

UDC 629.7.058.42:
629.735.077-52

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-235

自動着陸予備実験

樋口一雄・堀川勇壮・森 幹彦

小川鑛一・真柳光美

渡辺 顯・名越孝行

1971 年 4 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|---|----------|--|
| TR-216 | 横風中の3次元乱流ジェットの湾曲と発達
Bending and Development Three-dimensional Turbulent Jets in a Cross Wind | 1970年9月 | 遠藤 浩, 中村正義 |
| TR-217 | 人工粘性付 LAX-WENDROFF およびその
変形差分法に関する数値実験
Numerical Test on LAX-Wendroff Difference
Scheme with Artificial Viscosity and Its
Variations by the Two-Step Method | 1970年9月 | 安喜隆幸 |
| TR-218 | 軸流回転機の翼の振動について
II 翼根部による振動減衰
On the Vibration of Axial-flow Turbo-
machine Blade. II Vibration Damping
Capacity of the Blade Mounting | 1970年10月 | 宮地敏雄, 星谷昌二
祖父江 靖, 網千三郎
熊谷隆王 |
| TR-219 | 二次元非圧縮性乱流境界層の近似について
On an Approximation of Two-Dimensional
Incompressible Turbulent Boundary Layer | 1970年10月 | 尾形吉和 |
| TR-220T | Application of Dorodnitsyn's Technique
to Compressible Two-Dimensional Airfoil
Theories at Transonic Speeds | 1970年10月 | Junzo Sato |
| TR-221 | 先端のぶいフレヤつき物体の空力特性
Aerodynamic Characteristics of a Flared
Body with Blunt Nose | 1970年10月 | 谷 喬, 河本 巖
神原盛三, 野田順一
樋口 博 (東京大学) |
| TR-222 | 東北地方太平洋沿岸航空路上における乱気流
観測
Measurements and Analysis of Atmospheric
Turbulence on the Pacific Coast Air Route
of the Tohoku District | 1970年9月 | 竹内和之, 山根皓三郎
矢沢健司, 小野幸一
外崎得雄 |
| TR-223 | 球の仮想質量の円筒境界干渉
Cylindrical Boundary Interference on Virtual
Mass of a Sphere | 1970年9月 | 河野長正 |
| TR-224 | 吹出しをともなう鈍頭物体の衝撃波離脱距離
Shock Stand-off-Distance with Mass Injection | 1970年12月 | 吉永 崇 |
| TR-225 | NAL-35 DT 型ロケットの構造試験
Results of Structural Experiments on NAL-
35 DT Rocket Vehicle | 1970年11月 | ロケット構造研究グルー
プ |
| TR-226 | 薄い片持後退角翼の遷音速フラッタ特性にお
よぼす集中質量の位置の影響について
Some Effects of Systematically Varied Loca-
tion of One Concentrated Mass on Transo-
nic Flutter Characteristics of Sweptback
Thin Cantilever Wings | 1970年11月 | 中井暎一, 森田甫之
高木俊朗 |
| TR-227 | 高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて(II)
—二孔の実験および簡単な解析方法—
Investigation of Air Stream from Combustor-
Liner Air-Entry Holes (II) Experiments
with Paired Air-Entry Holes and A
Numerical Analysis— | 1970年12月 | 相波哲朗, 井上真幸 |
| TR-228 | 自由飛行模型 FFM-10 の運動特性と飛し
ょう試験におけるデータ処理法
Flight Dynamics of Free-Flight Model
FFM-10 and Data Analysis Method for
Free-flight Tests | 1970年12月 | 高島一明 |
| TR-229 | 単発 STOL 実験機 (FA-200 XS) について
Development of the FA-200 XS Experi-
mental Airplane | 1970年12月 | 飛行実験部 |
| TR-230 | アナログトルク平衡方式による浮動振り子型加
速度計の研究
Study on the Analog Torque Rebalance
Floated Pendulum Type Accelerometers
for Guidance and Control Applications | 1971年1月 | 大月正男, 鈴木孝雄
円居繁治 |

自動着陸予備実験*

(I) 電波高度計の性能試験

樋口一雄**・堀川勇壮**・森 幹彦**

小川 鈺一**・真柳光美**

渡辺 顕**・名越孝行**

Preliminary Experiments for Automatic Landing

(1) On the Performance Tests of Radio Altimeters

By Kazuo HIGUCHI, Yuso HORIKAWA, Mikihiro MORI, Koichi OGAWA,
Mitsuyoshi MAYANAGI, Akira WATANABE and Takayuki NAGOSHI

The need for an automatic landing system has been steadily growing during the past ten years—a need which is dictated by the increasing complexities of controlling high-performance aircraft and by a new emphasis on air safety.

One of the most important flight control signals for automatic landing is the height signal, which is generally given by a Radio Altimeter.

This paper describes the tests on two types of Radio Altimeters, one of which is the pulse type, the other is the frequency modulated type, and also discusses the results of these tests.

The tests were made using the automatic landing experimental ground tower which is able to give the real height to the Radio Altimeter. This tower will be used for simulation tests of automatic landing employing the Radio Altimeter, a carriage which is able to give the equivalent height to the Radio Altimeter on the ground test and a Beechcraft Queen Air 65 Aircraft for the in-flight test.

It is shown that the performance of both of the two Radio Altimeters was adequate for the automatic landing. Briefly, the following results are obtained:

- (1) fundamental characteristics of Radio Altimeters, including aerial antenna characteristics.
- (2) no effect was found on the Radio Altimeter signals by aircraft attitude change within a 30 degrees bank angle.
- (3) the relations between the height signal of Radio Altimeters and the ground conditions.
- (4) the usefulness of the corner reflector.
- (5) the stability of the Radio Altimeters.

1. ま え が き

最近の航空機の進歩はめざましく、大型化、高速化、高性能化とともにパイロットによる手動操縦はきわめて困難なものとなり、航空機の安全性向上のために、航空機の操縦の自動化が一層望まれている。さらに近年の航空輸送量の増加は経済性のほかに実用交通機関としての信頼性の向上が重要な課題となり、そのため

全天候着陸装置の出現が望まれている。すなわち、悪天候による運行中止や着陸目的地の変更は運輸上の大きな支障となり、実用的な交通機関としての信頼性を失わせると同時に、経済的にも大きな損害をもたらしている。この航空機の自動化と全天候着陸装置の二つの要望を解決できるものが自動着陸装置¹⁾である。

航空機事故において、着陸時のパイロットミスによるものが最も多く、自動着陸装置が航空安全のために特に有用と考えられている。1958年から1964年の間に生じた世界の定期航空のジェット機的全損事故は

* 昭和45年12月1日受付

** 計測部

107 回あり、着陸時のものが 71% の高率を占め、そのうち 90% がパイロットによるミス（パイロットの錯覚、誤判断、誤操作などの人的過誤）によるものであるといわれている²⁾。パイロットのミスによる事故は当然気象および視界の悪さにも関係するが、気象および視界の良い時でさえ起っている。人間は統計的にみていつかは過ちを犯すものといわれている。すなわち高度 200 フィート以下から着地までの着陸操作に要する時間（risk time 約 30 秒）で、パイロットの手動操縦による着陸の場合の事故発生率は約 4×10^{-6} といわれている³⁾。このように高い事故発生率となる着陸操作を人間から機械（自動着陸装置）に置き換えようとする考え方の発生はごく自然のなりゆきであろう。

自動着陸の歴史は古く、1929 年 J.H. Doolittle が NY-2 型複葉機で 15 マイル飛行ののち世界最初の公開盲目着陸を行なった。用いた主用機器は水平儀、方位ジャイロ、初歩的なローカライザなどである。1937 年には C.J. Crane はか 3 名が Hawker YC-14 型機で自動電波航法による着陸を行なった。1947 年には R.E. Lee が Douglas C-54 型機で New-foundland から英国へ、離陸から着陸まで完全に手離しで飛行した。これはいわゆる自動盲目飛行であり、コース、ラジオ局の選定、速度、フラップ、降着装置、ブレーキ制御などもすべて自動化され、視界にはまったく依存しなかった。この自動着陸の成功は当時画期的なことであった⁴⁾。その後第 2 次大戦後の高速ジェット機時代を迎え、本格的な自動着陸装置の開発が開始された。初めは、軍事を目的として開発に着手されたが、近年に至り実用交通機関としての信頼性、経済性の向上と安全性向上のために、大型ジェット輸送機に適当な着陸方式および装置の開発が、英・米・仏・ソなどの各国で盛んに行なわれてきている。

現在、英国、米国などはカテゴリ II（決定高度 100 フィート、最低視認距離 1/4 マイル）基準の自動着陸装置を開発し、運用を開始しつつある。将来の開発目標としては、カテゴリ III-a（決定高度 0 フィート、視認距離 1/8 マイル）からカテゴリ III-b（決定高度 0 フィート、視認距離 1/16 マイル）を目標としている。最終目標としては、もちろんゼロゼロランディング（zero/zero Landing）である カテゴリ III-c（決定高度 0 フィート、視認距離 0 マイル）である⁵⁾。

将来の航空機に対して、自動着陸は全天候着陸としての能力だけで使用されるのではなく、すべての着陸が自動着陸で行なわれるようになると予想されている。

また自動着陸装置の開発は機体の設計と同時に行なわなければならないともいわれている。このような情勢を勘案すると、これから開発される輸送機は自動着陸装置の搭載を考慮しないと、時代遅れのものとなる恐れがある。したがって、わが国において緊急に自動着陸技術を育成確立し、将来に備える必要がある。航技審の 7 号中間答申においてもその必要性が述べられ、当研究所においては機上装置の側から、自動着陸に関する研究を行なうことにした。

以上に述べた自動着陸の技術を確認するためには、研究を段階的にみて、次のような研究を行なう必要がある。

- ① 自動着陸方式に関する研究
- ② 自動着陸用の機器の開発研究
- ③ 自動着陸装置の開発研究

自動着陸技術は、わが国で全く経験のない技術であるので、まず最初に自動着陸方式に関する研究から着手した。研究は自動着陸方式について、シミュレーション研究を中心として進めるとともに、実物のハードウェアを含めた方式研究を行なうことにした。本報告は後者の研究についてであり、特に自動着陸における主要センサである電波高度計について、実際に、近い将来自動着陸を行なうことを前提として、着陸状態および使用に近い状態での性能試験（飛行試験、地上試験）および運用上の問題点の検討を行なうことにした。実際に使用する電波高度計は、パルス方式と FM 方式の 2 機種各 1 台について、実験計画時入手できるもののうち最も新しく、優れた性能の電波高度計を選んだ。さらに、本実験を押し進め実物電波高度計を使用した自動着陸制御のシミュレーション実験を続行行なったが、これについては別報で報告する。

なお、②の自動着陸機器の開発研究として、電波高度計の開発研究は他の研究機関で行なわれている。

2. 実験計画と実験装置

本章では、電波高度計の性能試験および運用上の検討を行なうための実験計画および実験装置について述べる。

2.1 実験計画

(1) 自動着陸における高度情報の重要性

一般の航空機の着陸は、大きく分けて、着陸進入、着地前の操作、着地後の操作の 3 段階に分けることができる。第 1 段階の着陸進入は、すでに ILS（計器着陸装置、Instrument Landing System）を利用して自動化され、世界各国で一般的に実用化されている。現

在は、第2段階の着地前の操作すなわち、高度100フィートから接地までの操作が開発の主要課題となっている。この区間の制御は縦の制御（引起し制御、Flare Control）と横の制御（Decrab Control または Forwardslip Control）に分けられる⁹⁾。引起し制御は、50フィート前後の高度より機体の引起し操作と推力の絞り操作を行ない、安全な姿勢と接地降下速度を得るように操作する。この際、正確な高度情報を得ることが特に重要で、これが自動引起し制御におけるもっとも重要な制御用情報となる。横の制御方式のデクラブ制御でも高度情報は必要な制御用情報である。

一般に高度情報はいわゆる高度計によって得られるが、着陸の際に必要な高度情報としては特に対地（絶対）高度情報が必要となる。対地高度を得るものとして、現在もっとも優れているものは電波高度計である。

(2) 実験目的

自動着陸技術を確立するためには、より優れた電波高度計の開発も必要であるが、実際に電波高度計を自動着陸に運用した際の性能および問題点を解明しておくことは特に重要である。電波高度計の性能試験、運用試験は大がかりな装置や特殊な装置を必要とするので、今までこのような実験を行なった例はあまり聞かない。

本実験では電波高度計の性能試験として、現用の電波高度計の中で最新のもの2機種（パルス方式、FM方式）を用いて、地上における静特性、動特性試験、各種反射干渉物体の影響試験および着陸形態における飛行試験など電波高度計の基本性能に関する試験を行ない、両方式の電波高度計を自動着陸に使用可能かどうか、およびそのほかの問題点について検討を行なうことにした。

(3) 実験項目

前述(2)の実験目的にしたがって計画した実験項目は電波高度計の静、動特性などの基本特性の試験のほか、飛行試験などであり、以下に示す通りである。

(a) 電波高度計の静的性能試験

静的性能試験として、その基本特性であるアンテナ指向性の試験、基本的な静的性能試験、実際の運用を考えた電波高度計の安定性試験、および電波高度計の送受信アンテナの配置に関する試験等を行なう。

(b) 電波高度計の動的性能試験

動的性能試験として、実際に電波高度計に高度変化を与えることによって、基本的な動的性能を調べる試験とステップ応答による試験を行なう。

(c) 反射物体による影響

電波高度計を実際に使用する際には、反射面の状態および干渉物の影響を受けると考えられるので、これらの影響を知り、その対策に関する資料を得ることは重要なことである。そのため、異なる反射物体による反射強度、異なる反射面による影響について調べる。

(d) 機体の姿勢変化による影響

電波高度計を航空機に搭載した場合、機体に姿勢変化が生ずると、計測高度に誤差を生じることが考えられる。このため、この機体姿勢変化に対しての電波高度計の高度出力信号への影響などについて調べる。

(e) コーナ・リフレクタの有効性に関する実験

平坦かつ十分な広さの滑走路のない飛行場への自動着陸において、コーナ・リフレクタの利用が考えられ、この有効利用の可能性について調べる実験を行なう。

(f) 飛行実験による性能試験

電波高度計を航空機に搭載して、実際の着陸時の電波高度計の性能実験および地上実験では得られない高高度での性能実験を行なう。

(g) 電波高度計ノイズ状信号の統計的解析

電波高度計出力は地面の凹凸によって影響を受けると考えられる。したがって、地上実験データと飛行試験データについて、これらの影響によるノイズ状信号と地面の凹凸についての関連性を統計的解析によって調べる。

その他、電波高度計を自動着陸に用いる際に必要な試験研究としては、

- ① 環境試験（主として温度変化による特性試験）
- ② 外部に妨害電波がある場合の安定性試験
- ③ 電波高度計の多重化による信頼性向上に関する研究

などあるが、さらに大がかりな実験設備を必要とするので、今回の実験では行なわないことにした。

2.2 主要実験装置

本実験装置は次の通りである。

- (1) 試験用電波高度計：パルス、FM方式各1式
- (2) 自動着陸予備実験装置：

本装置は電波高度計に航空機の自動引起し制御時における実高度に相当する高度を与えることのできるサーボ装置で、電波高度計下面45度の円錐形内には電波干渉となる物体の全く存在しない構造である。電波高度計の各種の試験に用いるほか、航空機の運動を実時間で模擬する汎用飛行シミュレータ用アナログ計算機と連動し、実物の電波高度計を含め

た自動引起し制御シミュレーション実験が行なえる装置である。

(3) 電波高度計性能測定台車:

本台車は電波高度計の性能試験を簡便に行なうためのもので、水平距離を高度とみなして計測される。

(4) 実験飛行機:

当所実験機ビーチクラフト社製クインエア 65 型機⁷⁾を用いて、電波高度計の飛行試験を行なう。

(5) その他:

汎用飛行シミュレータ用アナログ計算機⁸⁾、コーナ・リフレクタなどが使用される。

特に、試験用電波高度計、自動着陸予備実験装置、電波高度計性能測定台車について以下に詳述する。なお、実験方法については第3章以下の各章の試験において逐次詳述する。

(1) 電波高度計

電波高度計は航空機の高度を測定する主要センサの一つである。現在そのおもなものとしてパルス方式およびFM方式があり、なおこれらを含めた各種の方式のものが研究開発されている。

従来より使用されている高度計に、気圧高度計があるが、この高度計には以下に述べる二つの大きな欠点があり、着陸援助用としては適当ではないと見なされている⁹⁾。一つは、指示値がいつもあらかじめセットされた値を基準としていること、他の一つは、精度が気圧の変化にしたがって変化し、位置誤差を生じることである。特に後者は低高度測定で重大な欠点となる。これらの欠点を除く方法として、また特に低高度測定のために絶対高度計 (Absolute Altimeter) なるものの開発が進められた。

以下に、着陸援助用高度計に対する要求および自動着陸予備実験に用いた電波高度計について述べる。なお、絶対高度計の種類、電波高度計の主要方式とその原理については巻末の付録1および2に述べる。

(a) 着陸援助用高度計に対する要求

航空機の高速度に伴う安全着陸や、自動着陸のためには測距精度の高い高度計が必要である。特に着陸援助用の高度計としては高速機までを対象として考慮すると、得られる高度信号をもとにして、着陸姿勢を決定する関係上、測定精度が高く、かつ測距に要する時間の短いものが必要である。したがって高精度のものであっても、レスポンスの遅いものでは実用にならない。ここで着陸援助用の電波高度計に対する要求を列挙してみると次のものが考えられる^{10), 11), 12)}。

(i) 精度が良いこと。特に 0~150m の間での精度が良く、地面付近では 0.6m 以上の誤差を生じないこと。また、高度増加時には真の高度の 3% を越える誤差を生じないこと。

(ii) 高度出力信号は高度変化があるときに、滑らかな高度変化信号となっていること。

(iii) 高度出力信号の遅れが少ないこと。

(iv) 出力信号は高度に比例していること。

(v) 高度変化率信号が得られやすいこと。特に変化率信号を得るための時間遅れが小さいこと。

(vi) 出力信号は制御系を構成するのに都合のよい電圧あるいは電流となっていること。

(i) から (vi) は特に信号に対する要求であるが、このほか航空機に装備する上での種々の要求がある。

(vii) アンテナ取付け位置によるマッシング(mushing) 誤差*を生じさせないため、送受信の二つのアンテナを接近させて使用できること。

(viii) 機体の姿勢変化 (約 30° のバンクまたはピッチ角変化) に対して 3% を越える誤差を生じないこと。

(ix) アンテナはしゃへいされた全天候性埋込み形であること。

(x) アンテナ・インピーダンスは送信周波数とマッチングが良くとれていること。

(xi) 送受信機部本体および指示器、アンテナ等は ARINC で規定されたものが望ましい。

以上の種々の要求にみあうものとして、現在パルス方式のものおよびFM方式のものが一般に実用化されている。

(b) 実験機種について

実験に用いた電波高度計としては、前述の着陸援助用高度計に対する要求に、仕様上満足するものを選んだ。選んだ電波高度計はパルス方式およびFM方式各1機種ずつで、両機種とも実験計画段階 (1968年4月現在) において、最も精度が良く入手可能なものの中から選んだ。

以下に両機種の電波高度計の特徴および性能について述べる。

(i) パルス方式電波高度計 (HG 9010-AN/APN-171V)

本電波高度計は米国 Honeywell 社製のもので、へ

* 送受信アンテナを離して取付けるために生ずる誤差で、低高度の場合に特に問題となる。(図 3.1.10 参照)

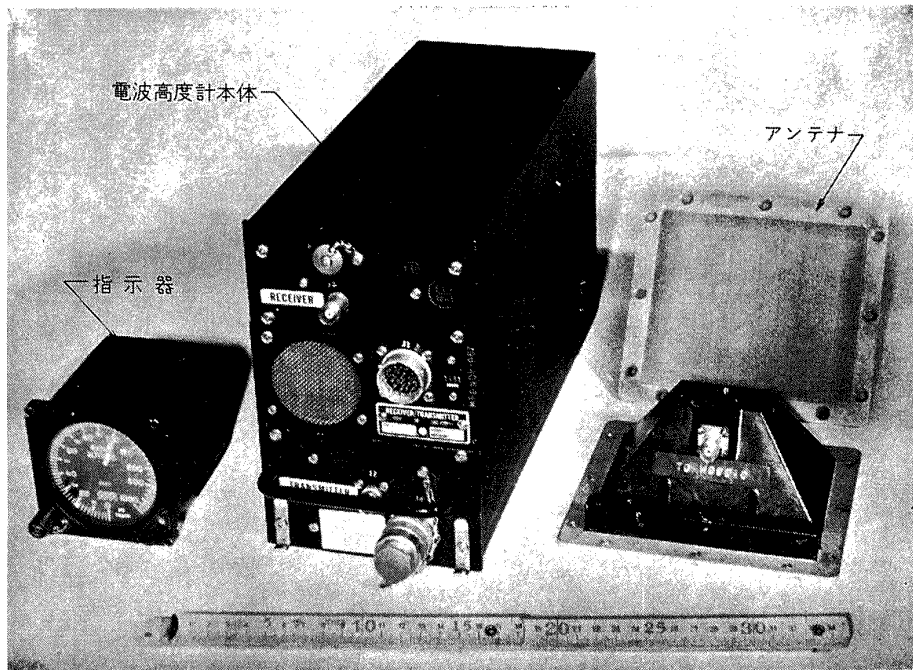


図 2.2.1 パルス方式電波高度計

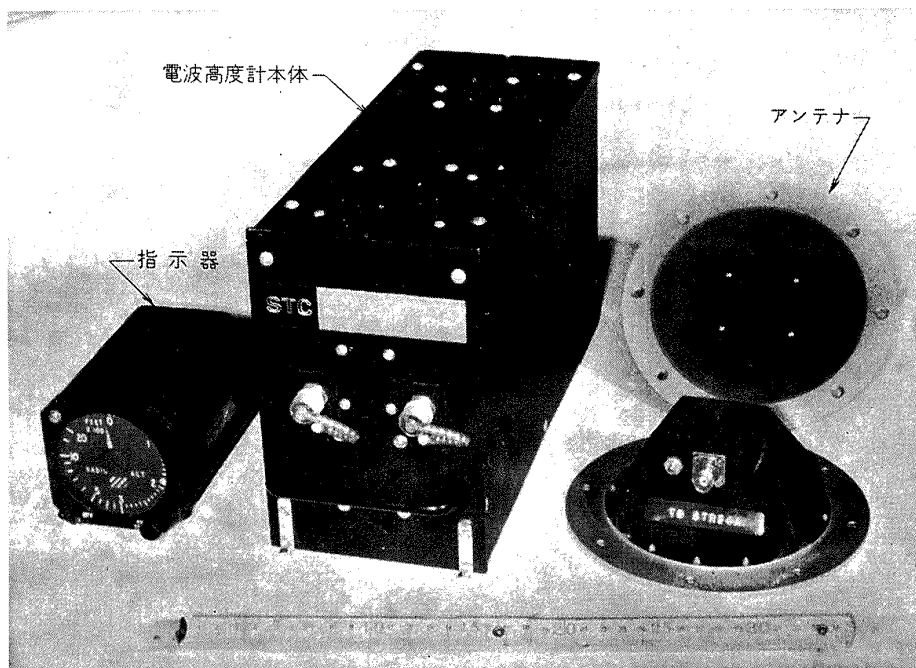


図 2.2.2 FM方式電波高度計

リコプタ等の地形追従 (Terrain Following) 用に使用されているもので、現在国産化もなされている。精度は $\pm(1.5\text{ ft} + \text{実高度の } 1\%)$ で、測定高度範囲は $0 \sim 1000\text{ ft}$ である。図 2.2.1 にその構成要素機器を示す。高度出力信号として直流電圧信号が得られる。本電波高度計には指示器にセルフテスト用スイッチがつけられていて、このスイッチを押すことにより、 100 ft の高度指示値がでれば高度計が正常に動作していることが確認できる。さらに大きな特徴として低高

度においても精度が維持できるようリーディングエッジ・トラッキング方式 (受信パルスの前縁をトラックする) を採用していることである。これにより $0 \sim 50\text{ ft}$ の間においても前述の $\pm(1.5\text{ ft} + \text{高度の } 1\%)$ の精度を維持することが可能となっている。

(ii) FM 方式電波高度計 (STR-54 A)

本電波高度計は英国 STC 社 (Standard Telephones and Cables Ltd.) 製のもので、現在 BAC-111 機の自動着陸に利用されているといわれているものである。

表 2.1.1 電波高度計性能表

1	System	Pulse Frequency Pulse width Pulse Repetition Rate Radiation Power	4300 MHz 35 nsec 10 KHz 25 W	FM Frequency Swept band Modulation Frequency Transmitter Power	4200-4400 MHz 100 MHz 300 Hz 0.5 W
2	Altitude Range	0~1,000 ft		0~2,500 ft	
3	Output Signal Voltage	0~-40 V		0~26.8 V	
4	Accuracy (Static) (Dynamic)	$\pm (1.5 \text{ ft} + 1\% \text{ of actual altitude})$ $\pm (5 \text{ ft} + 3\% \text{ of actual altitude} + 1.5\% \text{ of the average range rate})$		$\pm 2 \text{ ft or } \pm 2\% \text{ whichever is the greater}$ $\pm 1 \text{ ft at touch down}$	
5	Reliability (MTBF) (life time)	2,000 Hours 10,000 Hours		2,500 Hours	
6	Environment Condition (Temperature) (Vibration) (Shock)	-54~+71°C 10 g (on Rack), 2 g (Hard Mount) 15 g		-55~+70°C	
7	Maximum Angle (Bank) (Pitch)	$\pm 30^\circ$ $\pm 30^\circ$		$\pm 40^\circ$ $\pm 40^\circ$	
8	Power Consumption	115 V 400 Hz 100 VA 28 V DC 0.35 A 5 V AC 0.3 A		115 V 400 Hz 80 VA	
9	Weight (T/R unit) (Indicator) (Aerial $\times 2$) (Shock Mount)	6.03 kg 0.72 " 0.9 " 0.9 "	Total 8.55 kg	6.3 kg 1.1 " 0.68 " 0.45 "	Total 8.53 kg
10	Type	HG 9010 (AN/APN-171) by Honeywell (U.S.A.)		STR 54 A by STC (U.K.)	

る。精度は $\pm 2\text{ ft}$ または $\pm 2\%$ 、測定高度範囲は $0\sim 2500\text{ ft}$ 、形状は ARINC の規定に従うもので、高度出力信号は直流電圧信号である。送受信機部本体と送受信アンテナ（2個）と高度指示器より構成される。これらを図 2.2.2 に示す。多重に用いられてもよいように、モニタ信号もだせるようになっている。更にこの機種でも、テストスイッチのボタンを押すことにより 40 ft に相当する指示値がでれば正常に動作していることがチェックできる。この操作は地上でも航行中でも行なえる。

両機種の仕様性能を表 2.1.1 に一覧表にして示す。なお、両機種の動作機能については付録 3 に述べる。

(2) 自動着陸予備実験装置

航空機の自動引き上げ制御における高度計測の主要センサである電波高度計およびそれに代わるセンサ等の性能試験を行なうためと、実物の電波高度計を含めて自動引き上げ制御シミュレーション実験を行なうことができるための装置として、自動着陸予備実験装置を設置することにした。以下、それについて述べる。

(a) 構造および主要諸元の決定

本装置の設計構造を図 2.2.3 に示す。この構造は

電波高度計の電波妨害をさけるためアンテナ指向性（標準 45° 円錐形）内に妨害物がないように、さらに高度は自動引き上げ制御の始まる約 15 m から 0 m まで連続的に得られるよう考慮し、ガイデリッククレーン形¹³⁾を用いる。傾斜したジブ（傾斜架）は 0° から 70° 度まで連続的に角度を変えることができ、 30° 、 45° 、 50° 、 70° 度で固定できるようにした。このように俯仰角を幅広くとれることにより電波高度計の高度を 15 m より大きくとることができる。さらに傾斜架を制御架とし、それに沿って電波高度計搭載台車を走行させ、電波高度計に実高度を与える構造とした。なお電源が切れても台車が落ちることのないようバランス・ウェイトを設けるなど実験装置の安全性も考慮した。

電波高度計搭載台車の制御は電気サーボを用い、航空機の短周期運動 ($\omega \approx 1.4\text{ rad/sec}$)、電波高度計静的精度（約 30 cm ）等を考慮して、その性能を理想的にほぼ 1 桁すぐれた精度をもつものとした。自動引き上げ制御シミュレーション実験を行なう場合は、航空機の降下速度が高度約 15 m で $2\sim 4\text{ m/sec}$ なので、これに相当する速度を初速として与える必要がある。

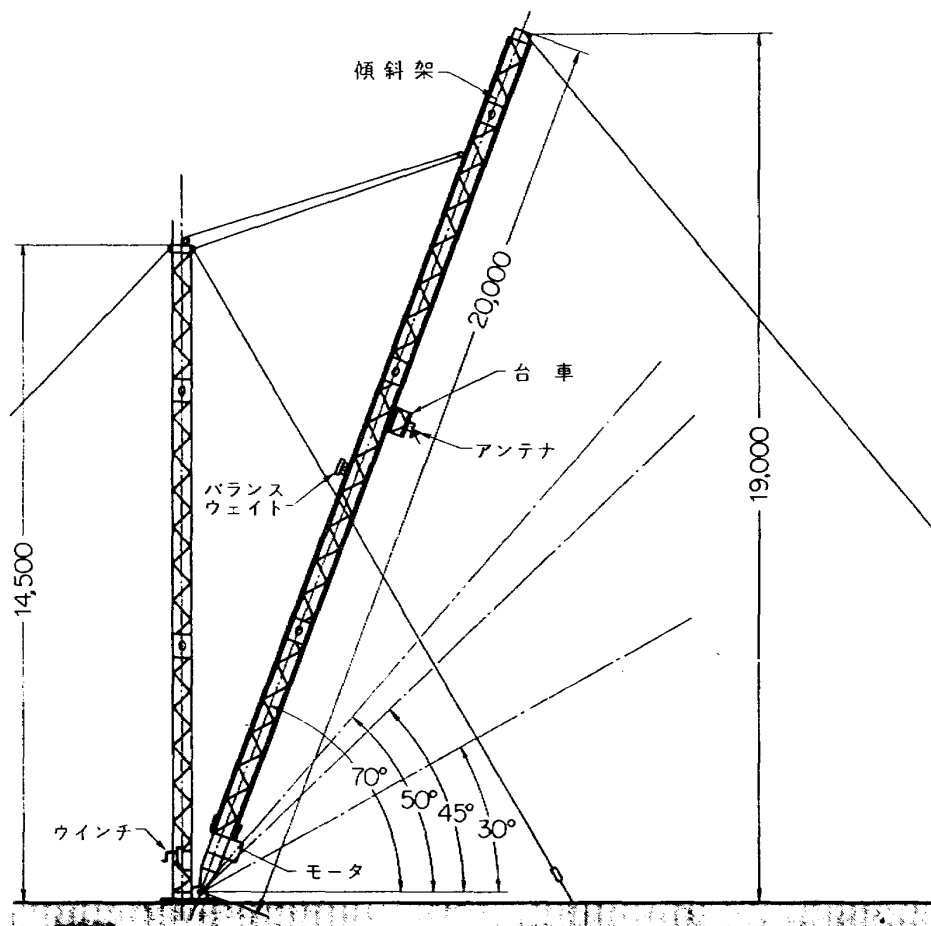


図 2.2.3 自動着陸予備実験装置（5段可変）

このため短距離での助走中にこの速度が得られるようなサーボ系を設計した。特に、このサーボ系の特徴は粗サーボ系と精サーボ系を用いたことである。これは、単一のサーボ系で構成した場合駆動チェーン、歯車等の可動部の摩擦特性が大きく、その結果大きな誤差を生じさせ必要性能を満足しないためである。そのため非線形性が無視でき、負荷の小さいアンテナ部に精サーボ系を用いてダブルサーボ系を構成し、粗サーボ系の不感帯等による誤差を補正することにより、精度の向上をはかることにした。

粗サーボ系は高度約 15m から 0mまで電波高度計搭載台車を連続的に制御し、しかも助走距離 3m 以下で自動引き起こし制御開始時の降下速度 2.5 m/sec が得られるようなパワを有するものとした。精サーボ系の周波数特性は航空機の短周期運動(ω =約 1.4 rad/sec)に余裕をもたせて、 $\omega=10$ rad/sec が得られるような制御をすることにした。さらに、電波高度計の高度分解能の仕様値は ± 30 cm であるので、精サーボの特性は余裕をもたせて ± 5 cm の精度で高度測定ができるようにし、粗サーボの精度を補正することにした。

(b) 仕様の決定

自動引き起こし制御シミュレーション実験および電波高度計の性能試験を十分に行なえるよう、構造設計および性能計算を行ない、前述の構造および主要諸元に余裕をもたせて下記のように構成、性能仕様を定めた。

【構成】

実験塔

主柱 : 鉄骨組高さ 14.5m

高度制御架: 鉄骨組長さ 22.0m

高度制御部

粗サーボ系: 800W 直流サーボ

精サーボ系: 50W 直流サーボ

サーボ系増幅器 (粗サーボ, 精サーボ用)

電波高度計搭載台車

高度計搭載台車

アンテナ部駆動機構

【性能仕様】

高度制御用架の傾斜…70度, 50度, 45度, 30度および水平の5段変化, 固定可能・

(以下の仕様数値は45度の傾斜において鉛直に換算したもので、カッコ内の数値は実測値である。)

試験可能高度範囲 1.0(1.19)~12.5(12.9) m

試験可能最高速度 上昇 1.0(2.28) m/sec

下降 2.5(2.64) m/sec

高度計測出力の静的精度 $\pm 5.0(2.1)$ cm

速度計測出力の静的精度 $\pm 5.0(2.1)$ cm/sec

高度静的精度 $\pm 7.5(1.8)$ cm

周波数特性 振幅 ± 3.5 cm, $\omega=10$ rad/sec で
-3 db

最高速度を得るまでの走行距離 3.0(1.75) m 以内

(c) 構造および機能

前述の仕様に基づいて製作した自動着陸予備実験装置を図 2.2.4 に示す。この装置の構成をブロック図で示すと図 2.2.5 のようになりダブルサーボシステム

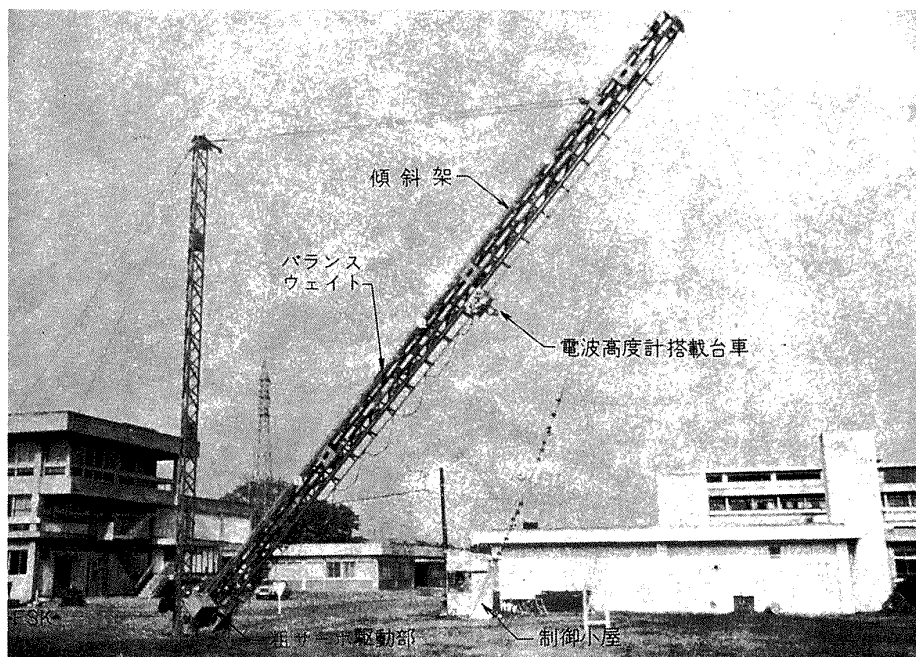


図 2.2.4 自動着陸予備実験装置全体構成

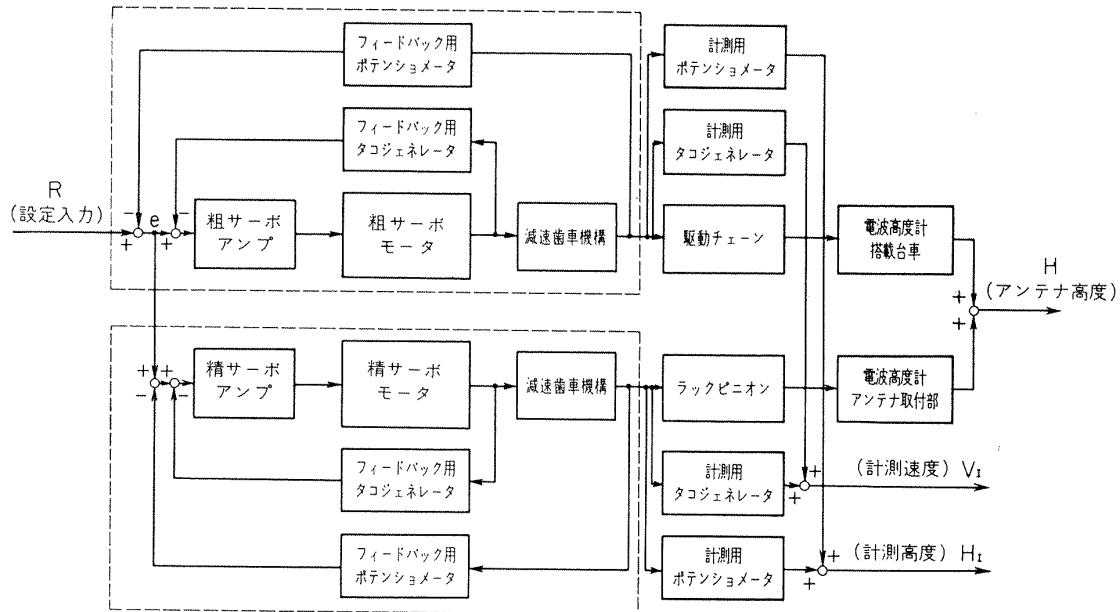


図 2.2.5 ダブルサーボ機構ブロック線図

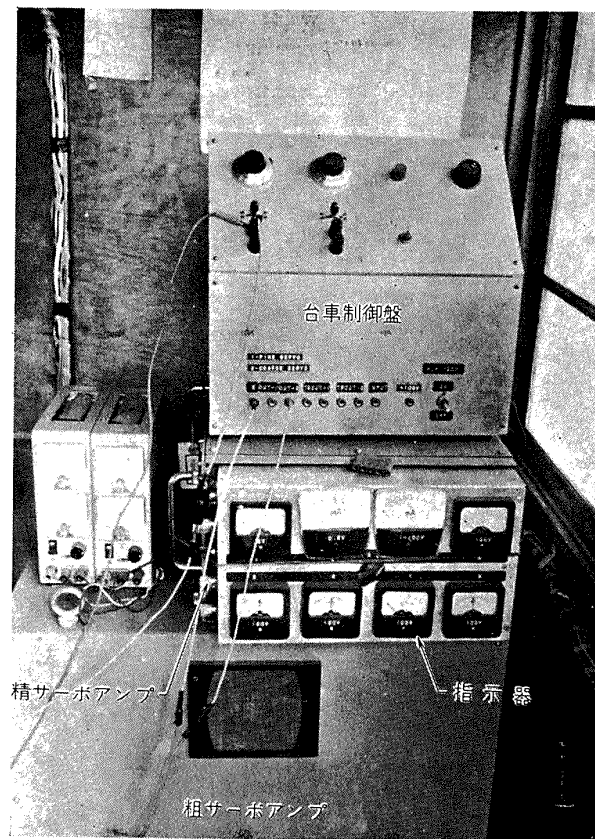


図 2.2.6 自動着陸予備実験装置制御部

ムとなっている。

設定入力は汎用飛行シミュレータの航空機動特性模擬装置より所望高度信号が電圧で加えられる。この信号を制御小屋内の粗サーボアンプ(図 2.2.6)が受け粗サーボモータを回転させる。電波高度計搭載台車は図 2.2.7 に示す減速歯車機構および台車駆動チェーンに

より傾斜架に沿って移動させられ、電波高度計に高度変化を与える。精サーボアンプは、粗サーボ入出力差(図 2.2.5 の e)を受け、電波高度計搭載台車に取付けた精サーボモータ(図 2.2.8)を回転させ、減速歯車、ラックピニオン機構を介して電波高度計アンテナのみに高度変化を与える。すなわち電波高度計の高度

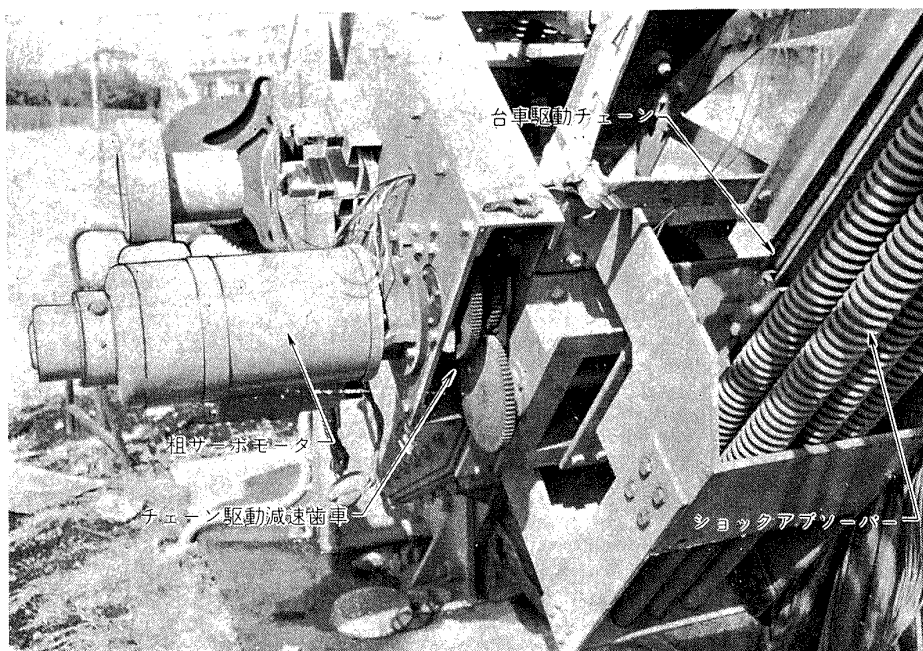


図 2.2.7 電波高度計搭載台車駆動用粗サーボ機構

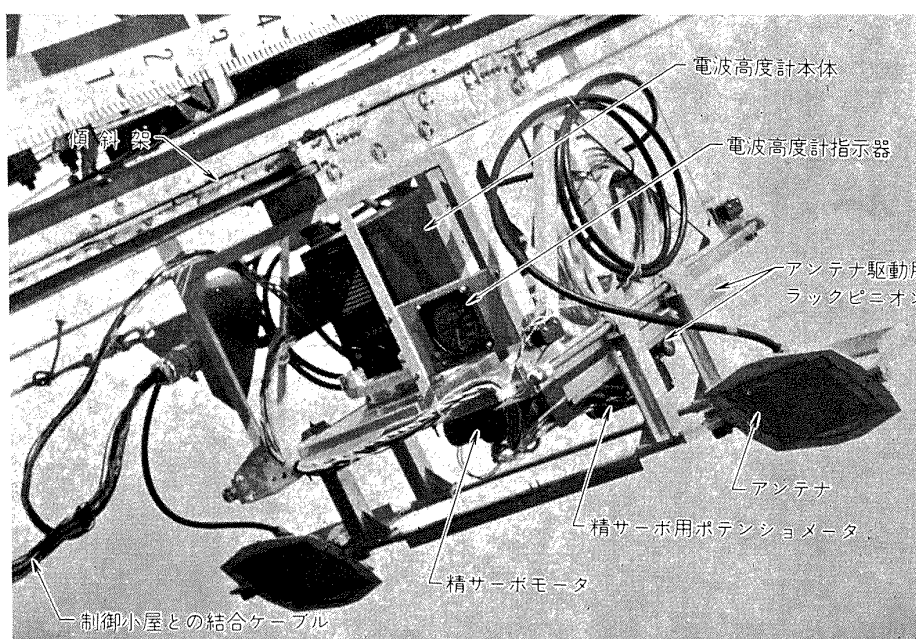


図 2.2.8 電波高度計搭載台車

変化は粗サーボ系によっておおまかに与えられ、精サーボ系により粗サーボ系の誤差分が補正される。電波高度計の高度信号は制御小屋の接続箱を中継し汎用飛行シミュレータの航空機動特性模擬装置にフィードバックされる。

なお電波高度計単体のみの動特性測定実験は制御小屋に記録器等を設置して行なうことができる。

(d) 性能

自動着陸予備実験装置のシステムは前述のようにダブルサーボシステムを採用している。このシステムについて、静特性試験のほか動特性試験（周波数応答）

を行ない、その性能を確認した。静特性試験実測値は前述の性能仕様の中にすでに示してあるので、ここでは主に動特性について述べる。

本装置の高度計測はポテンシオメータを用いて行なっている。このポテンシオメータは減速歯車機構に付けられているので、真の高度を知るためにはラックピニオン機構のガタ、駆動チェーンののびが問題となる。しかし、ラックピニオン機構のガタは無視しえるように、また駆動チェーンののびは約 2cm 以下となるような構造に設計製作したので問題とならない。

このダブルサーボシステムの構成ブロック図は、す

で図 2.2.5 に示したが、このシステムについて伝達関数の面からの特徴を調べると次のようになる。ここで各部の伝達特性を次のように仮定する。

粗サーボ系前向き線形特性：

$$G_C(s) = \frac{K_C}{s(T_C s + 1)}$$

精サーボ系前向き線形特性：

$$G_F(s) = \frac{K_F}{s(T_F s + 1)}$$

粗サーボ系の摩擦による不感帯特性： $N(A)$

なお各部のアンプ、ポテンショメータ等は比例ゲインとして扱ってある。

設定入力 R と計測高度 H_I 間の伝達特性は次式で表わされる。

$$\frac{H_I}{R} = G(s) = \frac{N(A)G_C(s)}{1 + N(A)G_C(s)} + \left(\frac{G_F(s)}{1 + G_F(s)} \right) \cdot \left(\frac{1}{1 + N(A)G_C(s)} \right)$$

ここで第1項は粗サーボ系によるもの、第2項が精サーボ系によるもので最初のカッコが精サーボ系伝達特性、後のカッコが粗サーボ系の入出力差いわゆる誤差分に担当するものである。

この伝達特性からあきらかなように、ダブルサーボ系では精サーボ系が粗サーボ系の誤差分を補正し、全系の特性を改善している。

次にこの性能を実験的に調べるため、各単体の場合とダブルサーボ系の場合の周波数応答を求め、その結果を比較検討する。

粗サーボ系単体の周波数応答の一例を図 2.2.9 に示す。入力振幅は ± 50 cm, 周波数は $\omega = 1, 2, 4$ rad/sec である。粗サーボ系は各可動部の摩擦による非線形特性が大きいため、方向の変化する部分、速度の遅くなった部分(主に正弦波状のピーク部分)でその影響がみられる。次に精サーボ系単体の周波数応答の1例を図 2.2.10 に示す。入力振幅は ± 5 cm, 周波数は

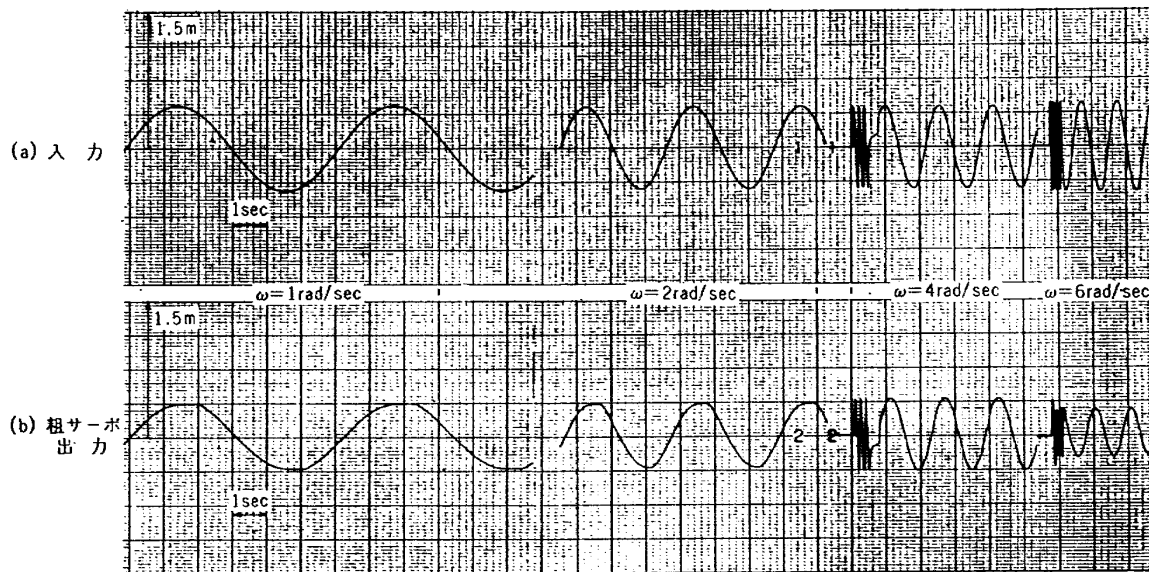


図 2.2.9 粗サーボ系単体の周波数応答 (振幅 ± 50 cm)

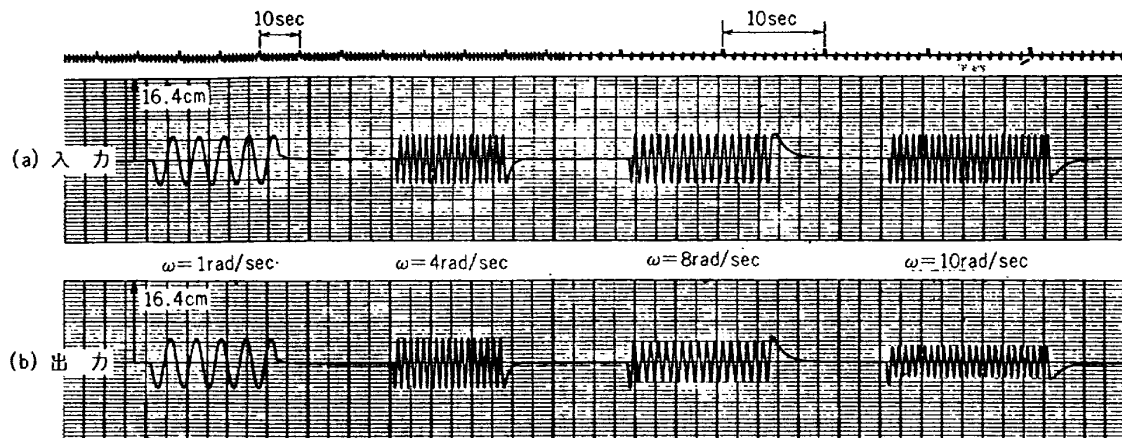


図 2.2.10 精サーボ系単体の周波数応答 (振幅 ± 5 cm)

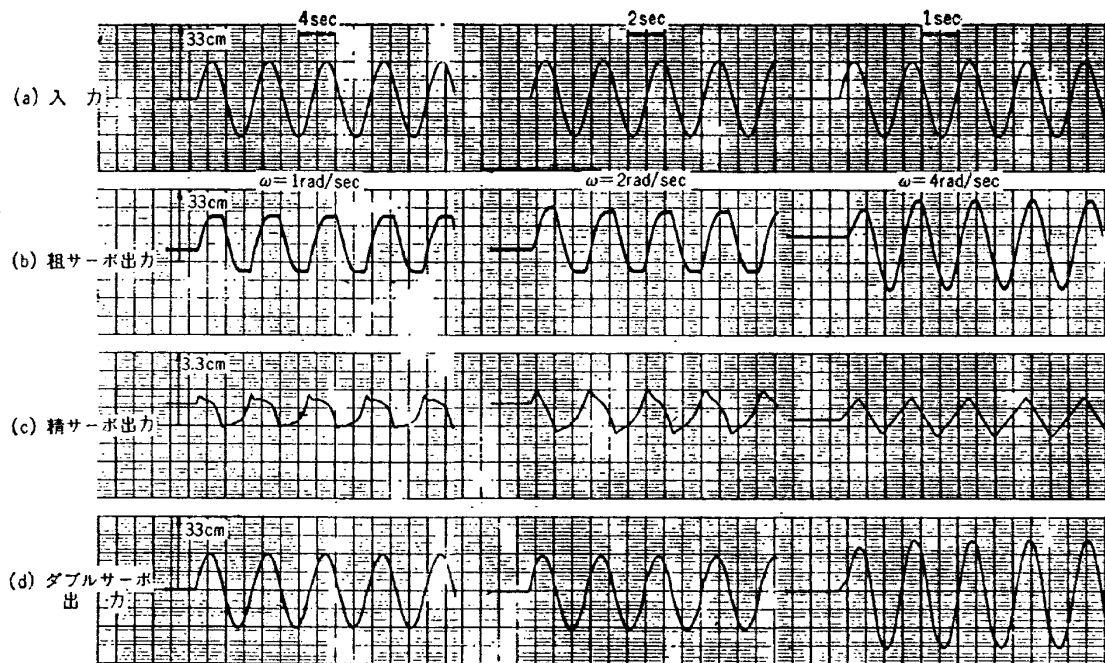


図 2.2.11 ダブルサーボ系の周波数応答 (振幅=±16 cm)

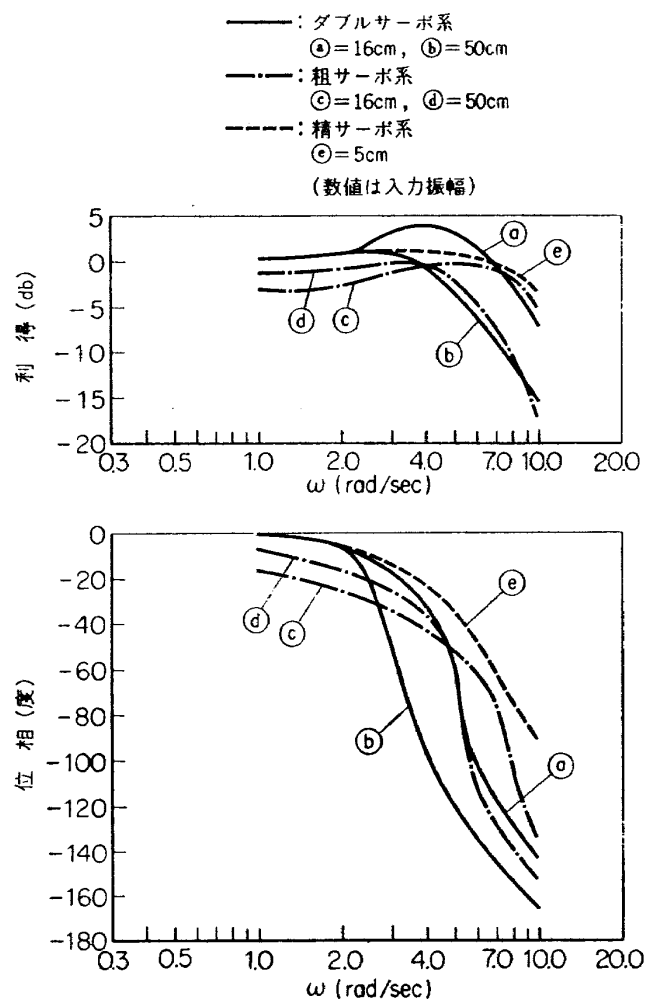


図 2.2.12 ダブルサーボ系の周波数特性

$\omega=1, 4, 8, 10$ rad/sec のものである。精サーボ系は慣性も小さく、歯車部のガタ、可動部の摩擦等による非線形性も無視できるので、可動範囲内では良い線形応答を示している。

この精サーボ系が粗サーボ系の応答遅れおよび非線形性による誤差を補正する。この様子をダブルサーボ系の周波数応答によって示す。図 2.2.11 はダブルサーボ系とした場合の周波数応答の 1 例である。

周波数 ω は 1, 2, 4 rad/sec で、同図 (a) が入力波形 (振幅 ± 16 cm) を示し、(b) が粗サーボ系の応答で慣性による遅れおよび摩擦の影響があらわれている。(c) が精サーボ系の応答で粗サーボ系の誤差を補正するように動き、(d) のダブルサーボ系の応答では入力波形とよく一致するようになっている。なお ± 16 cm, $\omega=4$ rad/sec の場合は粗サーボ系にわずかの共振状態を生じ、振幅は増している。

各場合の実験結果より、各々の周波数応答特性 (ボード線図) を一枚の図としてあらわすと図 2.2.12 となる。図中 ㉔, ㉕ が粗サーボ系の特性であるが、非線形部の影響により振幅が大きい場合 (㉕) は小さい場合 (㉔) よりも高い周波数で応答が悪い。またともに低い周波数では摩擦等の非線形性により定常偏差を伴うことが見られる。㉖ が精サーボ系の特性で、利得特性も位相特性も良い。この 2 つを組合わせたダブルサーボシステムの特性が ㉗, ㉘ である。 ± 16 cm の入力振幅の場合 (㉗) は、粗サーボ系の誤差を精サーボ系が補正し、利得、位相特性とも向上している。特に低い周波数での定常誤差が零となっている点が顕著である。㉘ の入力振幅 ± 50 cm の場合、高い周波数部分では粗サーボ系の非線形性が精サーボ系にも影響を与え、周波数特性はかえって悪くなるが、低い周波数では ㉗ と同様に誤差がきわめてうまく補正され、ダブルサーボの効果がある。

以上の結果より、本自動着陸予備実験装置は、その

使用目的である電波高度計の各種性能試験および実物電波高度計を使用して自動着陸シミュレーション実験を行なうために十分供しうる性能のものであると考えられる。

(3) 電波高度計性能測定台車

電波高度計性能測定台車は、電波高度計の基本的な静的、動的性能を地上で測定するために製作した装置である。特に前述の(2)の自動着陸予備実験装置では能率的に測定できない性能の測定を目標として製作した。そのほか反射物体の影響などの測定にも用いた。以下に構造、測定法および性能について述べる。

(a) 構造

地上で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、測定精度等を調べるためには等価であるので、図 2.2.13 に示すような構造の装置を使用することにした。すなわち図に示すごとくアンテナを地上より適当な高さに支持し、その水平方向に適当な反射面をもうけて、図のアンテナと反射面間の距離を変えて、高度変化に相当する変化を与える。アンテナの高さ H は測定距離 L とのかねあいで、この点に関しあらかじめ設計製作する前に簡単な実験により、適当な高さをいくつか選び約 1.5m の高さにすれば L が約 30m になった場合でも正しく計測されることを確認して設計製作した。また送受信アンテナ間の距離は、パルス方式の仕様より 36 インチ以上あれば良いということより、1m とした。この二つの値からその構造および寸法を図 2.2.14 のように設計した。静的精度のほか動的精度も測定可能とするために、車輪をもうけ移動可能とした。材料は電波干渉の少ないこと、軽重量を望むことより木材である。実物の写真を図 2.2.15 に示す。

移動用のレールは、30 mm 角の L 形アングル材を用いて製作した。長さは 15m である。このレールを図 2.2.16 に示す。

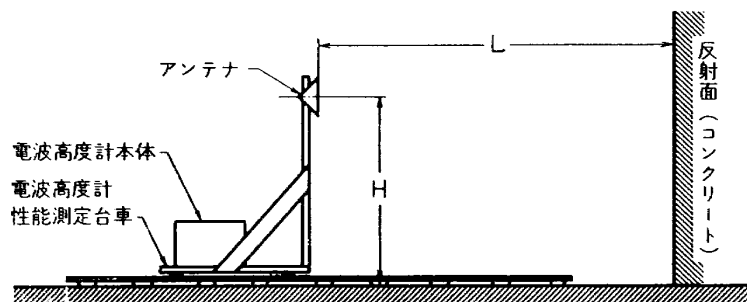


図 2.2.13 電波高度計性能測定原理図

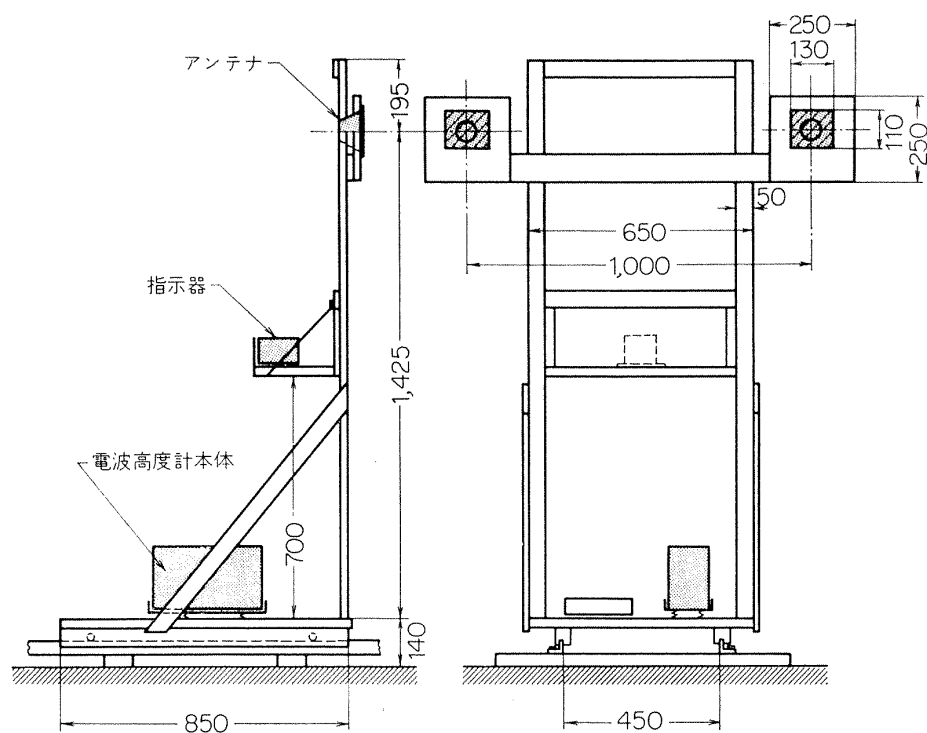


図 2.2.14 電波高度計性能測定台車

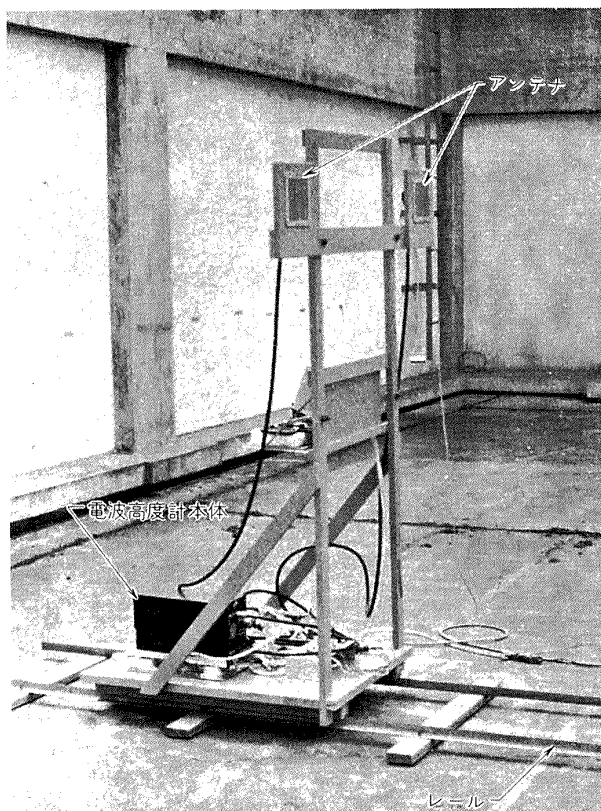


図 2.2.15 電波高度計性能測定台車

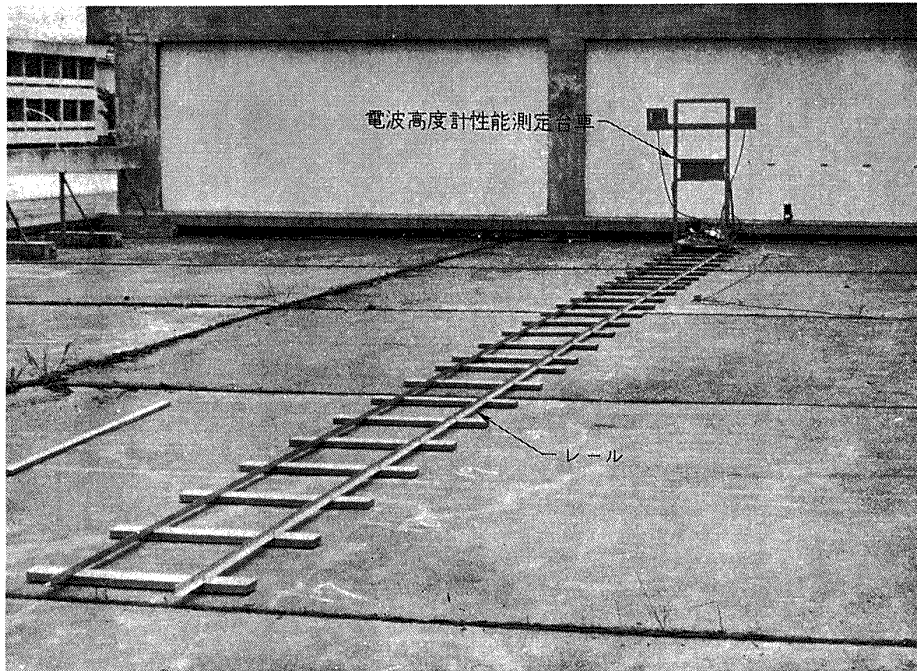


図 2.2.16 電波高度計測定台車用レール

(b) 測定法

反射面としてコンクリート壁あるいはアルミ板で作った反射板等を用い、それと直角の方向にレールを置き、台車をのせ手で移動させ、前述の高度変化に相当する距離変化を得る。

静的性能テスト時は巻尺をレールの横に沿わせて位置決めを行なう。動的テストの場合は、レールのまくら木に突起をもうけ、台車にリミットスイッチをつけて、移動時にその突起の部分にきた時に作動させるようにして、移動時の位置を知る方式をとる。15m 以上測定する場合はレールを後方へずらすことによって行なう。

アンテナの取付は図 2.2.14 に示すように、アンテナの大きさの穴をあけたアンテナ取付板を用いたが、横木にクランプではさみつけてもよい。実際に二つの高度計を同時に作動させる場合には、この方法を用いる。

(c) 性能

本電波高度計性能測定台車の性能を要約すれば、以下の通りである。

測定可能範囲 : 0~30m (但し 15m 以上はレールをずらして行なう)

測定精度 静的: ± 0.5 cm

動的: 約 ± 2 cm

3. 電波高度計の性能試験

前章で述べた実験計画にもとづき、自動着陸予備実

験装置などの実験装置を使用して、パルス、FM両方式の電波高度計の性能試験を行なった。

以下に、各々の実験項目について、その実験目的、実験方法、実験結果、および検討結果について述べる。

3.1 電波高度計の静的性能試験

電波高度計の静的性能試験としては、(1)アンテナの指向性、(2)アンテナおよび本体の静的性能試験、(3)安定性試験、および(4)送受信アンテナの配置の4項目について実験検討を行なった。

(1) アンテナ指向性

アンテナの指向性を測定する方法を図 3.1.1 に示す。三脚台上に送信アンテナ TX を設置し、これを左右に回転できるようにし、送信アンテナ前方 35 cm の位置に同軸型無指向性アンテナ RX を送信アンテナ中央の高さに合わせて配置して行なった。この受信アンテナが受ける信号を整流し、高感度真空管電圧計で

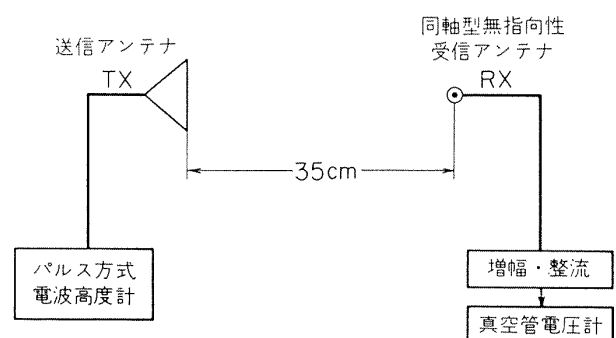


図 3.1.1 電波高度計アンテナ指向性測定法

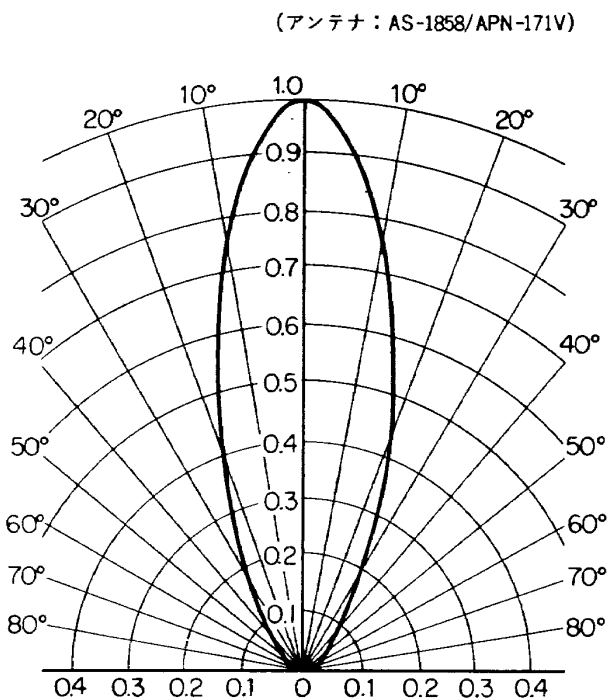


図 3.1.2 パルス方式電波高度計のアンテナ指向性測定結果

受信信号の相対的な強度を、送信アンテナの角度を変えて記録した。RXの受信強度が一番大きい時、すなわちTXとRXが向い合った時の角度を零度とし、この時を基準の1.0とした。TXの角度を左右90°まで5°おきに回転させ、そのつどRXの受信電圧を記録した。

以上のような方法で得られたパルス方式電波高度計のアンテナ指向性を図3.1.2に示す。FM方式のものについても同様の試験を行ない、両者共ほぼ規格(±17.5°)通りの指向性であることが確認された。

(2) 静的性能試験

本試験は、パルス、FM両方式の電波高度計の静的性能を測定するために行なったのである。試験方法としては図3.1.3に示すように反射面としてコンクリート壁を利用して、この壁に直面するようにレールを

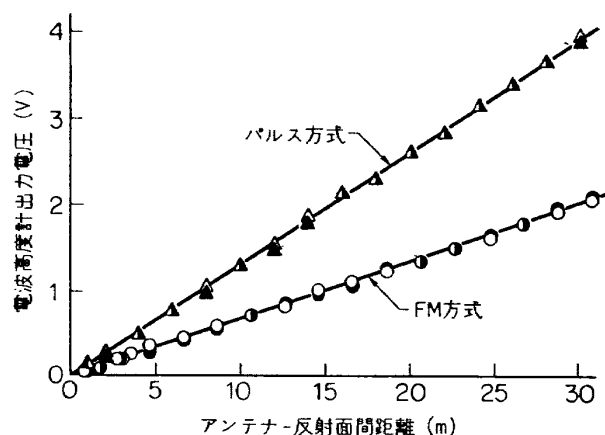


図 3.1.4 電波高度計の出力信号特性測定結果

置く。あらかじめレールの各まくら木とコンクリート壁との間の絶対距離を調べておく。次に測定台車をレールの上にのせ、各まくら木の上きた位置で止めて、その位置での電波高度計の出力信号をデジタル電圧計で測定する。レールは15m長なので、15m以上の場合はレールの位置をずらして行なう。

測定結果を図3.1.4に示す。縦軸に電波高度計出力信号電圧を(但しパルス方式は出力電圧がマイナスであるが図においては、比較のためプラス側に符号を反転して描いてある)、横軸にはその時の距離(実際の高度に相当する。)をとってある。この図より両電波高度計出力信号とも0~30mの範囲では良い直線性を示していることがわかる。次に精度に関して各高度計の仕様精度と実測値との比較を図3.1.5に示す。ここで仕様精度は次のように与えられている。

パルス方式: $\pm(1.5\text{ ft} + \text{実高度の } 1\%)$ …図の実線

FM方式: $\pm 2\text{ ft}$ 又は $\pm 2\%$ (大きい方)…図の点線

この図より静的精度は非常に良く、両高度計共 $\pm 20\text{ cm}$ の範囲におさまっていることがわかる。

さらに詳しく見るために0~3mの範囲を10cmおきに静的性能試験を行なった。その結果を図3.1.6

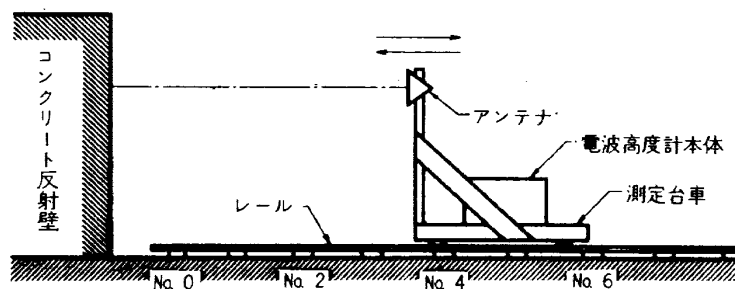


図 3.1.3 電波高度計性能試験法

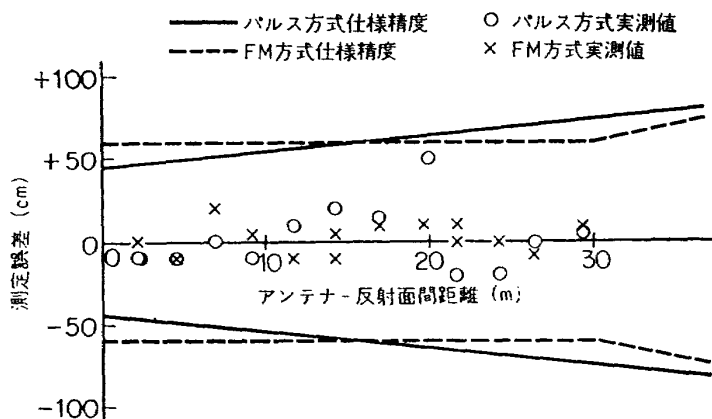


図 3.1.5 仕様精度と実測値

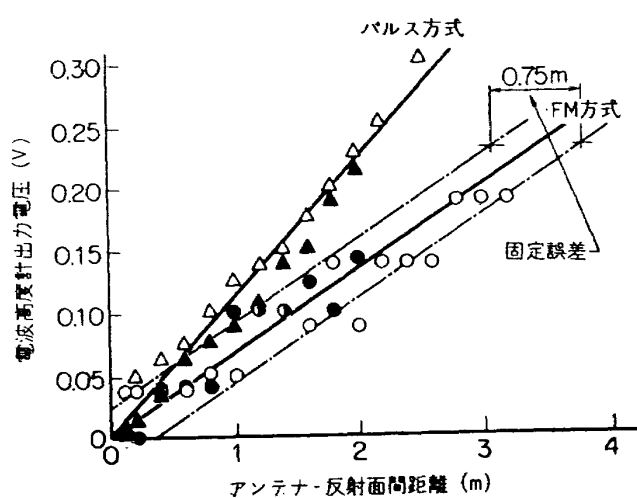


図 3.1.6 低高度分解能測定結果

に示す。この図にはFM方式電波高度計特有の固定誤差 (Fixed Error) が示されている。本実験に使用した FM方式電波高度計 STR-54A (STC 社製) の固定誤差は、理論上 75 cm であるが、実験においても実際にその量が測定されている。パルス方式はリーディングエッジ・トラッキング方式をとっているため、0m 付近もよく測定できることが示されている。

両電波高度計のスケールファクタを実験値より求めると、

パルス方式: -7.63 m/V

FM方式: 14.8 m/V

となる。

(3) 安定性に関する試験

本試験は電波高度計の電源投入よりの安定性について調べるものである。電波高度計および熱電対温度計を図 3.1.7 のように配置し、電波高度計の出力信号と熱電対温度計の温度指示を、2 ペン式オシログラフに記録した。電波高度計の送受信アンテナは反射壁と平行にあって、ほかの物体による電波干渉あるいはそのほかの影響をできるだけ少ないように配列して実験を行なった。アンテナと反射面との距離は約 4m である。また、温度としては電波高度計本体の測面の温度を記録した。

安定テストの記録結果の 1 例を図 3.1.8 および図 3.1.9 に示す。図 3.1.8 はパルス方式電波高度計のもの、図 3.1.9 は FM方式電波高度計のものである。両電波高度計とも非常に良い再現性を示した。

以上のパルス、FM両電波高度計について得られた試験結果をまとめると以下の通りである。(図 3.1.8, 図 3.1.9 を参照)

(a) パルス方式電波高度計試験結果

(i) 電源投入後約 1 分 50 秒でトラック開始となる。

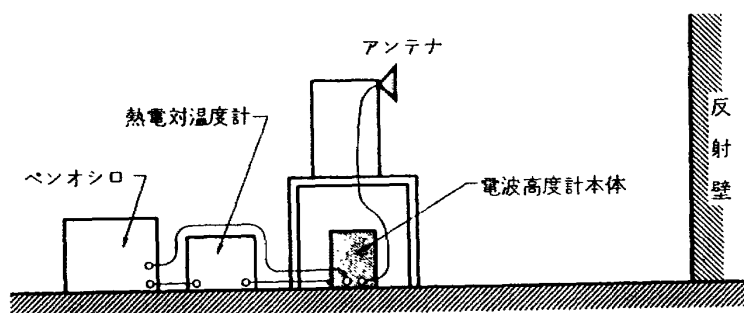


図 3.1.7 電波高度計安定性試験法

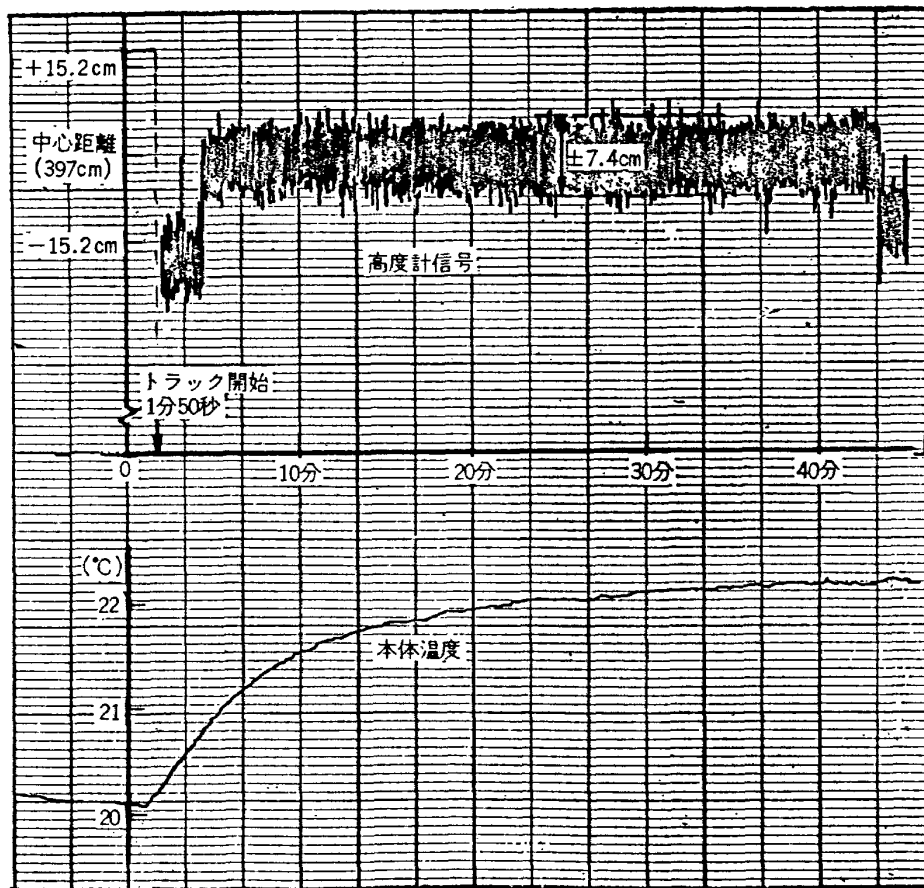


図 3.1.8 パルス式電波高度計安定試験記録例

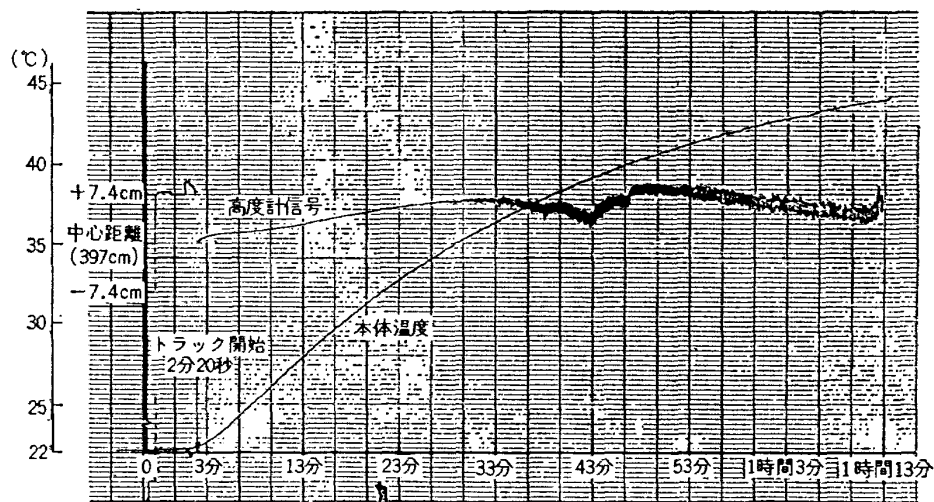


図 3.1.9 FM方式電波高度計安定試験記録例

(ii) 一旦トラックした後の出力信号は安定である。

(iii) 正常トラック状態で信号を拡大してみると、出力信号にノイズ分として $\pm 7.6 \text{ cm}$ 分の変動(周波数は比較的高い)がある。

(iv) 本体側面の温度上昇は、室内(室温平均 18°)での実験で約 4° 上昇して定常となった。

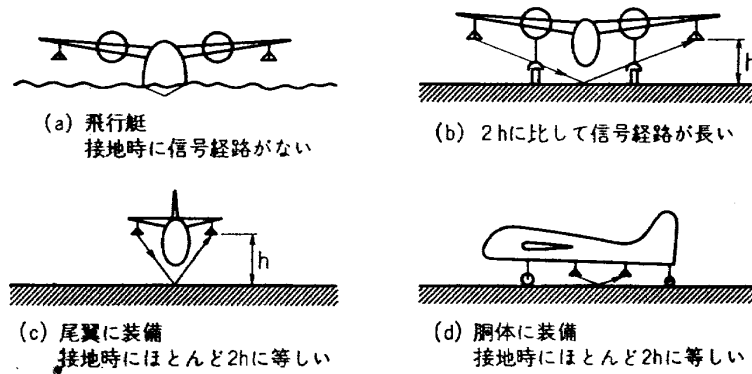
(b) FM方式電波高度計試験結果

(i) 電源投入後約 20 秒でトラック開始となる。

(ii) 約 1 分 20 秒に一旦信号電圧が下がる。(約 80 cm 分) その後さらに一段変化して正常トラック状態となる。

(iii) 温度は電源投入後 45 分を過ぎる頃に 40°C を越えた。この原因は本電波高度計には冷却ファンが装備されていないために生じたものである。

(iv) 温度上昇に伴う出力信号の変化分は高々 7.4



・図 3.1.10 機体への送受信アンテナ各種取り付け方法

cm であった。

(v) 温度が約 35°C を越えた頃より出力信号にノイズ ($\pm 2.3\text{cm}$) があらわれている。

(4) 電波高度計送受信アンテナの配置

航空機に電波高度計アンテナを取付ける際、その取付場所によって、低高度の測定範囲に影響を与える場合がある。電波高度計の送受信アンテナの取付け方法は色々考えられ、図 3.1.10⁹⁾ にその例を示す。(a) では接地時に信号経路がないので計測ができない。(b) は低高度において実高度 h の 2 倍より大きい電波経路をとり誤差が大きく好ましくない。(c) は尾翼に取付けた場合、(d) は胴体に取付けた場合で、電波の経路を $2h$ に等しくすることができるので好ましい取付け方法といえよう。しかし(d)のような配置で送受信アンテナをお互いに近づけすぎると、送信波が直接受信アンテナに到達し、実高度を示さずアンテナ間の距離を指示することになって好ましくない。またあまり間隔をあけると、非常に低い高度では図 3.1.10 の(b)ようなことが起ったり、トラックしなかったり、あるいは実高度と無関係な値を指示するようなことが起る。

そこで超低高度、すなわち $0.35, 0.5, 1.0\text{m}$ の高度において送受信アンテナ間隔を $0.3\text{m} \sim 1.0\text{m}$ まで変化させ、実高度を指示するアンテナ間隔 W の限界を実験的に求めると図 3.1.11 に示すようになる。この図より高度の最低(接地時)を $0.35\text{m}, 0.5\text{m}, 1.0\text{m}$ とすれば、アンテナ間隔はそれぞれ $0.3\text{m}, 0.4\text{m}, 1.0\text{m}$ がアンテナ間隔の限界で、これ以上間隔をあけると大きな高度誤差を生じたり、またはトラックしなくなる恐れがあることがわかる。

3.2 電波高度計の動的性能試験

電波高度計の基本的な動的性能試験として電波高度計性能測定台車を用いた試験と、ステップ応答について示す。なお後節で述べる試験も、その大部分は動的性能試験と考えられるものである。

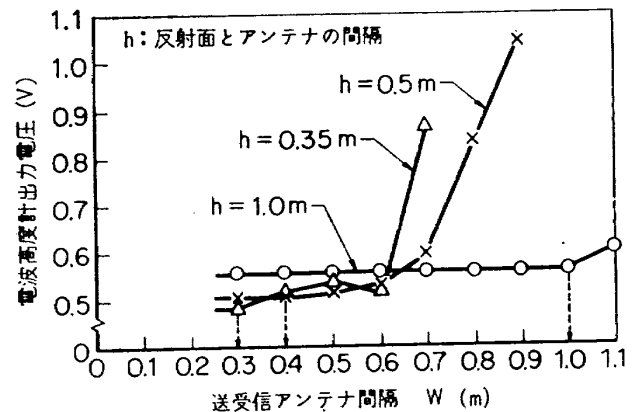
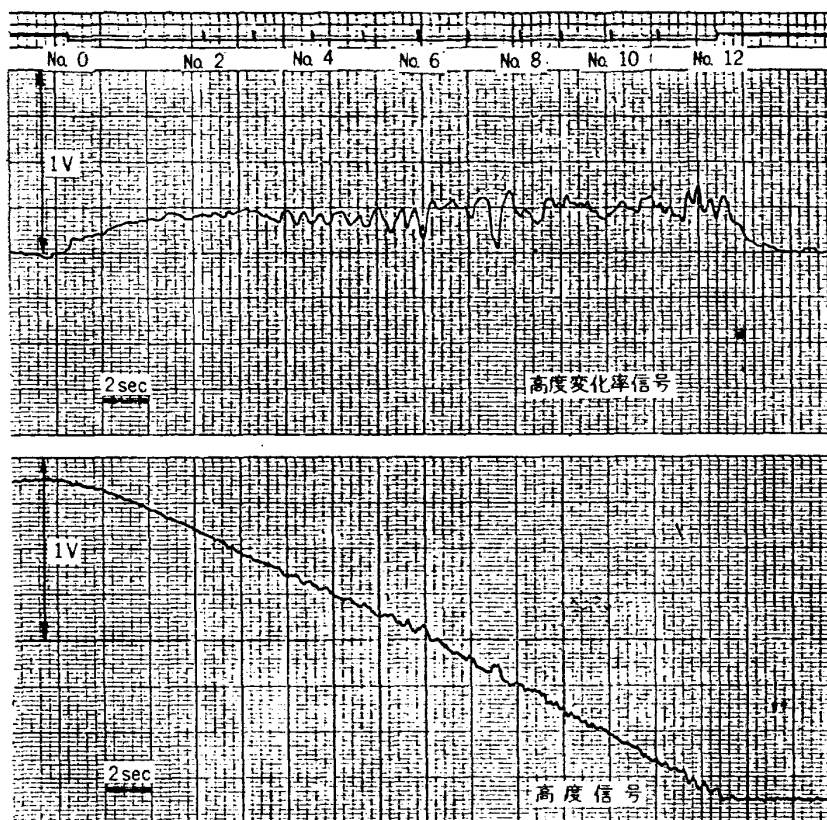


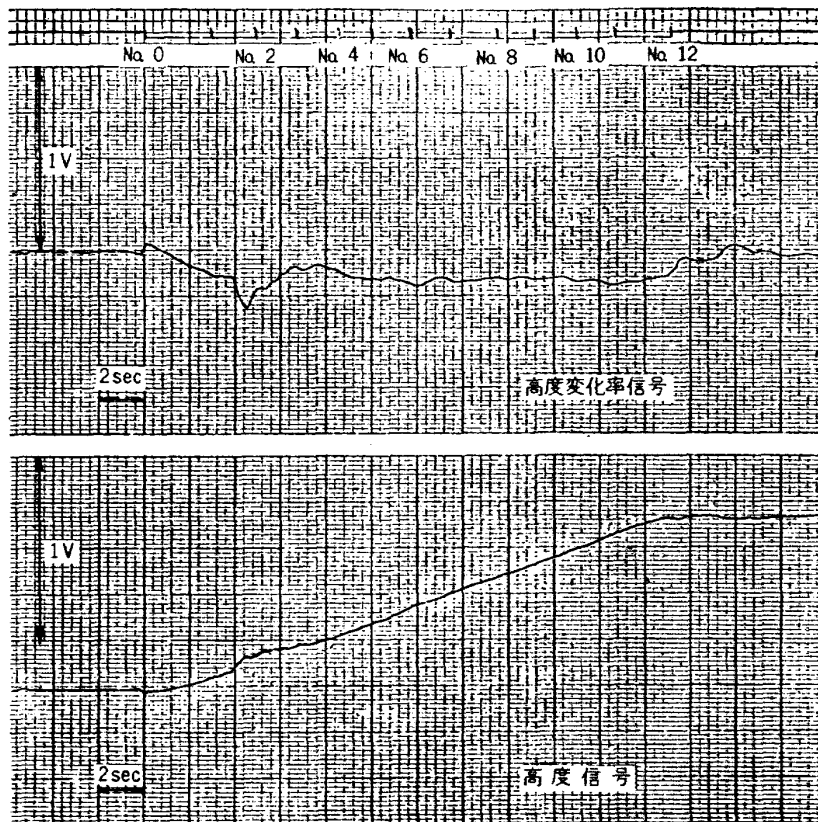
図 3.1.11 アンテナ間隔の電波高度計出力信号への影響

(1) 動的性能試験

本試験は、パルス、FM両方式電波高度計の動的性能を調べるためのもので、高度変化率に等価な速度を与えて行なった。試験方法は静的試験と同じく、コンクリート壁を反射面として用いた。速度を与えるため、性能測定台車を移動させるが、その移動は人間が手で台車を押すことによって行なった。また移動時の位置検出は、台車に取付けたリミットスイッチを、各まくら木にもうけた突起により作動させ、ペン書きレコーダのマーカ信号とした。レコーダには、このマーカ信号を含めて、電波高度計出力信号を近似微分して得た高度変化率信号を記録させた。実験では、移動速度として、比較的遅い速度 (約 0.2m/sec) から速い速度 (約 3.5m/sec) の間を 4 段階に分けて行なった。試験方法は図 3.1.3 に示したのと同様で、この場合、同図のレールのまくら木のナンバが各データのマーカ信号のナンバと対応している。記録の一部として、移動速度の遅いもの (約 0.5 と 0.7m/sec) と速いもの (約 3.4m/sec) の 2 つについてのペン書きオシロの結果を各々図 3.2.1, 図 3.2.2 に示す。各図とも、下側が電波高度計の出力信号で、上側は高度変化率信号

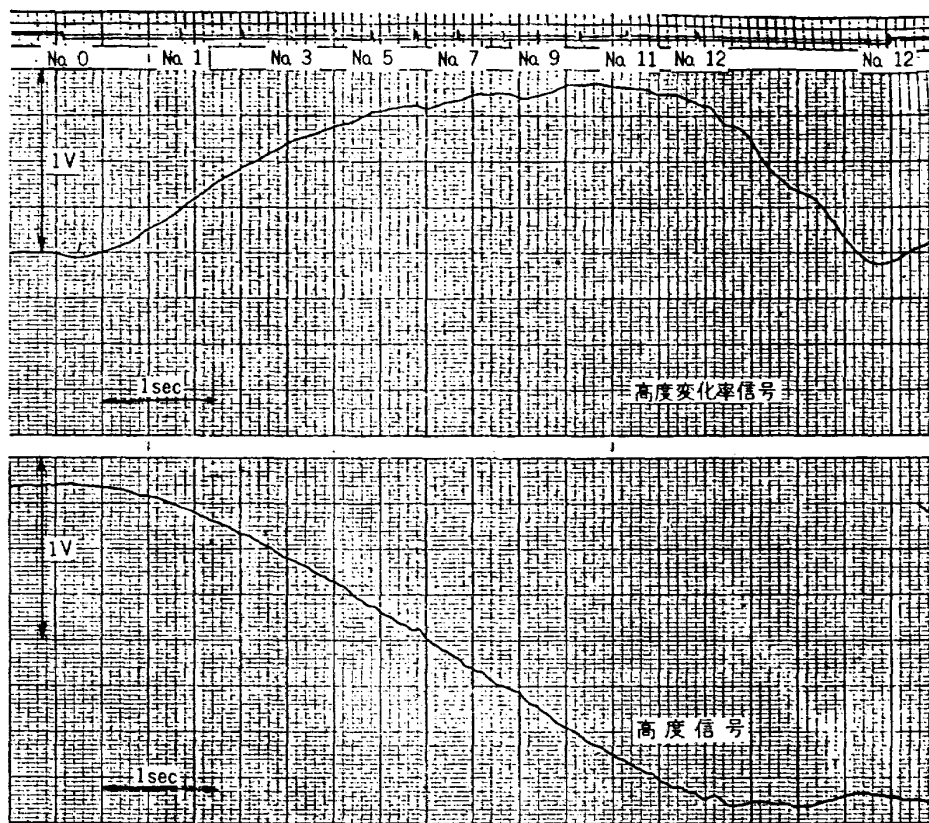


(a) パルス方式 (平均0.53m/sec)

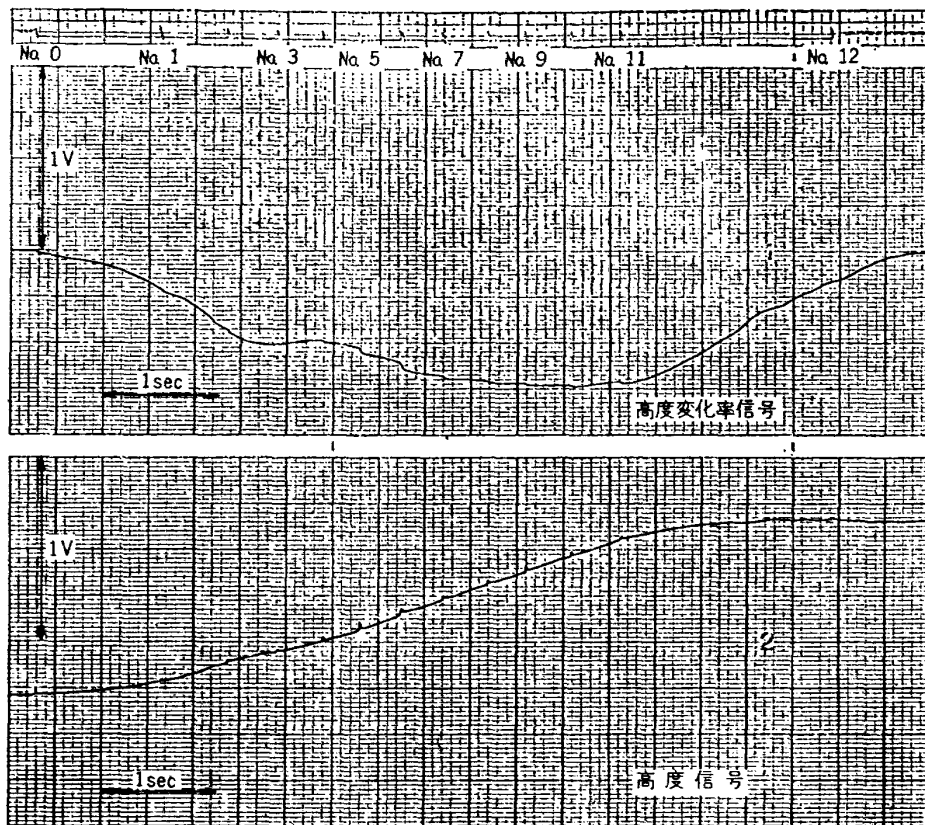


(b) FM方式 (平均0.7m/sec)

図 3.2.1 電波高度計動的特性試験結果 (遅い場合)



(a) パルス方式 (平均3.36m/sec)



(b) FM方式 (平均3.37m/sec)

図 3.2.2 電波高度計動的特性試験結果 (速い場合)

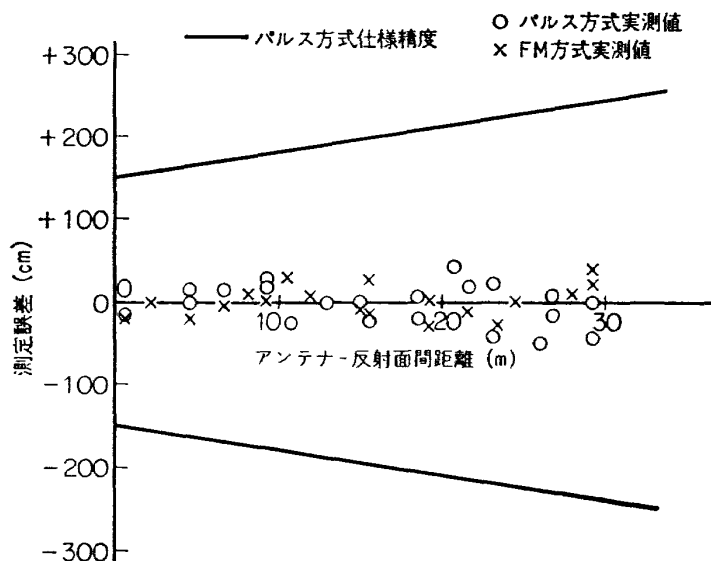


図 3.2.3 仕様精度と実測動的精度

である。各場合とも移動範囲は約 13m である。なおパルス方式の出力信号はマイナスのためペン書き記録では FM 方式と逆向きになっている。

電波高度計の出力信号に対する特徴を挙げると次のようになる。

(a) 両電波高度計に対して

(i) トラック性能は試験全範囲にわたって良好である。

(ii) 速い移動速度になる程、電波高度計内部にある出力信号フィルタの影響のため、出力信号波形は滑らかとなる。

(iii) 動的精度について、仕様精度と比較したものを図 3.2.3 に示す。実験における位置の割出しは、ペン書きオシロのマーカ信号と各まくら木が対応しているので容易に行なえる。なお仕様精度は次のように与えられている。

パルス方式： $\pm(5\text{ ft} + \text{実高度の } 3\%)$

FM方式： $\pm 1\text{ ft}$ (着地時)

図 3.2.3 より両電波高度計共、動的精度は $\pm 50\text{ cm}$ (2 ft 弱) の範囲に入っていることがわかる。

(b) パルス方式電波高度計に対して

(i) 遅い速度ほど出力信号にみだれが多く見られる。これはリーディングエッジ・トラッキング方式をとり、反射条件に対する応答性が鋭敏であるためと考えられる。

(ii) 速度が速くなるにつれて、内部フィルタの影響があらわれ出力信号は滑らかとなる。

(c) FM方式電波高度計に対して

(i) 試験全範囲 (0.7~3.5 m/sec) において速度

にかかわらずなだらかな出力信号となる。これは内部に大きな時定数の出力フィルタがあり大きく影響していると思われる。このように出力フィルタの時定数がある程度大きくすることは、FM方式固有の固定誤差の影響を減らす目的で必要となる。なお、速い速度の場合の出力信号に突起状のノイズが見られるが、これはリミットスイッチが働いた時のノイズである。

(ii) 固定誤差の影響

FM方式の高度信号は原理的にステップ状に変化している。このことは静的性能試験結果に現われていたが、動特性に与える影響を調べるため、移動速度をさらに遅くし、約 0.06 m/sec~0.42 m/sec の範囲で移動させて実験を行なった。この時の出力信号の記録を図 3.2.4 に示す。

本 FM方式電波高度計のステップ変化分は距離にして 0.75m である。従って移動範囲 3m では 4 ステップ分となるが、この様子が図 3.2.4(a) の場合によくわかる。本来この電波高度計の出力信号は、75 cm ごとに変化するわけであるが、この整数倍の距離にない場合、出力として近い側あるいは遠い側のどちらかを出すことになる。しかし実際には内部出力フィルタの影響で出力信号は振動的となる。この様子が図 3.2.4 の各場合において振動波形としてみられる。この振動の様子を振動数と最大振幅について調べてみると、移動速度を変えることにより変化することがわかる。この様子を図 3.2.5 に示す。横軸に移動速度をとり縦軸に振動数とその時の最大振幅をとる。この図より振動数は移動速度とともに増すが、7 Hz 以上にはならな

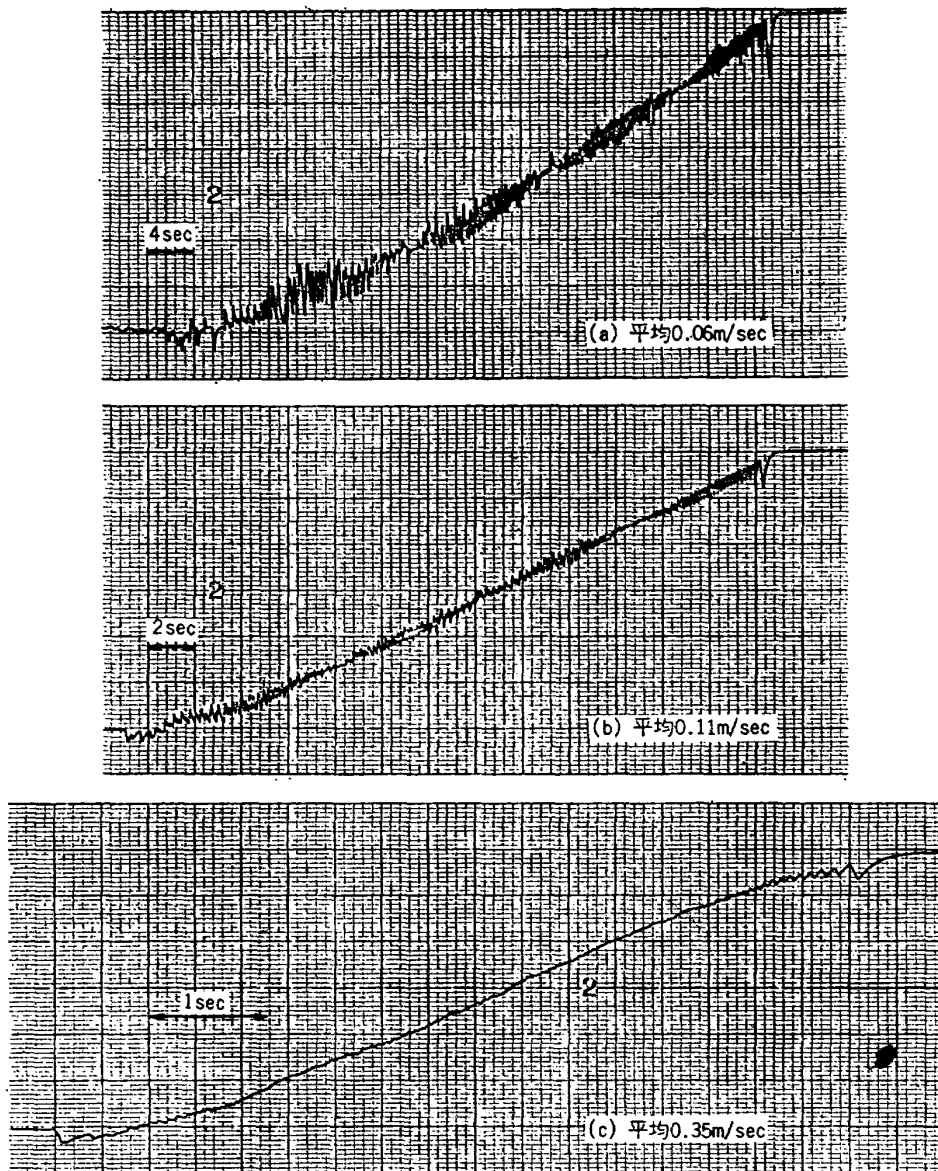


図 3.2.4 固定誤差影響試験

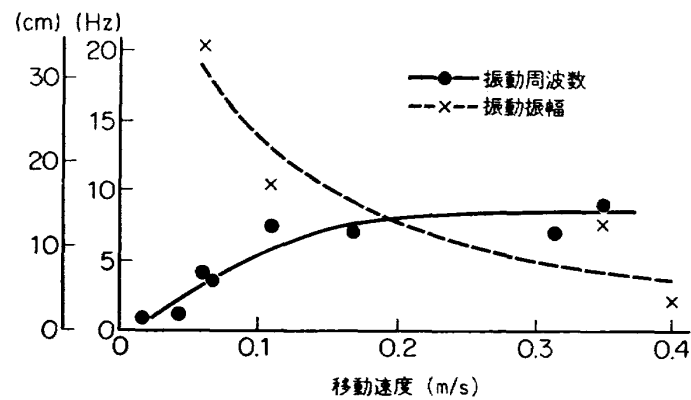


図 3.2.5 FM方式電波高度計固定誤差の影響

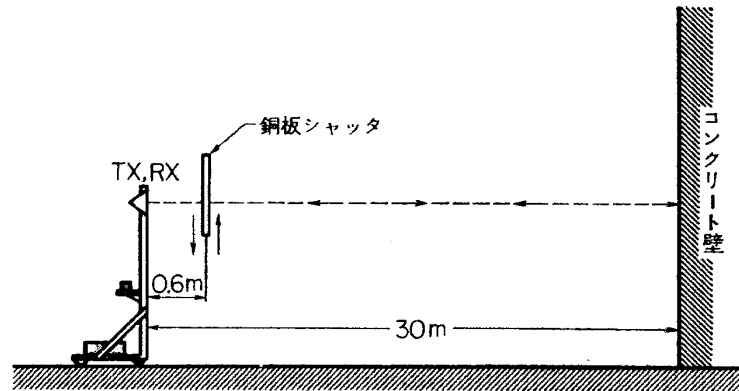


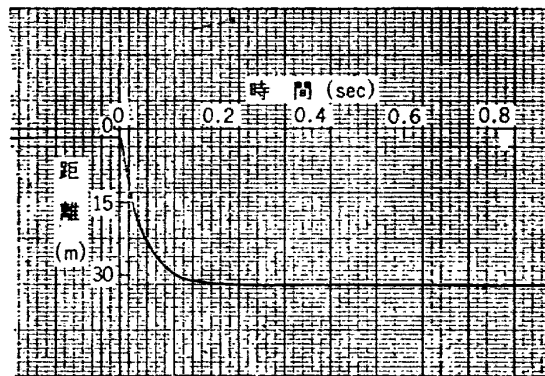
図 3.2.6 電波高度計ステップ応答試験法

い。一方最大振幅はしだいに減り移動速度が 0.4 m/sec 以上になると、このステップ状変化による影響とみられるものはほとんど見られなくなる（動特性試験結果図 3.2.1 および図 3.2.2 を参照）。またこの図 3.2.5 より移動速度が 0.2 m/sec 以上の場合は最大振幅が 10 cm 以下となり、通常の許容精度内のものとなる。移動速度（実際の使用では高度変化率）が 0.2 m/sec 以下の場合に、この電波高度計を使用すると最大 $\pm(1/2 \text{ 固定誤差})$ を伴うことに注意する必要がある。海上でのレベル飛行にこの電波高度計を使用

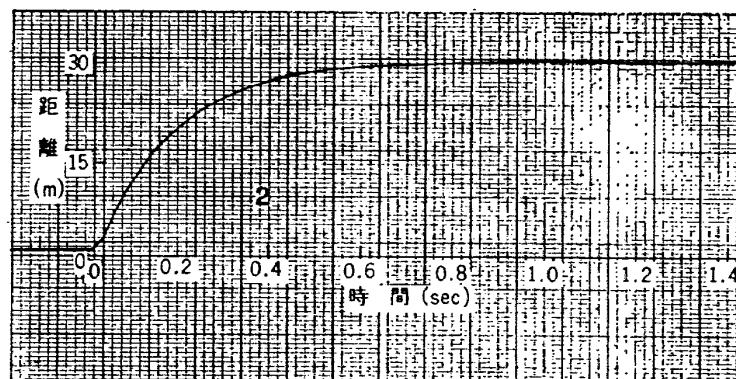
する場合、高度変化率が 0.2 m/sec 以下のことも考えられるが、超低空飛行でないかぎり、この影響は許容誤差内にはいるため無視しえる量となる。また、通常の航空機の着陸の際には、航空機の降下速度が 0.2 m/sec 以下になることもあるが、後節 3.6 で述べるように、大きな前進速度がある場合、固定誤差の影響は取除かれる。

(2) ステップ応答

パルス、FM 両方式電波高度計のステップ応答を測定するため、図 3.2.6 に示すように、送信アンテナ TX、



(a) パルス方式電波高度計のステップ応答



(b) FM方式電波高度計のステップ応答

図 3.2.7 ステップ応答記録例

受信アンテナ RX の前方 0.6m の位置に銅板を置いた。最初にこの 0.6m の位置の銅板をトラックさせておき、次に急激に 30m 前方のコンクリート壁を銅板を除いてトラックさせる。この時の電波高度計高度信号が過度的に変化する様子を示す記録例を図 3.2.7 に示す。これらの実験結果より、0.6mm から 30m

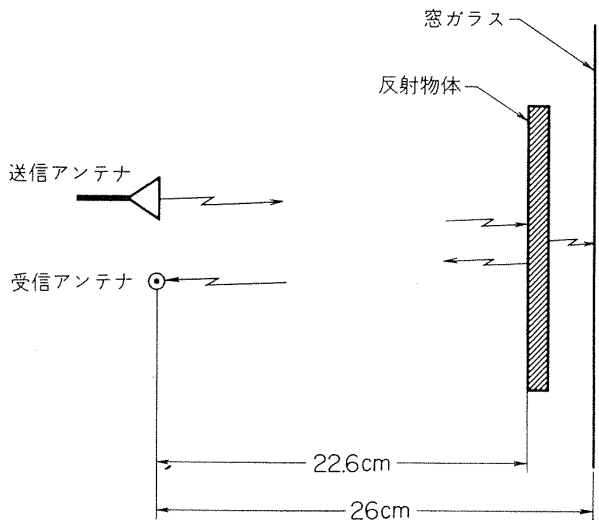


図 3.3.1 反射強度の測定法

表 3.3.1 各種反射物体の反射係数

反 射 物 体	比 係 数
銅平板 (3 mm 厚)	1.0
鉄平板 (2 mm 厚, ラッカ塗装)	0.919
木平板 (15 mm 厚)	0.161
ベークライト平板 (3 mm 厚)	0.089
反射物体なし	0.009

まで変化する出力電圧の 63% までに要する時間、すなわち近似時定数 τ を測定すると、パルス方式電波高度計の時定数は平均 0.0472 秒、また FM 方式電波高度計の時定数は平均 0.179 秒である。なお、FM 方式の場合固定誤差の影響を除くため大きな時定数のフィルタ使用されているので、時定数は大きくなっている。

3.3 反射物体による影響

電波高度計の性能は反射物体によって影響を受ける。反射物体による影響の基本的なものとして、(1)異なる反射物体による反射強度、(2)異なる反射地面状態による影響として芝生と金属面の反射の場合の比較、芝生と水面の反射の場合の比較、雪面の場合などの反射面による影響について、以下に述べるような実験を行なった。

(1) 異なる反射物体による反射強度

図 3.3.1 に示すような配置において反射物体を種々換え、反射電波の強度を測定する。反射物体の大きさは測定誤差を生じさせないため十分の大きさのものを選んだ。反射物体に銅板を使用した時の反射強度を基準の 1.0 にするため、得られた測定値を銅板の値で割り基準化した。得られた結果を表 3.3.1 にまとめて示す。これから明らかなように金属と非金属とでは反射強度が約 10 倍程度異なる。以上の結果から反射強度は反射物体の密度材質ならびに反射面の状態によるものと考えられる。

(2) 異なる反射地面による影響

電波高度計を航空機に搭載し、これを使用して自動

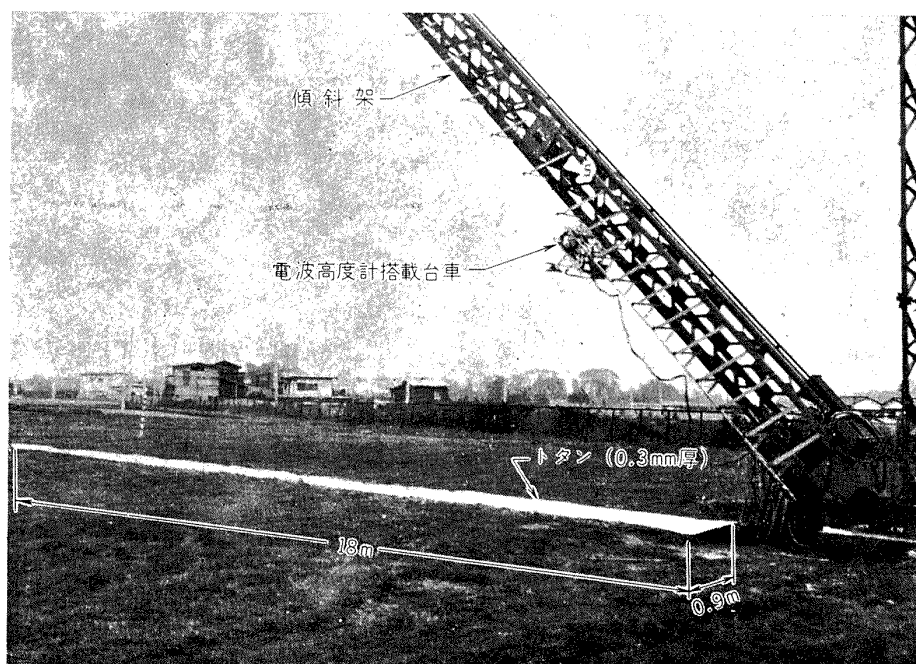


図 3.3.2 金属面反射実験 (トタン 18×0.9m, 厚さ 0.3mm)

着陸を行なう際の問題、いわゆる 実用上の問題として、反射物体による影響がどのようなものを調べる必要がある。気象状態により、滑走路面が雨で水がある場合や、積雪の場合、時には芝生の場合等の状態変化がある。平らな金属物体（本実験ではトタン板）を滑走路に置いた場合その高度信号をノイズの少ないものに改善できる可能性もある。これらの実験のほか、反射面の変動による影響についても調べる。

(a) 芝生と金属（トタン板）反射の場合

実験には図 3.3.2 に示す自動着陸 予備 実験装置を用いた。下面は芝生でおおわれており芝生の状態は芝を刈った直後のものである。金属板（トタン板）を置く場合は図 3.3.2 に示すように傾斜架に沿って置いた。電波高度計搭載台車を傾斜架に沿って移動（上昇あるいは下降）させると、電波高度計に高度変化を与えることができる。記録には電波高度計の出力信号とその変化率信号をとり、この実測結果より反射面の状態が高度信号にどのような影響を与えるかを検討する。なお電波高度計搭載台車の移動は、一定速度でま

ず上昇させて、一時保持して、また一定速度で降下させて実験を行なった。

パルス方式についての結果が図 3.3.3 で、図の上半分が芝生の場合、下半分がトタンを敷いた場合である。図に見る通り、芝生の場合の高度信号は余りなめらかでなく、かなり大きなノイズ状信号（以下ノイズという）の発生が見られる。しかし反射面によって、そのノイズの大きさが変わる。その様子は芝生とトタンの実験結果およびその高度変化率信号を見ればよくわかる。

FM方式についての結果が図 3.3.4 であり、図の上側が芝生の場合、下側がトタンの場合の実験結果である。FM方式はパルス方式同様、トタンを敷いた場合の方がノイズの発生は少ない。しかもパルス方式と比較して非常に少なくなっている。

両方式の芝生の場合の実験結果においてみられるノイズは、芝生面の芝の状態と芝生地面の凹凸に関係していると考えられる。このため芝生面の凹凸を測量してその影響を調べることにしたが、このことに関して

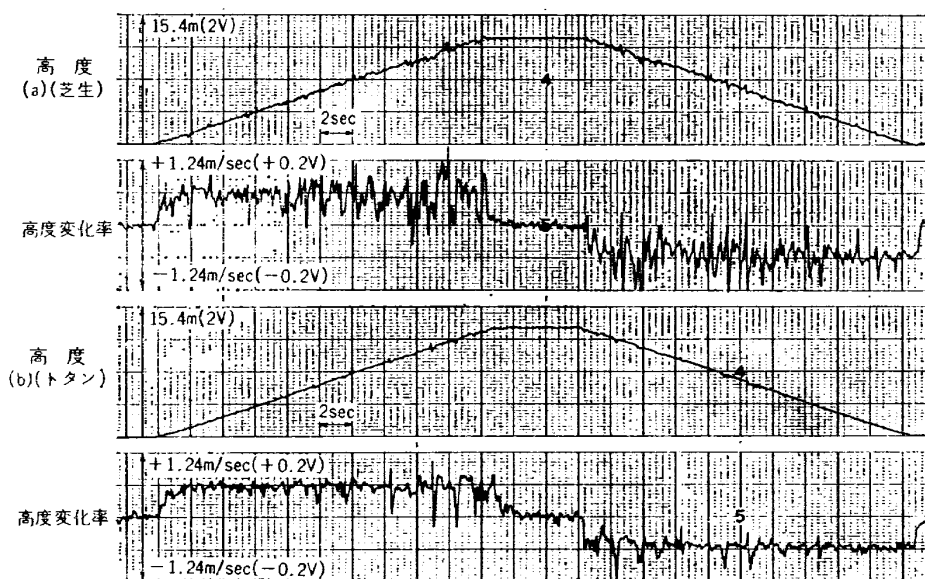


図 3.3.3 芝生とトタン反射面による実験結果の 1 例（パルス方式）

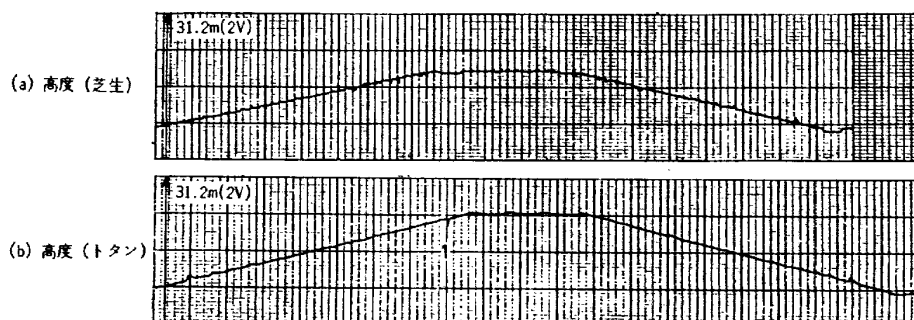


図 3.3.4 芝生とトタン反射面による実験結果の 1 例（FM方式）

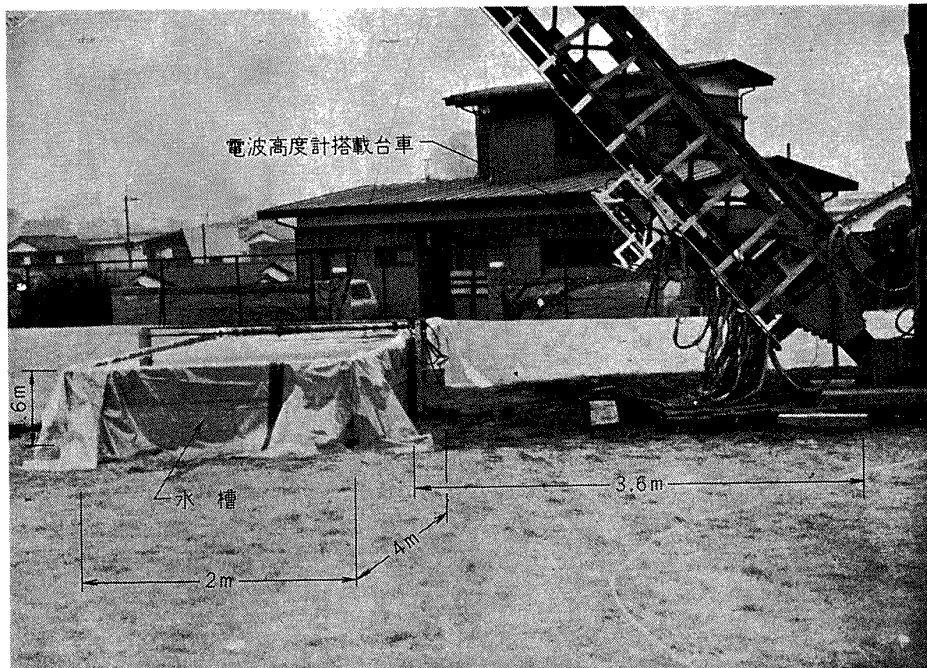


図 3.3.5 水面反射実験 (水槽 2×4×0.6 m)

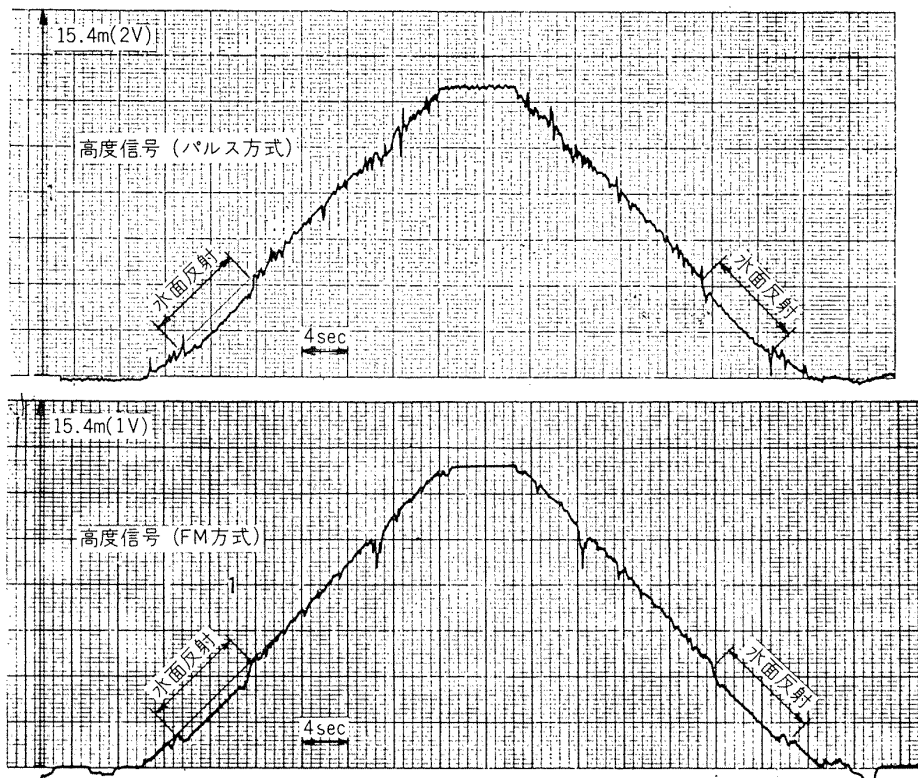


図 3.3.6 水面反射による実験結果の1例

は後節の 3.7 節で述べる。

(b) 芝生と水面反射の場合

自動着陸予備実験装置下に図 3.3.5 に示すような水槽 (4m×2m×0.6m) を配置し、水を満水した状態で先の(a)と同様の試験を行なう。

パルス、FM両方式の実験結果を図 3.3.6 に示す。この図より電波高度計高度信号をみると、水槽の所で

水面の高さだけ低くあらわれている。(低くあらわれるということは、この分だけ地形が高くなっていることを示す。) しかもその信号波形は芝生の所と比較して著しくなだらかである。これは金属(トタン板)反射の場合と同様に反射面が平坦なので、高度信号のノイズが少なくなったためである。ただし水面を波立たせた場合、ノイズはかならずしも少なくならなかった。

(c) 雪面反射の場合

本試験は幸いにも約 30~40 cm の積雪にめぐまれた時に行なったもので、その様子を図 3.3.7 に示す。

パルス、FM 両方式の試験結果を図 3.3.8 に示す。3通りの速度変化で実験をした。これらの波形をみるとノイズが著しく現われており、芝生の反射面の場合(図 3.3.3 と 3.3.4 を参照)と比較しても雪面反射の方が大きいことがわかる。芝生の場合の実験結果と比べて、雪の場合のノイズの増加は、一見雪の表面が一樣に近くみえても、芝生の場合よりも凹凸が大きい

ほか、反射物体の密度にも関係していると考えられる。また、台車走行速度を増加させた場合、ノイズの減少が図 3.3.8 に見られる。なお図 3.3.8(b)の矢印の部分は、たまたまアンテナ直下雪面以外に強く反射する所があったために生じたもので、雪面反射以外の実験ではまったく生じなかったものである。

(d) 金属反射面の変動による影響

本試験は図 3.3.9 に示すように、反射面として縦 2m、横 3m のアルミ板で作られた反射板を用い、これに直面して 17m の位置に測定台車を置き行なう。



図 3.3.7 雪面反射実験 (積雪 約 30 cm)

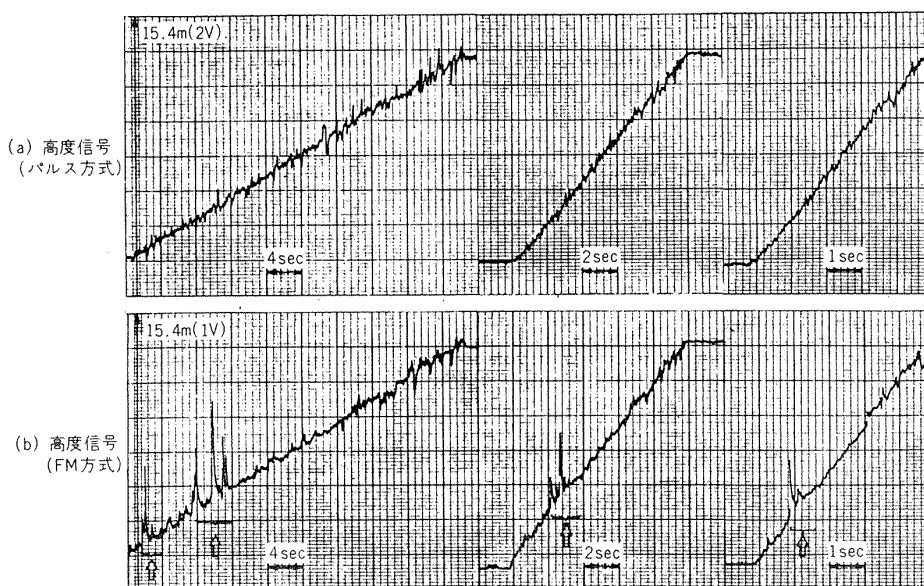


図 3.3.8 雪面反射による実験結果の 1 例

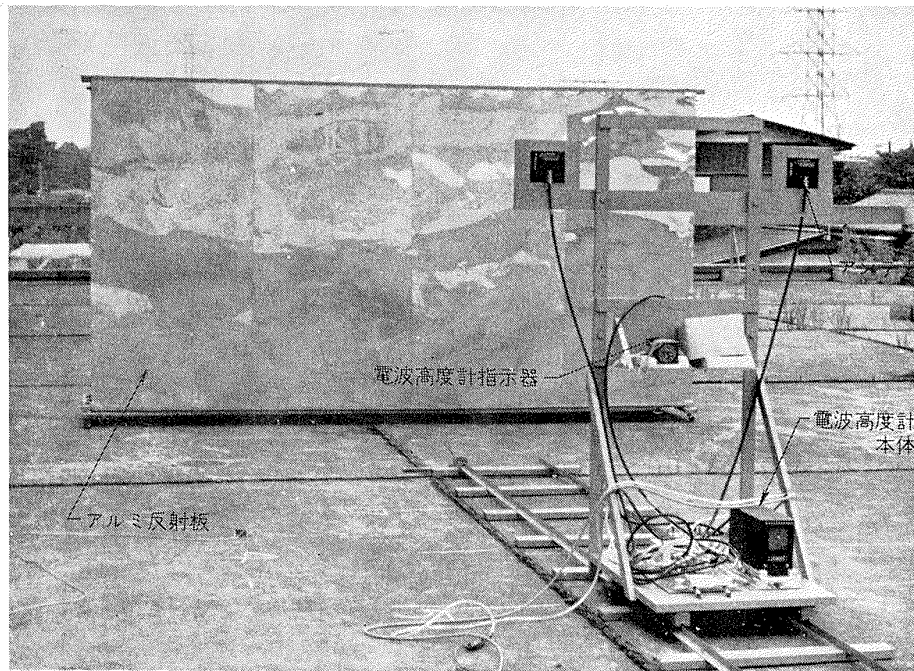


図 3.3.9 アルミ反射板の変動による影響試験

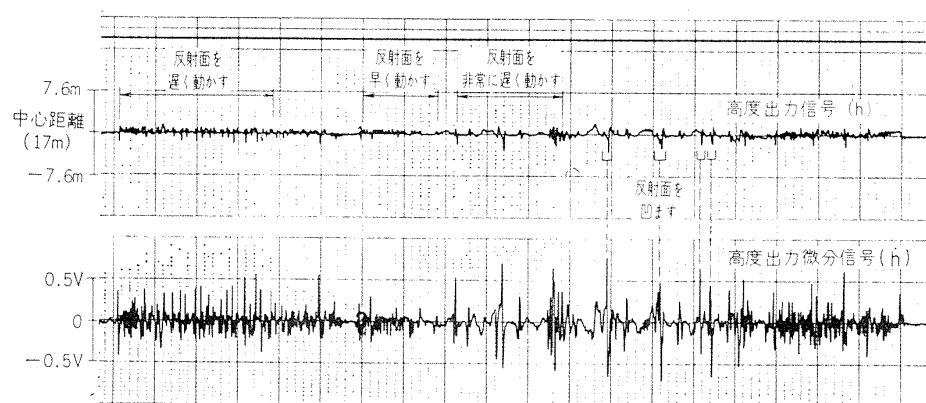


図 3.3.10 反射面の変動による出力信号（パルス方式，アンテナー反射面間距離 17m）

反射面を変動させた場合の電波高度計出力信号を測定して、その影響を調べる。この結果を図 3.3.10 に示す。この時の反射面の変動は反射面中央を約 10 cm ほど前後させたものである。約 10 cm の反射面変動に対して、出力の変動は約 $\pm 0.1\text{V}$ ($\pm 0.76\text{m}$) で反射面と電波高度計が近づくほどこの影響は少なくなる傾向にあった。

以上、(a), (b), (c), (d) の実験より、トタンおよび水面のように反射面が平坦である場合はノイズが減少することがわかった。したがって実際の使用時には、このように反射面の状態によって電波高度計の高度信号にノイズを生じたりするので、反射面の状態をよく調べておくことが必要である。また、実際の滑走路では、実験(d)のように反射面が自ら変動することはありえないが、凹凸がある滑走路に離着陸する場合、この実験

と同じような効果となる。したがって低高度を測定する場合には十分な注意が必要で、かつ滑走路面を規定する必要があると考えられる。なお後で述べる飛行試験の結果（3.6 節参照）で判明したことであるが、通常の飛行機の着陸にはかなりの前進速度があるため、ノイズは内部フィルタの影響によりほとんど無視できるようになる。ただし垂直離着陸機（VTOL 機）に利用する場合には、滑走路面の規定は重要なものとなる。

3.4 機体姿勢変化による影響

自動着陸を行なう際に機体の姿勢変化によって、電波高度計出力に何らかの誤差が生じることは非常に望ましくない。機体姿勢変化による影響を小さくする方法はアンテナ指向性を広くすれば良いが、一方広くすると障害物などによる電波干渉的な影響が多く入るの

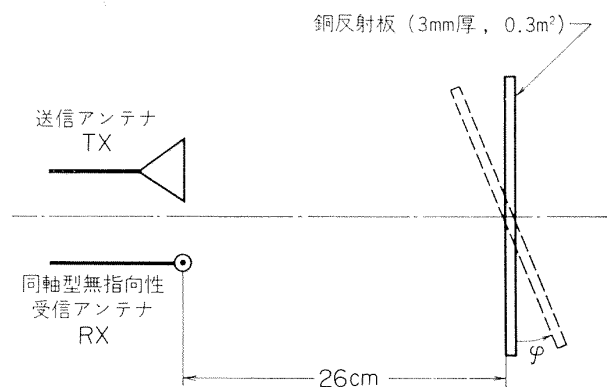


図 3.4.1 反射面角度による反射強度の測定法

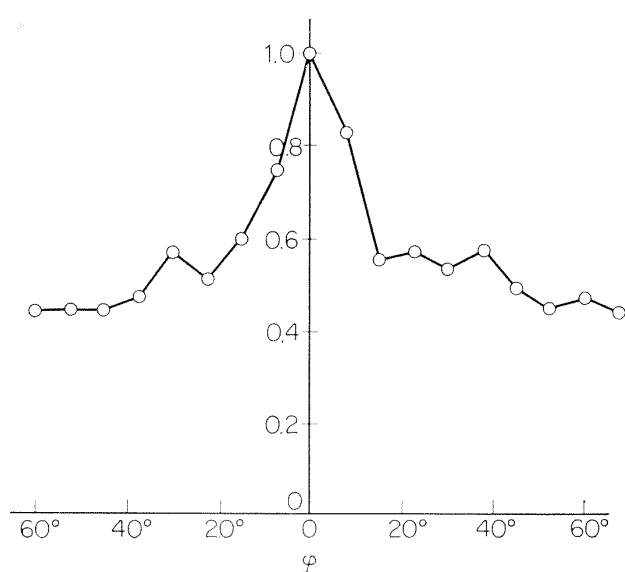


図 3.4.2 反射面角度による反射強度測定結果 (パルス方式)

で望ましくない。 $\pm 17.5^\circ$ の指向性のアンテナを用いて、パルス、FM両電波高度計の機体姿勢変化による影響を調べるため、基本特性として反射面角度による反射強度と機体姿勢（アンテナ角度）変化による高度出力への影響について以下のような実験を行なった。

(1) 反射面角度による反射強度

本試験は図 3.4.1 に示すように反射物体として銅平板（ 0.32m^2 ）を用いて行なう。この銅平板を回転させ、 φ が零のときを基準にした反射強度と回転角の関係を求める。電波高度計としてはパルス方式のものを用いた。反射角度は 7.5° おきに行ない、同軸型アンテナRXによる受信信号を整流して高感度真空管電圧計で測定した。反射角度零のときを基準の 1.0 とするため、 $\varphi=0$ 以外の測定値を全て $\varphi=0$ のときの値で割った。この結果を図 3.4.2 に示す。この図より反射角度が 0 から $\pm 20^\circ$ の間で強度が急に減衰することがわかる。したがってこれは送信アンテナの指向性（ $\pm 17.5^\circ$ ）に関係しているものと考えられる。

(2) 機体姿勢変化（アンテナ角度）による影響

実験方法は自動着陸予備実験装置を用い、高度 1.2 m および 13.6 m の 2 段階で、アンテナ面を鉛直下方向から 68 度まで一定速度で回転させて行ない、その時の電波高度計の高度信号の変化を調べる。このため電波高度計搭載台車を図 3.4.3 のように改造し、精サーボ系を使用して、アンテナ角度を連続的に回転できるようにした。但し反射面は芝生を刈った後の状態である。

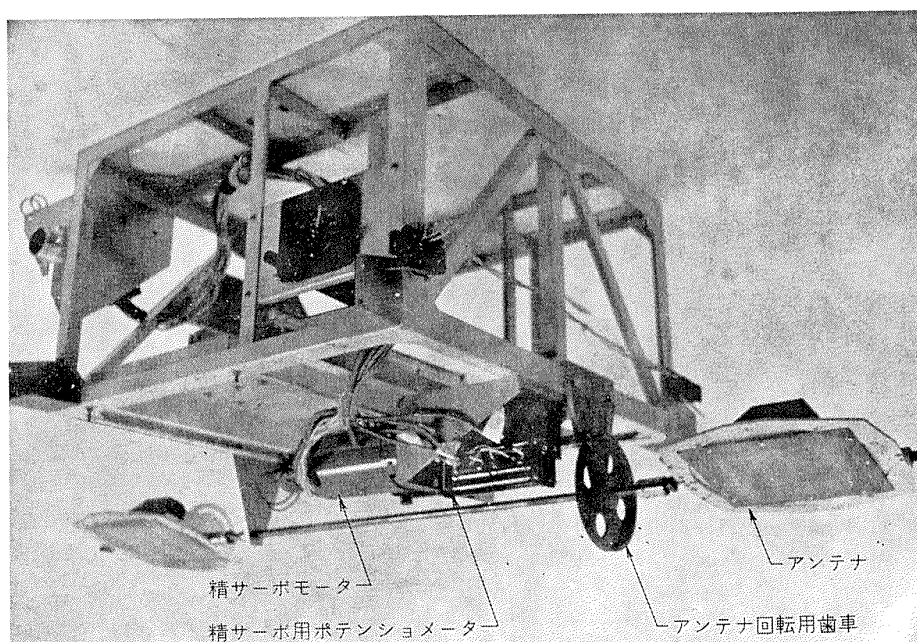


図 3.4.3 アンテナ回転用精サーボ機構

(a) パルス方式の場合

図 3.4.4 (実線) にパルス方式の記録を整理した実験結果を示す。図中、半径方向は高度を示し、縦軸を基準とし反時計まわりにアンテナ角度を示す。図より明らかなように高度 1.2m では、アンテナ角度を 46 度まで変化させても高度信号に変化はみられず、46 度を越え 56.4 度まで変化させると 1.2m から 2.3m と高度変化を生ずる。56.4 度を越えるとノートラックとなり測定不可能となった。高度 13.6m の場合には、アンテナ角度 30 度までは完全に実高度 13.6m を指示し、30 度を越すと実高度よりわずかに高い値となり、50 度で 14.4m、53 度でノートラックとなった。この実験結果では、アンテナ角度が ± 30 度以内であるなら姿勢角による高度誤差はなく、 ± 50 度以内なら高々 10% の誤差で高度信号を得ることができる。さらに ± 50 度以上のアンテナ角度に対しては、もはや高度信号は得られずノートラックとなり実用に供しない。

(b) FM方式の場合

FM方式の結果を示すと図 3.4.4 の点線のようになる。高度 1.2m ではアンテナ角度を 0 から 45.6 度まで変えても高度信号に変化はなかった。45.6 度以上変

えてゆくとしだいに高度信号は増し、52.6 度以上ではノートラックとなった。一方、高度 13.6m では 29.5 度までは変化がみられず、さらに回転させると遠方をトラックするようになり、33 度以上ではノートラックとなり高度信号は得られなくなった。

以上の実験より、FM方式の場合どの高度でも約 29 度までは高度信号に変化はみられない。したがってこの範囲内で使用すれば、姿勢変化（角度変化）による影響はない。

3.5 コーナ・リフレクタの有効性に関する実験

自動着陸の際に滑走路入口付近が必ずしも平坦であるとはかぎらない。羽田の国際空港のように海面の場合もあって、この場合は潮の干満によって海面の高さが変動する。このような場合、広範囲に金網や金属板を張って電波高度計に対する擬似滑走路を設けることも考えられる。また VTOL 機のような場合には、大きな滑走路は要らないが、3.3 節 (2) で述べたように非常に滑らかな滑走路を必要とすると考えられる。これらのかわりの方法として、コーナ・リフレクタの利用の可能性について検討する。この可能性を実験的に確かめるため、以下に述べるような実験を行なった。

(1) コーナ・リフレクタ

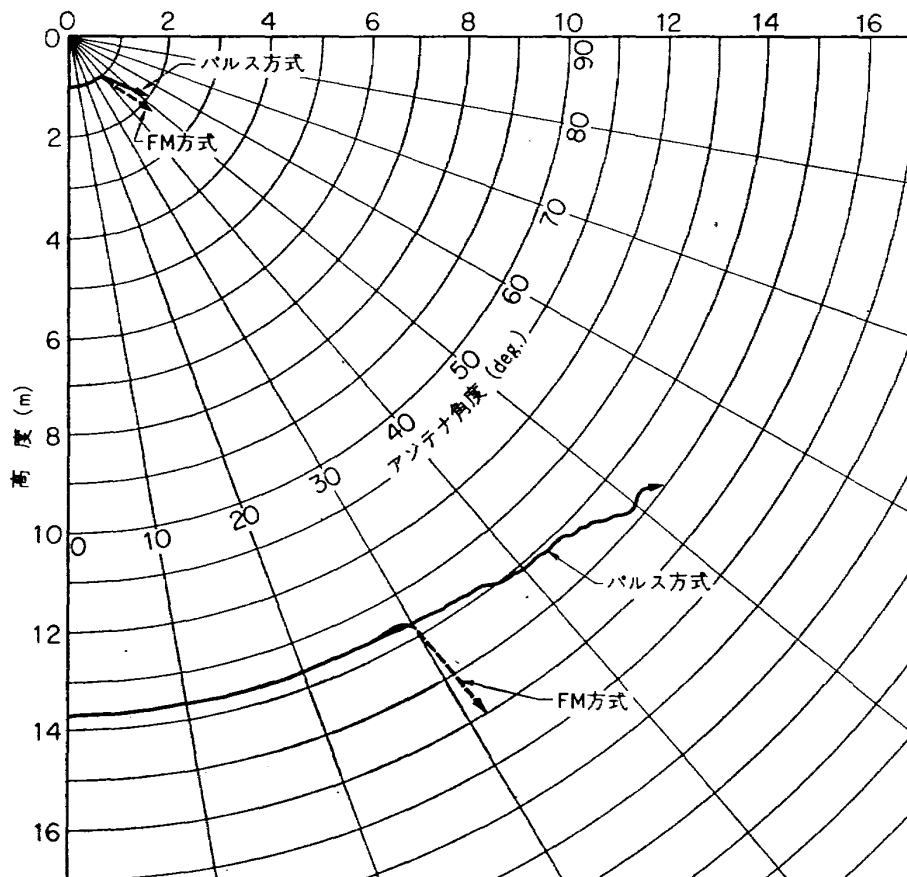


図 3.4.4 アンテナ角度変化による高度出力信号

小さい目標で大きい有効反射断面積を有するものにコーナ・リフレクタがある。コーナ・リフレクタの形状はいろいろあるが、ここでは三角形コーナ・リフレクタを試作し、その有効性についての実験を行なう。

電波の発射時の電力を W_T とし、コーナ・リフレクタで反射され発射点までもどった反射波の電力を W_R とすれば、

$$W_R = W_T \cdot \frac{A_R^2 \cdot A_{eff}^2}{\lambda^4 d^4} \quad (3.1)$$

ここに A_R は送受信アンテナを同一と仮定した場合のアンテナ有効面積、 A_{eff} は反射物体（コーナ・リフレクタ）の有効反射断面積、 λ は波長、 d は電波の発射点とコーナ・リフレクタ間の距離である。図 3.5.1 のような三角形コーナ・リフレクタの有効反射断面積 A_{eff} は、

$$A_{eff} = \frac{4\pi A^2}{\lambda^2} \quad [\text{m}^2] \quad (3.2)$$

で与えられる。ここで A はコーナリフレクタの有効面積と等価な平面反射体の面積で図 3.5.1 の場合は、 $A = a^2/\sqrt{3}$ である。従って三角形のコーナ・リフレクタは (3.2) 式より

$$A_{eff} = \frac{4}{3} \cdot \frac{\pi a^4}{\lambda^2} \quad (3.3)$$

となる。パルス方式電波高度計の周波数 f は 4300

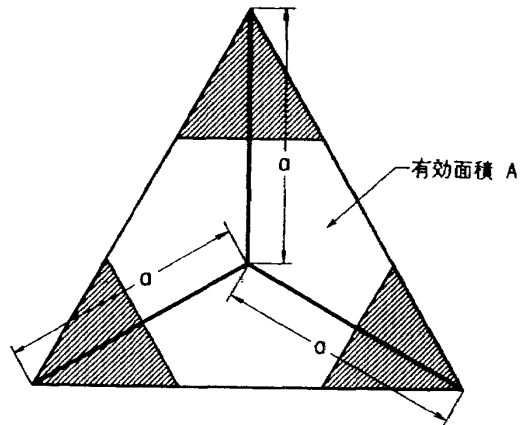


図 3.5.1 三角形コーナ・リフレクタ

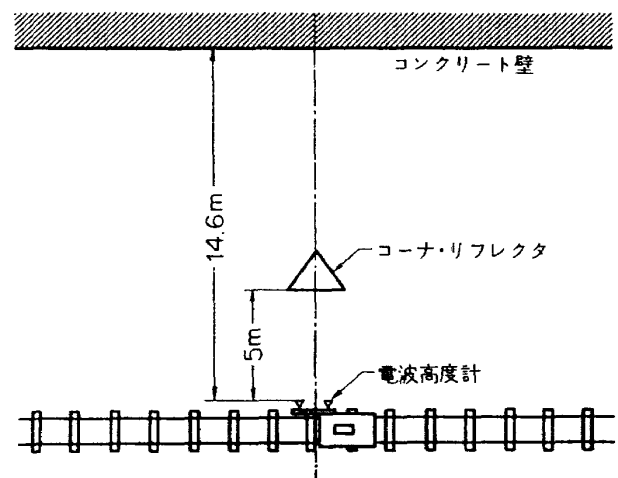
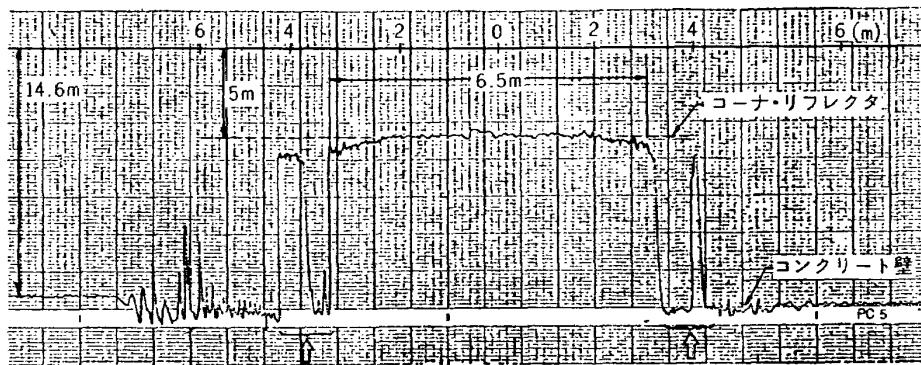
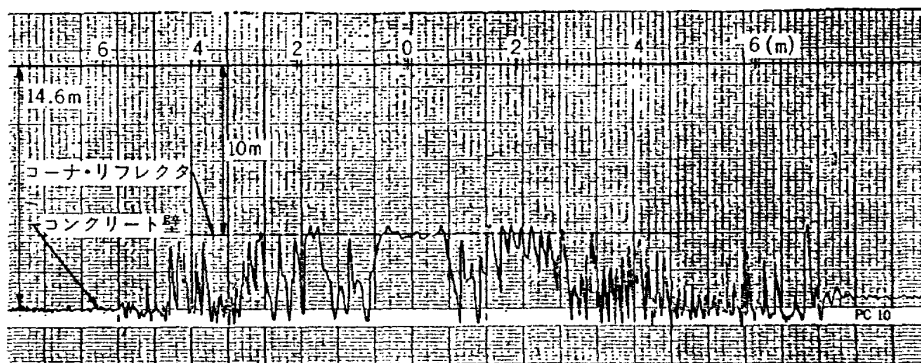


図 3.5.2 コーナ・リフレクタの有効性試験

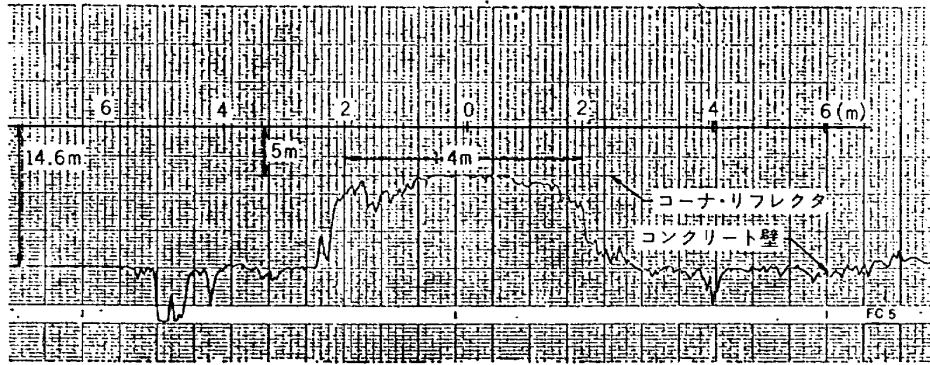


(a) パルス方式（アンテナ-コーナ・リフレクタ間距離 5m）

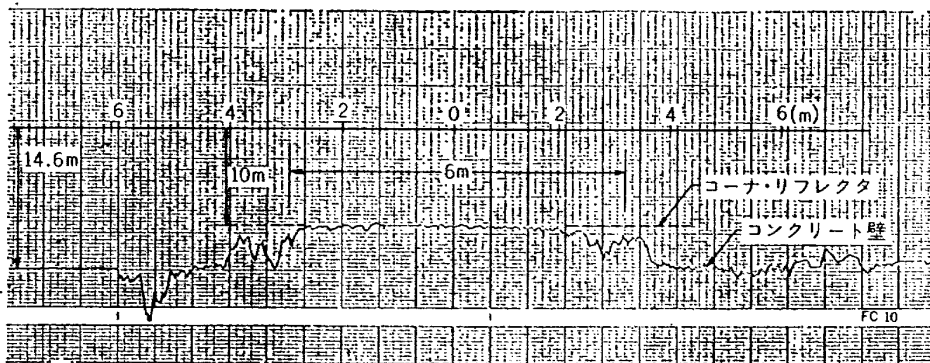


(b) パルス方式（アンテナ-コーナ・リフレクタ間距離 10m）

図 3.5.3 コーナ・リフレクタによる有効性試験結果（パルス方式）



(a) FM方式 (アンテナ-コーナ・リフレクタ間距離 5m)



(b) FM方式 (アンテナ-コーナ・リフレクタ間距離 10m)

図 3.5.4 コーナ・リフレクタによる有効性試験結果 (FM方式)

MHz であるから、波長 λ は

$$\lambda = \frac{c}{f} = 0.0698 \text{ [m]}$$

したがって、 $a=1 \text{ [m]}$ とすれば

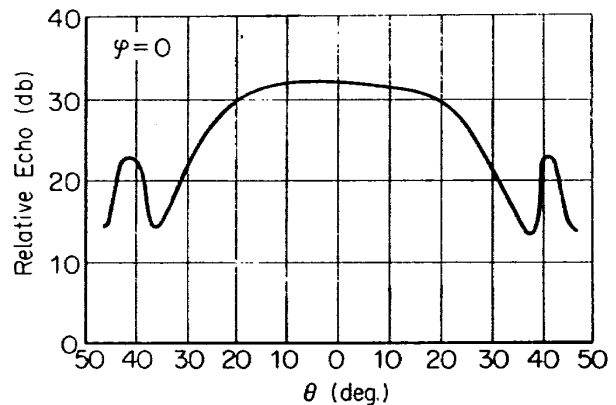
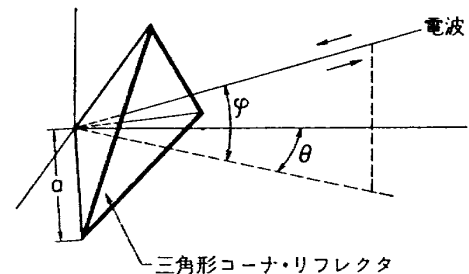
$$A_{eff} \doteq 860 \text{ [m}^2\text{]}$$

となる。これより (3.1) 式に含まれる有効反射断面積がかなり大きくなり、受信波の電力が著しく増大することがわかる。 $a=1\text{m}$ のコーナ・リフレクタを製作し、以下に述べる2種の実験を行ない、コーナ・リフレクタの有効性および基本特性を確認する。

(2) コーナ・リフレクタの有効性【実験1】

図 3.5.2 にコーナ・リフレクタの効果を試験するための配置図を示す。このような配置によるパルス、FM両方式の電波高度計の試験結果を図 3.5.3, 図 3.5.4 にそれぞれ示す。両図で (a) は電波高度計とコーナ・リフレクタ間の距離が 5m, (b) は 10m とした場合でいずれもコーナ・リフレクタ後方のコンクリート壁までの距離は 14.6m である。

正面からみて一辺が 1.4m であるコーナ・リフレクタにおいて、パルス方式で 5m の位置にコーナ・リフレクタを置いた場合、図 3.5.3 (a) で明らかなように約 6.5m にわたり有効に作用していることがわかる。しかし 10m の場合は、同図 (b) に示すように、非常

図 3.5.5 三角形コーナ・リフレクタの特性¹⁴⁾

に不安定な高度出力信号となっている。本パルス方式電波高度計はリーディングエッジ・トラッキング方式で受信利得が時間とともに増加する可変利得を採用し

ている。このため電波高度計とコーナ・リフレクタ間の距離が 10m に対し、その後方の壁までの距離が 5m と比較的近いので、コーナ・リフレクタによる反射電波とコンクリート壁からの反射電波の強度関係により、コーナ・リフレクタをトラックしたり、コンクリート壁をトラックしたりして出力が不安定になったと考えられる。一方 FM 方式電波高度計では、コーナ・リフレクタによる有効トラッキング範囲はコーナ・リフレクタと電波高度計の距離が 5m の場合約 4m, 10

m の場合で約 6m と有効に作用していることがわかる。

図 3.5.3 の (a) 矢印の部分に遠方(コンクリート壁)をトラックし、再びコーナ・リフレクタをトラックする部分がある。これは三角形コーナ・リフレクタの特性が図 3.5.5^{10,16)} に示すように、 $\theta = \pm 40^\circ$ 付近で二面反射をするので谷とピークを生じることによるものである。このような特性は、図 3.5.3, 図 3.5.4 のほかの実験結果にも見られる。

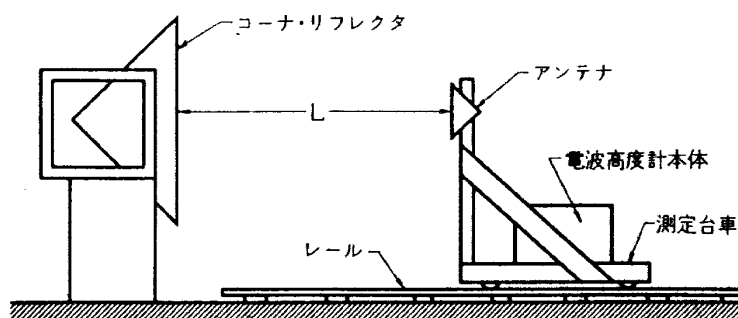
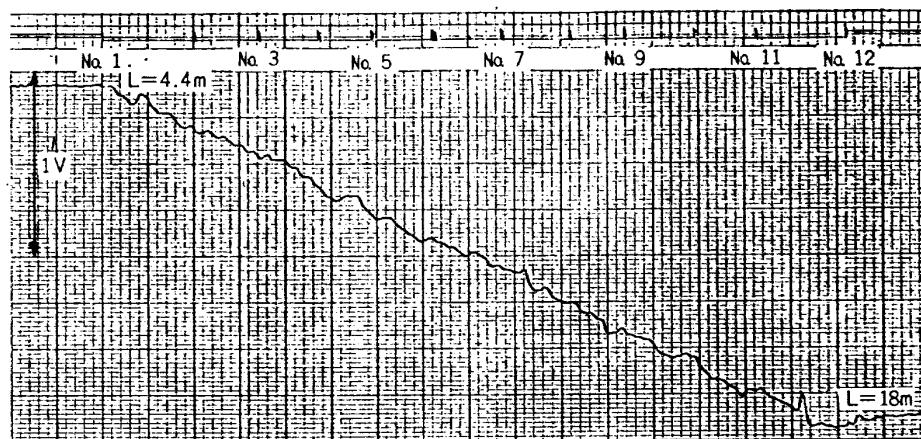
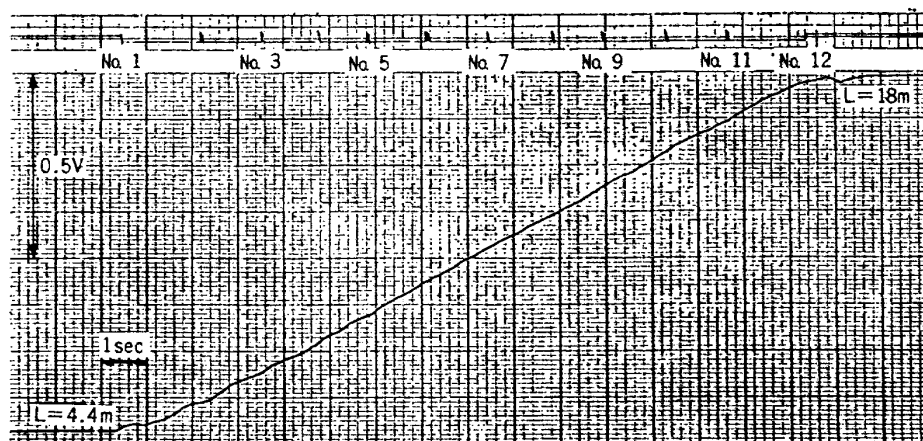


図 3.5.6 コーナ・リフレクタによるトラッキング試験



(a) パルス方式 高度計出力信号(走行速度約0.82m/sec)



(b) FM方式 高度計出力信号(走行速度約0.9m/sec)

図 3.5.7 コーナ・リフレクタによるトラッキング試験結果

(3) コーナ・リフレクタの有効性【実験2】

本実験方法は図 3.5.6 に示すようにコーナ・リフレクタを置いて反射面とし、測定台車をこのコーナ・リフレクタに向けて前後させて、電波高度計の高度信号をペン書きオシロに記録した。図 3.5.7(a) がパルス方式の試験結果で、(b) が FM 方式の試験結果である。移動範囲は約 4.4m から 18m である。

コーナ・リフレクタは点反射と考えられるが、図 3.5.7 にみるごとくかなりノイズの少ない高度信号となっている。しかし高度信号の中には 1~3 Hz のノイズ状の信号が現われている。これは測定台車のアンテナ取付部の振動により生じたものである。遠距離反射(18m 以上)においてはトラッキングが不安定であった。これは主に、距離の増加による等価有効面積の減少およびコーナ・リフレクタの加工精度の影響のために、トラッキングが不安定になったものと考えらる。

以上【実験1】、【実験2】の結果より、比較的近い距離(0~18m)においては、コーナ・リフレクタの有効性は認められた。距離が遠い場合には、トラッキングが不安定であるという問題が生じたが、これはコーナ・リフレクタの有効面積を増大させることのほか、コーナ・リフレクタの製作精度を上げることにより解決されるものと考えられる。

3.6 飛行実験による性能試験

パルス、FM 両方式電波高度計の自動着陸での高度検出センサとしての性能を飛行試験によって確認するため、電波高度計を航空機に搭載して実際に離着陸

を行ない、その性能を測定した。なお離着陸実験は調布飛行場で行なった。さらに、低高度(500~1000 ft)における地形変化、地上物体の検出、海上飛行中における島の検出試験なども行なった。

実験機としては当所のビーチクラフト社製クインエア (Queen Air) 65 型機(図 3.6.1)を使用し、電波高度計のアンテナは着脱容易で飛行に支障のないよう、船形のを機体重心近傍の胴体下面に機体前後軸方向に配列して取付けた。この様子を図 3.6.2 に示す。アンテナ間隔は、パルス方式では仕様が 36 インチ以上であることより 93.2 cm とし、FM 方式では地上実験で使用可能であることを確認してある 32 cm とした。電波高度計本体は機内にあり、電波高度計信号およびその他の信号は、ペン書きオシロを同時に搭載してこれに記録した。

(1) 離着陸時における性能試験

この性能試験の目的は、実物の電波高度計が自動着陸に使用可能かについての機能確認試験を行なうことと、離着陸時における電波高度計の精度を含めた性能確認のためである。さらに離着陸時の地面などの外界物体の影響等も調べる。以下に本試験の実験装置、実験方法、実験結果を記す。

(a) 実験装置および実験方法

離着陸における高度計測の精度を調べるためには電波高度計による高度計測と同時に別の方法により基準高度を計測し、両者の高度を比較することが必要である。通常の気圧高度計は、精度、応答性能の面で、基準高度としての目的をはたさないため、地上において



図 3.6.1 クイン・エア 65 型実験機

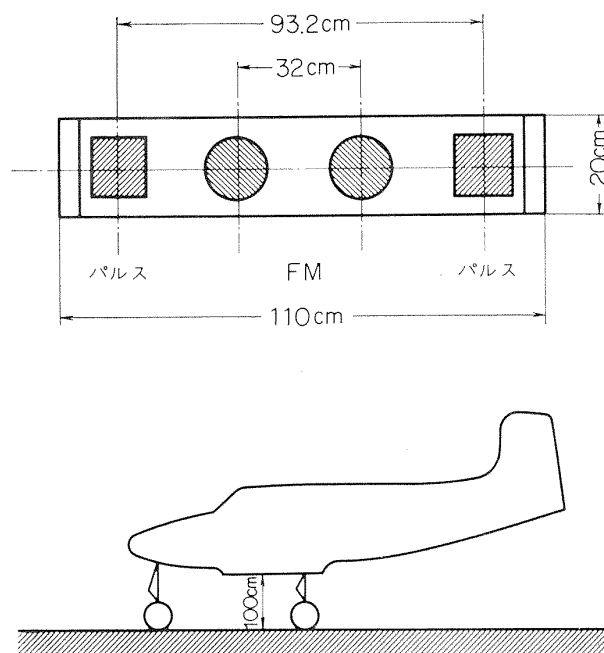
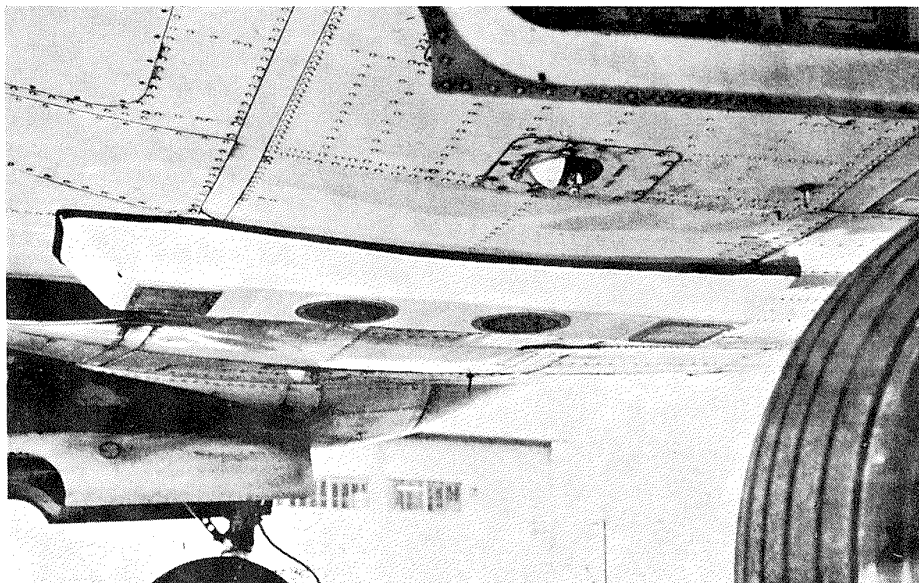


図 3.6.2 実験機の電波高度計アンテナ配置

ピンテン式離着陸カメラを用いて航空機を記録撮影することにより、基準高度を得ることにした。この離着陸カメラを図 3.6.3 に示す。滑走路端のわきにこの離着陸カメラを設置し、航空機が滑走路近くに進入してきた頃より撮影を開始し、毎秒 3 コマの速度で航空機を追跡撮影する。撮影フィルムは 75 mm 幅のもので、航空機をとらえるとともに、あわせてその刻々の方位角と、撮影時刻を示す時計とが同一フィルムに写される。図 3.6.4 にこの離着陸カメラで撮影されたフィルムの 1 コマを示す。上部に時計と方位角を示す目盛とが写され、航空機画面には周囲と中心に細い線がしるされ、後で航空機高度を算出する際の基準とさ

れる。このように撮影されたフィルムを解析機で拡大し、基準線からの偏位、その時の方位角を読みとり、これらのデータをもとに航空機高度を算出する。

一方、機上では、電波高度計高度信号をペン書きオシロに記録しているが、地上の記録（離着陸カメラによるもの）と同時性をもたせるため、時間に関するものをあわせて記録する必要がある。このため、機上での時計（超精密級ストップウォッチ）を 35 mm カメラにより数秒間隔で写し、この時のシャッターボタンに同期した信号をペン書きオシロのタイマ信号として記録した。機上と地上の時計（地上でも超精密級ストップウォッチを用いた）を同時刻に動作させるため、ト



図 3.6.3 ビンテン式離着陸カメラ

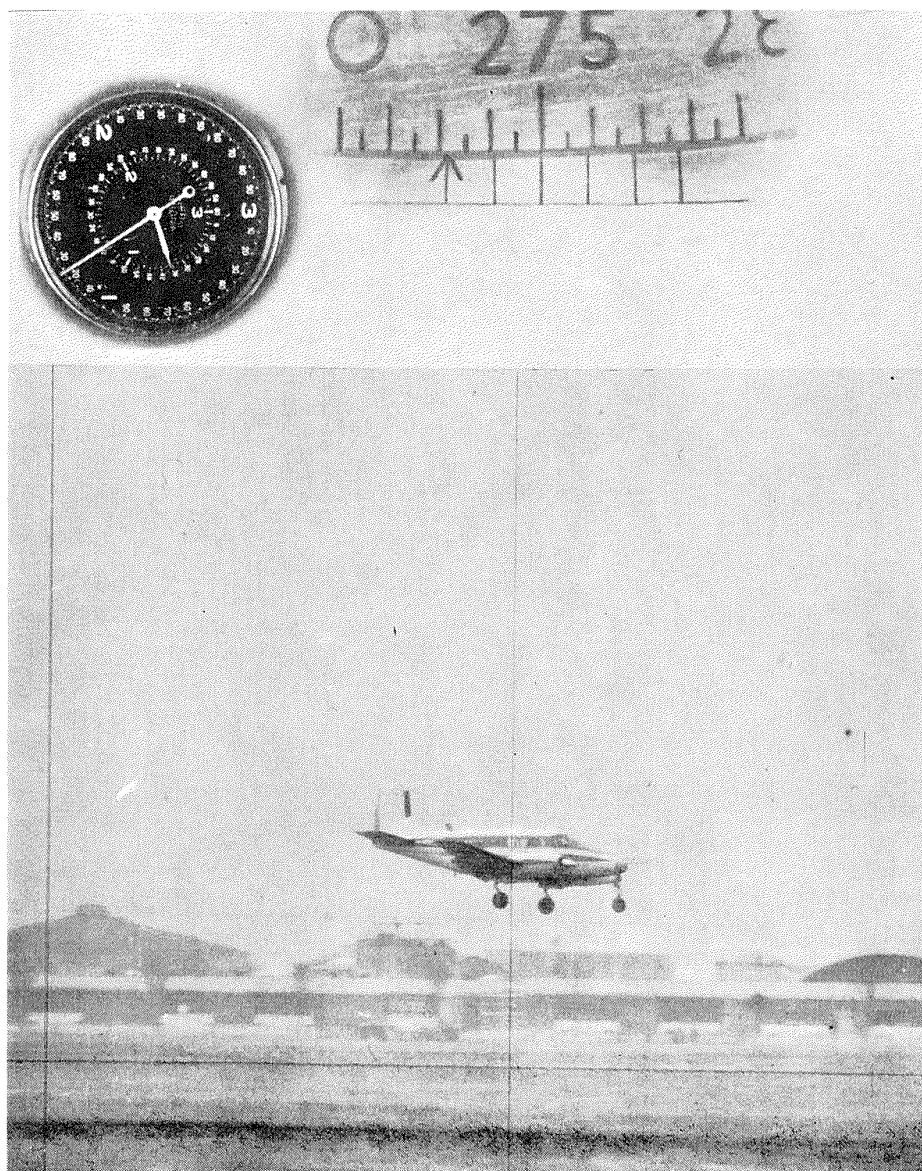


図 3.6.4 離着陸カメラによる撮影フィルム記録例

ランシーバにより連絡をとり各々の時計を動作させた。しかしこの時、微少な時間差が生じるため、航空機が着地した後二つの時計をならべて 35 mm カメラで撮影しその差をひかえ、機上と地上の記録の時間軸をあわせる際の補正分とした。このような方法により記録上時間に関しては 1/100 秒のオーダの確度を得ることができた。

電波高度計は原理的に絶対高度を測定するが、離着陸カメラの撮影記録からの算出高度はある基準面（滑走路面）からの高度を示す。このため航空機が進入してきて滑走路面に達しない区間での反射地面が傾斜している場合、両記録を比較する際この傾斜に対する補

正が必要となる。

離着陸実験を行なった調布飛行場は滑走路前方の進入経路の下方は雑草地となっていて、この部分の反射面に凹凸および傾斜があると見られる。そこでこの凹凸および傾斜の様子を調べるためトランシット測量により、滑走路延長上進入経路下方の地面を測量した。測量は 5m 間隔で行なった。この測定結果を図 3.6.5 に示す。同図には飛行場平面図、離着陸カメラ据付け位置（図中 V）があわせて示してある。この結果、飛行場は 8/10,000 の傾斜があり、進入路には約 30 cm 前後の凹凸があることがわかった。

(b) 実験結果

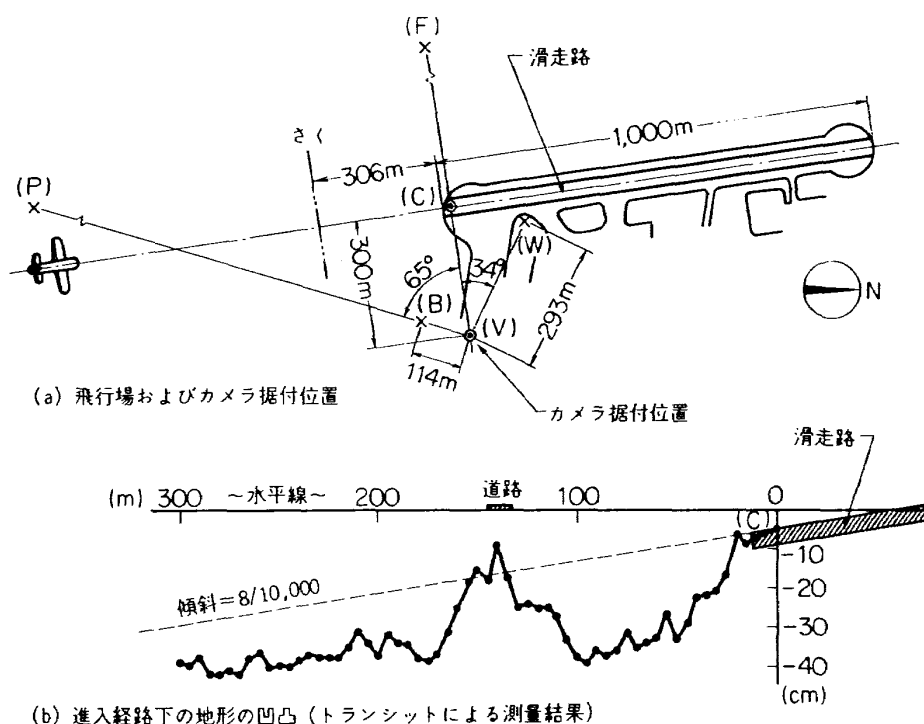


図 3.6.5 調布飛行場平面図および立面図

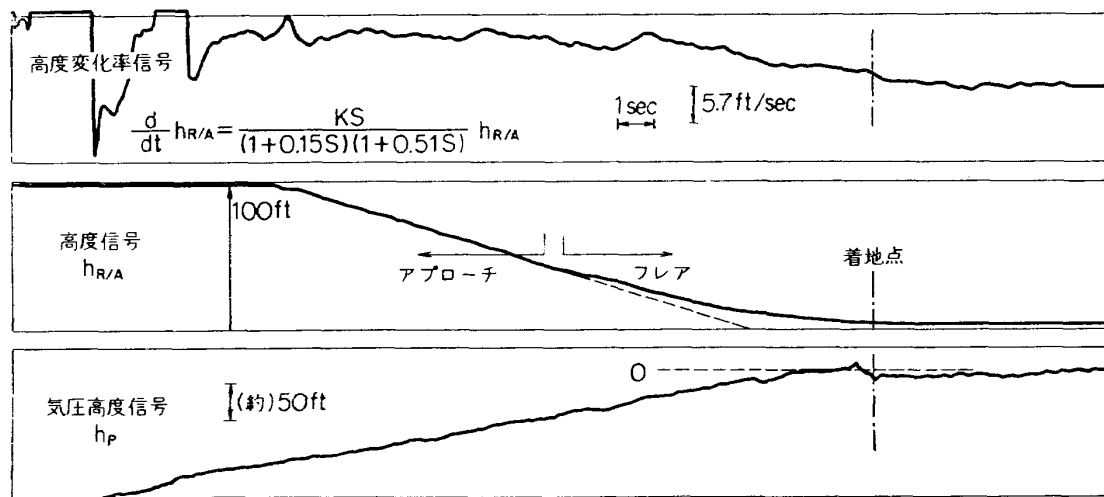


図 3.6.6 着陸時の機上計測記録の 1 例（パルス方式）

離着陸実験はパルス方式について8回、FM方式について12回の合計20回行なった。このうちパルス方式の5回、FM方式の3回のものについて、機上記録（電波高度計の高度信号）と地上記録（ビンテン式離着陸カメラ撮影記録）を比較した。図3.6.6にパルス方式電波高度計の機上記録の1例を示す。この図には、電波高度計高度信号（ $h_{R/A}$ ）とこの高度信号を近似微分して得た高度変化率信号（ $\frac{d}{dt} h_{R/A}$ ）および比較のための気圧高度計高度信号（ h_P ）が示されている。他の実験結果も同様なものが得られているが、気圧高度計は低高度で精度が悪く、特に着地前後で気圧変化が大きくなるため実際の高度と異なる。これに対して電波高度計は実際の飛行経路に合う高度信号を出している。

機上での電波高度計高度信号と地上での離着陸カメラ撮影記録からの算出高度とを同一時間軸上に一枚の図に合成したものの1例を図3.6.7に示す。図の(a)がパルス方式の場合、(b)がFM方式の場合で、各々実線が電波高度計高度信号、破線が離着陸カメラによる算出高度である。なお図中実線には、前述した滑

走路前方の地面の傾斜に対する補正を行なっているもの（×印）と、していないものが描かれている。

この図3.6.7も含めて合成図において、滑走路上の両記録の結果はかなり良い一致がみられ、 ± 1 ft 以内の差となっている。しかし、滑走路上以外では補正を行なっても両記録の差は大きいところで2~3 ft ある。この差が大きくなる理由の一つとして、補正量には反射地面のある直線部分の傾斜をとったが、電波高度計はアンテナ指向性の全範囲にわたっての反射信号より高度を決めているので、直線部分の傾斜以外の反射による影響があるためと考える。更に両記録の差の原因として、測定誤差、読み取り誤差等各種の誤差がある。このため本実験での誤差を累積（最大誤差を与える）してみると以下の通りとなる。

累積誤差の要因としては、実験時の諸誤差と記録解読時の誤差がある。そのおもなものは、①繰返し精度に関するものと②精確度（いわゆる測定精度）に関するものである。①については全ての実験結果が図3.6.7に示したものと同様の結果が得られているので、この精度はきわめて高いものと考えられる。②について、

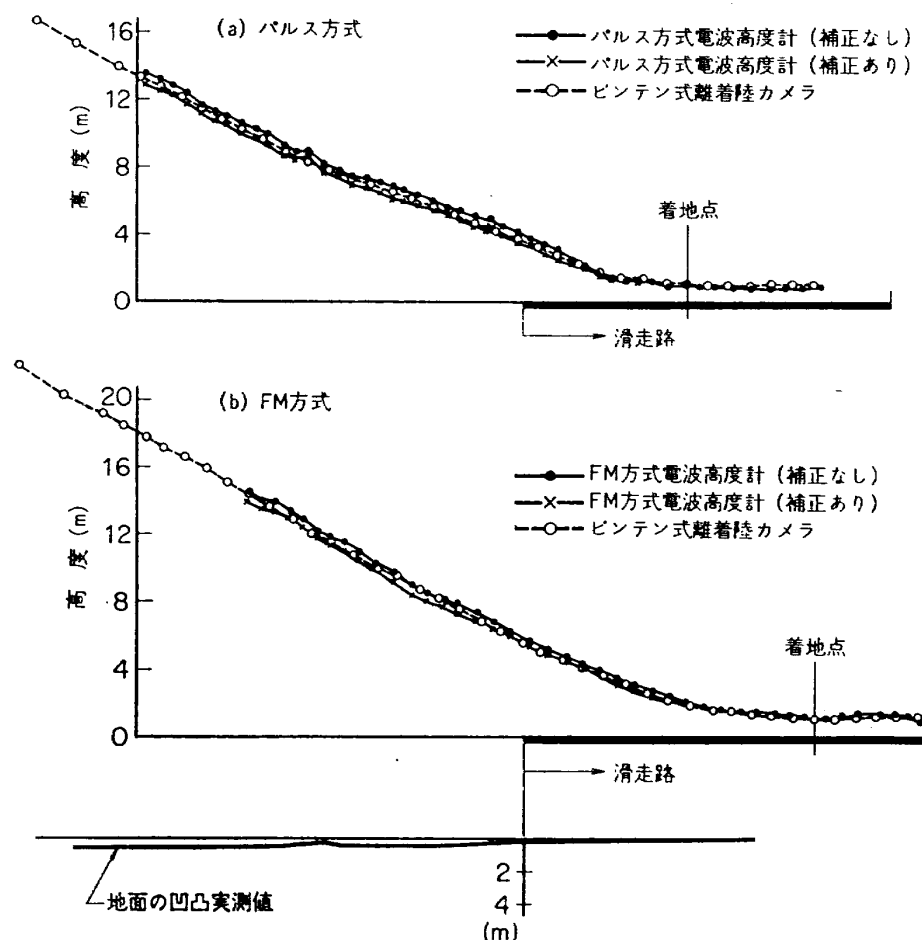


図 3.6.7 着陸時の高度計測結果の1例（パルス方式）

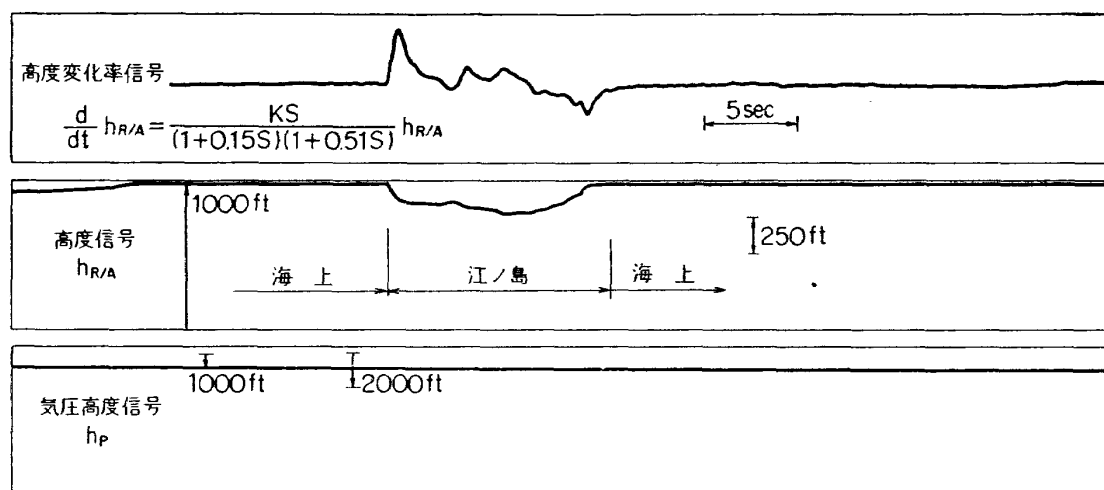


図 3.6.8 江の島上空飛行における島影記録例

偶然誤差，系統誤差を定量的に推定すると，累積誤差は約 5.3% となる。この内訳は電波高度計のスケール確度，レコーダ記録の分解能等機上高度記録に関するもの 3%，離着陸カメラの撮影状態，写真解析精度など地上で得た高度記録に関するもの 2%*，両高度記録の時間軸を一致させるための時計に関するもの 0.3% である。ただしこれらの誤差は高度 10m，降下速度 1.5m/sec，離着陸カメラから機体までの距離 400m の状態を想定して，高度に対する % 誤差として算出したものである。この累積誤差は誤差の定義から最大値を示すが，実際の誤差は各々の誤差が正負をとり，互に打ち消し合う場合も含まれるので，一般にはこれより小さい値と考えられる。なお地上実験の結果では，動的精度は ± 1 ft 以内であった。

以上より，記録結果を検討して離着陸実験より明らかにされた点は以下の通りである。

㊦ パルス，FM両方式電波高度計とも着陸時における高度計測は確実に行なわれており，自動着陸用高度センサとして十分な機能を有している。なお動的精度は，本実験の諸誤差を考慮しても仕様範囲内のもので，特に滑走路では ± 1 ft 以内となっている。

㊧ 着陸時の高度信号を近似微分して得られた高度変化率信号は，それに含まれる高周波成分が航空機の前進速度により減少し(図 3.3.8 参照)自動着陸制御用信号として利用可能であると考えられる。

㊨ 各実験ケースの飛行経路は全く同じものではな

いが，滑走路以外(本実験では滑走路前方進入路)では反射地面の凸凹による影響と考えられる高度信号変化(これには顕著な再現性が見られた)が見られる。したがってこの間でも滑らかな信号を必要とする場合には何らかの対策を構じる必要がある。

(2) 地上物体の検出試験

航空機が降下進入中滑走路以外では，地上の反射物体の凹凸の影響を受ける。この影響を調べるため，地上建造物，丘陵地帯の上空および海での島の上空等を約 500~1000 ft の高度で定常水平飛行をし，その時の高度信号を記録した。

図 3.6.8 に示したのは神奈川県江の島上空を飛行した場合の記録である。図中， $h_{R/A}$ がパルス方式電波高度計の高度信号で，その変化率信号が $\left(\frac{d}{dt} h_{R/A}\right)$ である。 h_P は気圧高度計による高度信号である。この記録は飛行高度 1000 ft のものであるが，気圧高度計ではとらえられない島による絶対高度の変化が明確にとらえられている。

この江の島での試験も含めて，他の反射物体の上空での試験において，パルス，FM両方式電波高度計ともその反射物体の高低を確実にとらえた。

このように地形変化に追従しえることは，電波高度計が地形追従(Terrain Following)のセンサとしての優れた機能を有していることを示すが，一方自動着陸系の高度センサとして用いる際は地上(海上)物体による外乱が現われることを意味し，使用時には何らかの対策(例えば飛行場周辺の地形，建造物の規制など)が必要となろう。

(3) 機体バンク時の影響

航空機が同一高度を飛行中，その姿勢を変えた時

* ピンテン式離着陸カメラによる計測精度 2% (高度 10m で ± 1 ft 以下) はそのほかの高度記録方式，例えば Kine-Theodolites による計測誤差 ± 2 ft にくらべて小さい¹⁷⁾。

に、電波高度計高度信号に変化があることは望ましくない。この姿勢角変化（アンテナ角度変化）の影響については地上試験でも行なったが（3.4 節参照）、ここでは実機に搭載し実際に航空機が姿勢（バンク）変化した時の影響を調べた。このため航空機の釣合施回中の電波高度計高度信号を記録した。

今回の実験結果によると機体がバンクした場合、その時の飛行高度、反射面、バンク角などに関して、影響のあらわれ方は必ずしも一様ではなかった。パルス方式電波高度計ではバンク角 45 度程度まではほとんど影響は認められず、バンク中においてもほぼ鉛直距離（飛行高度）が計測された。FM方式では平坦な陸上を高度約 900 ft で水平飛行中約 30 度のバンク角をとった時、実高度の 15% 程大きい高度を示しバンク角の影響があらわれた。この様子を図 3.6.9 に示す。

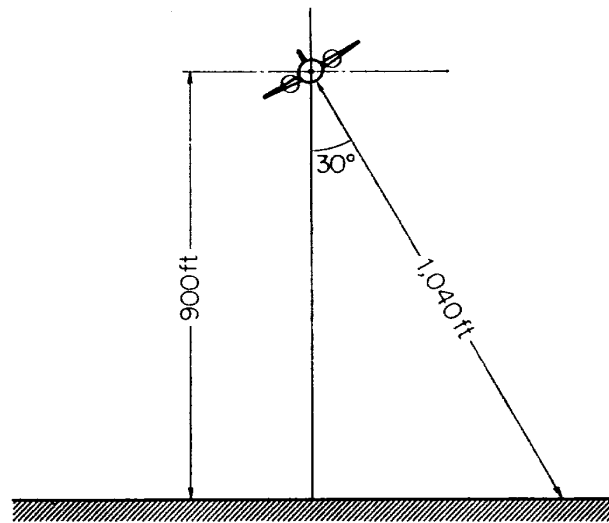
これらの結果は 3.4 節で述べたようにパルス方式ではバンク角約 50 度まではほぼ実高度を示し、FM方式では 29.5 度を越えとしいに遠方をトラックするようになったことと一致する。

3.7 電波高度計ノイズ状信号の統計的解析

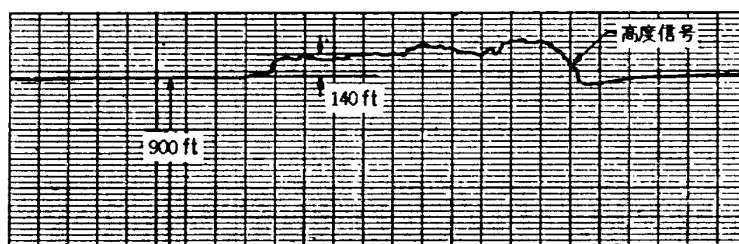
前節までに行なった電波高度計の性能実験より反射面の凹凸と反射物体の密度によって電波高度計の高度信号にノイズ状信号（以下ノイズという）を生じることがわかった。このため、高度変化率信号はこのノイズを含んだ高度を微分する結果、ノイズ分が拡大された形で現われ、制御信号として用いることを困難にする場合がある。

このノイズは反射面の凹凸と関係していると考えられるので、このノイズと反射地面との関係を明らかにし、滑走路面の規定に関する一資料およびフィルタによるノイズ軽減方法の基礎資料を得ることにした。このため統計的手法によって解析を行なう。解析ではノイズの対地速度による影響、地面凹凸に対する比較、電波高度計のフィルタによる影響等をパワースペクトルを得ることによって行なう。なお解析データとして、自動着陸予備実験装置による実験結果および飛行試験（着陸時）結果を用いる。

- (1) 自動着陸予備実験装置による実験の解析
 - (a) パルス方式の場合



(a) バンクによる計測高度変化



(b) バンクによる高度変化記録例

図 3.6.9 バンクによる計測高度の変化（FM方式）

反射地面によるノイズの発生は高度や地表面特性の変化によって受信パルスにゆがみを生じ、この結果あらわれる。パルス方式電波高度計はリーディングエッジ・トラッキング方式（受信パルスの立ち上がりをトラックする）を採用しているため、このゆがみによって誤差を生ずる。

受信パルスにゆがみをつくる因子は2つあり、第1は反射表面幾何学（反射表面の凹凸）とアンテナビーム幅に関するもの、第2はレーダクロスセクションの変化によるものである¹⁸⁾。

自動着陸予備実験装置（傾斜架 50 度）を用いて電波高度計の高度信号を繰返し記録した結果の一部を図 3.7.1 に示す。この図からノイズは再現性があり、同一のノイズ発生原因から生じていることが推察できる。又対地速度を変化（電波高度計搭載台車の速度変化）させると、ノイズの周波数成分の変化が見られた。このことからノイズは地面凹凸と関係があると考えられるので定量的に調べることにした。

解析に用いたデータの1例を図 3.7.2 に示す。図中 (a) はノイズを含む電波高度計高度信号、(b) は (a) の高度

信号からある基準面よりの高度分をさしひき、さらにバンドパスフィルタ ($\omega_{CL}=0.5 \text{ rad/sec}$, $\omega_{CH}=40 \text{ rad/sec}$) を通した信号で、解析にはこの信号を用いる。

パワースペクトル密度関数（以下 P.S.D.F という）を求める計算式および計算に用いた数値は次のようなものである。

$$R(\tau) = R(rh) = \frac{1}{N-r} \sum_{n=1}^{N-r} x_n x_{n+r} \\ (r=0, 1, 2, \dots, m)$$

$$G(f) = G_x\left(\frac{kf_c}{m}\right) = 2h \left[\hat{R}_0 + 2 \sum_{r=1}^{m-1} R_r \cos\left(\frac{\pi r k}{m}\right) + (-1)^k \hat{R}_m \right] \\ \left(f = \frac{kf_c}{m}, k=0, 1, 2, \dots, m\right)$$

ここで $G(f)$ はパワースペクトル密度関数

$R(\tau)$ は自己相関関数

サンプリング周期 $h=1/2f_c=1.5\sim 20 \text{ msec}$

サンプル量 $N=4000$

最大遅れ量 $m=1/B_e \cdot h=400$

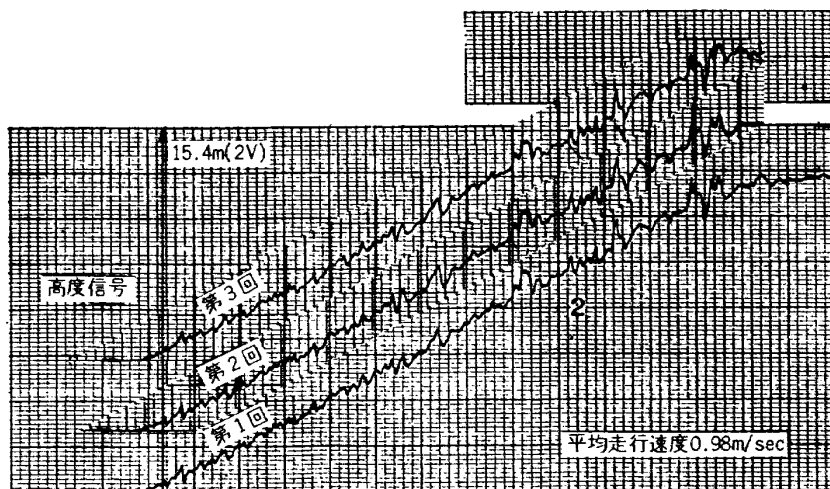


図 3.7.1 高度出力信号の再現性（パルス方式）

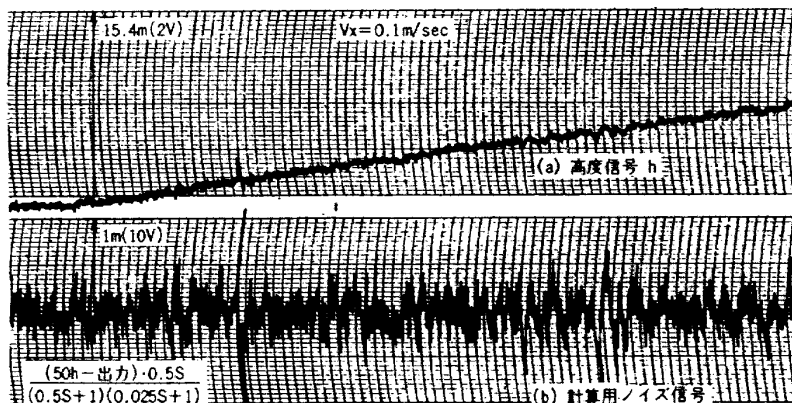


図 3.7.2 パワースペクトル計算用電波高度計のノイズ状信号（パルス方式）

以上の式を用いて、電波高度計高度信号の水平方向対地速度を変えたデータについての P.S.D.F を求めた。この結果を図 3.7.3 に示す。図において (a), (b), (c), (d) の順に対地速度 (V_x) を速くしたものである。(a) と (b) を比較するとパワピーク値の周波数は約 0.5 Hz から約 1.0 Hz と対地速度に比例して 2 倍になっている。さらに (c) では約 4.0 Hz の所に移動し、あらたに約 0.7 Hz に別のパワがあらわれている。これは (a), (b) でローカットフィルタによってカットされていたパワが速度を増したため周波数が上がりカットされずに現われたものである。(d) では (c) での 4.0 Hz でのパワが消えて 0.7 Hz でのパワが約 2 Hz に移動し、さらにあらたに低周波でのパワが現われている。

以上のようにピーク値が速度の変化につれて移動することより、高度信号のノイズ状成分は対地速度と関係していること、すなわち反射面の凹凸の様子（電波高度計が速く動いた場合、この凹凸の変化は等価的にはげしくなるとみなせる）と関連していることがわかった。

またパワの大きさについては、(a) でピーク値 10.0 であった値が (b) で 17.0 になり、(c) では 5.5 になる。さらに速度を増した (d) では非常に小さくなり別のパワが現われる。このようにパワの大きさは大きく異なる。これはパルス方式電波高度計自身に内蔵されているフィルタ時定数が前述した 3.2 節 (2) の実験結果から 0.0472 sec であること、すなわち約 3.3 Hz で減衰しはじめることよりあきらかである。

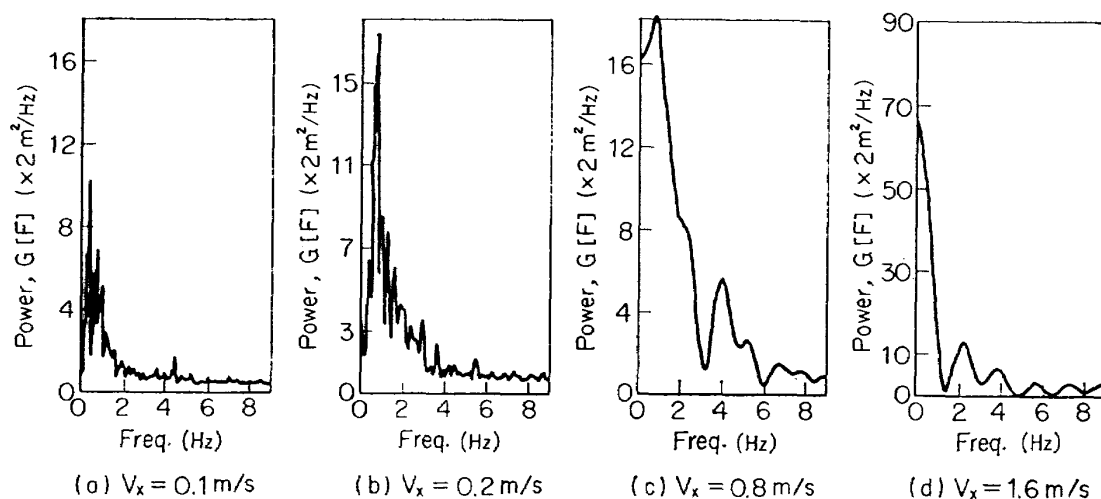


図 3.7.3 ノイズ状信号のパワの対地速度による影響（パルス方式）

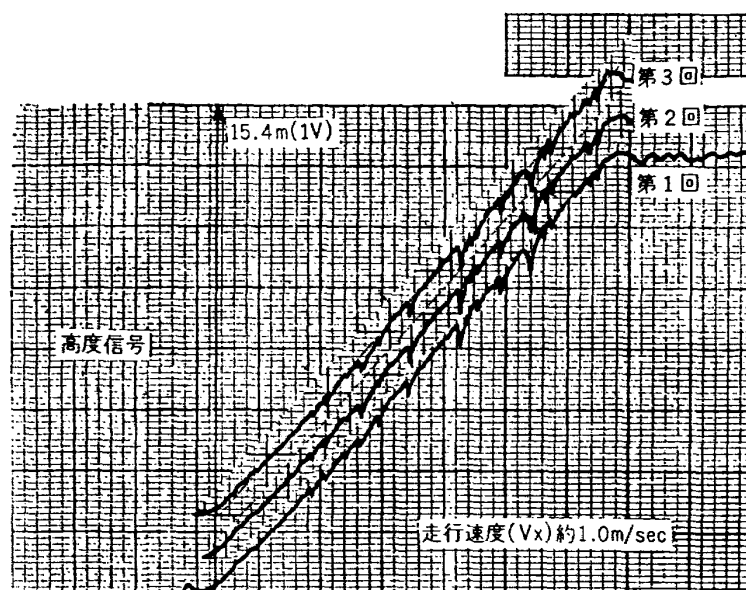


図 3.7.4 高度出力信号の再現性（FM方式）

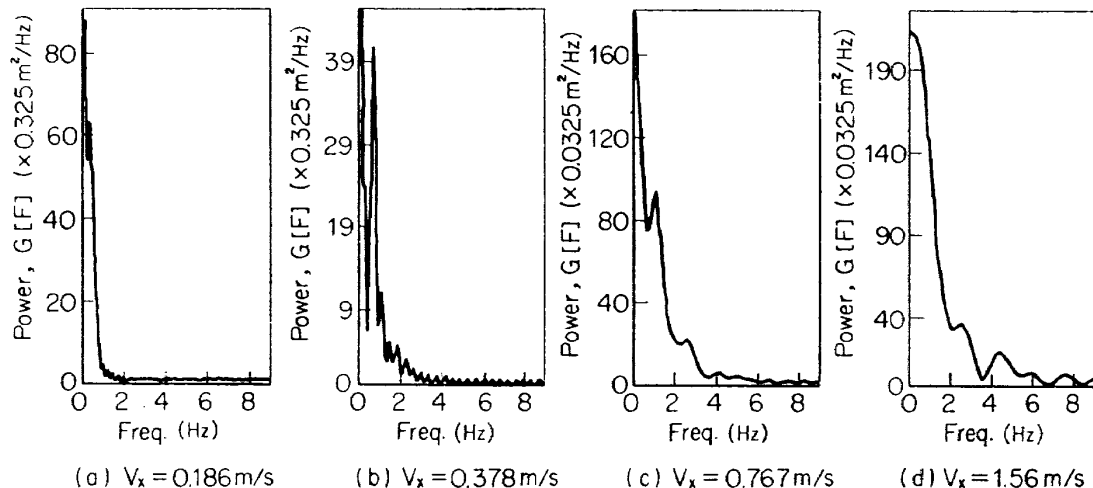


図 3.7.5 ノイズ状信号パワーの対地速度による影響 (FM方式)

(b) FM方式の場合

本方式でもパルス方式と同様に自動着陸予備実験装置を用いて高度信号を繰返し記録した。その一部を図 3.7.4 に示す。この記録から本 FM 方式もパルス方式と同様にノイズには再現性があり、同一ノイズの発生原因から生じていることがわかる。しかも対地速度の変化によってピーク値周波数が移動していることもパルス方式と同じである。

これらのことから対地速度をパラメータに電波高度計高度信号の P.S.D.F. を求めて、そのノイズを定量的に比較した。その結果を図 3.7.5 に示す。図中 (a) と (b) を比較すると (b) は対地速度が (a) の 2 倍でありそれに比例してピーク値の周波数も約 0.3 Hz から 0.6 Hz と 2 倍になっている。このときピークパワ値は約 60 から 40 と減少している。(b) と (c) を比較すると、(c) の対地速度は (b) の 2 倍速くなっており、ピーク値の周波数も対地速度に比例して約 0.6 Hz から 1.1 Hz と変化している。パワのピーク値は約 40 から 90 と再び大きくなっている。さらに速度を 2 倍速くした (b) と (c) を比較するとピーク値の周波数は約 1.1 Hz から 2.5 Hz と約 2 倍になる。ピーク値は 90 から 38 と減少した。以上でのピーク値の変化は、FM 方式電波高度計自身のフィルタ時定数が 0.179 sec すなわち約 1 Hz で減衰はじめることよりあきらかである。又高度信号にあらわれるノイズ状信号はパルス方式同様、対地速度と関係 (地面の凹凸と関係) していることがわかる。

各 (a), (b), (c), (d) と周波数零の場合のパワ値は

他のピーク値より大きく、特に対地速度が増すにしがって大きくなる。これは地面の長周期の凹凸が速度を増すに従って短周期の凹凸と等価となるためである。

(c) 自動着陸予備実験装置下の地面凹凸の統計的解析と検討

前述の結果より、パルス、FM 両方式電波高度計とも電波反射地面の長、短周期の凹凸とそのノイズが関連していると推定できる。そこで自動着陸予備実験装置下の地面凹凸を図 3.7.6 のように測定した。この図の ①—② 間の測定データを用い、電波高度計の対地速度が 0.2 m/sec と仮定して、P.S.D.F. を求めた。この結果が図 3.7.7 (a) である。なお同図には比較のため図 3.7.3 の (b) を同時に図示してある。この場合も電波高度計信号解析に用いたのと同じロー、ハイカットフィルタを通した。この (a) と (b) を比較すると、ピーク値の周波数はほぼ等しい。このことは地面の凹凸が電波高度計の高度出力信号に含まれるノイズ成分と強く相関があることを示している。一方ピーク値についてはその大きさの比が 34 対 0.06 となり地面凹凸の方が非常に小さい。これは図 3.7.1 から電波高度計のノイズがその最大値で 0.5~1.0 m あるのに対して地面の場合は図 3.7.6 のように最大値が約 7 cm であることから生じたものである。

FM 方式についても同様に比較して地面の凹凸に関係していることがわかった。

このように電波高度計高度信号は地面の凹凸により非常に大きなノイズ誤差を生ずる場合があるの

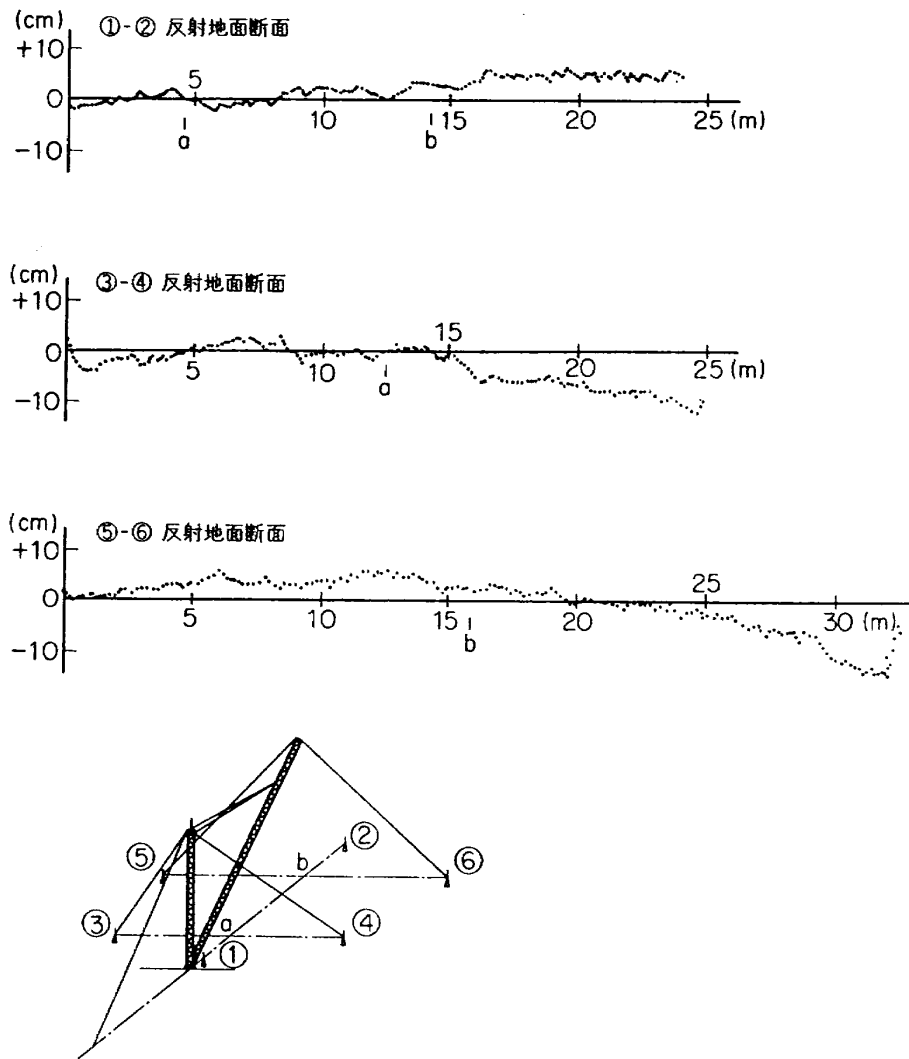


図 3.7.6 自動着陸予備実験装置附近の地面断面図

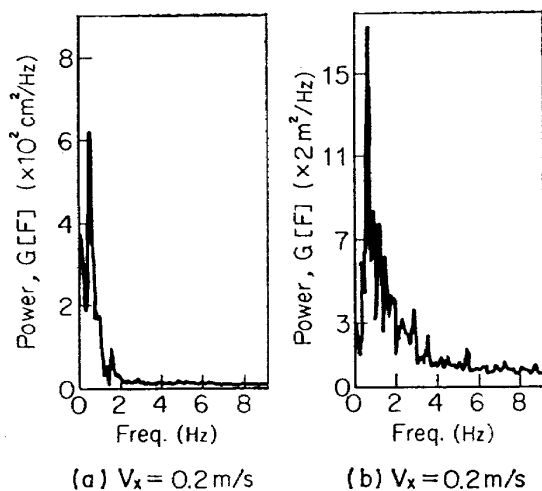


図 3.7.7 自動着陸予備実験装置下地面凹凸
(a)および電波高度計(パルス方式)
による同装置下トラッキングノイズ(b)の
パワースペクトル

で、実際の使用に当っては注意が必要である。

(2) 飛行試験による実験の解析

3.6 節で述べた電波高度計の飛行試験(着陸時)結果についても前項(1)と同様な解析を行なう。

統計的解析に用いたデータを図 3.7.8 に示す。(a)は飛行試験から得たパルス方式電波高度計の信号とその時の航空機の位置を追跡した離着陸カメラによる撮影結果からの算出高度との差を求めたもので、(b)は(a)の信号を統計的处理のためバンドパスフィルタ($\omega_{CL} = 0.5$ rad/sec, $\omega_{CH} = 40$ rad/sec)を通したものである。(c)は 3.6 節で述べた調布飛行場の滑走路前方における飛行経路下の反射地面測定結果の凹凸を示し、(d)は(b)同様、(c)をバンドパスフィルタに通したものである。

統計的解析のため図 3.7.8 の(b), (d)についての P.S.D.F. を求めた。この結果を図 3.7.9 に示す。こ

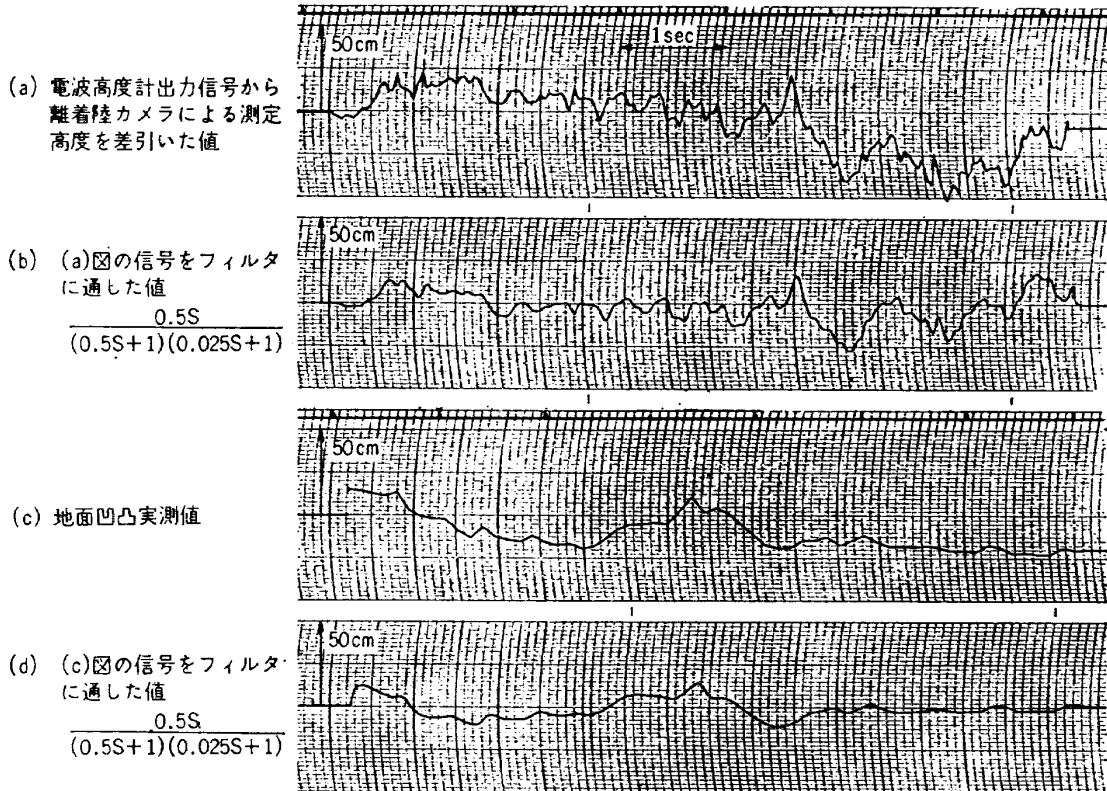


図 3.7.8 調布飛行場滑走路手前の地面凹凸のパワースペクトル計算用データ

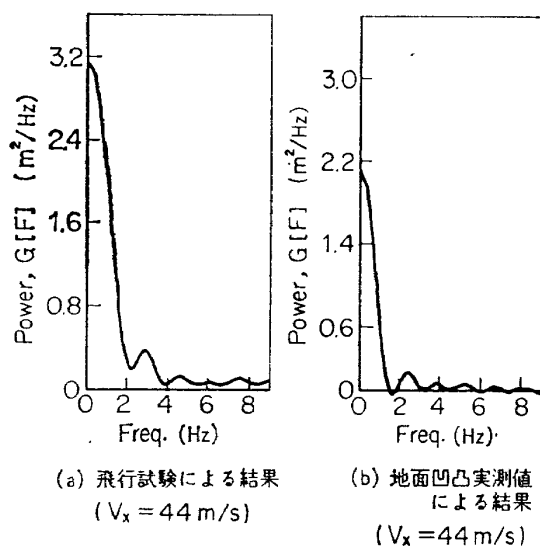


図 3.7.9 調布飛行場滑走路手前の地面凹凸のパワースペクトル

ここで (a) がパルス方式電波高度計による信号の P.S.D.F. で、(b) が地面凹凸の P.S.D.F. である。

地面凹凸と電波高度計高度信号との間には相関があると考えられるが、図 3.7.8 の飛行試験結果および図 3.7.9 の解析結果にはあまり顕著にあらわれていない。なお電波高度計信号によるパワ値の方が地面凹凸

によるものより大きいことが、ここでも同様に見られる。

4. ま と め

自動着陸の基礎技術を確立するために、自動着陸における主要センサの一つである電波高度計として、パルス、FM の 2 方式の電波高度計を取りあげ、その性能試験を行なった。電波高度計の性能試験は一般に相当困難で、飛行試験のみでも、実験室内試験のみでも、うまくその性能をつかみ得ないものである。そのため使用に近い状態で、電波高度計の性能試験が行なえる地上実験装置、すなわち、自動着陸予備実験装置および、電波高度計性能測定台車を製作し、実験精度を向上させ、能率的に実験を行なった。特に、自動着陸予備実験装置は、自動着陸において重要な高度約 15m ~ 1m までの実高度を実際に電波高度計に与えることができるもので、電波高度計の単体性能試験のほか、自動着陸の重要な縦運動の制御である自動引起し制御シミュレーション実験に、実物電波高度計を含めて行なうことができるものである。さらに引き続いて行なわれる実物電波高度計を含めた制御シミュレーション実験に、非常に役立つものと考えられる。

次に電波高度計の性能試験結果について述べる。本実験に使用したパルス、FM方式の電波高度計は、性能試験の結果、その性能仕様を満足し、自動着陸に使用できる性能を有する電波高度計であることがわかった。試験の結果明らかになった重要事項としては以下の通りである。

① 電波高度計を自動着陸に使用する際の問題点は地面の凸凹の程度、および電波干渉となる障害物の有無であり、自動着陸を行なう飛行場には何らかの規制が必要であると考えられる。ただし調布飛行場において自動着陸を行なう場合、これらの問題に対して大きな支障となるものは特になく、自動着陸実験が行なえると考えられる。

② 電波高度計の高度出力および高度変化率信号は、一般の航空機に使用可能と考えられる。しかし、VTOL機の場合には、高度変化率信号を利用することは、はなはだ困難である。その理由は、前進速度の小さい航空機では、地面凸凹の変化や電波干渉物体の影響を強く受けるからである。

③ 電波高度計を自動着陸に使用する際の取り扱い方法、アンテナの配置方法等が明らかとなった。

④ FM方式電波高度計は現在多くの輸送機に搭載されてきているが、自動着陸に用いる際の大きな支障はない。またパルス方式電波高度計はリーディングエッジ・トラッキング方式を採用しているため、低高度でも測定可能となり、自動着陸の高度センサとして実用に供しうるものである。両方式電波高度計の性能については、ほぼ同じであり顕著な差は認められなかった。

以上の事項に加えて、さらに両電波高度計の詳細な性能試験の検討結果について述べれば次の通りである。

⑤ 静的性能試験として、アンテナ指向性静的性能試験、安定性試験、送受信アンテナの配置の影響などの試験を行ない、パルス、FM両方式電波高度計の基本特性、静時性および実際に使用する際の問題点の検討として、電源投入後の温度上昇と安定性との関係、アンテナの配置方法に関する基礎資料を得た。(第3.1節参照)

⑥ 動的性能試験として、動的性能試験およびステップ応答試験を行ない、パルス、FM両方式電波高度計の運用時の動的な基本特性、内部フィルタの影響等の資料、またFM方式における固定誤差の影響についての技術資料を得た。なお、自動着陸に使用した際に、FM方式の固定誤差は内部フィルタにより除去され、

ほとんど問題にならないと考えられる。(第3.2節参照)

⑦ 自動着陸を行なう滑走路反射面の影響を調べる基礎的な実験として、異なる反射物体による反射強度と異なる反射面による影響について試験を行ない、実際にその影響および対策についての基礎資料を得た。(第3.3節参照)

⑧ 自動着陸の際、機体の姿勢変化によって電波高度計の高度出力に変化がないことが望ましい。そのため、機体姿勢変化による影響について、基礎的な実験を行なった。その結果、実用範囲においては両電波高度計(±17.5°指向性アンテナ使用)共、姿勢変化による高度出力誤差は無視できることが明らかとなった。(第3.4節参照)

⑨ 多くの飛行場の滑走路入口付近は必ずしも平坦ではない場合が多い。またVTOL用飛行場の場合には電波干渉物体が多いことが予想される。このような際に、コーナ・リフレクタの有効な利用が考えられる。そのため基礎的な実験を行ない、コーナ・リフレクタの有効性に関する基礎的な技術資料を得た。この資料は将来のV/STOL機の自動着陸の運用に際して、役立つものと考えられる。(第3.5節参照)

⑩ 実際の着陸時において、電波高度計の性能および高度出力信号がいかなるものであるかを知ることが極めて重要なことである。そのため、当所実験機ビーチクラフト65型機を用い、調布飛行場において着陸時の電波高度計性能試験を行なった。その結果、着陸時における電波高度計性能は極めてすぐれたものであることがわかった。さらに、地上実験で問題となった電波干渉によるノイズの発生は見られず信号は滑らかであった。(第3.6節参照)

⑪ 電波高度計の運用時の問題点の一つとして、地面の凹凸による影響がある。地上試験と飛行試験において、地面の凹凸を実測し、そのパワースペクトル密度関数(P.S.D.F.)と電波高度計出力ノイズ状信号のP.S.D.F.を求めて比較し、地面の凹凸が電波高度計出力と強い相関があり、高度計出力のP.S.D.F.は、地面の凹凸によるP.S.D.F.よりも大きく現われることが明らかとなった。(第3.7節参照)

以上を総合して、自動着陸方式に関する研究の一環としての本実験より、電波高度計を自動着陸に使用する際の性能上、使用上、および運用上の問題点に対する基礎的な技術資料を得ることができた。

なお、引続いて、これらの電波高度計を用いて、自動引き起こし制御のシミュレーション実験を行なってい

る。

なお、本研究の計画、実験にあたり、荒木 浩機体
第一部長の御指導をいただいたほか、飛行実験の際、
飛行実験部のほぼ全員の方々の協力をいただいた。

参 考 文 献

- 1) 堀川勇壯, 森 幹彦; 航空機の自動飛行制御, 制御工学, 第 11 巻, 第 9 号, 1967 年 9 月
- 2) 木村秀政; 航空機の安全性について, 内外情勢調査会
- 3) K. Fearnside; DE HAVILLAND DH 121 TRIDENT, Part Three Flight Control System, Aircraft Engineering, Jan. 1962
- 4) D. Graham; Automatic Feedback Control and All Weather Flying, Aeronautical Engineering Review, Oct. 1955
- 5) F. Leary; All-Weather Landing-When?, SPACE/AERONAUTICS, Feb. 1966
- 6) Bendix Co.; Automatic Landing System Study, ASD Technical Report 61-114, Aug. 1962
- 7) 広末健一, ほか; クインエア機の風洞試験, 航技研資料, TM-61, 1965 年 9 月
- 8) 松浦陽恵, ほか; 汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性, 航技研報告, TR-70, 1965 年 1 月
- 9) B.A. Sharpe; Low-Reading Absolute Altimeters., Journal of IEE, part III A, 94, 1947
- 10) W.J. Charnley; A Survey of Approach and Landing Aids, Journal of IEE part III A, 1947
- 11) M.P.G. Capelli, A.E. Outten & K.E. Bucks; The Application of Radio Altimeters to Aircraft Approach and Landing; Proc. of IEE part B No. 9 vol. 105, 1958
- 12) J.S. Shayler; Radio Guidance Elements of the B.L.E.U. Automatic Landing System for Aircraft; Journal Brit. IRE, Jan. 1961
- 13) 日本機械学会編; 機械工学便覧, 第16編, 第1章
- 14) S.D. Robertson; Targets for Microwave Radar Navigation, Bell System Tech. J. vol. 26, Oct. 1947
- 15) 無線工学ハンドブック, 第29編, 第3章, オーム社
- 16) Antenna Engineering Handbook, Chapter 13, Passive Reflectors, Reflectors for Microwave Targets
- 17) J.D. Ackerman; Testing of Navigation Systems, AGARD Report 496, Oct. 1964
- 18) R.F. Harrington & W.D. Stanley; An Analysis of Terrain Bias Error in Planetary Radar Altimeters, NASA TN D-5220, May 1969

付録 1. 絶対高度計について^{付1)}

絶対高度計として開発されたものについてその方式および特徴を簡単に記す。

(1) 容量高度計 (Capacitive Altimeter)

これは航空機と地面との間の電気的容量が高度変化に従って変化することを利用するものである。主に大型機の低高度時にのみ使用が限られる。

(2) インピーダンス変化高度計 (Impedance Variable Altimeter)

航空機の機体の一部に空中線を取付け、この空中線のインピーダンスが高度変化によって変ることにより高度変化を知ろうとするものである。精度はあまり期待できず、また高度測定範囲も限られている。

(3) 音波高度計 (Sonic Altimeter)

これは短かいパルス状の音波を航空機より発射し、そのエコーがもどってくるまでの時間を測定して高度を知るものである。高速の航空機ではドップラ効果による誤差のため使用困難である。

(4) 電波高度計 (Radio Altimeter)

航空機より電波を発射しその電波が下方の大地にあたってもどってくるまでの時間を直接的あるいは、間接的に測定して航空機の高度を知る装置である。

(1), (2), (3) は現在ほとんど使用されることはなく、実用的観点 (主に性能上の要求) から(4)の電波高度計が絶対高度測定センサとして実用され、さらに研究開発が進められている。

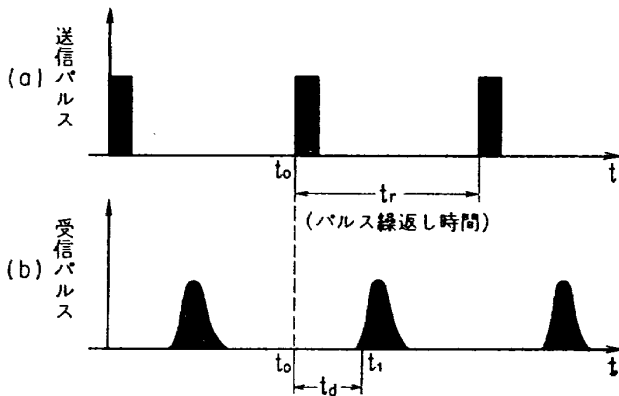
付録 2. 電波高度計の主要方式 およびその原理

(1) パルス方式について^{付2)付3)}

パルス方式は 1925 年頃にその原理が知られてから色々の分野で応用研究がなされ、近年ではマイクロ波技術とパルス技術の進歩が相伴って、一方では電力送信管と高利得空中線を用いた超遠距離探知用レーダへ、他方では短パルスの発生とミリ波の使用による高分解能探索レーダへと発展している。電波高度計としては後者の研究に属し、初期の頃は測距レーダを航空機向けに改良したものを用いていた。その後、精度、分解能等の改善がなされてきている。

(a) 原 理

パルス方式の原理は通常のレーダの原理と同じであり、航空機上のパルス発振器をもつ送信機から、パルス状電波を大地に向けて発射し、大地からの発射パル



付図 2.1 パルス方式電波高度計の送受信パルス関係

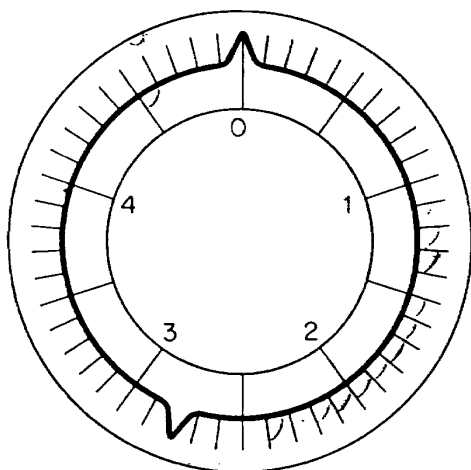
スがもどってくるまでの経過時間を測定して絶対高度を知る方法である。付図 2.1 において、時刻 t_0 にパルスを発射し時刻 t_1 に受信したすれば、航空機高度 h は

$$h = c \cdot t_d / 2$$

となる。ここに、 $t_d = t_1 - t_0$ 、 c は電波伝播速度である。従って、 t_d を測定すれば高度 h は求まる。

(b) 特徴および性能に影響を与える要因付3)・付4)

送信パルス発射時刻と反射パルス受信時刻との差の時間 t_d が、高度 h に比例していることより、この時間 t_d をなんらかの方法で測定表示すれば良く、陰極線管に写しだす J スコープ表示 (付図 2.2) が初期の頃用いられた。すなわち、パルス発射時に一つの突起をだし、反射パルス受信時にまた突起をだし、その表示状態より高度を算出する方法である。この形式のものだと高度がきわめて低いときには、送信パルス突起と受信パルス突起とが重なって正確な測定が困難であり、一般に 15m 以上の測定は不可能である。また最高の高度は受信機における S/N 比、送信電力等に



付図 2.2 J スコープパルス方式電波高度計指示器

によって制限を受けるのでだいたい 15,000m が実用上の限度とされている。

次にパルス方式の性能として、距離分解能、速度分解能、目標物探知能力について述べる。

距離分解能

これは送信信号のもつ周波数スペクトルによって決まり、その信号の帯域幅が与えられると、最も高い距離分解能は周波数スペクトルが矩形であるような信号を用いるときに得られる。

速度分解能

送信信号のもつ振幅包絡線の波形 (パルス波形) によって決まるものであり、信号の持続時間を T 秒とするとその逆数 $1/T$ に比例する。もし持続時間が与えられると最も高い速度分解能は振幅包絡線が矩形であるような送信信号を用いたときに得られる。

目標物探知能力

受信信号エネルギーと受信機における雑音電力との比 S/N によって決まるものであり、従って空中線利得、受信機雑音、目標物寸法、および信号処理方式などが与えられると、目標物探知能力、すなわち最大探知距離は送信エネルギーを増大することによって向上することができる。

以上に述べた性能およびその他の距離測定の精度を向上させるものとしては、

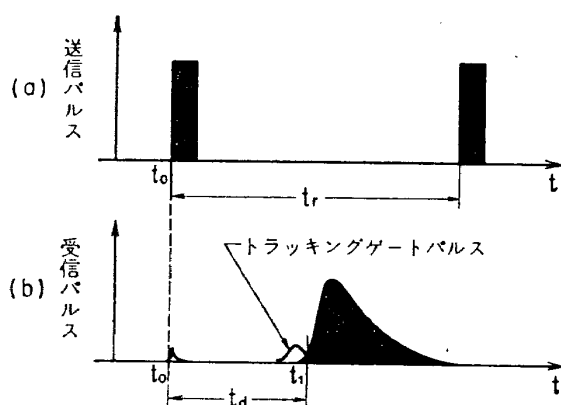
- ① パルス方式では同期をとる必要があるので、供給電源の安定性が良いこと。
- ② 発振回路は安定性が良く、独立性があること。
- ③ 送信パルスの立ち上がり時間が非常に短いこと。
- ④ 中間周波および映像増幅器の帯域幅が望ましいものであること。
- ⑤ パルスの繰返し周期の確度が高いこと。
- ⑥ 校正目盛の誤差がないこと。

等が考えられ、総合して高度計として誤差は 3~5% の範囲に入るよう設計される。

従来はレーダとして分解能と最大探知距離が重要な要因であったが、航空機の着陸援助用としてパルス方式を応用するには、低高度および着地まで測定可能で、その誤差が数%に抑えられるものでなければならず、その実現のため多くの研究開発がなされた。その一つとして、リーディングエッジ (前縁)・トラッキング方式があるが、これについて以下に簡単に述べる。

(c) リーディングエッジ・トラッキング方式付5)

パルス方式電波高度計の送信機からパルスが発射され、そのパルスが大地で反射しもどってきて受信され



付図 2.3 リーディングエッジ・トラッキング方式

る時、受信信号波形は一般に送信波形とは異なっている。従ってこの反射波のどこの部分をもって反射時刻であるかを定めることは重大なことである。付図 2.3 にこの方式の様子を示す。すなわちリーディングエッジ・トラッキング方式とは、受信機のトラッキングゲートが反射信号の前縁（リーディングエッジ）をとらえると、その時の時刻と送信パルス発射時との時間差 t_d をもとにして測定距離を算出し出力信号とする方式である。この回路を付加することにより送信パルスが発射されている間に、地面からの最初の反射波がもどってくるような低高度あるいは接地時においても距離の測定が可能となる。（ただし送信機と受信機の間は十分に電氣的にも電磁的にも分離がなされている必要がある。）

(2) FM方式について付6)

FM方式による距離測定原理は、距離測定レーダの原理として 1925 年頃明らかにされた。1925 年に E. V. Appleton と M. A. F. Barnette が Kelley と Heaviside によって予言された電離層 (K-H 層) の存

在を確かめるために FM レーダの原理による装置によって観測を行なった。その後まもなく、J.O. Bently が 1928 年に FM レーダの原理を航空機の対地高度の測定に応用した。これが電波高度計の始まりで、1936 年には Western Electric 社が Type 1A 電波対地高度計を製品として発表した。

(a) 原理付2)

原理は航空機に送信機と受信機を装置し、送信機で周波数変調した高周波を発生させて、送信空中線から下方の大地に向けて発射する。この電波は大地で反射し、機上の受信アンテナで受信される。電波が大地に向い航空機にもどってくるまでに必要な時間に、送信周波数は変化する。従って送信周波数と受信周波数とは異なる瞬時周波数をもっていることになり、この周波数差は電波が航空機から大地にゆき航空機までもどってくる間の時間に比例する。電波の空間での伝播速度を一定とみなせば、この時間は距離すなわち高度を示すことになる。従ってこの周波数差（ビート周波数）を計測すれば高度がわかる。

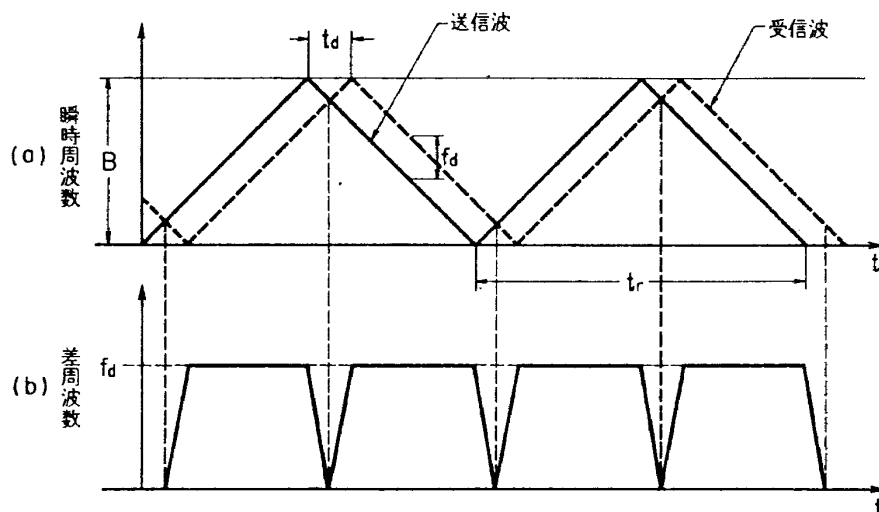
以下にこの測定原理を付図 2.4 を用いて説明する。図中 (a) は瞬時送信周波数と受信周波数の変化を示す（但し三角波変調の場合である）。反射信号の遅れ時間 t_d は次式で示される。

$$t_d = 2h/c$$

ここに、 h は航空機高度、 c は電波伝播速度である。また周波数偏差 f_d は次式で与えられる。

$$f_d = 2f_m B \cdot 2h/c$$

ここで、 f_m は変調周波数、 B は周波数偏位幅である。この周波数差 f_d は航空機高度 h に比例しているので、この f_d をカウンタ等により測定すれば高度



付図 2.4 FM方式電波高度計の周波数関係

h がわかる。ただし、周波数カウンタで計測される周波数は f_d が $f_m (=1/t_r)$ の正の整数倍であるときのみ正しい周波数 f_d に一致し、従って目標までの正しい距離が測れる。 f_d/f_m が正の整数倍でないような距離に目標物があるときは、計測されるカウント周波数は f_d と異なる。この結果測定した距離に誤差を伴うことになる。この誤差は目標物の遠近にかかわらず一定の値であり、固定誤差 (Fixed Error) と呼ばれる。

三角波変調の場合は、 $f_d/f_m = 4Bh/c$ が正の整数 n と $n+1$ との差が固定誤差で、この値は、

$$h_0 = c/4B$$

となり、指示高度では、 $\pm c/8B$ の誤差となる。

(b) 特徴および性能に影響を与える要因(付1),付7)

FM方式には本来固有とされている固定誤差の問題があるが、通常この固定誤差の影響は地面または海面の不規則変化あるいは航空機自身の実高度の微小変動等によってかくされてしまう。またもしも航空機が上昇あるいは下降しているならば、固定誤差の影響は通常望ましいと考えられている指示器の応答特性によって完全に無視されてしまう。しかし低高度あるいは着陸時のときにはこの固定誤差が重要な問題となることがある。

FM方式電波高度計の設計における問題点として、次の2点も大きな問題である。一つは振幅変化を与えることなく周波数偏位を与えることができるかということ、他の一つはアンテナのマッチングの問題である。周波数偏位幅は搬送波周波数の高々 10% ほどであるが、この範囲にマッチするアンテナを得ることは難しい。この結果送信機負荷に変動をきたし、ここにも振幅変化を生じさせる原因がある。

そのほか精度に影響を与えるものとしては、

- ① 掃引周波数の誤差
- ② 変調周波数の誤差
- ③ ノイズ最大時におけるカウンタの誤動作
- ④ 内部増幅器のドリフト
- ⑤ 指示器の不確実
- ⑥ 供給電源の変動
- ⑦ 校正回路の誤差
- ⑧ 高周波発振部の部品精度

等が考えられる。⑥の供給電源の変動はエンジンが故障した場合、バッテリーで作動させられることがあり変動を生ずるが、この場合にも満足な動作をしなければならぬ。以上の誤差は通常きわめて小さいものであり、時には相互間で打ち消しあうこともある。総合して $\pm 2 \sim 5\%$ の範囲に入るような設計される。

付録 3. 電波高度計の動作機能^{付8), 付9)}

- (1) パルス方式電波高度計 (HG 9010-AN/APN-171V) の動作機能

本波電高度計の動作原理のブロック図を付図 3.1 に示す。以下にこの図の各部について説明する。

(a) 送信部 (Transmitter)

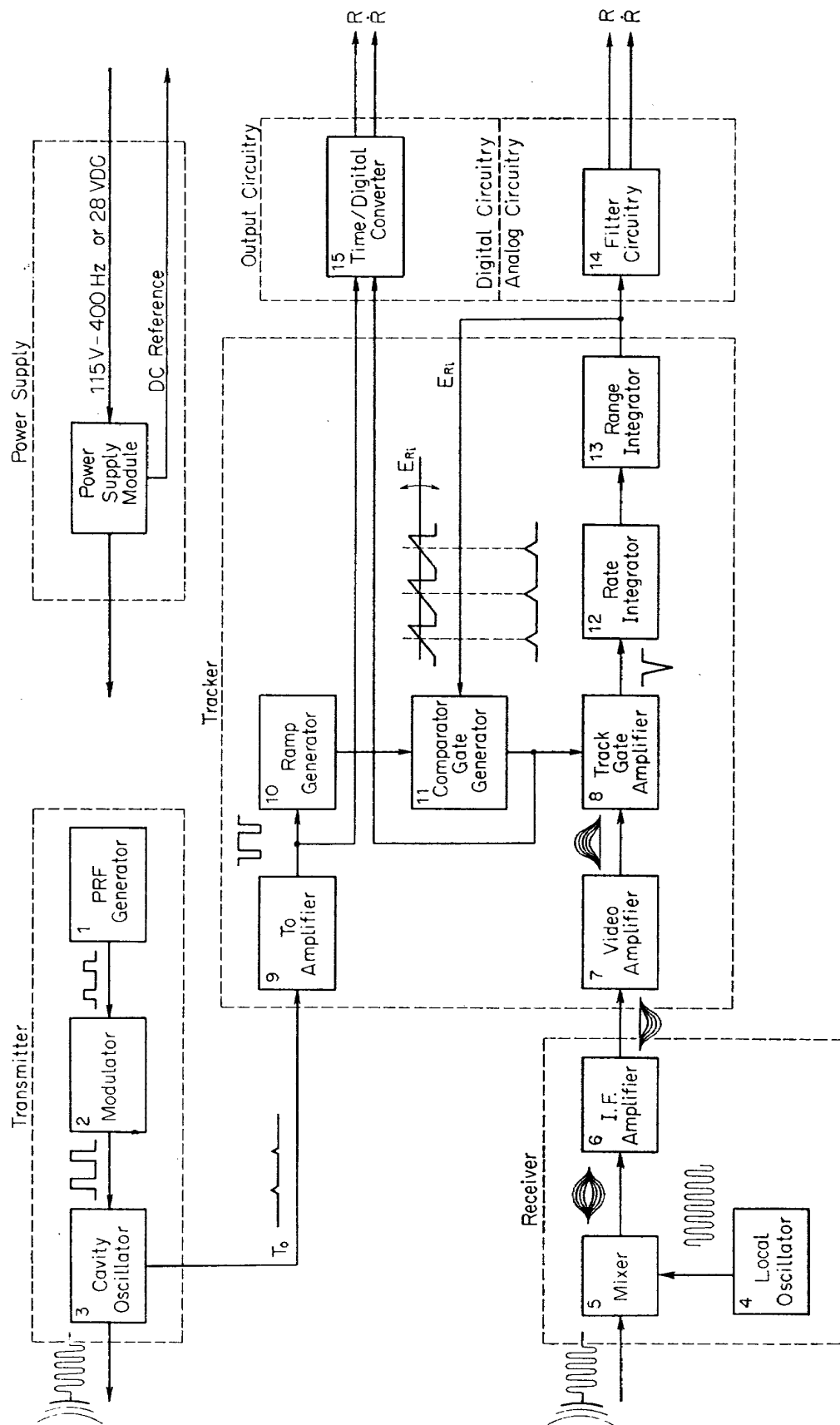
パルス繰返し周波数発生器 (1. P.R.F. Generator) は 10 KHz で動作している無安定マルチバイブレータでここで発生されたパルスは変調器 (2. Modulator) を駆動する。さらにこのパルスはセラミック三極管による空洞発信器 (3. Cavity Osc.) を起動して、4300 MHz の幅 35 nsec のパルスを発生し、このパルスが同軸ケーブルを通して送信アンテナより発射される。パルス発射時 (パルス立ち上がり時) には時間基準となる信号を追跡部 (Tracker) に送る。

(b) 受信部 (Receiver)

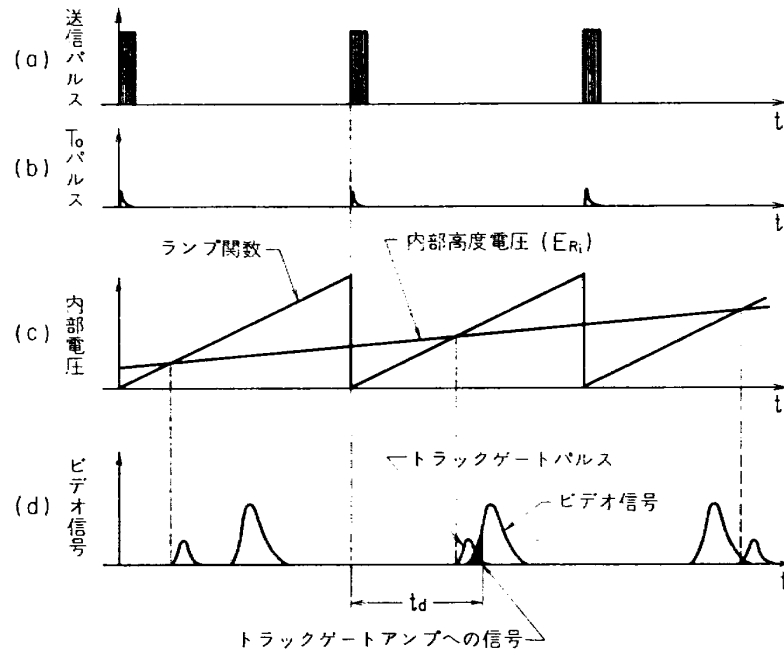
大地で反射してきた電波は受信アンテナを通して、スーパーヘテロダイン方式の受信部へ導かれる。この受信部は局部発振器 (4. Local Osc.) と送信周波数に同調された混合器 (5. Mixer) と中間周波数増幅器 (6. I.F. Amp) から構成されている。受信 (反射) 信号と局部発振器の信号とがヘテロダインされて中間周波数になおされてトラッキング回路のビデオ増幅器 (7. Video Amp) へ供給される。

(c) 追跡部 (Tracker)

送信部よりパルス発射時刻を知らせる T_0 パルスを得て、このパルスに同調してランプ状直流信号を発生させる。(10. Ramp Generator)。これとは別に内部高度電圧 (E_{Rt}) を発生させ、この2つの直流電圧を電圧比較回路 (11. Comparator Gate Generator) に導き、等しい大きさのときに鋭いゲートパルスを発生させる。一方ビデオ増幅器 (7. Video Amp) からの信号は、トラックゲート増幅器 (8. Track Gate Amp) に導かれ、このビデオ信号とゲートパルス信号とが同時に与えられると (同時性という) AND ゲートとして動作し、トラックゲート増幅器はビデオ信号を高度変化積分器 (12. Rate Integrator) へ通ずる。付図 3.2 に各信号間の時間的關係を示す。ビデオ信号が高度変化積分器に加わった時、トラックゲート増幅器はビデオ信号とゲートパルス交叉面積に比例するような電流が高度変化積分器へ供給される。トラッキング回路はこの電流を利用してゲートパルスがビデオ信号の前縁に常にくるように動作する。(このことをリーデ



付図 3.1 パルス方式電波高度計のブロック図



付図 3.2 パルス方式電波高度計測定原理図

ィングエッジ・トラッキング方式という)。高度変化積分器と次段の高度積分器 (13. Range Integrator) とは閉ループシステムをなし、この出力 (この出力が内部高度信号となる) によってトラックゲート信号とビデオ信号の同時性が保たれる。高度積分器の出力はランプ状関数電圧のレベルの交点で定められる。一方ビデオ信号の時間位置は地面からの高度をあらわすので、トラックゲート信号とビデオ信号の同時性は高度電圧を与えること、すなわち高度を示す信号となる。

(d) 出力部 (Output Circuit)

高度積分器出力である内部高度出力には多くの高周波成分がふくまれるため、適当なフィルタ回路 (14. Filter Circuitry) をもうけその出力を電波高度計の出力とする。このフィルタの時定数は調節可能となっている。

(e) その他の部

各回路を駆動するための電源部 (Power Supply) のほかに、ノートラックを示す回路、設定高度と実高度との差の高度信号を出す回路等がついている。また高度信号を微分回路に通し、高度変化率に比例する振幅変化をもった交流 (400 Hz) 電圧信号を出すことがで

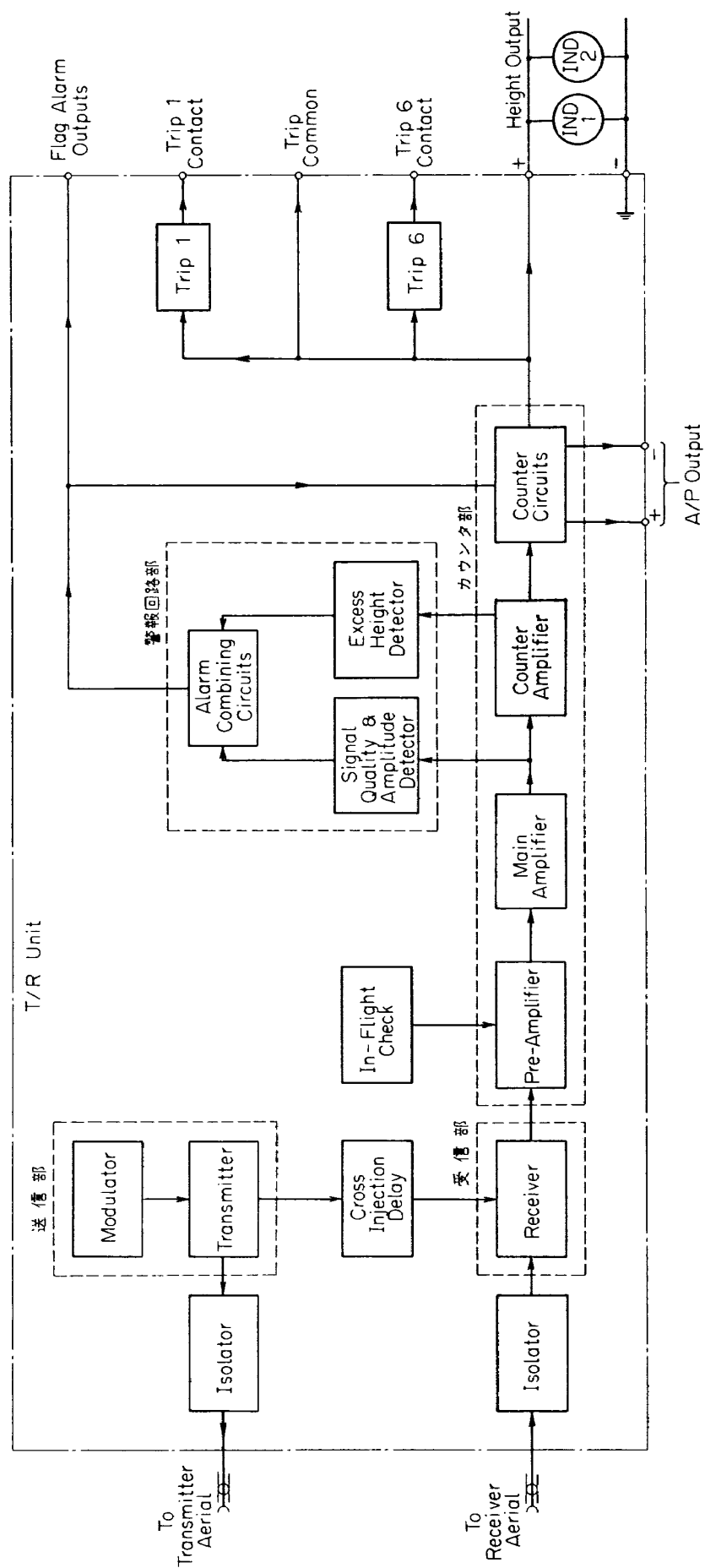
きる回路も設けられている。

(2) FM 方式電波高度計 (STR-54A) の動作機能付10,付11)

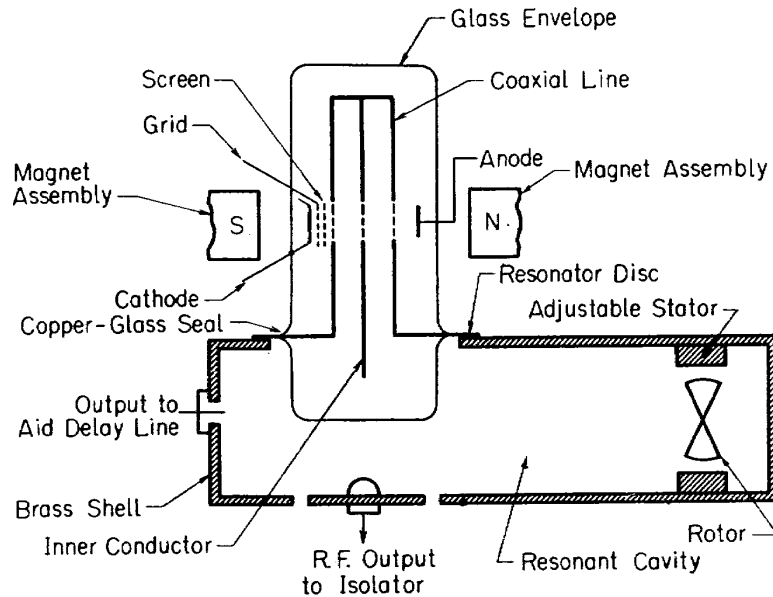
本電波高度計の動作原理のブロック図を付図 3.3 に示す。このブロック図について以下にその主要部分を説明する。

(a) 送信部 (Transmitter, Modulator)

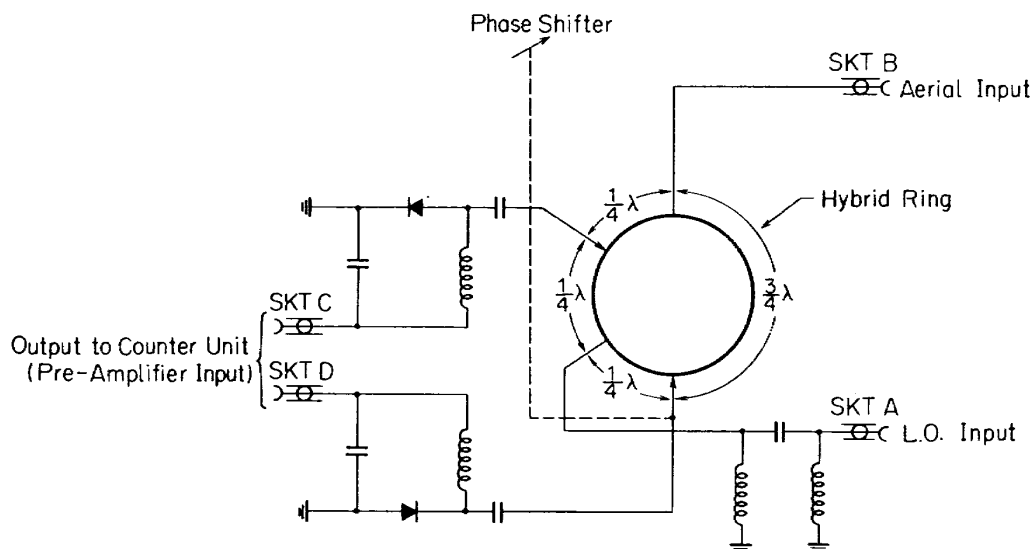
発振部および共振空洞部の構成図を付図 3.4 に示す。Coaxial Line 管によって約 4300 MHz の高周波が発振されて、これが発振管下の共振空洞部 (Resonant Cavity) をへて外部の送信アンテナへと導かれる。この高周波の一部は遅延線 (Cross Injection Delay) をへて受信部 (Receiver) へゆき、受信周波数とのビートをとるために使われる。共振空洞部にはその一部にロータ (Rotor) がもうけてあり、このロータを機械的にモータで回転することにより共振空洞部の容量を変化させることができる。この容量変化により高周波成分の周波数が変動し、周波数変調が行なわれる。ロータの回転数は変調周波数が 300 Hz になるように決められ、このロータによる容量変化分は周波数に換算して 100 MHz 分となる。



付図 3.3 FM方式電波高度計動作ブロック図



付図 3.4 発振および共振空洞部の構成図



付図 3.5 受信部の構成図

(b) 受信部 (Receiver)

受信部の構成を付図 3.5 に示す。送信部で発生した高周波エネルギーは送信空中線より大地に向け発射され大地で反射してもどってくる。この電波を受信空中線で受けてハイブリッドリング (Hybrid Ring) と呼ばれるリングの一部に導く。ここで送信部より遅延線をへてきたものと混合され周波数変換がおこなわれる。変換された周波数は約 1 kHz~600 kHz となり次段のカウンタユニット (Counter Unit) に導かれる。

(c) カウンタ部

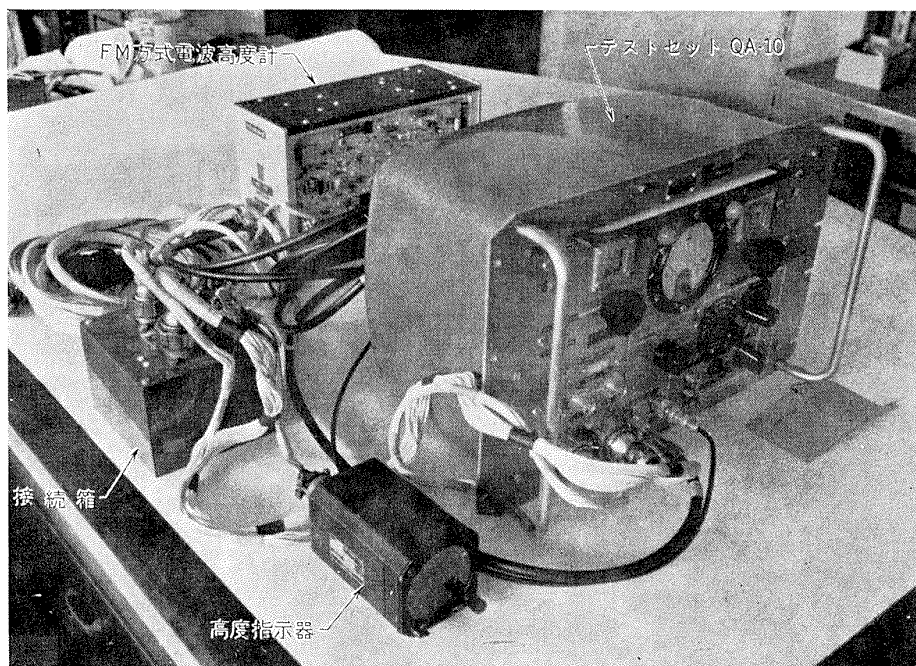
受信部で変換された信号はまずカウンタ回路に適した電圧レベルとなるよう増幅器 (Pre-Amp, Main

Amp, Counter-Amp) を通り、次いでカウンタ回路でカウントされ、そのカウント数に応じて航空機高度に相当する出力電圧信号を発生させる。出力電圧には指示器を動作させるものと、オートパイロット等の外部機器を動作させるものとに分けて出される。

(d) その他の部

作動範囲をこえていることあるいは装置内部が誤動作していること等を知らせる警報信号を発生させる回路、指示器を駆動する電源、アンテナ給電線とマッチングをとるアイソレータ (Isolator)、送信部より受信部へ高周波の一部を導く遅延線等がある。

以上がFM方式電波高度計についての動作機能であ



付図 3.6 テストセット (QA-10)

るが、この電波高度計の高度計本体の各種設定点の電圧、電流、信号波形、出力電力等がチェックできる装置 (QA-10付12) がある。この装置を付図 3.6 に示す。接続箱を介して各コネクタを接続し、又送受信ケーブルを前面パネルのコネクタにつなぎ、以下の項目のチェック、すなわち高度計が正常な状態にあるか否かを検査しえる。

- ① 回路内チェック点電圧
- ② 回路内チェック点電流
- ③ 変調周波数
- ④ 変調周波形 (シンクロスコープ併用)
- ⑤ 送信周波数の上限下限
- ⑥ 送信電力
- ⑦ 遅延特性

なおこの装置は受動素子のみなので、項目④以外は高度計本体を働かせることができる場所 (115V, 400 電源のみ必要) ではどこでも以上の検査を行なうことができる。

付 録 参 考 文 献

- 付 1) 本文参考文献 9) 参照
- 付 2) 林 良治; 航行援助無線, 第 10 章電波高度計, 近代科学社
- 付 3) 松尾 優; 特殊レーダ講座 (6) Pulse Compression Radar, エレクトロニクスダイジェスト 46 集
- 付 4) 無線工学ハンドブック, 第28編, 第 7 章, オーム社
- 付 5) Honeywell Co.; Honeywell Pulse Radar Altimeter-Specification
- 付 6) 松尾 優; 特殊レーダ講座 FMレーダ(1), エレクトロニクスダイジェスト 41 集
- 付 7) 本文参考文献 11) 参照
- 付 8) Honeywell Co.; Honeywell HG 9000 Radar Altimeter Series, 41-H-136
- 付 9) 日本航空電子工業 K.K.; レーダ高度計
- 付10) STC Co.; STR-54A HANDBOOK
- 付11) STC Co.; STR-54A MANUAL
- 付12) STC Co.; QA-10 HANDBOOK

- | | | |
|--------|--|---|
| TR-231 | 高温タービンノズル翼二次元翼列試験
(第1報 対流冷却翼の実験結果について)
Two-Dimensional Cascade Test of an Air
Cooled Turbine Nozzle
(Part 1 On the Experimental Results
of a Convection-Cooled Blade) | 1971年1月 吉田豊明, 高原北雄
能瀬弘幸, 井上重雄
三村富嗣雄, 臼井 弘 |
| TR-232 | 高温タービンノズル翼二次元翼列試験
(第2報 対流冷却翼の数値計算およびア
ナログ法による翼表面温度分布について)
Two-Dimensional Cascade Test of an Air
Cooled Turbine Nozzle
(Part 2 On the Temperature Distribu
tions of a Convection-Cooled Blade by
Numerical Calculation and Analogue
Simulation Test) | 1971年1月 吉田豊明, 高原北雄
能瀬弘幸, 井上重雄
三村富嗣雄, 臼井 弘 |
| TR-233 | PSD法の大気乱れに対する航空機強度設計
への応用とその問題点
Studies on PSD Method to Aircraft Struc
tural Design for Atmospheric Turbulence | 1971年1月 竹内和之, 山根皓三郎 |
| TR-234 | Green 関数をラプラス方程式に適用した解
法による冷却タービン翼の温度分布の計算
A Calculation of Temperature Distribution
with applying Green Function to Two-
Dimensional Laplace's equation | 1971年1月 西村英明 |

航空宇宙技術研究所報告 235 号

昭和 46 年 4 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)44-9171(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
