

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-435

自動着陸のための電波高度計多重化実験

堀川勇壮・小川鑛一・名越孝行

1975年11月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

|  |    |
|--|----|
| 1. ま え が き .....   | 1  |
| 記 号 .....  | 2  |
| 2. 試験用電波高度計と試験設備 .....                                   | 3  |
| 2.1 FM方式電波高度計 (STR-54A) .....                            | 3  |
| 2.2 電波高度計の多重系試験設備 .....                                  | 3  |
| 2.2.1 電波高度計性能測定台車 .....                                  | 3  |
| 2.2.2 試験法 .....  | 4  |
| 2.3 自動着陸シミュレーションのためのハイブリッド計算機 .....                      | 4  |
| 3. 電波高度計の基本特性試験 .....                                    | 7  |
| 3.1 静特性・動特性試験 .....                                      | 7  |
| 3.1.1 静特性試験 .....  | 7  |
| 3.1.2 動特性試験 .....  | 9  |
| 3.2 固定誤差の測定 .....  | 9  |
| 3.3 送受信アンテナ間隔による最小トラッキング距離 .....                         | 10 |
| 3.4 アンテナ指向性試験 .....                                      | 11 |
| 3.4.1 水平偏波面パターン ( $E_{\theta}$ ) の定性値の測定 .....           | 11 |
| 3.4.2 偏波面を回転させた時のアンテナ・パターン ( $E_{\theta}$ ) の測定 .....    | 11 |
| 3.4.3 アンテナ全方向指向性 ( $E_{\theta}$ ) の測定 .....              | 12 |
| 4. 電波高度計多重系の試験 .....                                     | 16 |
| 4.1 多重系のアンテナ配置による影響の検討 .....                             | 16 |
| 4.1.1 2重系アンテナ配置 .....                                    | 16 |
| 4.1.2 3重系アンテナ配置 .....                                    | 17 |
| 4.1.3 標準アンテナ配置の設定 .....                                  | 17 |
| 4.2 アンテナ取付角度による相互干渉の試験 .....                             | 17 |
| 4.3 電波高度計出力信号のノイズ, 干渉成分の検討 .....                         | 20 |
| 4.3.1 1重系の場合のノイズ成分の検討 .....                              | 20 |
| 4.3.2 多重系の場合のノイズ, 干渉成分の測定 .....                          | 20 |
| 4.3.3 多重化による電波干渉の検討 .....                                | 23 |
| 5. 多重系電波高度計の干渉ノイズによる自動着陸系への影響を調べるための<br>シミュレーション実験 ..... | 24 |
| 5.1 シミュレーションのための電波干渉ノイズの検討 .....                         | 24 |
| 5.2 シミュレーション .....                                       | 26 |
| 5.3 試験の結果と検討 .....                                       | 31 |
| 6. 3重系電波高度計の電波干渉出力レベル変動誤差による自動着陸性能への<br>影響の検討 .....      | 34 |
| 6.1 自動着陸方式 .....   | 35 |
| 6.2 自動着陸における誤差式の誘導 .....                                 | 35 |
| 6.3 解析 .....   | 35 |
| 6.4 検討 .....   | 35 |
| 7. ま と め .....   | 36 |
| 7.1 1重系の性能について .....                                     | 36 |
| 7.2 多重系の性能について .....                                     | 36 |

|      |                                     |    |
|------|-------------------------------------|----|
| 7.3  | 多重系電波高度計の干渉ノイズによる自動着陸系への影響の検討       | 37 |
| 7.4  | 3重系電波高度計の電波干渉出力レベル変動誤差による自動着陸性能への影響 | 37 |
| 付録1. | 2重系参考試験                             | 38 |
| 付録2. | FM方式電波高度計について                       | 42 |
| (A)  | 距離測定原理                              | 43 |
| (B)  | FM-CWレーダの原理                         | 43 |
| (C)  | ドップラ効果の影響あるFM-CWレーダ                 | 44 |
| (D)  | 正弦変調波形による高度の測定                      | 44 |
| (E)  | 電波高度計の測定誤差                          | 45 |
| (F)  | 固定誤差およびビート周波数のミス・カウントの計算            | 46 |
| (G)  | 固定誤差の減少法                            | 46 |
| (H)  | 電波高度計の不要電波経路について                    | 47 |
| 参考文献 |                                     | 48 |

# 自動着陸のための電波高度計多重化実験\*

堀川勇壮\*\* 小川鑛一\*\*\* 名越孝行\*\*

## On the Performance of Multiplex Radio Altimeter System for an Automatic Landing System

By Yusō HORIKAWA, Koichi OGAWA, and Takayuki NAGOSHI

This paper describes an experimental study on the performance of the multiplex FM type radio altimeter system for an automatic landing system.

An automatic landing system must be more reliable than a human pilot, therefore the automatic landing system should be a multiplex or a redundant system, including a radio altimeter sub-system, which is one of the most significant factors in automatic landing. However, in the case of the duplex or triplex use of radio altimeters, a problem of radio interference phenomenon might occur, and disturb the performance of automatic landing. This phenomenon should be overcome and a method for optimal utilization of the multiplex radio altimeter should be established.

Performance tests of single, duplex and triplex FM type radio altimeter systems have been carried out, including tests on methods of abbreviation of radio interference phenomenon of multiplex radio altimeter systems. Simulation tests to survey the effects of radio altimeter interference phenomenon on the performance of the automatic landing have been made.

The test results have shown that radio interference phenomenon poses no problem for automatic landing safety, if each radio altimeter is installed in the optimal arrangement and the different modulation frequency of each radio altimeter, is properly set, however, there is some effect on automatic landing performance when the triplex system is used.

### 1 ま え が き

自動着陸に関する研究の一環として、昭和42年以来、自動着陸における主要センサである電波高度計の単体性能試験<sup>1)</sup>をはじめとし、自動着陸方式に関する研究<sup>2),3)</sup>および多重系サーボ系に関する研究<sup>4),5)</sup>等を行ってきた。本研究も、同様に自動着陸に関する研究の一環として行ったものである。

自動着陸システムの信頼性は非常に高いものでなければならないため、一般に多重化(冗長システム)によって高信頼化がはかられている。このため、自動着陸の主要センサである電波高度計も多重系として使用される。

電波高度計を多重系として使用する際の問題点は、電波高度計相互間の電波干渉である。各々の電波高度計の出力に電波干渉による誤差およびノイズが発生し、着陸誘導を困難にする恐れがある。この電波干渉を減少させるためには、変調周波数をずらしたりして使用するほか、電波干渉が少なく、かつ姿勢角による誤差も少なくするようにアンテナを最適配置にすることが必要である。

自動着陸における電波高度計の使用範囲(図1.1.1参照)は、ILS(計器着陸装置の誘導電波が使えなくなる高度約100m位からで、自動着陸制御として重要なのは50~60ftから着地までの高度範囲である。また、その間の航空機の姿勢角の変化は約3度前後で、降下速度は約3m/secから0.3m/sec前後まで変化する。このような使用範囲においての電波高度計1台の性能については、FM型、パルス型について地上試験および飛行試

\* 昭和50年6月5日受付  
\*\* 計測部  
\*\*\* 東京工業大学(元計測部)

験が行われ、すでに文献1で詳しく報告してある。自動着陸を実用化するためには、さらに、多重化した電波高度計について実験を行い、その運用法を確立して置く必要がある。このような実験としては、無線工学的に取扱う検討法と運用面に重点を置いた検討法が考えられるが、自動着陸において、電波高度計の多重化がどのような問題点があって、取扱い上、どのようにすればよいかといったことが重要であるので、無線工学からの検討よりも、運用面に重点を置いた検討を、地上で行うことにする。

このような主旨より、本報告では、前述の電波干渉による問題点の検討と、電波干渉をへらすための変調周波数を変化した場合の特性の把握およびアンテナの最適配置に関する資料を得るために行うものである。

実験に使用する電波高度計としては、同一機種のFM方式電波高度計3台を使用し、下記の項目の実験を行う。

(1) 1重系性能試験（基本性能試験）

- a) 静特性・動特性試験
- b) アンテナの指向性試験
- c) 固定誤差の測定

(2) 2重系性能試験：

- a) アンテナ最適配置と走行試験
- b) 変調周波数が同一の場合の電波干渉試験
- c) 変調周波数をずらした場合の電波干渉試験
- d) 2系統の電波高度計のアンテナ間隔をパラメータとした電波干渉試験
- e) 2系統の電波高度計のアンテナ相対取付角度変化をパラメータとした場合の電波干渉試験

(3) 3重系試験

- a) アンテナ最適配置と走行試験

(4) 多重系電波高度計の電波干渉が自動着陸におよぼす影響の検討

a) 高度出力レベル変動誤差の影響の検討

b) 電波干渉ノイズの影響を調べるための自動着陸シミュレーション実験

以上の試験の結果、FM方式電波高度計を多重化した場合の諸特性、問題である電波干渉による誤差の程度および実機搭載に關しての電波高度計のアンテナの最適配置に関する基礎資料および、実際に自動着陸系に、電波高度計の電波干渉がどの程度影響を与えるかについての資料、多重系の電波高度計の設計法に關する指針等を得ることができた。

以下に、実験に用いた諸装置、各種実験および検討結果について述べる。

## 記号

- $a_n$  ; 上下加速度 ( $m/sec^2$ )
- $D$  ; 地球座標におけるX軸方向成分, 距離 (m)
- $E_{AP}$  ; 電波高度計出力信号 (V)
- $e_{AP}$  ;  $E_{AP}$  のノイズまたは電波干渉による成分 (V)
- $E_{OL}$  ; アウタループよりの入力命令 (deg)
- $g$  ; 重力の加速度 ( $m/sec^2$ )
- $H$  ; アンテナ地上高 (cm), または地球座標におけるZ軸方向成分, 高度 (m)
- $K_a$  ; 姿勢制御オートパイロット系のピッチ角利得 (deg/deg)
- $K_i$  ; 姿勢制御オートパイロット系のピッチダンピング利得 (deg/deg/sec)
- $L$  ; 多重系におけるアンテナ中心距離 (cm)
- $M$  ; ピッチ軸の添字  $i$  に關する空力微係数  $\partial M / \partial i$ , ただし  $i = u, \alpha, \theta$

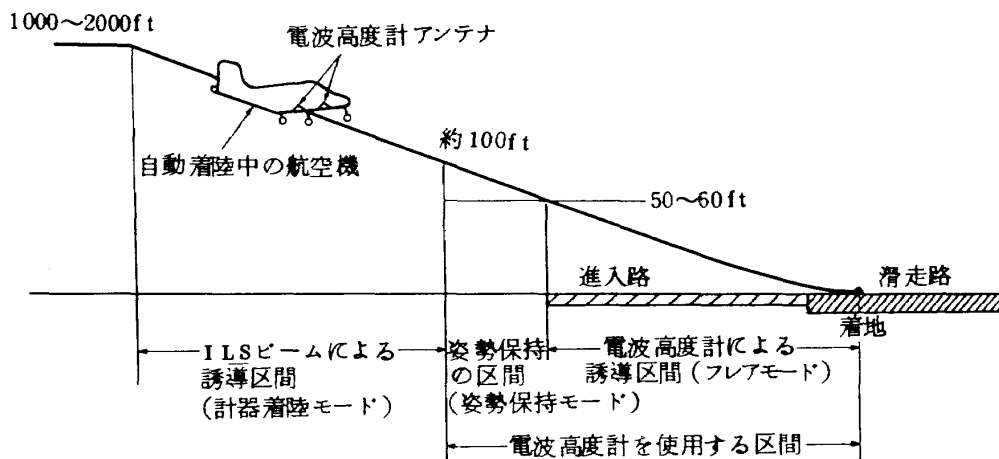


図1.1.1 自動着陸における電波高度計の使用範囲

- $R/A$  ; 電波高度計本体  
 $R_X$  ; 受信アンテナ  
 $s$  ; ラプラス変換因子  
 $T_X$  ; 送信アンテナ  
 $t$  ; 時間 (sec)  
 $u$  ; 前進速度の微小変化分 (m/sec)  
 $u_0$  ; 機体の初速度 (m/sec)  
 $V$  ; 走行速度 (cm/sec)  
 $W$  ; 送信, 受信アンテナ中心距離 (cm)  
 $X$  ; X方向の添字  $i$  に関する空力微係数  
 $\partial X / \partial i$ , ただし  $i = u, \alpha, \theta$   
 $x$  ; アンテナ表面から反射壁までの距離 (cm)  
 $Z$  ; Z方向の添字  $i$  に関する空力微係数  
 $\partial Z / \partial i$ , ただし  $i = u, \alpha, \theta$   
 $\alpha$  ; 迎え角の微小変化分 (deg)  
 $\delta_{com}$  ; 昇降舵角入力命令 (deg)  
 $\eta$  ; 電波高度計電波受信相対強度  $= E_p / E_0$   
 $\theta$  ; 縦揺れ角または縦揺れ角の微小変化分 (deg)  
 $\dot{\theta}$  ; 縦揺れ角速度 (deg/sec)  
 $\theta_{com}$  ; ピッチ角命令 (deg)  
 $\tau$  ; 時定数 (sec)  
 $\phi$  ; アンテナ取付角 (deg)

変数の上の  $\cdot, \ddot{\cdot}$  ; 変数の1次微分値および2次微分値を表わす。

添字 0 ; 初期値を表わす。

## 2 試験用電波高度計と試験設備

本章では, FM方式電波高度計の多重化試験を行うにあたって使用した供試FM方式電波高度計および試験設

備について述べる。

### 2.1 FM方式電波高度計 (STR-54A)

本電波高度計は英国STC社 (Standard Telephones and Cables Ltd. 後に, Avionics System Ltd. に分離し, 独立会社になる) 製のもので, BAC-111機に搭載した実績がある。多重系に関する試験を行うために, 同一機種のもを3台用意してある。図2.1.1は, 本電波高度計3系統の写真である。各々の電波高度計の精度は,  $\pm 2$  ft または  $\pm 2\%$ , 測定高度範囲は  $0 \sim 2500$  ft, 形状はARINCの規定に従うものであり, 高度出力信号は直流電圧である。構成は送受信器部本体, 送受信アンテナ (2個) および高度指示器よりなる。電波高度計を多重系として使用する場合, 電波干渉の影響を軽減させるために, 300Hzの標準変調周波数を  $\pm 10$  Hz, すなわち, 290Hzと310Hzに変えることができるようになっている。また, 指示器前面に設けてあるテスト・スイッチのボタンを押すと40ftの指示がでて, セルフテストができるようになっている。表2.1.1に本電波高度計の仕様性能表を示す。

### 2.2 電波高度計の多重系試験設備

電波高度計の多重系に関する試験設備として, 電波高度計性能測定台車を設計, 製作した。以下に, 本測定台車および電波高度計の多重系試験の方法について述べる。

#### 2.2.1 電波高度計性能測定台車

地上で実高度変化を得ることはきわめて困難であるが, その高度に相当する距離を水平方向に得ても問題はない。図2.2.1および2.2.2は, 特に2重系もしくは3重系の電波高度計を試験するために設計した測定台車である。路面反射の影響を少なくするために, アンテナの高さは

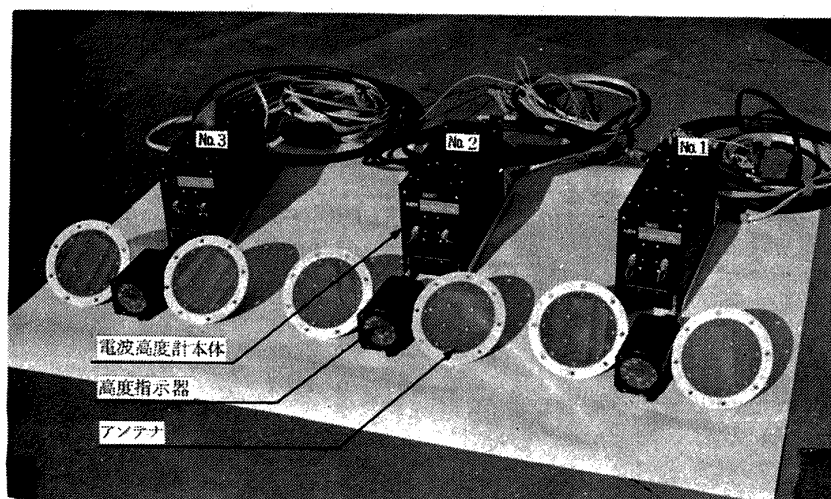


図 2.1.1 FM方式電波高度計STR-54A(3式)

高い程よいが、反射壁面の大きさに関係があり、そのため本装置は、アンテナ地上高150cm～200cmとした。なお、アンテナ地上高150cm～200cmあれば、路面の反射の影響は実験目的を害なわせることがないことは、

文献1の実験ですでに確かめられている。2重系の試験の場合、アンテナの相互間隔を25cmから最大200cmまで10cmの間隔で可変できるようになっている。また送信、受信のアンテナ間隔も5cmきざみで最大100cm

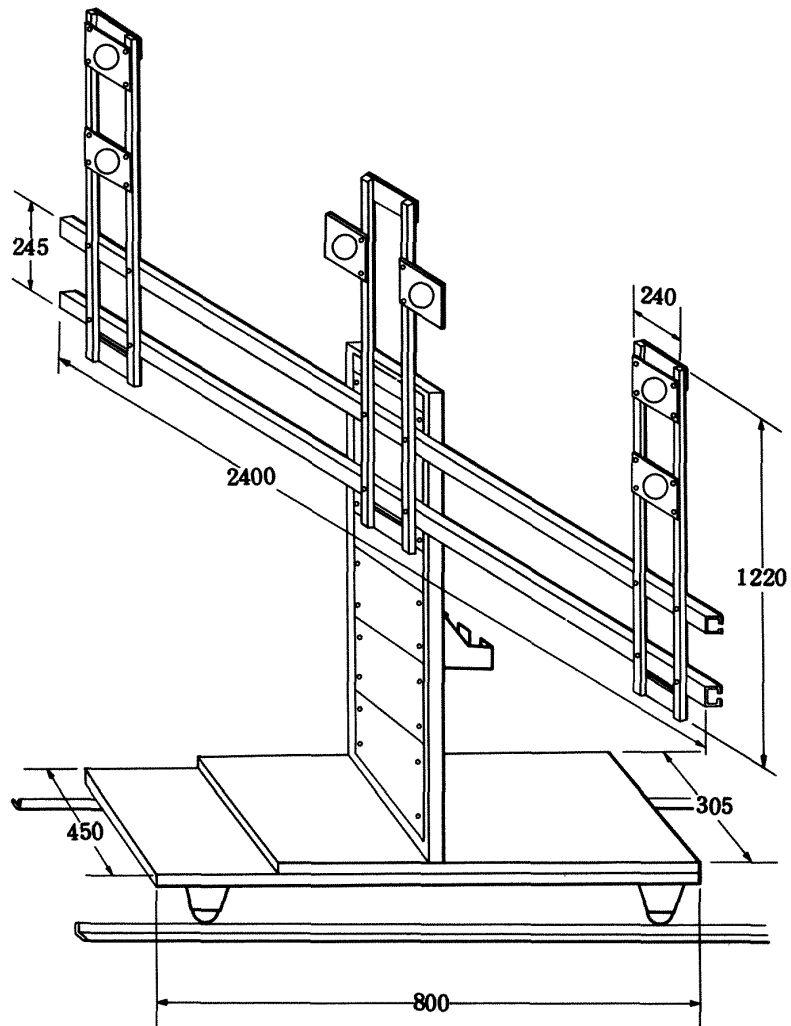


図 2.2.1 電波高度計性能測定台車

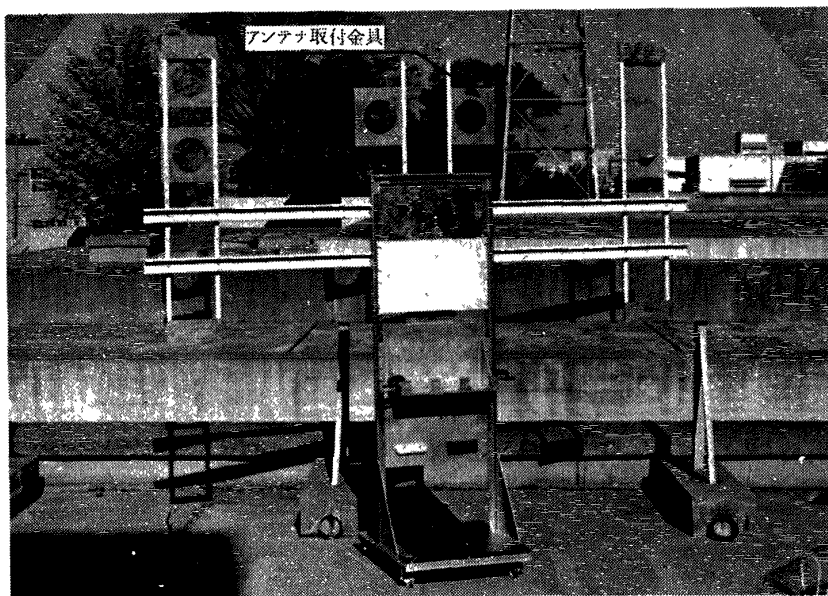


図 2.2.2 電波高度計性能測定台車

まで変えられるようになっている。さらに、図2.2.3に示すように、送受いづれのアンテナも22.5°おきに取付角を360°まで変えられるようになっている。これは後

述するように発射電波の偏波面を変えて電波干渉を減ずる試験を行えるようにしたものである。

表 2.1.1 電波高度計性能表

|                            |   |
|----------------------------|---|
| 1. Type                    | STR54A by STC(U.K.)   |
| 2. System                  | FM frequency 4200~4400MHz<br>Swept band 100 MHz<br>Modulation frequency 300Hz(or 290Hz, 310Hz)<br>Transmitter power 0.5watt |
| 3. Altitude Range          | 0~2,500 ft  |
| 4. Output Signal Voltage   | 0~26.5V D.C   |
| 5. Accuracy                | (Static) $\pm 2$ ft or $\pm 2\%$ whichever is the greater<br>(Dynamic) $\pm 1$ ft at touch down                             |
| 6. Reliability (MTBF)      | 2,500 hours   |
| 7. Environmental Condition | -55~+70 °C  |
| 8. Maximum Angle           | (Bank) $\pm 40^\circ$<br>(Pitch) $\pm 40^\circ$   |
| 9. Power Consumption       | 115V, 400Hz, 8VA  |
| 10. Weight                 | (T/R unit) 6.3 kg<br>(Indicator) 1.1 kg<br>(Aerial $\times 2$ ) 0.68 kg<br>(Shoch Mount) 0.45 kg      Total 8.53 kg         |

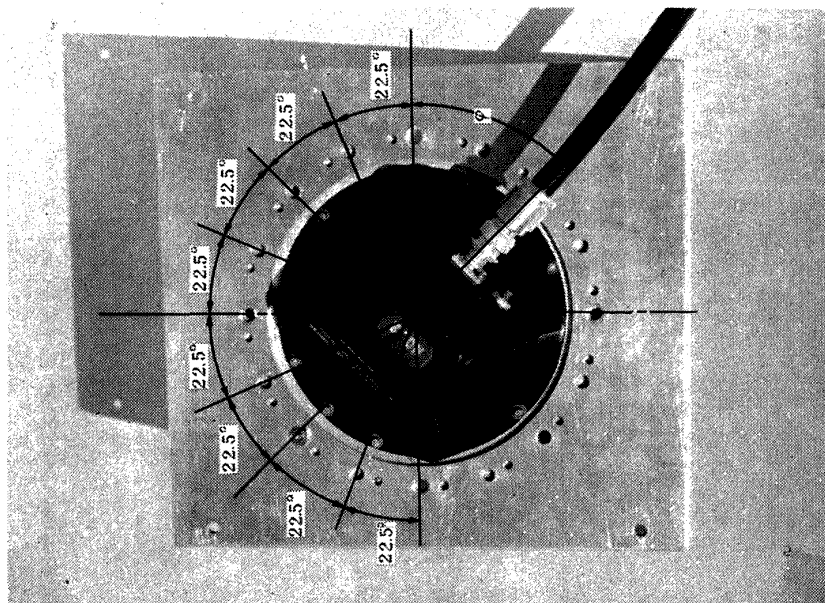


図 2.2.3 電波高度計アンテナ取付金具



### 2.2.2 試験法

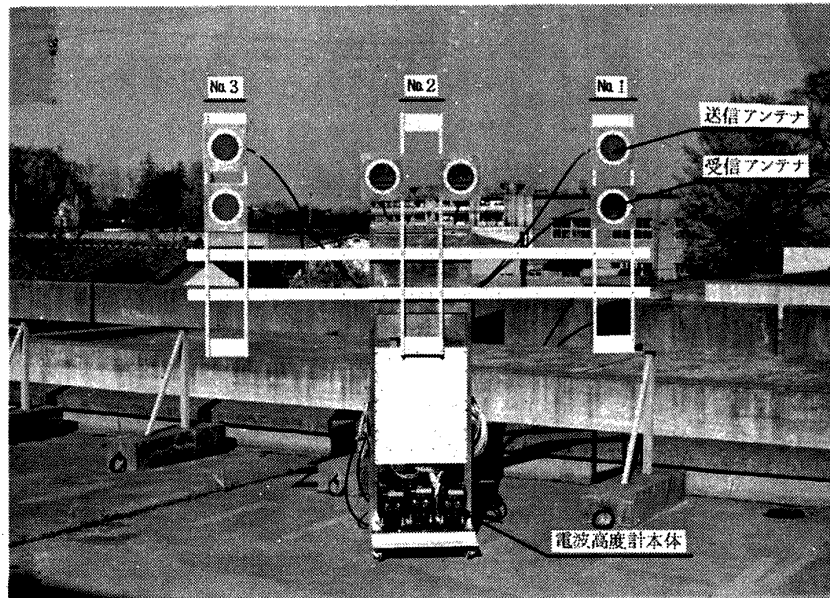
図 2.2.4 (a), (b) は、3 重系の電波高度計本体、アンテナ、指示器などを、電波高度計測定台車に装備したものである。このような電波高度計を測定台車に搭載したものを、図 2.2.5 に示す線路上を走行させる。電波高度計が発射する電波をコンクリート壁で反射させ、これを受信し、高度に相当する出力を得る。出力信号はペン書き記録計で記録する。

### 2.3 自動着陸シミュレーションのためのハイブリッド計算機

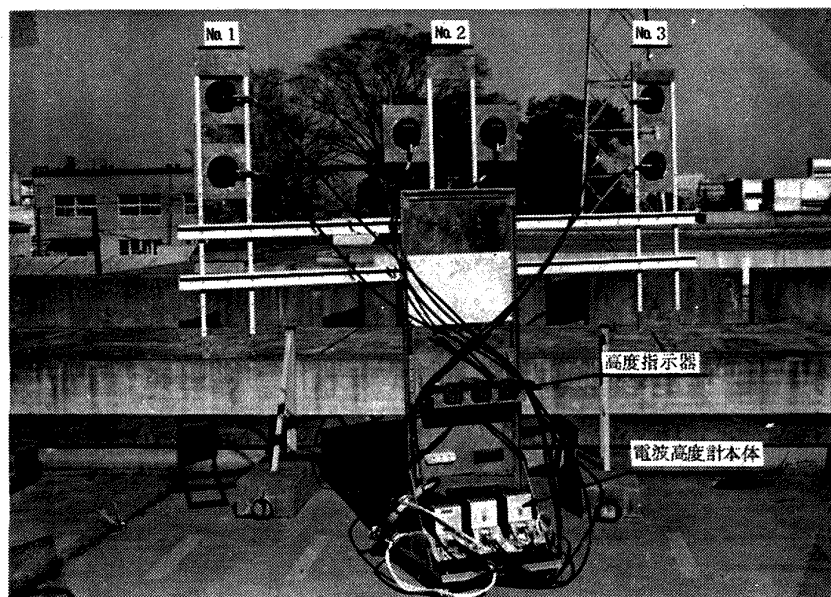
多重系の電波高度計の干渉ノイズの大きさを測定したあと、この干渉ノイズが自動着陸系にどのように影響するかを調べるために、自動着陸系のシミュレーション試

験を行う。シミュレーションはハイブリッド計算機を使用して行う。本計算機は日立電子機製の HIDAS-2000A ハイブリッド計算システムであり、アナログ演算部 ALS-2000A、デジタル計算部 CLOP-2000E およびリネージよりなる。アナログ部の規模は演算増巾器 80 台、ポテンショメータ 76 台、その他非線形要素よりなる中規模のアナログ計算機である。デジタル計算部は 18 ビット、コアメモリ 8 KW、加減算  $6 \mu\text{sec}$  の小型制御用計算機である。リネージは A/D 変換器 8 台、D/A 変換器 2 台、サンプルホールド 10 台で構成されている。

シミュレーションの内容および方法については 5 章において詳しく述べる。



(a) 性能測定台車前面



(b) 性能測定台車裏面

図 2.2.4 電波高度計性能測定台車に搭載した電波高度計 3 式

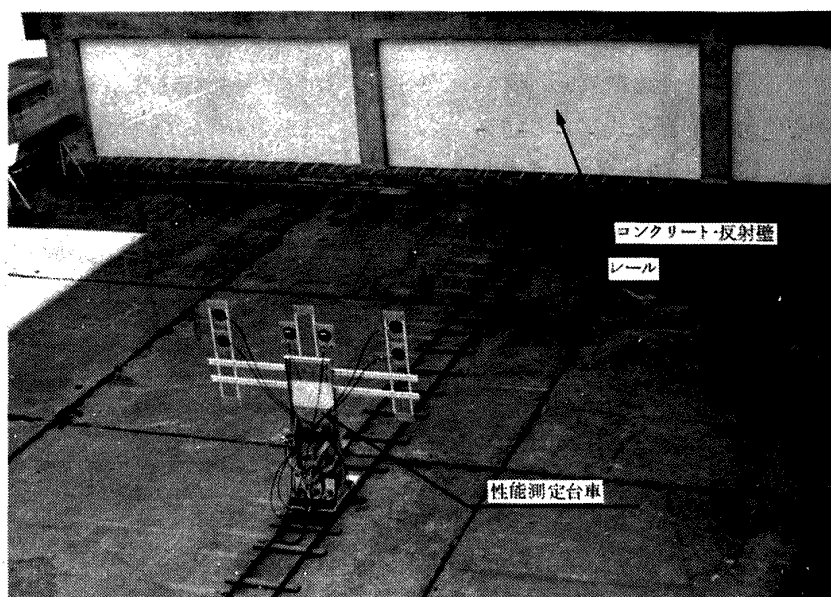


図 2.2.5 電波高度計の多重系試験

### 3 電波高度計の基本特性試験

本章では，FM電波高度計の基本的諸特性である下記の事項について試験ならびに結果について述べる。(1)静特性および動特性，(2)固定誤差の測定，(3)本電波高度計が使用できる最小高度，(4)アンテナの指向性，なお，FM電波高度計に固有な固定誤差ならびに不必要な電波経路についての詳細は，付録に示す。

#### 3.1 静特性・動特性試験

##### 3.1.1 静特性試験

本試験は，高度に相当するアンテナー反射壁間の距離  $x$  と電波高度計の出力信号  $E_{AP}$  の関係を測定するもので，各系統について行い。

試験は，図 3.1.1 のような配置 ( $W=35\text{cm}$ ) で，性能測定台車に搭載した電波高度計のアンテナと反射壁の距離  $x$ ， $0.6\text{m}\sim 15.5\text{m}$  を  $1.5\text{m}$  間隔で測定台車を静止

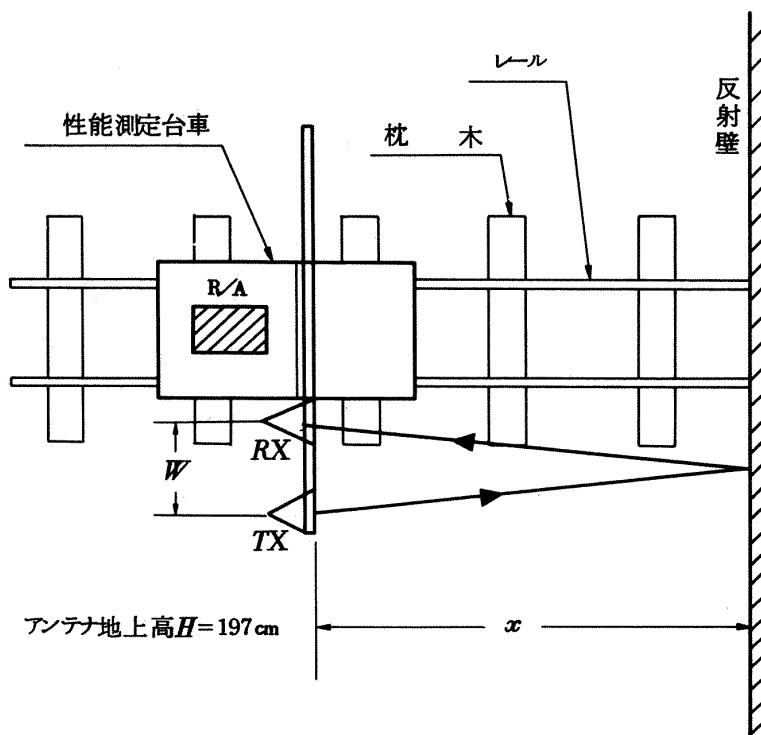


図 3.1.1 電波高度計の試験設備

させ、その都度、出力電圧  $E_{AP}$  の値をデジタル・ボルトメータで読むと同時に記録計にも記録する。

図 3.1.2 は記録の 1 例である。得られた結果を、横軸に距離  $x$ 、縦軸に電波高度計の出力信号  $E_{AP}$  として整理すると図 3.1.3 (CH・1)、図 3.1.4 (CH・2) となる。CH・3 はすでに文献 1 に示してあるので省略する。

これらの測定結果より、各チャンネルの感度 ( $V/m$ ) を求めると、 $0.064V/m$  (CH・1)、 $0.066V/m$  (CH・2)、 $0.068V/m$  (CH・3)<sup>1)</sup> となる。

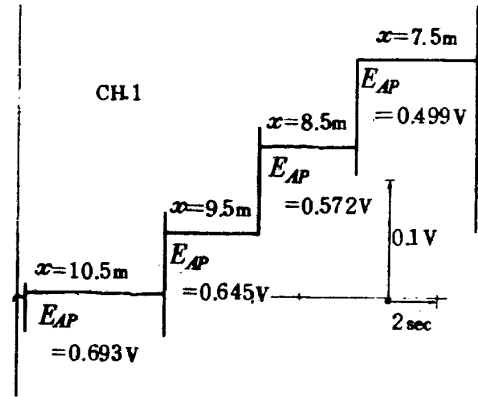


図 3.1.2 静特性試験の記録例 (CH・1)

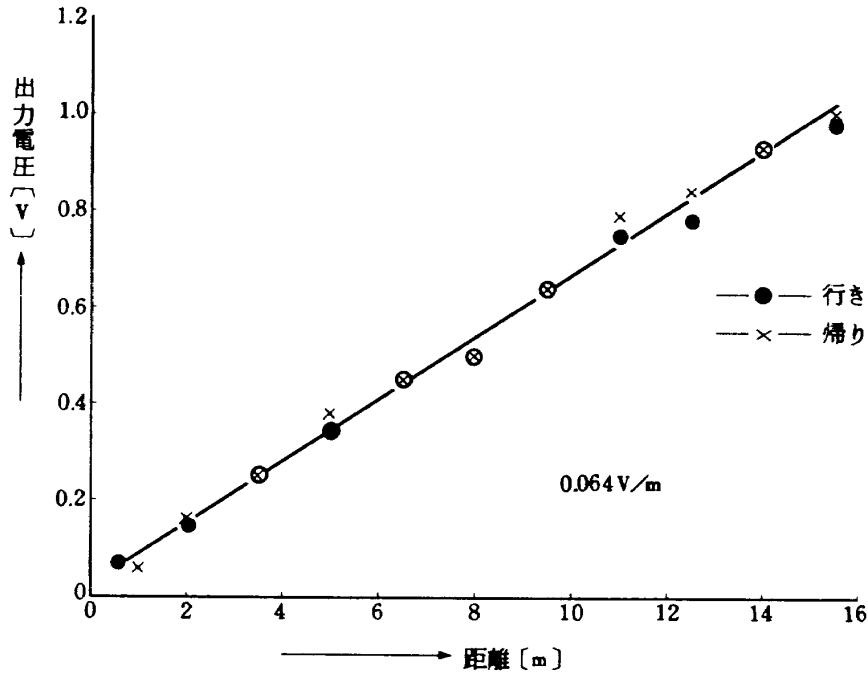


図 3.1.3 静特性試験結果 (CH・1)

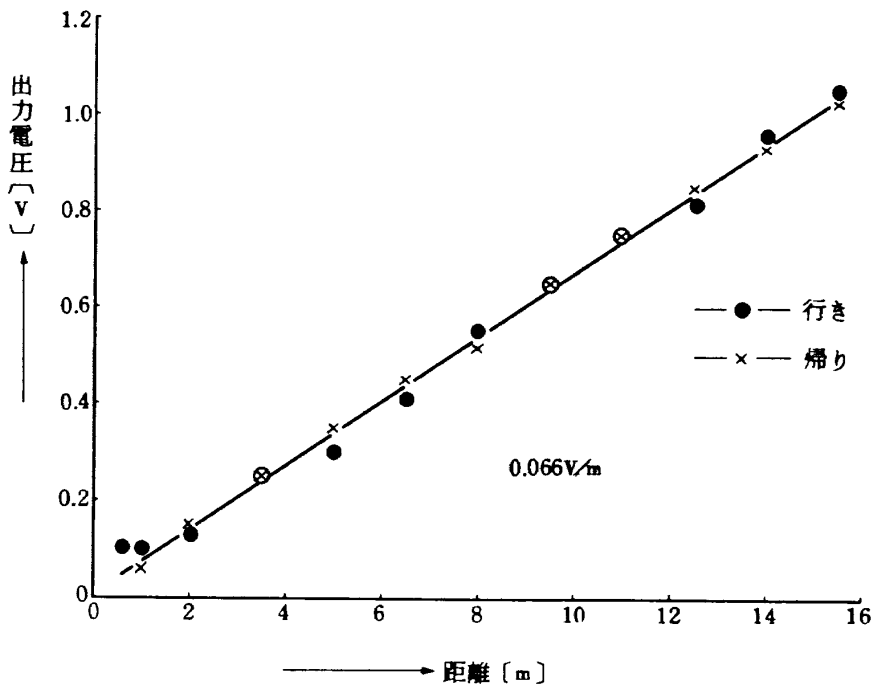


図 3.1.4 静特性試験結果 (CH・2)

### 3.1.2 動特性試験

性能測定台車を反射壁に向って走行させ、再び逆向きに走行させる。この時、走行速度をいろいろ変え、電波高度計の高度出力  $E_{AP}$  を記録する。高速走行と低速走行の記録例を図 3.1.5 に示す。

速度が  $5.45 \text{ cm/sec}$  の低速と  $43 \text{ cm/sec}$  の高速走行時の高度出力  $E_{AP}$  を比較すると、低速時ではかなりのノイズが発生している。これは後述する FM 型電波高度計に固有な、固定誤差によるもので、最も大きく現られる値が  $50 \text{ mV}$  で高度に換算して  $2.46 \text{ ft}$  ( $0.7498 \text{ m}$ ) である。

付録(F), (G)に述べる理由と電波高度計内部にフィルタが設けられているので、このノイズは図 3.1.5 に示したように速度の増大と共に減少する。

### 3.2 固定誤差の測定

FM 方式電波高度計には付録(F), (G)にも述べてあるように、固定誤差が存在する。この固定誤差は、高度および搬送周波数に関係なく、使用する電波のバンド幅  $\Delta f$  のみに依存する。本 FM 電波高度計の固定誤差は、付録(F)にも計算例を示したが、高度に換算し  $75 \text{ cm}$ 、出力信号に換算すると  $50 \text{ mV}$  である。

本節では、上記固定誤差を確認するため、CH・2 の電波高度計を使用し、反射壁の近く ( $0 \sim 200 \text{ cm}$ ) で行った試験につき述べる。試験の方法は、図 3.1.1 と同様な配置にして、アンテナ間隔  $W = 25 \text{ cm}$ 、距離  $x$  を  $0 \sim 200 \text{ cm}$  とする。この範囲内で、距離を  $20 \text{ cm}$  ごとに測定台車を静止させ、高度出力信号  $E_{AP}$  を記録する。このようにして得られた結果を図 3.2.1 に示す。黒丸が測定点で、付録で求めた理論値、高度の固定誤差  $75 \text{ cm}$  に非常によく一致していることがわかる。

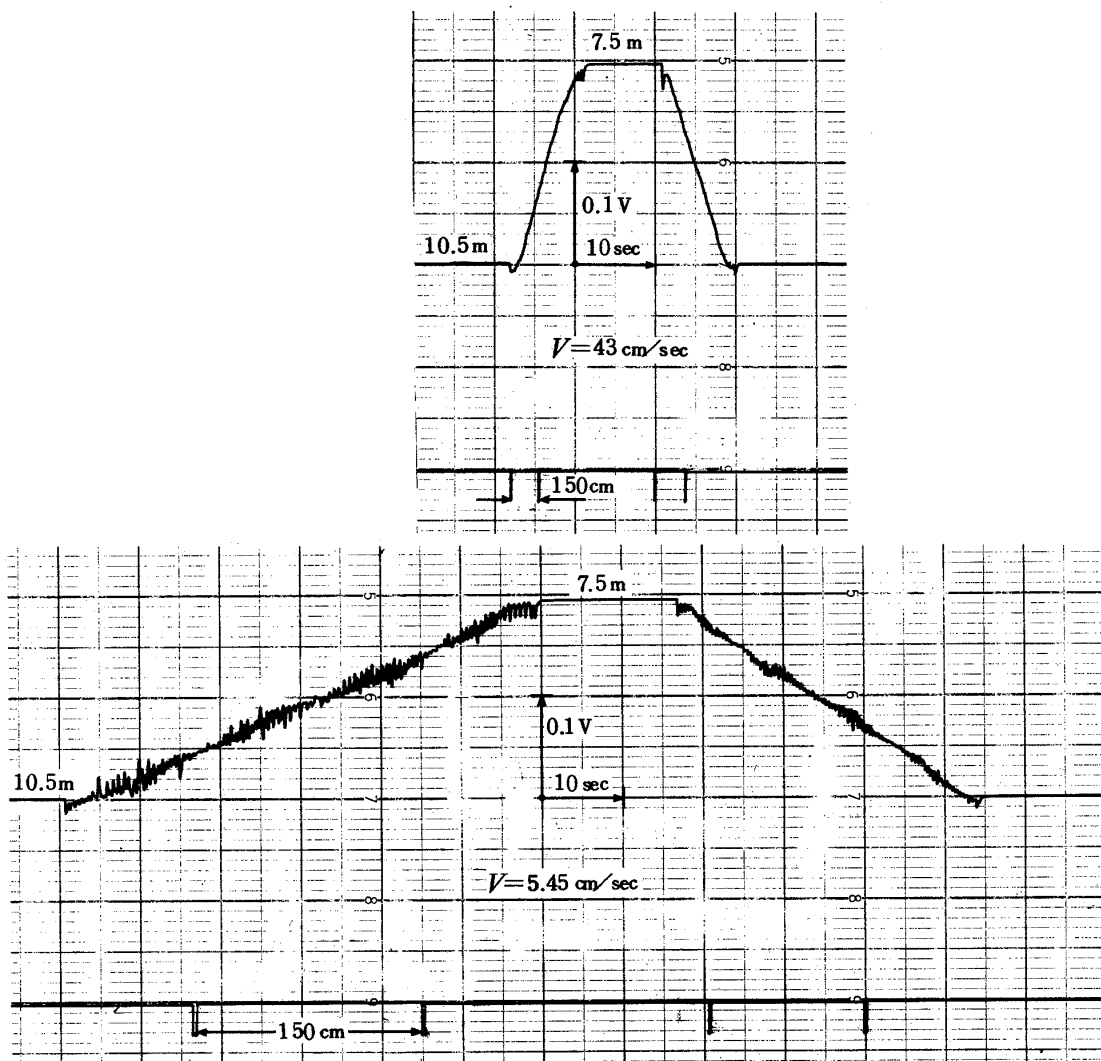


図 3.1.5 動特性試験測定例 (CH・2)

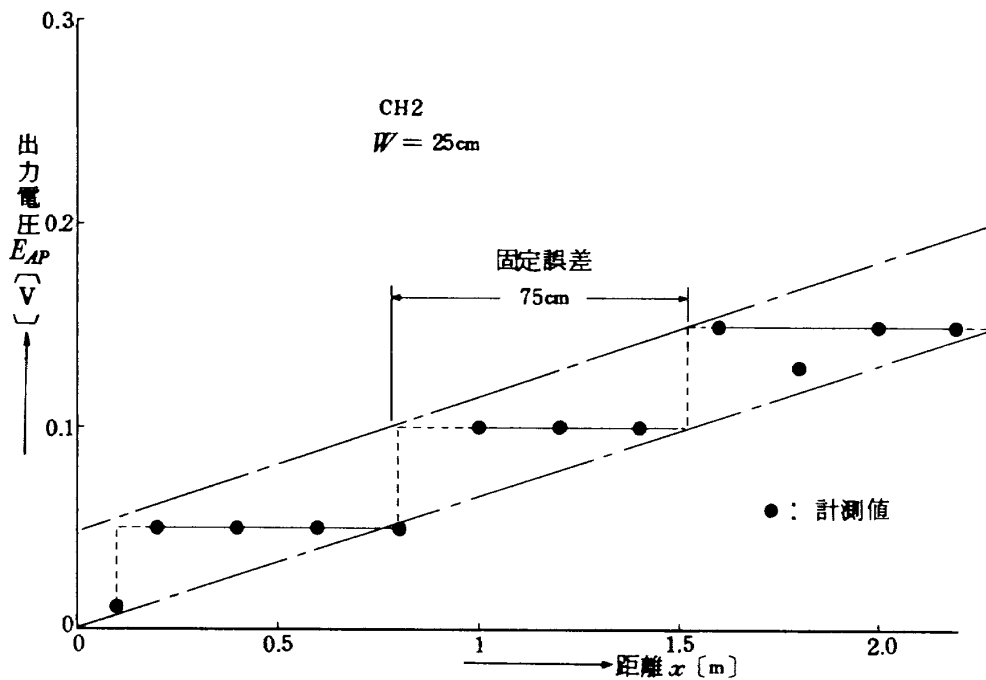


図 3.2.1 固定誤差の測定結果 (CH・2)

### 3.3 送受信アンテナ間隔による最小トラッキング距離

単1系の送信アンテナ ( $T_X$ ), 受信アンテナ ( $R_X$ )間の距離  $W$  を固定しておき, 反射壁に近づけた場合, 図 3.3.1 に示すように距離  $x_2$  まではトラッキング可能であるが,  $x_1$  まで接近させるともはや電波を受信出来なく

なることが考えられる。本節では, 定められた送受信アンテナ間隔  $W$  でトラックする最低距離  $x_m$  を測定する。測定法は, 出力  $E_{AP}$  を記録しながら, 10cm 間隔で測定台車を反射壁へ近づける。記録紙上のペンの動きに異常が起り始めた時の距離  $x$  を読みとる。図 3.3.2 は横軸にアンテナ間隔  $W$ , 縦軸に上記のトラック可能限界距離  $x_m$

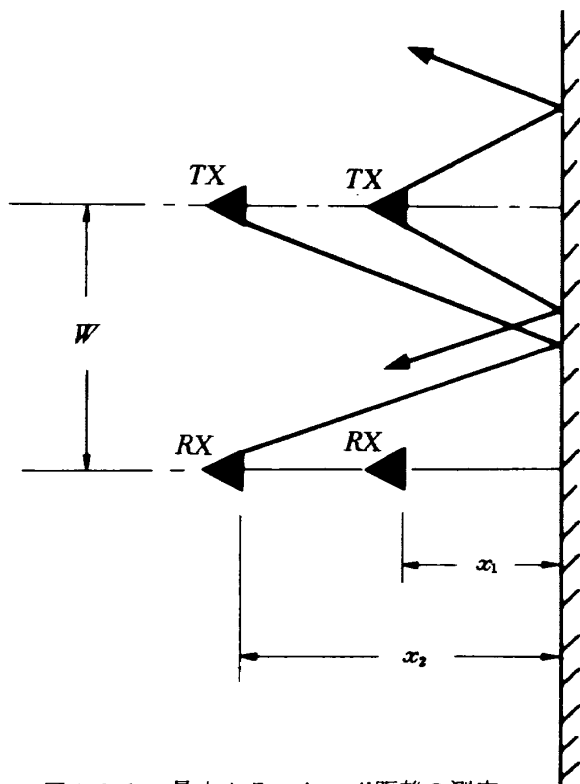


図 3.3.1 最小トラッキング距離の測定

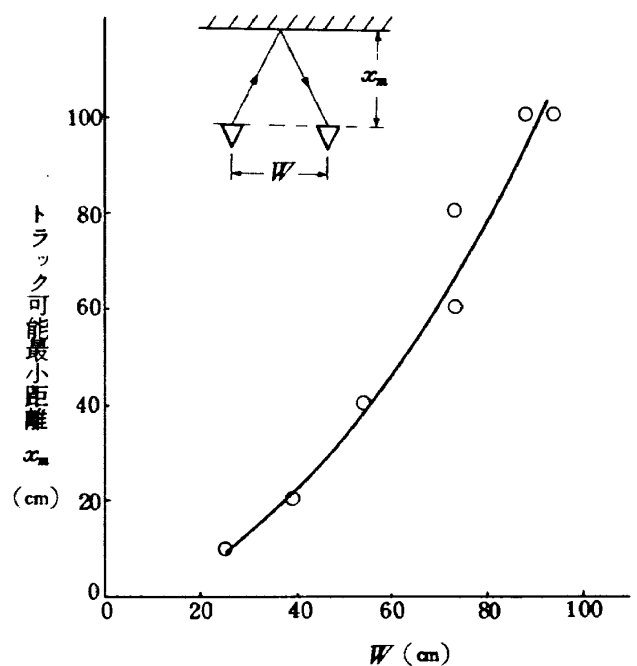


図 3.3.2 送受信アンテナ間隔  $W$  に対する最小トラッキング距離

をプロットした図である。この図より、送受信アンテナ間隔と最小トラッキング距離との関係は、放物線状の特性になることがわかる。

3.4 アンテナ指向性試験

本電波高度計のアンテナは4分の1波長のアンテナ素子を内蔵する四角錐形のフーン型アンテナ（付図1.7参照）であり、送信アンテナおよび受信アンテナ共に同一形状をしている。本節ではまず一般的な(1)水平偏波面放射パターン（ $E_\theta$ ）定性値を求め、引続き、(2)偏波面を回転させた場合のアンテナ・パターン（ $E_\varphi$ ）、および(3)全方向放射パターン（ $E_\rho$ ）を測定することにする。これら  $E_\theta, E_\varphi, E_\rho$  の定義を図3.4.1に示す。この3つの電界強度特性によって、本電波高度計の特性はすべて表わすことができる。

3.4.1 水平偏波面パターン( $E_\theta$ )の定性値の測定

送信アンテナ  $T_x$  を、図3.4.2に示すように、写真用三脚（水平面内  $360^\circ$  を36等分した目盛がある）上に取

り付ける。一方、受信アンテナは図示したように送信アンテナと同一高さ固定する。受信アンテナの出力端にダイオードとコンデンサで構成する整流回路を設け、電波受信強度を直流化してバルボで測定する。送受信アンテナの距離は近過ぎると球面波の所で測定することになるので、距離は2m位ほしい所であるが、このような簡易測定法では距離を大きくとれないので、この実験では距離  $l$  を25cmとした。測定範囲は、送信アンテナ  $T_x$  の角度を  $-90^\circ \sim +90^\circ$  にわたり変化させ、 $10^\circ$  間隔毎に受信強度を測定する。測定結果は受信強度が最大となる角  $\theta$  の値で、その他の角度における値を割った定性値を図3.4.3に示す。

3.4.2 偏波面を回転させた時のアンテナ・パターン ( $E_\varphi$ ) の測定

図3.4.4のように、送受信アンテナ間隔を50cmとし、中心軸を合わせる。コネクタ位置を目印とし、このコネクタ位置を一致させたところを零角度とする。電波高度

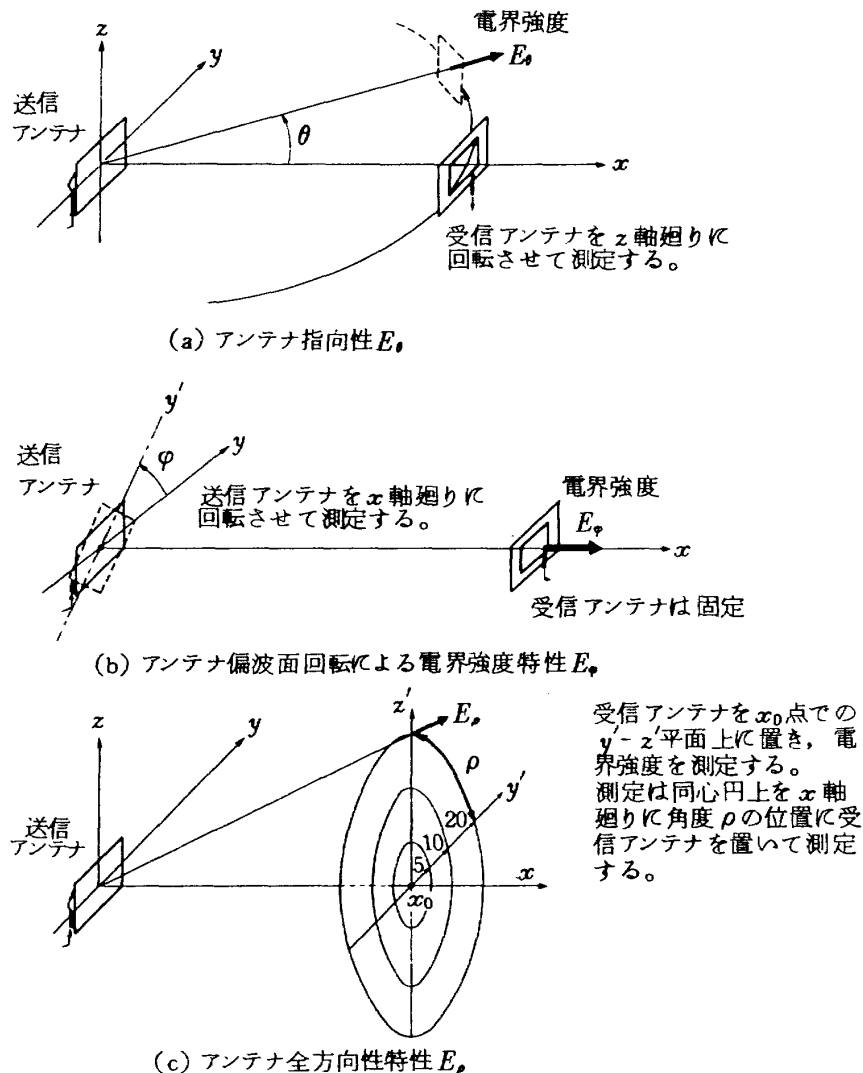


図3.4.1 アンテナ指向性の定義と測定法

計のスイッチを入れ、電波を発射し、受信アンテナでキャッチした電波を整流し、この直流分を高感度記録計で記録する。次に送信側のアンテナ角を22.5°おきに変化し同様に記録する。この結果を図3.4.5.に示す。(ただし、図は $\varphi=0^\circ$ の受信強度で他の角における受信強度を割った相対強度を示す。)

図から明らかなように、もし取付角に10°の誤差を生じたとすると5%の受信強度減になることがわかる。

### 3.4.3 アンテナ全方向指向性( $E_\theta$ )の測定

図3.4.6のような配置で、送受アンテナ間隔  $l=50$  cm, 100cmの2ケースについて行う。また移動量  $\Delta x$  は  $l$  にもよるが、受信強度が零となる付近まで行う。アンテナ取付角は、コネクタが真下にある位置を零度とし、これを基準に時計方向180°まで、22.5°ステップで送信、受信アンテナを同時に回転させる。各々のアンテナ回転角に対し、その都度  $x$  を変え受信強度を記録する。

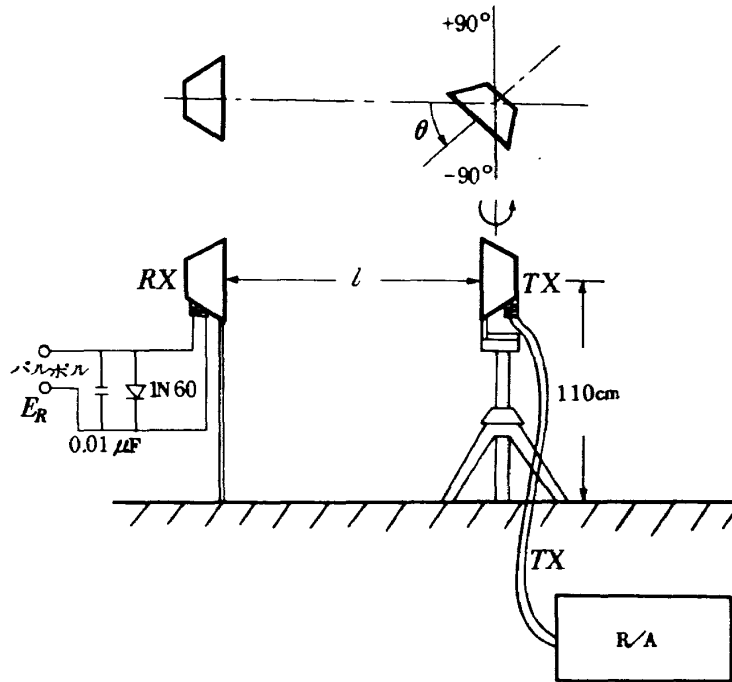


図3.4.2 アンテナ水平方向指向性の測定

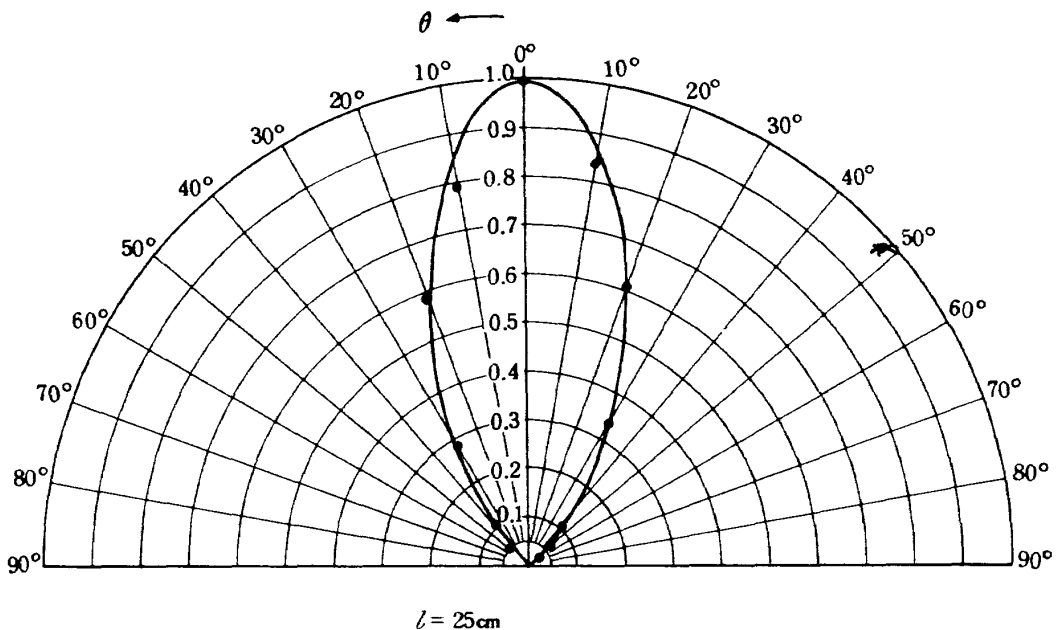


図3.4.3 水平方向指向性の測定結果

アンテナは上下、左右対称と考えられるから、 $180^\circ$  範囲で、電波発射方向の全域の指向性がわかる。 $\Delta x$  が中心位置の時の受信強度を 1.0 とした場合の測定結果を図 3.4.7 に示す。(図は  $45^\circ$  おきしかプロットしてないが、その中間も測定してあることを付記する。) 図 3.4.7 の結果にもとづき、 $\Delta x$  をパラメータにアンテナの全方向

の相対強度を図示すると図 3.4.8 (a)~(d) となる。これより、本アンテナは、上下方向と左右方向に電波を発射する強度が幾分異なり、同一平面全方向の内で、中心より離れるに従って、円形の放射パターンからアンテナのホーンの形状に似た矩形形状の放射パターンになることがわかる。

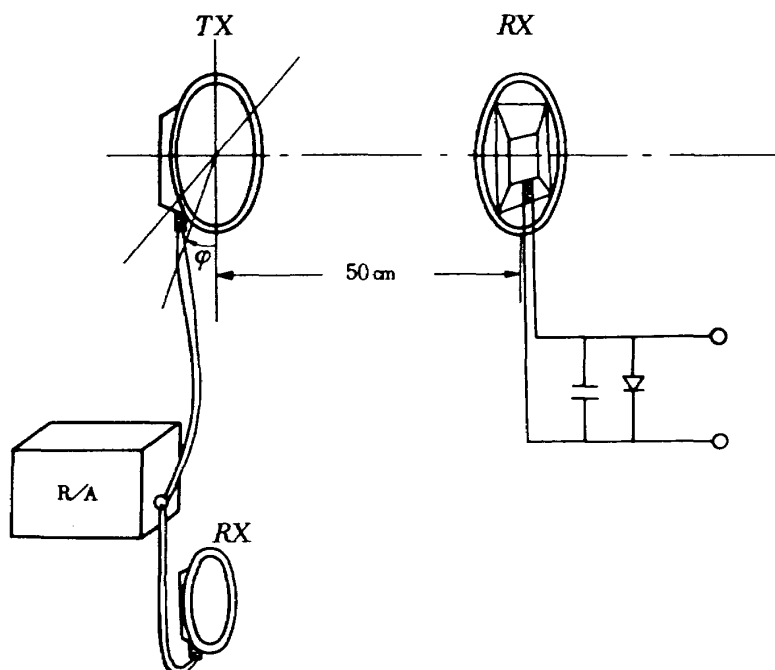


図 3.4.4 送受アンテナ相対角による受信強度の測定

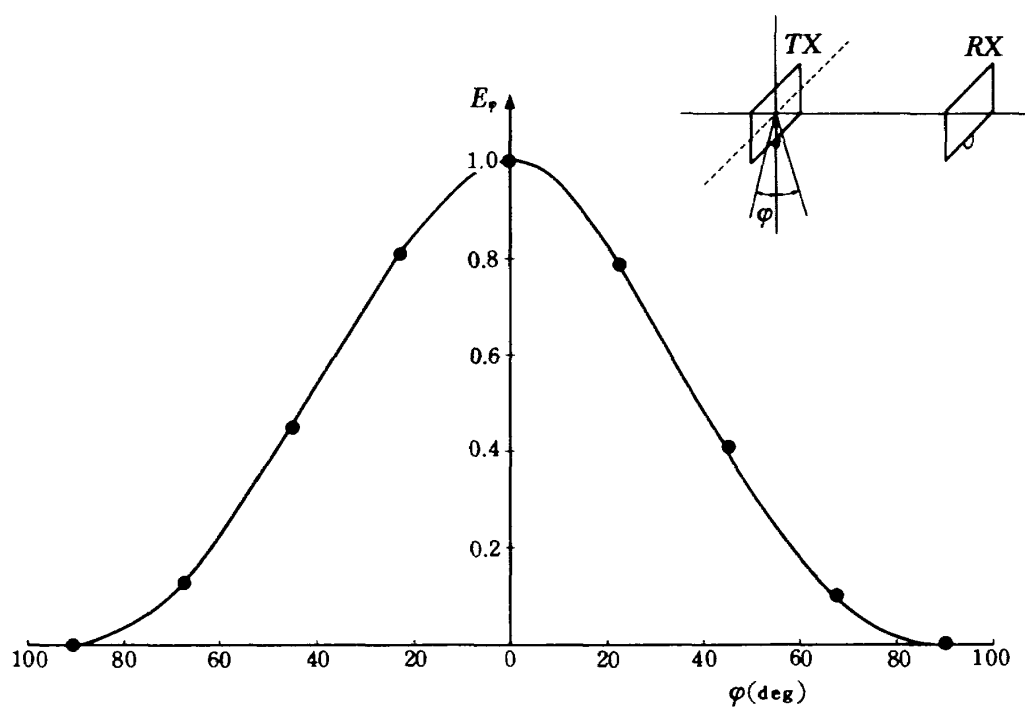


図 3.4.5 送受アンテナ相対角による受信強度



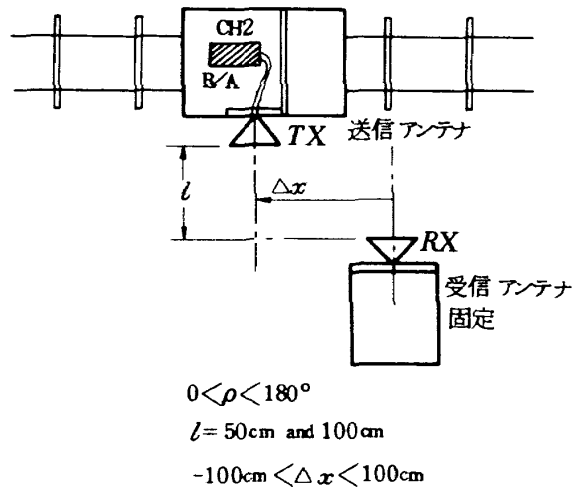


図 3. 4. 6 全方向アンテナ指向性の測定

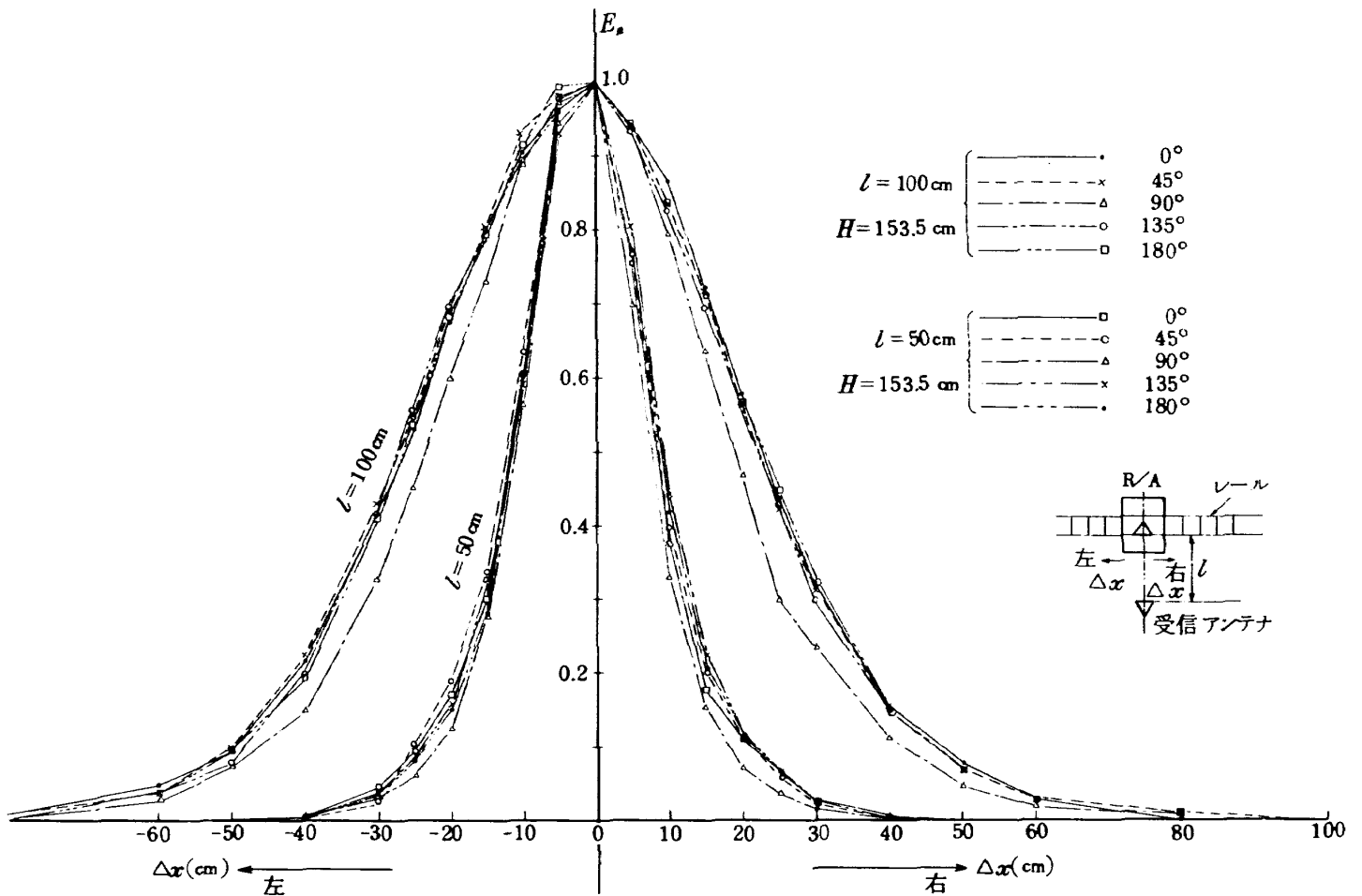
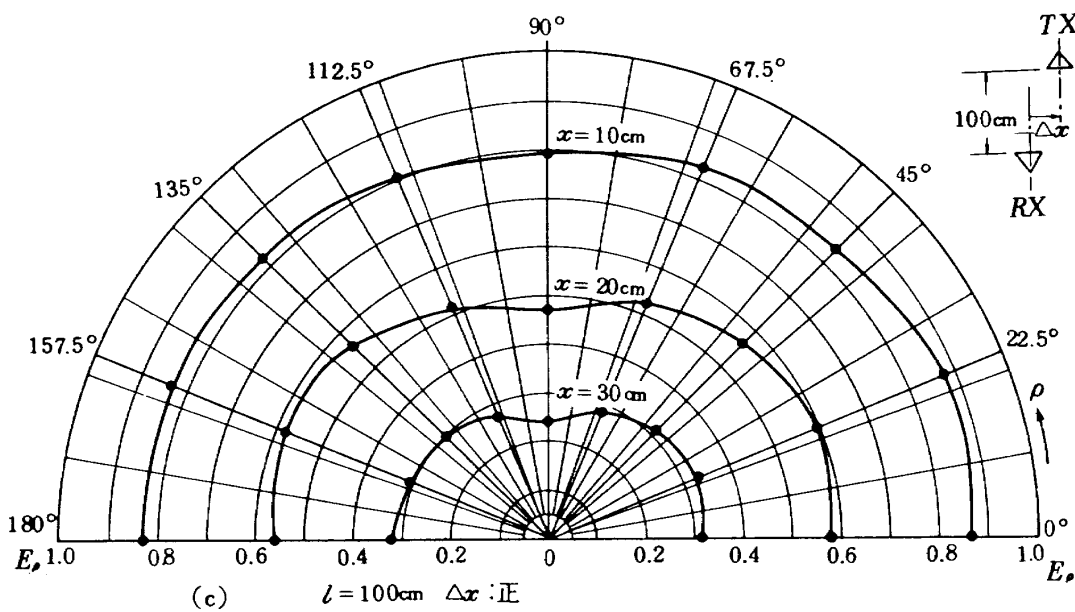
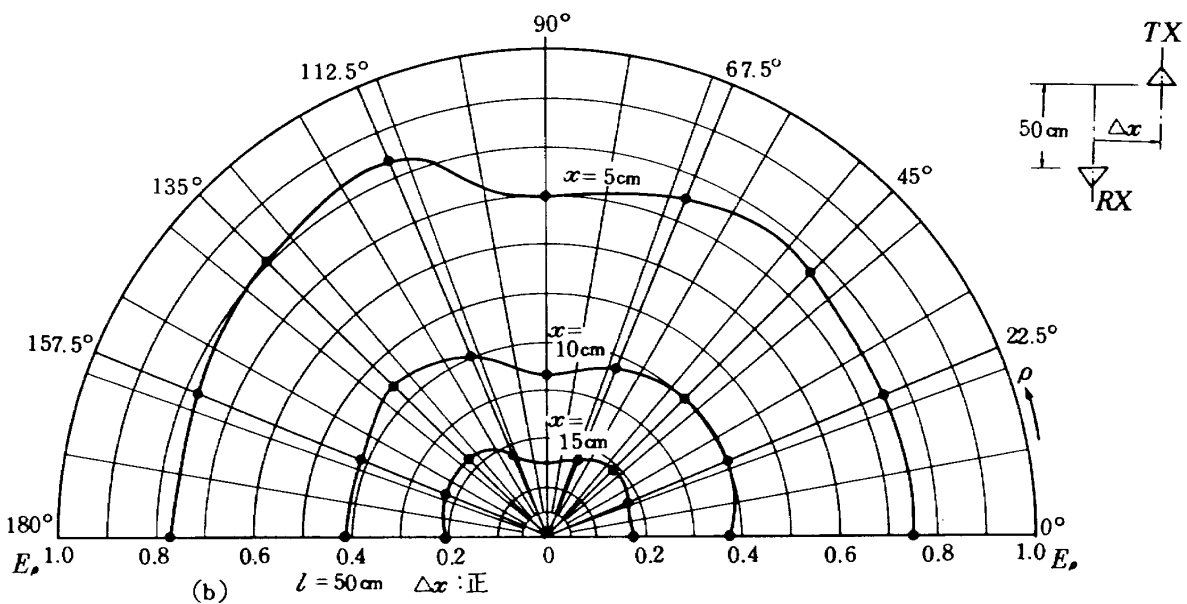
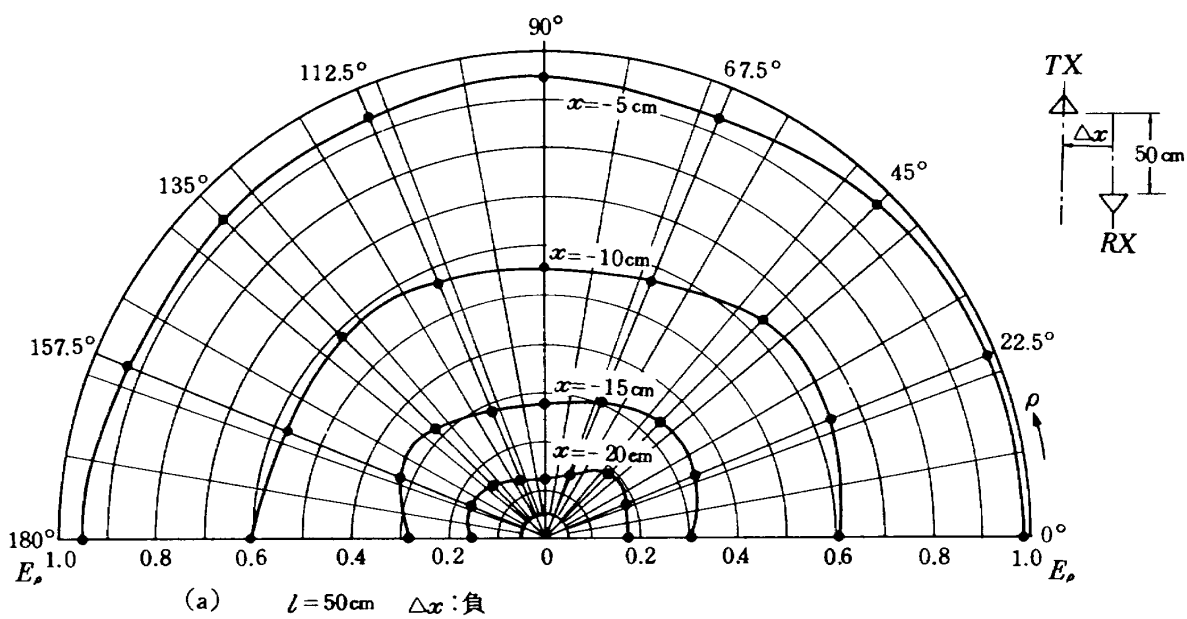


図 3. 4. 7 中心位置からの距離対相対受信強度



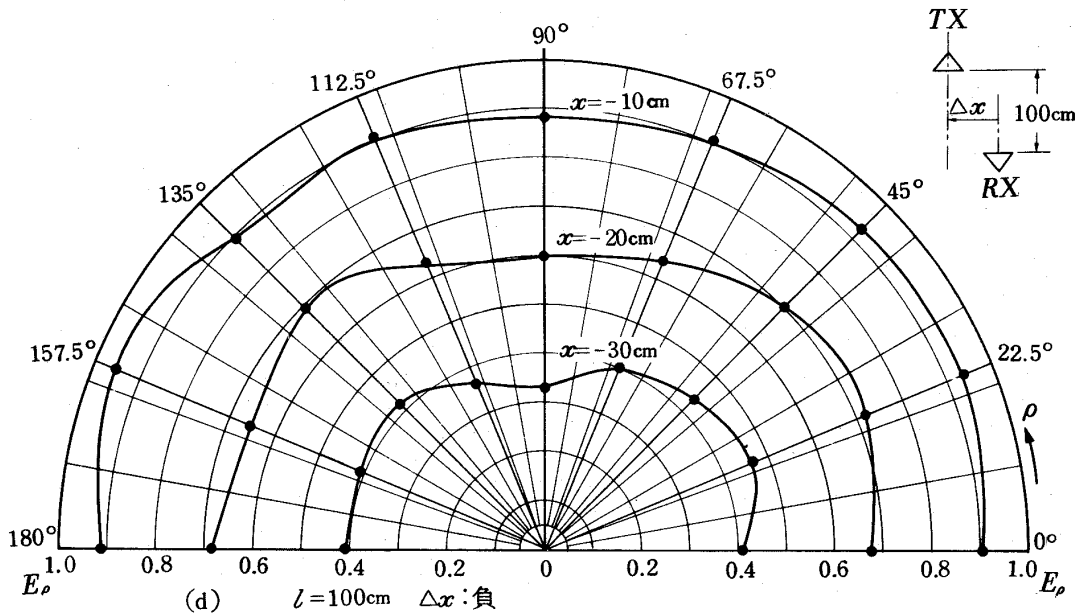


図 3.4.8. 全方向電波放射パターン

#### 4 電波高度計多重系の試験

自動着陸装置用の高度センサとして電波高度計を使用する際、一般に信頼性の問題があるので多重系の形(冗長系)で使用する。このため本FM電波高度計は、多重系として使用した場合に起る干渉を軽減するため、変調周波数を300Hzを基準として±10Hzずらした290と310Hzの3種の変調周波数が選らべるようになっている。

電波干渉を軽減する方法としては、

(1) 前述の変調周波数をずらす方法のほか、

(2) 各チャンネルのアンテナ取付角度を変え、電波の偏波面を90°ずらす方法がある。これは二系統のアンテナに対し2系統目のアンテナを90°ずらして取付ける。

(3) 次の方法は、機体姿勢変化による高度誤差の許容範囲内で、各チャンネルアンテナ間隔をできるだけ離し相互の電波高度計間の影響をできるだけ受けないようにする方法である。

本章では、多重系で、問題となる干渉について、(1)アンテナ配置、(2)アンテナ取付角に対する高度変化率(性能測定台車速度)と電波干渉の関係などについて実験した結果について述べる。

##### 4.1 多重系のアンテナ配置による影響の検討

電波高度計を2重系あるいは3重系にする場合、限られた航空機胴体下面に取り付けるアンテナの配置が問題となる。その上、勝手な位置に取り付けると、電波干渉の問題が起ったり、着地時に電波経路<sup>1)</sup>が長くなり真の

高度と異なったりする。本節では、2重系、3重系に対するアンテナ配置について検討する。

##### 4.1.1 2重系アンテナ配置

1重系の場合、すでに文献1)に示されているように胴体下面に取り付けるのが最適である。2重系の場合についてその理由を、4.3節で詳しく述べるが、お互いのアンテナを90°ずらすと干渉が最も少なくなるので、このことを考慮してアンテナ配置を考えると図4.1.1(a)~(f)の配置を得る。これらの配置は、(1)T型配置、(2)並列配置、(3)直列配置の3種の基本配置に分類でき、(a)はT型配置、(c)、(d)、(f)は並列配置で、(d)は(c)を90°回転させた配置であり、(f)は受信アンテナを入れ換えたものである。同様に(b)と(e)は直列配置であり、送受信アンテナの順序が入れ換っただけで、基本的には同じ配置である。

これらの配置で、組み合わせのアンテナ間を余り大きくならないようにし、他の系統の送信アンテナより離して電波干渉を減らすことを考えると、(a)、(b)、(c)の3つの配置が妥当な配置法である。この内で、どの配置を選ぶかについては航空機の胴体下部のアンテナ据付可能面積の制約も考慮しなければならないが、前節のアンテナの指向性の検討より、干渉のない配置を選ぶことができる。

すなわち、本電波高度計のアンテナの周辺への電波放射の電界強度が、3.4.3項のアンテナ全方向指向性試験で、アンテナのホーンの形状に似た矩形状になることから、他の組の送信アンテナと電界強度が低くなる向に配置することを考えると、干渉を減らすことが可能になる。このことを考慮すると、2重系のアンテナ配置としては

同図(a)のT型配置がもっともよい配置といえる。

4.1.2 3重系アンテナ配置

4.1.1項で述べたように、図4.1.1の(a)の配置が2重系においては適当であることがわかった。3重系においても、この2重系の配置を基本にして考えると、図4.1.2の(a)あるいは(b)の配置が考えられる。これらの配置では、両端のアンテナが同一偏波面の配置となってしまう。(a)と(b)を比較した場合、(b)の方が良いことは4.1.1項の検討で容易にわかる。なぜなら(a)は両端(No.1とNo.3)のアンテナが電波放射の電界の強い方にお互向っているので干渉しやすいからである。

4.1.3 標準アンテナ配置の設定

図4.1.1、図4.1.2に示したアンテナ配置で、図示の場合すべてについて予備試験を行った結果、2重系では図4.1.1(a)、3重系では図4.1.2(b)がやはり予想通り干渉の少ない良好な結果が得られたので、以後標準アンテナ配置として、図4.1.1(a)と図4.1.2(b)を選定して、4.2節以下の試験検討を進める。

4.2 アンテナ取付角度による相互干渉の試験

3章において、1重系の送信受信アンテナの取付角度によって、受信強度が変わることを示した。(図3.4.5参照)本章では、最も適当な配置と考えられる2重系アンテナ配置図4.2.1の片方の送受アンテナ取付角 $\phi_T$ 、 $\phi_R$ を同時に変化させた場合、お互いに影響をおよぼす相互干渉について述べる。

試験は、電波高度計測定台車に図4.2.1のアンテナ配置になるようアンテナを取付け、反射壁より5mの位置に固定し、CH2の送受アンテナ角 $\phi_T, \phi_R$ を $22.5^\circ$ おきに回転させて行う。2系統の出力 $E_{AP}$ は同時に記録計で記録する。記録の1例を図4.2.2に示す。図中(a)は変調周波数 $f_m$ をCH・1が300Hz、CH・2が310Hzとずらした例、(b)はCH・1、CH・2共に300Hzとした場合の測定例である。この(b)図の場合は、非常に大きい干渉誤差およびノイズが発生し、自動着陸に適さないことがわかる。

図4.2.3は、図4.2.2(a)の測定結果より得た、ノイズ

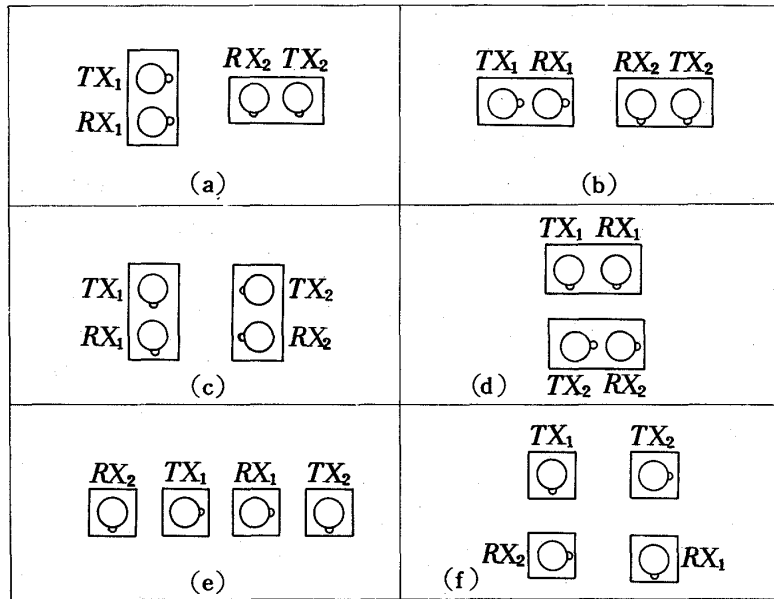


図4.1.1 2重系のアンテナ配置

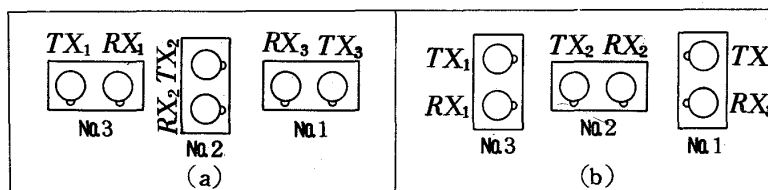


図4.1.2 3重系のアンテナ配置

分  $e_{AP}$  とレベル移動量  $\Delta E_{AP}$  を CH・2 の取付角に対し  
 てプロットしたものである。  
 本試験の結果より、次のことが明らかになった。

(a) 変調周波数  $f_m$  は、同じ値をとると干渉が大きく  
 現われるので、お互に異なる値にすることが必要である。  
 (図4.2.2参照)

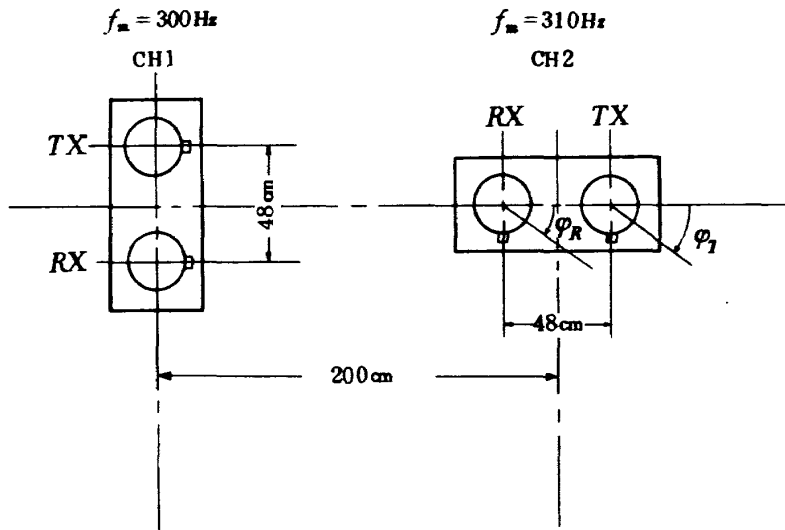
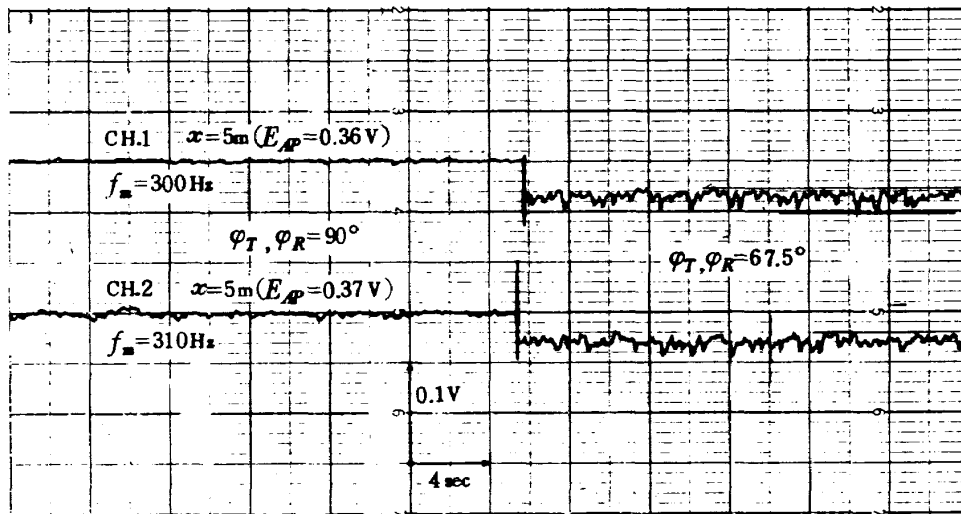
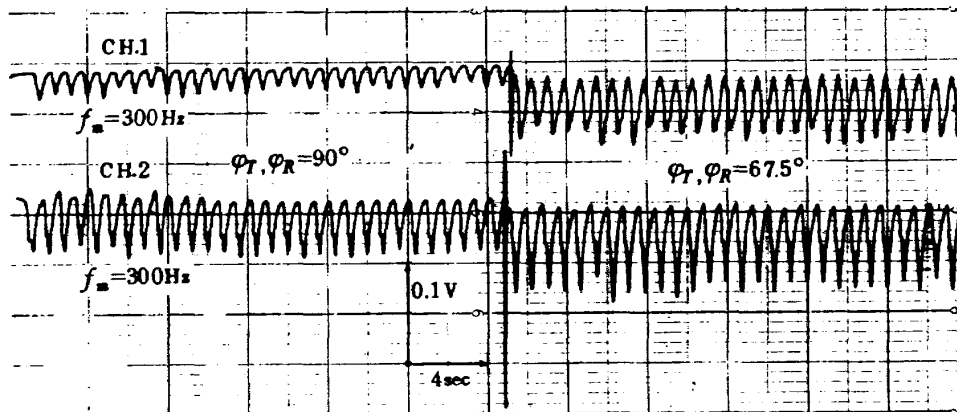


図4.2.1 アンテナ取付角による電波干渉の測定



(a) 変調周波数  $f_m$  をずらした場合



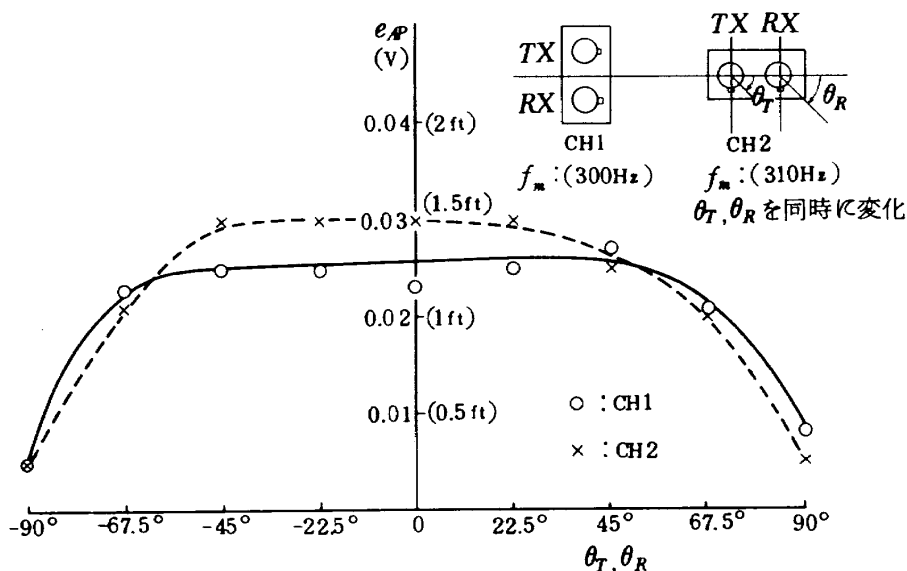
(b) 変調周波数  $f_m$  をずらさない場合

図4.2.2 電波干渉測定例

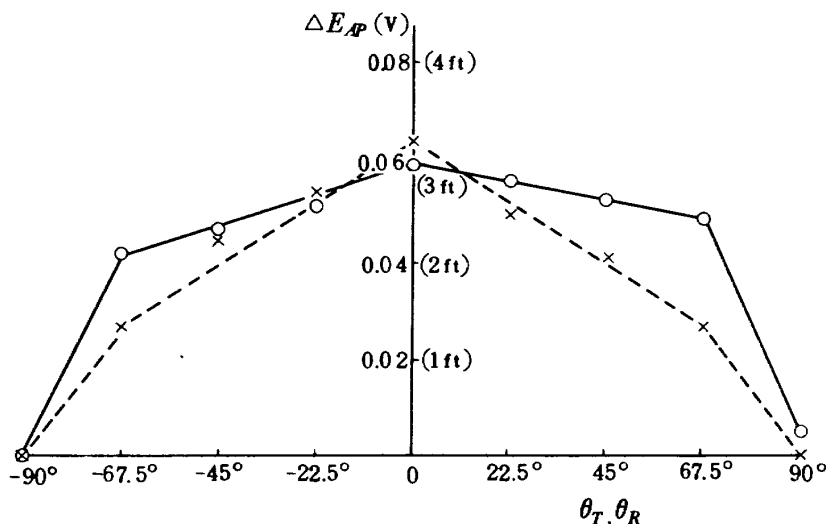
(b) 2系統のアンテナ取付角は、図4.2.3より明らか  
なように、お互に90°の差を設けて取付けることが必要で  
ある。また、90°よりわずかずれると、その干渉の影響

も大きく現られる。

(c) 干渉としては、出力レベル変動とノイズ分の2種  
類のものがある。



(a) 取付角対全振幅干渉



(b) 取付角対中心出力レベル移動量 (5 m の位置を基準にする)

図 4.2.3 アンテナ取付角に対する電波干渉測定結果

4.3 電波高度計出力信号のノイズ, 干渉成分の検討

本節では, 一重系, 二重系, 三重系の場合の測定台車の走行速度による電波高度計出力のノイズおよび干渉成分について比較検討を行う。

4.3.1 1重系の場合のノイズ成分の検討

本FM式電波高度計には, 3.2項で述べた固定誤差(約2.5 ft,  $E_{AP} = 0.05V$ )を有する。したがって, 電波高度計を測定台車に搭載し, 遅い速度で走行させた場合, その高度出力信号  $E_{AP}$  は原理的に図4.3.1(a)に示したものとなる。しかし実際には遅い速度の走行時の出力は図4.3.1(b)(実測例図3.1.5参照)となり, ステップ状に切換わる時点にノイズ状のみだれを起こす。さらに速度を増加させると, 図4.3.1(c)に示すように, ノイズは除去され, きれいな信号となる。このような現象を示す原因には次の3つの理由が考えられる。

(a) 付録(Q)に示してあるように, わずか1.7cmのアンテナ変化があるとビート信号  $v_b$  の位相が  $\pi$  ラジアン変化し, 固定誤差分の高度変化が生じる。1.7cmという, 本試験でも台車の移動や風の影響で走行中は常時起っていると考えられる。したがって台車走行中は誤差の平均値を指示する。

(b) ビート周波数カウント後, これを直流出力に直す変換部にローパスフィルタが入っている。

(c) 記録計も一種のローパスフィルタと考えられる。

4.3.2 多重系の場合のノイズ, 干渉成分の測定

電波高度計を2台以上, 同時に使用する場合, 電波の相互干渉により, 出力信号にノイズ状信号が重畳される。この電波干渉は, 測定台車の速度が小さい場合には4.3.1項で述べた固定誤差に重ね合わさった形のノイズ状信号として現られる。

(1) 2重系の場合

2重系にした場合の電波干渉と固定誤差について述べる。試験は各系統共通送受アンテナ間隔  $W$  を25cm一定とし, 各系統間アンテナ距離  $L$  を43cmと163cmの2つの場合について行う。また, 測定台車の走行速度は, 反射壁までの距離  $x$  を10.5m~7.5mとし, この間を1mおきに静止させた場合と, 大, 中, 小(速度計がないので, 記録紙に記録された, タイマと距離を示すマーカより試験後算出する)について行う。なお, 電波高度計の1台(1CH)の変調周波数は300Hz, 他の1台(2CH)は310Hzであり, 互のアンテナの取付角はもっとも電波干渉の少ない  $90^\circ$  に取りつけてある。 $x = 10.5m \sim$

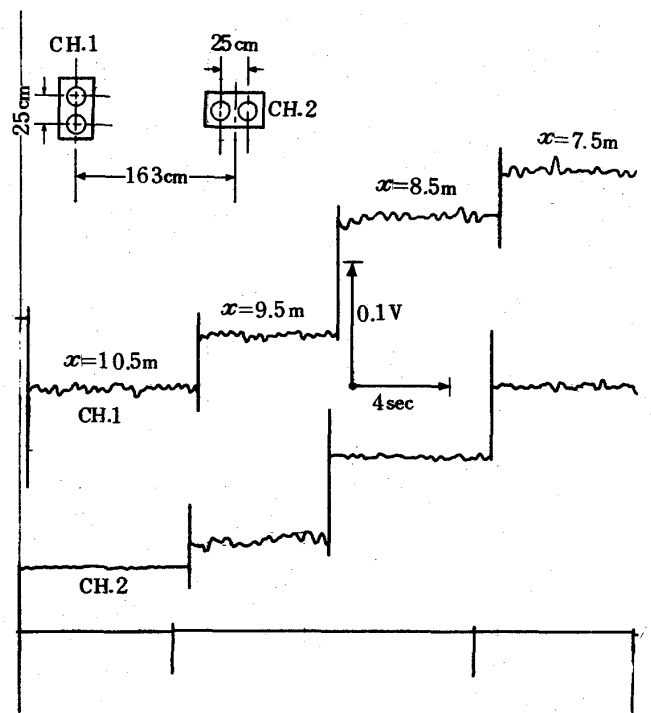


図4.3.2 2重系の出力信号記録例(速度o)

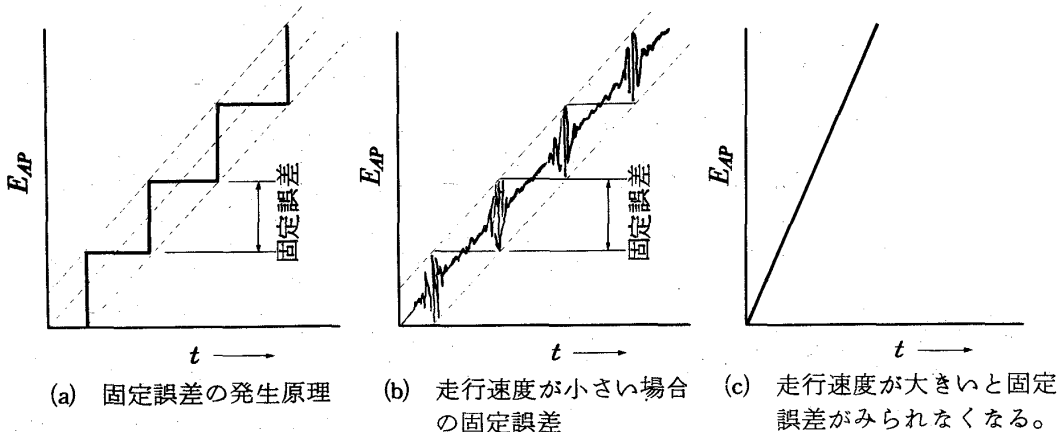


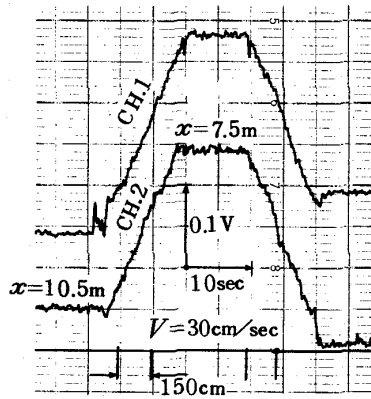
図4.3.1 固定誤差と電波高度計走行速度の関係

7.5 m の間を 1 m おきに測定台車を静止させた場合の、2 系統の電波高度計の出力信号  $E_{AP}$  を図 4.3.2 に示す。また走行させた場合の記録例を図 4.3.3 に示す。本図より明らかなように、走行速度が遅い場合には、1 重系の試験 (図 3.1.5) と同様にヒート状のステップ誤差を示

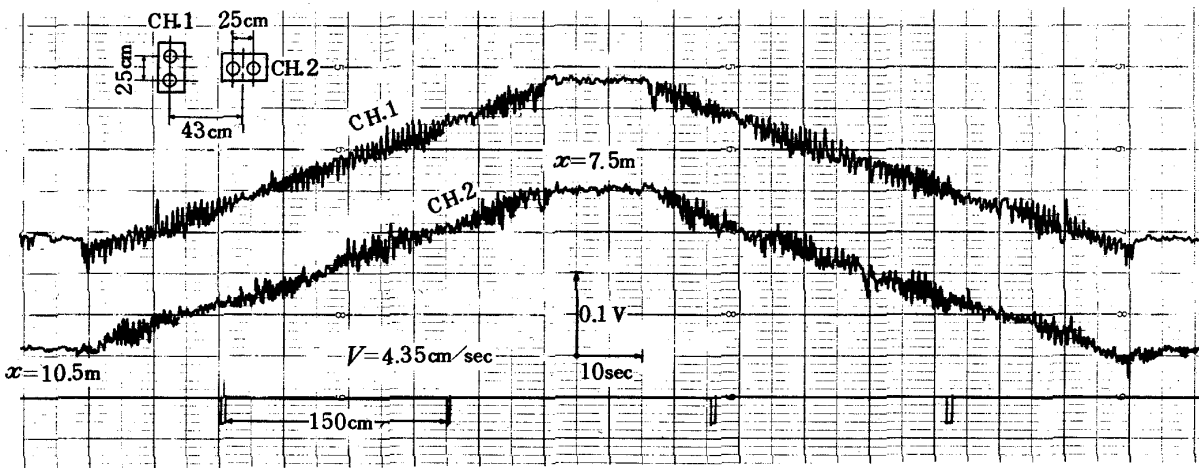
すノイズが含まれていることがわかる。また速度が早い場合でも 1 重系の場合と比較するとノイズの減少は少ない。

(2) 3 重系の場合

性能測定台車上にアンテナを 3 重系として取付け可能



(b) 走行速度大 ( $V=30\text{ cm/sec}$ )



(a) 走行速度小 ( $V=4.35\text{ cm/sec}$ )

図 4.3.3 走行時の 2 重系出力信号

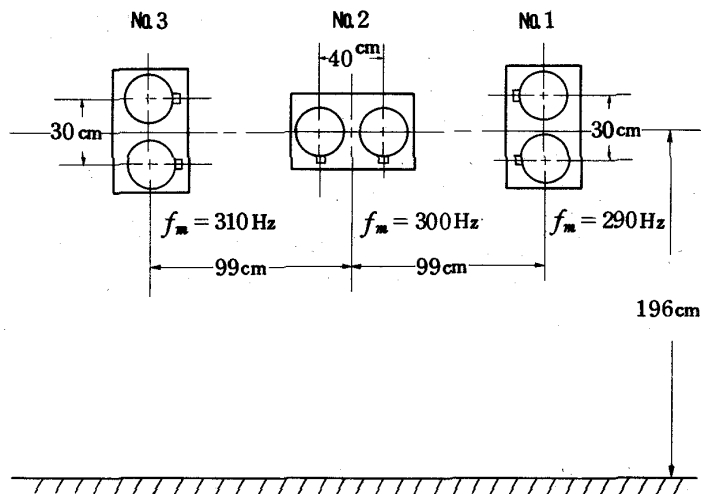


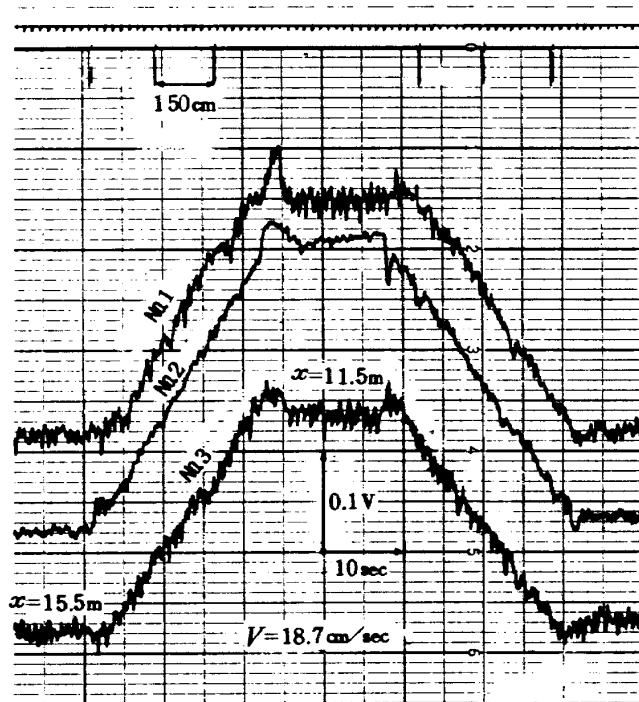
図 4.3.4 3 重系のアンテナ配置



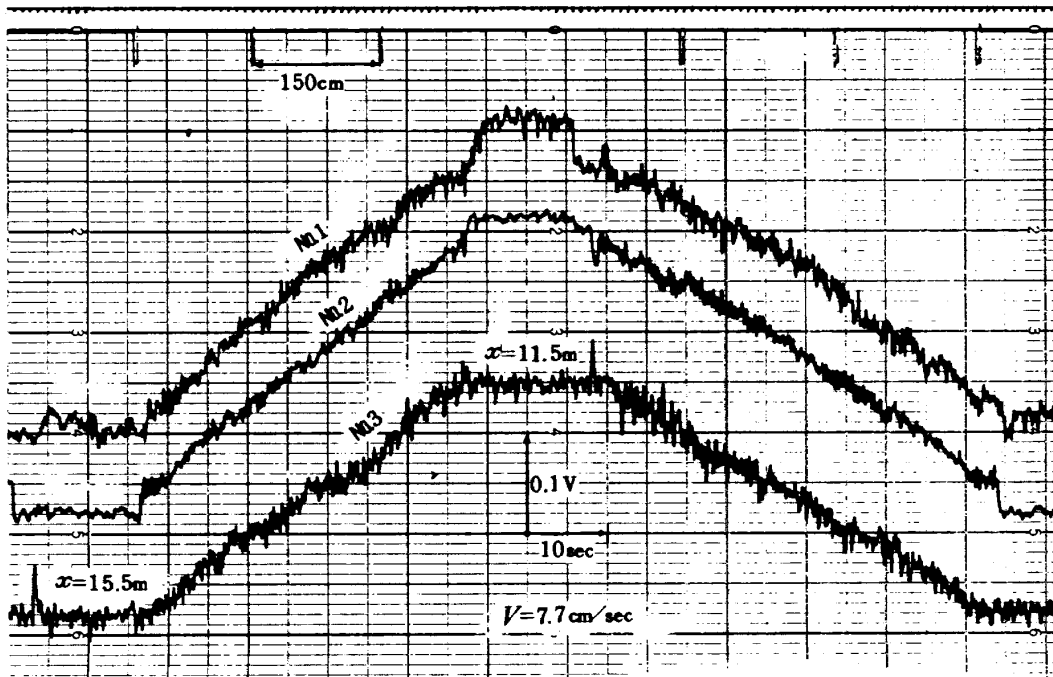
な最大高さおよび相互のアンテナ最大間隔は、図4.3.4に示す通りである。取付けた電波高度計はアンテナ正面右側より、No.1 (CH・1), No.2 (CH・3), No.3 (CH・2)と呼ぶことにする (CH・1, CH・2は47年度取得, CH・3は42年度取得)。各チャンネルの変調周波数を290Hz (CH・1), 300Hz (CH・2), 310Hz (CH・3)とする。

$x=15.5\text{m}\sim 11.5\text{m}$ の間を、測定台車の速度の大, 中, 小について、2重系と同様に走行させた場合の記録例を

図4.3.5に示す。図4.3.6は同一配置で各チャンネル単独で走行させた場合で、単独ではいかに高度出力信号 $E_{AP}$ の質が良いかを示している。図4.3.5の3重系では、先の2重系に比して、さらに信号の質が悪化している。さらに、走行速度を増加させてもノイズの減少は顕著ではない。No.2は、No.1, No.3のアンテナと取付角が両者に対して $90^\circ$ になっているため、電波干渉および出力レベル変動が少なくなっている。他方、No.1とNo.3は、アン



(b) 走行速度大 ( $V=18.7\text{cm/sec}$ )



(a) 走行速度小 ( $V=7.7\text{cm/sec}$ )

図4.3.5 3重系測定例

テナ取付角が同じであるため、干渉の影響を強く受け、干渉ノイズおよび出力レベル変動が大きくなっている。すなわち、3重系の場合の問題点はこのようにアンテナ取付角が同じになる組合せが必ずあることに起因する。

4.3.3 多重化による電波干渉の検討

前項(4.3.2)において、多重系の試験について述べたが、多重系の性能は予想したとおり、1重系に比較して電波干渉の影響が電波高度計出力信号に顕著に現われることが明らかとなった。また、2重系のより3重系の方が干渉の度合いが大きいこともわかった。また、電波干渉としては、干渉ノイズと出力レベル変動の2種類があることもわかった。最初に干渉ノイズから検討を加える

ことにする。

(1) 干渉ノイズ

本電波高度計には、先に説明したように干渉ノイズの他に、固定誤差によるノイズも重なっている。しかしこの固定誤差は測定台車を走行させると、その速度が増すにしたがって減少することはすでに示した。そこで多重系について、測定台車の走行速度(高度変化率に相当)とこれらのノイズの関係について述べる。図4.3.3(2重系)あるいは図4.3.5(3重系)に示した記録例および本記録例以外の速度で得られた、ノイズ分の全振幅の最大値を読みとる。図4.3.7は読みとったノイズと速度の関係である。同図には1重系の場合(図3.1.5参照)

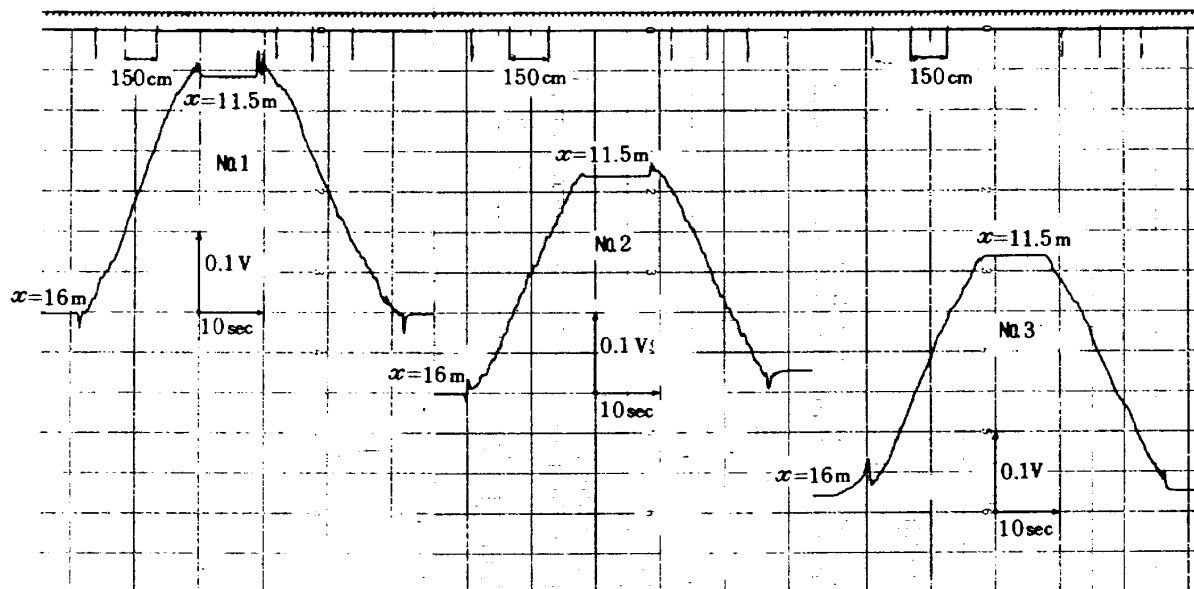


図4.3.6 各系統独立の走行試験結果

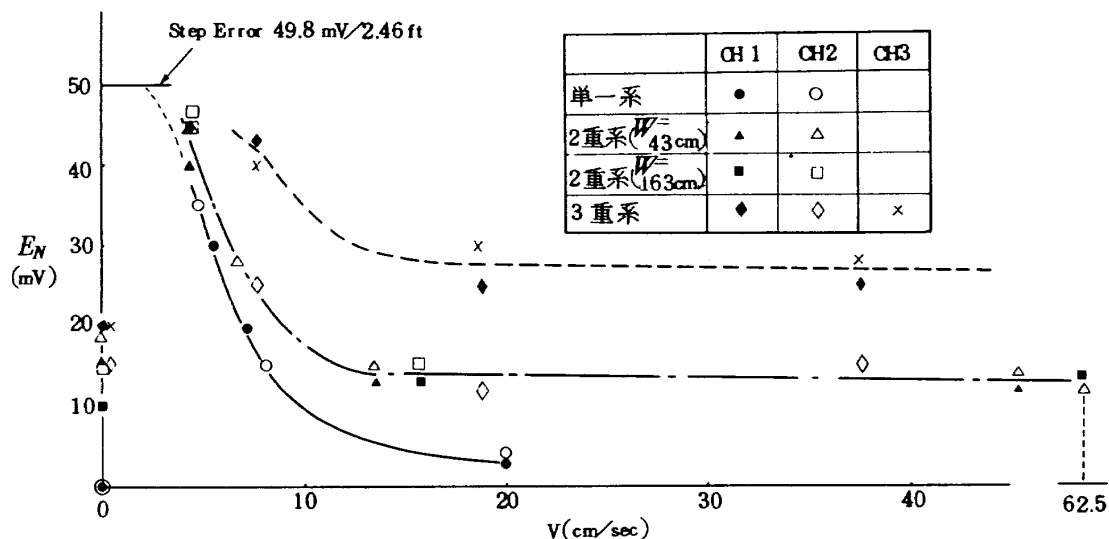


図4.3.7 測定台車速度(高度変化率)とノイズの関係

のノイズについてもプロットした。

図 4.3.7 より下記の事項が明らかとなる。

- (a) 1重, 2重, 3重系いずれも, 固定誤差によるノイズ分あるいは, 固定誤差に干渉ノイズが加わったノイズ分は静的に現われる固定誤差分 50mV 以下である。
- (b) 速度が零の場合には, 1重系では全くノイズが現われない。これに反し 2重系で 10mV~15mV, 3重系で 15mV~20mV 程度記録された。これらはいずれも干渉によるノイズである。(しかし, この値は前述の固定誤差分の値より十分小さい。)
- (c) しかし, 速度がわずかあると, かなり大きいノイズが現られる。(この速度が小さい時に現られるノイズは, 主に固定誤差に起因するものと考えられる。)
- (d) 速度の増大と共に, ノイズ減少の傾向を示す。この傾向は, 1重系では速度が 15cm/sec 程度からほとんどノイズが零になる。一方 2重系では 15cm/sec 以上で 13.5mV, 3重系で 27mV 程度のノイズが残る。一重系で速度増加させるとノイズが零となることを考慮すると, 多重系で残存するノイズは主に干渉によるものと考えられる。

2重系で, 速度増大で残存するノイズの大きさは約 15mV である。一方, 速度零の時も約 15mV であったことから, 速度増加で残存するノイズも, 干渉によるものと結論できる。

(2) 出力レベル変動

電波干渉による出力レベル変動についてみると, 2重系の場合はアンテナの取付角度を 90°にすることができるので, 出力レベル変動の問題はない。(図 4.2.3, 図

4.3.3 参照) しかし, 3重系の場合には取付角度(指向性)が同じものが 1組あるため, 出力レベル変動が生じてくる。2重系の干渉実験, 図 4.2.3 および 3重系の実験, 図 4.3.5, 図 4.3.6 より検討してみると, 変調周波数差が 10Hz でも 20Hz でも 3ft に相当するレベル変動が現われている。これは電波干渉によって電波高度計にカウント誤差として 1カウント(固定誤差分, 3ft に相当)の誤差が現われたものと考えられる。

以下, 5章, 6章において, 干渉ノイズおよび干渉による出力レベル変動が, 自動着陸に与える影響について検討する。

### 5 多重系電波高度計の干渉ノイズによる自動着陸系への影響を調べるためのシミュレーション実験

4章で述べたように, 電波高度計を多重系として用いた際に, 干渉ノイズが発生することが明らかとなった。この干渉ノイズが, 自動着陸系に, どのように影響するか, 使用上問題点はないか等を調べる必要がある。

検討の方法としては, シミュレーションのための電波干渉ノイズの検討を最初に行い, 代表的な機体に, 自動着陸をさせるシミュレーションを行い, 干渉ノイズを付加して, その影響を調べる。

#### 5.1 シミュレーションのための電波干渉ノイズの検討

図 4.2.2, 4.3.3, 4.3.5 等のデータより, 電波干渉によるノイズの基本波周波数は電波高度計の配置, 高度

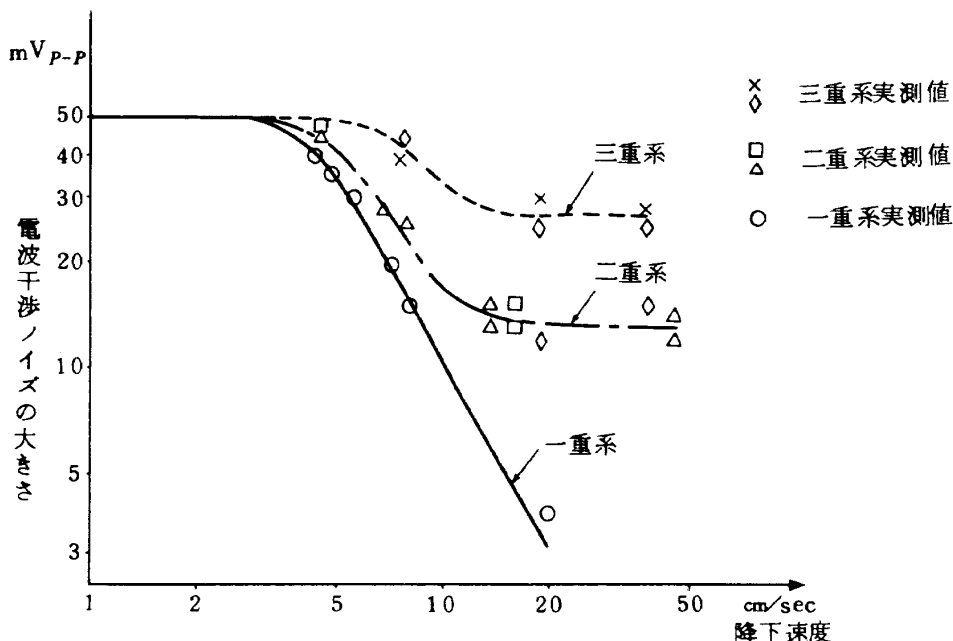


図 5.1.1 降下速度と電波干渉ノイズの大きさの関係

変化速度等に無関係であって、 $1.2\text{ Hz}$  の値を保っていることが認められる。この $1.2\text{ Hz}$  の値を取る理由は電波高度計の内部のカウンタ特性によるものと考えられる。さらに、図4.3.7の高度変化等とノイズとの関係図では、高度変化率が着陸進入速度程度に大きくなっていく時のノイズの変化の性質が明確でないので、これを両対数の図5.1.1におおしてみる。この図から明らかなことは、1重系は約 $4\text{ cm/sec}$ を折点速度として2次フィルタを通った特性になっていて、高度変化率が大きい程それに比例してノイズが減少することがわかる。これは電波高度計に含まれる2次フィルタの特性である。それに対して、2重系、3重系では同じ折点速度で減少するが、17

$\text{cm/sec}$ の高度変化率の所より一様な特性になり、高度変化率が増加しても変化しない。このことは $17\text{ cm/sec}$ 以上の高度変化率では電波干渉の周波数、振巾が一定になることを示すもので、自動着陸時の降下速度の範囲 $3\text{ m/sec} \sim 0.3\text{ m/sec}$ においても干渉ノイズの周波数、振巾が一定であることを意味する。

以上の結果より、多重化した電波高度計(FM型)の電波干渉の性質は、

㉑ 航空機の着陸時の実用高度変化では一定の振幅の定常高度誤差が発生すること。

㉒ 電波干渉によるノイズは $1.2\text{ Hz}$ を基本波とするノイズであること。

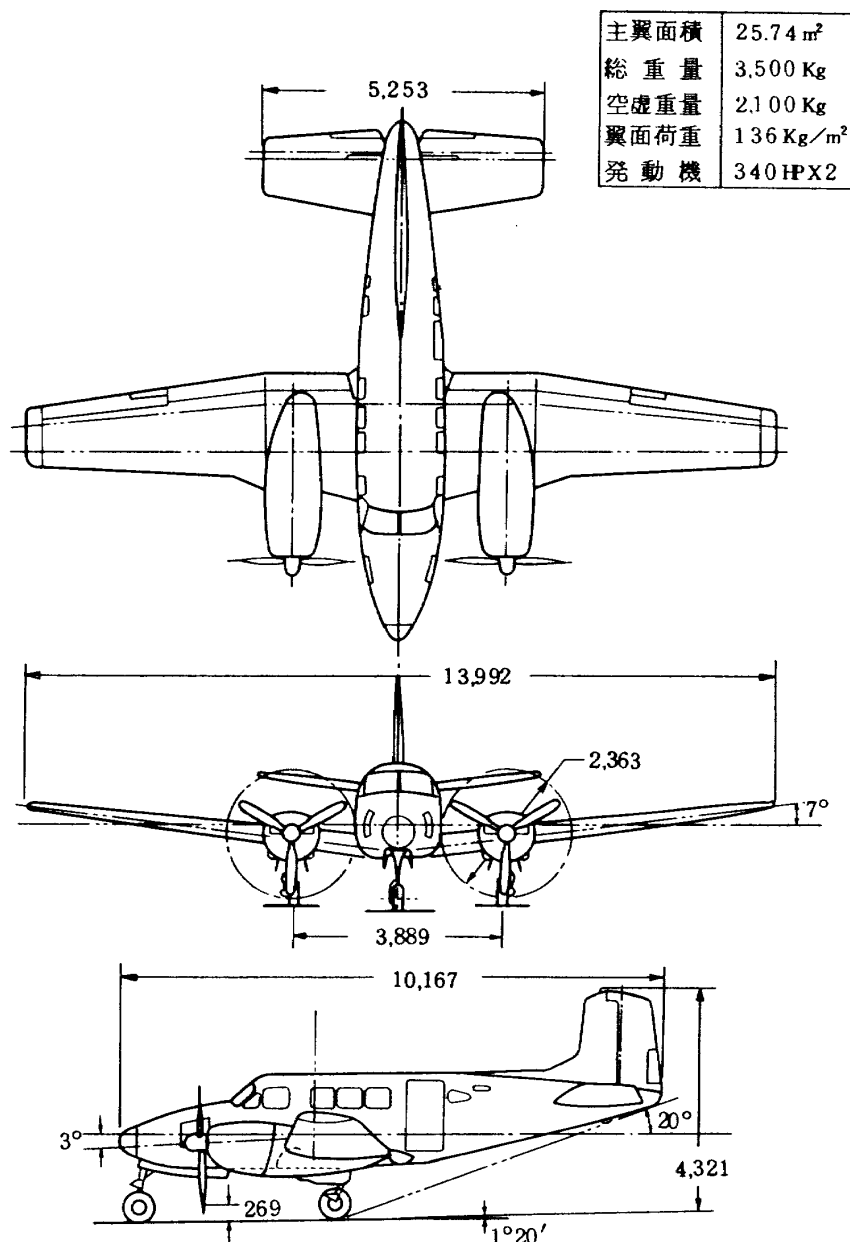


図5.2.1 ビーチクラフト65型機(クイン・エア機)の諸元

㉓ 電波干渉の大きさは、自動着陸時の実用高度範囲では、2重系の場合、13.5mVであること。

㉔ 3重系の場合、アンテナの偏波面をすべてのアンテナについて互いに直角にすることができないので、電波高度計のアンテナを近いものは互いに指向性を直角にし、同方向のものは最大距離に配置することによって、固定誤差の値に比し、十分小さな値に保つ(27mV<sub>r-p</sub>)ことができることがわかった。なお、この値は2重系の場合の2倍の値である。

残る問題は、この1.2Hzの基本波の電波干渉ノイズが、自動着陸系に対してどのような悪影響をするかということである。これについて、以下のシミュレーションを行って検討することにする。

5.2 シミュレーション

代表的な機体として、当所実験機クイン・エア機を想定し、線形化した方程式を用いる。クイン・エア機の諸元を図5.2.1に示す。クイン・エア機は図5.2.1に示す通り重量3.5トン、双発の7人乗のレシプロ機である。自動着陸系としては、昭和46年度より3ヶ年計画で、部分試作研究をしてきた自動着陸装置の特性を用いることにする。この自動着陸装置については別報告で詳しく報告する予定であるが、当所実験機クイン・エア機を対象として、設計製作したものであり、縦の系のみで成り立ち、高信頼化のために3重系構成になっている。構成図を図5.2.2に示す。図中、電波高度計(R/A)は、SENSOR No.1~No.3のブロックの中に含まれている。センサの中でジャイロやレートジャイロは基本的な姿勢

制御のためのものであり、そのほか、加速度計、ILS受信器があって、これらのものがすべて3重系になっている。自動着陸の主要部であるピッチ・コンピュータも3重系構成で、サーボ系も3重系になっている。

シミュレーション試験としては、特に電波高度計が多重系構成でなければならぬ自動引起し制御について検討を行う。他のモードでは多重系の電波高度計は用いられないので、その必要はない。

なお、試験にあたっての自動着陸装置の設定条件は、

- ㉕ 実際の自動着陸装置では、フレアモードのトランジェントを防止するためのFade In回路が設けてあるが、シミュレーションでは省略することにする。
- ㉖ スロットルのリタードレートは2% / secである。
- ㉗ フレアの開始高度は30ftで、その時の重量は7,200lb、飛行速度85kt、経路角-2.5°である。(これは着陸進入角度が2.5°ということである。)
- ㉘ 地面効果の影響を含める等である。

(1) 機体運動のシミュレーション

機体の運動方程式は、機体が剛体で、座標系は安定軸をとり微小運動という仮定のもとに、次式で表わすことができる。座標系の定義と変数の定義を図5.2.3に示す。

$$\dot{u} = X_u u + X_\alpha \alpha + X_\theta \theta + X_{\delta_T} \delta_T \quad (5-1)$$

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} = & Z_u u + Z_\alpha \dot{\alpha} + Z_\alpha \alpha + Z_\theta \dot{\theta} + Z_\theta \theta + Z_{\delta_T} \delta_T \\ & + Z_{\dot{\theta}} \dot{\theta} \end{aligned} \quad (5-2)$$

$$\ddot{\theta} = M_\alpha \alpha + M_\alpha \dot{\alpha} + M_\theta \ddot{\theta} + M_{\delta_T} \delta_T \quad (5-3)$$

$$\dot{H} = \dot{H}_0 + \frac{u_0}{57.3} (\theta - \alpha) \quad (5-4)$$

なお、空力係数は風洞実験および飛行実験で得たもの

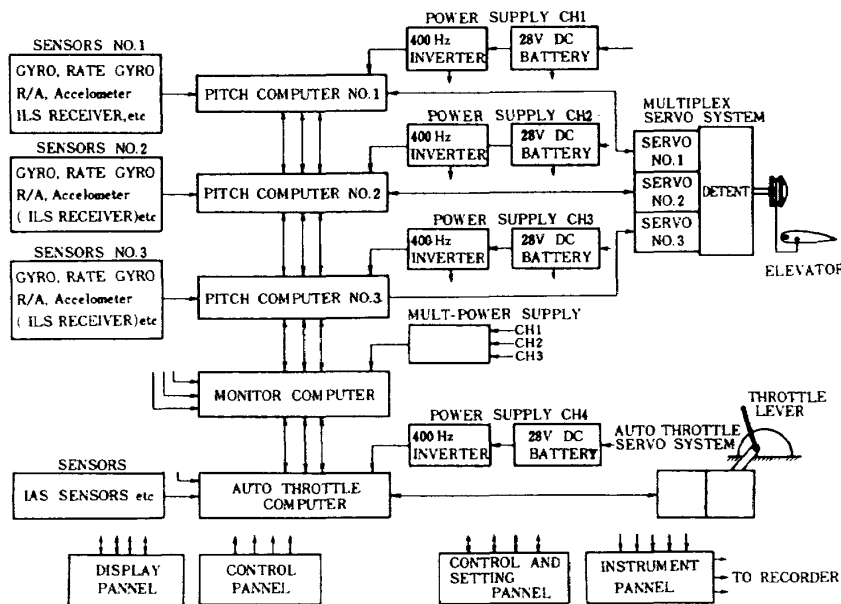


図 5.2.2 自動着陸装置の構成ブロック図

を用いる。

(2) サーフェース・サーボ部

サーフェース・サーボ部は、サーボモータのほか、リミッタ付のサーボアンプ、タコジェネレータによる舵角速度のフィードバックおよび舵角フィードバックを無定位サーボ系にするためのウォッシュ・アウト回路よりなる。構成は数式で表わしにくいので、ブロック図とし

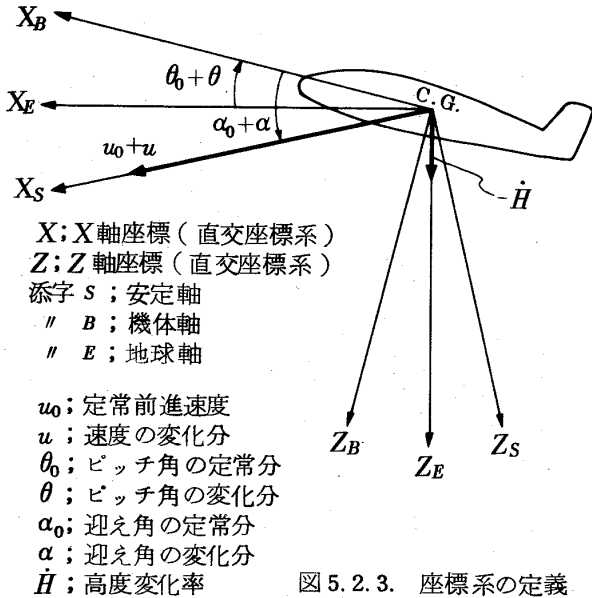


図 5.2.3. 座標系の定義

て、図 5.2.4 (a)に示す。

(3) インナー・ループ (姿勢制御オートパイロット系)

自動着陸系を構成する場合、基本的に、インナー・ループとして姿勢制御のフィードバック系が構成されていなければならない。この系の機能は次式によって表わすことができる。

$$\delta_{e\text{com}} = K_\theta \{ \theta_{\text{com}} - \theta + E_{\theta L} \} + K_\delta \left\{ \frac{s}{s + \tau} \right\} \dot{\theta} \quad (5-5)$$

(4) アウタ・ループ (自動引き制御系)

アウタ・ループは姿勢制御されている機体に自動着陸系としての引き操作をさせるもので、入力として電波高度計、上下加速度計よりの信号と、姿勢制御の補正用の姿勢フィードバック等よりなる。本構成は数式として表わすより、ブロック図の方がわかりよいので、ブロック図として図 5.2.4 (b)に示す。

(5) スロットル・サーボ部

スロットル・サーボ部は、レート・サーボ系を構成し、入力としてリタード・コマンド ( $E_{RC}$ ) が入り、機体がフレアを始めた時点より、スロットル ( $\delta_T$ ) を等速でしばっていく操作を行うもので、次式で表わすことができる。

$$\delta_T = -E_{RC} \frac{K_r}{s} + \delta_{T0} \quad (5-6)$$

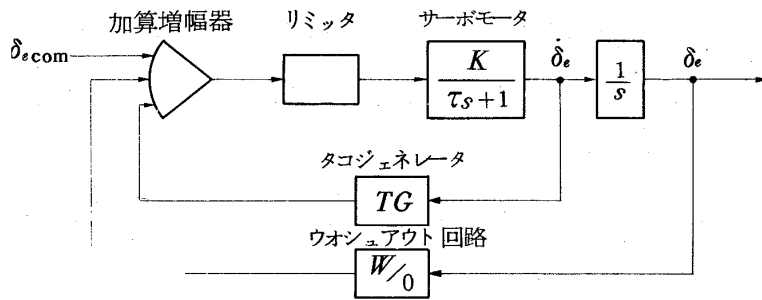


図 5.2.4 (a)サーフェース・サーボ部

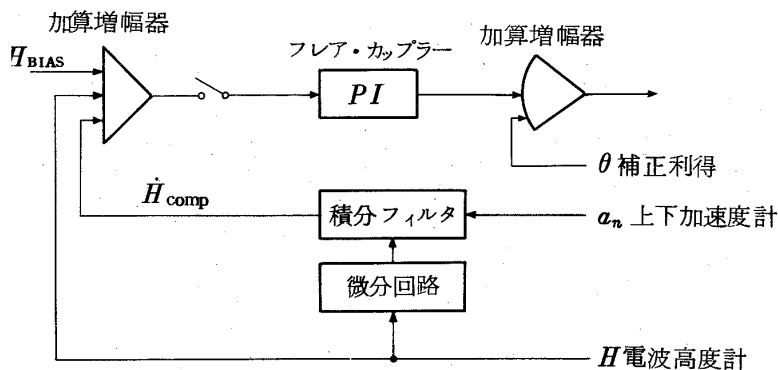


図 5.2.4 (b)アウタ・ループ (自動引き制御系)

(6) 加速度計

加速度計は機体に取りつけられているので、高度加速度  $\ddot{H}$  の代用とすることができない。そのため、次式に示すような計算をして求める必要がある。

$$a_n = \frac{u_0}{57.3} (\dot{\alpha} - \dot{\theta}) - \frac{g \sin \theta_0}{57.3} \theta \quad (5-7)$$

(7) 地面効果のシミュレーション

航空機が着陸形態に入り、航空機が地面に近づくにつれて、地面による抵抗(X), 揚力(Z), ピッチングモーメント(M)の変化を強く受け始める。航空機の着陸時のシミュレーションには、この影響を含める必要がある。地面効果 ( $X_{GE}$ ,  $Z_{GE}$ ,  $M_{GE}$ ) は次式で表わすことができる。

$$X_{GE} = X_{GE_0} e^{-2.48(\frac{2h}{b})^{0.768}} \quad (5-8)$$

$$Z_{GE} = Z_{GE_0} e^{-2.48(\frac{2h}{b})^{0.768}} \quad (5-9)$$

$$M_{GE} = M_{GE_0} e^{-2.48(\frac{2h}{b})^{0.768}} \quad (5-10)$$

ただし、

$h_w$  ; 主翼までの高度

$b$  ; 主翼の長さ

添字0 ; 初期値を示す

このシミュレーションは超越関数であるので、アナログシミュレーションでなく、ハイブリッド計算機のデジタル部で行い、その計算値を航空機の運動方程式のシミュレーションを行っているアナログシミュレーションに付加する。

(8) 全体のシミュレーション

シミュレーションの全体構成を知るために、上記(1)~(7)までをまとめてみると、図5.2.5となる。

シミュレーションは、前項で述べたように、ハイブリッド計算機を用い、機体運動のシミュレーション、自動着陸制御系のシミュレーション等はアナログ計算機部で、地面効果の計算のみデジタル計算機部で行う。使用したハイブリッド計算機を図5.2.6に示す。

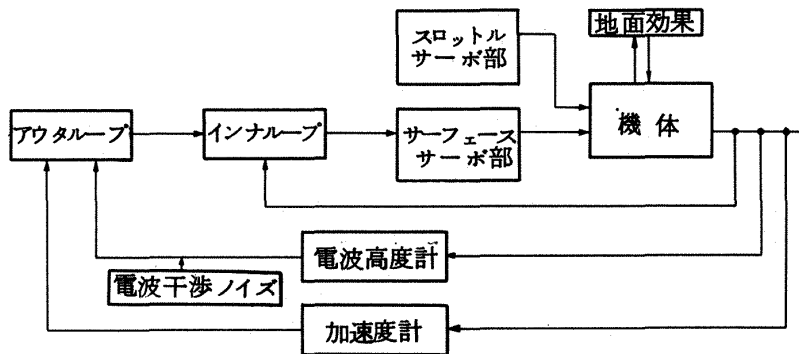


図5.2.5 自動着陸系全体のシミュレーション・ブロック図

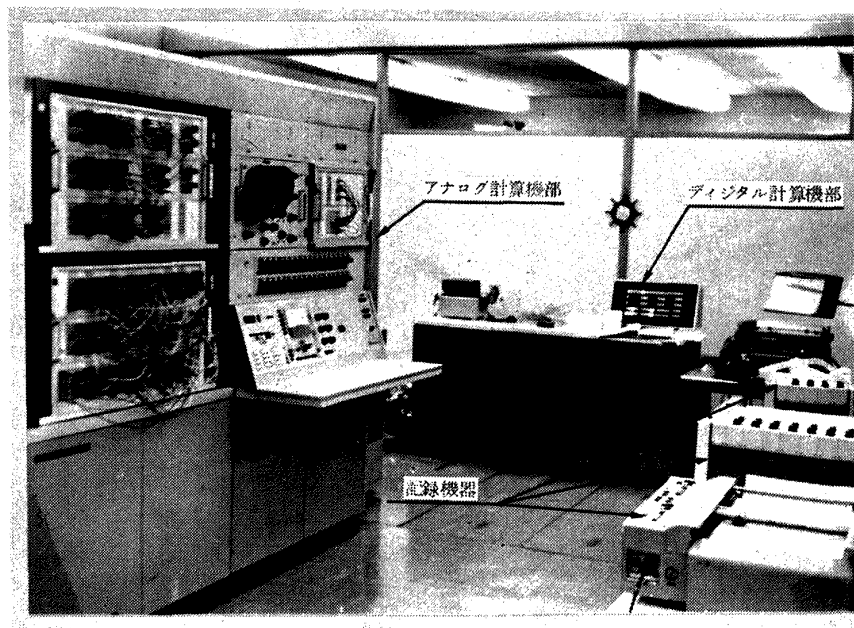
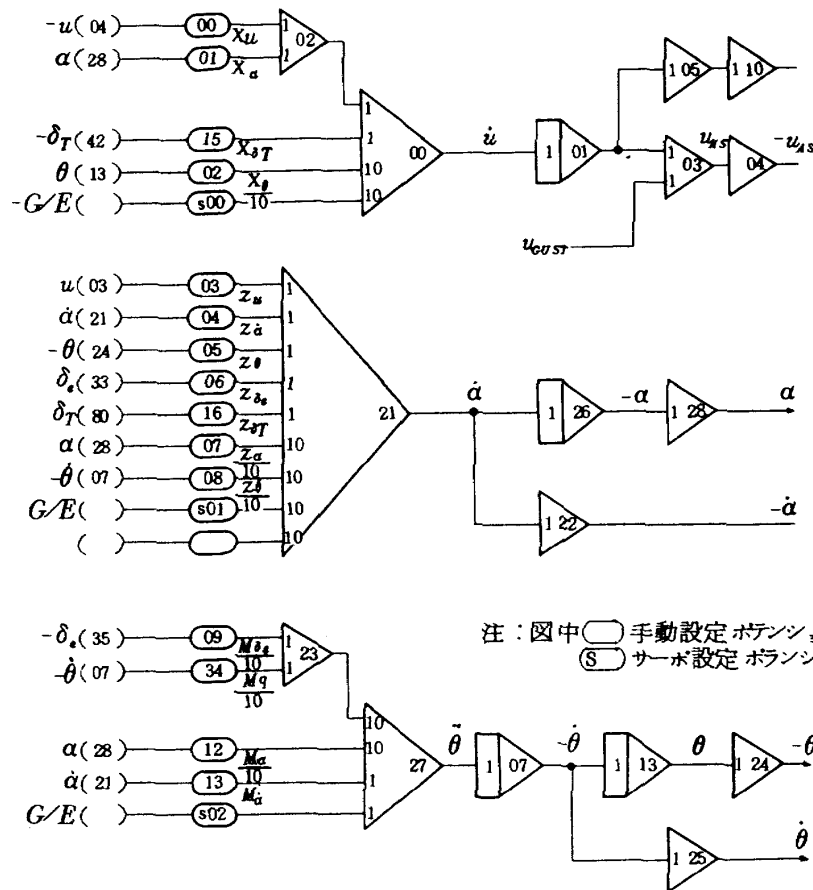


図5.2.6 シミュレーション解析に用いたハイブリッド計算機

アナログ計算機部のシミュレーション・ブロック図を図5.2.7(a)~(g)に、ポテンシヨメータ等の設定値を表5.2.1に示す。図5.2.7(a)は機体運動のアナログ・シミュレーション・ブロック図である。(b)図はサーフェースサーボ部のアナログ・シミュレーション・ブロック図であ

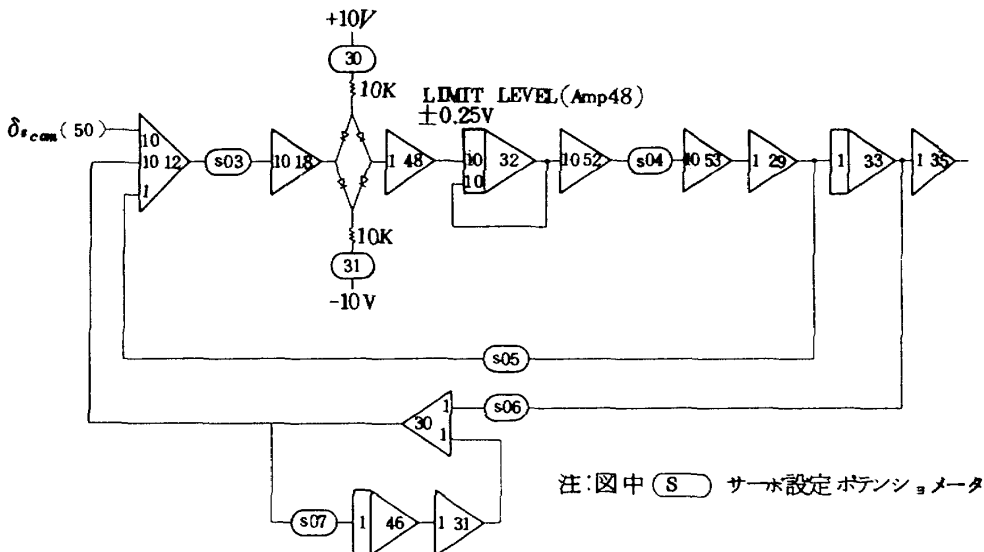
る。(c)図は姿勢制御オートパイロット系のアナログ・シミュレーション・ブロック図で、インナー・ループとしての基本的な制御を行う。(d)図は自動引越し制御の基本制御ループのアナログ・シミュレーション・ブロック図で、(e)図は自動引起し制御におけるセンサ系、特に降下

図5.2.7 自動着陸系のアナログ・シミュレーション



注：図中 (0) 手動設定 ポテンシヨメータ  
(S) サーボ設定 ポテンシヨメータ

(a) 機体運動のアナログ・シミュレーション



注：図中 (S) サーボ設定 ポテンシヨメータ

(b) サーフェース・サーボ部のアナログ・シミュレーション

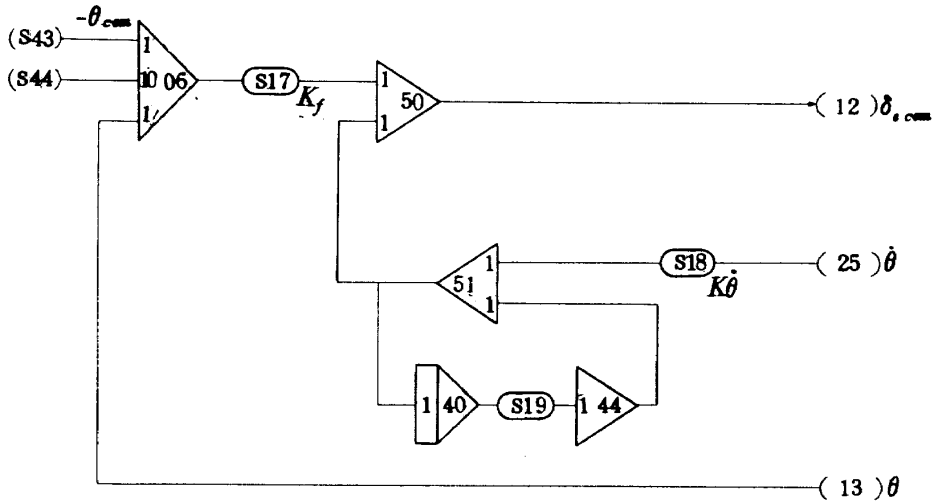


速度を低ノイズ化したものを得るための計算回路のシミュレーション・ブロック図である。(f)図はオートスロットル部のアナログ・シミュレーション・ブロック図で、(g)図は高度と加速度のシミュレーションを行うためのものである。これらのシミュレーションにおけるポテン

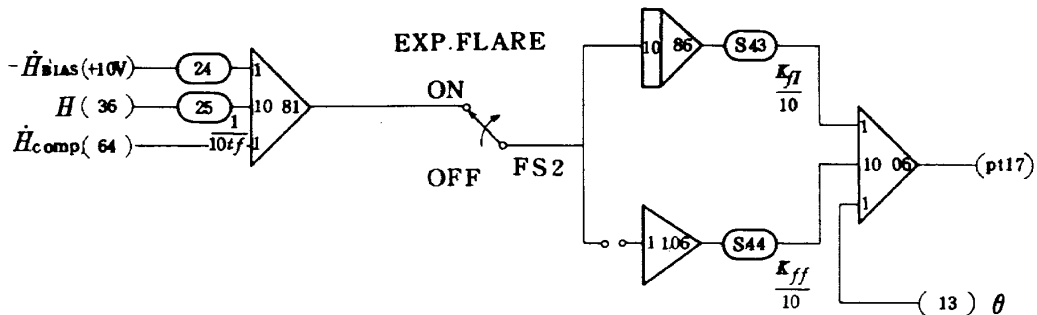
シメータ等の設定値が表 5.2.1 に示したものであり、空力係数の値はこの設定値に等しい。

(9) 電波高度計の干渉ノイズのシミュレーション

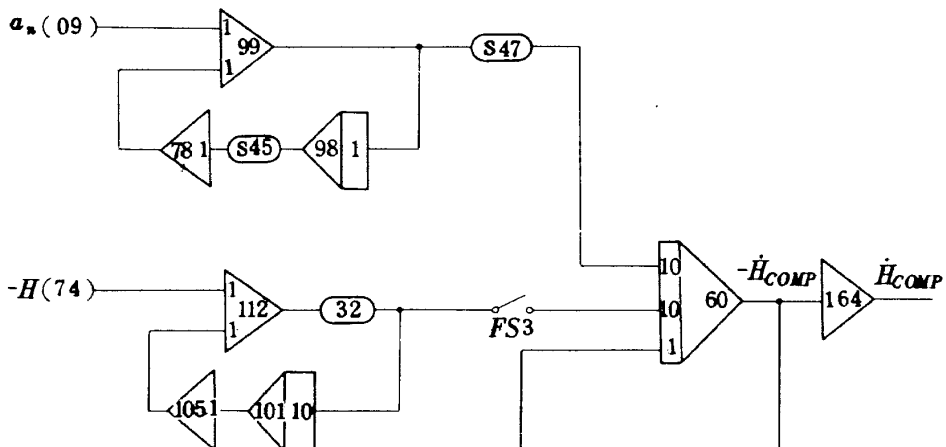
5.1 で述べたように、電波高度計の干渉ノイズは、基本周波数が 1.2 Hz の高調波を含む信号であることがわ



(c) インナ・ループ (姿勢制御オートパイロット系) のアナログ・シミュレーション



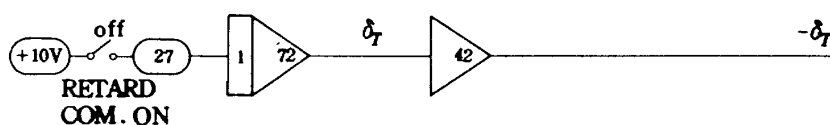
(d) アウタ・ループ (自動引きし制御系その1) のアナログ・シミュレーション



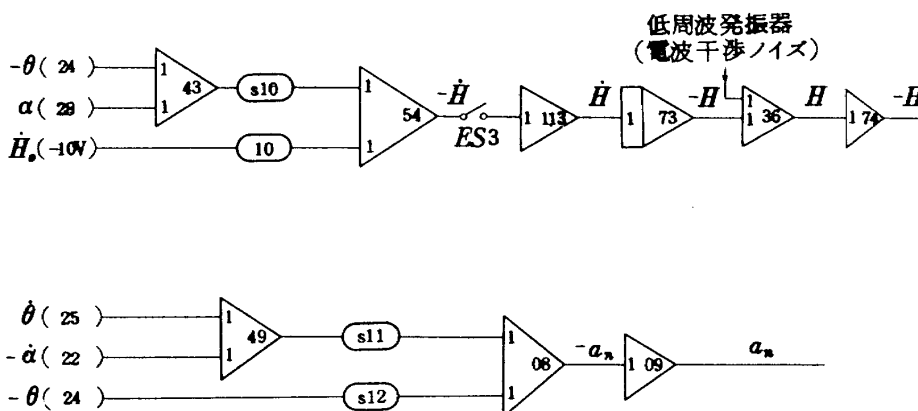
(e) 低ノイズ・降下速度計算回路 (自動引きし制御系その2) のアナログ・シミュレーション

かった。この高調波成分は基本波成分に比べて十分小さく、機体の応答性より高い周波数であるので、機体の応答にはほとんど現われないことが予想される。したがって、高調波成分は無視して、1.2 Hz の基本波のみを干渉ノイズとみなして検討してもよい。しかし、念のために、この高調波成分の影響の確認のためと、電波高度計の機種が異なる場合にはこの基本波周波数が異なることも考えられるので、干渉ノイズとしては、1.2 Hz の4分の1より4倍までの周波数(0.3 Hz, 0.6 Hz,

1.2 Hz, 2.4 Hz, 4.8 Hz)について調べ、検討に一般性を与えることにする。したがって、シミュレーションの方法としては、正弦波を発生する低周波発振器を用い、上記のシミュレーションの電波高度計の出力にあたる部分に印加する。(印加点は図5.2.5および図5.2.7(g)参照)干渉ノイズの振幅は2重系の場合で13.5 mV<sub>p-p</sub>, 三重系の場合で27 mV<sub>p-p</sub>であるので、その $\frac{1}{2}$ の6.75 mV<sub>p-p</sub>, 13.5 mV<sub>p-p</sub>, 27.0 mV<sub>p-p</sub>, 2倍の値の54.0 mV<sub>p-p</sub>の値について試験を行なう。



(f) オート・スロットル回路のアナログ・シミュレーション



(g) 高度、加速度の計算回路

### 5.3 試験の結果と検討

試験結果の1例を図5.3.1(a)(b)(c)に示す。同図(a)は電波干渉ノイズのない時であり、(b)図は干渉ノイズ1.2 Hz 13.5 mV がある場合、(c)図は干渉ノイズ1.2 Hz, 27 mV がある場合である。これは2重系の場合((b)図)と三重系の場合((c)図)に相当するものである。総合的な結果としては、ほとんど影響はないと言えるが、特に影響の強いもののみ総まとめにして示すと、図5.3.2および図5.3.3になる。図5.3.2は舵角速度であり、図5.3.3は上下加速度である。この図からわかることは、1.5 Hz の基本波のノイズにもっとも影響を受けやすく、1.2 Hz の信号にはかなり敏感に反応する。もしも、電波干渉の基本ノイズが1.5 Hz よりも高くても低くても減少する傾向にあるので、干渉ノイズが他の原因で変化があれば、よい傾向になる。また、基本波の高調波の

影響は十分小さくなることが判る。

以上のことより、次のように結論できる。

(1) 自動着陸において、もっとも重要な性能である接地時間  $t_T/D$  (すなわち、接地距離) および接地時の降下率  $\dot{h}_T/D$  に、この電波高度計の干渉ノイズの影響は現われない。したがって、着陸性能および着陸安全には支障はない。

(2) 干渉ノイズの影響を受ける信号として、エレベータのサーボアンプ出力および垂直加速度 ( $a_n$ ) に現われる。その傾向は図5.3.2, 図5.3.3に示す通りで、約0.6 Hz のノイズの時がもっとも影響を受けやすく、それ以下およびそれ以上の周波数では影響は減少する。

(3) この干渉ノイズはサーボモータに1.2 Hz の微小振動を常時与えるので、この微小振動は操縦系統を含むサーボ系の摩擦の影響を減少させるディザ効果を与える

表5.2.1 アナログ・シミュレーション設定値

|            |   |        |                 |   |               |
|------------|---|--------|-----------------|---|---------------|
| 手動POT%     | 記号  | 設定値    | 12              | $a_n \left( \frac{u \sin \theta}{57.3} \right)$ | 0.0047        |
| 0          | $X_u$                                     | 0.0517 | 13              |   |               |
| 1          | $X_a$                                     | 0.0795 | 14              |   |               |
| 2          | $X_\theta/10$                             | 0.0171 | 17              | $K_f$   | 0.6000        |
| 3          | $z_u$                                     | 0.5680 | 18              | $K_\theta$                                      | 0.1250        |
| 4          | $z_a$                                     | 0.0170 | 19              | $T_w$   | 0.2000        |
| 5          | $z_\theta$                                | 0.0098 | 20              | WIND SHEAR                                      | 0.2000        |
| 6          | $z_{\delta_e}$                            | 0.1230 | 31              |   |               |
| 7          | $z_a/10$                                  | 0.1160 | 32              |   |               |
| 8          | $z_\theta/10$                             | 0.0949 | 33              |   |               |
| 9          | $M_{\delta_e}/10$                         | 0.7227 | 34              |   |               |
| 10         | $\dot{H}_0$                               | 0.0955 | 40              |   |               |
| 11         | $H_0$ FLARE START                         | 0.4572 | 41              |   |               |
| 12         | $M_a/10$                                  | 0.4677 | 42              |   |               |
| 13         | $M_a$                                     | 0.9617 | 43              | $K_{fI}(K_{HI})/10$                             | 0.2000 0.1000 |
| 14         | $u_0$                                     | 0.2189 | 44              | $K_{ff}(K_{Hf})/10$                             | 0.2500 0.3000 |
| 15         | $X_{\delta_T} \cdot 10$                   | 0.1920 | 45              | $\dot{H}$ BLEND CIRCUIT                         | 0.0500        |
| 16         | $z_{\delta_T} \cdot 10$                   | 0.0970 | 46              | "   | 0.1140        |
| 17         | RADAR ALT ERROR                           | 0.0305 | 50              | $u \cdot \alpha$ ステップ<br>ガストレベル                 |               |
| 23         | TIMER                                     | 0.0200 | FUNCTION SWITCH | 用 途   |               |
| 24         | $\dot{H}$ BIAS                            | 0.0193 | 0               | PEN RECORDER START                              |               |
| 27         | $\dot{\delta}_T$ RETARD                   | 0.0100 | 1               | (X-Y) RECORDER PEN UP. DOWN                     |               |
| 28         | $\dot{\delta}_T$ LIMIT                    | 0.1670 | 2               | UP(EXP8 $V/\tau$ ) DOWN( $H/\tau$ )             |               |
| 30         | $\delta_e$ LIMIT                          |        | 3               | Integrator Compute Comm.                        |               |
| 31         | $\delta_e$ LIMIT                          |        |                 |   |               |
| 32         | $\dot{H}$ BLEND CIRCUIT                   | 0.8000 | COMPARATOR      | 用 途   |               |
| 33         | $I_f/10$                                  | 0.1000 | 0               | FLARE モード ON (30 FT)                            |               |
| 34         | $M_f/10$                                  | 0.2887 | 1               | Integrator Compute Logic                        |               |
| 35         | $u \geq \alpha$ ステップ<br>ガスト入力高度           |        | 2               |   |               |
| SERVOPOTNO |   |        | 3               | FLARE モード OFF (0 FT)                            |               |
| 0          | $G/E(\dot{u})$                            | 0.0053 |                 |   |               |
| 1          | $G/E(\dot{\alpha})$                       | 0.0407 | ELECTRIC SWITCH | 用 途   |               |
| 2          | $G/E(\dot{\theta})$                       | 0.6972 | 0               |   |               |
| 3          | $\delta_e$ サボ系                            | 0.1287 | 1               | FLARE モード ON                                    |               |
| 4          | "   | 0.3662 | 2               | DISTANCE (Touch Down で OFF)                     |               |
| 5          | "   | 0.1229 | 3               | $\dot{H}$ (Touch Down で OFF)                    |               |
| 6          | "   | 0.1991 | 8               |   |               |
| 7          | "   | 0.2000 | 9               | RETARD LIMIT                                    |               |
| 10         | $\dot{H} \left( \frac{u_0}{57.3} \right)$ | 0.7637 | 10              | $u \cdot \alpha$ ステップガスト                        |               |
| 11         | $a_n \left( \frac{u_0}{57.3} \right)$     | 0.7637 |                 |   |               |

利点がある。その反面、サーボ系の歯車系に常時振動的な荷重がかかることになり、歯車系の摩耗が早期に生ずる恐れがある。しかし、電波高度計を多重系として使用する期間は着陸の最終であるフレア部分に限られるので、時間的にも1回の着陸当たり30秒以内であるので、大きな支障はないと考えられる。ただし、実用に当たっては、

サーボモータの歯車系の寿命について十分検討調査し、安全を保つために、サーボモータのオーバー・ホール期間を設定する等の対策を講じて置く必要がある。

(4) この実験を通して感じられたことは、単一の電波高度計を2重、3重として使うよりも、始めから、多重系の電波高度計を設計し、この電波干渉の問題を解決す

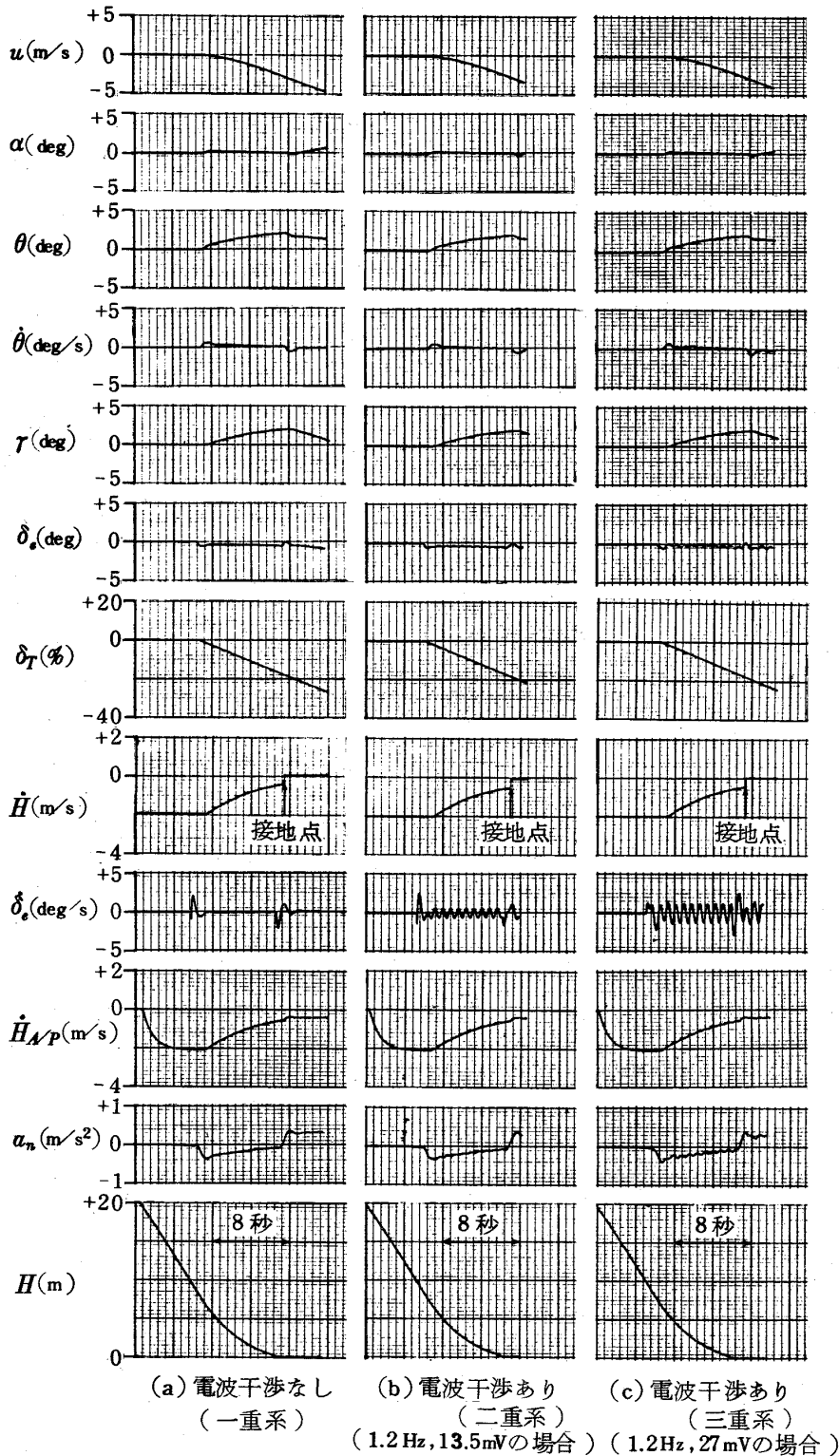


図 5.3.1 シミュレーション結果

ることが望ましい。その方法としてはいくつか考えられるが、積極的な方法としては電波高度計の搬送波と変調波を共に同期をとって、干渉をなくする方法である。この方法は、コスト上昇にもほとんどならないし、単体としても使用可能である。別の方法としては、干渉があっても、1.2 Hz よりも十分高い周波数で干渉が生じるようにすれば、電波高度計内蔵の低域フィルタで、干渉の影響をほとんど除くことができる。

(5) 総合的な結論としては、電波高度計の干渉ノイズは、変調周波数を互につらし、干渉が減るようにアンテナを配置すれば、実用上、問題がないことがわかった。

### 6 3重系電波高度計の電波干渉出力レベル変動誤差による自動着陸性能への影響の検討

FM 電波高度計の定常誤差としては、代表的なものに固定誤差(付録E参照)があるが、VTOL 機を除く通常の航空機では前進速度が速いため平滑化され、この影響がないことが示されている<sup>1)</sup>。さらに、電波高度計を多重系として用いた際には、電波干渉による出力レベル変動のあることが4章の実験で明らかとなった。この出力レベル変動は、2重系の場合、アンテナの指向性を直角に配置すれば、零にすることができて問題はないが、

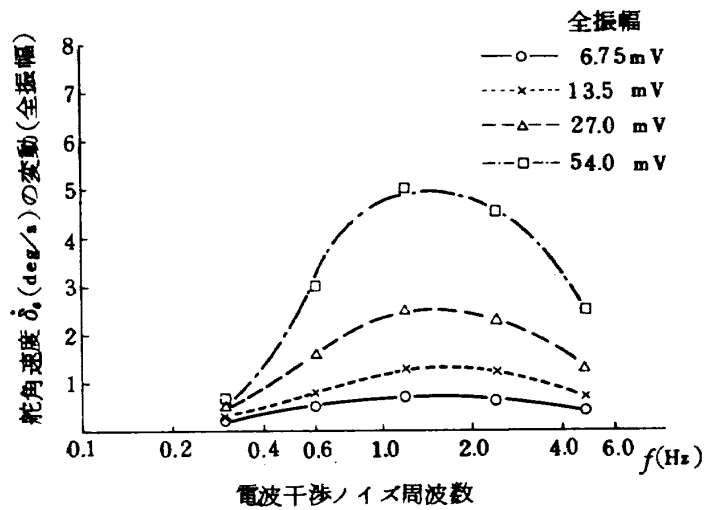


図 5.3.2 電波干渉ノイズの影響(舵角速度の変動)

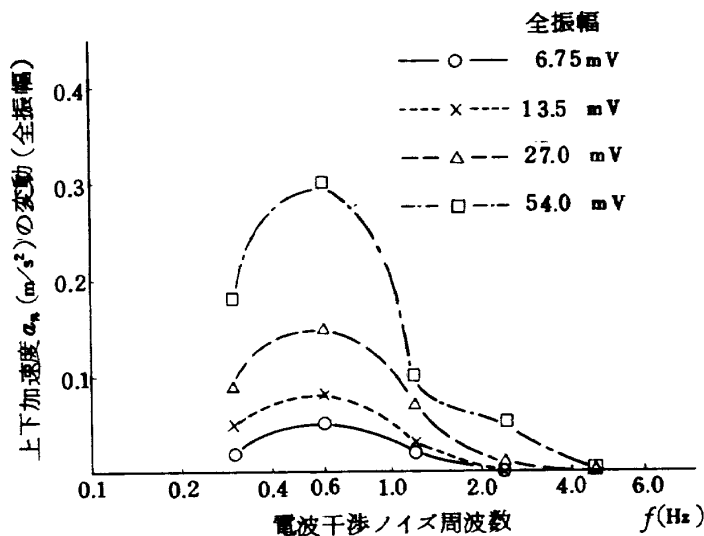


図 5.3.3. 電波干渉ノイズの影響(上下加速度の変動)

3重系の場合には、3組のアンテナの内2組のアンテナは互に直角の指向性になるように取付けることができないため、電波干渉による出力レベル変動の発生を避けることができない。

以下、3重系の場合の出力レベル変動誤差が自動着陸性能にどのように影響するかについて検討をする。

### 6.1 自動着陸方式

現在、輸送機用の自動着陸システムとして採用されているのはBLEU方式(Blind Landing Experimental Unit 英国王立航空研究所の盲目着陸実験班で、そこで開発した自動着陸方式名)を基本としている。これは自動着陸の引起し制御を電波高度計を主体として誘導制御する方式であって、外乱があった時に経路がずれるだけで、着地時の降下速度、機体運動姿勢は同一に保つ性質(平行制御)と、自動着陸装置のコンピュータが非常に簡単な回路で実現できる利点をもつものである。

この方式によって、着陸する際に、電波干渉による出力レベル変動誤差がどのような着陸誤差になるかについて検討する。

### 6.2 自動着陸における誤差式の誘導

BLEU方式の制御則は高度 $h(t)$ の形で、次式のように表わすことができる。

$$h(t) = (h_0 - H_B) e^{-t/\tau} + H_B \quad (6-1)$$

ただし、 $h_0$  は引起し制御開始高度、 $\tau(>0)$ 、 $H_B(<0)$  は経路を決める定数である。

この式の表わす意味は、着陸経路が単一の指数関数状になることで、 $H_B$  はバイアス高度と云われるもので、これによって着地を完全に実現する。

(5-1) 式より、降下速度の式は次式で表わされる。

$$\dot{h}(t) = \frac{-(h_0 - H_B)}{\tau} \cdot e^{-t/\tau} \quad (6-2)$$

着地時刻を  $t = t_{T/D}$ 、すなわち、 $h(t_{T/D}) = 0$ 、 $\dot{h}(t_{T/D}) = \dot{h}_{T/D}$  とすると、両式より、着地時刻  $t_{T/D}$  および、着地時の降下速度  $\dot{h}_{T/D}$  を得る。

$$t_{T/D} = -\tau \ln(-H_B)/(h_0 - H_B) \quad (6-3)$$

$$\dot{h}_{T/D} = H_B/\tau \quad (6-4)$$

今、電波高度計に電波干渉による定常誤差(レベル変動誤差の定常分) $H_m$ があったとすると、(6-3)は次の様な式に書きなおすことができる。

$$t_{T/D} = -\tau \ln(-H_B \pm H_m)/(h_0 - H_B \pm H_m) \quad (6-5)$$

したがって、電波高度計の電波干渉による定常誤差による着地時刻の誤差  $\Delta t_{T/D}$  は(5-3)、(5-5)式の差となり、次式で表わされる。

$$\Delta t_{T/D} = -\tau \ln \frac{(-H \pm H_m)(h_0 - H)}{(-H \cdot (h_0 - H \pm H_m))} \quad (6-6)$$

フレア開始から着地までの飛行距離は前進速度 $U$ が短時間のために変化が少いことを考慮して、一定( $U_0$ )と仮定すると、着地までの飛行距離の変化分 $\Delta D$ は次式で表わされる。

$$\begin{aligned} \Delta D &\doteq U_0 \cdot \Delta t_{T/D} \quad (6-7) \\ &= -U_0 \tau \ln \frac{(-H_B \pm H_m)(h_0 - H_B)}{(-H_B \cdot (h_0 \pm H_m))} \quad (6-8) \end{aligned}$$

また、着地時の降下速度の誤差を含めた式は、

$$\dot{h}_{T/D} = -\frac{H_B \pm H_m}{\tau} \quad (6-9)$$

となる。

### 6.3 解析

次に解析として、前章で述べたシミュレーション解析に用いた例(すなわちクイン・エア機65型機の自動着陸の場合)を考える。

着陸条件は次の通りである。

|                |                                       |
|----------------|---------------------------------------|
| 前進速度 ;         | $U_0 = 43.78 \text{ m/sec}$           |
| フレア開始高度 ;      | $h_0 = 9.09 \text{ m (30 ft)}$        |
| 経路角 ;          | $\tau_0 = 2.5^\circ$                  |
| 自動着陸時定数 ;      | $\tau = 6 \text{ sec}$                |
| バイアス高度 ;       | $H_B = 2.31 \text{ m}$                |
| 着地時降下率 ;       | $\dot{h}_{T/D} = 0.385 \text{ m/sec}$ |
| フレアから着地までの時間 ; | $t_{T/D} = 9.58 \text{ sec}$          |
| フレアから着地までの距離 ; | $D = 419.3 \text{ m}$                 |

この条件で、電波高度計の高度出力レベル変動誤差が、4.3.3項で述べたように最大 $\pm 0.909 \text{ m (3 ft)}$ あるとすれば、前節の式より、フレア開始から着地までの距離の誤差 $\Delta D$ および着地時の降下速度 $\dot{h}_{T/D}$ は次のようになる。

$$\Delta D = -67.0 \text{ m} \sim +109.5 \text{ m}$$

$$\dot{h}_{T/D} = -0.233 \text{ m/sec} \sim -0.5365 \text{ m/s}$$

すなわち、 $+0.909 \text{ m}$ の電波高度計誤差があれば、着陸距離が67m短くなり、着地時の降下速度が小さくて、ソフトランドになる。— $0.909 \text{ m}$ の電波高度計誤差があれば、着陸距離は109.5m程のび、着地時の降下速度は、ヤ、ハードランディングに近くなるが、自動着陸の設計基準である $0.6 \text{ m/sec}$ 以内に入っている。このような誤差があっても、一応安全着陸が可能であることがわかる。

### 6.4 検討

上記の解析より、3重系電波高度計の出力レベル変動誤差は着陸性能に影響を与える原因となるが、安全性については問題のない程度であることがわかった。

また、実験データよりみると、この出力レベル変動誤差は再現性がある、常に同一方向に現われるので、取付時にこの誤差を補償するように取付けることも考えられる。しかし、故障が生じた際のことを考えると、この

誤差の補償が誤差となって現われることもあり得る。すなわち、同方向の指向性のアンテナの電波高度計2台の内の1台が故障すると、この電波干渉による出力レベル変動誤差はなくなり、補償した分だけが誤差として現われることになる。

このように考えてくると、正常時または故障時のいずれかの状態で着陸誤差が発生することになる。このようなことから、高信頼化をはかるための多重系としては、3重系よりも自己モニタ付の2重系(準4重系とも云える)の方が着陸誤差の防止の点で有利であると考えられる。

## 7 まとめ

電波高度計の多重系性能試験を行うために、アンテナ取付が容易に行える性能測定台車を設計製作し、これを用いて、電波高度計の1重系(単体)、2重系、3重系の試験ならびにアンテナ指向性、固定誤差、多重系の電波干渉などを測定した。その結果、単体性能のほか多重系で用いた場合の電波干渉の程度および電波干渉を減少させるための電波高度計の配置法などがわかった。さらに、この電波干渉によるノイズが自動着陸系に及ぼす影響についてシミュレーション解析等を行い、実用上、問題点について確かめた。これらを列記すれば、次のとおりである。

### 7.1 1重系の性能について

単体性能については、すでに文献(1)において行っているが、下記の実験を多重系との比較のため、重点的に行った。

(a) アンテナ指向性： アンテナからの電波放射角は40度で、垂直面内のパターンは矩形に近い形状である。送信、受信アンテナの相対取付角が10度ずれても受信強度の減少は5%程度であるから、相対取付角が数度であってもあまり問題はない。

(b) 固定誤差： 本電波高度計の理論的な静的固定誤差は75cmで実測の結果とよく一致した。動的な固定誤差はノイズ状となって現られるが、これは電波高度計の移動速度と共に減少する。速度が20cm/sec以上では、このノイズの発生は見られず信号は滑らかとなった。

### 7.2 多重系の性能について

#### (1) 2重系について

(a) 変調周波数  $f_m$ ： 電波干渉を減らすため、双方の変調周波数  $f_m$  はずらす必要がある。本試験では、310Hzと290Hzで行ったが、これを双方共300Hzの場合と比較すると干渉によるノイズは約1/5に減ることがわかった。

(b) アンテナ配置： 1重系のアンテナ電波放射パターンおよび2重系において各種アンテナ配置での試験結果より、2重系のアンテナはT字状に配置することが最適であることが明らかになった。

(c) 2系統アンテナ間隔： 各系統間のアンテナ取付距離(各系統の送受アンテナ中心間距離)は、電波干渉を減少させる意味から大きい程よい。しかし、今回行った結果では、この距離がわずか25cmにしても、水平トラッキング距離15m(フレア開始高度に相当)以下では何ら問題が生じなかった。

(d) 2系統のアンテナ取付角： 2系統相互のアンテナ取付角は、電波干渉に影響することが明らかになった。すなわち、アンテナ相互の取付角は90度に保つ必要があって、この時5mVあったものが、もし10度の取付誤差があると約15mVに干渉ノイズが増加する。

以上、2重系について各種の試験を行ったが、いずれの場合も固定誤差50mV(75cmの距離に相当する出力電圧)以下で、自動着陸における実用降下速度の範囲では13mV<sub>r.p.</sub>であった。

#### (2) 3重系について

3系統のアンテナを航空機胴体下面に取付けることを前提に考えると、3系統のアンテナ配置はH字状で一直線上に並べる以外にない。このようにすると両端の電波高度計のアンテナの偏波面が一致し、干渉が起る可能性がある。この干渉を減少させるため3系統の変調周波数を290, 300, 310Hzと10Hzづつずらし、かつ各アンテナを十分離して取付けることが必要である。今回の試験は各アンテナ間隔を約1m(測定台車の制約で1m以上離せない。また実機搭載の場合に余り離すと、姿勢角変化によって高度差が発生する。)で行い、自動着陸における実用降下速度の範囲では電波干渉によるノイズは27mV<sub>r.p.</sub>であった。これは2重系の場合の2倍に相当し、固定誤差(50mV)以下の値である。

3重系の場合は、2重系と異なり、出力レベル変動誤差がみられた。これは2組のアンテナの指向性が同一指向性になるためである。出力レベル変動誤差の値は最大3ft(50mV)であった。

なお、以上述べた試験結果は、地上におけるもので、しかも高度に相当するものを、水平距離として試験したものである。またこの距離も最大15mまでについて行ったものである。

今まで述べたように、本多重化試験で問題のなかったアンテナ間距離で、実機にアンテナを装着した場合、高々度での干渉、あるいはどれかの系統の発射電波が他系統の受信アンテナに直接入り込み干渉を起すこともあり

得る。これは実際に試験して確認しないとわからないことである。このような試験は、地上においては不可能で、飛行試験によらざるを得ない。しかし、もしこのようなことが生じたとしても、高々度では着陸のように低高度と比べて安全性は十分あるので、その運用にあたって、多重系として動作させる必要は必ずしもなく、一重系でもよいので、この地上における試験によって、自動着陸を考えた多重系の検討としては必要十分な成果を得たと考えられる。

### 7.3 多重系電波高度計の干渉ノイズによる自動着陸系への影響の検討

シミュレーションによる、自動着陸時の多重化電波高度計の干渉ノイズの影響の試験の結果は5.3節に示す通りであり、電波干渉を減らすために、変調周波数をづらし、最適配置をする限り、着陸距離、接近時の降下速度等の着陸性能には影響はなく、安全性にも影響がないことがわかった。さらに、解析結果より、約千分の3g程度の上下機体振動が発生することがわかったが、エンジンによる機体振動より十分小さいので、乗り心地等にも影響はないものと考えられる。

### 7.4 3重系電波高度計の電波干渉出力レベル変動誤差による自動着陸性能への影響

6章の検討結果によれば、3重系電波高度計に現われる出力レベル変動誤差は着陸性能（着陸距離と着地時降下率）に影響を与えるが、安全性には影響がないことが示された。なお、2重系の場合にはアンテナを90°違った指向性にすることができるので、電波干渉はほとんど起らず、そのため3重系でみられる出力レベル変動誤差は現われないので、自動着陸性能への影響はない。

以上の実験により、多重化電波高度計の多重化の方法、実機搭載の方法、多重化電波高度計の電波干渉および特性等がわかったほか、自動着陸での問題点も明らかとなった。

また、本実験より、単一の電波高度計を多重化する方法よりも、始めから多重化を考えた電波高度計システムを設計することが望まれることもわかった。多重化を始めから考えた電波高度計としては完全同期をとるシステムとか、電波干渉が起っても、高い周波数成分の所のみ現われて、フィルタで除去する等、いくつかの方法が考えられる。



付録1 2重系参考試験

本付録では、本論で述べた試験以外で、電波高度計を多重化する際に参考となると思われる試験について述べる。なお、試験の条件としては、変調周波数は1系統が290Hz、2系統は310Hzである。

(1) 1系統遮蔽試験

本試験は、2重系の内、1系統のアンテナ直前を銅板で遮蔽した場合、もう一方の系統、並びに遮蔽した系統が受ける出力信号変動の様子をみるためと、ごく近傍に置かれた電波反射効率のよい銅遮蔽板が遮蔽しなかった系統に与える影響をみるため行う。

付図1.1の(a)は、アンテナの配置、(b)は反射壁、銅遮蔽板およびアンテナの関係を示す。

試験は、まず10m位置をトラックさせておいた2系統の電波高度計の内1系統を付図1.1に示すように急に

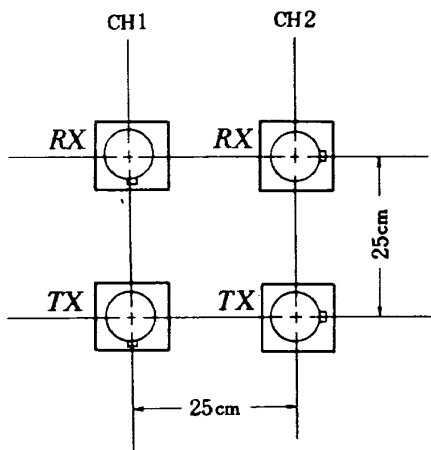
遮蔽する。これをCH・1, CH・2について行う。

付図1.2は得られた結果である。遮蔽板を手にもって行ったので、多少のぶれがあり、その影響がでていようである。記録紙1目盛が50mVで、これは固定誤差の大きさに等しい。遮蔽しない系統が受ける'みだれ'はいずれも±50mV以内である。さらに、別の解釈をすると、3.3節で述べたアンテナの電波放射角(40°)以上の範囲に反射物体があっても、これをトラックしないことを確認する試験にもなっているわけである。

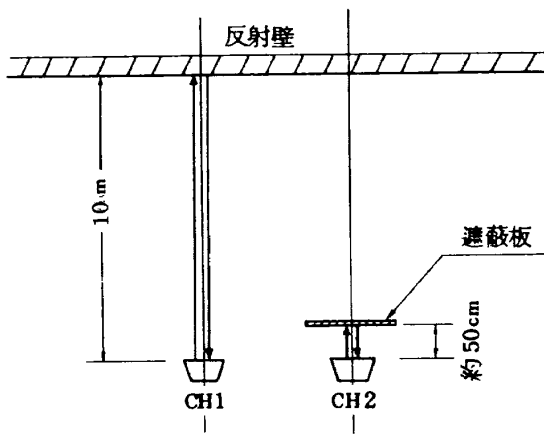
(2) 1系統前後移動

本節は、2重系で各系統のアンテナを前後方向にずらした場合、相互の電波高度計が受ける干渉の程度を観測する。

アンテナ相互を前後方向にずらすため、付図1.3に示すように、1系統は固定し、他の系統を線路上を走行させる。走行系統をCH・1,固定系統をCH・2とする。

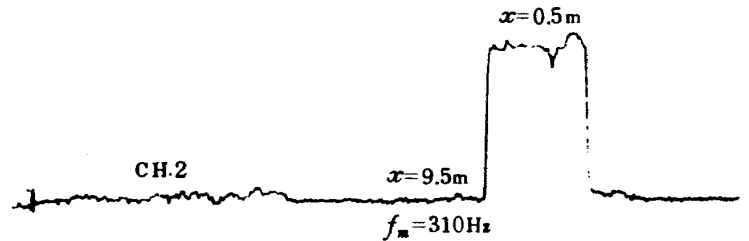
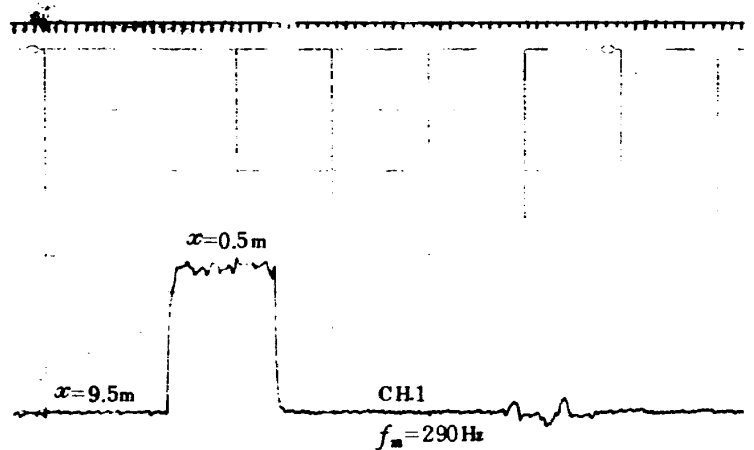


(a) アンテナ配置



(b) アンテナと遮蔽板の位置

付図1.1 2重系における片チャンネルアンテナ遮蔽試験



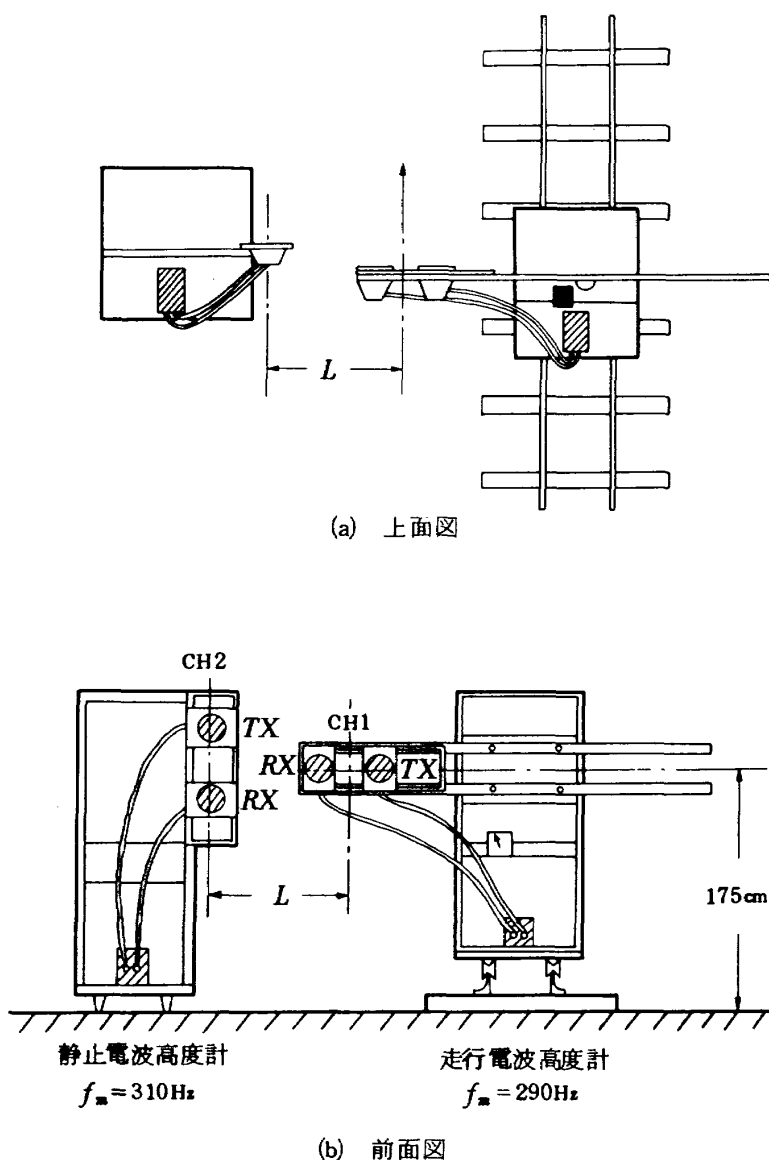
付図1.2 片チャンネルのアンテナ遮蔽試験測定例

付図1.4は、CH・2の電源を切った状態で、CH・1を走行させた記録例である。2系統アンテナ間隔は50cmである。本記録より明らかなようにCH・1がCH・2に接近中、CH・2の背部の影響で信号が多少みだれる。CH・2を通過後の信号はCH・1に影響するものがないので、きれいな信号となっている。以上を考慮の上、同じアンテナ間隔で、CH・2をONして走行させた場合の記録が付図1.5である。またアンテナ間隔を200cmにした場合の記録が付図1.6である。付図1.5は、CH・1がCH・2に接近中、CH・2の背部の影響を受け、通過後は、CH・2がCH・1の背部の影響を受けている。特にCH・1がCH・2を通過直後CH・2にピークが現られているが、これは一瞬、CH・2がCH・1の背部の一部をトラックし

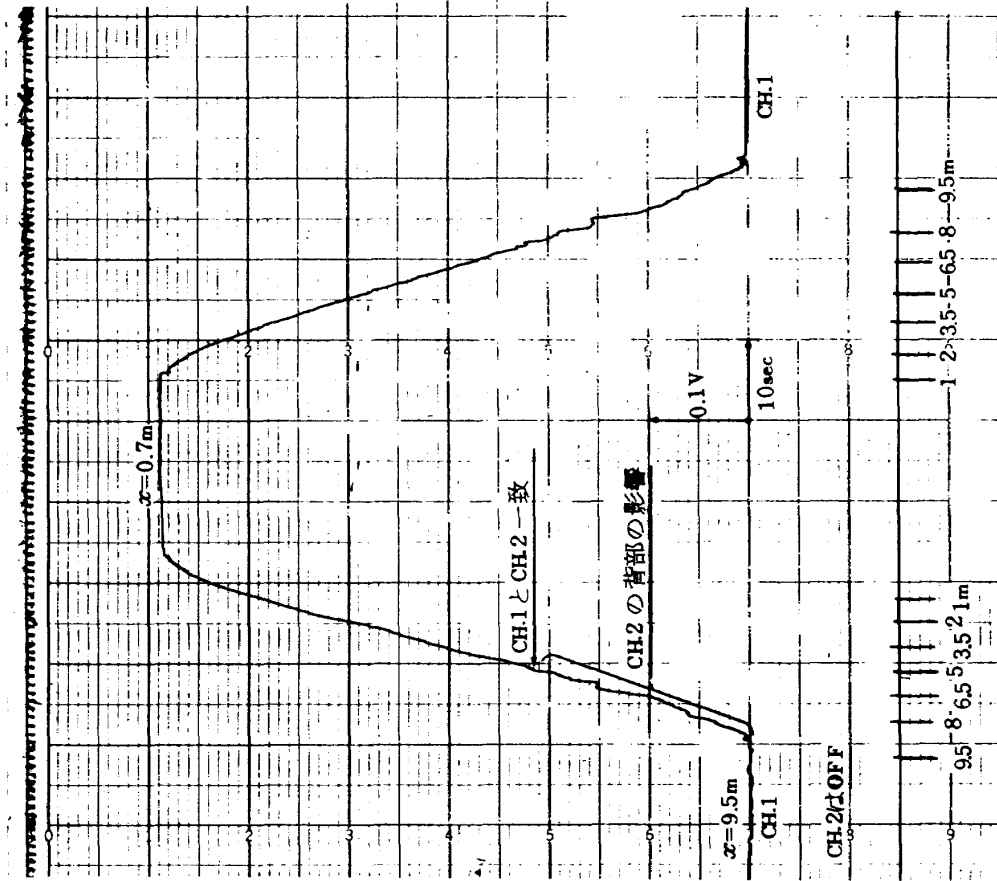
たものと考えられる。このことは、付図1.6のように、アンテナ間隔を離なした場合、両系統共ほとんど影響を受けてないことから明らかである。付図1.5で、大きなピークがCH・2に現られ、CH・1に現られないのは、付図1.3にも示したように、アンテナ取付け方法が各系統異なることによるものと考えられる。

本節で明らかになったことは、アンテナ相互の間隔が小さい場合、前後方向にアンテナをずらすと、アンテナ背部をトラックする恐れが生ずるが、アンテナ間隔を1m以上離なすとこのような問題はなくなることである。

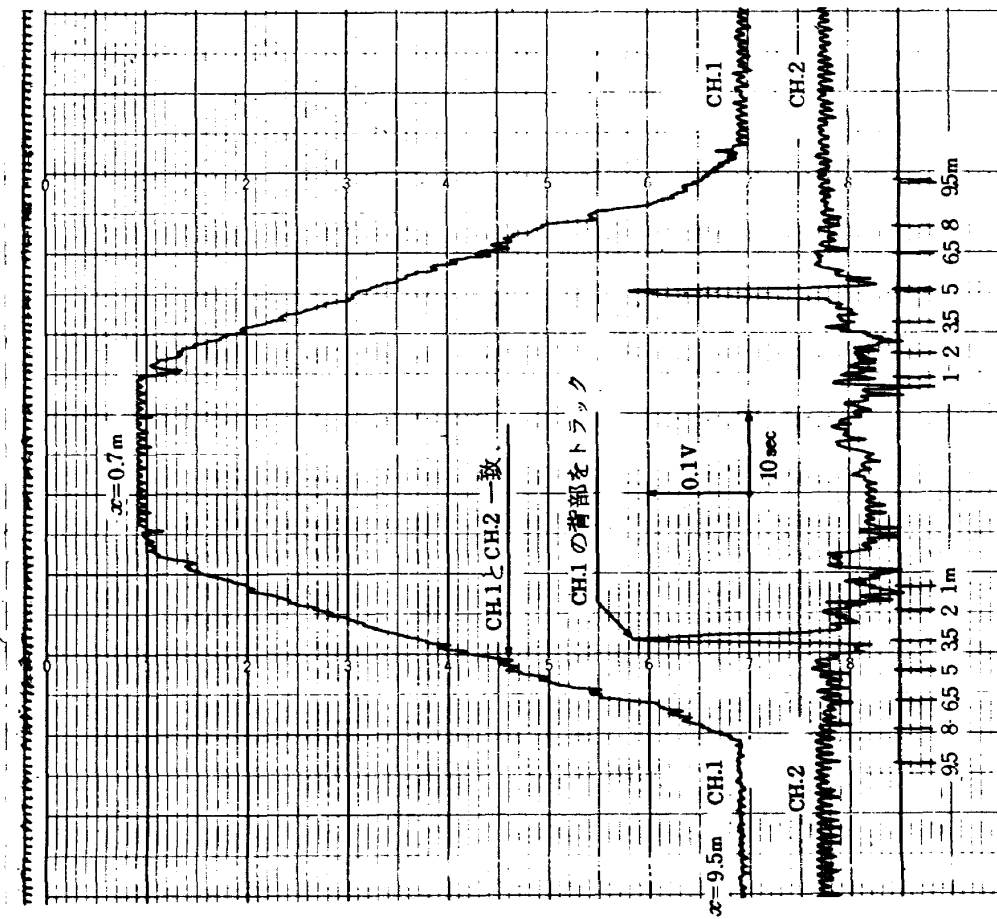
なお、参考のために送受信アンテナの形状を付図1.7に示す。アンテナ素子はコネクタの奥に4分の1波長のものが内蔵してある。



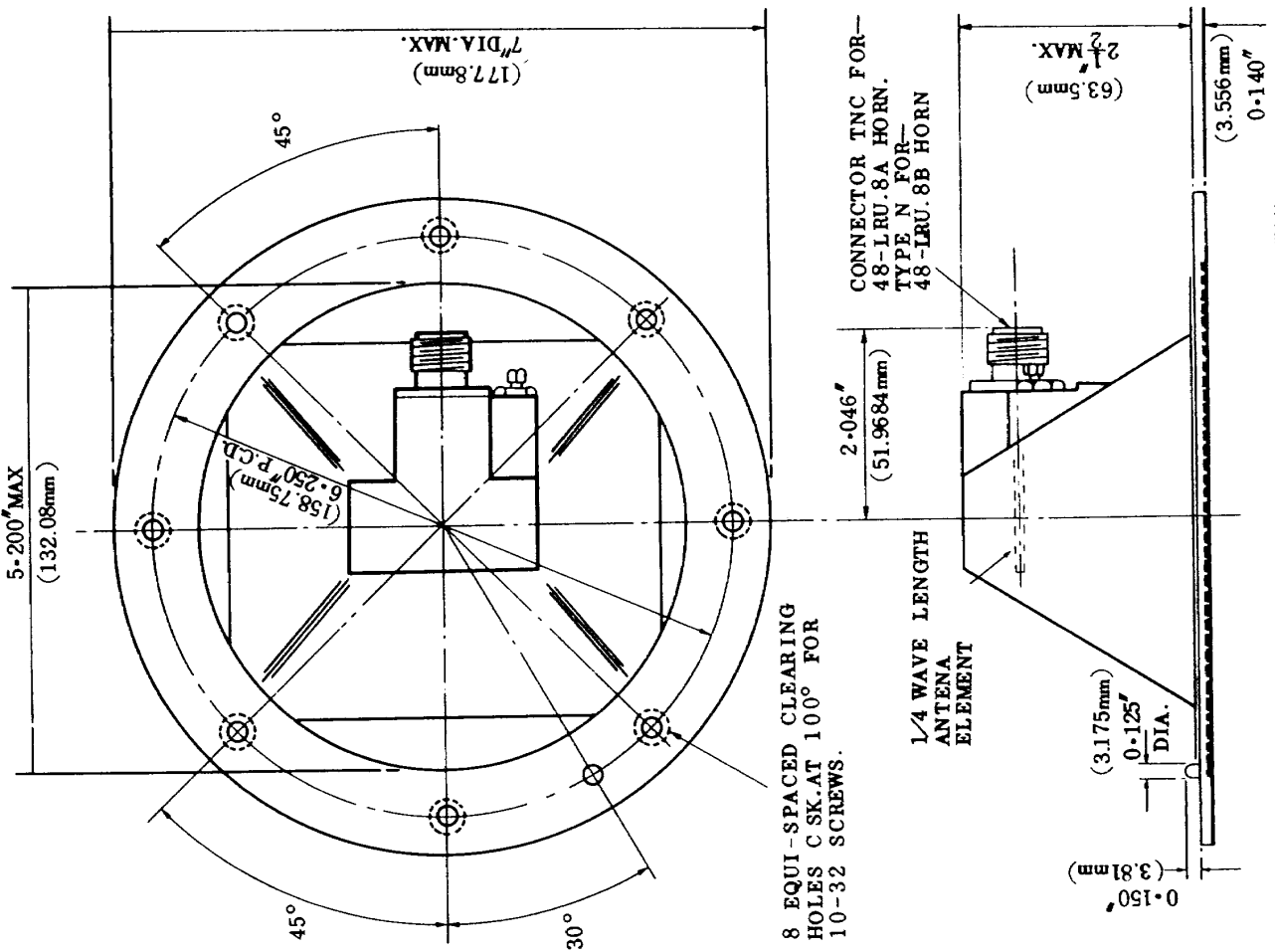
付図1.3 2重系におけるアンテナ前後位置移動試験



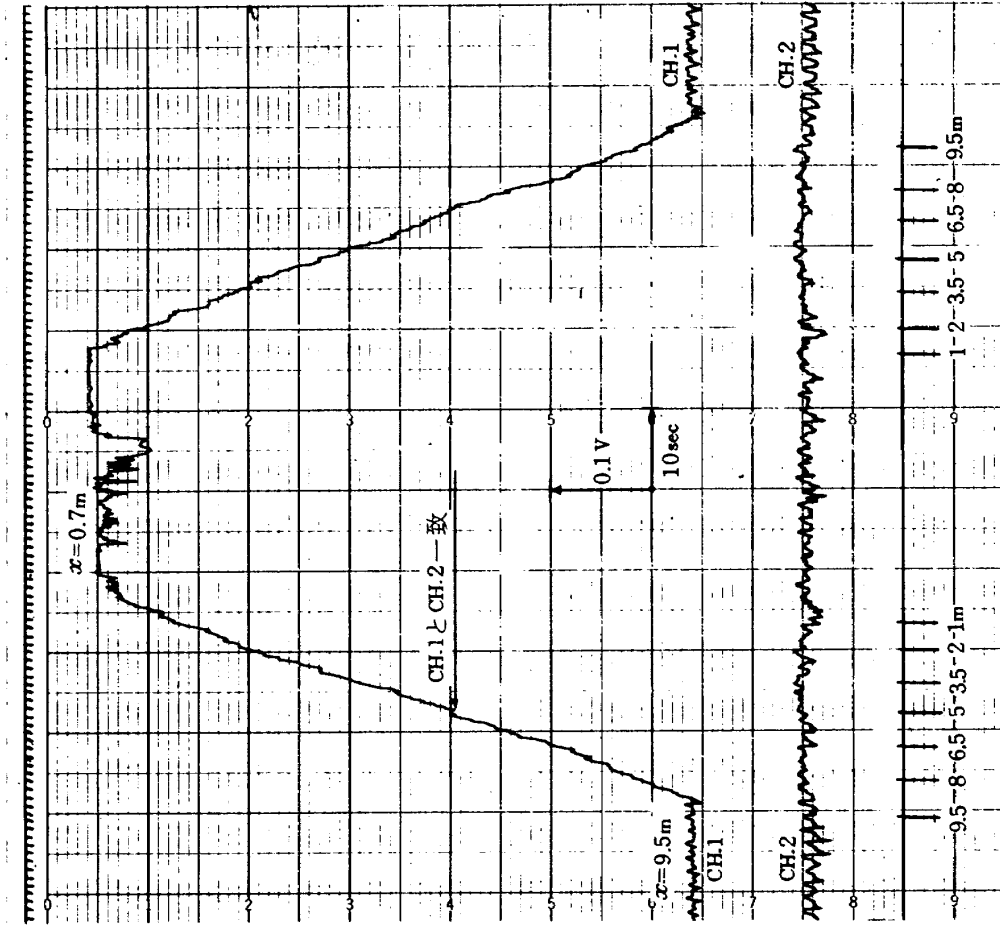
付図1.4 走行チャネルのみの測定例



付図1.5 アンテナ中心距離50cmの測定例



付図 1.7 アンテナ送信・受信アンテナの形状



付図 1.6 アンテナ中心距離 200cm の測定例

付録2 FM方式電波高度計

電波高度計は、航空機から地上へ電波を放射し、その電波が大地にあたって帰ってくるまでの時間を測定し、航空機と大地間の絶対高度を測る計器である。時間を測定するには、いくつかの方法があるが実用面からみると、2通りの代表的な方法があり、1つは周波数変調を利用したFM方式であり、他の1つはパルス方式である<sup>6)</sup>。本付録では、特にFM方式電波高度計の原理、誤差の主要原因である固定誤差および電波の不要経路などについて説明する。なお、本研究に使用したFM方式電波高度計の動作原理ならびにパルス方式電波高度計の動作原理ならびにパルス方式電波高度計に関しては文献(1)に詳しく述べてあるので参照されたい。

以下、FM電波高度計について、次の項目の内容について述べる。

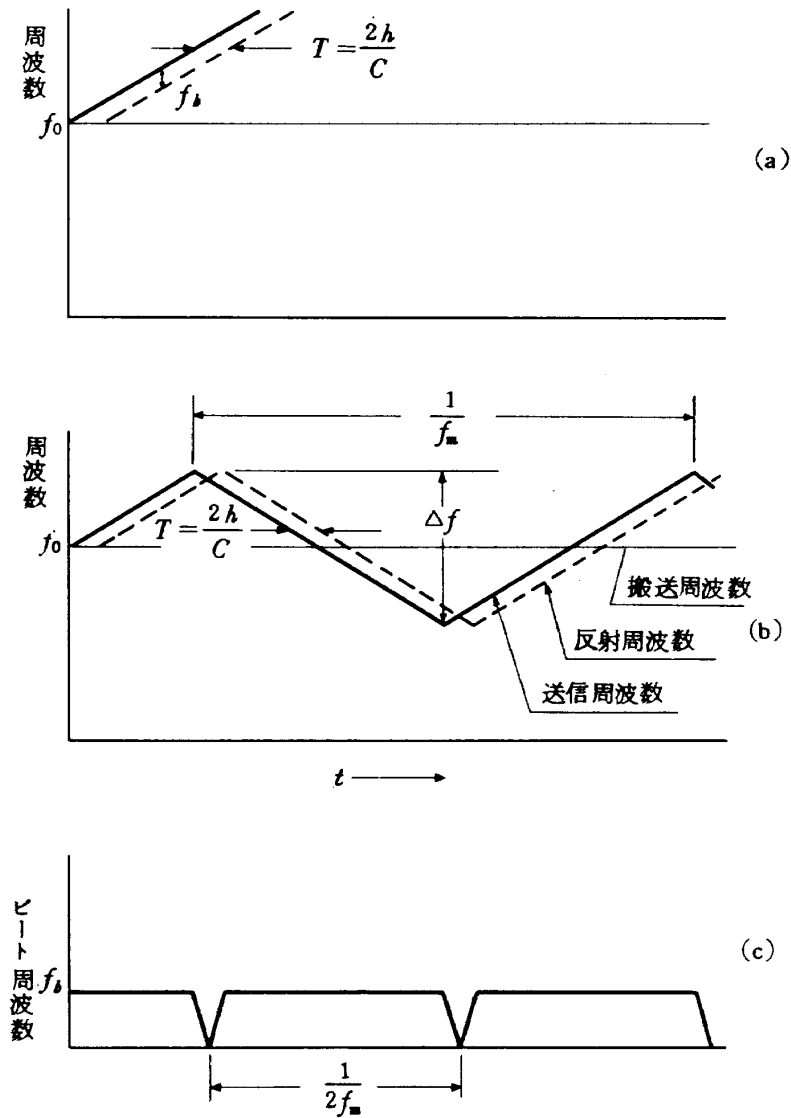
(内容)

- (A) 距離の測定原理
- (B) FM-CWレーダの原理
- (C) ドップラ効果の影響あるFM-CWレーダ
- (D) 正弦波変調波形による高度の測定
- (E) 電波高度計の測定誤差
- (F) 固定誤差およびビート周波数のミス・カウン  
トの計算
- (G) 固定誤差の減少法
- (H) 電波高度計の不要電波経路について

(記号)

本付録で用いられる記号は以下の通りである。

- $h$  高度 ( m )
- $C$  電波伝播速度 (  $m/s$  ,  $3 \times 10^8 m/s$  ,  $9.843 \times 10^8 ft/s$  )
- $T$  電波反射時間 ( sec ) ,  $T = 2h/C$



付図A-1. 三角波FM変調

- $f_0$  搬送周波数 (MHz, 4300MHz)
- $f_b$  ビート周波数
- $f_r$   $f_r = f_b + f_d$
- $f_d$  ドップラ周波数
- $f_m$  変調周波数 (Hz, 300 Hz)
- $B$  周波数幅 (MHz, 100MHz)
- $v_r$  受信電波の電圧
- $v_t$  送信電波の電圧
- $v_b$  ビート信号

(A) 距離の測定原理

周波数変調連続レーダ (Frequency Modulation-Continuous Wave, 略してFM-CWレーダという) では、発射電波の周波数は既知の時間関数として変化する。今、発射電波の周波数を付図A-1(a)の実線のように増加するものとする。電波の伝播速度 ( $3 \times 10^8$  m/s) を  $C$  とし、高度  $h$  で電波が反射して帰ってくるものとするなら、電波の伝播長さは  $2h$  なので、反射時間は、

$$T = \frac{2h}{C} \tag{A-1}$$

となる。同図の点線は反射波を示す。もし反射波をクリスタルダイオードのような非線形素子で発射信号の1部とヘテロダインを行うと、 $f_b$  なるビート信号を生ずる。ドップラによる周波数の変動がないとするなら、 $f_b = f_r$  となって目標とする高度がこのビート信号で測ることができる。ここに  $f_r$  は、高度  $h$  によるビート周波数である。

$f_0$  を発射電波の搬送周波数の変化率とすれば、ビート周波数  $f_r$  は

$$f_r = \dot{f}_0 T = \frac{2h}{C} \dot{f}_0 \tag{A-2}$$

となる。実用CWレーダにおいて、周波数は原理図、付

図A-1(a)に示したような1方向だけに連続的に変わるものではなく、増加と減少の方向の両方向に変化する。さらに、原理的には、付図A-1(b)に示すように、変調波形は三角波変調で示されるが、このような三角波である必要は必ずしもなく、正弦波、ノコギリ波あるいは他の波形でもよい。時間の関数として得られる三角変調に対するビート周波数を付図A-1(c)に示す。このビート周波数は、変曲付近を除き一定値である。もしこの周波数が  $B$  なる周波数範囲で  $f_m$  の割合に変調されているとすれば、ビート周波数  $f_r$  は

$$f_r = \frac{2h}{C} \dot{f}_0 = \frac{4hf_m B}{C} \tag{A-3}$$

ここに

$$\dot{f}_0 = \frac{B}{\sqrt{2}f_m} = 2f_m B$$

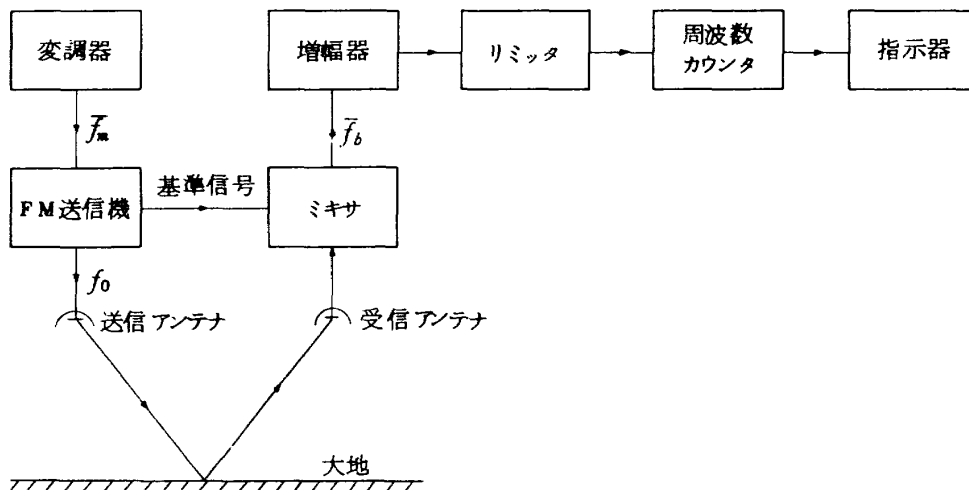
となる。したがって高度  $h$  は

$$h = \frac{C}{4f_m B} f_r \tag{A-4}$$

となる。このように、高度  $h$  は発射電波と反射電波のビート周波数を測ることによって求めることができる。

(B) FM-CWレーダの原理

付図B-1はFM-CWレーダの原理を示すブロック図である。発射信号の1部分はビート周波数を得るのに必要な基準信号とし、ケーブルを介して受信器へ直接導かれる。送信、受信アンテナ間の分離は、発射電波が直接受信アンテナに到達しても無視できる程度に十分大きな距離をとる必要がある。ビート周波数は増幅され、振幅変動をなくすためリミッタにかけられる。増幅され、振幅を一定値にしたビート周波数は、サイクルカウンタ



付図B-1. FM電波高度計構成図

周波数メータで測定される。その際、周波数メータは通常高度で較正されていて、高度信号を出力として出す。

**(C) ドップラ効果の影響あるFM-CWレーダ**

これまで述べたFM-CWレーダの説明は、その原理を示すものであったので、反射面は静止しているものとして説明した。もし反射面が動いたり、あるいは航空機の降下率が大きい時に使用するFM-CW電波高度計では、距離または高度の測定に必要なビート周波数  $f_b$  が影響を受ける。

しかし、一般の航空機の着陸の場合、航空機の降下速度は約  $3\text{ m/sec}$  程度の低い値であるから、その影響はきわめて小さく、無視して良い。

**(D) 正弦変調波形による高度の測定**

FM電波高度計の原理で述べたように、変調周波数の波形は三角波変調でなければならないわけではなく、正弦波あるいは正弦波に近い変調波形を用いることができる。このような波形を用いることができるので、三角波変調を用いるより実用的な装置を構成できる。正弦波変調で得るビート周波数は、三角波変調の場合のように変調サ

イクルの間一定ビート周波数とはならないが、1変調サイクルにわたって測った平均ビート周波数は(A-3)式と同一結果となる。このことについて、以下に説明する。

発射電波信号を、電圧の形で正弦状に変調されているものとする、

$$v_t = V_t \sin(\omega_0 t + \frac{B}{2f_m} \sin \omega_m t) \quad (D-1)$$

で与えられる。大地で反射した電波を受信した場合、この信号は時間  $T = 2h/C$  だけ発射電波に比べて遅れている。この受信電波を  $v_r$  とすれば、

$$v_r = V_r \sin[\omega_0(t-T) + \frac{B}{2f_m} \sin \omega_m(t-T)] \quad (D-2)$$

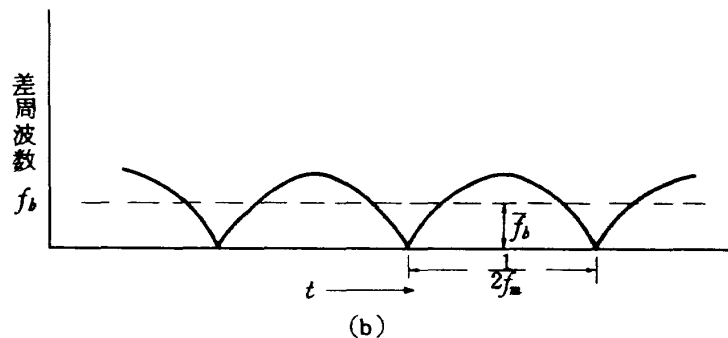
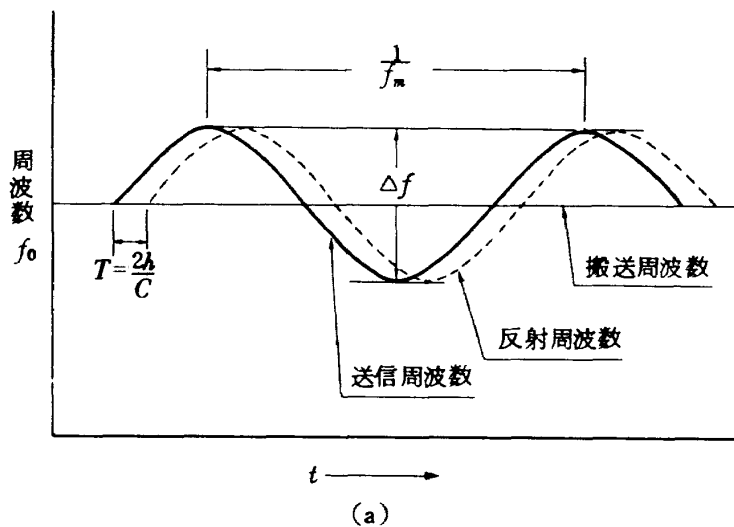
となる。先の  $v_t$  と  $v_r$  のビート周波数信号  $v_b$  は、電波高度計内のミキサー回路の出力端で得られ、

$$v_b = kV_t V_r \sin[\frac{B}{f_m} \sin(\pi f_m T) \cos(\omega_m(t - \frac{T}{2}) + \omega_0 T)] \quad (D-3)$$

となる。ここに  $k$  は比例定数である。

一般に  $T \ll 1/f_m$  であるから

$$\sin \pi f_m T \approx \pi f_m T$$



付図D-1. 正弦波FM変調

$$\frac{\Delta f}{f_m} \sin \pi f_m T \approx \pi \Delta f T$$

なる近似式が成立する。

この関係を使って (D-3) 式を書きかえると次式が得られる。

$$v_b = kV_i V_r \sin [2\pi f_0 T + \pi B T \cos(2\pi f_m t - \pi f_m T)] \quad (D-4)$$

従ってビート角周波数  $\omega_b$  は、(D-4) 括弧内を微分して得ることができる。すなわち、

$$\omega_b = 2\pi f_b = -(\pi B T)(2\pi f_m) \sin(2\pi f_m t - \pi f_m T)$$

$$\therefore f_b = \pi \Delta f T f_m \sin(2\pi f_m t - \pi f_m T + \pi) \quad (D-5)$$

となる。

1 変調サイクル  $1/2$  平均ビート周波数  $\bar{f}_b$  は

$$\bar{f}_b = \frac{1}{2f_m} \int_0^{2f_m} \pi B T f_m \sin(2\pi f_m t - \pi f_m T + \pi) dt$$

$$= 2B f_m T \cos \pi f_m T \quad (D-6)$$

となる。ここで  $f_m T \ll 1$  の関係より  $\cos \pi f_m T \approx 1$  の近似が成立し、したがって、

$$\bar{f}_b = 2B f_m T = \frac{4h f_m \Delta f}{C} = f_r \quad (D-7)$$

となる。これは、先の3角変調の場合で得た (A-3) 式と同じ式である。

付図D-1に正弦波変調のビート周波数を示す。平均ビート周波数  $\bar{f}_b$  が同図(b)の点線である。これまでは、変調波形を正弦波として取扱って説明したが、ビート周波数の平均値を測定するようにすれば、任意の変調波形で高度測定が可能である。

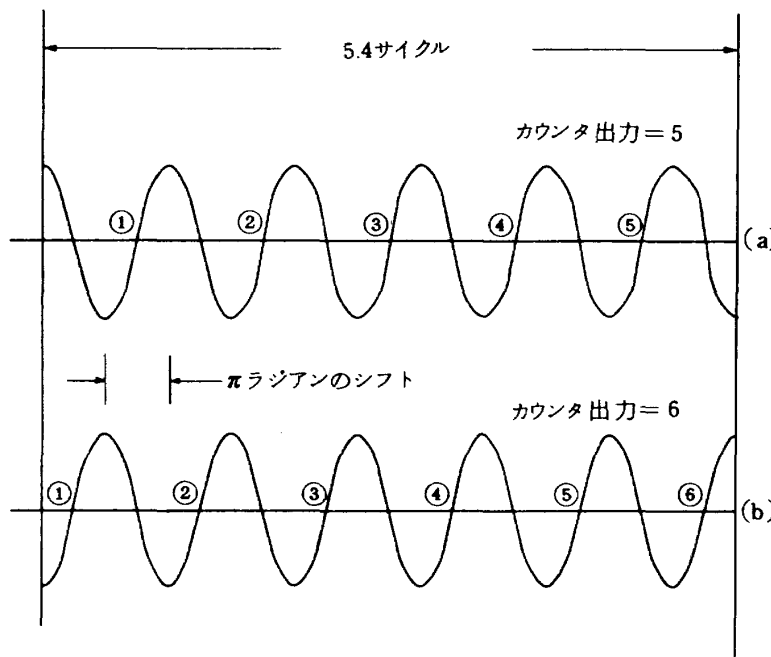
(E) 電波高度計の測定誤差

電波高度計の絶対精度は、低高度において、より重要である。高度 10,000 m で巡航中の航空機にとって、3 m ~ 7 m の誤差はさして問題ではないが、電波高度計を主要センサとする自動着陸装置の場合には、絶対精度は極めて重要な問題である。高度測定上の理論的精度は、発射信号のバンド幅 B と信号対ノイズエネルギーの比 (SN 比) により、実際の測定精度はさらに周波数測定装置の実用面としての性能上の制約が加わる。実際の使用においては、さらに、周波数誤差、電波伝播経路の異常、多重反射、電波のリーケージ、変調周波数の偏曲点などに起因する誤差もある。ビート周波数の測定は、周波数カウンタにより行われ、このカウンタは、1 サイクル以下の端数を測ることができないので、測定値は整数の形で現われる。この周波数測定時の整数値 1 の単位が、いわゆる固定誤差 (fixed error または step error) といわれる誤差 (量子化誤差) である。この固定誤差を以下に求めてみることにする。

今、変調周波数を  $f_m$ 、1 周期におけるビート周波数を  $f_b$  とすると (ここに  $\bar{f}_b$  は (D-7) 式に示したビートの平均周波数である。)、(D-7) 式より、高度  $h$  は

$$h = \frac{C}{4B} \cdot \frac{\bar{f}_b}{f_m} = \frac{CN}{4B} \quad (E-1)$$

となる。周波数カウンタの出力  $N$  は、整数であるから高度は  $C/4B$  の整数倍である。



付図 E-1. ビート信号の周波数カウント



したがって、固定誤差  $\delta_A$  は

$$\delta_A = \frac{C}{4B} \quad (\text{E-2})$$

あるいは

$$\delta_A(\text{ft}) = \frac{246}{B(\text{MHz})} \quad (\text{E-3})$$

となる。

固定誤差は、高度  $h$  や電波の搬送周波数に無関係で、周波数偏位  $B$  のみに関係し、そのため、この固定誤差を小さくするには  $B$  を大きくすればよい。この固定誤差の現象を、判りやすく考察してみることにする。周波数カウンタは、信号の正のスロープで零点をよぎった時、周波数を1回カウントし、また1変調周期で、ビート周波数が5.4 サイクルである例についてみる。この例で、1変調周期で、付図E-1(a)に示すような位相関係であるとすると、図示するように正スロープの零点をよぎる回数は5回となる。しかし、位相がもし  $\pi$  ラジアンシフトすると、その回数は同図(b)に示すように6回になる。さらに  $\pi$  ラジアンシフトすると再び5回になる。さらに、この現象を数式的に検討を行うと、次のように説明できる。(D-3)式すなわち

$$v_b = kV_c V_r \sin\left\{\frac{\Delta f}{f_m} \sin(\pi f_m T) \cos\left[2\pi f_m \left(t - \frac{T}{2}\right) + 2\pi f_0 T\right]\right\}$$

によると、ビート周波数の位相は、 $2\pi f_0 T = \frac{4\pi h}{\lambda}$  ( $f_0 = \frac{C}{\lambda}$ ,  $T = \frac{2h}{C}$ )  $\pi$  ラジアン変化すると、上述した  $\pi$  ラジアンのシフトが起り、周波数カウント数が1回変動する。

$$\frac{4\pi h}{\lambda} = \pi \quad (\text{E-4})$$

より得られる  $h$  を  $h'$  とすると

$$h' = \frac{1}{4} \lambda \quad (\text{E-5})$$

となり、高度変化が波長の  $1/4$  あると  $\pi$  ラジアンのシフトが起り、ビート周波数のカウント1回分が増減することになる。結局  $\delta h = \frac{C}{4B}$  に相当する高度変化分誤差すなわち固定誤差分のふらつきが現われることになる。

#### (F) 固定誤差およびビート周波数のミス・カウントの計算

本実験で使用したFM方式電波高度計STR-54Aの固定誤差および周波数カウンタ部でミス・カウントを起す高度範囲を算出する。

STR-54Aの諸定数は下記のとおりである。

$B$  : 周波数幅 = 100MHz

$f_m$  : 変調周波数 = 300Hz

$f_0$  : 搬送周波数 = 4300MHz

$C$  : 電波伝播速度 =  $3 \times 10^8 \text{ m/sec}$

$\delta_A$  : 固定誤差

STR-54Aの固定誤差の大きさは(E-2)式より

$$\delta_A = \frac{C}{4B} = \frac{3 \times 10^8}{4 \times 100 \times 10^6} = 0.75 \text{ m} (2.46 \text{ ft}) \quad (\text{F-1})$$

となり、無視できない値である。一方、STR-54Aのビート周波数のミス・カウント高度は、小さく、以下のように計算できる。

$$\text{波長 } \lambda = T \cdot C = \frac{C}{f_0} = \frac{3 \times 10^8}{4300 \times 10^6} = \frac{3}{43} \text{ (m)}$$

この値を(E-5)式に代入すると

$$h' = \frac{\lambda}{4} = \frac{3}{4 \times 43} = 0.0174 \text{ m} (1.74 \text{ cm}) \quad (\text{F-2})$$

となり、ビート周波数のミス・カウント高度は、無視できる程度の大きさである。

高度にわずかに1.74cmの変動があると、ビート周波数をカウントするカウンタはE項で述べたように1回の誤差を生じ、信号にひげ状の誤差信号を作り出す。そのひげ状の誤差の振幅は(F-1)式に示した固定誤差75cmの値である。

#### (G) 固定誤差の減少法

高度指示器が固定誤差により受ける影響は、 $\Delta f$  が極端に小さくないかぎり、高々度では少なく、運行上にもさして問題はない。通常でこぼこな地形、海面上の波あるいは乱流などによる機体高度の上下運動は、指示器の時定数が上記のフラッキ周期に比較して大きいので、固定誤差は平均化される。一方、空港やおだやかな海面のような平坦地形上を飛ぶとき、この固定誤差が平均化されず問題になることも予想されるが、下記の理由でこれもあまり問題とならない。

(1) (E-2)式に示したように固定誤差は周波数バンド幅  $B$  による。したがって  $B$  を大きくすれば固定誤差を減少できる。通常の電波高度計は  $\Delta f$  を100MHz程度に設計されているので(F-1)式に示したように約75cm(2.5ft)である。

(2) (E-1)式に示したように高度は

$$h = \frac{C}{4B} \cdot \frac{\bar{f}_b}{f_m} = \frac{C}{4\Delta f} N$$

ここに、

$$N = \frac{\bar{f}_b}{f_m}$$

で与えられる。ここで、カウント数  $N$  を  $N+1$  との平均、すなわち  $N + \frac{1}{2}$  にする方法を考えてみる。 $N$  は  $\bar{f}_b / f_m$  で与えられるので、 $f_m$  をゆるする方法と、 $\bar{f}_b$  をゆるする方法が考えられる。

$f_m$  をゆるする方法は、2重変調方式といわれ、電波の搬送波  $f_0$  を  $f_{m1}$ (数百Hz)と  $f_{m2}$ (数千Hz)で変調<sup>7)</sup>するものである。

次に  $\bar{f}_b$  をゆるする方法は、(D-3)式に示した、ビ

一ト信号の位相  $2\pi f_0 T$  をゆずることになる。ここで、 $T = \frac{2h}{C}$  であるから、 $2\pi f_0 T = \frac{4\pi f_0 h}{C}$  となり、結局電波の搬送周波数  $f_0$  あるいは高度  $h$  をゆずれば  $f_b$  をゆずったことになる。

$f_0$  をゆずる別の  $f_m$  より小さい周波数を  $f_1$  とすれば、位相の変動は  $2\pi f_0 T + 2\pi f_1 T$  となり、位相シフトを起こさせ、結局  $f_b$  をゆずることになる。

一方、上述のように位相をゆずる方法に  $h$  を動かしてもよいことがわかった。また (F-2) 式で求めたように、わずか  $1.7 \text{ cm}$  の高度変化で、 $\pi$  ラジアン位の相変化が起こり、カウント数も  $N$  から  $N+1$  に変わることを F 項でしめした。これらのことから、航空機がたとえおだやかな海面や空港を飛ぶとしても、 $1.7 \text{ cm}$  の高度変化は常時存在するものと考えられるので、 $f_b$  は常にゆさぶられていると考えてよい。したがってカウンタの出力は  $N + \frac{1}{2}$  の平均的な値をカウントしていると考えてよい。事実、4.3 項の実験結果に示したように、高度変化率が大きいとき、ノイズが減少する。

#### (H) 電波高度計の不要電波経路について

送信機から発射された電波経路は、付図 H-1 に示すように、いろいろな経路をたどって受信機に到達する。最も望ましい経路は、図の実線に示した経路である。しかし、場合によっては図の①～⑤で示した経路も考えられるので、これら望ましくない経路をたどる場合の原因

とその対策について個条書に述べてみることにする。

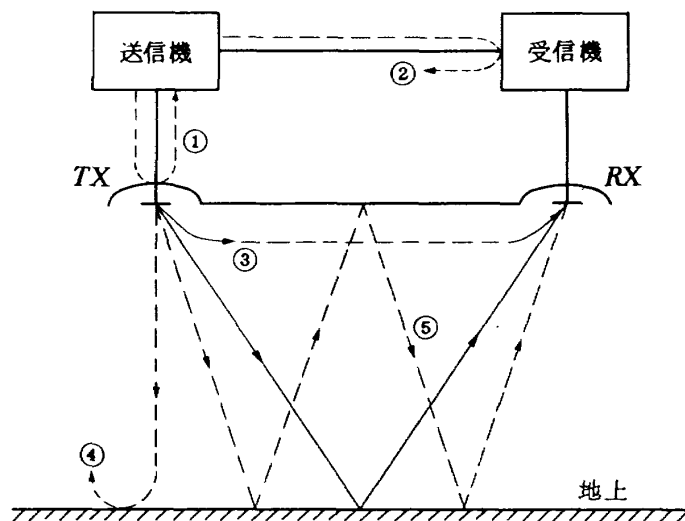
① 送信機とアンテナのインピーダンスマッチングがとれていないために起るアンテナでの反射。(インピーダンス・マッチングをとる)

② 受信機への基準信号を送るケーブル上で起るスタンディング・ウェーブ。(これはミキサの整合がとれてないので、整合をとる)

③ 送信アンテナから受信アンテナへ直接電波が入り込む。これは特に高々度で起りやすい。(送受アンテナ間隔を広げ、ビーム幅をせまくする)

④ 送信機から発射された電波が地上で反射し、再び送信機に戻ってくるので電波干渉を起す。これは送信機のインピーダンス変化に起因し、低高度において重要。(低高度において、伝送ラインに減衰器を入れるか、あるいは directional coupler もしくは isolator を入れてこの干渉を少なくする)

⑤ 地上との間で、2重反射する。これを double bounce signal という。複数回の反射は FM-CW レーダ系では誤差の原因となるので、これは避けねばならない。特に低高度で多い。(方向性のあるアンテナを使用、③とのかねあいもあるがアンテナ間隔をせまく、ビーム幅をせまくする。一般に、低高度で起る double bounce には、低高度になる程利得を減らし、これを防止するための減衰器を入れてある。)



付図 H-1. 電波の不要経路

## 参 考 文 献

- (1) 樋口, 堀川, 森, 小川, 真柳, 渡辺, 名越; 自動着陸予備実験, 航空宇宙技術研究所報告, NAL-TR235, 1971年4月
- (2) 渡辺, 堀川; 最適制御理論を応用したフレア制御系について, 航空宇宙技術研究所報告, NAL-TR-312, 1973年3月
- (3) 真柳, 堀川; 着陸用電波誘導システムの基本性能および多重化方式に関する一考察, 航空宇宙技術研究所資料, NAL-TM-258, 1974年3月
- (4) 堀川, 小川, 永安; 自動着陸研究用テスト・リグについて, 航空宇宙技術研究所資料, NAL-TM-248, 1973年10月
- (5) 小川, 堀川, 渡辺, 永安; 自動着陸用多重サーボ機構について, 航空宇宙技術研究所資料, TM-250 1973年11月
- (6) M. I. Skalnik; *Introduction Radar Systems*, Mc Graw-Hill Book Co. International Student Edition, pp86~101
- (7) F. T. Wimberly and J. F. Lane, Jr.; *The AN/APN-22 Radio Altimeter*, IRE Trans, Vol. ANE-1, No. 2, pp. 8-14, June, 1954.
- (8) M. Capelli; *Radio Altimeter*, IRE Trans., *Aeronautical and Navigational Electronics*, June 1954.

## TR-435 正 誤 表

### 目 次

- 2.2.2 試験法……4 (誤) ……6 (正)
- 2.3 自動着陸シミュレーションのためのハイブリッ  
ド計算機……4 (誤) ……6 (正)

---

## 航空宇宙技術研究所報告 435号

昭和50年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)☎182

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---