

ロケット追尾用Lバンドレーダ装置

野 村 民 也・林 友 直・市 川 満
関 口 豊・瓜 本 信 二*・高 橋 智 廣**

New L band tracking Radar system

By

Tamiya NOMURA, Tomonao HAYASHI, Mitsuru ICHIKAWA,
Yutaka SEKIGUCHI, Shinji URIMOTO and Tomohiro TAKAHASHI

Abstract: A newly designed radar system, which mainly aims at precise acquisition and safe operation of various kinds of sounding rockets and the Mu-type rockets for satellite launching, has been developed and is now under operation at KSC (Kagoshima Space Center, University of Tokyo). Main features of the system are the utilization of 3.6 m parabolic antenna, adopting monopulse system with front-feed 5 horns, and various types of digital computer control systems.

This paper describes the design concept and the instrument construction of the system together with the performance criteria based on the data acquired from actual rocket flights.

概 要

本レーダシステムは、科学衛星を打上げるためのM型ロケットやその他の観測ロケット等を安全かつ正確に捕捉運用することを主要目的として設計した。装置の主な特徴は、3.6 mφパラボラアンテナを用い、フロントフィードの5ホーンで構成するモノパルス角度検出方式と計算機に直結されて種々のデジタル制御機能を採用していることである。

ここに本装置の設計概念、機器構成、及びロケット実験データをもとにした装置の性能評価等について報告する。

1. はじめに

観測ロケット追尾用Lバンドレーダ装置（以下3.6 mφレーダという）が完成したので報

*明星電気株式会社

**ファコム・ハイタック株式会社

告する。

3.6 mφ レーダは2 mφ レーダの老朽化による設備更新として製作されたものである。2 mφ レーダは昭和38年に設置されて以来15年間に二百数十機のロケットを追跡し、昭和54年2月のM-3C-4号機の追跡を最後に任務を終了した。

3.6 mφ レーダは2 mφ レーダの目的と特徴を総て包含し、計算機と接続して、新時代に相応した機能と性能を持って登場した。

3.6 mφ レーダは2 mφ レーダよりも次に示す項目において、性能・機能が向上されている。

(1) 測角精度の向上

2 mφ レーダのコンカルスキャン方式に対して、3.6 mφ レーダはモノパルス方式とした(総合精度 0.05° rms)。

(2) 最大追跡距離の向上

空中線径を2 mφ から3.6 mφ として、アンテナ利得を向上させ、送信電力を10 kW から450 kW とした。これにより最大追跡距離は、従来の600 km から3000 km とした。

(3) 測距精度の向上

従来のアナログ測距機を改めて、ディジタル測距機とした(分解能1 m, 総合測距精度10 m rms)。

(4) 角速度・角加速度の向上

カップー級のロケットはランチャ上から自動追尾可能とした(ランチャ点から2 km 以上の場合)。最大角速度 25°/sec, 最大角加速度 15°/sec² 以上

(5) 測距機の追尾速度, 追尾加速度の向上

最大追尾速度 10 km/sec, 最大追尾加速度 300 m/sec²

(6) データ処理装置との接続

リアルタイムで追跡データの記録, 航跡表示, レーダの駆動制御ができる。

(7) レーダの各種試験の自動化

データ処理装置の指令駆動により、半自動的に、レーダの各種試験と試験結果の作図・解析が可能である。

(8) コンソール化による保守性・操作性の向上

レーダシステムを全面的にコンソール化し、総ての装置をコンソール内に実装し、各機能を集約化することにより、保守性・操作性の向上に努力した。

2. 3.6 mφ レーダの構成と性能

3.6 mφ レーダの構成は図2-1, 図2-2に示す通りで、主な構成は空中線, 受信機, 駆動制御機, 測角機, 測距機, 送信機, 捕捉補助装置, インターフェース, 同期装置, アンテナスレーブ装置から成立っている。

アンテナの設置状況とコンソールの設置状況を写真2-1, 写真2-2に示す。

以下に各部装置の概要及びレーダ装置の性能について述べる。

2-1-1 空中線

3.6 mφ のパラボラ型反射板による5ホーンモノパルスアンテナである。写真2-3に1次放

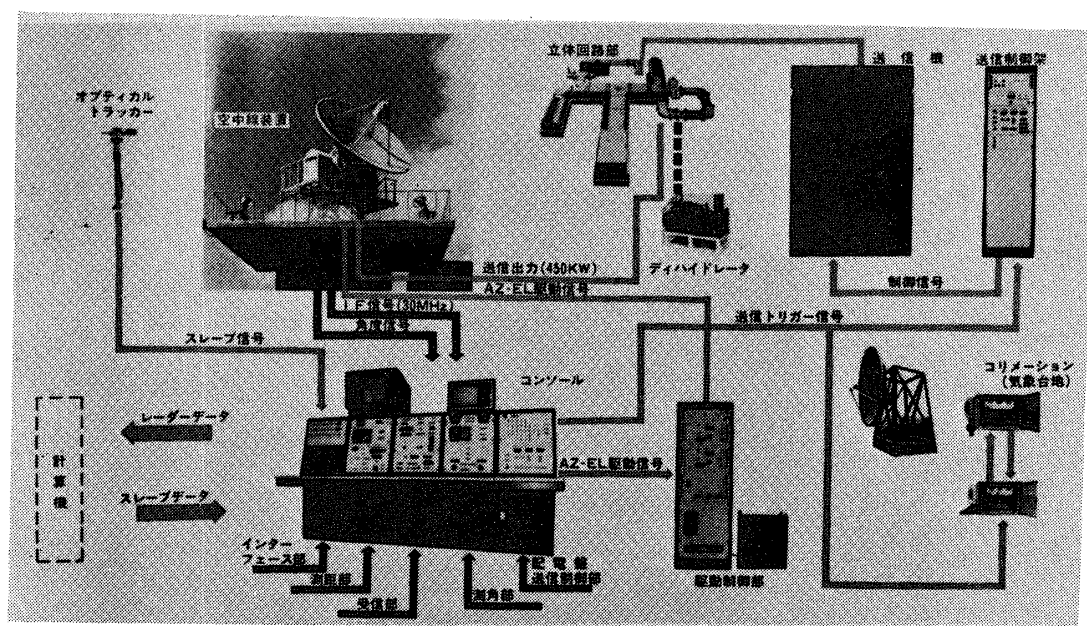


図 2-1 ロケット追尾用Lバンドレーダ装置 (3.6 mφレーダ) 構成図

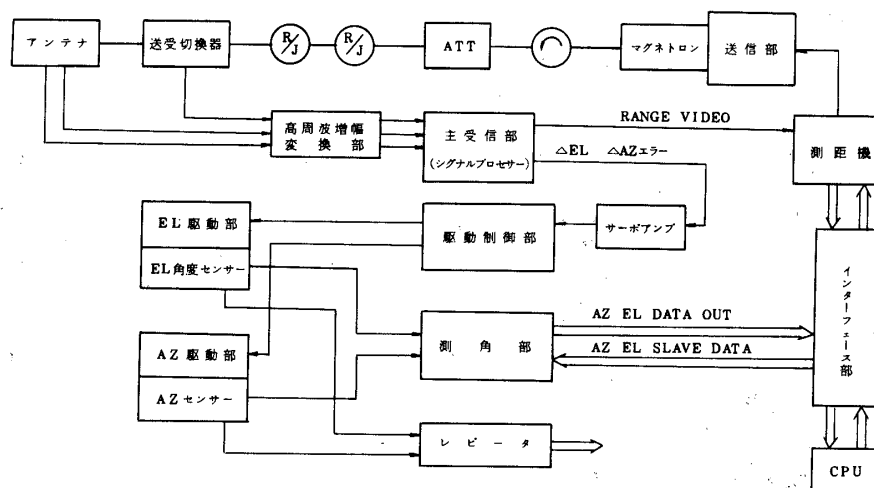


図 2-2 3.6 mφレーダ構成図

射器部と給電部の配置を示す。図 2-3 にはアンテナ給電系の系統図を示す。4 ホーンから ΔAZ 、 ΔEL 及び Σ チャンネルを出して、5 番目のホーンは送信、 Σ チャンネル用としている。通常は 5 番目のホーンを Σ チャンネル用に使用する。偏波面は右旋円偏波である。

アンテナの性能は対向偏波利得 33 dB、ビーム幅 3.6 度、サイドローブレベル 23 dB、ヌル

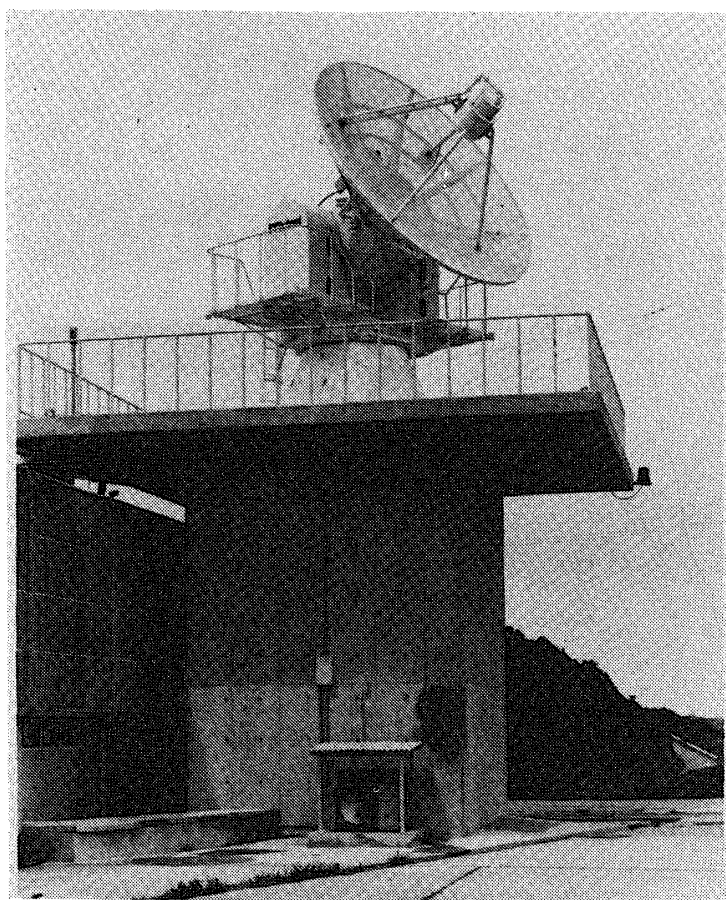


写真 2-1 アンテナの設置状況

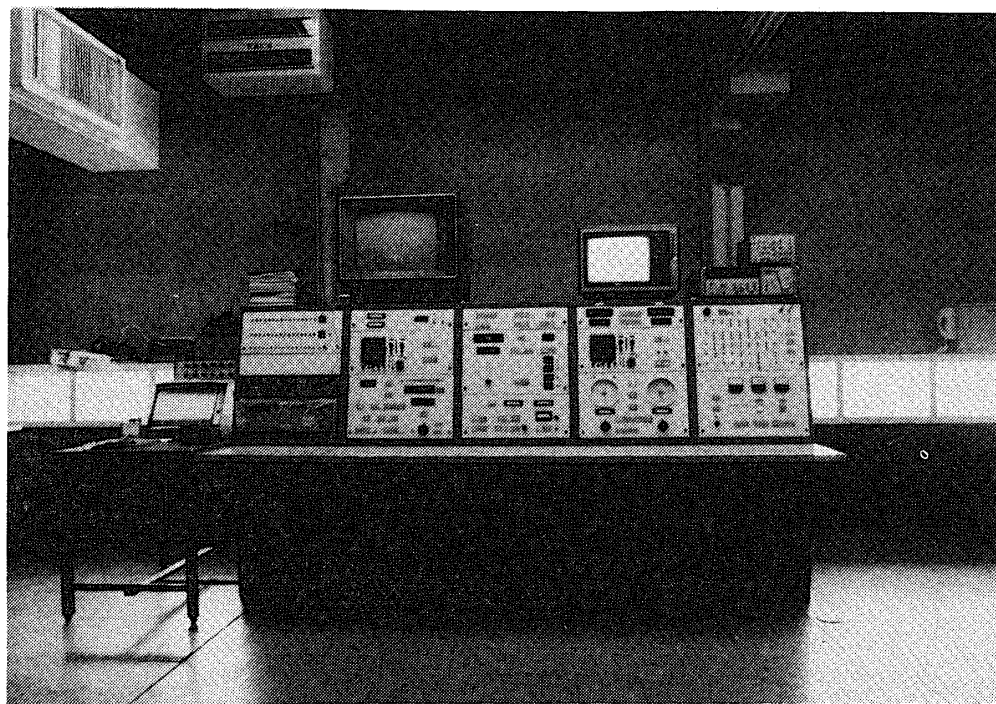


写真 2-2 コンソールの設置状況

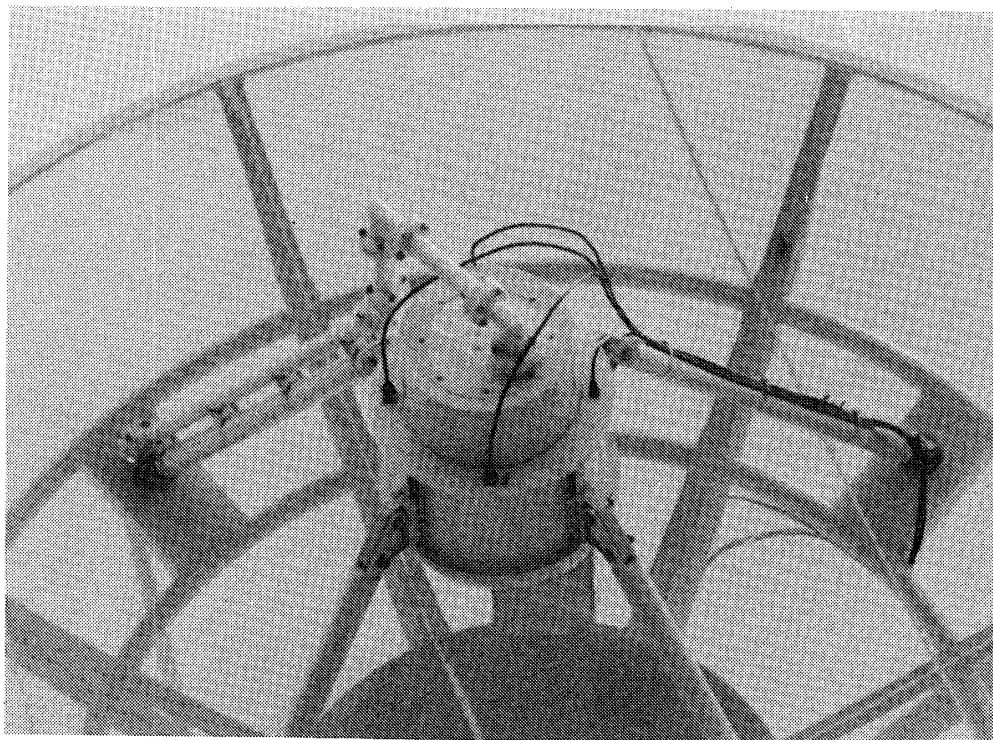


写真 2-3 1次放射器と給電部の配置

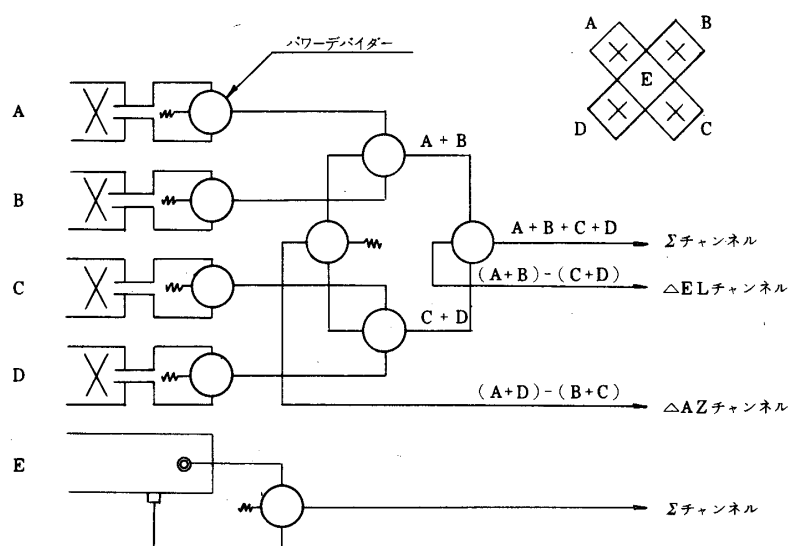


図 2-3 アンテナ給電系統図

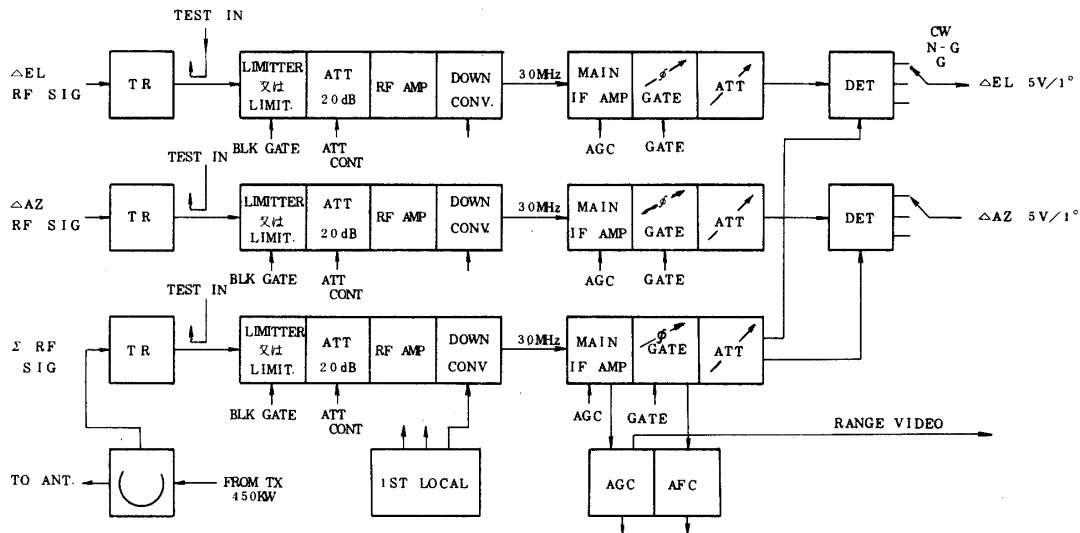


図 2-4 受信機構成図

デプス 49 dB, 円偏波率 1.2 dB である。また、空中線各部は送信電力 500 kW に耐える構造となっている。

2-1-2 受信機

受信機は、空中線背面内の高周波増幅変換部とコンソール内の主受信部から構成されている。図 2-4 に受信機構成図を示す。受信周波数は 1673 MHz で、受信機入力には TR 管及びリミッターがあって、送信信号に対して保護されている。高周波増幅器として雑音指数 2.8 dB の FET 増幅器を用いている。中間周波増幅周波数は 30 MHz で、受信信号のパルス幅は $1\mu\text{s}$ であることから、受信帯域幅は 2 MHz となっている。角度エラー検出部は CW, NON-GATE, GATED と 3 種類のモードが選択できる。AFC は受信モードとして、BCN (ビーコン), SKIN の 2 種類のレーダモードに対応して行っている。受信入力信号ダイナミックレンジの改善のために、FET 増幅器の前に 20 dB の減衰器があって制御し、総合で 80 dB のダイナミックレンジが得られている。また、AGC 帯域幅は 4 Hz と 12 Hz の 2 種類あり、受信レベルの変動に応じて選択できる様になっている。

2-1-3 空中線駆動制御機

これは受信機より方位角 (AZ), 仰角 (EL) の角度エラーを受けて、高角速度, 高角加速度で目標を自動追尾するための駆動制御機である。駆動は電動機 (トルクモータ) による電気サーボで、駆動制御盤, サーボ増幅盤, 駆動電力盤, 駆動部から構成されている。図 2-5 は駆動制御機構成図である。

空中線マウント方式は AZ/EL 方式で、最大角速度, 角加速度は各々 $25^\circ/\text{sec}$, $15^\circ/\text{sec}^2$ である。また、サーボ帯域幅は 0.5, 1, 3 Hz である。

空中線制御モードとして、次に示す機能がある。

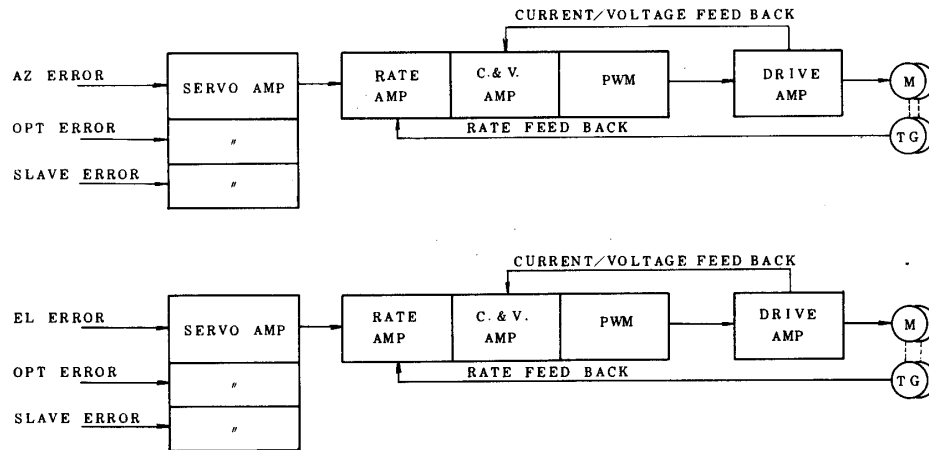


図2-5 駆動制御機構成図

アナログ手動制御（速度制御）

インクリメンタル位置制御 及び ポジショニングモード

自動追尾モード（AUTO）

ディジタルスレーブモード（CPU SLAVE）

オプティカルスレーブモード（OPT SLAVE）

タイマーコントロールモード（時刻待ち受け）

コースティングモード（コースティング10秒間）

塩害等による接触不良防止のため、AZ 軸にスリップリングを持っていないので、駆動範囲を越えての駆動操作に対して防護機能がある。

2-1-4 測角機及びレピータ

1 X、及び 36 Xの角度検出器を AZ、EL 軸に設け、S/D変換して表示及びデータ出力としている。他に 1 X、36 Xのレピータを設けて、角度をアナログ表示するとともに、アナログスレーブ信号を外部へ送出している。図2-6には測角機構成図を示す。S/D変換部には角度データをオフセットする機能があり、架台の方位、仰角を真値と比較して較正できる様になっている。データビット数は純2進16ビットで、分解能は $360^\circ/2^{16}$ である。

2-1-5 測距機

全電子式によるディジタル測距機である。EARLY GATE 及び LATE GATE によって、受信ビデオを追跡する遅延時間追尾方式の測距機である。

パルス繰り返し周波数（PRF）は250 PPS と 267 6/7 PPS である。600 km 以上の受信ビデオの判定法として、繰り返し周波数の各々の2種類を順次切換えて、図2-7に示す原理で判定している。

A：250 PPS の送信波（実線）と受信ビデオ（点線）である。

B：267 6/7 PPS として、2周期目に受信ビデオがある場合で、距離の変化は τ_1 であ

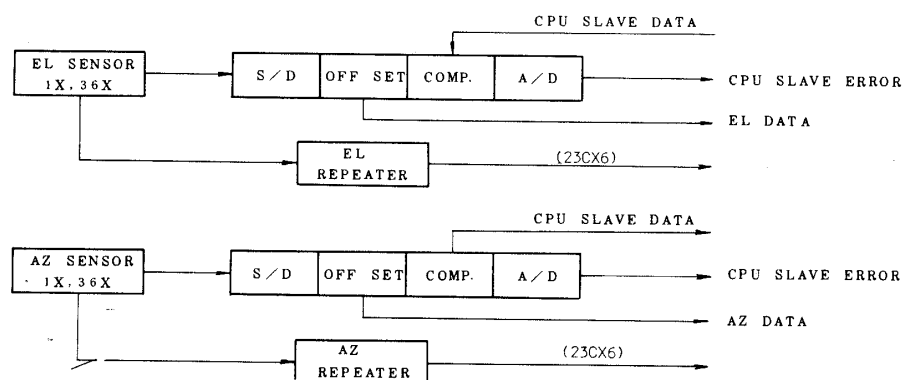


図2-6 測角機構成図

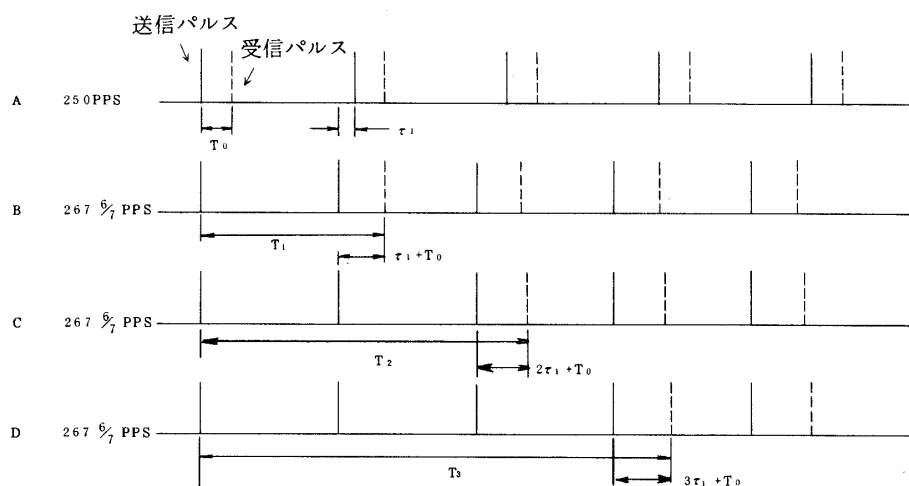


図2-7 測距パルスタイムチャート

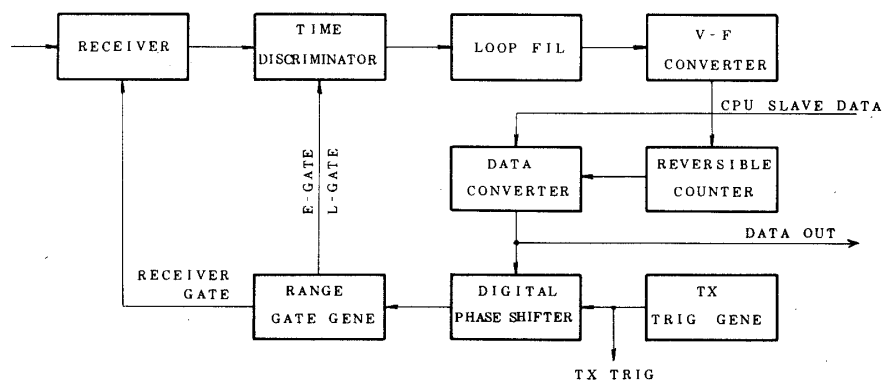


図2-8 測距機構成図

る。

C: 267 6/7 PPS として, 3 周期目に受信ビデオがある場合で, 距離の変化は $2\tau_1$ である。

D: 267 6/7 PPS として, 4 周期目の場合も同様にして, $3\tau_1$ である。

ここで $\tau_1 \doteq 40$ km である。250 PPS と 267 6/7 PPS に PRF を切換えて, 距離の変化があれば, 2 周期以上の受信ビデオである。また, その変化量で 8400 km まで 600 km の何周期目かを判定できる。

図 2-8 に測距機構図を示す。

測距規準信号は 5.995850 MHz であり, 他のレーダに同期を取るため外部同期がかかる様になっている。また, CPU からスレーブデータを受けて, 他のレーダにスレーブする機能を持っている。

測距機性能は単体静止精度で 2 m rms, 総合精度で 10 m rms 以下であり, 最大追尾速度, 加速度は各々 10 km/sec, 300 m/sec² である。

距離ゲート幅は 3, 6, 40 μ s で, サーボ帯域幅としては 0.5, 3, 10 Hz の 3 種類がある。

2-1-6 送信機

送信周波数は 1687, 1673 MHz で, 送信出力 450 kW のパルス送信機である。変調方式は波形整形方式で, 変調管にサイラトロンを使用している。送信管はマグネトロンで, パルス幅 1 μ s である。送信出力は 0~30 dB の範囲で制御できる。送信機は架台下部の小室に設置されており, その出力は 39 D 給電管で, 架台内に供給されており, AZ, EL 軸のロータリージョイント, 及び空中線背面の送受切換器 (サーキュレータ, TR 管) を経て, 空中線 1 次放射器に供給されている。

図 2-9 に送信機構図を示す。

2-1-7 アンテナ捕捉補助装置

(1) オプティカルトラッカー

一次レーダによるレーダの追尾試験のために, バルーンにコーナリフレクタを取付けて放球する。

バルーン追跡のためには, レーダ点から 2 km 以内は, ブランキングゲート内にあるため, 初期捕捉のためアンテナガイドが必要とされる。オプティカルトラッカーは 1 X のシンクロでレーダ角度駆動制御系と接続されている。

(2) ITV

ITV はズームレンズ付カメラで, カメラ・モニタは共にカラー方式であり, VTR が接続されている。

カメラはパラボラアンテナに取付けられ, アンテナの初期捕捉の確認と VTR の再生により, 事後追跡状況の解析のために役立っている。

2-1-8 インターフェース

データ処理装置とは並列接続されており, 各データのモニタ及び点検用スイッチボードが設けられている。

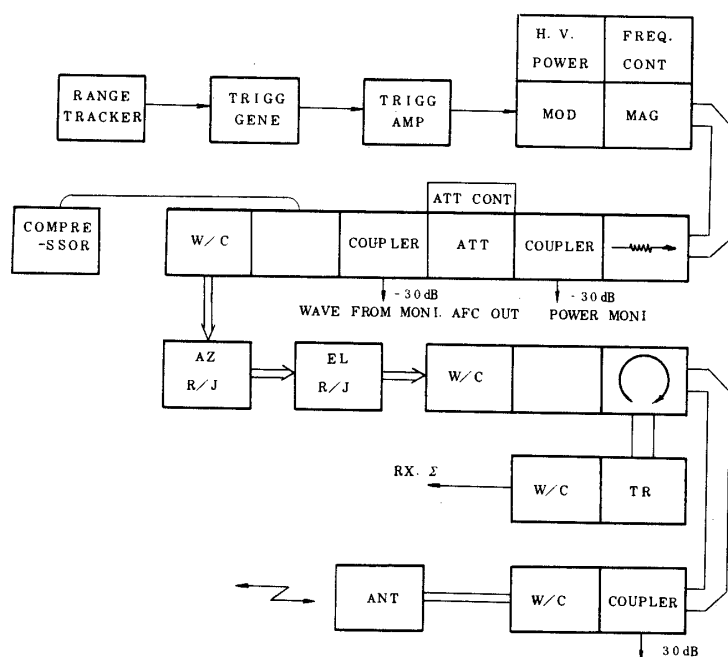


図 2-9 送信機構成図

2-1-9 レーダ同期装置

Lバンドの同一周波数で運用している4mφレーダと同期をとるためのもので、原信号は精測レーダから取出し、480 kHzと17 Hzの信号を3.6mφレーダ及び4mφレーダの各々が受けて、各レーダ間の同期を取っている。

2-1-10 アンテナスレーブ装置

3.6mφレーダと他の装置とのアンテナ角度スレーブはアナログ系とデジタル系の2系統があり、アナログ系は主にテレメータ(TM)、コマンド(CM)アンテナのスレーブに使用され、デジタル系は主に計算機間結合により、レーダ間のスレーブに使われ、一部はTMにも出力されている。デジタルスレーブデータはデータ処理装置内で、2局分 $S_1 \cdot S_2$ の2種のスレーブ値を計算し、レーダに送られる。

レーダはその $S_1 \cdot S_2$ のどちらか一方を選択してスレーブする。また、 $S_1 \cdot S_2$ のデータはレーダ内でD/S変換されて、テレメータスレーブ装置に伝送され、テレメータ受信アンテナのスレーブに使用される。

3.6mφレーダと他の装置とのスレーブの関係は次の通りである。

デジタルスレーブ(送受)は精測レーダ、4mφレーダとの間で行われ、アナログスレーブ(送出のみ)は18mφ TMトラッキングアンテナ、10mφ TMトラッキングアンテナ、300 MHz TMアンテナ3台、900 MHz TMアンテナ及び450 MHz CMアンテナに送出している。各アンテナはその各々を選択してスレーブしている。

2-2 主要性能

3.6 mφ レーダ装置の主要性能は表 2-1 の通りで、当初の設計目標値を全て満足している。

2-3 誤差分析

3.6 mφ レーダの角度誤差分析において、角度誤差は総合で 1 ミル以内を目標に設計され、各部の設計誤差分布は表 2-2 の通りである。

動的精度は、測距・測角の動的誤差を ΔR , $\Delta \theta$ として、次式の値で設計した。

$$\Delta R = \frac{\dot{R}}{K_v} + \frac{\ddot{R}}{K_a} \quad R: \text{レーダ点からターゲットまでの直距離}$$

$$\Delta \theta = \frac{\dot{\theta}}{K_v} + \frac{\ddot{\theta}}{K_a} \quad \theta: \text{AZ, EL 角}$$

測距系 $K_v > 1000/\text{sec}$, $K_a > 100/\text{sec}^2$

表 2-1 3.6 mφ レーダ主要性能

空 中 線	空中線径 利得 ビーム幅 偏波 走査	3.6 mφ 33 dB (円対向偏波) 3.6 度 右旋円偏波 5 ホーンモノパルス方式
受 信 機	受信周波数 雑音指数 中間周波数 AGC 帯域幅	1673 MHz (1660~1700 MHz) 2.8 dB 30 MHz 4, 12 Hz
空中線駆動制御機	マウント方式 駆動 最大角速度, 角加速度 サーボ帯域幅 測角精度 分解能	AZ/EL 方式 電動機 (トルクモータ) 25°/sec, 15°/sec ² 0.5, 1, 3 Hz 0.05° rms 以下 360°/2 ¹⁶
測 距 機	測距方式 測距範囲 PRF 測距分解能 追尾精度 距離ゲート幅 サーボ帯域幅	ディジタル測距方式 0~8399.999 km 250, 267 6/7 PPS 1 m 10 m rms 以下 3, 6, 40 μs 0.5, 3, 10 Hz
送 信 機	送信周波数 送信周波数安定度 送信電力 送信電力可変範囲 送信パルス幅 PRF	1687, 1673 MHz 0.3 MHz 450 kW (尖頭値) 0~30 dB 1±0.15 μs 250, 267 6/7 PPS

表 2-2 角度誤差分析表

誤 差 項 目		誤 差	
1.	角度追尾系の誤差	r. m. s.	
	(1) ボアサイト設定誤差 ($S/N \geq 20$ dB)	0.025	
	(2) 風圧による誤差 (15 m/sec 以下)	0.015	
	(3) サーボ系のアンバランス誤差	0.003	
		0.0293	
2.	角度追尾機構系による誤差	AZ	EL
	(1) ペDESTAL設定誤差	—	0.01
	(2) 真北位置設定誤差	0.01	—
	(3) 両軸の直交度誤差	0.01	
	(4) ベアリングのガタ	0.005	0.005
	(5) エンコーダのガタ	0.005	0.005
	(6) 機械系の誤差 (バックラッシュ)	0.01	0.01
		0.019	0.016
3.	動特性誤差	0.02	
	(1) 熱雑音誤差		
	(2) マルチパスによる誤差		
	(3) 速度誤差		
	(4) 加速度誤差	0.02	
4.	総 合	0.040	0.039

測角系 $K_V > 200/\text{sec}$, $K_a > 20/\text{sec}^2$

総合追尾精度

- (1) 測角精度 0.05° rms
- (2) 測距精度 10 m rms
- (3) 測定条件 (a) 周波数 1673 MHz, (b) $S/N \geq 20$ dB, (c) 偏波面 円,
- (d) 2次レーダモードで物標側の偏波面は直線. 但し, 偏波面は $0 \sim 90^\circ$ 間任意に回転する.
- (e) 角度, 測距機サーボバンド NARROW. (f) 測距機ゲート幅 MEDIUM

2-4 システム設計上の問題点

本システムの設計上最も問題となった部分は空中線である. 利得能率, サイドロープレベル, 円偏波率及びモノパルスアンテナとしての諸特性を, システムの要求性能内にするため空中線径等の最適設計が要求された.

本システムを決定する前に 9 GHz 帯で, 空中線を試作して, 種々の実験を行い, その結果空中線は $3.6 \text{ m}\phi$ で 5 ホーンのフロントフィールド方式と決定した.

空中線利得は最大追尾距離 3000 km 以上に対して, 回線設計上満足するものであって, 1 次ホーン等は送信出力 500 kW に耐える構造となっている. 設計前の回線設計では送信機の出力は 100 kW 以上で, 空中線径は $2.5 \text{ m}\phi$ 以上が要求されている. しかし, パラボラ空中線で, モノパルスのアンテナを設計するためには, 空中線径が 40λ 以上の実績例はあるが, 14λ (1680 MHz で $2.5 \text{ m}\phi$) 近辺の例はない. 即ち 1 次放射器のアンテナを送信出力 500

kW に耐える条件で、いかに小型に作るかが問題であった。空中線径が大きいと、それだけ架台部が大型になり、追尾性能及び価格的に好ましくない。試作実験の結果、空中線径を 20λ ($3.6\text{ m}\phi$) として、本装置を設計することにした。なお、1次放射器の小型化は今後も検討し、追尾用モノパルスアンテナの特性向上を計画している。

2-5 各部の検査データ

(1) 空中線の指向特性の一例を図2-10に示す。測定条件は周波数 1673 MHz, 送信側偏波面は垂直, 入力レベルは -60 dBm (最大点) である。

(2) 送信側の偏波面を 360° 回転した場合の NULL ポイントの変化と深さの変化を図

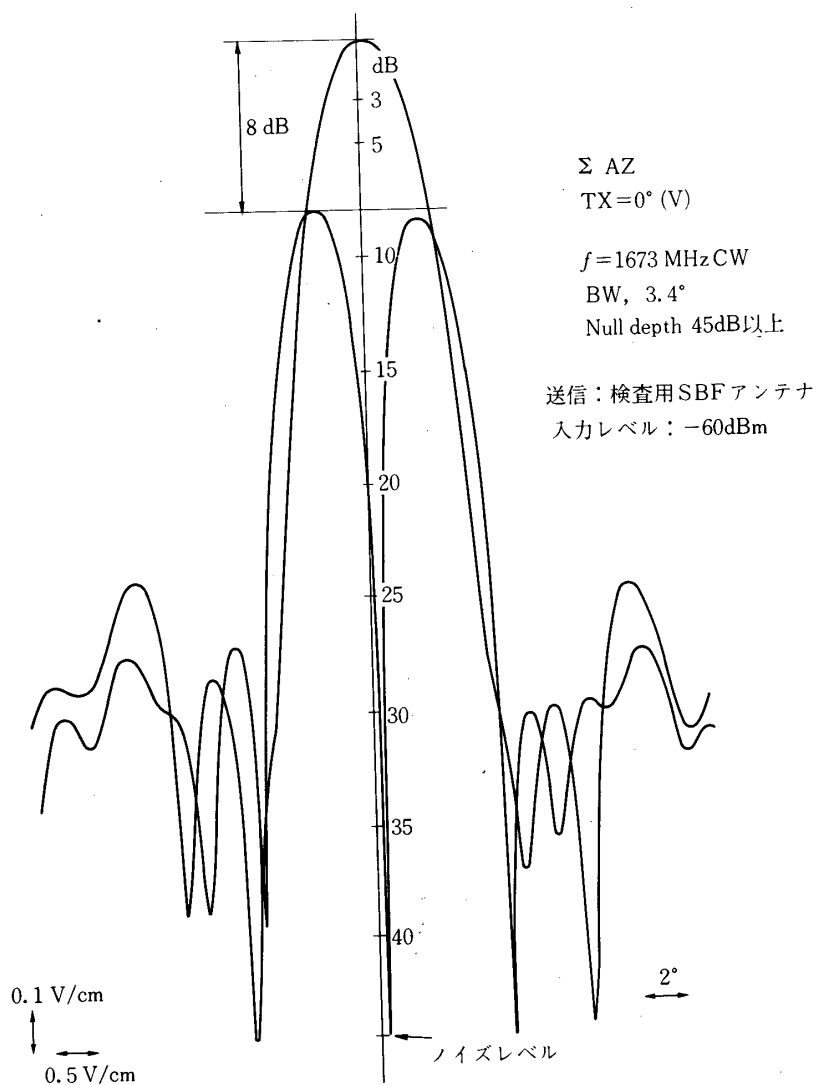


図 2-10 空中線の指向特性

2-11 に示す.

NULL ポイントの変化		NULL の深さの変化
AZ	0.06° P-P	37~48 dB
EL	0.04° P-P	42~52 dB

(3) 受信レベルと送信側の偏波面を回転した場合のクロストーク測定, 角度エラー出力特性の変化を図 2-12 (AZ), 図 2-13 (AZ) に示す.

(4) 空中線架台の設置時レベリングデータを図 2-14 に示す.

測定結果 2.04 秒 rms

(5) 送信側の偏波面を回転した場合のロックオンポイントの変化を表 2-3 に示す.

3. レーダデータ処理装置の構成と機能

レーダデータ処理装置は, 追跡ネットワークの 1 サブシステムとして位置付けられている. 本装置は, ミニコンピュータ PANA FACOM U-1500 で構成され, 3.6 mφ レーダ装置及び計算サブシステム (ACOS 700) と結合することにより, ロケット追跡時における円滑なデータ収集・転送・解析が可能である.

データ処理システムは次の機能を持っている.

(1) 3.6 mφ レーダから得られる追跡データ (AZ, EL, SR, AGC 等) を ICU (イ

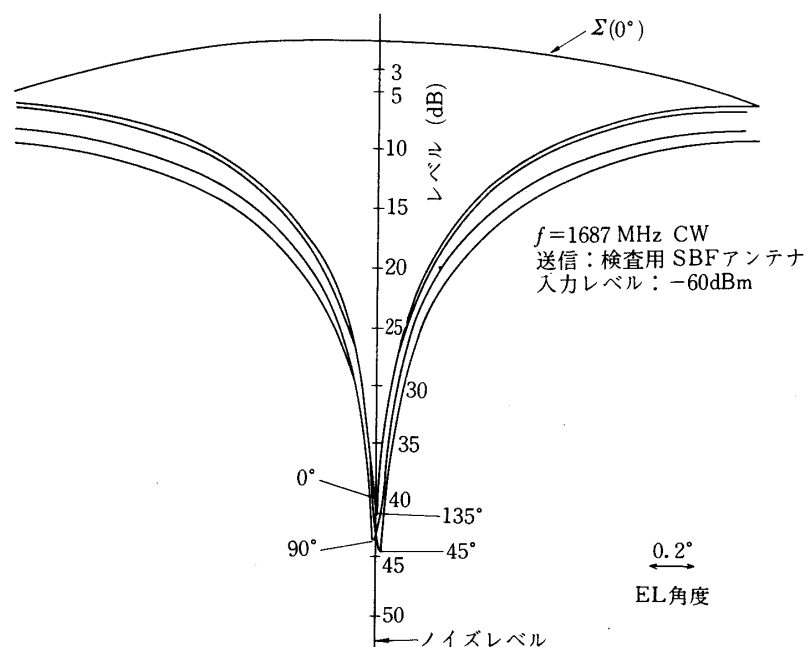


図 2-11 偏波面の回転による NULL ポイントの変化と深さ

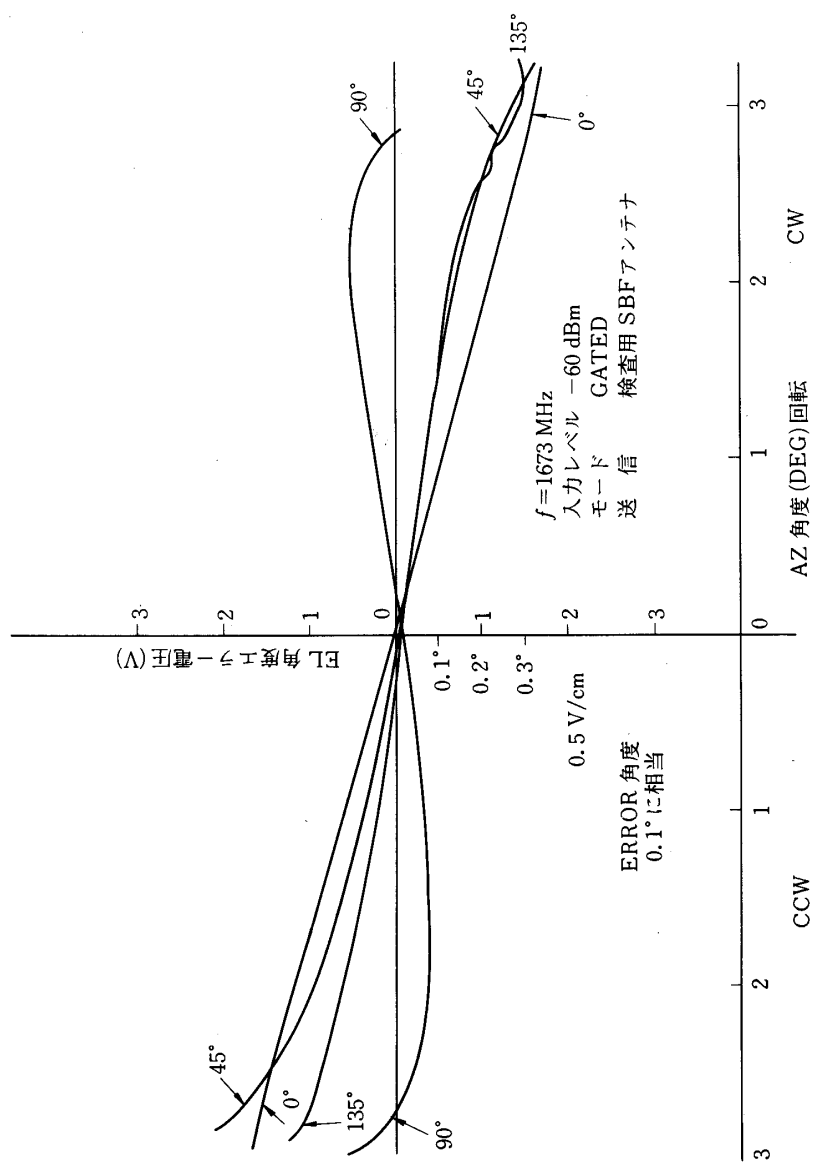


図 2-12 偏波面の回転によるクロストーク曲線 (AZ)

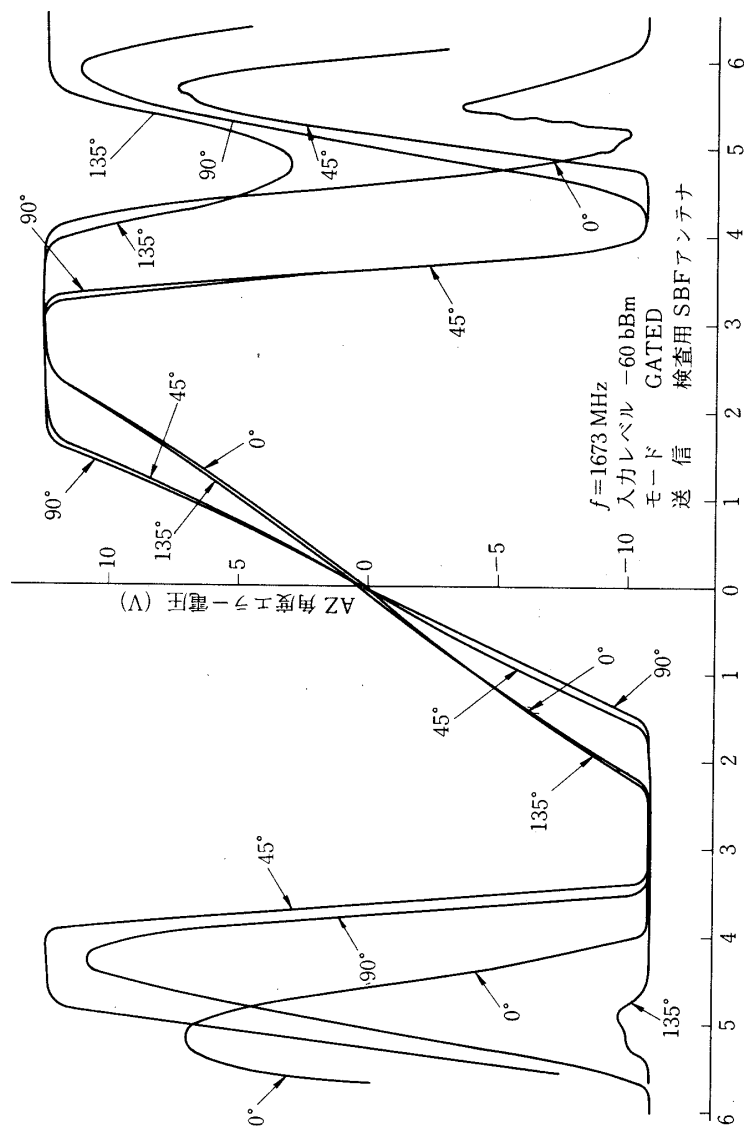


図 2-13 角度エラー出力特性の変化 (AZ)

表 2-3 アンテナの偏波面による LOCK ON POINT の変化

アンテナ偏波 (コリメーション)	AZ 角	$X = \overline{AZ} - AZ$	X^2	EL 角	$X = \overline{EL} - EL$	X^2
(1) 0° (V 偏波)	48.495	+0.019	0.00036	5.375	-0.004	0.000016
(2) 45°	48.519	-0.005	0.000025	5.386	-0.015	0.000225
(3) 90° (H ")	48.542	-0.028	0.00078	5.355	+0.015	0.000225
(4) 135°	48.508	+0.006	0.000036	5.364	+0.006	0.000036
(5) 180° (V ")	48.490	-0.024	0.00057	5.382	-0.011	0.00012
(6) 225°	48.515	-0.001	0.00001	5.382	-0.011	0.00012
(7) 270° (H ")	48.550	-0.036	0.00129	5.362	+0.008	0.000064
(8) 315°	48.521	-0.007	0.000049	5.353	+0.017	0.00028
(9) 360° (V ")	48.486	+0.028	0.00078	5.377	+0.006	0.000036
平 均	48.514			5.3707		
偏 差	$AZ = \sqrt{\frac{\sum X^2}{n}}$	$= 0.0208^\circ \text{ rms}$		$EL = \sqrt{\frac{\sum X^2}{n}}$	$= 0.0112^\circ \text{ rms}$	

また、システムの特徴は次の通りである。

(1) マンマシンインターフェース部としてカラーグラフィックディスプレイ装置及びカラーコンソールディスプレイ装置を採用し、スケジュールに基づく操作性を高めている。また、表示精度を必要とされるロケット飛しょう航跡画面については、拡大又は縮小可能なズーム機能をもソフト的に盛り込んでいる。

(2) レーダとの入出力制御部には総てDMAモード(チャンネルモード)制御ユニットを採用し、CPU処理負荷の軽減・分散を図っている。

(3) リアルデータのロギングファイルとして40MBの大容量ディスクパックを採用し、円滑なデータの蓄積運用を図っている。また、ディスクファイルの容量オーバーあるいは異常が検出された場合には、自動切換によりMTへのロギングが可能である。

(4) ロケット追尾に伴う運用の流れとして、発射直前でのオペレータの介入は、ミスオペレーションの可能性がある。本システムでは操作の混乱を極力さけるために、あらかじめ会話形式でスケジュールの設定をしている。また、スケジュールの進行状況を図3-1に示すレーダコンソールのステータス表示盤に表示することにより、システムの操作が安全に、しかも確実に監視できる様になっている。

(5) ロケットの打上げには100%の信頼性が要求されるため、事前に十分なテストが必要である。本システムには次の様なテストツールが用意されている。計算サブシステムとの回線テスト、バルーン追尾テスト、追跡再現テスト、レーダ装置特性試験等である。

(6) その他本システムでは運用動作中に何らかの異常を検出し、システムの運転が不可能となった場合を想定して最低限の集収データを復旧する手段としてのユーティリティが開

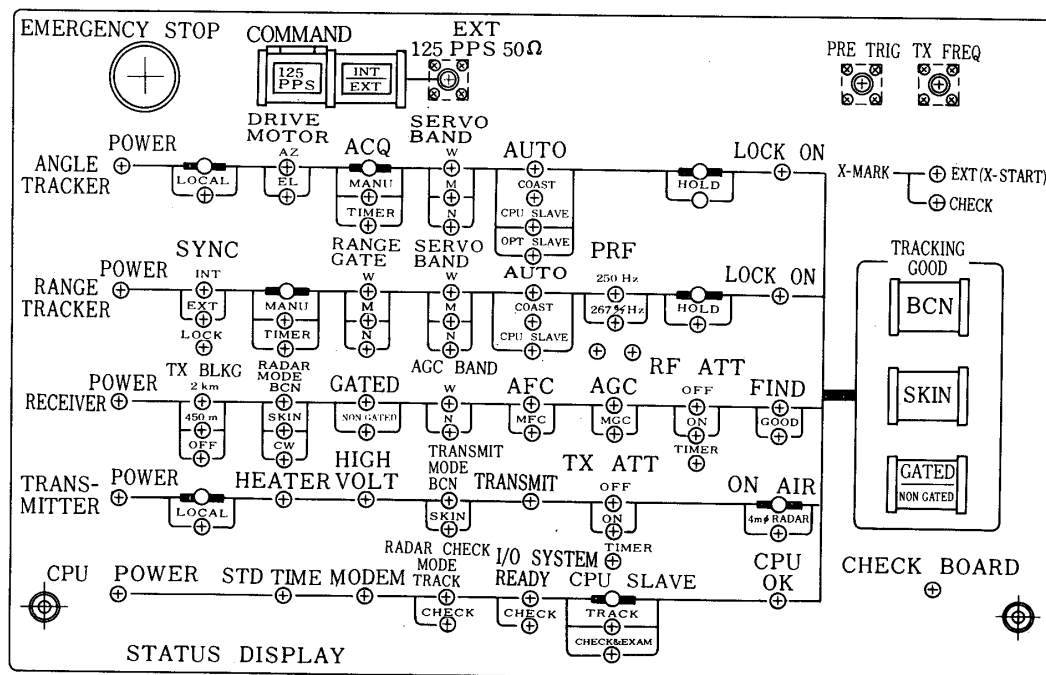


図3-1 レーダコンソールのステータス表示盤

発されている。

3-1-1 ハードウェアの構成

ハードウェアのシステム構成は図 3-2 に示す通りで、中央処理装置は PFU-1500 であり、平均命令処理能力 0.63 MIPS の能力を持つ大型ミニコンを使用している。構成装置と機能は表 3-1 の通りである。

3-1-2 ソフトウェアの構成と機能

レーダのデータ処理を行うため図 3-3 に示す様なソフトウェアモジュールから構成されている。

データ処理の機能を大別すると、次の 3 モードから成る。

- (1) トラッキングモード
- (2) チェックアウトモード
- (3) 事前・事後解析モード

上の (1), (2) はリアルタイム処理, (3) はバッチ処理が主体となる。その機能の概要は次の通りである。

- (1) トラッキングモード

本モードが指定されると次のトラッキング処理が開始される。

- レーダデータ・予測データの取得・ロギング
- 予測データの内挿計算・レーダのスレーブコントロール

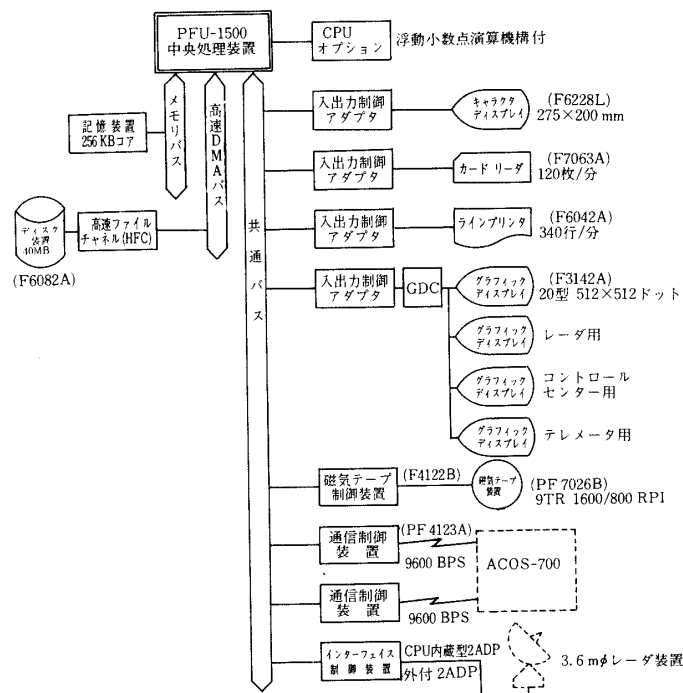


図 3-2 PFU-1500 システム構成図

表 3-1 PFU-1500 ハードウェア構成表

名 称	機 能	性 能
中央処理装置	形 式 能 力	PFU-1500 0.63 MIPS
主 記 憶	容 量 サイクルタイム	256KB 0.375 μ s/2 バイト
磁気デスク	容 量 転送速度 平均アクセス時間	40.4MB 819KB/s 40 ms + 12.5 ms
磁気テープ装置	トラック数 記録密度 記録方式	9 1600/800 PE/NRZ
カードリーダー	読取速度	120 枚/分
ラインプリンタ	印字速度 字 種	340 行/分 62 字種
文字ディスプレイ	表示画面 表示媒体・色	275×200 mm CRT, 赤・緑・白
通信制御装置	回線手順 回線速度 通信方式	無手順 ベーシックモード 9600 BPS 9600 BPS 半二重
グラフィック ディスプレイ	表示画面 格子点数 文字数 表示色 ハードコピー	20 形カラーブラウン管 512×512 ドット 128 種 7 色 A 4 サイズ・静電記録

- レーダデータの計算サブシステム (ACOS 700) への転送
- レーダデータにもとづく GD 表示処理 (座標変換, 画面切換を含む)
- データロギングのサブセットとして LP データ出力

(2) チェックアウトモード (テストモード)

このモードでは, トラッキング前のデータの準備 (予測軌道データ処理, コメント入力等) 及びバルーントラッキング, ACOS 700 との回線テスト等のチェックが行われる. 主として下記の項目からなる.

- 予測軌道データによるノミナル航跡, 分散航跡の GD 表示画面の作成
- バルーントラッキング時のデータ取得, GD 表示処理
- 計算サブシステム間との回線テスト
- レーダへ転送するスレーブコントロールデータのロギング
- 計算サブシステムへ転送するレーダデータのロギング
- 追跡取得データによる擬似トラッキングテスト

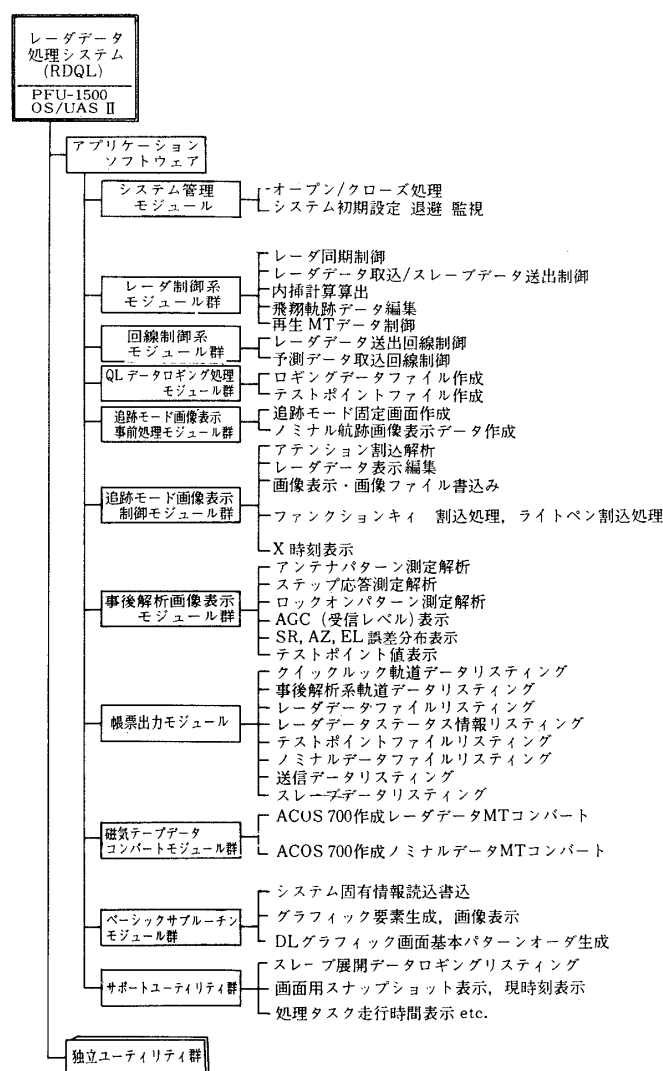


図3-3 データ処理ソフトウェア構成図

(3) 事前・事後解析モード

本モードには、次の機能がある。

- トラッキングモード時に行われたものと同一の GD 表示 (再現表示)
- ロギングデータ (レーダデータ, 予測データ, テストポイントデータ等) のリスティング
- ロギングデータの吸上げ (DA から書式付 MT)
- 全レーダデータによるトラッキング状況表示及び GD プロット表示
- AZ, EL, SR の生データプロット, AZ, EL, SR サーボエラー分布, 受信レベル, チェックポイントデータ (電圧, 電流, 温度, 周波数, 送信パワー, レンジレート, レーダステータスモード) 等がある。

◦ レーダ試験解析処理

アンテナロックオンパターン、サーボ応答特性試験 (AZ, EL, SR ステップ応答)、サーボエラー感度測定、アンテナパターン測定 (AZ, EL) 等の測定・試験が各レーダ制御プログラムと共に GD 表示及び解析処理ができる。

3-2-1 3.6 mφ レーダとの結合

U-1500 と 3.6 mφ レーダとは総てディジタルベースで接続され、U 側の結合ユニットは PFU シリーズ標準サポートのインターフェースコントロールユニット (ICU という) の中から、チャンネルモード (DMA 転送) ICU を採用し、かつ入出力が同時に行われるため、入力チャンネルと出力チャンネルの 2 系統からなる構成とした。また、データ転送は、2 バッファによるデータチェイニング動作によって処理能力を向上させている。更に ICU の設計に当っては AZ, EL, SR, TIME 等主要データは複数ワードによる並列接続とし、テストポイントデータ等比較的低サンプリングで良いものは、レーダ側でコンミュータを介することによってワードシリアル転送とし、入出力並列チャンネルの最適化を図っている。

入出力方式

(1) レーダとのデータ受渡しレベルは総てディジタルとし、アナログデータについては、レーダ側で A/D 変換する方式を採用した。

(2) U-1500 と 3.6 mφ レーダのデータ転送入は非同期とした。これを実現する手段として次の方法を取った。

(a) データ入出力のタイミングは標準時刻発生器のタイムベースパルスにする。ただし、標準時刻発生器が未動作時は、ICU 内部クロックにより動作する (パルス間隔は、同期パルス 1 ms)。

(b) U-1500 がレーダデータを取得する際は、さきに述べた通り非同期 (レーダ側は常に最新のデータを出力バッファに書込んでいる) であるため、U 側から、データ更新禁止指令 (INHIBIT) を送出し、一時的に更新禁止状態とし、かつ INHIBIT 送出時に、データ更新中であるため、データのサンプリングは、INHIBIT 送信後 5 ms してからサンプリングする。また、更新禁止解除は INHIBIT OFF にする。

(c) U-1500 からレーダ側にスレーブデータを転送する際は、データセット後 3 ms のストローブパルスを送出し、レーダ側はストローブパルスによってデータを取得する。また、出力データは次にデータがセットされるまで保持されている。

データの種類

3.6 mφ レーダからのレーダデータとレーダをスレーブするスレーブデータの内訳を次に示す。

(1) 3.6 mφ レーダから U-1500 に転送されるデータは 11 種類ある。但し、時刻データは標準時刻発生器より伝送されるデータを付加する。データの内容は表 3-2 の通りである。レーダデータのサンプリングは JST 同期で 100 ms 毎に 64 項目のコンミューションが行われるため、1 項目は 6.4 秒に 1 回である。

(2) U-1500 から 3.6 mφ レーダに伝送されるデータは 10 種類ある。そのデータの内容は表 3-3 の通りである。スレーブデータはあらかじめ 2 局選択し、スレーブ値 (S_1 , S_2) を

表 3-2 レーダデータの内容

番号	デ ー タ 名	内 容	記 号
1	測 距 デ ー タ	BCD 7 桁 (28 bit) 2 W	SRD
2	測 角 デ ー タ (方位角)	BIN (16 bit) 1 W	AZD
3	” (高低角)	” (16 bit) 1 W	ELD
4	測距偏差データ	” (12 bit) 1 W	SRE
5	測角偏差データ (方位角)	” (12 bit) 1 W	AZE
6	” (高低角)	” (12 bit) 1 W	ELE
7	A G C レベル	” (12 bit) 1 W	AGC
8	テストポイントレベル	” (16 bit) 1 W	TEST
9	テストチャンネル指定	” (6 bit) 1 W	TEST NO
10	各部状態信号 1 ~ 4	” (16 bit×4) 4 W	STA 1~4
11	時 刻 1	BCD 7 桁 (28 bit) 2 W	TIME 1
		計 16 W	

表 3-3 スレーブデータ

番号	デ ー タ 名	内 容	記 号	送出間隔
1	測距スレーブデータ 1	BCD 7 桁 (28 bit) 2 W	SRS 1	20 ms
2	測角スレーブデータ 1 (方位角)	BIN (16 bit) 1 W	AZS 1	”
3	” (高低角)	” (16 bit) 1 W	ELS 1	”
4	測距スレーブデータ 2	BCD 7 桁 (28 bit) 2 W	SRS 2	”
5	測角スレーブデータ 2 (方位角)	BIN (16 bit) 1 W	AZS 2	”
6	” (高低角)	” (16 bit) 1 W	ELS 2	”
7	時 刻 2	BCD 7 桁 (28 bit) 2 W	TIME 2	100 ms
8	INHIBIT	(16 bit) 1 W	INH1	”
9	ストロブ信号(スレーブデータ 17 bit 目)	16 点 (16 bit) 1 W	STB	”
10	計算機状態信号	” (16 bit) 1 W	CONST	”
		計 12 W		

表 3-4 時刻データ

番号	デ ー タ 名	内 容	記 号
1	時 刻 1	BCD 7 桁 (28 bit) 2 W	TIME 1
2	同 期 信 号 1	1 kHz (1 bit)	EXSP 1
3	X 千 時 刻	BCD	TIMEX

表 3-5 回線手順とデータ量

	U-1500 → 計算サブシステム	計算サブシステム → U-1500
回 線 手 順	無手順 9600 BPS	ベーシックモード (B2) 手順 9600 BPS
データ量/転送時間	36 バイト/30 ms	248 バイト/200 ms
同 期 時 間	100 ms	1,000 ms
デ ー タ 内 容	レーダ生データ AZD, ELD, SRD, AZE ELE, SRE, TIME, AGC, ステータス, レーダモード等	予測データ 軌道予測値 (4 局分) 軌道要素計算値

計算して、同時に 20 ms 毎にレーダへ送出する。レーダ側では、その内の 1 局を選んでスレーブする様になっている。

(3) 標準時刻発生器から U-1500 に伝送される同期信号及び時刻信号の内訳は表 3-4 の通りである。

3-2-2 計算サブシステム (ACOS 700) との結合

U-1500 データ処理システムと ACOS 700 計算システム間の回線インターフェースは、計算サブシステム側の回線手順 (ベーシックモード制御手順, 無手順) に合せて、U-1500 データ処理系の回線手順を改良することにより、相互のデータ伝送を行っている。計算サブシステムとの回線手順とデータ量を表 3-5 に示す。

3-3 グラフィックディスプレイ (GD) 表示画面

本システムでのグラフィックディスプレイへの表示はタイムリイなりリアルタイム表示処理と事前・事後解析処理時に行われるバッチ表示処理に分類される。

ここでは紙面の都合で、その各々について代表的な表示例について示す。

○ リアルタイム表示例

垂直・水平面 飛翔航跡合成図 図 3-4

垂直面 飛翔航跡 (R-H, 大小 4 面) 図 3-5

水平面 飛翔航跡 (L-F, 大小 4 面) 図 3-6

他レーダとの角度オフセット図 図 3-7

○ 事前レーダ試験の表示例

アンテナロックオンパターン測定 図 3-8

アンテナパターン (AZ, EL 図) 図 3-9

サーボ応答特性 (AZ, EL, SR 図) 図 3-10

サーボエラー感度特性 (AZ, EL, SR 図) 図 3-11

○ 事後処理の表示例

AGC レベル 図 3-12

追跡データプロット (AZ, EL, SR) 図 3-13

サーボエラー分布 (AZ, EL, SR) 図 3-14

チェックポイントデータ 図 3-15

FIG. 3-4

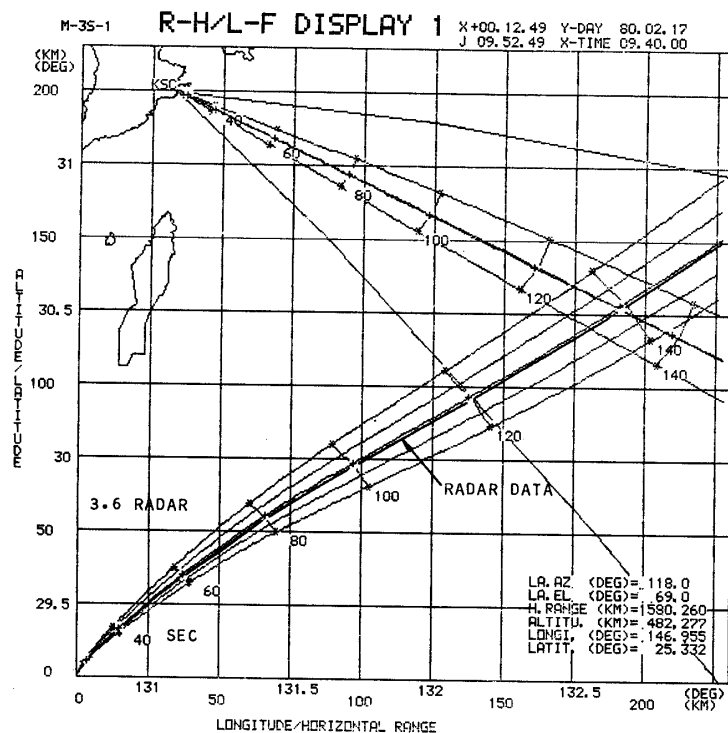


図 3-4 垂直・水平面飛行航跡合成図

FIG. 3-5

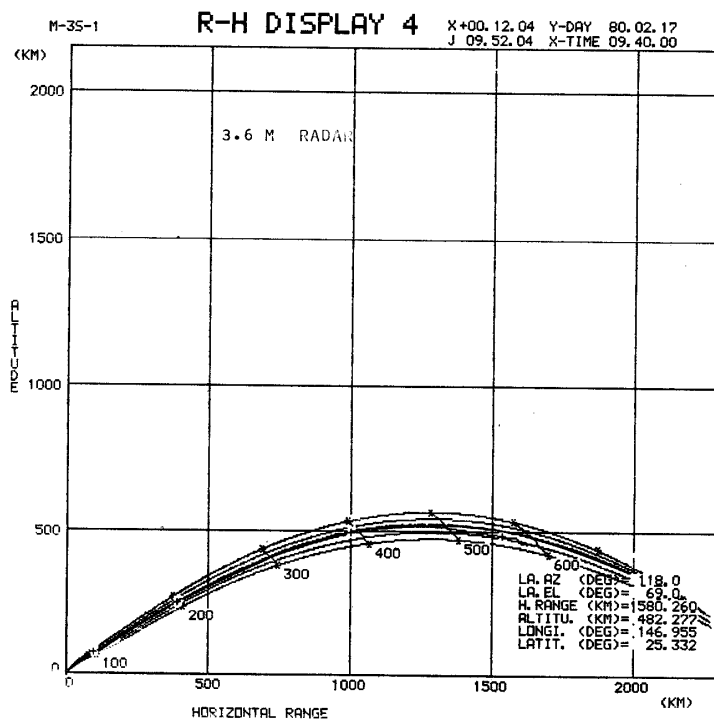


図 3-5 垂直面飛行航跡 (R-H)

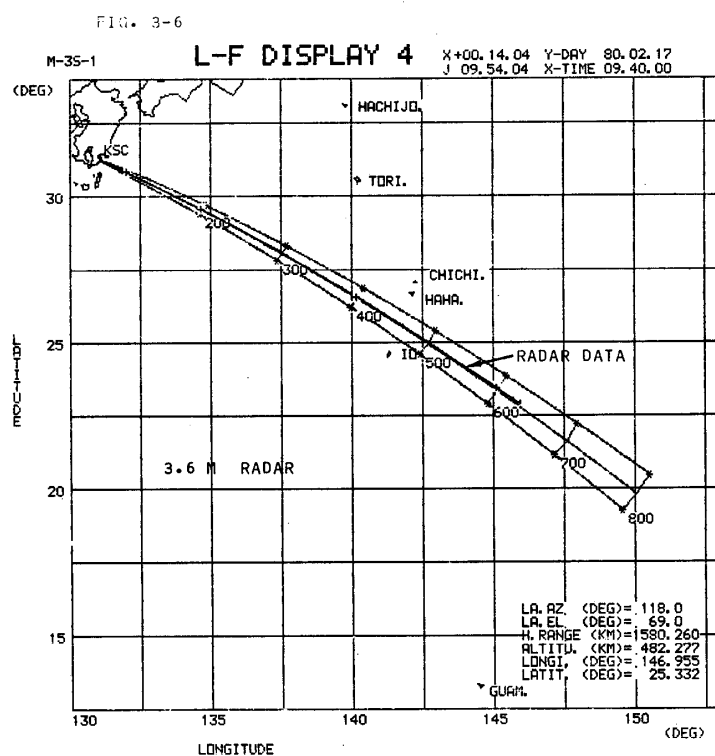


図3-6 水平面飛翔航跡 (L-F)

FIG. 3-7

S-310-8 RD. TRACK DISPLAY X-00.00.00 X-DATE 80.01.30
J 14.31.11 X-TIME 14.30.00

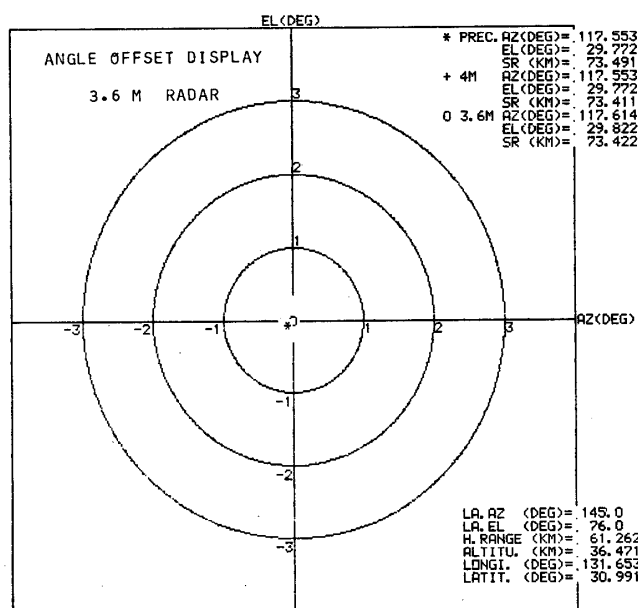


図3-7 他レーダとの角度オフセット図

FIG. 3-8

3.6M LOCK ON PATTERN DISPLAY

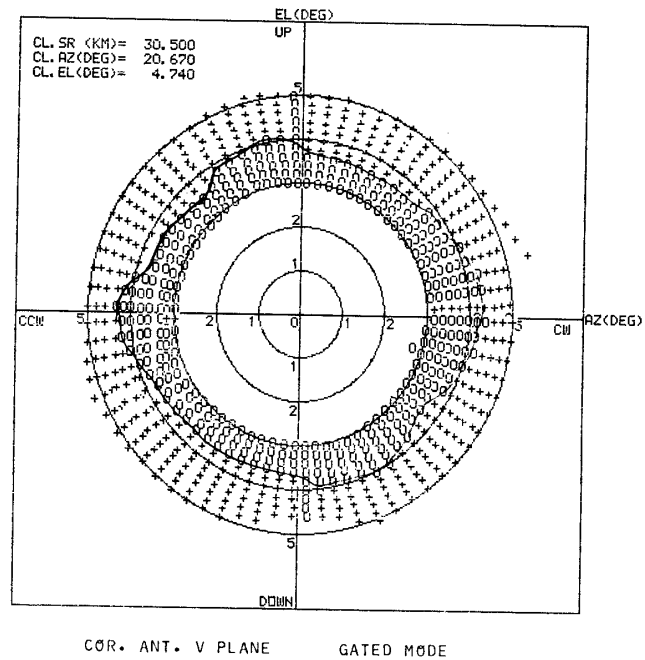
DATE 80.02.13
TIME 11.14.46

図 3-8 アンテナロックオンパターン

FIG. 3-9

3.6M EL ANTENNA PATTERN DISPLAY

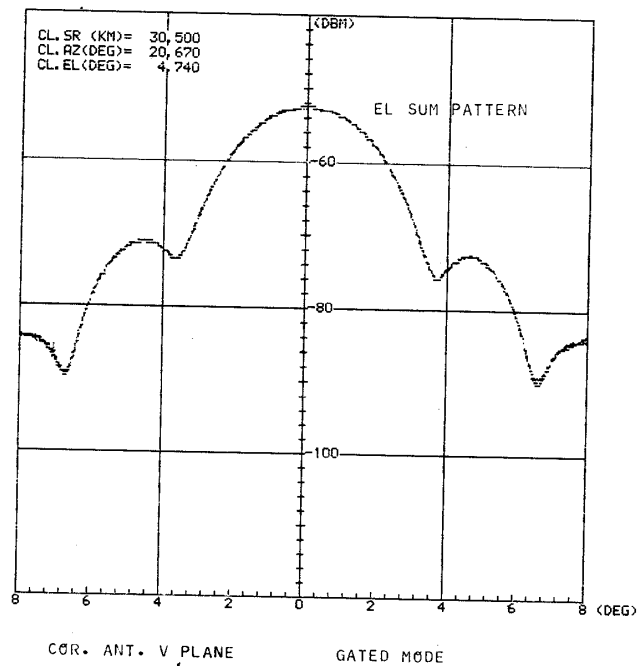
DATE 80.02.13
TIME 10.49.00

図 3-9 アンテナパターン

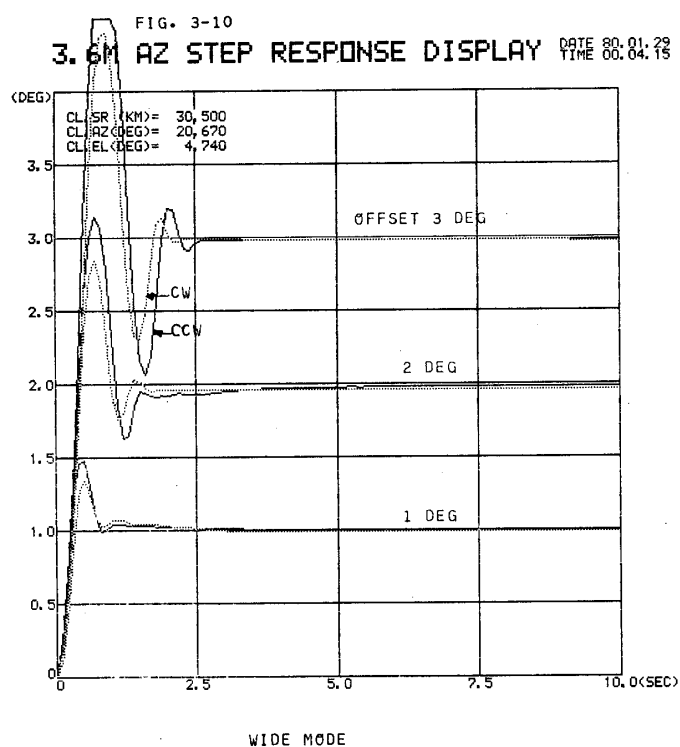


図 3-10 サーボ応答特性

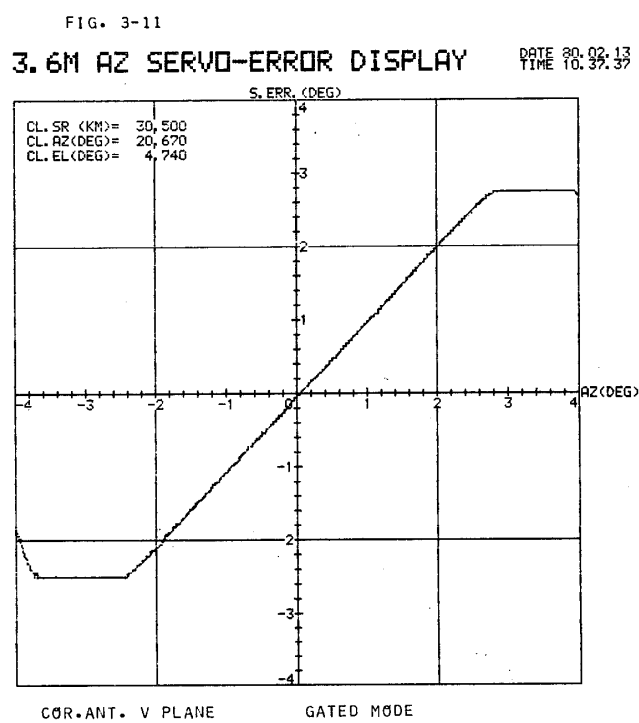


図 3-11 サーボエラー感度特性

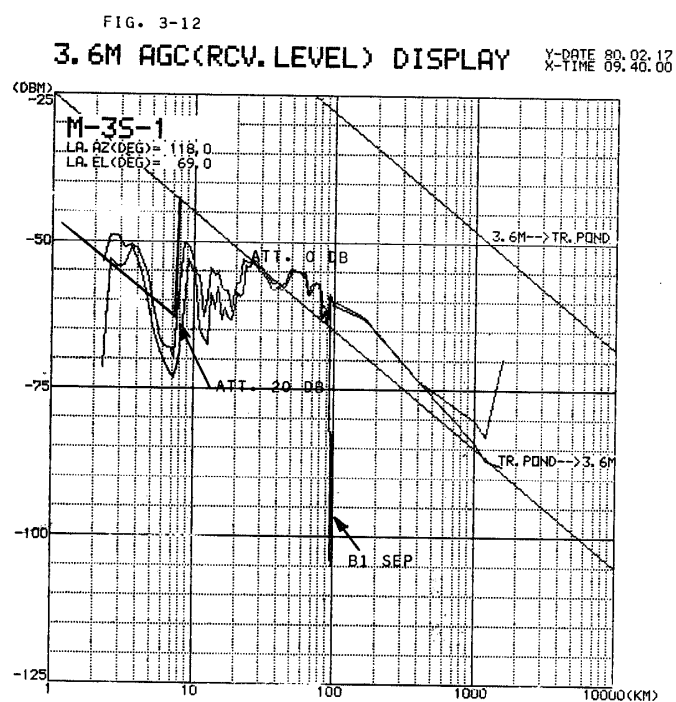


図 3-12 AGCレベル

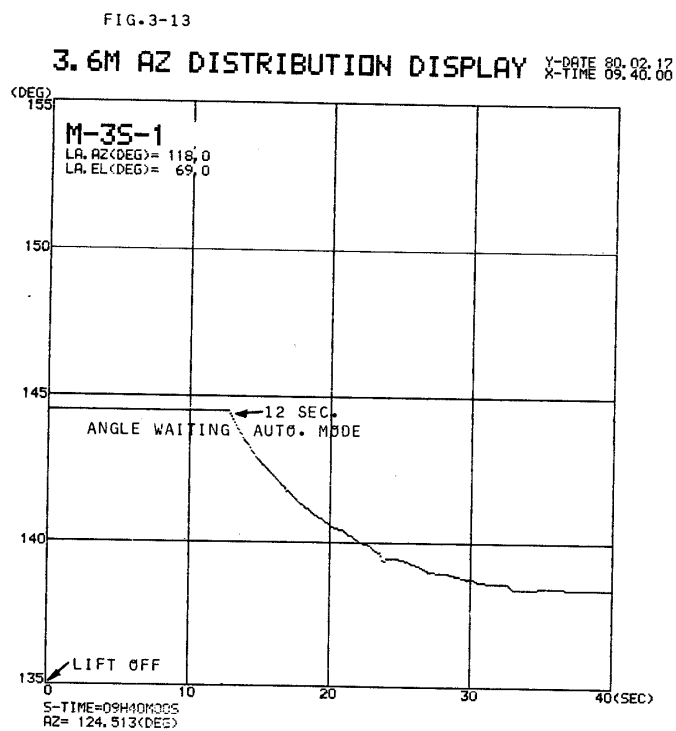


図 3-13 追跡データプロット

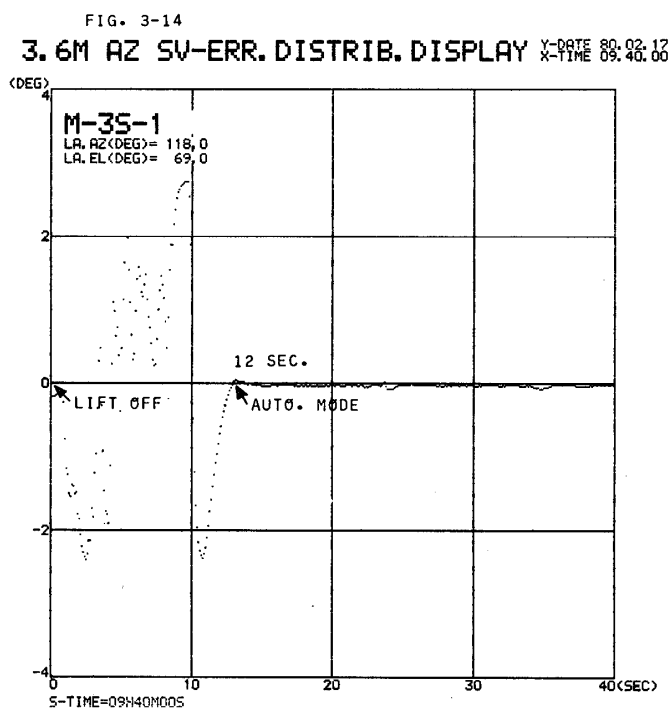


図3-14 サーボエラー分布

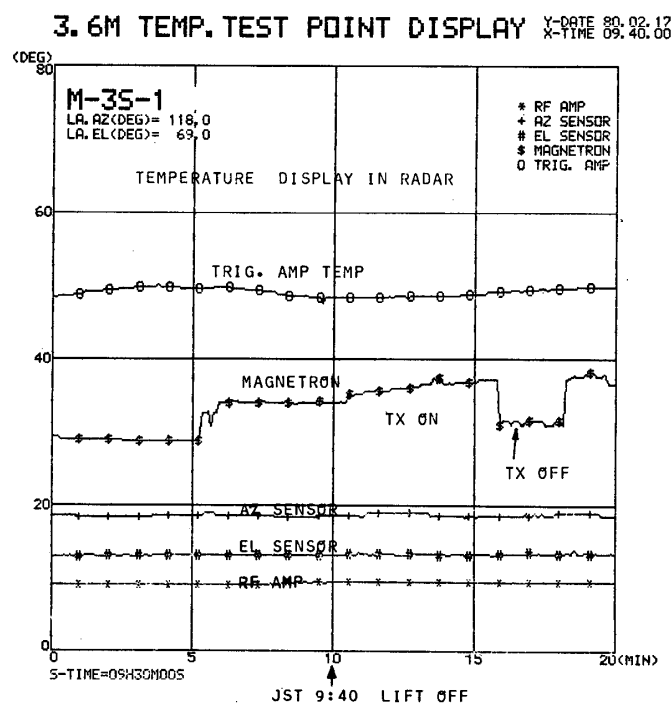


図3-15 チェックポイントデータ

4. ロケット自動追尾データ

本レーダは、昭和54年8月のK-9M-67号機からロケット追跡に参加して以来、55年2月のM-3S-1号機までに表4-1に示す追跡結果を得ている。この表内の数値はレーダ装置、トランスポンダ及び追跡中の回線状態も含んだ総合誤差であり、ロケットにより多少数値に差があるが、これは各々ロケットの飛しょう中の状態、即ちロケット姿勢、スピン等により搭載アンテナ放射パターンが見掛け上変動し、受信レベルの変動が等価的にS/Nの低下となって追跡誤差に表れている。しかし、この数値は充分設計目標内に入っており、満足できるものである。

次に、アンテナ待受け自動追尾モードについて考えると、3.6 mφレーダは発射点から300 mの地点に設置されている関係上、ロケットがランチャ上にある時からの追尾は不可能であ

表4-1 3.6 mφレーダ追尾二乗平均誤差

ロケット名	SR km	EL Deg.	AZ Deg.
K-9M-67	$\frac{4.6}{1000}$	$\frac{5.8}{100}$	$\frac{3.4}{100}$
S 54.8.18	*1 $\left(\frac{20.3}{1000}\right)$	$\left(\frac{5.9}{100}\right)$	$\left(\frac{20.3}{100}\right)$
K-9M-68	$\frac{3.8}{1000}$	$\frac{2.8}{100}$	$\frac{4.9}{100}$
S 54.9.11	*1 $\left(\frac{20.9}{1000}\right)$	$\left(\frac{3.8}{100}\right)$	$\left(\frac{5.9}{100}\right)$
L-4SC-5	$\frac{2.6}{1000}$	$\frac{2.3}{100}$	$\frac{2.6}{100}$
S 54.9.20			
K-9M-69	$\frac{8.4}{1000}$	$\frac{2.5}{100}$	$\frac{4.8}{100}$
S 55.1.16	*1 $\left(\frac{17.3}{1000}\right)$	$\left(\frac{11.0}{100}\right)$	$\left(\frac{40.2}{100}\right)$
S-520-1	$\frac{9.7}{1000}$	$\frac{4.7}{100}$	$\frac{3.6}{100}$
S 55.1.18	*2 $\left(\frac{6.6}{1000}\right)$	$\left(\frac{2.3}{100}\right)$	$\left(\frac{1.5}{100}\right)$
S-310-8	$\frac{8.9}{1000}$	$\frac{3.5}{100}$	$\frac{2.1}{100}$
S 55.2.2	*1 $\left(\frac{17.8}{1000}\right)$	$\left(\frac{10.1}{100}\right)$	$\left(\frac{9.1}{100}\right)$
M-3S-1	$\frac{9.1}{1000}$	$\frac{1.9}{100}$	$\frac{1.9}{100}$
S 55.2.17	*2 $\left(\frac{7.5}{1000}\right)$	$\left(\frac{0.9}{100}\right)$	$\left(\frac{0.8}{100}\right)$

*1: 4 mφレーダ

*2: 精測レーダ

る。そのためロケットの大小により異なるが、待受け秒時にして8秒から12秒先の地点、即ちブランキングゲートが2 KMあり、それより先のポイントで待受けることになる。表4-2は3.6 mφレーダのアンテナ待受け角度誤差を示した。表からわかる様に、S-310の7, 8号機のEL角度誤差-1.0, -2.5度のオフセットがあった。この原因はS-310の待受け計算が適切でなかったことと、発射時の風向、風速がランチャ・セット時と変ったためである。

待受角のウィンドウとして図4-1に昭和55年2月17日に打上げられたM-3S-1号機の例を示す。図中の(a), (b), (c)の線はノミナル計算値であり、その計算値に対してロケットの飛しょう経路は、地上風及びTVCの制御により、12秒における待受軌道は、ノミナル値に対して、ランチャセット角（発射角）からの戻り率を40%として図中×点の待受角をセットした。

実際のロケットの飛しょう経路は、点線が精測レーダの追跡値を座標変換して図示したもので、待受角のセット誤差は0.1度以内で適中し、その後実線が3.6 mφレーダの自動追尾値である。なお、外周円はレーダの自動追尾引込み範囲である。

S-310以外のロケットについては待受角誤差が最大0.3度以内で捕捉し、待受け時刻、角度共適切であったことがわかる。3.6 mφレーダのアンテナ引込み範囲は半径3.6度の円周内である。そのためS-310も含めて、追跡したロケット総てにおいて、タイマーによる自動

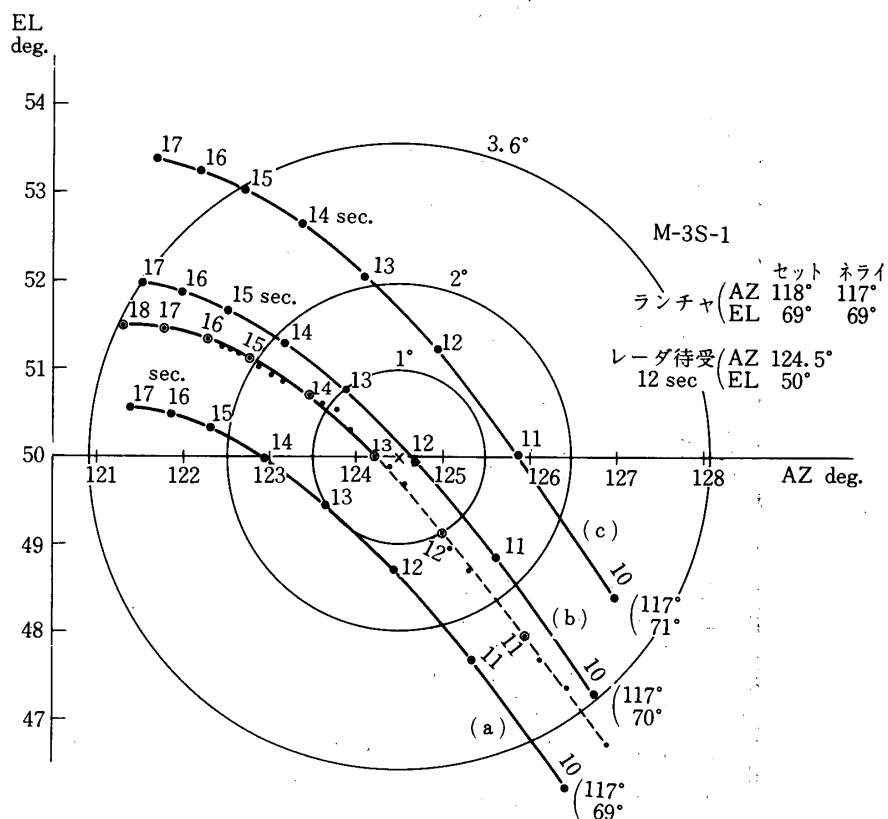


図4-1 アンテナ待受角のウィンドウ

表 4-2 3.6 mφ アンテナ待受角, 待受誤差

ロケット名	発射年月日	ランチャセット角		レーダアンテナ待受角			アンテナ待受誤差		
		EL deg	AZ deg	時刻 sec	EL deg	AZ deg	時間誤差	EL 誤差	AZ 誤差
K-9M-67	S 54.8.18 16.00	79.0	135.0	8.5	72.5	153.0	0.0 ^{sec}	0.2 ^{deg}	-0.1 ^{deg}
K-9M-68	S 54.9.11 10.00	79.0	155.0	9.0	72.5	158.0	0.0	-0.2	0.0
S-310-7	S 54.9.15 20.00	75.5	160.0	8.0	62.5	169.0	0.0	-1.0	-1.0
L-4SC-5	S 54.9.20 12.00	73.0	150.0	12.0	59.0	146.0	0.0	0.0	0.0
K-9M-69	S 55.1.16 12.00	77.0	121.5	9.0	72.5	140.0	0.0	-0.3	0.0
S-520-1	S 55.1.18 15.20	75.0	138.0	9.0	64.5	152.0	-1.0	0.2	-0.1
S-310-8	S 55.2.2 17.47	72.5	139.0	8.0	64.2	154.5	0.0	-2.5	0.0
M-3S-1	S 55.2.17 9.40	69.0	118.0	12.0	50.0	124.5	0.5	-0.1	-0.1

追尾モードの捕捉は、良好であった。

5. む す び

以上昭和 53・54 年度の 2 年間で完成した 3.6 m ϕ レーダ装置について、機能と性能の概要を述べた。

本システムは機能としては精測レーダに匹敵し、性能としては、L バンドであるため精測レーダと 4 m ϕ レーダとの中間的なものを目標として設計したが、実測値から見ると、予想よりも精度は良く、充分満足できる値である。今後より一層良きシステムとなるため、総合的なチューニングを行う予定であるが、現状でも観測ロケットの追跡に充分利用し得るものと考えらる。

最後に、このシステムの設計・検討に対して種々ご教示いただいた、東大生研の浜崎教授、長谷部講師* ならびにアンテナ構造強度の計算について、東大生研の半谷助教授、ならびに本システムの製作に当ってご協力いただいた明星電気 KK、ファコム・ハイタック KK の皆様、設置工事にご協力いただいた鳥海技官、豊留技官に深く感謝します。

1980 年 10 月 1 日 新設部（工学）

* 現在 日本大学理工学部助教授