

自動追跡レーダ装置

野村民也・倉茂周芳

1. 緒言

自動追跡レーダ装置は、地上におかれたパルス送信機から送信されたパルスを、ロケットに搭載したレーダ・トランスポンダ（送受応答装置）により受信し、増幅、整形して直ちに地上に向け返信するのを、ふたたび地上受信機により受信し、その時間差から直距離を求めるとともに、地上受信機の空中線に十分尖鋭な指向性をもたせておき、これを利用して、地上受信機空中線の軸が常に電波の到来方向、すなわち、ロケットの方向に一致するようサーボ機構によって自動追尾せしめ、これから高度、方位両角を標定するものである。電波を利用するトラッキング装置としては、非常に高精度が期待できるDOVAP方式も工夫されているが、飛しょう径路を飛しょう中あるいは飛しょう直後に、相当の精度をもって算定できる点では、自動追跡レーダ装置は他に追従を許さない利点を具えている。高木教授の視察報告によっても、米国における観測ロケットの飛しょうには、かならずこの種の装置が利用されているとのことであるが、これもこうした利点によることと思われる。

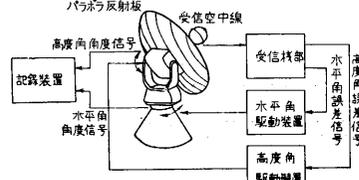
自動追跡レーダ装置は、海外にあっては第2次大戦中頃から開発が進んだもので、主として兵器関係であるため、おおよその原理的な事柄以外は、詳細な内容が明瞭でないものが多い。わが国では従来製造経験が皆無なので、その開発には多くの困難が予想されたが、幸いにして気象庁に対して米軍から貸与になったGMD-1Aという自動風向風速観測装置（レーウィン装置）が国産で実用化される機運があり、これを母体として必要な改修を施せば短い開発期間にもかかわらず、われわれの目的に適うものが実現できるものと予想されたので、この線にそって開発、試作を行うことに基本方針をさだめた。レーダ用の周波数として1,680 Mc/sを使っているのも、こうした事情による。

上述のように、自動追跡レーダ装置は、自動測距を行う部分と、自動方向探知の部分から成っている。今回の秋田実験においては、後者の部分のみについて実用試験を行ったが、その理由は、第1に自動測距部は、地上において相当程度まで、実際に近い調整、試験ができるが、自動方探部はこのような試験が困難であり、実際にロケットに対して使用してみることが肝要であると認められたこと、第2にロケットの搭載能力に対する負担を軽くするために、レーダ・トランスポンダを搭載せずに、簡単な発振器のみとする必要があったことなどの理由による。

本稿では、今回の秋田実験に使用された自動方探装置部分について、その内容特性を述べたいと思う。

2. 自動方向探知機構

自動方向探知機構の系統は第1図に示すとおりである。受信空中線は、パラボラ反射板をもつヘリカル空中線で、後述のように、偏心半球の回転に伴って、ビームが円錐状に目標を探索する。空中線にとらえた信号は受信機部に導かれ、ここで、空中線軸と電波到来方向の差に応じた角度誤差信号がつけられる。角度誤差信号は、高度、水平両角成分に分解され、それぞれ、高度角駆動装置および水平角駆動装置に加えられ、空中線軸をうごかして角度誤差を訂正するようになっている。基準位置からの空中線回転角はセルシン装置によって記録装置に導かれ、その刻々の変化が文字盤の指針の回転として示されると同時に、記録紙上に時刻信号と同時に記録される仕組みとなっている。以上が装置の概要であるが、以下、構成各部についてその内容を説明することとする。

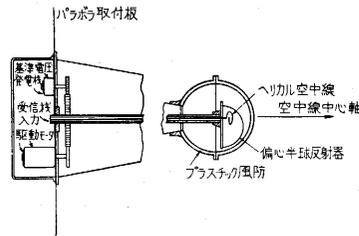


第1図 自動追跡レーダ装置 自動方向探知機構

角度誤差信号は、高度、水平両角成分に分解され、それぞれ、高度角駆動装置および水平角駆動装置に加えられ、空中線軸をうごかして角度誤差を訂正するようになっている。基準位置からの空中線回転角はセルシン装置によって記録装置に導かれ、その刻々の変化が文字盤の指針の回転として示されると同時に、記録紙上に時刻信号と同時に記録される仕組みとなっている。以上が装置の概要であるが、以下、構成各部についてその内容を説明することとする。

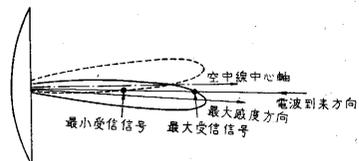
2.1 空中線円錐状走査部

空中線はパラボラ反射板の中心軸上にヘリカル空中線がおかれ、これに対して、半球状の反射器が偏心位置におかれている（第2図）。反射器が偏心位置にあるため、



第2図 空中線の構造

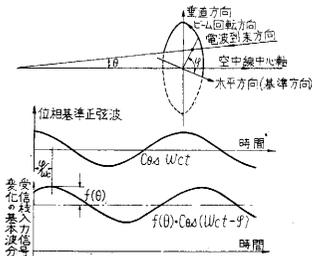
総合の指向特性として、最大感度の方向がパラボラ反射板の中心軸方向から若干（本装置では約2°）ずれたものがえられる（第3図）。



第3図 パラボラ空中線指向特性
この状態で偏心半球を回転させれば、指向特性は最大感度方向が中心からずれたまま、中心軸の周囲を円錐状に回転することになる。したがって、

たとえば電波の到来方向が空中線軸を含む垂直面内で上方にずれていたとすると、指向特性の最大感度の方向が、もっとも上方に偏ったとき受信信号強度が最大となり、逆に指向特性の最大感度の方向がもっとも下方に移ったとき、受信信号強度は最小となる。すなわち、受信信号強度は偏心半球の回転にともなって周期的に変化するわけで、これを受信機によって検波すれば、この変化に応じて周期的に変化する受信機出力がえられる。偏心半球の回転の位相と、受信機出力信号変化の位相との差によって、電波の到来方向が空中線の軸とどの方向にずれているかが分ることとなる。

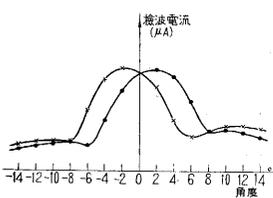
第4図は電波到来方向が基準方向から、偏心半球の回転角で ϕ だけずれ、かつ空中線の軸から θ だけ離れた状態をしめしている。受信信号強度の変化の基本波成分の振幅は、角度誤差 θ の関数で、その位相は基準方向に最大感度方向が一致した時を基準位相として ϕ だけ遅れることになる。



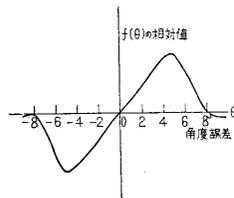
第4図 角度誤差の検出

本装置の偏心半球回転速度は約 25 rps である。

$f(\theta)$ は θ の変化に対する指向特性の変化によって決まる。第5図は空中線の軸を含む平面内で、もっとも指向特性が偏りをしめず2状態（すなわち、最大感度方向がその平面内にくる二つの状態）の指向特性をしめし（受信機の AGC 特性を含む）、これからビームの最大感度方向のズレは約 $\pm 2^\circ$ になっていることが分る。 $f(\theta)$ はほぼ A_1, A_2 の差に比例すると考えられ、した



第5図 水平面アンテナ指向特性



第6図 角度誤差による $f(\theta)$ の変化

がって $f(\theta)$ の相対値を第5図から求めると、第6図のようになる。 $f(\theta)$ の正負は空中線の軸がどちら側にずれているかを示すもので、後述のようにサーボ機構の動作は、この正負に応じて電動機の回転方向を切換えて角度誤差を訂正するようになっている。第6図で θ の絶対値が大きくなると、ふたたび $f(\theta)$ の正負が反転するようになるが、これは指向特性の側ローブ (side lobe)

の存在によるもので、この限界角度誤差より大きい角度誤差に対しては、サーボ機構は逆に角度誤差を助長するように動作してしまい、不安定におちいる。すなわちこの限界角度以内が、理論的に追跡可能な視野となる訳で、今回実験に使用した装置では、約 $\pm 8^\circ$ の範囲がこれに当たっている。

2.2 角度誤差の分解

上述のように、空中線の指向特性は偏心半球の回転により、目標を円錐状に走査し、これにともなって、電波の到来方向と空中線の軸が不一致の場合には、受信信号強度が角度誤差に応じて変化する。サーボ機構は、この角度誤差を高度角（垂直方向）と水平角（水平方向）に分けて訂正するもので、そのためには、角度誤差をこの両成分に分解する必要がある。

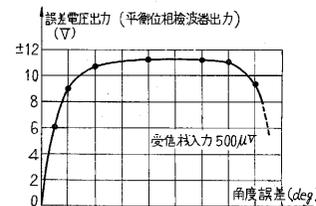
いま偏心半球を回転する電動機軸に直結して、2相交流発電機をおく。その一方の発生電圧を $E_r \cos \omega_c t$ 、他方の発生電圧を $E_r \sin \omega_c t$ とする。これらの電圧を基準の電圧として、前述の受信信号強度の変化によってえられる受信機出力電圧をそれぞれ平衡位相検波したとすると、その出力の直流分はそれぞれ、

$$e_E = \frac{f(\theta) \cos(\omega_c t - \phi) \cdot E_r \sin \omega_c t}{2} = -\frac{1}{2} E_r \cdot f(\theta) \cdot \sin \phi \dots \dots \dots (1)$$

$$e_A = \frac{f(\theta) \cos(\omega_c t - \phi) \cdot E_r \cos \omega_c t}{2} = \frac{1}{2} E_r \cdot f(\theta) \cdot \cos \phi \dots \dots \dots (2)$$

となり、すなわち、角度誤差 θ によって生ずる誤差信号 $f(\theta)$ が、垂直方向成分 e_E および水平方向成分 e_A に分解されることとなる。

実際の装置では、受信機の AGC 特性、平衡位相検波器の特性、受信機の低周波増幅特性などによって、平衡位相検波後の角度誤差信号（直流分）は、(1)、(2) 式にしめすとおりとはならず（すなわち第6図の $f(\theta)$ に比例せず）、角度誤差が大きくなるにつれて飽和する傾向をもつ。第7図は総合特性の一例で、角度誤差に対し平衡位相検波器の出力電圧の関係をしめすものである。

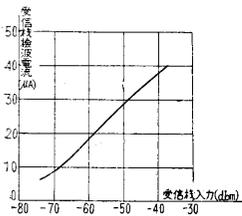


第7図 角度誤差に対する出力電圧の変化

る。ここに注意すべきことは、第7図の特性の傾斜がサーボ系としては利得定数に関係するのであるが、この傾斜が受信信号の平均強度に応じて変化することである。すなわち円錐状走査はいわば到来電波に対して、振幅変調をかけることに相当しているが、その際えられる

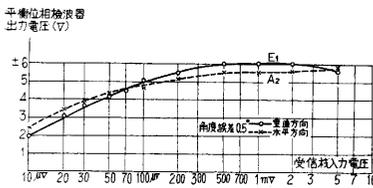
変調度は指向特性で決まる。したがって到来電波が強い場合には、同じ角度誤差でも受信機検波出力としてえられる誤差信号の振幅が増大し、それにとまって平衡位相検波出力も増すことになる。自動追跡レーダの自動方探部は一種の角度追尾のサーボ機構であるが、単なる計器サーボなどの場合と若干異なる点がここにある。すなわち、その設計に当っては、使用するトランスポンダの出力、受信機の特性などに応じて、直距離に対して、第 7 図のような特性がどのように変化するかを知らねばならないのである。

サーボ機構として考えた場合、利得定数が上記のような理由で大幅に変るとすれば、その設計には多くの困難を生ずることになる。そのため受信機としては、十分良好な AGC 特性を備えていることが本質的に必要である。



第 8 図 受信機 AGC 特性

第 8 図は本受信機の AGC 特性で、受信機入力端信号強度対検波電流（中間周波出力信号電圧にはほぼ比例する）の関係をしめたもので、ほぼ満足すべき特性となっている。第 9 図は総合特性の一例で、角度誤差が 0.5° の場合に、受信機入力端における平均信号強度の変化に対する平衡位相検波器出力の関係を示したものである。利得定数の変化はほぼこの検波出力に比例すると考えてよいが、この結果から明らか



第 9 図 受信機入力電圧による誤差出力電圧の変化

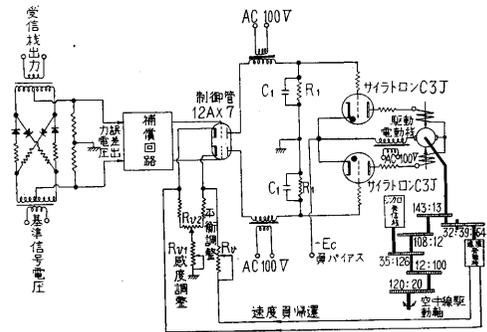
に、入力信号レベルの数 10 db 以上にわたる大幅な変化も、利得定数に対しては、数 db の変化を与えるのみである。しかも、入力信号レベルが $100 \mu V$ 以上では、ほとんど利得定数としての変化はない特性となっており、この程度であれば、後述のように若干の工夫を施すことで、妥当なサーボ系の設計ができることとなる。

観測ロケットとして、100 km 程度の追跡には別掲のような回線設計が基準となっており、この場合には、受信機入力端で $20 \mu V$ 程度（尖頭値）の信号レベルが预期できる。したがって距離が大幅に変わったとしても、第 9 図の特性から利得定数の変化は 6 db 程度にすぎない。

2.3 空中線駆動部

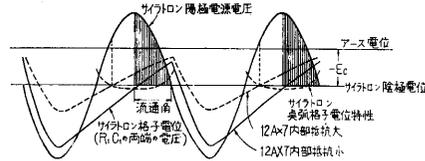
空中線駆動部は、高度角用と水平角用とがあるが、内容的にはいずれもほとんど同じである。

第 10 図はその原理的な回路図である。平衡位相検波



第 10 図 空中線駆動部

器の出力は直列補償回路網を通して、制御管 12AX7 のグリッドに加えられる。12AX7 の各三極管部はそれぞれ半波整流管の役目をしており、グリッドに加えられた信号電圧によって、その等価内部抵抗が変化する。したがって、負荷 R_1, C_1 の両端に生ずる整流電圧の波高値がこれに応じて変化し、一方、 R_1, C_1 の時定数はほぼ電源の半周期にひとしく選んであるので、第 11 図に示すように、鋸歯状波に近い形に変化する。この電圧



第 11 図 サイラトロン位相制御

がサイラトロンの格子電圧になるが、サイラトロンのカソードには負の偏荷電圧がかけられているため、格子電圧変化の裾をひく途中の点で、サイラトロンが通弧することになり、流通角は R_1, C_1 の両端の電圧の波高値により変化する。すなわち、制御管 12AX7 のグリッドに加わる信号電圧によって、サイラトロンの位相制御が行われる。

駆動電動機は分割界磁型の直巻電動機で、それぞれのサイラトロンに接続されている。いずれのサイラトロンが通弧するかによって、電動機の回転方向が反転するわけである。電動機の定常定格は D. C. 60V, 1.4A, 5,000 rpm, 1/20 HP で、高度角、水平角のいずれも、電動機の回転を 4950:1 に gear down して駆動するようになっている。したがって機械部分の慣性モーメントはほとんどが電動機電機子およびギャ系のそれであり、負荷の空中線はあまり関係がなくなっている。

駆動電動機を含む回転部分の時定数を見掛け上小さくし、追従の応答度を改善する目的で、電動機の回転を 2:1 に gear down して速度発電機を駆動し、その出力を制御管 12AX7 の陰極に接続して負帰還をかけている。速度発電機は永久磁石界磁の直流発電機で、空中線部の回転速度に比例した出力を発生する。その比例係数は、空中線回転速度から測って約 10 volt/°sec である。出力電圧は直列抵抗 R_1 を介して 12AX7 のカソード

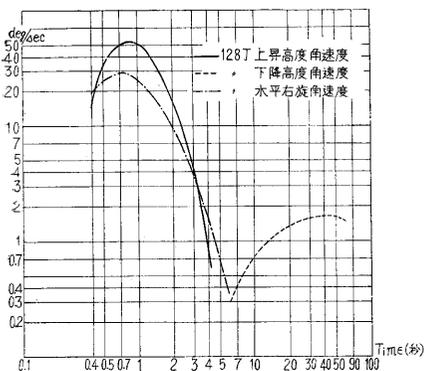
に加えられており、これを調整することによって、負帰還の度合を変えることができる。

12A X7 のグリッドに加わる誤差信号が零の場合でも、サイラトロンにはある程度電流を流すようにすると感度 (12A X7 のグリッド電圧の変化に対する電動機端子電圧、すなわち、近似的に電動機の定常回転速度の変化の割合) を高くすることができる。調整抵抗 R_{e1} はその度合を決定するもので、 R_{e1} が大きい程感度は増大するが、ある程度以上になるとかえって感度は減少する。またあまりサイラトロンに電流を流すと、両方のサイラトロンに不平衡ができた場合、電動機が潜動を起す恐れがあるので、適当な限度がある。 R_{e2} は、無信号時の両サイラトロンの平衡を調整する。

サイラトロンの陽極回路には過負荷防止のためのリレーが挿入してあって、過電流が継続して流れると陽極電源が自動的に切断されるようになっている。また、サイラトロンに適当な偏倚電圧変化を与えて、空中線を任意の方向に、手動調整で向けることができる。特に高度角駆動部では、空中線軸が水平方向を基準として、 $-7^{\circ} \sim +92^{\circ}$ の範囲の運動に限定されるようリミット・スイッチがつけてあり、この限度に達すると、やはりサイラトロンの陽極電源が切断される。水平角の運動は全方向にわたって自由に行える。

2.4 Far Auto および Near Auto

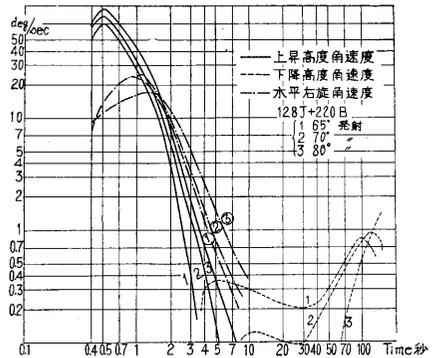
自動追跡状態として、どのような応答特性をもつべきかということは、若干論議の余地を残している問題であるが、少なくとも観測ロケットの場合には、次のような特徴が考えられる。第1には、比較的近距离の場合には、目標の移動を見込む角速度が大きく、一方、距離が遠くなるにつれて角速度が小さくなることである。第12図は γ 128 J 60° 発射の飛しょう軌跡を、発射点よ



第12図 128 J 60° 発射の角度変化

り 45° 後方 100 m の点から見たときの高度、水平両角方向の角速度変化を計算したものである (飛しょう軌跡計算は糸川研究室報告による)。これで分るように、発射直後の角速度は非常に大きいが、3秒程度たてば 5° /

sec 以下になり、飛しょう中の大部分の角速度は $2^{\circ}/\text{sec}$ 以下に収まっている。また、第13図は 128 J+220 B (4月下旬に実験予定の2段式ロケット) について同様

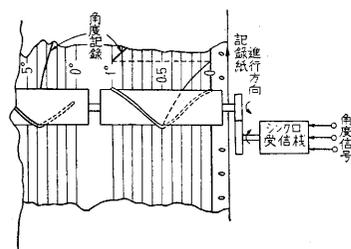


第13図 128 J+220 B 角度変化

の条件による計算結果で (飛しょう軌跡の計算は糸川研究室報告による) これでも 5秒程度で $2^{\circ}/\text{sec}$ 以下になり、飛しょうの主要部分では大部分 $0.7^{\circ}/\text{sec}$ 以下で、落下点に近いときわずかに増大しているにすぎない。発射直後の著しく角速度の大きい部分は到底自動追尾が困難であり、若干時間の経過したところから自動追尾の状態にいれねばならないが、初めは多少の追尾誤差を許してもできるだけ追尾の速度を高くして目標を見失うことがないようにし、距離の増大によって角速度が小さくなった飛しょう径路の主要部分で、所要の追尾誤差以内で追跡できることを考えねばならない。また、第2の点として距離の変化に伴って、前述のように角度誤差に対する誤差電圧の大きさが変り、サーボ系としての一巡利得定数が増える性質があるので、こうした点をも考え合わせれば比較的近距离の場合と遠距離の場合とでは、当然サーボ系の特性を若干違ったものとしなければならないことが分る。現在の装置では、自動追跡の特性を2段に切り替えるようにしてあり、遠距離用の場合を Far Auto の状態、近距离用の場合を Near Auto の状態と称している。内容的には、この2状態に応じて、第10図の直列補償回路の構成と、速度帰還量調整抵抗 R_e の大きさをスイッチで切り替えるようになっている。

2.5 角度記録装置

高度、水平両角は、セルシンによって記録装置に伝え



第14図 角度記録装置

挿入した記録紙上に角度の変化を曲線として描くようになっている (第

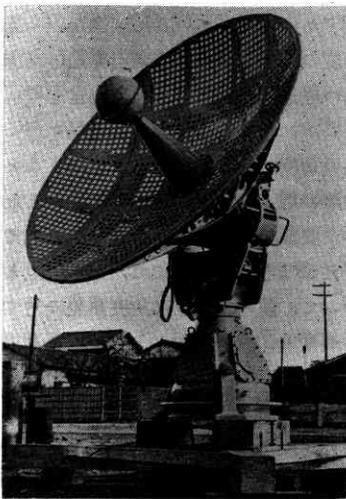
14 図)．読取り精度をあげるため、高度角記録部はこのような円筒が 3 本 10:1 および 9:1 のギヤで連結しており、それぞれが 0~1°, 0~10°, 0~90° の範囲に分割して記録するように仕組みられていて、±0.05° の読取り精度となっている．同様に水平角記録部は 4 本の円筒によって、0~1°, 0~10°, 0~100°, 0~400° の記録がえられる．

時刻信号は記録紙の両端に、標準の水晶発振器から周波数を過降して作った 10 c/s および 1 c/s のパルスが打点される．その一方あるいは双方が継電器によって制御できるようになっており、これを利用して、ロケット発射のためのイグナイタ・スイッチ投入の時刻を識別するようにしている．なお、記録紙の送りは同期電動機であるから、たとえ時刻信号が故障するようなことがあっても、相当の精度で時間経過を算定しうる計画となっている．

3. 各部の特性

3.1 空中線

パラボラ反射板は、直径 2,130 ㎜、深さ 340 ㎜で、その焦点位置に 1 巻のヘリカル空中線がおかれている．ヘリカル空中線および偏心半球反射器は、ともにポリエステル製の国防装置内に格納されており、外部からは見えない(第 15 図)．



第 15 図 パラボラ空中線

空中線系の最大感度方向における利得は約 25 db, 受信機入力端から見たインピーダンスは 50 Ω で、電圧定圧波比は 1,680 Mc/s において約 1.2 である．

3.2 受信機

受信機は crystal mixer のスーパー・ヘテロダインで中間周波段の帯域幅は約 2.5 Mc/s(中心周波数 30 Mc/s), 全利得 (AGC 無し) は 105 db である．増幅段数は 7 段で、そのうち 3 段目から 7 段目まで AGC をかけ、第 8 図のような特性としている．

受信機入力端より中間周波出力段に至る総合利得は約 92 db, 受信機の雑音指数は 13 db という性能になっている．

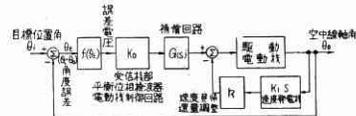
また、中間周波出力の一部を分岐し、振幅制限ののち周波数弁別回路によって周波数変動を検出し、AFC を局部発振器にかけている．すなわち、周波数弁別回路の直流出力を平衡変調器に加えて 50 c/s の搬送波を振幅変調し、これを増幅して 2 相誘導電動機 (ドラッグ・カ

ップ型) の 1 相に加え、局部発振器陽極回路の可変着電器を制御するようになっている．

3.3 サーボ系

空中線操作部は前述のように、角度誤差信号によってサイラトロンを位相制御し、分割界磁直巻電動機の印加電圧を変化するようになっている．したがってサーボ系は I 型に属しており、定常特性として、目標が一定角速度で位置変化を行う場合、定常位置誤差が生ずることになる．

高度角、水平角両方向とも、サーボ系の構成はほとんど同じで、そのブロック線図は、第 16 図でしめされる．サーボ系の動特性 (過渡特性) は、速度発電機の饋還量および補償回路の構成によって変化し、また非線型の部分があるので、角度誤差の値によ



第 16 図 サーボ系の総合ブロック図

っても異った応答をしめす．その詳細は別に報告する予定であるが、Far Auto の状態では、目標の移動角速度 2°/sec に対して、定常角度誤差 0.1° 以下、Near Auto の状態では、目標の移動角速度 6°/sec に対して定常角度誤差 1° 以下に収まるようになっている．過渡特性はいずれも 2 次振動系のそれに近似され、減衰率 (ζ) は 0.5~0.7 程度である．

サーボ系は I 型であるから、固定目標に対しては角度誤差がないはずであるが、実際には固体摩擦およびギヤのガタなどにより若干の誤差がでる．本装置では現在両者総合して 0.05° 程度に収まっている．なお、サイラトロン回路の調整が悪いと、この回路の特性に著しい死地帯ができ、定常位置誤差が著しく増大することがあるので、注意が必要である．

4. レーダ用送信機

前述のように今回の実験では、自動追跡レーダ装置のうち、自動方向探知の部分のみが試験された、すなわち、ロケットに 1,680 Mc/s の送信機を搭載し、これからの電波を自動追跡したのである．

使用送信機はペンシル管 5675 による自励発振器で、電源には乾電池を使用しており、スイッチ投入後 25 分以上にわたり出力 0.25 W 以上を維持し、今回の目的には十分使用できる性能である．ネオン管の弛張振動を利用し、約 500 c/s の振幅変調をかけ、直接音によっても受信状況がチェックできるようになっている．

5. 結 言

自動追跡レーダ装置のうち、自動方探部の構成と特性について説明をした．本装置はロケットを対象に利用したことは我国では初めての試みで、筆者等一同、その成果については若干の危惧をもっていたが、幸いに別稿のように、一応所期の目的を果したことは喜びにたえない．勿論将来に改良を要すべき多くの点も明らかになったが、こうした成果も、開発全期間を通じて変らぬ御鞭撻と御指導を頂いた星合前所長、高木先生のおかげであり、厚く謝意を表する次第である．