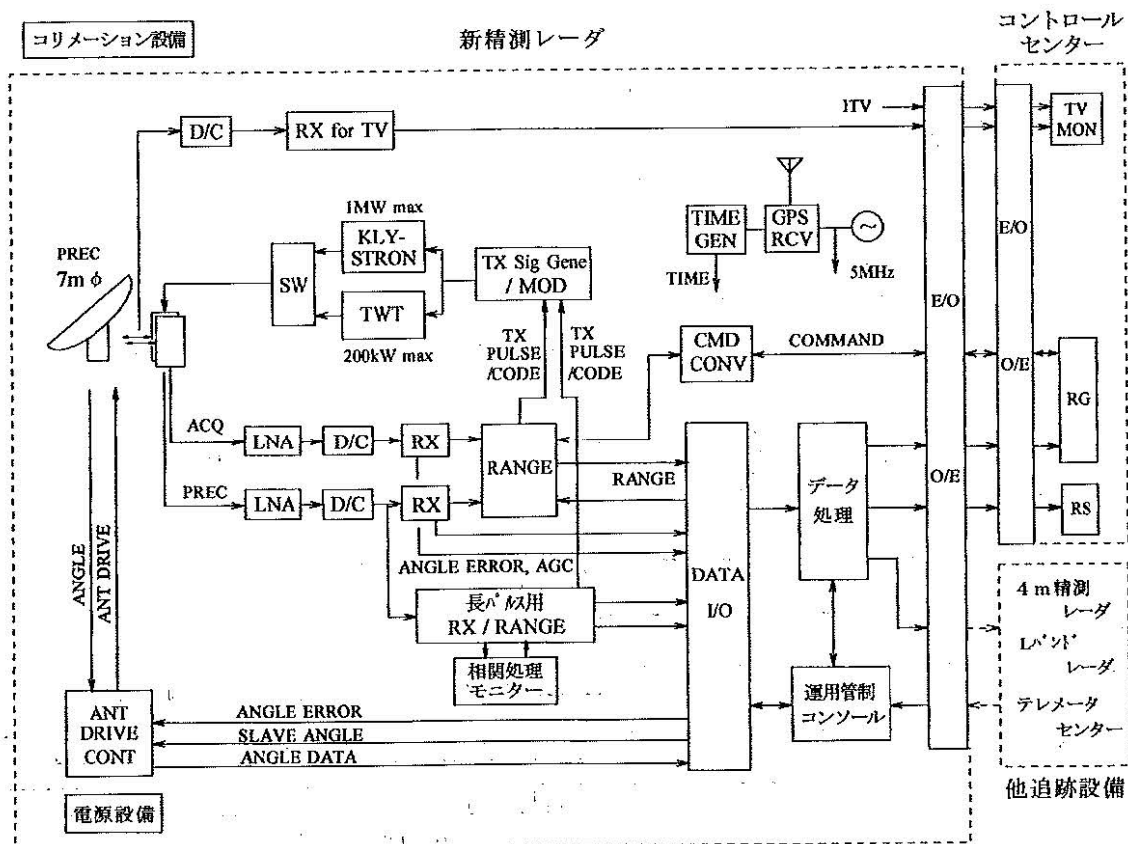


図1 新精測レーダのシステム構成

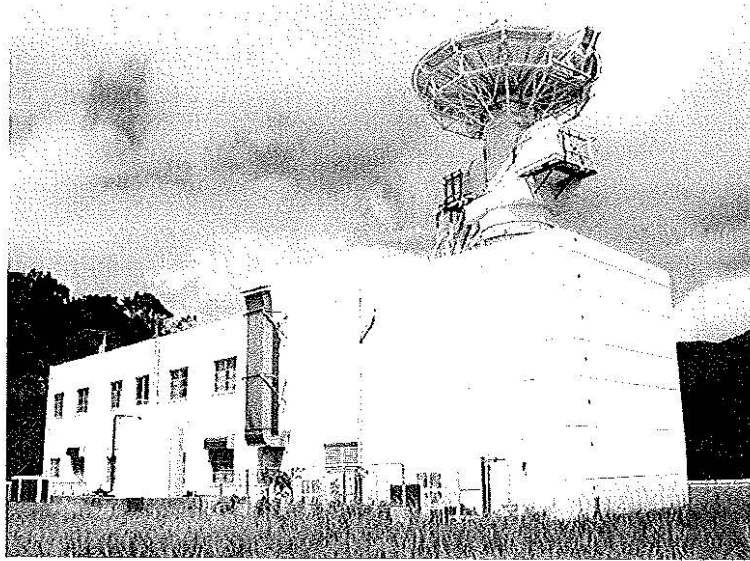


図2 レーダテレメータセンターの外観

保持しながら、それに送信パルス幅  $20 \mu\text{s}$ 、圧縮比 20 のパルス圧縮モードを加える、さらに、(2) 送信パルス幅  $1 \text{ms}$ 、圧縮比 1000 のパルス圧縮一次レーダの機能を持たせる、という方針を立てた。

図1は新精測レーダのシステム構成図である。レーダシステムは、アンテナとその駆動制御装置、冗長構成の送信装置、精測系および捕捉系からなる受信装置、測距装置、長パルス用の受信・測距装置とその付属装置としての相関処理モニター、データ入出力装置、データ処理装置、運用管制コンソール、コマンドコンバータ、標準時刻装置、電源設備、光伝送系、コリメーション設備、等から構成される。アンテナからはKu帯のTVテレメータ信号も取り出される。図2はアンテナを含めたレーダテレメータセンターの外観写真である。

レーダの送受信周波数は、二次レーダモード (BEACONモード) において、  
一次レーダモード (SKINモード) において である。送信繰り返し周期、二次レーダ送信パルス幅等とともに、主要な要素は従来からのロケット追跡運用形式 [2] に従っている。機能上の新たな点は、上に述べたように、一次レーダにおけるパルス圧縮技術の導入である。パルス圧縮は、符号変調された広いパルス幅の信号を送信し、受信側で、符号系列の相関処理によって時間方向への圧縮を行うものである。距離分解能を損

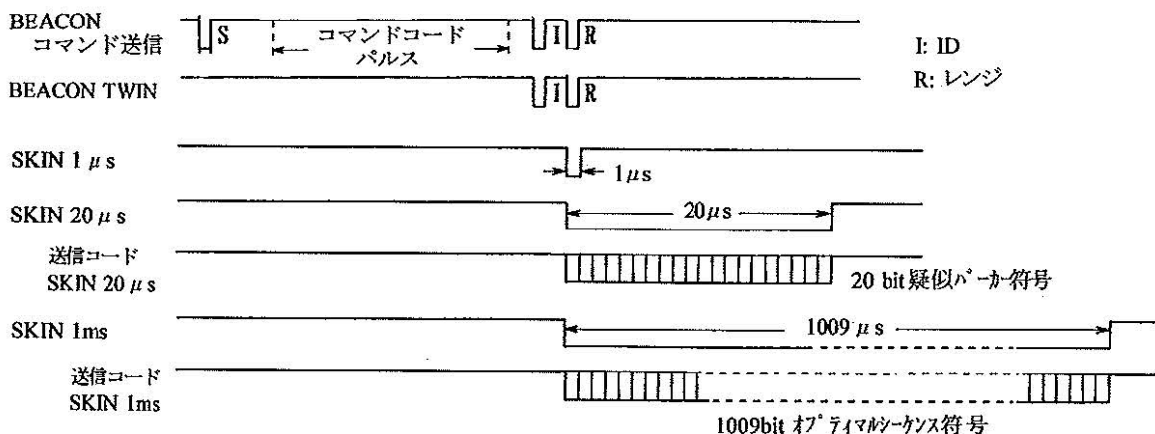


図3 動作モードと送信パルスの構成

なうことなく平均送信電力を大きくすることができ、その結果として、追尾スレッシュホールドレベルを大きく下げることができる。

ここに新精測レーダの動作モードをまとめておく。また、各動作モードにおける送信パルスの構成を図3に示す。

① 二次レーダモード (BEACONモード)

送信パルスの形式によって、次の2種類がある。

TWINモード：ターゲットの追跡のみを行う。I、Rと名付ける二つのパルスからなるパルス列(ダブルパルス)を送信する。

コマンドモード：ロケット誘導コマンドの送信とアンサバック信号のPPM復調を行う[2]。スタートパルス付きのコマンドコードパルス列をTWINのダブルパルスの前に加わえて送信。

② 一次レーダモード (SKINモード)

次の3種類のモードがある。

SKIN 1  $\mu$ sモード：パルス幅1  $\mu$ sの単一パルスを送信。

SKIN 20  $\mu$ sモード：パルス幅20  $\mu$ sの圧縮コード付きパルス(20ビット)を送信し、受信側において信号を1  $\mu$ s幅にパルス圧縮。

SKIN 1 msモード：パルス幅1 ms(正確には1009  $\mu$ s)の圧縮コード付きパルス(1009ビット)を送信し、受信側において信号を1  $\mu$ s幅にパルス圧縮。このモードを特に長パルス一次レーダモードと呼ぶ。

以上のモードにおいて、送信パルスの繰り返し周期は、SKIN 1 msを除いて、250 PPSと267  $^{6}/_{7}$  PPSの間の切り替えである。すなわち、250 PPSを基本とし、距離600 kmの整数倍付近で267  $^{6}/_{7}$  PPSに切り替える(250 PPSは最大測距距離8,400 kmに相当する時間56 msの間に14パルスを送信するが、それを15パルスの送信とする)。それにより、距離600 km付近において受信信号位置が送信タイミングに重なるのを防ぐことができ、距離の連続追尾が可能となる(付録参照)。SKIN 1 msモードでは、繰り返し周期は25 PPSである。

レーダを構成する装置の概要を、以下に順に述べる。

アンテナは直径7 mのカセグレン型で、レーダ電波の送受信とKu帯(14 GHz帯)でのTV画像データの受信を同時に行うためのC帯/Ku帯共用給電ホーンを備える。また、C帯での捕捉用の送信アンテナと受信アンテナを備える。アンテナの主な特性は後出の表1に示してある。第4章にアンテナ装置の詳細を述べる。

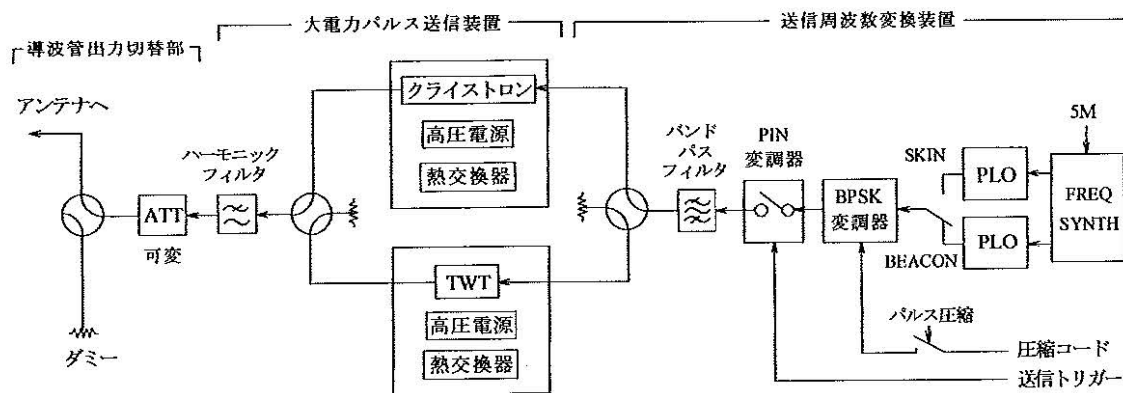


図4 送信系装置の構成。クライストロン部および進行波管(TWT)部の励振アンプ、サーキュレータ、変調ユニット、導波管出力切替部の局内折り返し用回路、等は省略してある。

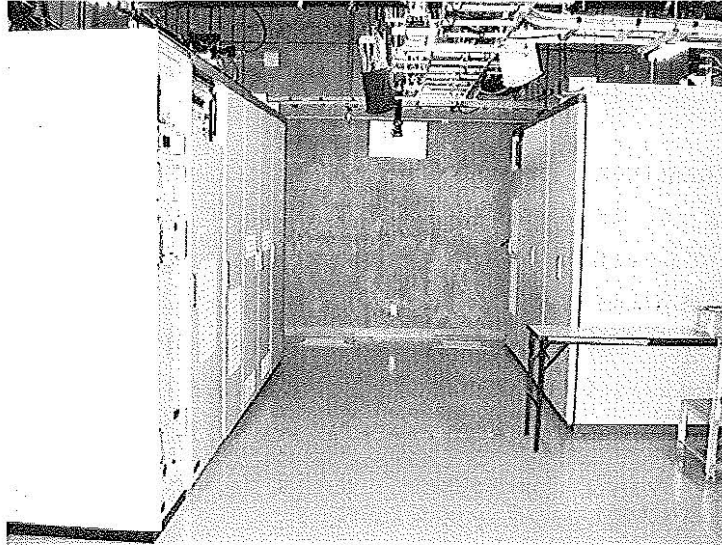


図5 大電力パルス送信装置の外観写真。向かって左がクライストロン部，右が進行波管部。

送信系の装置は、クライストロン増幅器と進行波管（TWT）増幅器からなる大電力パルス送信装置、送信周波数変換装置、導波管出力切り替え部、から成る。送信系の構成系統図を図4に示す。クライストロン増幅器は、最大送信出力（最大尖頭電力）1 MWで、パルス幅20  $\mu$ sまでの送信に使用する。クライストロンでは、パルスレーダにおいて広く使われるラインタイプ変調方式を取る。TWT増幅器は、最大送信出力（最大尖頭電力）200 kWで、パルス長1 ms（長パルス一次レーダモード）までの送信に使用する。TWTはグリッド変調方式で動作する。送信周波数変換装置では5 GHz帯の信号の生成とその変調を行う。まず、5 MHzの基準信号をもとに周波数シンセサイザと位相同期発振器（PLO）を用いて5 GHz帯の信号を作る。BEACONモードおよびSKIN 1  $\mu$ sモードでは、その5 GHz帯の信号をPIN変調器においてパルスコード列ないしは1  $\mu$ sのパルスにより直接変調（送信用パルスを生成）し、一方、パルス圧縮モードにおいては、5 GHz帯の信号に圧縮コードによりPSK変調を施した上で、PIN変調器によって20  $\mu$ sあるいは1 msのパルスとして、送信管に向けて出力する。図5に大電力パルス送信装置の外観写真を示す。

アンテナ給電系から出力される信号は、低雑音増幅器を経て、ダウンコンバータに入力される。ダウンコンバータは信号を周波数160 MHzの中間周波数信号に変換し、受信測距系に供給する。

受信測距系は、捕捉（ACQ）用及び精測（PREC）用受信周波数変換装置、捕捉受信装置、精測受信装置、測距装置からなる基本系部分と、長パルス一次レーダ（SKIN 1 msモード）用の受信測距装置および相関処理モニター、から構成される。SKIN 1 msモードでは、扱う信号の受信レベルや信号捕捉の困難さが二次レーダモードやSKIN 1  $\mu$ sおよび20  $\mu$ sモードの場合と大幅に異なるため、SKIN 1 msモード専用の受信測距装置を別途製作した。受信測距系の装置の構成・動作の詳細は第5章に述べる。図6は受信測距系装置全体の写真である。

データ入出力（I/O）部（PC-98を使用）はアンテナ、受信測距系などからのデータを収集し、編集処理後、データ処理装置へ出力する。データ処理装置は2台の入力処理部（PC-98）、データ処理部（EWS-4800）、スレーブ処理部（PC-98）、スレーブ出力処理部（PC-98）、等から構成される。入力されるレーダデータをもとに、軌道計算処理、スレーブ出力処理などを行うとともに、コントロールセンターの電波誘導（RG）系、飛翔安全（RS）系へデータを送り出す。スレーブ出力は、旧精測レーダ、テレメータ台地のLバンドレーダ、テレメータアンテナおよび34 mアンテナ、気象台地の20 mアンテナ、宮原第3光学追跡所、および宮崎ダウンレンジ局などに送られる（34 mアンテナとは同アンテナ建設後の接続）。



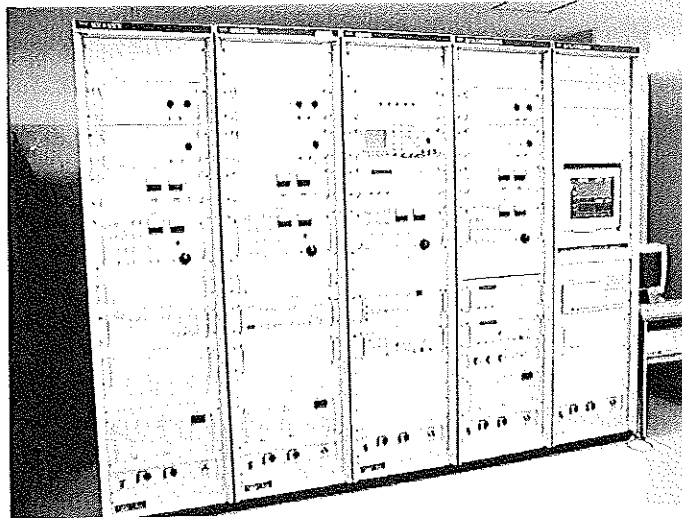


図6 受信測距系装置の外観写真

運用管制コンソールは図7のような外観で、表示系をすべてCRT（cathod-ray tube）表示装置で構成している。操作はCRT手前の操作ボタンで行う。運用操作機能の向上とモニター機能の充実が図られ、マンマシンインターフェースも大幅に改善された。コンソールの最上段にはアンテナポアサイトの可視と赤外線カメラモニターを並べてある。コンソール左端のモニターにはロケットの軌道軌跡がリアルタイムに映し出される。ロケットの追跡ではオペレーターに迅速で的確な判断と操作が要求されることから、コンソールの配置に湾曲を持たせ、視覚的な情報が得やすいようにした。CRTも大型のものを採用した。角度表示画面では、デジタル表示の他に直感的に読みとりやすいアナログ表示も設け、また角度表示の画面の中にポアサイトカメラモニター画面を挿入して、誤差メータ監視と目視によるロケット追跡を、視線を変えることなく行えるようしている。

コマンドコンバータは、電波誘導系から送出された誘導コマンドをもとにコード信号を作成し、測距装置内の

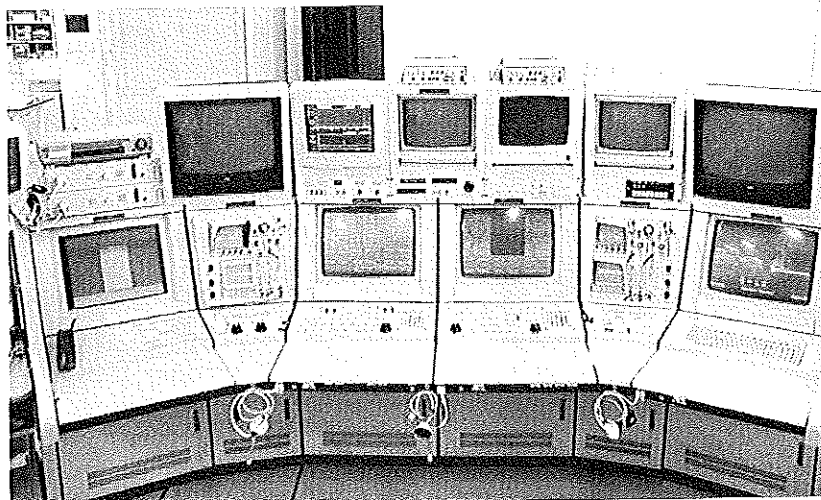


図7 運用管制コンソール。下段四つのCRTは、左から、レーダデータ監視、送受信測距系用、角度系用、システム監視用のもの。上段の六つのモニター画面は、左から順に、14GHz搭載TV、長パルス一次レーダモニター、ポアサイト可視ITV、ポアサイト赤外線ITV、7mアンテナ監視、ポアサイトITV録画出力のためのものである。

送信信号生成部に向けて送出する。

電源装置はタービン発電機とCVCFからなる。タービン発電機の発電電力は350 KVAであり、CVCFは2台で、それぞれの容量は150 KVAと100 KVAである。

コリメーション設備は20 mアンテナテレメータ台地に設置してある。新精測レーダアンテナからの距離は約3.4 km、仰角は1.4度である。コリメーション用のレーダトランスポンダにはM-Vロケット搭載のものと同じ機能を持たせてあり、地上局の二次レーダとしての諸特性を、コマンド機能も含めて、全て試験できる。

### 3. レーダシステムの主要な性能

新精測レーダの二次レーダとしての回線マージンは、アンテナの大口径化と受信系のデジタル化とにより、旧精測レーダに比べて、約10 dB改善された。ロケット追跡運用の操作性も旧精測レーダに比較して著しく改善された。新精測レーダの主要なパラメータと性能を表1に一覧表にして示す。表中の最小追跡レベルは実測値である。長パルス一次レーダの詳細については5、6に述べる。

### 4. アンテナ装置

アンテナ装置の開発に当たっては、ロケットの大型化に伴って予想されたブルームによる減衰の増大に対処するために、口径の増大を図った。また、目標標定精度の向上のために、高い測角精度の実現を目指した。

製作したアンテナは、主反射鏡の直径が7 mのカセグレン型で、レーダ電波の送受信と14 GHz帯(Ku帯)の電波の受信を同時に行う。Ku帯の電波はロケット搭載TVシステムからの画像データの伝送用である。図8はアンテナの写真、図9は外観図である。アンテナは送信受信別々の捕捉アンテナを備えている。捕捉受信アンテナは平面アレイで、副反射鏡の背面に取り付けてある。捕捉送信アンテナはホーンリフレクタで、主反射

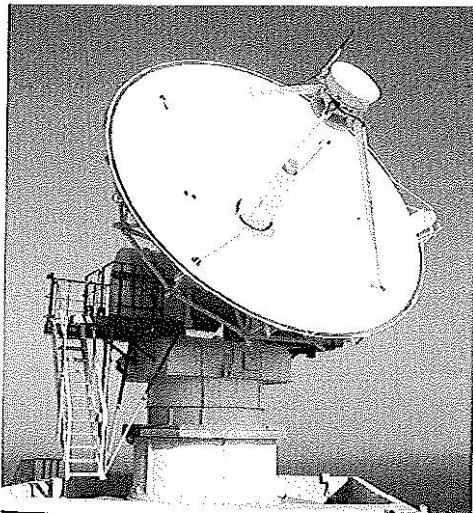


図8 アンテナの外観写真

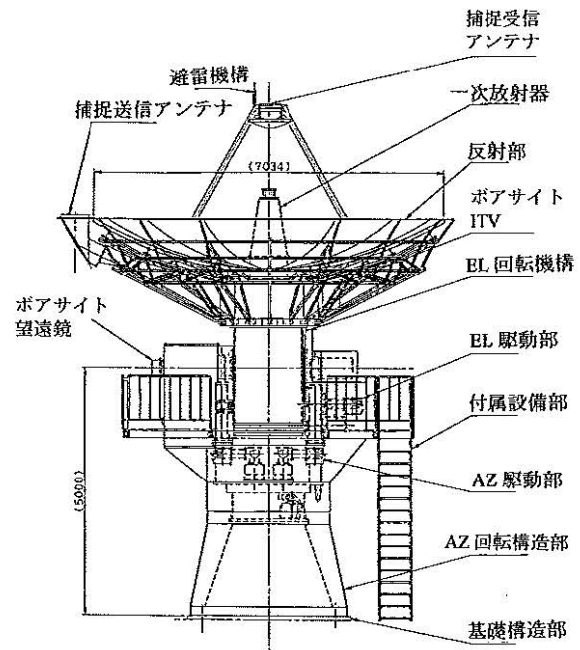


図9 アンテナの外観図

表1 新精測レーダに関する主なパラメータと性能

周波数	二次レーダモード (BEACONモード) 一次レーダモード (SKINモード)
パルス繰返し周期	250PPS, 267 <sup>6/7</sup> PPS 25PPS (1009 $\mu$ sモード時)
送信パルス幅	BEACONモード 電波誘導時はスタートパルス付きコマンドコードが加わる SKINモード 1 $\mu$ s (シングルパルス) 20 $\mu$ s (圧縮コード付きパルス) 1009 $\mu$ s (圧縮コード付きパルス)
送信出力	1000kW (クライストロン) / 200kW (TWT)
最小追跡レベル	BEACONモード -106dBm SKINモード (1 $\mu$ s) -106dBm (20 $\mu$ s) -119dBm (1009 $\mu$ s) -133dBm
測距精度	2m rms
測距分解能	約0.61m
測距可能範囲	約0.01~56ms (1.5~8,394km)
最大測距速度	15km/s
最大測距加速度	25km/s <sup>2</sup>
アンテナ直径	主アンテナ 7m $\phi$ (カセグレン) 捕捉アンテナ 送信 0.5m $\phi$ (ホーン) 受信 0.9m $\phi$ (アレイ)
マウント形式	AZ,EL方式
追跡方式	振幅比較4ホーンモノパルス方式
総合静止精度	測角精度 0.05 milli-radian rms (約0.003 $^\circ$ rms)
最大角速度	AZ 10 $^\circ$ /s, EL 10 $^\circ$ /s
最大角加速度	AZ 20 $^\circ$ /s <sup>2</sup> , EL 20 $^\circ$ /s <sup>2</sup>
アンテナ利得	主アンテナ 送信 48.7dBi, 受信 48.2dBi 捕捉アンテナ 送信 27.9dBi, 受信 29.2dBi
耐風性	精密追尾 瞬間最大 15m/s以下 固定位置への駆動 瞬間最大 35m/s以下 固定位置格納時 瞬間最大 90m/s以下
Ku帯テレメトリ	周波数 アンテナ利得 53.8dBi

鏡の縁部に取り付けてある。

主アンテナでは、測角精度に最も大きな影響を与える日射による変形を抑えるために、主反射鏡の骨組みと副反射鏡支持柱にCFRP材を採用した。また、CFRP材の採用によって剛性/質量比が大きくなり、それによって機械共振周波数を高めることができた(サーボ帯域を広く取れる)こと、副反射鏡背面の捕捉受信アンテナを平面状にして風による誤差要因を減らしたこと、角度検出に軸直結のマルチボールレゾルバを採用したことなどの効

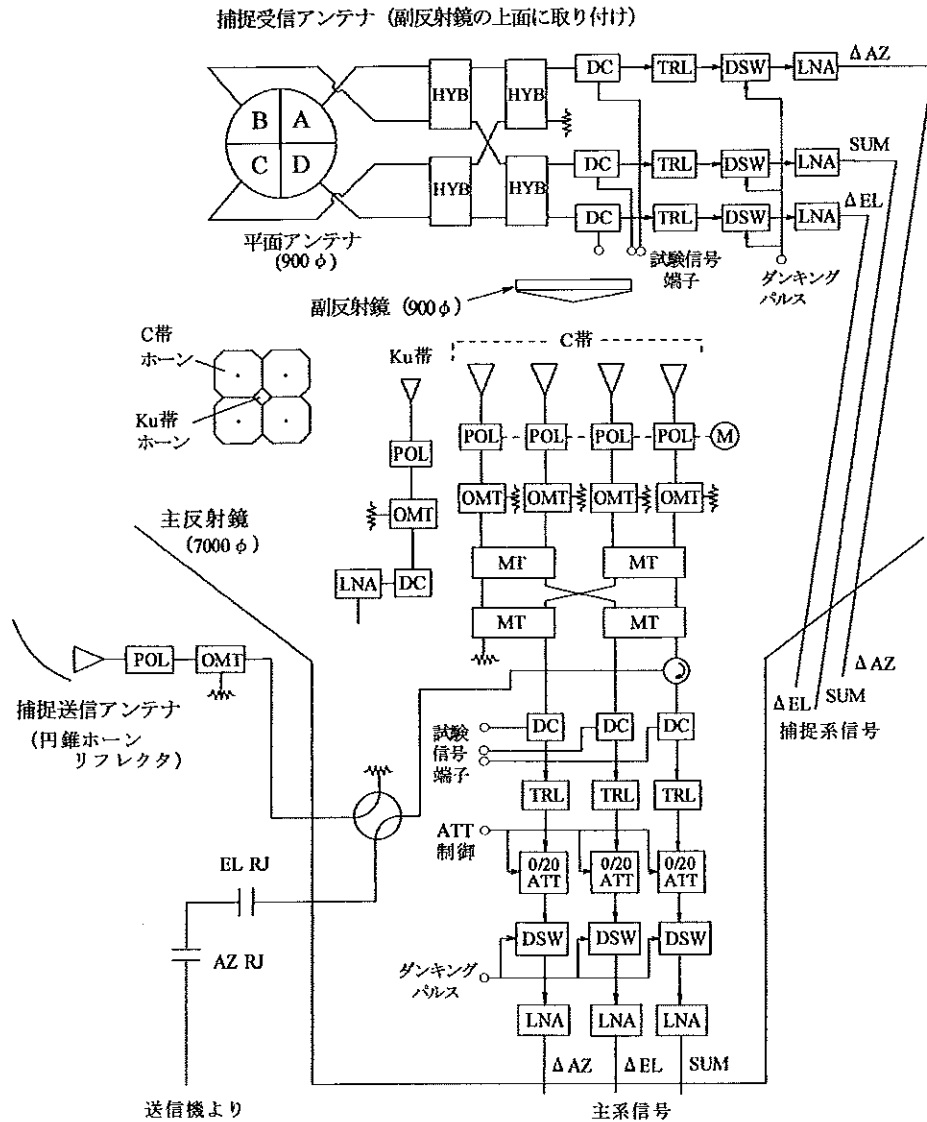


図10 アンテナ給電系。(POL: 90°偏波変換器, OMT: 偏波分器, MT: マジックティ, DC: 方向性結合器, TRL: TRリミッタ, 0/20ATT: 0dB/20dB切替減衰器, DSW: ダイオードスイッチ, LNA: 低雑音増幅器, HYB: ハイブリッド, M: モータ, RJ: ロータリージョイント)

表2 アンテナ給電部の主な特性

C帯給電部	・ 偏波	右旋円偏波/直線垂直 (切り替え)
	・ 挿入損失	送信0.5dB以下/受信1.1dB以下
	・ 楕円偏波率	0.4dB以下
	・ 耐電力	ピーク1.1MW/平均10kW
Ku帯給電部	・ 偏波	右旋円偏波
	・ 挿入損失	0.16dB以下
	・ 楕円偏波率	0.2dB以下

果を加えて、測角精度として、0.05 milli-radian rms (0.003° rms) という高い精度 (瞬間最大風速 15 m/s以下で) を達成している。

主反射鏡の鏡面精度は0.5 mm rmsである。副反射鏡は有効直径0.9 mで、主鏡に対する光学ブロッキング面積は開口面積の3.5%以下である。

アンテナ給電系の構成を図10に示す。C帯主系は4ホーンモノパルス方式給電で、4つの角錐ホーンからの入力信号を処理し、和信号とEL, AZの差信号を生成している。Ku帯のホーンも角錐で、図10中に示すように、C帯の4つのホーンの中央に配置している。その際C帯のホーンには切り欠けを作ることになるため、図のように、個々のC帯ホーンを8角形構造としてホーンに対称性を持たせ、各ホーンにおける交叉偏波の発生を極力抑えている。このような5つのホーンの配置において、外径寸法を一定とするとき、C帯ホーンの開口径を大きくすることとKu帯ホーンの開口径を大きくすることは互いに相反する関係にある。回線上必要とされるアンテナ利得を考慮して、Ku帯の開口能率が20%、C帯の開口能率が42%となるような解を適切なものとして採用した。製作に当たっては、2周波共用ホーンを実際に試作して、設計の確認を行った。アンテナ給電部の主要な特性を表2に示す。

アンテナ利得については既に表1に示した。C帯に関しては鏡面修整が施されており、それによる利得の向上が加わっている。C帯主系のビーム電力半値幅は0.53度である。アンテナ雑音温度は、C帯に関して、EL=5°において130 K、EL=90°において40 K、Ku帯においては、EL=5°において95 K、EL=90°において39 K (以上、いずれも晴天時、給電装置出力端において) である。なお、C帯主系の給電系に用いられている低雑音増幅器の雑音温度は60 K以下である。

高精度のレーダ追跡を行うためには、アンテナのヌルシフト (null shift) を極力小さくする必要がある。ヌルシフトを起こす要因の一つである4ホーンの楕円偏波率のばらつきに関しては、先に述べたように各ホーンを対称性のある8角形構造として交叉偏波の発生を抑え、それを大きく低減した。その他、4ホーン間の反射による振幅のばらつきや、ホーン間の位相ずれを極力小さくして、最終的に、ヌルシフトを受信帯電力半値幅の±0.4%以下 (0.002度以下) に抑えた。また、ヌルデプス (null depth) に関しては38 dB以上 (任意の偏波面に対して) を得ている。

捕捉受信アンテナは、図10にも示したように、平面アレイとモノパルス給電回路、およびその後続回路からなる。捕捉アンテナによる追跡から主アンテナによる追跡へ確実に移行できるためには、捕捉アンテナのヌル軸が主アンテナの引き込み範囲内 (主アンテナのビーム幅の80%以内) にあることが必要であり、そのための入念な設定を行った。

アンテナ駆動制御装置では、デジタルプロセッサを用いたデジタルサーボによる駆動制御を行っている。角度検出には軸直結のマルチポールレゾルバ (角度分解能360度/221=0.003 milli-radian) を使用して、角度検出精度を高めている。アンテナ駆動モードは、モノパルス自動追跡、プログラム、スレーブ、コースティング、ポジショニング、マニュアルの6通りである。コースティングモードでは、駆動速度メモリを用いて、ロックオフ時に慣性駆動を行う (ロケット燃焼ガスによる一時的な大きな減衰があった場合などへの対処)。アンテナには望遠鏡付きのボアサイト I T V (可視光および赤外線) を装着してあり、ロケット追跡の状況をモニター画面上で監視することができる。アンテナ駆動に関する耐風速条件は表1に示した通りである。構造物として、瞬間最大風速90 m/sにおいても有害な永久変形を生じない設計となっている。

鹿児島宇宙空間観測所では塩害や酸性風、亜硫酸ガスなどに対する防食の対策に十分な注意を払う必要がある。新精測レーダのアンテナ構造体に関しては、主要鋼構造物に亜鉛溶射と塩化ゴム系塗装の表面処理を、主反射鏡パネルと副反射鏡にはウレタン系塗装を施し、階段・ベランダなどには溶融亜鉛メッキ表面処理を施してある。

## 5. 受信測距系

### 5.1. 構成

受信測距系の装置は、送信パルスの発生、ターゲットからの信号の受信、アンテナ角度誤差の検出、ターゲットまでの距離の計測などを行う。先に述べたように、新精測レーダの開発に当たっては、(1) 二次レーダとSKIN 1  $\mu$ sモードの一次レーダ、という従来の機能を維持しながら、それにSKIN 20  $\mu$ sのパルス圧縮モードを加える、さらにそれに加えて、(2) SKIN 1 msの一次レーダの機能を持たせる、ことを基本方針とした。

まず、上述(1)への対応のために、受信系においては、大きなダイナミックレンジへの対処と自動周波数制御(AFC)における周波数範囲の拡大が課題となった。二次レーダモードおよびSKIN 1  $\mu$ s一次レーダモードでは、入力信号は強レベルから低レベルまで大きく変わり、特にSKIN 1  $\mu$ s一次レーダモードの場合の受信レベルは、アナログ受信のスレシヨルドの限界に近くまで達する。従って、SKIN 20  $\mu$ sでは、そのような限界距離付近およびそれ以遠では、アナログ受信のスレシヨルドを大きく下回ることになる。周波数制御に関しては、搭載トランスポンダの周波数安定度の限界と、一次レーダにおける大きなドップラ周波数偏移に対する対処が要る。新精測レーダの受信系は、これらのことから、従来のアナログ受信機/角度検出器で実現することはできず、IF以降を全デジタル化して、相関処理、自動利得制御(AGC)、AFC制御信号検出等をデジタル化されたIFレベルで行い、角度検出も相関処理後に行う、という新たな方式を開発することとした。さらに、ダイナミックレンジの拡大のために、S/Nが高い場合にはAGCおよびAFCにアナログ値も利用する、というハイブリッドのシステムとすることとした。一方、上述(2)に関しては、受信レベルはさらに格段に低くなり、捕捉・追尾にも別途考慮が要ることから、(1)に対応する基本系とは別に、専用の受信測距装置を開発することとした。

先の図1にも示したように、基本系の受信装置は精測用、捕捉用の2台からなる。二つの装置は同一の機能を持ち、内部の構成もほとんど同じである。ただし、必要とする精度等が異なることから、角度誤差感度設定に差をもたせ、また、一部で信号帯域幅が異なっている。図11には精測用の受信装置の構成系統図を示した。精測用、捕捉用の2台の受信装置は切り替えで測距装置につながる。測距装置の構成は図12に示す通りである。図11および図12においてデジタル信号処理部分を箱形に括弧してあるが、それらのデジタル信号処理の基本部分は共通化してある。このような基本系の受信・測距装置によって、二次レーダモードの運用とSKIN 1  $\mu$ sモード、およびSKIN 20  $\mu$ sモードの受信運用を行う。SKIN 1 msモードの長パルスレーダ運用のための装置については、5.6に述べる。また、これらの受信測距系の装置の前段に当たるダウンコンバータとIF信号分配部の構成は図13に示す通りである。

### 5.2. 基本動作

受信・測距系の基本部分の動作を、図11と図12に基づいて述べる。

受信装置においては、受信機に受信開始タイミングを与える必要があり、それは測距装置において、ターゲットを捕捉、追跡している状態において生成される。受信装置では、測距装置で生成された受信開始タイミング信号(RX START)によりレンジゲート信号を作り、それによりゲートを開いて、160 MHzのIF信号3チャンネル(SUM, AZ, EL)をそれぞれ取り込む。それらを、それぞれ、第2 IF信号にダウンコンバートした後、AD変換してデジタル信号処理部に入力する。

デジタル信号処理部では、

- (1) 直交検波による複素ビデオ変換
- (2) 周波数変換、一定時間の積分、およびゲイン制御
- (3) 相関処理
- (4) メモリ格納
- (5) 各部の機能に応じたソフトウェア処理

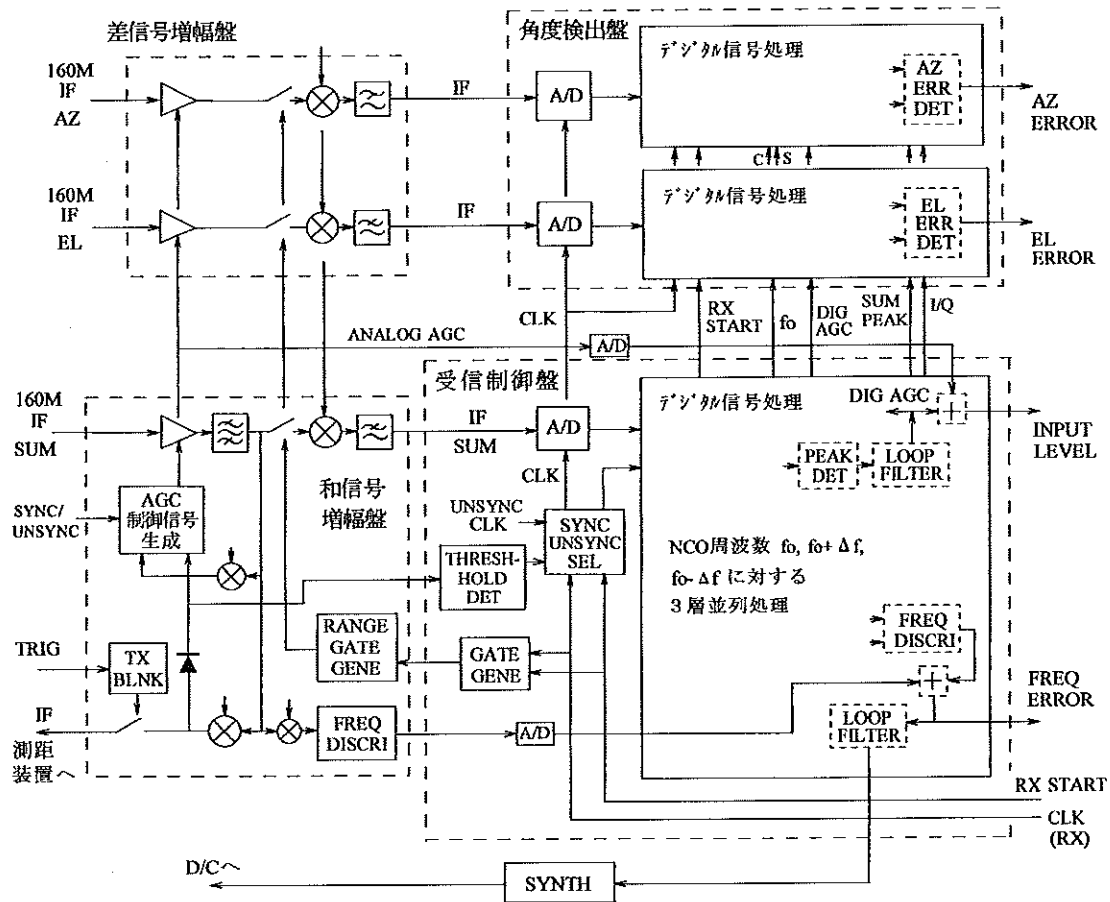


図11 精測用受信装置の構成図

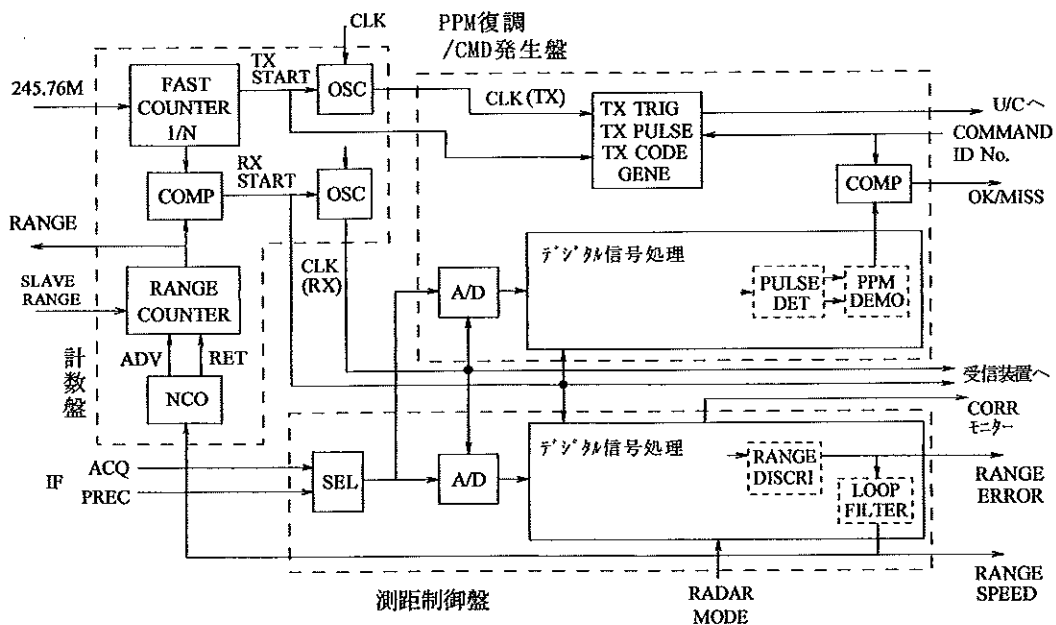


図12 測距装置構成図

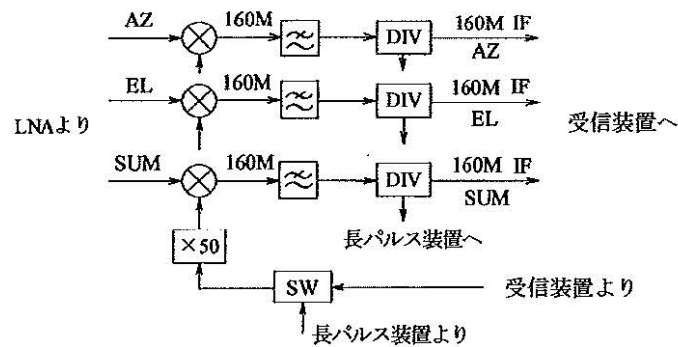


図13 ダウンコンバータとIF信号分配部の構成

を順次行う。相関処理はパルス圧縮レーダモードのときにはパルス圧縮である。

図11の受信制御盤のデジタル信号処理部は上述の(1)から(4)までの部分が3並列となっており、中心周波数、およびそれに対して土にオフセットした周波数に対する相関器出力を用いて、ピーク電力の検出とデジタルAGCの実行、ならびに受信周波数誤差の検出を行う。一方、図11の角度検出盤では、AZ、ELの各信号について、デジタル処理により角度誤差の検出を行う。AGC、AFC、角度誤差検出等の内容については5.3および5.4に改めて述べる。

測距装置への入力信号は、受信装置の和信号増幅盤において取り出される。測距装置の測距制御盤の入り口においては、精測、捕捉の選択がなされ、選択された信号は、測距制御盤のデジタル処理部とPPM復調/CMD発生盤のデジタル処理部へ、それぞれAD変換されたのちに、入力される。測距制御盤デジタル処理部では上述の(1)～(4)の処理の後、距離誤差の検出(5.5に詳述)ならびに測距ループ制御信号(RANGE SPEEDとして出力)の生成を行う。

測距装置の計数盤は距離追尾ループの計数部分で、次の動作をする。245.76 MHzを入力クロックとし、送信開始タイミング信号(TX START)を送出する1/Nカウンタと、距離誤差に応じて値が増減される距離カウンタの値を比較し、両者の値が一致した時点で受信開始タイミング(RX START)信号を発生する。このRX START信号が測距制御盤のデジタル処理部に戻ることにより測距ループは閉じることになる。ループの動作としては、距離誤差が0となるようにTX STARTに対するRX STARTの位置が制御され、その時、距離カウンタの値が距離値を表す。追尾ループは完全積分型2次系で、ループバンド幅は24 Hz、6 Hz、3 Hzの中から選択できる。距離値の分解能はクロック周波数245.76 MHzの1周期分(4.1 ns)に相当する距離で、約0.61 mである。

他方、PPM復調/CMD発生盤へ入力された信号からは、デジタル処理部においてコマンドアンサバック信号の復調が行われ、その出力は送信コマンドと照合される。そのほかに、PPM復調/CMD発生盤は、送信トリガー、送信パルス、送信コードなどを発生する機能を合わせてもっている。

### 5.3. 自動利得制御 (AGC) と自動周波数制御 (AFC)

5.1に述べたように、受信装置において、自動利得制御 (AGC) を、アナログとデジタルの二段階で行い、それぞれに高信号レベルでの制御と低信号レベルでの制御を受け持たせている。図11に見るように、まず、和信号増幅盤において、和系160 MHz IF信号を包絡線検波し、検波レベルによって、和系、および角度系2チャンネルのIF増幅器を共通に利得制御する。一方、和系のデジタル処理系においては、相関器出力信号についてパワーのピーク値を検出し、デジタルにてAGCを行う。デジタルAGCの制御信号はAZ、ELの角度検出系にも供給され、それらのデジタル処理部において利得制御に使われる。

自動周波数制御 (AFC) についても、周波数誤差検出を、IF帯においてアナログ回路で行う広帯域の粗検出



系と、デジタル処理系で行う狭帯域の精密な検出系とに機能配分し、広範囲、高精度の周波数制御を行える構成としている。受信制御盤のデジタル処理部には、既に述べたように、正負に周波数オフセットした相関処理系を並列に配置してある。相関レベルの比較から周波数誤差を求めており、低い受信レベルにおいても高い精度の誤差検出が行える。アナログとデジタルの周波数誤差信号の和は、ループフィルタを経て、周波数制御用のシンセサイザに供給される。

#### 5.4. 角度誤差検出

角度誤差は、和系相関値のピークにおける和系の振幅 ( $A_{SUM}$ )、位相 ( $\phi_{SUM}$ ) と差信号系相関値の振幅 ( $A_{DIFF}$ )、位相 ( $\phi_{DIFF}$ )、とを用いて、

$$\text{角度誤差 (rad)} = \text{Re} [(A_{DIFF}/A_{SUM}) \exp(j\phi_{DIFF}) \exp(-j\phi_{SUM}) \exp(-j\phi_{OFFSET})]$$

から求めることができる。  $\phi_{OFFSET}$  は位相のオフセットである。相関器通過後のビデオ信号から誤差を検出していることから、従来の追尾受信機で行われている広帯域のIF信号を用いる場合に比べて精度は高く、より低いS/Nまで誤差感度を有している。図14にコリメーション設備を使用して得た角度誤差感度特性を示す。図はヌル (null) 点近傍を拡大したもので、ヌル点からのアンテナオフセット角度に対する誤差出力レベルを示している。図からアンテナ角度0.001 deg相当以上の誤差検出分解能を持つことがわかる。

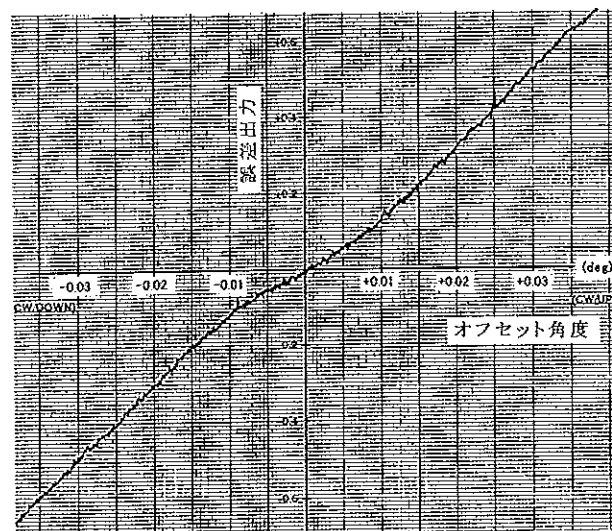


図14 角度誤差感度

#### 5.5. 距離捕捉と距離誤差検出

測距装置は入力されるIF信号を高速サンプリングし、相関処理ならびに距離捕捉を行う機能を備えている。

測距制御盤では、測距誤差 (レンジ誤差) を相関器出力の相関振幅を用いて求める。対象とする三つのモードにおいて、受信されるレンジパルスの相関器出力は底辺  $2 \mu\text{s}$  幅の三角状となるので、捕捉目標位置からパルス幅の2分の1 ( $0.5 \mu\text{s}$ ) だけ正負に時間方向へ離れた位置の相関振幅を求めて、

$$\text{レンジ誤差} = [(A_{EARLY} - A_{LATE}) / (A_{EARLY} + A_{LATE})] \times 0.5 \mu\text{s}$$

により、レンジ誤差を求める。ここで

$A_{EARLY}$ : 目標位置から  $0.5 \mu\text{s}$  前の相関振幅、

$A_{LATE}$ : 目標位置から  $0.5 \mu\text{s}$  後の相関振幅、

である。ここに採用した方法はコードトラッキング方式の距離ディスクリミネータと呼ばれる。これにより、従来のスプリットゲート積分方式で問題となった受信信号のオフセットやドリフトの影響が軽減され、距離計測精

度の大幅な向上が図られた。

### 5.6. パルス圧縮

レーダは送信パルス幅  $20 \mu\text{s}$  および  $1009 \mu\text{s}$  の二つのパルス圧縮モードをもつ。それぞれ、1 Mbps のレートで、20 ビット、1009 ビットの符号変調を施して送信し、受信機においてパルス圧縮を行うことにより、 $1 \mu\text{s}$  パルス送信時と同等の距離分解能を得る。一般にパルス圧縮用のPN変調符号として知られるバーカーコード [7] は符号長 (N) 13 までしか存在せず、それ以上の長さについては、サイドローブ条件を緩めて疑似PNパターンを探索する。そのようにして得られたパターンをオプティマルシーケンス符号と呼ぶ。本精測レーダでは、 $N=20$  については、既に知られているオプティマルシーケンス符号を採用した。 $N=1000$  については、文献等に既知のものは見出されないため、コード長1000付近のパターン全てについて自己相関特性をコンピューターシミュレーションにより調べ、 $N=1009$  において見出した、主ローブ周りのサイドローブ特性に関して最適と考えられるパターンを採用した。表3に符号の圧縮利得、サイドローブレベル、およびD/U比 (ピークとサイドローブのレベル比) を示す。

パルス圧縮の二つのモードのうち、SKIN  $20 \mu\text{s}$  モードの運用は、既に述べたように、基本系の受信装置と測距装置を用いて行われる。それに対して、SKIN  $1 \text{ms}$  モードに関しては、別途、専用の受信測距装置を製作した。

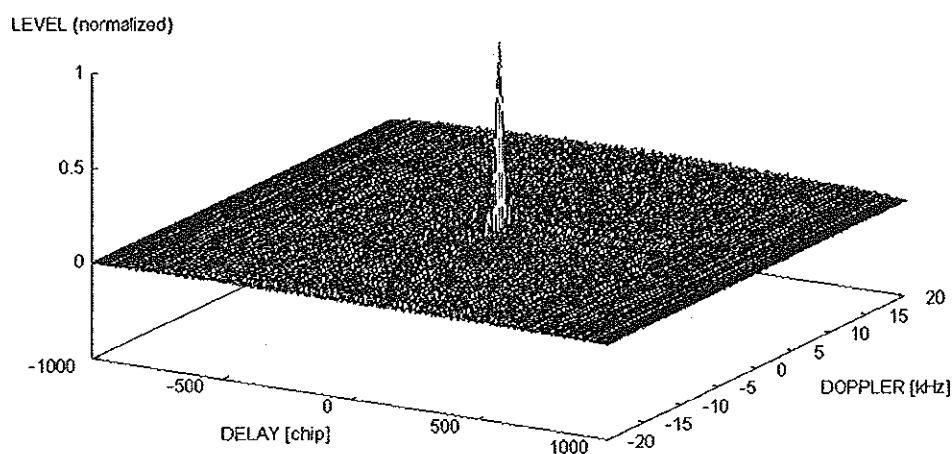
SKIN  $1 \text{ms}$  モードでは圧縮比が1000であり、30 dB低いレベルまでの信号の検出が期待できる。従って、ターゲットをより遠距離まで追跡することができる。しかし、一方、このようなパルスの圧縮処理においては、時間と周波数に関して、広い範囲を二次元にサーチして相関値のピークを見出さなければならない。例えば、周波数に関しては、 $1009 \mu\text{s}$  のコードを相関積分するとき、およそ500 Hz程度以内の精度でキャリアが捕捉されていないと相関値のピークは検出されない。飛翔体のドップラー周波数シフトの大きさは、一般に、500 Hzに比べてきわめて大きい。また、このモードでは、パルス繰り返し周期を250 PPSにすることは送信管のデューティ比の制限から許されず (使用するTWTTの規格上、4 msの間に1 ms間送信することはできない)、25 PPS (40 msの間に1 ms送信) に下げている。従って、ループ応答も、基本形システムの動作に比べて1/10、と遅い。これらのことから、SKIN  $1 \text{ms}$  モードにおいて、軌道不明のターゲットを検出して追跡するシステムを形成することは現実的でなく、ある程度の軌道予報値があることを前提として動作する受信測距システムを開発することとした。

相関器による1009ビットのパルスの圧縮はこの区間をコヒーレントに積分することを意味し、帯域的には、SKIN  $1 \mu\text{s}$  の場合の1/1000となる。すなわち、既に述べたように、周波数方向の検出捕捉幅が狭い。そこで、SKIN  $1 \text{ms}$  モード受信測距装置においては、軌道予報値による予測ドップラー周波数を入力して周波数捕捉を支援することが出来るようにするとともに、相関モニター架と呼ぶものを設けて、キャリア周波数方向および時間 (レンジ) 方向の二次元の探索を受信測距装置とは別に行い、その探索結果を受信測距装置に供給するようにした。相関モニター架は、キャリア周波数を正負にオフセットした相関系を並列に動作させ、周波数方向およびレンジ方向の二次元空間のパルス圧縮信号を、CRTディスプレイ上に表示する。運用者は、ターゲットと思われる最大相関値をマウスでクリックすることによって、受信測距装置に対して、ドップラー周波数とレンジゲートタイミングを与えることができる。予め与えられた軌道予報値からの入力は、この相関モニターからの入力によって修正され、追尾が進行する。

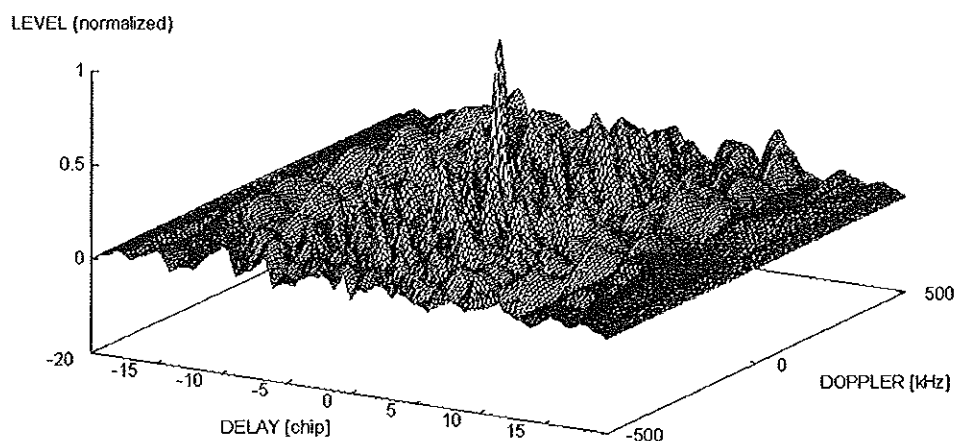
SKIN  $1 \text{ms}$  モードが意義をもつ最大探知距離付近では、受信信号のS/Nは極めて低く、基本系で行っているよう

表3 符号圧縮特性

符号長	圧縮利得	サイドローブレベル	D/U
20	20 (13dB)	2	20dB
1009	1009 (30dB)	20	34dB



(a)



(b)

図15 アンビギュイティファンクション. (a)1009  $\mu$ sモード, (b)20  $\mu$ sモード

なアナログ部でのAGCや、AFCのための周波数誤差検出は意味をもたない。そこで、SKIN 1 ms用の受信測距装置では、AGCについては、AGC制御信号の検出をデジタル処理系において行い、それを用いて、160 MHz IF増幅器の利得制御とデジタル処理系内でのAGCとを行うようにしている。また、AFC用の周波数誤差検出に関しては、デジタル処理系において、周波数を正負にオフセットした相関系を用意し、周波数誤差の検出をそれぞれの相関レベルの比較によって行う。距離計測のループの機構と動作は基本系において説明したものと同じである。送信繰り返し周期の違いから、追尾ループのバンド幅は、6 Hz、1.2 Hz、0.6 Hzの切り替えとしてある。また、アンテナ制御用の角度誤差信号の検出も、基本系の場合と同様の原理で行う。

この節の終わりに、1009  $\mu$ sモードのアンビギュイティファンクション（時間および周波数方向の符号相関レベル）を、20  $\mu$ sモードのものとともに、図15に示す。図の周波数軸はキャリアのドップラー成分である。

6. 運用実績

6.1. 二次レーダ

本新精測レーダはレーダトランスポンダを搭載するロケットを二次レーダモードにて追跡をする。本レーダはすでに幾つかのロケットの追跡に使用されており、ここでは、科学衛星「はるか」を打ち上げたM-V型ロケット

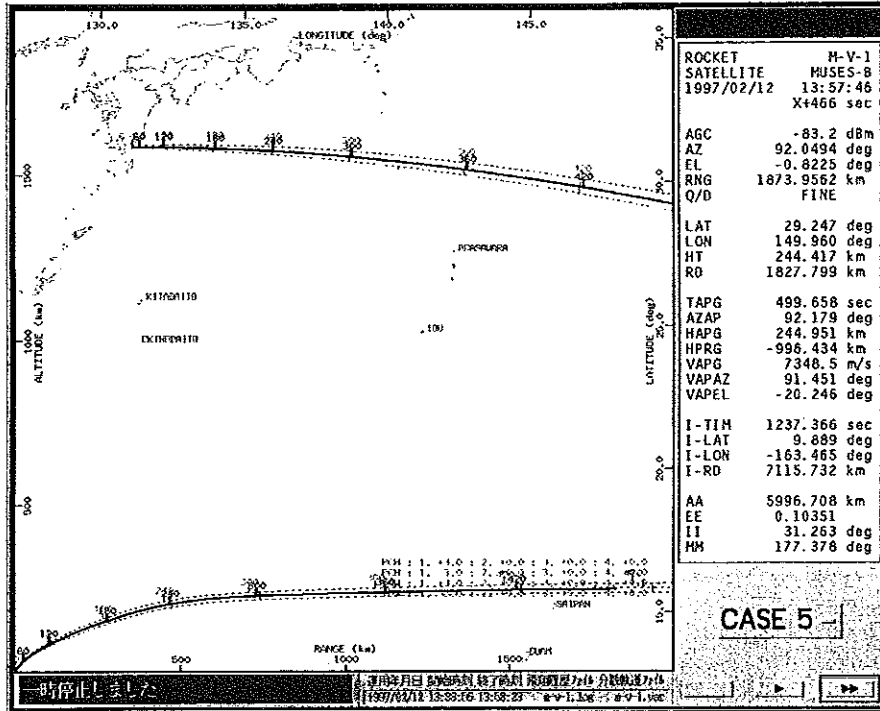


図16 M-V1号機の追跡における軌道表示画面

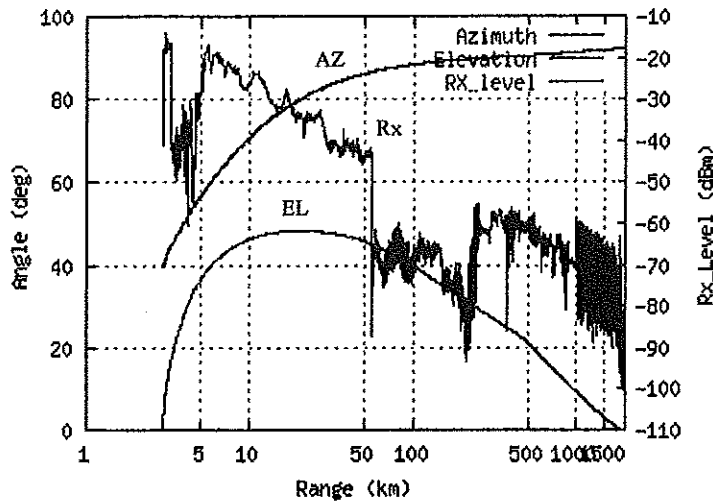


図17 M-V1号機の追跡におけるアンテナ角度 (AZおよびEL) と受信レベルの距離 (range) に対する変化

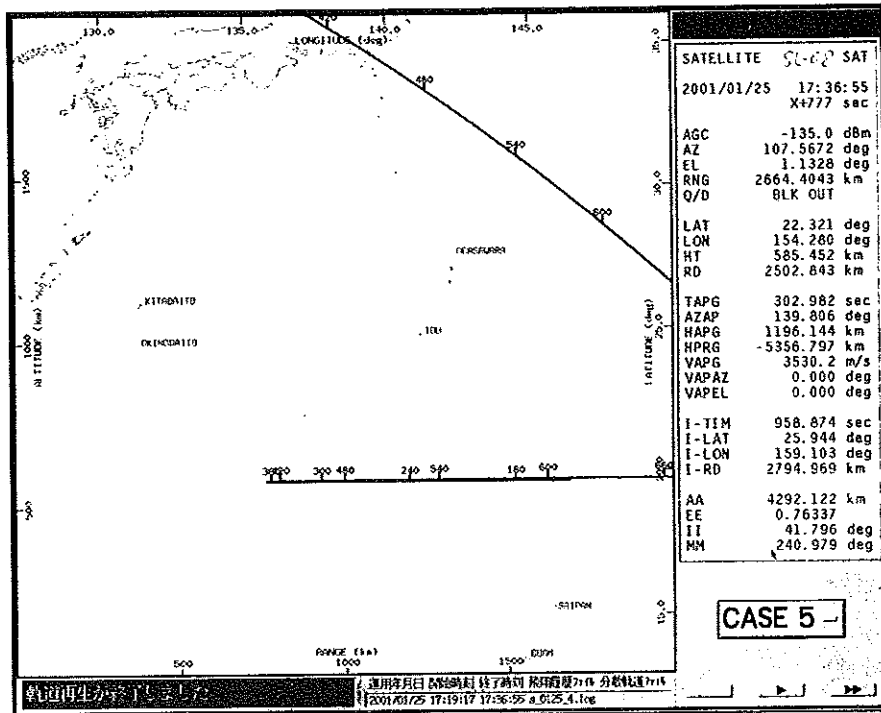


図18 コスモスロケット第二段 (SL-8) の追跡における軌道表示画面

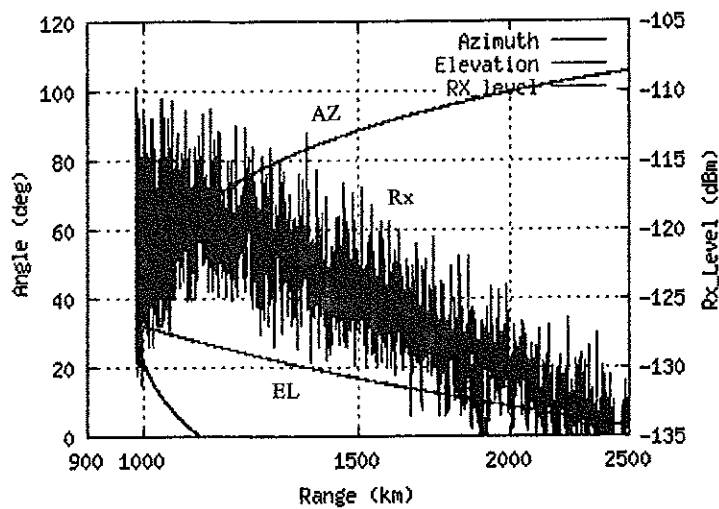


図19 コスモスロケット第二段 (SL-8) の追跡におけるアンテナ角度 (AZおよびEL) と受信レベルの距離 (range) に対する変化

1号機の追跡運用例を述べる。

図16に運用コンソールに表示された運用中の飛翔軌道表示画面を、図17に追跡データの例として、距離値に対するアンテナ実角度データと受信レベルデータを示す。図16はロケットがほぼノミナル軌道に沿って飛翔していることを示す。図17に見られる距離約50～250 kmにおける受信レベルの減少は二段目点火および燃焼中の噴煙による電波減衰であり、また、約1000 km以降のレベル変動は三段目のスピンによるものである。この運用はM-Vロケットの初飛翔におけるものであり、特に二段目燃焼中の噴煙の影響とスピンによる受信レベル変動の影響が懸念されていたが、レーダは正常に追跡できた。

その後に行われたM-V-3号機、4号機や観測ロケットS-520、S-310等においても予定した追跡性能が示され、レーダとしての機能を果たした。

## 6.2. 長パルス一次レーダ

長パルス(1009  $\mu$ s)による一次レーダ追跡実験の一例として、ロシアのコスモスロケット第二段(SL-8)を追跡したデータを以下に示す。図18は運用中の飛翔軌道表示画面であり、ロケット第二段は高度約585 kmで日本海側の福井県付近から太平洋側の静岡方面に、日本列島を横断する形で飛行した。図19はアンテナ実角度と受信レベルの距離に対する変化を示したデータで、受信レベル-133 dBm以下において自動追跡が可能であった。これから、表4に示したように、レーダ断面積1 m<sup>2</sup>の場合の最大探知距離はおおよそ1900 kmと推定される。レーダ断面積約3 m<sup>2</sup>のM-V第3段ロケットモータの追跡は十分可能と考えられる。

表4 一次レーダの最大探知距離—有効反射断面積1 m<sup>2</sup>の場合

モード	1009 $\mu$ s	20 $\mu$ s	1 $\mu$ s
送信電力 Pt (dBm)	83.0	90	90
アンテナ利得 G <sup>2</sup> (dBi)	96.4	96.4	96.4
波長 $\lambda^2$ (dB)			
有効反射断面積 $\sigma$ (dB)	0.0	0.0	0.0
定数 $(4\pi)^3$ (dB)	-33.0	-33.0	-33.0
大気減衰損失 Ls (dB)	-1.0	-1.0	-1.0
送信系給電損失 Lt (dB)	-1.5	-1.5	-1.5
最小受信電力 Prmin (dBm)	-(-133)	-(-119)	-(-106)
合計 (dBm)	251.4	244.4	231.4
最大探知距離 Rmax (km)	1930	1288	609

## 7. むすび

本研究所鹿児島宇宙空間観測所においてロケットの追跡に用いられている新精測レーダについて述べた。このレーダは1995年度に設置され、1997年2月に、M-V型ロケット初号機の打ち上げにおいて、科学衛星打ち上げロケット追跡の初運用を行った。これまで既に、M-V型ロケット3機、それに多数の観測ロケットの追跡を行

い、必要とされる機能を果たしてきている。

本レーダに新たな機能として加えたパルス圧縮一次レーダにおいては、IFデジタル化パルス圧縮受信、モノパルス角度誤差系に対するパルス圧縮後の角度誤差検出など、従来例のない新しい試みを行った。システムが予定した通りに動作することをコスモスロケット第二段の追跡などで確認している。

本新精測レーダが、今後、宇宙科学観測のためのロケットの追跡運用に、高い信頼性をもって、長年にわたって活用されていくことを確信するものである。

終わりに、本レーダの設計、製作、試験、および運用などに関わってこられた日本電気株式会社、三菱電機株式会社の多数の方々に深く感謝の意を表する。

### 参 考 文 献

- [1] 斎藤成文, 濱崎襄二, 座間知之, 松井正安, 林 一雄, 藤岡 誠, 布宮貞夫, 吉本聖志, 「電波誘導に関する電波系設備及び機器」, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第12巻, 第1号 (B), pp. 321-356, 1976年3月.
- [2] 林 友直, 市川 満, 関口 豊, 鎌田幸男, 豊留法文, 山田三男, 「レーダによるM-3S型ロケットの軌道追跡及びデータ処理結果」, 宇宙科学研究所報告, 特集第16号, pp. 325-340, 1986年10月.
- [3] 1955年から1964年までの「生産研究」(東京大学生産技術研究所報)の観測ロケット特集号参照.
- [4] 高木 昇, 斎藤成文, 野村民也: 「東京大学におけるスペースエレクトロニクスの開発研究」, 電子通信学会誌, Vol. 50, No. 6, pp. 137-174, June 1967.
- [5] 高木 昇, 斎藤成文, 濱崎襄二, 長谷部望, 亀尾要道, 市川 満, 関口 豊, 「レーダ装置の改造・増設について」, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第3巻, 第1号 (B), pp. 82-89, 1967年3月.
- [6] 斎藤成文, 濱崎襄二, 水町守志, 石谷 久, 市川 満, 関口 豊, 座間知之, 滝本英之, 谷岡憲隆, 前田行雄, 松井正安, 豊留法文, 須田幸暉, 「レーダによるM-4S型ロケットの追跡結果」, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第14巻, 第1号 (B), pp. 345-359, 1978年2月.
- [7] M. I. Skolnik, Introduction to Radar Systems, 2nd. ed, McGraw-Hill, New York, 1980.

---

宇宙科学研究所報告  
第122号付録 2003年3月

---

## ロケット追跡レーダの歴史 — 東京大学時代から宇宙科学研究所まで —

市川 満

### ロケットと共に始まる

高速度で遠距離まで飛翔するロケットの研究開発においては、飛翔特性データの取得や安全の確認のためにレーダシステムは不可欠である。アメリカにおける自動追跡レーダの開発も第2次大戦後にドイツから持ち帰ったV-2ロケットの研究を契機に始められている。わが国においては、1954年、東京大学生産技術研究所において、戦後における航空研究の遅れに対処すべく立ち上げられたAVSA (Avionics Supersonic Aerodynamics) 研究班の研究計画の中に、わが国で最初の自動追跡レーダ開発に関する記述が見られる [1]。

1955年、AVSA研究班は略称SR (Sounding Rocket) 研究班に改められ、観測ロケットの開発が始められる。同年11月には、一次レーダ (primary radar) システムによるロケット追跡の可能性を検討するための実験が行われている [2]。この実験の結果などをもとに、ロケット追跡システムの検討が行われ、1956年にはロケットにトランスポンダを搭載する二次レーダ (secondary radar) システムの開発方針が示されている。トランスポンダとは、地上局からのレーダ送信電波をロケット側で受信し、その信号を増幅して地上局へ送信する装置のことである。また、この時点で、高精度の軌道標定が期待できるドップラー測距方式について検討が行われている [3, 4]。

### 初代2 mレーダシステムの開発

当時のわが国にはロケットを自動追跡する類のレーダシステムの技術はほとんど皆無であった。その頃気象庁が手掛けていた高層気象観測ゾンデの自動追跡アンテナが唯一の手掛かりであった。レーウィン装置と称したもので、周波数は1.6 GHz、機能は電波方向探知機であった。初代のレーダシステムの開発はこの自動追跡アンテナを手掛かりにして進められた。

自動追跡アンテナとして、レーウィン装置と同じコニカルスキャンニング方式の追跡アンテナが製作された。アンテナ開口径は2 mで、マウント方式はAzimuth/Elevationであった。また、送信装置と測距装置が新たに開発された。送信装置は、周波数1680 MHz、出力10 kW、パルス幅1  $\mu$ secというもので、測距装置は地上局から送信されたパルス幅1  $\mu$ secのパルス電波がロケットとの間を往復するのに要する時間を測るものである。これらの装置を組み合わせることで自動追跡レーダシステムが形成された [3, 5, 6, 7]。2 mレーダのパラボラアンテナを写真1に示す。

ここに開発されたレーダシステムはコニカルスキャンニング・レーダと呼ばれるものである。到来電波の方向を感知するために、ペンシルビームの放射パターンをアンテナの中心軸より僅か(2度)に偏心させ、円錐状(コニカル)に回転(25 Hz)させる。ビームの走査(スキャンニング)中に、ビームの上下、左右位置時における受信レベルの比較を行い、比較された受信信号(差信号)から到来する電波の方向を求める。この差信号をアンテナ駆動の制御信号として用いて、アンテナを到来電波の方向に指向させる。



測距装置においては、測距計測パルスの繰り返し周波数を500 Hzとして設計していた。

### 2 mレーダによるロケット追跡

2 mレーダの最初のロケット追跡実験は1956年12月に秋田県道川実験場で行われている [5, 8]。アンテナ自動追跡機構の特性を調べることを目的とし、3機のロケット、K-128 J-T R型5, 6および7号機に1680 MHzの送信機を搭載した。この実験ではロケットの飛翔速度に対してアンテナ駆動の角速度が充分ではないことが予め分かっていたので、そのことを考慮して、追跡アンテナをランチャーの斜め後方約100 mの場所に設置し、発射X+4秒時点での待ち受けによってロケット捕捉を行う手法が取られた。5号機は自動追跡に成功、6号機は待ち受け位置にロケットが飛んで来なかったことにより追跡に失敗、そして7号機は、6号機と同様、ロケット飛翔の軌道ずれにより初期捕捉に失敗するが、手動制御による探索が行われ、X+10秒に捕捉に成功して、以後10数秒間自動追跡を行った、との記述がある [8]。

この6号機と7号機の追跡から、ペンシルビームのレーダアンテナによるロケットの初期捕捉と再捕捉に懸念が持たれ、これらの困難に対処すべく、アンテナに水平面内に幅広の放射特性（ファンビームパターン）を持たせた簡易レーダシステムと、アンテナの厳密な角度追跡が不要である3点測距のレーダシステムについて検討がなされている [9, 10]。3点測距システムは、ロケットに搭載されたレーダトランスポンダ（次項に述べる）から送信波に同期して送り返されてくる測距パルス信号を、離れた3点の地上受信局で受信し、これら3点での測距データからロケットの軌道標定を行うものである。

### Lバンド（1.6 GHz）レーダトランスポンダの開発

地上レーダシステムの開発と同時にLバンドのレーダトランスポンダの開発が始められている。当初電子部品（特に真空管）の耐振動衝撃性が危惧されたが、殆どの汎用部品について、特に問題になったという記述はなされていない [11]。

トランスポンダを搭載したロケットの最初のレーダ追跡は、1957年4月、カップ型ロケットK-2型1号機において行われている。追跡はレーダ班の操作の未熟さにより失敗した、との記述がある [12]。これはレーダによるロケット追跡の経験が全く無かったことのほかに、ロケットとレーダ装置間の距離が100 m以下と近すぎたことにより、ロケットに搭載したトランスポンダからの信号が地上送信波の影響を受け、受信装置で全く見えなくなったことも要因の一つであったようである。

K-2-1実験ではレーダ班の打ち上げ前のトランスポンダテストにおける一連の不幸もあり、ロケットの追跡失敗と相俟って、レーダに対する不信が高まった。K-3型に進むに当たっては、実験を一旦中止し、レーダ再検討すべし、との声が強まったが、検討会が重ねられて、1機だけのレーダ試験が認められた。1957年5月、K-3型1号機が発射されている。K-3-1実験ではレーダ系は正常に動作したが、ロケット側の原因でX+11.4秒にトランスポンダからの電波が停止している [12, 13]。実験の後、トランスポンダについては改めて、振動・衝撃試験が、試験機の能力一杯のもで行われ、衝撃180 g、振動3000 Hz/分3 mmの環境まで十分に耐える事が確認されている。

続いての1957年9月から1958年5月までの間に9機のロケットが打ち上げられている。その中で明らかにトランスポンダの不調が原因で追跡に失敗したのはK-5型1号機のみであったが、しかし一方、レーダが完全な形で追跡できたのはK-122 S型1号機、K-150 T型1および2号機のわずかに3機だけであった [14]。この悲観すべき結果には明らかにレーダ以外の要因によると推察されるものも含まれていたが、追跡の困難さはレーダがロケットの初期捕捉に待ち受けの手法を用いる限り避けられない問題であると考えられていた。

## 追跡機能拡大の工夫—カッパ6型から8型の頃

前項に述べた困難さに対処すべく、先に考案されていた3点測距レーダシステムがロケットの追跡に急遽採用されている。3点測距の受信点には、ロケットランチャー点がある道川を中心に、平沢（南側32.5 km）、船川（北側38.4 km）、寒風山（北側43.6 km）、および下浜が選ばれている。寒風山局は後に船川に移動された。

1958年度には国際地球観測年（IGY: International Geophysical Year）の参加を含めK-6型ロケットが17機打ち上げられている。追跡には自動追跡レーダシステムと3点測距レーダシステムが併用され、打ち上げられたロケット全ての軌道標定に成功している [10, 15]。

ここまでレーダシステムの測距パルス繰り返し周波数は500 Hzであった。このことからトランスポンダの自走繰り返し周波数も500 Hzで同期がかかる設計にされていたが、繰り返し周波数を外部からの接点信号により一時的に250 Hzに強制的に変えることで、簡易なテレメータとしても用いられていた [16]。

1959年から1960年にかけて、K-8型ロケットの開発が進んだ。当時のカッパロケットの電子学についてのレビューが文献 [17] にある。K-8型ロケットに向けては、その飛翔距離の増大に対応して、レーダ測距パルスの繰り返し周波数を500 Hzから250 Hzに変更している。それまでの最大追跡測距距離は300 kmであったが、この変更により600 kmにまで伸びた。

また、レーダの受信システムには、追跡機能の拡大を図るために、低雑音の増幅器であるパラメトリック増幅器（parametric amplifier）が受信機の前置増幅器として用いられている。これはわが国で最初に実用化されたパラメトリック増幅器であるとされている [18]。



写真1 初代2 mレーダのパラボラアンテナ（生産研究, Vol. 9, No. 4, 1957年, 観測ロケット特集号の巻頭写真ページより）

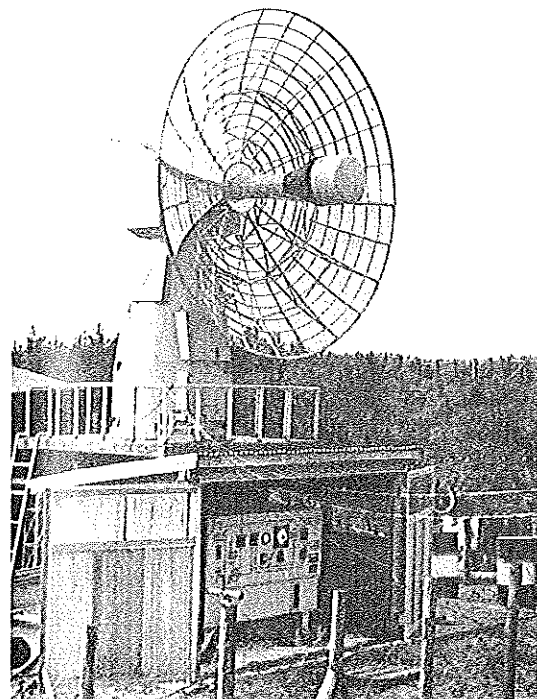


写真2 4 mレーダの空中線部（生産研究, Vol. 15, No. 7, 1963年, 観測ロケット特集号の巻頭写真ページより）

3点測距レーダシステムはロケットの飛翔方向に急激な変化が生じても軌道データの取得ができることに特長があった。そのために受信アンテナには広角放射ビームの低利得アンテナが用いられていたが、飛翔距離が伸びると受信能力が不足し、K-8型以降のロケット追跡には同方式は用いられていない。

K-8型になると、レーダの操作も成熟し、追跡の失敗はなくなったが、ロケットの飛翔高度が高くなり、飛翔時間が伸びたことから真空中でのトランスポンダの気密漏れによると考えられる不動作を生じている [19]。また、DOVAP (Doppler Velocity And Position) システムと名付けられた2周波 (地上送信 39.95 MHz, ロケット側送信 79.9 MHz) を用いるドップラー方式の測距の実験が、K-7型1号機、K-8 D型1号機、K-6 H型1号機、およびK-8型5, 6, 7号機において行われている [20]。いずれもDOVAPシステムの実用性を確かめる目的で行なわれたもので、受信点は道川実験場の一局であった [21]。

#### 4 mレーダ (GTR-1) の開発

4 mレーダシステム (周波数 1.6 GHz, アンテナ開口径 4 m, マウント方式 Azimuth/Elevation) の開発が1958年から1961年にかけて行われている [22]。このシステムでは、

- (1) 2 mレーダにおいて苦勞してきた初期捕捉の操作を確立すること、
- (2) 観測ロケットの大型化に向けて、追跡機能の拡大 (最大追跡距離 1500 km) を図ること、
- (3) 一次レーダの機能を持たせること、

等が設計の主眼であった。

それまでの2 mレーダによるロケット追跡の経験から、レーダシステムは、ロケットをランチャー上で捕捉して、以後確実に追跡することが不可欠であると考えられた。そのためには、ロケット打ち上げ時に、レーダ点から見るロケット上昇の視線角速度に充分に追従できるアンテナ駆動システムを形成することが必要であると考えられた。それを可能にするには、追跡アンテナの駆動制御機能に適切な加速度特性を持たせることが必須であるとされた。

4 mレーダでは、このような理由から、アンテナの駆動制御系に、大きな駆動速度と加速度が期待できる油圧駆動システムを採用している。高速の駆動制御系に対応させるため、パラボラアンテナの構造系においては、共振周波数に配慮するとともに、剛性を十分に高くし、慣性能率を小さく抑えた設計がなされている。また、トルク伝達の位相ずれが心配される駆動系歯車のバックラッシュについても考慮がなされている。こうして4 mアンテナは、自動追跡時において、最大追跡角速度 EL (上下角面) : 22度/sec, AZ (水平角面) : 14度/sec, 最大追跡角加速度 EL : 9度/sec<sup>2</sup>, AZ : 6度/sec<sup>2</sup>の角速度および角加速度特性を持つように設計された。

追跡距離の拡大のためには、アンテナを大型化 (口径 4 m) し、また2 mレーダ同様、受信機の前置増幅器として低雑音のパラメトリック増幅器を用いている。送信装置については、最大出力 500 kWのシステムが開発されている。また、測距計測信号の繰返し周波数をそれまでの 250 Hzから 83.3 Hzに下げ、最大計測距離の拡大を図っている。電波の方向探知追跡システムは2 mレーダと同じコンカルスキャン方式である。4 mレーダの空中線部を写真2に示す。

#### 4 mレーダによるロケット追跡

4 mレーダシステム (GTR-1) による最初のロケット追跡は、1961年12月、K-9 L型2号機において行われている [23]。3段式ロケットのメインステージに搭載された1台のトランスポンダに対して、4 mレーダと2 mレーダの同時運用がなされた。両レーダとも追跡に成功しているが、念願であった4 mレーダのランチャー上からの追跡はここでも残念ながら適えられていない。ランチャー上のロケットが4 mレーダのアンテナとほぼ同

じ高度にあったためであった。ロケットトランスポンダからの直接波とランチャー近傍からの地面反射波が重なって受信されて、ロケットの捕捉が不安定になったため、ランチャー上約80mの位置での待ち受けによる初期捕捉を行わざるを得なかった。

K-9 L型2号機の打ち上げでは初期捕捉に始まり全飛翔にわたって自動追跡に成功するが、一方で、アンテナ系を振動源とする大きな地響きが起こった。地響きの原因としては、アンテナの駆動特性とアンテナを制御する制御信号の周波数特性に問題があるのではないかとか、ロケットトランスポンダからの電波のレベル変動が原因であるとか、コニカルスキャン方式を用いている限り解決出来ないのではないかと、等の疑念が持たれた。繰返し周波数を83 Hzから250 Hzに変更しても目立った改善は見られなかった。この現象の原因については後の「KSCにおける4 mレーダの運用形態」の節で述べる。

### 道川実験場から鹿児島宇宙空間観測所 (KSC) への2 mレーダの移設と移設後の運用

鹿児島宇宙空間観測所 (KSC) は、1961年に起工式を終えた後、建設の途中にあったが、道川実験場におけるK-8型10号機の事故(1962年5月)により、観測ロケットの射場は急遽KSCに移される。当初より2 mレーダは可搬型に近いシステムであったことから首尾よくKSCへの移設が行われた(宮原地区にレーダサイトが設けられていた)。一方、4 mレーダは建屋等の事情により、KSCへの移設が遅れた。そのため、1962年8月から1963年5月までの間に打ち上げられたロケット、K-8 L型1号機、K-9 M型1および2号機、K-8型11号機においては2 mレーダのみによって追跡が行われている。

KSCに移設された初代2 mレーダは、それまでの数年間に多少の改造は加えられていたが、基本的には当初からの構成を残したシステムであった。自動追跡のアンテナ(2 mパラボラ)は3分割の組み立て式で、送信装置と受信測距装置も分離した構成になっていた。このほか受信測距系だけは、飛翔時におけるトランスポンダ監視用として、3点測距時代からの装置があわせて用いられ、2系統での測距追跡が行われていた。ロケットの追跡時には、地上送信用ヘリカルアンテナと受信用ヘリカルアンテナを時々刻々に自動追跡アンテナの指示方向に人手で合わせるといことが行われた。また測距においても、自動測距のほか、ブラウン管に写し出されたトランスポンダからの受信パルスを手動で追跡操作するといことが併せて行われた。これらのデータの取得には、ドラム回転型ペンレコーダによる記録と8 mmフィルムによる撮影記録が行われている。因みに4 mレーダシステムのデータ取得には16 mmフィルムが用いられていた。

1958年のIGY以来レーダの操作ミスによる追跡失敗は1度も起こっていない。ただし8 mmフィルムの時間切れによるデータ欠損が1度だけ記録されている。2 mレーダ追跡システムは道川におけるレーダ班の苦汁の追跡経験を経て確立されたものとなっていた。

2 mレーダは1963年12月に新しいシステム(ATR-63型レーダ装置)に更新された。それまで真空管式であったものが半導体化された。レーダデータの8 mmフィルム撮影記録に替わって、実時間でデータ取得ができるデジタルデータ記録装置が採用された。また、この更新時に初めてレーダアンテナのポアサイトにTVカメラが搭載されている。

### 4 mレーダのKSCへの移設とレーダの環境管理の問題

1963年にはロケットの更なる大型化が進み、ラムダ世代の幕開けを迎える。道川に設置されたままになっていた4 mレーダはおおよそ1年遅れで仮設の建屋ごとKSCに移された。4 mレーダは同年度の第2次実験からロケット追跡に参加した。その実験で2段式ラムダ型ロケットL-2型1および2号機が打ち上げられている[24]。

KSCに移設された4 mレーダは、装置に用いられていた抵抗素子の劣化によりしばしば不具合を起こした。

これは用いられていた抵抗素子が湿度に弱く、抵抗特性が変化したことによるものであった。原因は道川における1年間のレーダの保管環境にあったと考えられるが、予備品保存も同じ環境下にあったため、部品の交換修理後も、短時間で故障が発生し、レーダ班を窮地に陥らせることになった。幸いロケット飛翔実験時には故障の発生が無く、追跡に支障をきたすことはなかったが、このようなことはあってはならないことである。メーカー側の使用部品の選定に問題があったことは明らかであるが、研究所側も、予備部品の特に長期にわたる保管管理に十分な注意を払うべきであったと反省させられている。

### 3 段式ラムダ型ロケットのレーダ追跡

1964年の第1次実験では3段式ラムダロケットL-3型1号機が打ち上げられている(1964年7月)。この実験に先立って、複数個の同一周波数レーダトランスポンダを搭載した多段式ロケットの同時追跡について、検討が行われている[25]。

L-3型1号機では2段ブースタロケット部と3段メインロケット部に同一周波数のトランスポンダが搭載された。トランスポンダ間の混信を防ぐ目的で、メインロケット部に搭載されたトランスポンダには、応答パルスに60  $\mu$ secの遅延を持たせた。2段ブースタ部を2 mレーダが、メインロケット部を4 mレーダが追跡し、2台のレーダによる追跡に成功している。このときロケットは4 mレーダシステムの最大測距距離である1,500 kmを越えて飛翔したので、追跡は途中までとなった。L-3型ロケットの実験は3号機(1965年3月打ち上げ)まで行われている。

2 mレーダと4 mレーダの測距系はこの一連のL-3型ロケットの実験の後に改造されている[26]。レーダの測距パルスの繰返し周波数は、それまで、2 mレーダが250 Hz、4 mレーダが83.3 Hzであった。そのため最大測距距離が2 mレーダで600 km、4 mレーダでは1800 km(記録表示器では1500 km)に制限されていた。この測距パルスの繰返し周波数を、250 Hzと267 $\frac{6}{7}$  Hzの2系統にし、これらを切り替えて用いることによって連続して8,400 kmまで追跡できるシステムとした。

### KSCにおける4 mレーダの運用形態—人動追跡レーダ

4 mレーダシステムは初代の2 mレーダと同様に真空管を使用した装置であったことから、正常であってもサーボ特性等が時間と共に変化し、そのために、常にサーボゲインや差動増幅器等の調整が必要であった。打ち上げ時には、レーダコンソールをはじめ殆どの装置を分解した形とし、何時でも故障修理や機器の調整に迅速に対応できる体制のもとで追跡が行われていた。「これは正しく人動追跡レーダ!」との言葉を頂いたことがある。このようなオペレーション体制は2 mレーダについても同様であった。レーダシステムとして形をなしているのは装置が稼動していない時か、写真撮影の時のみであった。打ち上げ間近になると決まって、レーダは面倒な問題を突きつけてきたが、幸い、飛翔実験中に限っては、問題が起こったことはなかった。

先にK-9 L型ロケット追跡のところでレーダアンテナの振動について述べたが、このアンテナ振動には、大まかに二つの原因があった。一つはアンテナ駆動の加速度特性を良くするために油圧サーボバルブに加えていた予励振(ディザ)の周波数に問題があったこと、もう一つはアンテナ追跡時の駆動系のオーバーシュートである。

油圧サーボのサーボ電磁弁には400 Hzの予励振をかけていた。ある時400 Hz発生用の電源装置が故障し、試みにディザの周波数を商用電力の60 Hzに換えてみたところ、振動が大幅に減少した。400 Hzのディザでは周波数が高すぎて油圧系が応答できていなかったのである。

もう一方は自動追跡時における駆動系のオーバーシュートによるもので、これが主原因であった。オーバーシュートにより駆動系と制御信号との間に位相ずれを生じ、追跡時のアンテナに余計な振動が加わっていたと考え

られる。駆動系のオーバーシュートに関しては、当初のアンテナ構造系設計の段階から、慣性能率や歯車系のバックラッシュ等について考慮がなされていたが、自動追跡時の角加速度  $9 \text{度}/\text{sec}^2$  は少し荷が重かったようである。

一般に高い角加速度特性を得るには、制御負荷の慣性モーメントを考慮した減速制御を、高速駆動の立ち上がり制御に見合うように、施す必要がある。それにより駆動系のオーバーシュートを十分に抑えることができる。単一油圧モータシステムによる駆動では減速制御に関して多少の難があったようである。このことからロケットの追跡では、アンテナ駆動制御のサーボバンドを極力絞って運用することを強いられていた。

ラムダ型ロケットではレーダから見た視線角速度に余裕があり、追跡では問題は少なかった。観測ロケットとして当時最も数多く打ち上げられていたK-9M型ロケットでは、ロケット第2段の燃焼終了時点で追跡に十分な注意を払う必要があった。これは第2段ロケット燃焼終了時点からEL角の上昇度が急激に減るのに反してAZ角の変化速度が最大になることに起因していた。

### 司令制御精密レーダ（精測レーダ）の開発

1963年頃から、ミュー型（M型）ロケットの開発計画に合わせて、高い追跡精度のレーダシステムに関する検討が東大生研で始まっている。本格的な設計は1964年に始まり、レーダが完成したのは1967年である。司令制御精密レーダと名付けられていたが、略称の「精測レーダ」が通用するようになった。このレーダはM型ロケットによる科学衛星の打ち上げを目的に計画されたもので、わが国における最初の精密級自動追跡レーダシステムとなった [27]。宮原台地に設置された精測レーダのアンテナを写真3に示す。

レーダには初めてコンピュータシステムが導入された。コンピュータシステムの開発は、レーダよりおよそ2年遅らせ、1965年に開始している。またこのレーダでは、レーダのパルス電波を用いてロケットとの間で通信を行う機能が付加されている。目的は、飛翔中のロケットに科学衛星を所要軌道に投入するための制御指令信号を

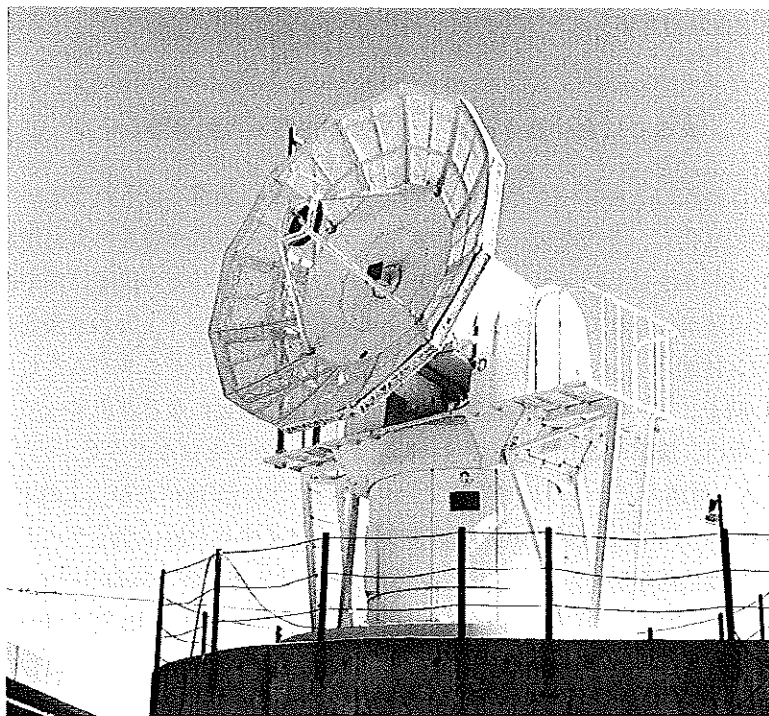


写真3 精測レーダアンテナ

送ることであった。送信設備においては新たにマグネトロンを用いた出力1 MWの送信装置が開発されている。

精測レーダの開発は、使用周波数帯Cバンド、角度追跡精度0.1 milli-radian (6/1000度)、距離追跡精度10 m以下、等を主要設計目標として進められた。これらを満たす条件から、メインパラボラアンテナの開口径4 m、ビーム幅約1度と決まり、一方、これに対してメインアンテナのビーム幅が1度では捕捉上心許ないとのことで、ビーム幅3度の捕捉アンテナが当初設計より付加されている。3度というビーム幅は4 mレーダの経験を踏まえて決められたものであった。また、コンピュータの負荷を少しでも抑えるために、レーダ側で高い追跡精度を持つことが不可欠であるとされた。

追跡アンテナの測角システムには、カセグレン型パラボラアンテナに四つのホーンアンテナによって給電を行うモノパルス角度検出方式がわが国で始めて採用されている。また、アンテナ駆動時に必要な角加速度特性を持たせることと精密制御を行う目的から、駆動制御システムに油圧駆動系を用いたアンチバックラッシュシステムが採用されている。角度の検出にはオプティカルエンコーダが用いられている。

採用された測角方式はヌルシステム (null system) と呼ばれるものである。立体回路で構成したモノパルスコンパレータにより、上下、左右対称に並べた4個のホーンに対して同位相の給電を行い、上2組/下2組、左2組/右2組のホーンの組み合わせに対しては180度の位相差を付けた給電を行う。4ホーンの同位相給電端子 (SUM channel) は送受信用の端子として用いられ、180度の位相差をもつ2対の給電端子 (上/下面: EL difference channel, 左/右面: AZ difference channel) からはEL角/AZ角の追跡に必要なCバンドの高周波電力 (測角度情報) が出力される。このEL/AZ端子から1パルス毎に出力される高周波出力を検波し、アンテナを到来電波の方向に駆動制御するための角度誤差信号 (到来電波がアンテナの中心軸から1度ずれると20 Vの信号電圧を出力) として用いる。2 mレーダと4 mレーダで用いられたコニカルスキヤニングでは、アンテナビームの上下時と左右時の受信レベルの比較によって角度情報を検出することを先に述べたが、その場合、比較される受信レベルには半周期の時間遅れがある。そのため、この半周期間に何らかの理由でトランスポンダからの電波のレベルが変動すると、誤った角度情報が検出される。そのため、2 mレーダと4 mレーダでは高い精度のロケット追跡に限界があった。

### 精測レーダの駆動機械系

精測レーダでは、アンテナの角度探知に上述のモノパルス角度検出システムを用いるほか、精密制御を実現するために、駆動機械系にアンチバックラッシュシステムを採用している。アンチバックラッシュシステムは駆動系のオーバーシュートを極力小さく抑えた制御を行うためのもので、アンテナ駆動軸 (AZ/EL) に対して右回転トルク用と左回転トルク用の駆動系 (油圧モータ) を対にして用いる。アンテナ駆動制御時に、正駆動の制御トルクに対して常に適量の逆トルク制御をかけることによって、歯車の遊びと制御時のオーバーシュートを抑え、2型制御則の駆動制御を可能にしている。自動追跡時における駆動系のオーバーシュートはその時間遅れ成分が制御ループの応答特性を低下させるものであり、このことは4 mレーダで身をもって体験したことであった。

4 mレーダの角度検出には1 xと36 xのシンクロが用いられていたが、精測レーダでは高い測角精度の要求からオプティカルエンコーダ (19 bitのもの) を使用している。追跡時のアンテナの角度情報には、このオプティカルエンコーダの出力に、アンテナ駆動制御時に用いている角度誤差信号の角度換算値 (20 V/1度) を加えることによって、測角精度を高めている。

### Cバンド

### レーダトランスポンダの開発

精測レーダ用のCバンドトランスポンダとコマンドデコーダの開発は少し遅れて始められている。Cバンドの

トランスポンダについては米国に市販の機種があったが、それには非同期時の送信機能がなかった。そのため地上レーダからの電波がロケットトランスポンダ側で受信されないとトランスポンダからの応答がなく、ロケット飛翔中の偶発的なトラブルの際の再捕捉に心配があった。また、自前でトランスポンダの開発を行うことによって、技術ならびに信頼性の両面で向上を図る、という狙いもあった。

コマンドデコーダはレーダの電波を用いてロケットとの間で通信を行うための機器で、トランスポンダに付属して、地上レーダからの指令コード信号を抽出する。コマンドデコーダでは開発後のフライト品の製造過程で苦労があった。デコーダ出力端に用いていた米国製の小型リレー（ミル規格）の信頼性にばらつきがあった。デコーダ1台当たり同種のリレーを十数個使用していたが、このリレーの入手に当たっては、常に50～70個の中から選び出す必要があった。そのためコマンドデコーダについては心配の種をなかなか払拭できなかった。なお、コマンドデコーダは、その後、1987年にゲートアレイ素子を用いたタイプに改良された。出力端にリレーを使用することも止め、フォトカプラを使用している。機器の信頼性は向上し、重量、体積も、ともに約1/2に減少した。

### コンピュータソフトウェアの開発

レーダデータの実時間処理を行うためのコンピュータ関連のシステムとソフトウェアの開発は、1965年に、東大生研の渡辺 勝教授（当時）と浜崎襄二助教授（当時）を中心に始められている [28]。実時間処理ソフトウェアの開発に当たっては、次の五つのことが要求された。

- (1) レーダデータの平滑化を行い、実時間で、正確な飛翔軌道を求める。
- (2) 飛翔軌道を実時間でデジタルプロッタ上に描く。
- (3) 予測軌道の算出を行い、そのデータによってレーダをコンピュータスレーブすることを可能にする。
- (4) 最終段ロケットの最適点火時刻の予測値を算出する。
- (5) 打ち上げた衛星の軌道予測を行う。

上記(2)に関しては、当時わが国に大型のデジタルプロッタが無かったことから、その開発も合わせて行われた。

コンピュータの機種については、開発過程にあったレーダシステムの技術情報がソフトウェアの基本処理方式の検討に必要であったことから、日本電気（株）の当時の標準機種であったNEAC 2200モデル400が選定された。同機は1967年9月にKSCのレーダセンターに納入された。当時、わが国では、IBMの技術に対処すべく、計算機産業育成のための大型プロジェクト（1966年、通産省）が官民一体になってまさに開始されたところで、計算機ユーザーのソフトウェアに専門に関わる技術者がまだ多く育っていない時代であった [29]。大型ロケットプロジェクトの一環として始まった精測レーダ/コンピュータシステム開発の重責を背負って、開発担当であった浜崎助教授自らが計算機用語（アセンブラ言語）の習得をされ、開発と検証に専念された。当時コンピュータのソフトウェアが、国の契約において、未だ完全に商品として認知されていない事情もあったほか、予算的にもメーカー側に多くを依頼出来ない側面があった。1970年までの3年間に、精測レーダとコンピュータシステムについて同助教授により約2000時間に及ぶ入念な機能試験が行われている。KSCにおけるこのハードな作業に、コンピュータより先に当人が壊れるのではと心配されながらの完成であった。

### L-3H/L-4S型ロケットの追跡とL-4S-5ロケットによる人工衛星の打ち上げ

L-3型ロケットは更に改良を加えられて、1966年3月にL-3H型1号機、7月にL-3H型2号機の実験が行われている。さらに同年9月には、4段式のラムダ型ロケットL-4S型1号機の実験が行われた。このL-4S-1はわが国で最初に人工衛星の打ち上げを試みたロケットである。



L-3 H型ロケットはL-3型と同様のシステムにより追跡が行われたが、1号機ではロケット発射の衝撃によりメインステージに搭載されたトランスポンダからの電波が停止している。これは、事後解析の結果、トランスポンダに内蔵されていた電源系の制御リレーの反転によるものと推定された。これを機にトランスポンダ内蔵の電池とその制御リレーが外に出された。L-3 H型は以後9号機まで実験が行われている。その中で5号機（1970年9月19日打ち上げ）には、これは次節に述べるべきことではあるが、精測レーダ用のCバンドのトランスポンダがメインロケット部に搭載され、精測レーダシステムによる追跡が行われている。

L-4 Sシリーズは、わが国最初の人工衛星「おおすみ」を誕生させた5号機（1970年2月11日打ち上げ）まで、L-4 T型1号機を含めて計6機によって飛翔実験を行っている。L-4 S型では3段ロケット部にLバンドトランスポンダが一台搭載され、2 mレーダと4 mレーダによる追跡が行われている（L-4 T-1号機のみ3段部と4段部に2台のLバンドトランスポンダを搭載）[30]。L-4 S型1号機（1966年9月26日打ち上げ）から3号機（1967年4月13日打ち上げ）までの実験ではレーダ用コンピュータが無く、レーダシステム付属のロケット軌跡記録用アナログX-Yレコーダを頼みとして人工衛星打ち上げ実験が行われた。追跡に4 mレーダと精測レーダシステムのコンピュータが使用されるのはL-4 T-1号機（1969年9月3日打ち上げ）からである。「おおすみ」を打ち上げたL-4 S-5号機の追跡では、精測レーダ用の実時間処理コンピュータシステムが4 mレーダの実時間データ処理において機能を発揮した[31]。

4 mレーダにおいては、その後、1974年度に、送受信機部を除いた制御部とコンソール部の半導体化が行われている。この半導体化により装置の故障率は大幅に低減した。

### 精測レーダによるロケット追跡

精測レーダによる最初のロケット追跡は3段式ミュー型ロケットM-3 D（3段部ダミー、1969年8月17日打ち上げ）においてであった。M-3 DにはLバンドトランスポンダとCバンドのトランスポンダ（米国モトローラ社製）が搭載され、2 mレーダ、4 mレーダ、精測レーダの三つのレーダシステムが追跡を行った。1970年9月に打ち上げられたM-4 S-1号機においても同様の追跡が行われ、ここに3式のレーダからなる追跡システムが確立した。M-4 S型は4号機まで打ち上げられ、精測レーダとコンピュータシステムは、当初目標であった科学衛星の軌道投入のための機能を果たした。

宇宙航空研究所が開発したCバンドトランスポンダとコマンドデコーダが初めてロケットに搭載されたのは、M-3 C型ロケットのシミュレーション機であるL-4 S C型1号機（1971年8月20日打ち上げ）においてであった。この実験の前に、電波誘導に関連した地上系設備がレーダセンターとコントロールセンターに増設されている。また、電波誘導のためのコンピュータソフトウェアも逐次整備され、L-4 S C以降のロケット追跡・電波誘導に用いられている。M-3 Dにおける初追跡以降、精測レーダシステムにおいては、機能の面でも性能の面でもほぼ満足できる成果を得たと言える。

### 精測レーダの改修（1976-77）

精測レーダ本体は1967年に出来上がり、1969年から観測ロケットやM型ロケットの追跡においてその役割を果たしてきたが、10年近くの時を経て、一部部品の信頼性の低下や、保守管理上の問題が見出されてきていた。運用・試験の積み上げと追跡技術向上のもとで、機能・特性に関して改良の余地が残る部分もあることが明らかになっていた。この様な事情から、精測レーダシステムに関して改修を図ることになった。1975年に改修計画が立てられ、1976年度に送受信装置、測距系、コンソール部について、77年度にはアンテナ給電系と駆動制御系について、改修を行っている。

送信装置からは、測距パルスのほか、電波誘導等のためのコマンドコード列のパルス電波が送出されるが、それまで、コマンドコードのパルス電波の出力値にかなりのばらつきがあり、電波リンクを劣化させていた。そこでその改善のために、パルス出力値のばらつき幅を小さくした(2 dB以下)。測距系については、それまでのアナログ測距方式(4 mレーダと同一、レゾルバ方式)をデジタルのカウンタ方式に改修した。受信機については、AGC特性とAFC特性を改善し、またコンソールについても改修を行った。

アンテナ系ではまず駆動動力源を変更した。精測レーダの開発当時、アンテナ駆動に用いる大出力の動力源としては油圧モータを除いて他に代わる物が無かった。その後1970年代になって、高品位・高出力の制御用直流電動モータの市販が始まった。そこで、信頼性の維持と保守性を考慮して、電動モータを使用することとした。また、制御に関しても、それまでのアナログ制御に替えて、デジタル制御への変更を行った。デジタル化により、設計から工場試験の段階での制御系のコンピュータシミュレーションが容易になり、改修後のアンテナでは1/1000度の角度位置制御が確実に可能になっている。

アンテナ給電系では、給電回路に用いるモノパルスコンパレータと角錐ホーンについて改修を行っている。モノパルスコンパレータでは、導波管を用いたE面結合回路構成のものを、マジック-T型回路構成のものに改修した。E面結合回路構成には、回路接合部に用いた高温半田の電触による機能劣化という問題があった。またそれまでの検討から、同回路構成においては位相精度に問題が残っていた。

モノパルスコンパレータを用いたアンテナ測角システム(ヌルシステム)では、アンテナの正面方向の角度位置に放射パターンの鋭い切れ込み(ヌル)ができる。AZ/EL角度はこのヌル角度を中心に計測される。それまでの精測レーダでは、このヌルの深さとその角度位置が受信電波の偏波特性によって少し変化するということが見られた。このことは測角の精度に関わる面倒な問題であった。工場における製造過程では試験環境等の制約から測定が難しく、KSCに設置後、電波環境を考慮して製作されているレーダ試験用視準塔を用いて始めて明らかになったことである。

上述ヌル値の変動は、4個の角錐ホーンで発生している交差偏波成分に起因していること、また、その交差偏波成分が角錐ホーン形状の非対称性によって発生していることが、検討によって明らかになった。ホーンの形状を対称構造である標準型の正方形開口角錐ホーンに変えることによって解決を図った。改修の結果、それまでに無い優れた追跡特性を得ているが、受信電波偏波面によるヌル角の変動については当初期待した値以下に抑えることができなかった。後者については、モノパルスカプラの工作精度に起因する位相誤差や、アンテナ、位相器、和系チャンネル等の入出力インピーダンスの小さな不整合に起因していると推察される。

アンテナ系の改修時に、そのほかに、オプティカルエンコーダ装置に乾燥空気を注入する工事を行っている。オプティカルエンコーダについては、信頼性に欠けていて、輸入元の米国に修理に出したり新規に購入したりと問題が多かったが、この工事以来今日に至るまで故障は出ていない。

以上の改修をもって、東京大学生産技術研究所において当初に計画された精測レーダシステムの開発は終了している。

ヌルシステムによるモノパルスレーダは究極の追跡精度を追求するものであるが、われわれレーダ班が精測レーダの開発を通して得た事柄を要約すると、およそ次のようになる。

- (1) 到来電波方向計測の角度分解能については、2/1000度から3/1000度を期待できる。
- (2) 測角精度については到来する電波の偏波面の変動により制限を受ける。
- (3) 追跡時に電波の偏波面をコンピュータに入力できれば測角精度の改善が図れるであろう。
- (4) 一次レーダとして使用する場合には偏波による測角精度の劣化は生じない。

全力投球で行った精測レーダの改修において、レーダ班がおかした唯一の設計のミスは、コンピュータがそれまで通りレーダサイトに設置されると仮定して改修を進めたことである。それまでの苦渋の経験から、精測レーダの追跡運用とその機能特性維持には、コンピュータが一体のものとして在ることが不可欠であると確信してい

たことによる。(校正者注：宮原のレーダサイトでのコンピュータの設置はなく、約2.5 km離れたコントロールセンターに設置されたコンピュータシステムACOSに機能が集約された。)

### 3.6 mレーダの開発 (1978-79)

1963年に更新された2 mレーダに代わるものとして、3.6 mレーダの開発が1978年から79年にかけて行われている [32]。コニカルスキャン方式のLバンドレーダの問題点については、観測ロケット追跡の度毎に検討を行っていた。Lバンドレーダ更新の検討が本格的に始められたのは1976年頃からである。当初の主旨は、観測ロケットの追跡を対象にした、使い勝手を重視したLバンドのレーダを開発する、というものであった。その要求を踏まえ、小開口径のアンテナを用いるモノパルスレーダについて概念設計を行ったが、設計の過程でカセグレンアンテナの構成では副反射鏡の直径に7波長以上を必要とし、また副鏡と主鏡の口径比を小さくした設計でも得られる利点が無く、開発の主旨に不向きであることが明らかになった。そこで、フロントフィードアンテナを用いるモノパルスレーダの開発へと進むこととなった。

心配はフロントフィードのモノパルス系の製作に全く経験がないことであった。そこで、レーダシステムの開発に先立って、正方導波管型アンテナ5系で構成するモノパルスフィードのアンテナ系の開発を進めた。駒場にあった電波暗室で約2年をかけ、1977年にアンテナ系の開発を終了した。その成果をもとに、1978年、新レーダシステムの開発が開始された。

対象とする追跡距離と、アンテナのビーム幅を4 mレーダと同程度にすると定めたことから、アンテナの開口径が3.6 mに決まった。レーダシステムの技術的な検討は、2 mレーダ開発初期から運用とデータ処理、解析に携わってきた担当者を中心に行われた [32]。追跡の運用支援のほか、システムの機能を高め、特性の維持を図る必要性から、コンピュータシステムが積極的に採用されている。計画時には電波偏波面の変動による測角精度の劣化も心配されたが、それは約5/100度(p-p)以内に収まった。3.6 mレーダは、1980年から2002年まで、各種観測ロケットの追跡に用いられた(校正者注：2002年2月のS-310-30号機の実験をもって追跡レーダとしての役目を終えている)。特にオゾンゾンデの追跡では中心的役割を担った。写真4は3.6 mレーダアンテナの外観を示すものである。

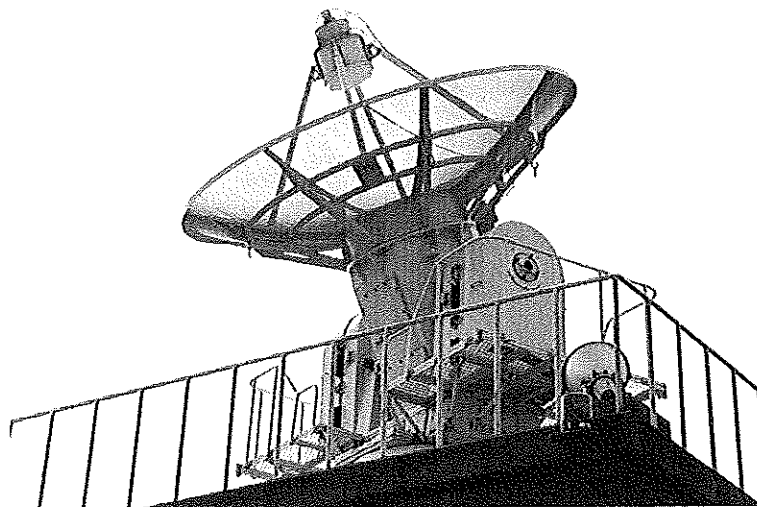


写真4 3.6mレーダ

### 精測レーダシステムのその後

1987年から89年にかけて、精測レーダの故障が急激に増えた。一回の実験期間に故障修復のために取り替えた不良半導体がバケツ半分ぐらいの量になる、ということが2回あった。同種の半導体がほぼ時期を同じくして不良化したことになる。また、時を同じくして、大型コンピュータシステムACOSとの接続に用いるレーダ側のミニコンピュータの保守部品が、メーカー側においても無くなった。銀行、新聞社等において同機種の不要機が出るたびにボードや部品を譲り受けた。

このような状況のもとで、精測レーダシステムについては、いずれ更新が必要になると考えられていた。しかし具体的な新規開発計画は無かった。これを変えたのがM-3SII型-4号機打ち上げの3日前に起きた送信装置の不具合である。心当たりの処を全て分解し、2昼夜かけて調べたがなかなか解明に至らず、大変な思いをした。実はその前の実験の時に交換したばかりの真空管の特性変化が原因であった。装置全体の極度の老朽化の上に新品の輸入真空管にも翻弄されたことから、新たな精測レーダシステムの開発が必須であると考えられるに至った。M-V型ロケットの開発に合わせて、1990年頃から技術課題の検討に入った。

### 新精測レーダシステムの開発

新精測レーダの開発を進めるに当たり、次のような検討を行っている。

M-V型ロケットではプルーム（ロケット燃焼ガスの噴煙）による電波減衰が増大することが予想された。対策としては、(1) 受信機能の向上を図ること、(2) 電波減衰を受けない地点に新たなレーダサイトを設けること、(3) トランスポンダの出力を上げること、の三つが考えられた。電波誘導や飛翔保安、テレメータ系アンテナのスレーブ等を考慮すると、(2) を選択する余地はなかった。(3) も現実的ではなく、結局、(1) に検討を集中することとなった。

受信機能向上の日安値を8 dBとした。この8 dBのかかりの部分はアンテナに受け持たせることになる。最初の精測レーダ計画時と同様の議論が25年ぶりに行われることになった。追跡に支障をきたさないビーム幅、ランチング時の確実な捕捉、等々の検討から、6 dBをアンテナ利得に分担させることとした。従来の精測レーダよりアンテナビームが狭くなるので、ロケットランチング時の初期捕捉を確実にするために、ランチャー点と新精測レーダアンテナの間の距離をより大きく取る必要があった。3 kmの距離が取れる地点に新たな台地を造成し、そこに新レーダセンターを設置することを、レーダシステムと合わせて予算要求することとした。

アンテナの設計では、パラボラの開口径を7 m以下とすることとした。アンテナ駆動制御の角加速度特性を確保するために、出来る限り高い共振周波数を持つアンテナ構造体が求められたからである。また、アンテナ構造部材の熱変形によって、鏡面精度が悪化するとともにアンテナ放射ビームのヌル角度にずれを生ずることが前回の精測レーダ改修時に明らかになっていた。これについては、1984年頃、レーダとは別のアンテナ系で検討され、アンテナ背面の構造部材と副反射鏡を支える支持構造部材に熱膨張率の小さいCF (carbon fiber) 材を使用することによって問題を解決できることが分かっていた。新精測レーダの構造系ではCF材を取り入れた。

レーダシステムについては広汎なコンピュータ化を目指した。レーダコンソール表示、指示コントロールのほか、ロケット追跡データの取得、ロケット軌道データの実時間表示・記録、運用に必要な判断資料の実時間表示、飛翔時における再捕捉追跡等の補助、システム機能の保守管理、等にコンピュータは不可欠である。また、受信システムについても後述のようにデジタル化を図ることとした。スレーブ機能については、従来と同様にRG (Radio Guidance) コンピュータシステムからのデータ授受のほか、レーダ用コンピュータ (PC) にRGと同一の軌道推定ソフトを用いてシステムの二重化を図ることを検討した。

一次レーダについてはM型ロケットの追跡を前提として検討を行った。追跡範囲を拡張する方法として、アナ

ログのパルス圧縮方式であるチャープシステムとPNコード変調を施して長パルスを相関圧縮処理するデジタル方式について検討した。一次レーダシステムとして両方式の間に優劣はほとんどないことが分かったが、デジタル方式の相関手法がレーダ受信電波のビデオ信号処理に適合していること、また、未経験の課題ではあるが信号処理による利得改善が期待できることから、後者を選択した。その結果、二次レーダ系も含めた受信システム全般について、大規模なデジタル化がなされることとなった。その後の受信システムデジタル化に手掛かりを残すことを意図した上での選択でもあった。

### レーダ搭載アンテナと電波リンク

前節迄でレーダシステムについての記述を終わり、結びの前に、ここで、レーダ用のロケット搭載アンテナと電波リンクの問題について述べることにする。

K-1型ロケット用には、尾翼を利用したアンテナ（尾翼型）が開発された。尾翼の後端部に $1/4\lambda$ 長（周波数1680MHz）のスリットを設けたノッチアンテナである[33]。ロケット後方に向けて比較的ブロードな放射パターンが得られる。その後、K-3型とK-4型ロケットの実験において、計器搭載部とロケットエンジン部が分離して飛翔するという異常飛翔が起きている。その時、計器部に搭載されたテレメータ送信機が動作していたことから、レーダについても、計器部に装着するタイプのアンテナを開発することとなった。そこで、胴体部から同軸線路を垂直に $1/8\lambda$ の高さまで突き出し、そこでエンジン側に直角に曲げた、逆L型のアンテナ（フックアンテナ）が開発されている[34]。胴体装着型アンテナを以後ボディタイプアンテナと呼ぶ。

胴体部装着逆L型アンテナはK-6型ロケットと、K-8型の後に開発されたK-8L型ロケットにおいて用いられている。2素子のアンテナがロケット計器部の対称の位置に取り付けられ、アンテナ間に180度の位相差を持たせた給電が行われた。アンテナ素子間距離が約1波長となり、ロケット機軸と視野のなす角度（ $\alpha$ 角、ロケット機軸ノズル方向が0度）が大きいところで放射パターンに切れ込みを生じることが当初から心配されていた。

K-8型ロケットに進むと、飛翔距離が格段に伸びることから、アンテナ設計の主眼が電波リンクに向けられた。そのため尾翼型のアンテナが再び採用される[35]。次のK-9L型ロケットでは、3段ロケット部に取り付けるアンテナ翼がロケットの空力特性を損なうということで議論になった。レーダ電波リンクを懸念し、ノッチアンテナに必要な最小面積のアンテナ翼が認められている。

尾翼を利用するタイプのアンテナは放射パターンが明かで比較的心配なく搭載できるが、給電において、同軸線路をロケット胴体の外側に沿って尾翼まで這わせるという厄介な作業があった。K-9M型ロケットでは、再びボディタイプのアンテナが採用される。ただしここでは、先にK-6型で用いられたフック型ではなく、蟬型アンテナ（蟬の形に似ている）という新しいタイプであった[35]。このロケットでは、アンテナ素子間長がさらに大きくなったことから、レーダ追跡におけるアンテナパターンの切れ込みの影響が検討された。

ブースタ燃焼時に関しては、K-8型ブースタロケット燃焼飛翔時のナチュラルスピンのデータをもとに、アンテナパターンの切れ込みから予測される受信機のブラックアウト時間について検討を加えている。そこで生ずる受信不感域はアンテナ駆動制御のサーボバンドの応答外で、大きな支障とはならない。一方、メインロケットでは、スピンによって生じる短い周期（周期は切れ込みの数とスピン回転数の積の逆数に比例）のレベル変動が、受信時のコニカルスキャンの周期との位相関係によって、角度検出に支障をきたすことが検討の余地なく明らかであった。このことから、観測ロケットの追跡に4mレーダの使用が計画されると、設計会議の度毎に、ロケットのスピンサイクルの上限が2Hz程度以内に収まるようお願いしていた。コニカルスキャンのレーダシステムに特有の欠点である。

K-9M-1号機（1962年11月打ち上げ）とK-9M-2号機（1963年5月打ち上げ）は2mレーダシステムのみによって追跡されている。1号機では、メインロケットの不点火があり、ブースタロケットのみの追跡で終

わっている。2号機では全飛行の追跡に成功した。

なお、電波リンクに関して、次のことを付言しておきたい。レーダの近距離におけるリンクマージンは、一般に約70 dB以上ある(新精測レーダでは100 dBに達する)。強い受信レベルでの角度誤差信号の飽和を防ぐために、RF回路に減衰器を挿入し、受信機入力を約-40 dBm程度に抑えて追跡運用する、ということが初期の頃から行われている。

L-3型とL-3 H型のロケットではK-9 M型ロケットと同じ鱗型アンテナが用いられるが [27]、L-2型とL-4 S型のロケットには再度尾翼型のアンテナが搭載される [36]。L-4 S型ロケットでは、3段ロケットの燃焼終了後にエンジン部と上段搭載計器部を分離し、上段部について、スピンを無くし衛星を軌道に投入するための姿勢制御を行う。このスピンの無い状態でロケットの後方にアンテナパターンの切れ込みがあると追跡に支障をきたすおそれがある。これが尾翼型のアンテナが採用された理由である。

K-9 M型やL-3型、L-3 H型ロケットに採用されたボディタイプのアンテナではパターンの切れ込みの影響をロケットのスピンのよって逃れる方法を取った。パルスレーダでは時間の短い受信ブラックアウトはパルスの歯抜けが生じる程度で、追跡に大きな支障をきたすことはほとんど無い。問題は、先に述べたコニカルスキャンのレーダシステムに関わる、スピンによるレベル変動の周期である。L-3型とL-3 H型ロケットでは、2素子構成のアンテナにおいて、一方のアンテナに減衰器を挿入し、アンテナ間でレベル差を付けた給電を行う、という方法を取った。

M-4 S型ロケットにはLバンド (1.6 GHz) トランスポンダとCバンド のトランスポンダが搭載された。搭載アンテナに関しては、L-4 S型とL-3型の設計手法がともに用いられている。1段から3段までのロケット燃焼飛行の間は、2素子アンテナ(計器部の最後端に装着)のレベル差給電を行い、ロケットのスピンを利用して電波リンクの保持を図る。3段ブースタロケットと計器部が分離され、姿勢制御が開始された後は、2素子アンテナの1素子(給電回路に減衰器が挿入されていない素子)の放射パターンに重みを持たせ、それによってブロードなパターンを得る、という設計である。精測レーダの測角システムはモノパルス方式であるから、受信レベルの変動の周期が測角精度に影響を及ぼすことはない。M-4 Sでのレベル差給電は2素子アンテナ間で生じる深いレベルの干渉を抑えるためであった。

Cバンドのトランスポンダアンテナについては、1966年頃から、アンテナパターンをヌルフリー (null free) にすることが検討されている。当初、アンテナヌルシフトシステムとアンテナ選択システムという二つの考えがあった。後者は3個以上のアンテナを搭載し、受信レベルの高い1素子を選択するというものである。これはNECより提案された。前者は、研究所において、当初Lバンドレーダのトランスポンダアンテナとして検討していたものである。2素子で構成されるアンテナの一方の給電回路に位相変調を加えて、アンテナ間に位相干渉を起こさせ、ヌル位置をシフトさせる、というものである。後者の方法を精測レーダのトランスポンダにそのまま採用すると、ヌルシフトが行われる視野でのコマンドリンクが悪化する、ということが懸念された。そこから、電波リンクが悪くなった時点において位相のシフトを行うというシステムが考案された。ここでは、位相器を用いる方式や3素子アンテナとサーキュレータを用いる方式が検討された。このシステムでは、トランスポンダからの送信パターンのみを考慮するときはシンプルな設計が可能になるが、トランスポンダの受信特性を考慮すると2個のピンスイッチが必要になるという欠点があった。以上のような検討の経過を経て、M-3 C型ロケットで採用されたアンテナスイッチングシステムが開発されることとなった [37]。

Cバンドレーダトランスポンダのアンテナとしてはさまざまな形式のものが搭載されてきたが、M-V型ロケットではロケット機軸後方に利得を持つ導波管型のアンテナが採用されている [38]。電波リンクにおいて、ロケットプルームによる電波減衰の影響をできるだけ軽減することを目指したものである。

## 結 び

糸川英夫教授等とAVSA研究班を立ち上げられ、わが国における宇宙開発の礎を築かれた高木 昇 教授は、ロケット開発の支援を行うレーダやテレメータの開発を進めるに当たり、「その目的がロケット開発の支援にある事、決して All or Nothing の発想があってはならない」と述べておられる。また、後に精測レーダシステムの開発に尽力された濱崎襄二教授は、ロケット実験の度に、「人間が考えて作る物に完全な物は無い」と戒められている。

ロケット追跡レーダの開発は、2 mレーダに始まり、その追跡運用によってより進んだレーダシステムの開発に必要な技術を取得し、それを踏まえて次のレーダを開発し、更に次をと、ロケットの開発にテンポを合わせる形で進められてきた。その事は以上に記述してきた通りである。新精測レーダシステムの開発も、長年にわたって先輩方が苦勞されてきた技術を踏まえてなされものである。

本稿は、半世紀にわたって研究所（生産技術研究所、宇宙航空研究所、そして宇宙科学研究所と移行してきた）が行ってきたレーダ開発に関して、その概要と時代間の繋がりをかいつまんで記述したものである。説明の不十分さは勉強不足の筆者に免じて御容赦くださるたい。

ここに、ロケット追跡レーダの開発に当たられた明星電気株式会社、三菱電機株式会社、日本電気株式会社各社のエンジニアの皆様には、長年レーダ班に所属し、レーダの研究開発に携わってきたものとして、深く感謝の意を表します。

また、これからレーダの開発や追跡実験に関わられる皆さんには、常に、前例の成功を甘受される事無く、システム試験を十分に重ねられ、実験に臨まれる事を、最後に書き添えておきたいと思います。

## 参考文献

- [1] 糸川英夫：「AVSA研究計画について」、生産研究、Vol. 7, No. 8, pp.174-178, 1955年8月。
- [2] 黒川兼行、須田徳蔵、阿部永雄：「実効反射面積の測定」、生産研究、Vol. 8, No. 2, p. 61, 1956年2月。
- [3] 高木 昇：「ベビー-T」、生産研究、Vol. 8, No. 2, pp. 30-35, 1956年2月。
- [4] 野村民也：「DOVAP受信点の選定に関する基礎資料」、生産研究、Vol. 8, No. 4, pp. 199-201, 1956年4月。
- [5] 高木 昇：「カッパロケット128J-T, 128J-TRの実験」、生産研究、Vol. 9, No. 4, pp. 145-152, 1957年4月。
- [6] 野村民也、倉茂周芳：「自動追尾レーダ装置」、生産研究、Vol. 9, No. 4, pp. 176-180, 1957年4月。
- [7] 倉茂周芳、瓜本信二、福島 茂、小池光麿、矢龜邦夫：「自動追跡レーダ装置」、生産研究、Vol. 9, No. 11, pp. 438-449, 1957年11月。
- [8] 自動追跡レーダ研究班：「自動追跡レーダ装置実験記録およびその考察」、生産研究、Vol. 9, No. 4, pp. 184-186, 1957年4月。
- [9] 高木 昇、野村民也、黒川兼行：「カッパⅣ型よりカッパⅤ型にいたる間におけるテレメータおよびレーダ装置の実験概要」、生産研究、Vol. 10, No. 10, pp. 270-272, 1958年10月。
- [10] 倉茂周芳、福島 茂：「測距式レーダの構成とその特性」、生産研究、Vol. 10, No. 10, pp. 283-289, 1958年10月。
- [11] 倉茂周芳、福島 茂、瓜本信二：「レーダ・トランスポンダ」、生産研究、Vol. 9, No. 11, pp. 433-437, 1957年11月。
- [12] 自動追跡レーダ研究班：「自動追跡レーダ記録」、生産研究、Vol. 9, No. 11, pp. 453-454, 1957年11月。
- [13] 高木 昇、野村民也、黒川兼行：「カッパⅡ型およびⅢ型飛行実験におけるテレメータ、レーダ装置の実験について」、生産研究、Vol. 9, No. 11, pp. 419-421, 1957年11月。
- [14] レーダ研究班：「カッパⅣ型・Ⅴ型の自動追跡レーダ実験結果」、生産研究、Vol. 10, No. 10, pp. 290-291, 1958年10月。
- [15] レーダ研究班：「カッパ6型ロケット航跡標定結果」、生産研究、Vol. 11, No. 8, pp. 355-359, 1959年8月。
- [16] 倉茂周芳、瓜本信二：「150型レーダ・トランスポンダ」、生産研究、Vol. 11, No. 8, pp. 351-354, 1959年8月。
- [17] 高木 昇、野村民也：「カッパロケットのエレクトロニクス」、生産研究、Vol. 12, No. 12, pp. 490-498, 1960年12月。

- [18] 斎藤成文, 濱崎襄二:「レーダ用低雑音増幅器」, 生産研究, Vol. 12, No. 12, pp. 514-516, 1960年12月.
- [19] レーダ研究班:「レーダによるロケット航跡標定結果」, 生産研究, Vol. 13, No. 10, pp. 370-374, 1961年10月.
- [20] 斎藤成文, 野村民也, 他:「カッパロケットのDOVAP実験について」, 航空電子機器研究専門委員会資料, 1961年2月.
- [21] 牧野健一, 山中恒夫, 水野 英:「DOVAPについて」, 生産研究, Vol. 13, No. 10, pp. 361-364, 1961年10月.
- [22] 野村民也, 榎本俊弥, 渡辺 優:「4mφレーダ装置」, 生産研究, Vol. 15, No. 7, pp. 245-250, 1963年7月.
- [23] 高木 昇, 斎藤成文, 長谷部 望, 亀尾要道, 市川 満, 関口 豊, 倉茂周芳:「レーダによるロケット航跡標定結果」, 生産研究, Vol. 15, No. 7, pp. 255-258, 1963年7月.
- [24] 高木 昇, 斎藤成文, 濱崎襄二, 長谷部 望, 亀尾要道, 関口 豊, 市川 満, 西本博信, 福島 茂, 遠藤義明:「レーダによるロケット航跡標定結果」, 生産研究, Vol. 16, No. 11, pp. 366-368, 1964年11月.
- [25] 斎藤成文, 野村民也, 倉茂周芳, 福島 茂, 小羽根澄夫, 瓜本信二:「一周波多段ロケット同時追尾レーダ方式」, 生産研究, Vol. 16, No. 11, pp. 373-377, 1964年11月.
- [26] 高木 昇, 斎藤成文, 濱崎襄二, 長谷部 望, 亀尾要道, 市川 満, 関口 豊, 西本博信:「レーダ装置の改造, 増設について」, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第3巻, 第1号(B), pp. 82-89, 1967年3月.
- [27] 高木 昇, 斎藤成文, 野村民也:「東京大学におけるスペースエレクトロニクスの開発研究」, 電子通信学会誌, Vol. 50, No. 6, pp. 137-174, 1967年6月.
- [28] 渡辺 勝, 濱崎襄二, 原 一行, 池田博修, 山口 浩:「精測レーダ用オンライン計算機のソフトウェア」, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第8巻, 第2号(C), pp. 594-640, 1972年6月.
- [29] 弓場敏次:「日本における計算機の歴史と発展」, 電子情報通信学会誌, Vol. 83, No. 1, pp. 8-13, 2000年1月.
- [30] 斎藤成文, 濱崎襄二, 水町守志, 亀尾要道, 関口 豊, 市川 満:「L-4S型ロケットのレーダによる追跡結果」, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第4巻, 第4号(B), pp. 751-760, 1968年12月.
- [31] 斎藤成文, 濱崎襄二, 石谷 久, 関口 豊, 市川 満:「レーダによるL-4T-1, L-4S-4, 5号機の追跡結果」, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第8巻, 第2号(C), pp. 479-483, 1972年6月.
- [32] 野村民也, 林 友直, 市川 満, 関口 豊, 瓜本信二, 高橋智廣:「ロケット追尾用Lバンドレーダ装置」, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第16巻, 第4号(A), pp. 1171-1205, 1980年11月.
- [33] 黒川兼行, 須田徳蔵, 永友英也:「カッパⅢ型ロケット用アンテナ」, 生産研究, Vol. 9, No. 11, pp. 422-423, 1957年.
- [34] 黒川兼行, 須田徳蔵, 瓜本信二:「カッパ122S-Tのアンテナ」, 生産研究, Vol. 10, No. 10, p. 282, 1958年.
- [35] 高木 昇, 黒川兼行, 長谷部 望, 市川 満, 関口 豊:「レーダ機上アンテナと飛しよう運動によるレベル変動について」, 生産研究, Vol. 15, No. 7, pp. 251-254, 1963年7月.
- [36] 野村民也, 濱崎襄二, 長谷部 望, 市川 満, 関口 豊:「レーダ機上アンテナ」, 生産研究, Vol. 16, No. 11, pp. 371-372, 1964年11月.
- [37] 斎藤成文, 濱崎襄二, 市川 満, 須田幸暉, 谷岡憲隆:「M-3C型ロケット用搭載アンテナ系について」, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第9巻, 第1号(A), pp. 1-18, 1973年1月.
- [38] 鎌田幸男, 市川 満, 斎藤成文:「誘電体装荷導波管アンテナ」, 電子通信学会昭和55年度総合全国大会, 論文番号563, 1980年.



## 既 刊 行 物

- 第104号 (1999年 3月) ロケット搭載用テレビジョンシステム  
第105号 (1999年 10月) S-310-27号機による中層大気水蒸気密度の測定  
第106号 (1999年 12月) S-310-27号機によるDCプローブ測定—ES層中の電子温度  
について—  
第107号 (2000年 2月) SEPACプロジェクトのエンジニアリングとマネジメント  
第108号 (2000年 2月) 飛行時間法を用いた中性ガス質量分析器の開発  
第109号 (2000年 3月) 金星ホールの生成機構に関する一考察  
第110号 (2000年 8月) 臼田宇宙空間観測所水素メーザ標準周波数時刻システム  
第111号 (2000年 10月) 臼田宇宙空間観測所用Xバンド冷却低雑音増幅器  
第112号 (2000年 10月) 探査機異常監視・診断システム (ISACS-DOC)  
第113号 (2000年 12月) 宇宙用熱制御材料の太陽光吸収率の入射角依存性と全半球放射  
率の温度依存性に関する測定データ  
第114号 (2001年 3月) 科学衛星「はるか」の位相基準信号伝送システム—臼田地上局  
システムを中心にして—  
第115号 (2001年 3月) 成層圏大気中の多種の微量成分観測を目的とした気球搭載用大  
気採取装置の研究  
第116号 (2001年 9月) 科学衛星「はるか」における位相基準信号伝送のための衛星搭  
載システム  
第117号 (2001年 10月) 電磁飛翔体加速装置開発の歩み—(I)  
第118号 (2001年 12月) リングコア磁力計センサの衝撃実験  
—ペネトレータ型磁力計開発の基礎実験—  
第119号 (2002年 8月) 窒素振動温度測定器の室内実験による較正と解析手法の改良  
第120号 (2002年 11月) BepiColombo/MMO搭載カメラ用光学ガラスの放射線耐性試験  
第121号 (2003年 3月) X線天文観測科学衛星「あすか」および「ASTRO-E」の姿勢制  
御系

---

## 宇宙科学研究所報告

第 122 号

2003年3月

発行者 宇宙科学研究所  
〒229-8510 神奈川県相模原市由野台3-1-1  
電話 (042) 759-8009  
印刷社 株式会社 ワークワン  
〒229-1125 神奈川県相模原市田名塩田1-14-2  
電話 (042) 778-6765

---

045