

4 m ϕ レーダ装置

野村 民也・榎本 俊弥・渡部 俊

1. 概 要

カッパロケットの初期の頃から、その飛跡の追尾記録には GMD-1A 型の気象用追尾レーダを改造して使用してきたが、ロケットの性能の向上とともに、K-9 型や、さらに将来想定される大型遠距離ロケットに対しては、追尾距離が不足し、新しいレーダ装置が必要となってきた。

そこで、まったく独自の立場でロケット関係の研究に最も適したレーダシステムを狙って開発したのが、この 4m ϕ のパラボラを持ったレーダ装置である。

この装置は、トランスポンダを搭載した大型ロケットも、トランスポンダを持たない受動的な反射体としての小型ロケットや、試験ロケットをも切り換えて追尾できるもので、遠距離特性と、近距離特性をかねて備えた極めて汎用性の大きいものである。

2. 本装置の特色

(1) 高精度で 1500 Km の遠距離まで追尾できる。

最大飛しょう距離 1500 km までの大型ロケットの追尾を可能にするため、空中線は 4m ϕ の大型パラボラ反射鏡を有し、送信出力は 500 kW、受信機には低雑音のパラメトリック増幅器を前置増幅器として雑音の低減をはかっている。

(2) 空中線の角度追尾サーボ系の応答が極めて迅速で各種ロケットの追尾に十分な能力を有する。

空中線サーボ系の応答が極めて迅速にしてあるため大型ロケットだけでなく、速度、加速度の大きい小型ロケットも十分追跡でき、ロケットが発射台上にあるときから捕捉しておき大きな加速度で飛び出すロケットを迅速に追尾することもできて、アンテナのサイドローブによって誤って捕捉する恐れもなく、ロケットの初期運動も完全にとらえることが可能である。

このような性能をもたせるために、パラボラ反射器は合金材料の溶接構造とし、軽量でしかも十分な剛性をもつように製作しており、大型空中線を迅速に動かすため駆動には高圧の油圧モータを用い、また高精度の遠距離追尾が可能で、しかも応答の速いサーボ系を構成し得るような新しい角度信号処理方式を考案するなど、種々の工夫をこらしている。

(3) 2 次レーダ (トランスポンダ追尾) としてのみならず、1 次レーダ (受動反射体追尾) としても使用できる。

従来ロケット追尾には、ロケットにトランスポンダを搭載する 2 次レーダ方式が用いられてきたが、本レーダ

は 2 次レーダとしてだけでなく、スイッチの切換えだけで、反射体からの反射電波を利用する普通の追尾レーダ (1 次レーダ) となり、トランスポンダを搭載していない小型ロケットの追尾もできる。また、風を観測するためにロケットからチャフと呼ばれる多数の金属片を放出し、それが風によって流される状況を測定する方法があるが、1 次レーダとして使用することにより、この測定もできる。

(4) 直線、円偏波を簡単に、迅速に切り換えられる。

2 次レーダとしてロケット追跡する場合には、空中線を円偏波としているので、ロケットのトランスポンダ用空中線には構造の簡単な直線偏波のものを使用しても、ロケットの姿勢にかかわらず安定に送受信ができる。

一方 1 次レーダとして使用する場合には、レーダ空中線系を円偏波としておくと、直線偏波の場合に比し非常に損失が大きいため、この場合には直線偏波に切り換える必要がある。これらの切換えはスイッチ一つで簡単に迅速に行なうことができる。

(5) ロケットの飛しょう経路が直ちにグラフとして描き出される。

ロケットがたどっている時々刻々の経路が、水平距離と高度および水平面投影軌跡の形でグラフとして描き出され、ロケットの飛しょう状況が一目で分かるようにしてある。

本レーダシステムの特長のおもなものは以上にかげたとおりであるが、ロケットを対象とし、しかも大口徑パラボラ反射鏡をそなえ、応答も極めて早く、遠距離特性も高性能で、大型から小型に至るまでの各種のロケットやチャフその他多くの対象を追尾できる多目的に適合した汎用形の自動追尾レーダとして恐らく他に例のない画期的なものといえよう。

3. 装置の構成

本レーダは下記の要素から構成されている。

空中線部
送受信部
指示、制御部
データ撮影装置
水平・垂直面ペン書き記録装置
油圧発生装置
400 c/s 電源
自動電圧調整器
配電盤

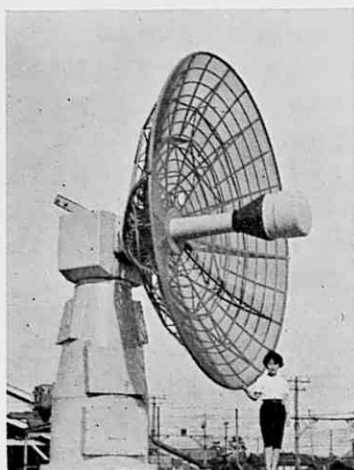
各要素の機能の大要は、つぎのようになっている。

(1) 空中線部 (第1図)

パラボラ直径 4 m, 開口角 150 度で網目となっており, 鏡面精度は 4000 M c/s まで使用しうるに十分なものととなっている。

一次放射器は円形ホーン。コニカルスキャンニングは偏心半球反射鏡回転方式である。

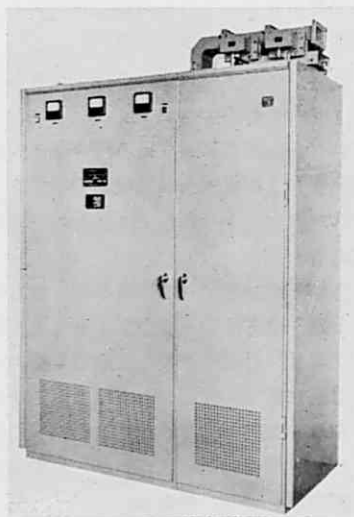
フィダの途中には, 円偏波直線偏波の切換装置があり, ロケットが近距離にある場合, トランスポンダとレーダ双方の受信機を保護する目的



第1図 4 mφ レーダアンテナ

的で大電力可変減衰器も置いている。

空中線のマウントは Elevation-Azimuth 方式で, 駆動には油圧モータを使用し, 大型空中線を迅速にかつ低速度でも滑らかに作動させることができる。



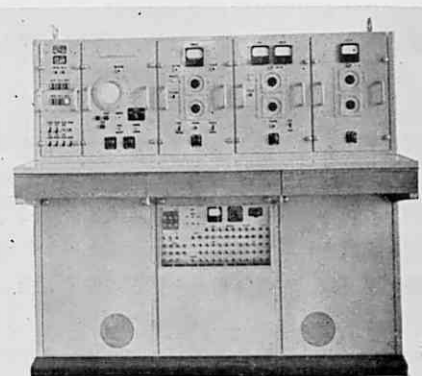
第2図 送受信部

幅器等の送信および受信要素が収めてある。

(2) 指示・制御部 (第3図)

Azimuth および Elevation 角度追尾のためのデータ処理と, それらの信号を増幅して油圧サーボ, バルブを制御する電気信号を作り出すまでのサーボ回路, ビデオ信号以降の距離追尾の全機構, AGC 回路, 水晶を基準とした測定や, 送信トリガ等の全パルス系のためのタイミング装置, 返信波波形観測のための A/R スコープなどを含むとともに, 全系統の電源の開閉, 1次レーダ, 2次レーダの切換え, 円偏波, 直線偏波の切換え, 送信・記録カメラの始動など, いずれも遠隔操作で可能で

あり, また受信機同調, 利得調整, 測距系と角度追尾系の手動制御, 距離追尾の誤差, 角度追尾の各軸ごとの



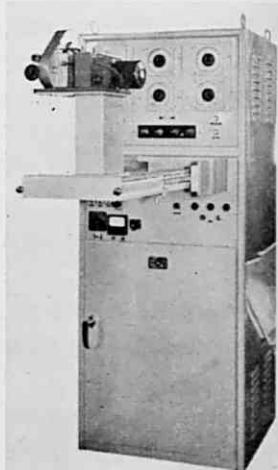
第3図 指示制御部

誤差の表示, 受信入力レベルの指示等全系統の動作の監視, 調整, 制御を集中して行なうことができる。

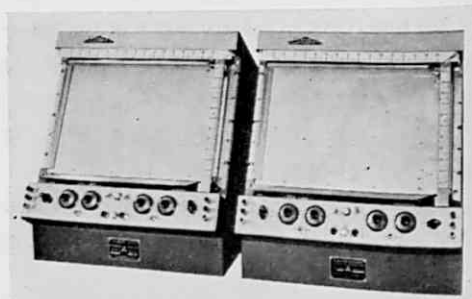
(4) データ撮影装置 (第4図)

これは最終的にロケット飛しょう経路を算定するためのデータを記録する装置で, レーダの測定した Azimuth, Elevation の角度と距離とをダイヤル上に表示するとともに, ロケット発射後の経過時間のデジタル表示, 追尾が正常か否かの指示, 日付その他を記録する表示板を含み, これらを 16 mm シネカメラで撮影記録する。

またこの装置内には, レーダの観測した角度と距離からロケットの高度と水平距離(その絶対値と南北および東西成分)を算出する計算機があり, その出力はつぎの水平・垂直面ペン書き記録装置に送り出される。



第4図 データ撮影装置



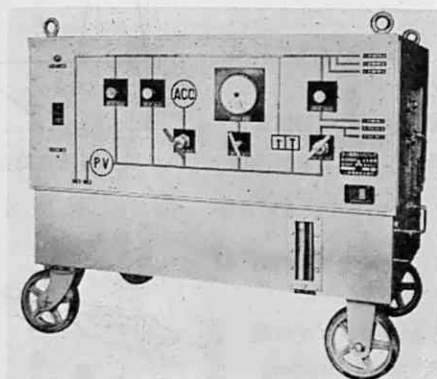
第5図 水平・垂直面ペン書き記録装置

(5) 水平・垂直面ペン書き記録装置 (第5図)

データ撮影装置の計算機出力を2台のXYプロッタによりグラフとして描かせ、ロケットの水平面と垂直面の飛しょう経路が刻々記録される。

(6) 油圧発生装置 (第6図)

空中線の Azimuth および Elevation 軸を駆動する油



第6図 油圧発生装置

圧モータに高圧油を供給する装置で、高圧油を発生する油ポンプ、それを駆動する電動機、油を制御する各種のバルブ、その他油タンク、アキュムレータ、油圧計等をそなえている。

(7) その他

その他、シンクロ、サーボ系のための 400 c/s 電源、商用電源の自動電圧調整器、配電盤より成っている。

4. 性能諸元

(1) 空中線部

| | |
|-----------|---|
| パラボラ反射器 | 直径 4 m 開口角 150 度 |
| マウント | Elevation-Azimuth 方式 回転範囲 EL 軸 -5 ~ +85 度 AZ 軸連続全方向 |
| 駆動 | 油圧モータ駆動 油圧 100 kg/cm ² 流量 76 l/sec |
| 走査 | Conical 偏心半球回転方式 Scanning Rate 12 cps |
| 偏波 | 垂直直線偏波-左旋円偏波 切り換え可能 |
| 空中線利得 | 直線偏波対向 33 dB 直線偏波-円偏波対向 30 dB |
| ビーム幅 | 半値幅 4 度 |
| サイドローブ | 円偏波の時 -12 dB |
| ビーム分離角 | 1.5 度 |
| 指向性交点利得損失 | 2 dB |

(2) 送受信部

| | |
|-----|-----------------|
| 送信部 | |
| 方式 | パルス変調マグネトロン発振方式 |

| | |
|-------|---|
| 送信周波数 | 1次レーダ' 1673 Mc/sec } プリセット切換え可能 2次レーダ' 1687 Mc/sec } |
| 送信電力 | 500 kW (尖頭値) |
| パルス幅 | 1 μ sec |
| 繰返周波数 | 83 1/3 c/sec |

受信部

| | |
|------------|---|
| 方式 | パラメトリック高周波増幅 スーパーヘテロダイン方式 |
| パラメトリック増幅器 | ポンプ周波数 11,000 Mc/sec APC, AFC 付 利得 20 db, 帯域幅 10 Mc/sec サーキュレータ付同一入出力周波数方式 |
| 中間周波数 | 30 Mc/sec |
| 中間周波帯域幅 | 3 Mc/sec |
| 中間周波増幅利得 | 115 dB |
| AFC | 受信周波数自動追尾方式 時定数 2 sec, 保持時間 5 min 以上 |
| 総合雑音指数 | 2.3 dB |
| 最小追尾可能 | |
| 受信信号 | -95 dBm |

(3) 指示, 制御部

測距部

| | |
|-----------|------------------------|
| 方式 | 水晶周波数基準パルス追尾方式 |
| 最大測距可能範囲 | 1,500 km |
| 最小測距可能範囲 | 600 m |
| 最大測距可能速度 | 8.5 km/sec |
| 最大測距可能加速度 | 32 km/sec ² |
| 測距精度 (総合) | 40 m (rms) |

角度追尾部

| | |
|-------------|---|
| 方式 | 円錐形走査油圧サーボ方式 |
| 最大追尾可能速度 | EL, 22 度/sec, AZ, 14 度/sec |
| 最大追尾可能加速度 | EL, 9 度/sec ² , AZ, 6 度/sec ² |
| サーボループ帯域幅 | EL, AZ 共 16 rad/sec |
| 角度追尾精度 (総合) | 0.05 度 (rms) |

指示部

| | |
|----------|----------------------------------|
| A スコープ範囲 | 0-150 km, 0-500 km 0-1,500 km |
| R スコープ範囲 | ±5 km |
| 角度, 距離指示 | データ撮影装置に同じ |

(4) データ撮影装置

| | |
|--------------|---|
| 角度, 距離, 時間記録 | 距離, 角度とも, 精, 粗指示目盛および時間 (デジタル表示) を 16 mm シネカメラで撮影 撮影速度 10 駒/sec ~ 1 駒/sec 記録目盛 角度: 精, 1 回転 10 度 |
|--------------|---|

- 最小目盛 0.1 度
- 粗, 1 回転 360 度
- 最小目盛 10 度
- 粗, 1 回転 360 度
- 距離: 精, 1 回転 50 km
- 最小目盛 500 m
- 粗, 1 回転 1800 km
- 最小目盛 50 km
- 時間: 10 進 4 桁, 最小桁 0.1 秒

(5) 水平・垂直面ペン書き記録装置

方式 インク書きオッシログラフによる高度-水平距離(垂直面)および水平面内投影軌跡の記録

記録精度 Full Scale の ±0.5%

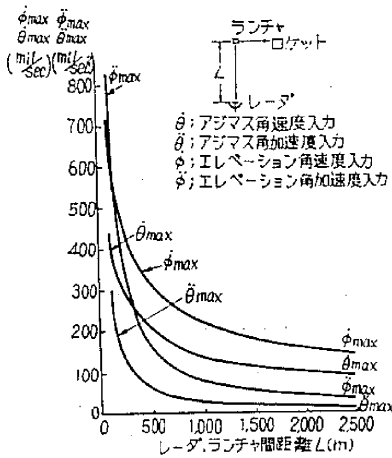
5. システム実現上の技術的問題点

前述のようなシステムを実現してゆく上に問題であったことがらについて述べる。

(1) 近距離における問題

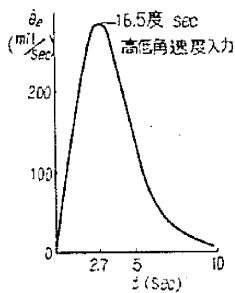
- 1) 初期の角度追尾の速応性

運用上の必要から、ランチャとレーダはあまり遠くへ離して設置



第7図 レーダ、ランチャ間距離と角速度、角加速度入力の最大値との関係

することがむずかしいことが多いので、初期の必要角速度は大きいものとなる。この様子を K-9L の予定飛しょう経路を前提として図に示すと第7図のようになる。道川では、地形の制約で、ランチャまでの距離が 0.75 km であったので、これを前提として速度を時間の関数として表わすと第8図のようになる。

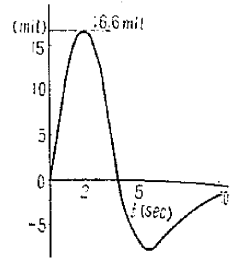


第8図 高低角速度入力

レーダを設計する場合、この初期の急な速度と加速度をうまく追尾して、ビームから目標が抜け出さないように設計することが必要である。この系では、設計目標として、次式に示すような伝達関数を設定して、これを実現することとした。

$$G(S) = \frac{124.6 (s+1)}{S (17.8s+1) (1+s/56)}$$

これは、従来の経験より見て 4mφ の空中線を駆動する場合、望み得るほぼ最良値と考えられたものである。この場合に発生する誤差は、第9図のように算出される。

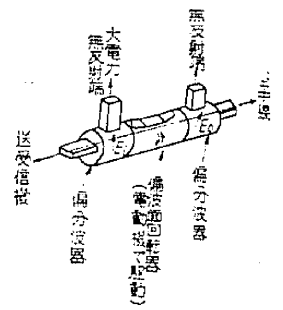


第9図 高低角総合誤差

実際には、この特性を実現するにはアンテナの機構に、多くの苦心が必要であった。

2) 初期受信入力の大過

トランスポンダ受信機は、入力が約 20 dBm、レーダの初段にあるパラメトリック増幅器は約 -25 dBm が制限入力値であった。実際には、おの



第10図 大電力可変減衰器の原理

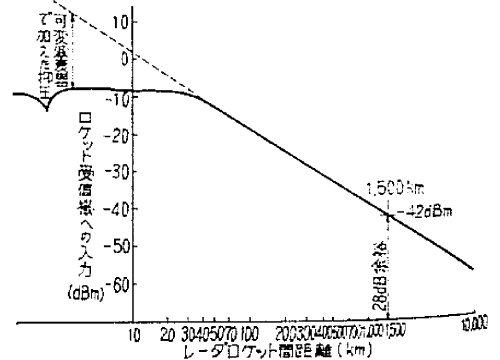
約 +26 dBm と約 -14 dBm が入る計算になるので、特に大電力に耐える可変減衰器を開発して、導波管の途中に挿入した。この部分の原理図を第10図に示した。

(2) 遠距離における問題

1) 低角速度の追尾

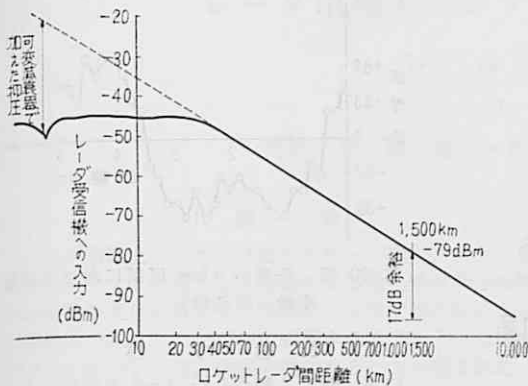
ロケットとの距離が遠くなると、角速度が遅くなる、このとき摩擦による不円滑な運動が生じ難いように系を構成することが必要となる。このためには、油圧駆動系を採用し速度範囲の広い設計とした。

また、実際にロケットを追尾した場合、ロケットのス

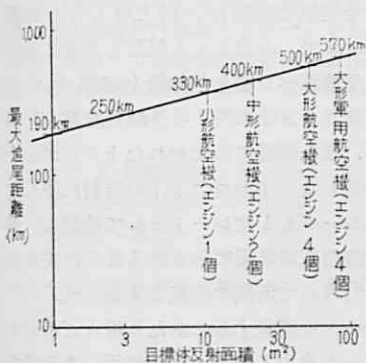


第11図 ロケット受信機入力レベルダイアグラム (2次レーダ)

ピングやフェーディングのために到来電波が不安定になると、方向検知のローピング馬波数と干渉を起こし、アンテナに振動状の運動が生ずることがわかった。これ



第 12 図 追尾レーダ受信機入力レベルダイヤグラム (2次レーダ)



第 13 図 受動体追尾 (1次レーダ) のときの目標体反射面積と最大追尾距離

を防ぐため、遠距離追尾時にサーボ帯域幅を減らすように設計変更を加えた。変更後、いまだその結果を確認する機会には恵まれていない。

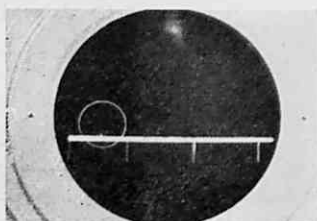
2) 最大有効距離

最大距離を大きくするため

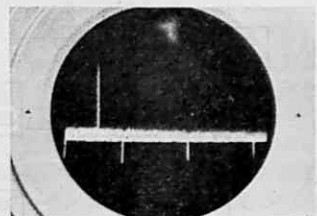
用いて雑音指数を減らしたことなどの考慮を払った。パラメトリック増幅器と、総合的到達距離に関しては、第 11 図ないし第 17 図を参照されたい。

(3) 角度追尾系データ処理の問題

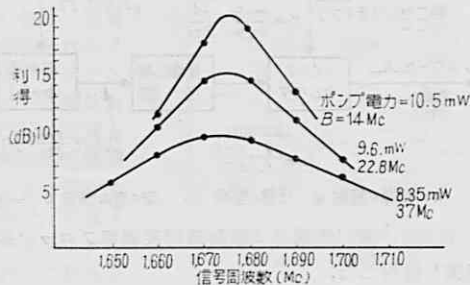
1500 km の最大距離を実現する上に、毎秒のパルス数が減り 83 $\frac{1}{3}$ pps となり、コンカルスキャンニングに、約 12 cps の



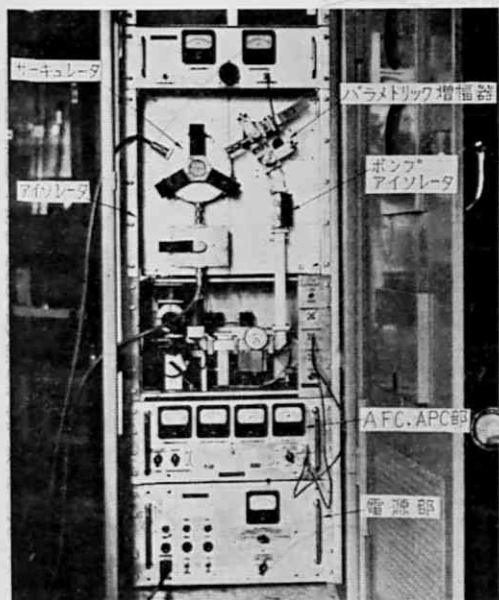
第 15 図 パラメトリック増幅器なしの S/N



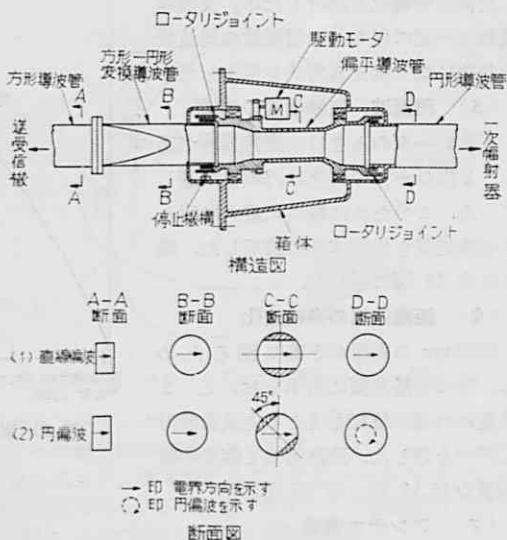
第 16 図 パラメトリック増幅器つきの S/N



第 17 図 1,680 Mc パラメトリック増幅器増幅特性



第 14 図 パラメトリック増幅器外観



第 18 図 偏波切換装置

に、アンテナの直径の大きいものを使用したのと、送信電力を 500kW と選んだこと、パラメトリック増幅器を

低い値を採用せざるを得なかった。このため、データの平滑に角度系の安定度を害はない小時定数の方法が必要となり、各パルスおよび、各スキャンニングの周期ごとに、サンプリング、積分、ホールドを使った特殊な方法

