

# 実用型MLSの研究（その1）

## ——方位誘導装置の試作——

長谷川 英雄\*    田 嶋 裕 久\*    藤 井 直 樹\*    横 山 尚 志\*

### Study on Prototype MLS    (Part 1)

#### —Development of AZ Subsystem—

Hideo HASEGAWA, Hirohisa TAJIMA, NaoKi FUJII and Hisashi YOKOYAMA

#### Abstract

A prototype azimuth equipment of MLS was developed and a ground evaluation test was carried out at Sendai airport. The transmitting power of the equipment is 25W. The beam width and the side lobe level of the scanning beam antenna are 1.5 degrees and less than -20db, respectively.

This paper describes performance of the equipment and the results of the test. The results of the test show that the guidance error of the equipment is less than 0.03 degrees and the tested items of the performance satisfy the specifications of ICAO SARPs.

---

\* 航空施設部

## 1. はじめに

ILS<sup>1)</sup>はVHF、UHF帯の電波を使った最終進入および着陸に対する非視覚的援助施設の世界的な標準方式として、過去30年以上にわたり使用されてきたシステムである。ILSは広い放射ビームを用いているため、施設周辺の建物等からの反射波の影響を受け<sup>2)</sup>、高カテゴリー化が困難な場合がある。このような問題を解決するため、ILSのアンテナの改良<sup>3)</sup>、二周波方式<sup>4)</sup>などによるシステムの改良等、さまざまな努力が払われてきた。しかしILSは基本的に

- a) 着陸進入コースがただひとつに限定されている。
- b) コース形成のため、平坦で広大な土地が必要である。
- c) VHF、UHF帯の広いビームの放射パターンを用いているため反射の影響を受け易い。等の欠点がある。このためILSでは多様な航空機の着陸要求条件に対応できないばかりでなく、近年問題となっている空港周辺の騒音問題、空域の有効利用による空港容量の増大、航空交通の定時性の要求等の解決が困難である。

そこでこれらの問題点を根本的に解決するため、ICAO (International Civil Aviation Organization: 国際民間航空機関) はILSに代わる新しい着陸システムとして、マイクロ波を用いたMLS (Microwave Landing System) について検討を重ね、1978年にTRSB (Time Reference Scanning Beam) 方式<sup>5)</sup>を採択し、そのSARPs (Standards And Recommended Practices)<sup>6)</sup>を1981年に決定した<sup>7)</sup>。更に、ILSからMLSへの移行について検討され、1998年にはMLSが主要な着陸援助装置として使用されることとなった<sup>8)</sup>。これらの国際的な取り決めにより、我が国も国際空港へのMLS設置が必要となってきた。このような情勢から当研究所では、航空局の要望にもとづき昭和56年度から実用型MLSの研究を実施している。

本報告では、本研究のために試作した実用型MLSのうち、方位誘導装置について、その構成、機能性能等について、また地上評価試験の結果の概要について報告する。

## 2. システムの概要

### 2.1 MLSの構成

試作した実用型MLSは

- 1) 方位誘導装置 (AZ: Azimuth Equipment)
- 2) 高低誘導装置 (EL: Elevation Equipment)
- 3) 中央制御装置
- 4) 精密距離測定装置 (DME/P: Precise Distance Measuring Equipment)

から構成されている。MLSでは方位誘導装置および高低誘導装置等が同一周波数のマイクロ波 (5000 MHz 帯) を使用しているため、各装置からは時分割によって電波を放射している。試作MLSでは、方位誘導装置でシステム全体の同期信号を発生している。この同期信号によって、方位誘導装置ならびに高低誘導装置のサブシステムが信号を放射する。

なお、MLSの簡単な動作原理およびSARPsに示された機能等については付録Aに示す。

### 2.2 方位誘導装置

方位誘導装置は送信装置等を収納したシェルタ、ビーム走査アンテナ、フィールド・モニタから構成されている。シェルタの外側には、

- a) データ・アンテナ: プリアンプル (機能識別信号) およびベーシック・データ等の送信のためのアンテナ
- b) OCI (Out of Coverage Indication) アンテナ (3 個): 誘導覆域外を示す信号を送信するためのアンテナ
- c) クリアランス・アンテナ (1 対): 比例誘導範囲が±40度以下の場合に航空機を比例範囲に誘導するための信号を発信するアンテナ

の計6個の補助アンテナがつけてある。これらのアンテナはシェルタ内部のアンテナ切換器により、SARPsで規定された信号フォーマットに切換えられる。

フィールド・モニタはビーム走査アンテナの前方に置かれ、高さは約1.4 mである。

試作した方位誘導用ビーム走査アンテナの外観図 2.1 に示し、また系統図を図 2.2 に示す。ビーム走査アンテナは 4 ビットの位相制御による電走査アンテナ<sup>9)</sup>で、放射素子、移相器、電力分器、レジスタ・アレイ・ユニット、制御器盤、電源、およびモニタ系としてインテグラル・モニタ・マホールド、オンライン・モニタ検出器、オフライン・モニタ検出器により構成されている。ビーム走査アンテナの諸元を表 2.1 に示す。シュルタの送信装置で発生されたマイクロ波は楕円導波路を経由して、電力分配器に導かれ、76 分配され移相器を通り各放射素子に供給される。この移相器の移相量は送信装置からのトリガー信号によ

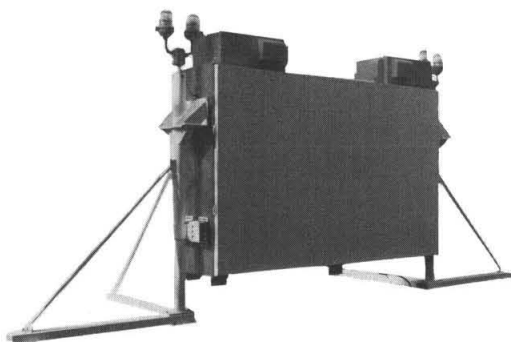


表 2.1 ビーム走査アンテナ諸元

|         |                     |
|---------|---------------------|
| 放射素子    | スロツテド導波管            |
| 放射素子数   | 76                  |
| 移相器ビット数 | 4                   |
| 走査角     | $\pm 42^\circ$      |
|         | 又は $\pm 12^\circ$ # |
| 走査ステップ  | 0.2 度               |

#：パルス・クリアランス方式の場合

り、制御器盤で発生される移相器制御信号により制御される。その結果、各放射素子からの合成波としてのビームの放射角が変化する。

移相器制御信号は図 2.3 に示すような系統で作られる。移相器制御信号はビームの走査ステップ毎に計算される。まず制御器盤に内蔵されているマイクロプロセッサで走査ステップに対応するアンテナ開口面の位相の傾きを計算し、これに給電系の長さの違いによる補正值（ROMに固定されている）および後述のフェーズ・サイクリングのための位相バイアス量を加え移相制御信号としている。移相器制御信号は 4 ビットであるが、計算による誤差を少なくするため、計算の段階では 8 ビットで計算を行い、計算結果を 6 ビットのデータとして移相器に送る。移相器では、その内部に移相器自身の補正（移相回路を除いたリード線

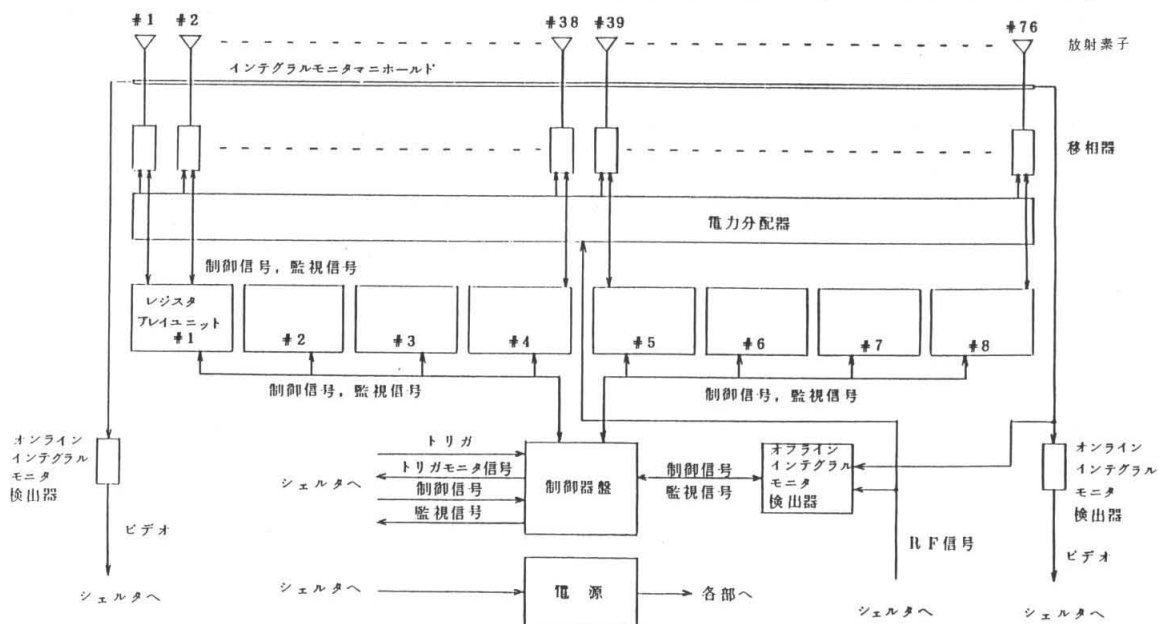


図 2.2 方位誘導用ビーム走査アンテナ系統図

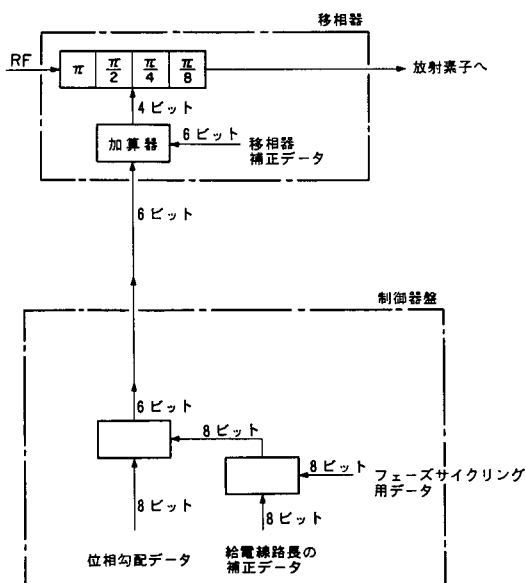


図 2.3 移相器制御データ発生系統図

等の長さの補正) データを 6 ビットで持っており、これを加えて最終的に 4 ビットの制御データとしている。しかし、4 ビットに量子化されることにより量子化誤差が生じ、誘導コースにバイアス誤差を発生する。これを防ぐため、全ての移相器の制御信号に対し、一走査毎に ( $\pi/2 + \pi/16$ ) を加算している。この操作をフェーズ・サイクリングと呼んでいる。

ビーム走査アンテナの放射器上部には、図 2.4 に示すようなインテグラル・モニタ・マニホールド (材質はインバーで温度係数が非常に小さい導波管) が取り付けられ、円形の結合孔を介して、各放射素子への入力電力の一部が取り出されている。この RF 信号を用いてオンライン・モニタ、オフライン・モニタの二つのモニタ機能を持たせている。

オンライン・モニタは、インテグラル・モニタ・マニホールドの左右両端から、導波管の大きさで決まる特定方位角で受信した場合と同じビーム走査信号を得て、誘導角度精度のモニタをしている。試作機では、マニホールドに WRJ-6 を使用しておりモニタ角度は  $\pm 10.9^\circ$  (5064.9 MHz) となっている。

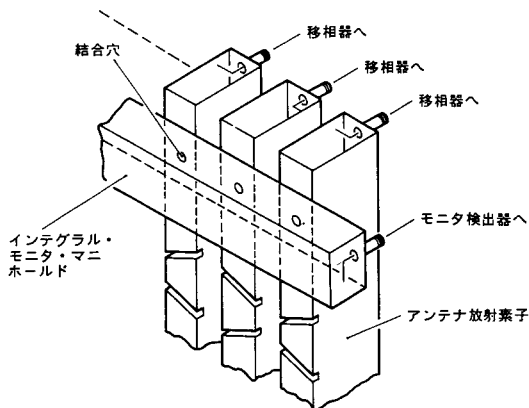


図 2.4 インテグラル・モニタ・マニホールド説明図

オフライン・モニタは主に移相器の故障をモニタするもので、走査ビームをある特定の方向に向けて、固定しておき、任意の移相器 (1 個) の位相を順次変化させたときのマニホールドの出力の変動から当該移相器の故障を検出する。この機能は保守のための機能である。オフライン・モニタの動作原理は付録 B に示す。各移相器の故障状況は常時 PIN ダイオードの両端の電圧の変化をチェックすることでモニタされており、その結果は制御器盤を経由して送信装置に送られる。方位誘導用アンテナの筐体はヒートパイプによる冷却方式を採用しており、筐体内の温度は常に外気温とほぼ同一の温度になるように制御されている。これは空調機による一定温度制御では保守のためにアンテナのふたを開けた場合、筐体内の温度に不均一を生じ、誘導角度誤差が増大する。このため、ヒートパイプ方式を採用して筐体内外の温度差をなくし、上記の問題点を解決した。

## 2.2.2 シェルタ (送信装置)

シェルタ内部には、送信機、同期信号発生器、動作監視盤、入出力処理器から構成される送信装置架と操作制御盤、入出力切換器からなる接続装置架および電源装置架がある。更に、送信装置の制御監視用のプリンタ (キーボード付)、アンテナ切換器を収納しており、外部には前述の補助アン

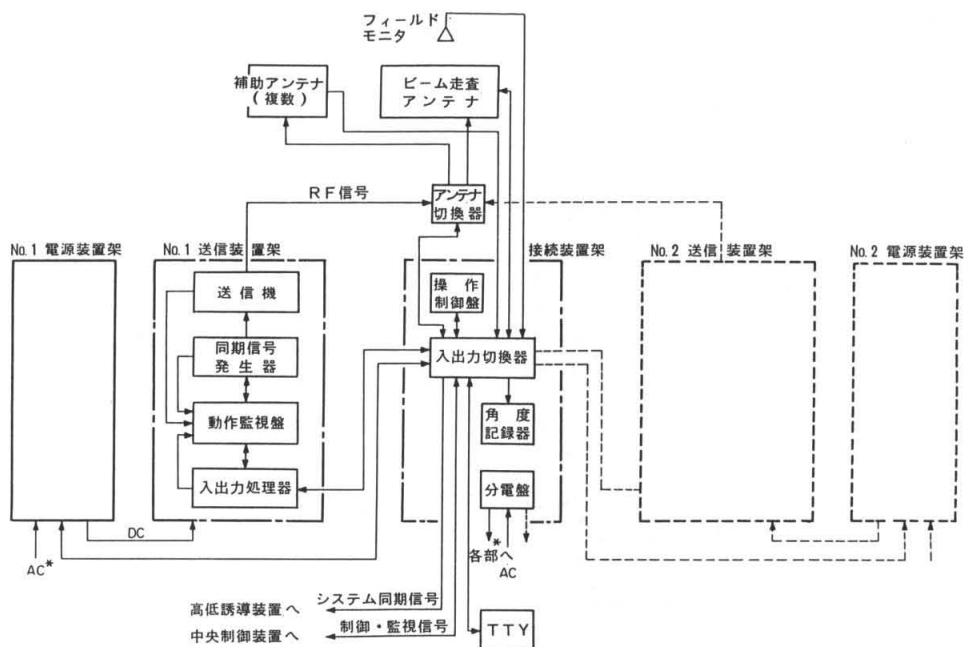


図 2.5 送信装置系統図と他の装置との関連

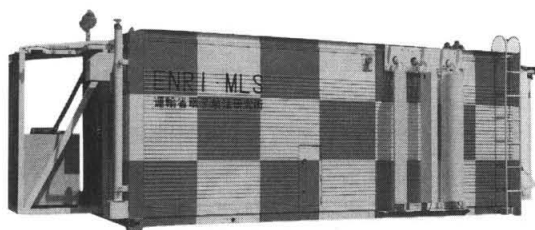


図 2.6 方位誘導装置シェルタ (前面)  
(周囲に取り付けてあるのは補助  
アンテナ)

テナがついている。送信装置内の信号の流れと他の装置との関連を図 2.5 に示す。シェルタおよび送信装置の外観を図 2.6 および図 2.7 に示す。

次に各部の機能について説明する。

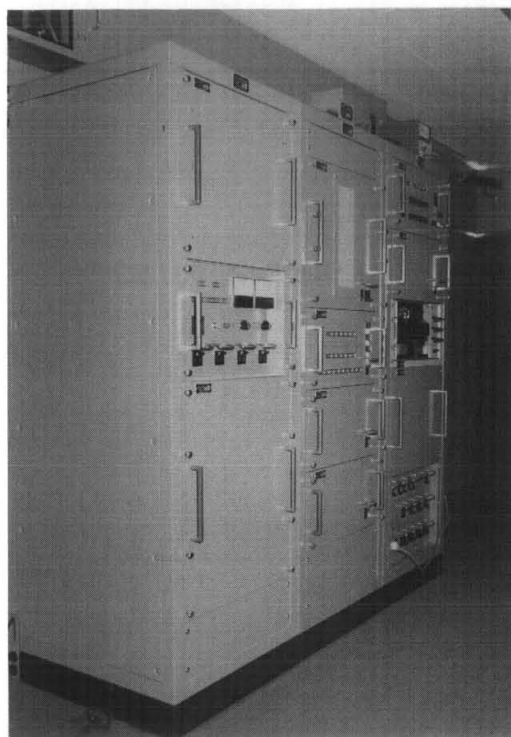
操作制御盤はシステムの状態を表示するとともに、送信機、電源装置、空調機の制御スイッチを有する。入出力切換器はシステムの状態を操作制御盤に表示すること、スイッチ入力に従って、各部へ制御信号を送ること、システムのオートリスタート、シャットダウンを制御すること、デュアルシステムの場合、No 1 / No 2 の切換制御を行う等の機能がある。

送信機では発振器に 100 MHz 帯の水晶発振器

を用いており、その出力を 50 通倍して指定のマイクロ波 (5064.9 MHz) を得ている。このマイクロ波の RF 信号は DPSK (Differential Phase Shift Keying) 変調器でプリアンプ、ベシック・データおよび補助データ等の変調を受け、送信オンオフのための PIN ダイオードスイッチをとおり電力増幅器に入力され、8 個の FET を使った全固体化増幅器で 25W に増幅される。なお、電力増幅器の冷却に用いているブローは、DC-AC インバータ内蔵のブローであり、装置がバッテリー動作の時でも冷却できる。

同期信号発生器は ICAO の SARPs による TDM (Time Division Multiplex), ファンクション・タイミング等の各種タイミング信号の発生とモニタのためのタイミング発生を行っている。タイミングの発生は、タイミング波形の状態変化を示したタイミング・マップを EPROM に記憶させておいて、タイミング関数を発生させる方法を用いている。詳細は付録 C に示す。また DPSK データは、ファンクション・タイミング発生器に内蔵した RAM で発生している。

入出力処理器は各部から供給される監視信号の処理を行っている。動作監視盤は、方位誘導装置



手前から方位誘導装置用電源装置架  
方位誘導用送信装置架  
方位誘導装置用接続装置架

図 2.7 送信装置外観

の各部から供給される監視信号の統計処理と、それにもとづく監視結果の表示および操作制御盤と中央制御装置への出力を行っている。

アンテナ切換器はマイクロ波スイッチを切換えて、SARPs に規定されている送信信号フォーマットとなるよう、マイクロ波信号をビーム走査アンテナ、各補助アンテナに供給している。この他、フィールドモニタ、オンライン・インテグラル・モニタ等のモニタ結果を常時表示するため、角度記録器を設け、記録紙に誘導誤差を記録している。

### 2.2.3 モニタ動作

モニタはマイクロプロセッサとその入出力用 I/O、センサ処理部から構成され、モニタ動作の大部分が内蔵 ROM に固定された、ソフトウェアにより処理される。モニタの動作はオンライン動作とオフライン動作に大別され、オンライン動作は

通常運用時のモニタ動作であり、オフライン動作は主にビーム走査アンテナのオフライン・インテグラル・モニタのための処理である。オンラインモニタ動作は、さらに定期的な処理と事象発生時に行う不定期処理に分けられる。定期的な処理は、MLS の信号フォーマットの方位誘導ファンクション・タイミングに同期して

エグゼクティブ・モニタ\* の編集処理とアラーム判定

メンテナンス・モニタの編集処理とアラーム判定

モニタ・データのパネル表示

モニタ・データの中央制御装置への送出

を行う。エグゼクティブ・モニタ項目には

誘導角度精度の異常

送信電力密度の低下

DPSK データの異常

ファンクション・タイミングの異常

TDM の異常

モニタの異常

があり、またメンテナンス・モニタには、上記に加えて各部の電源電圧、温度等があり、エグゼクティブ・モニタの項目は総計17項目、メンテナンス・モニタの項目は総計64項目である。

不定期処理はモニタ結果をテレタイプライタに帳票出力すること、および可変補助データの編集と変調器へのデータ送出がある。

## 3. 具体的要求性能の設定

### 3.1 要求仕様

実用型 MLS を試作するにあたって、以下のことを考慮した。

MLS の誘導精度は SARPs によって、レファランス・データム（滑走路のスレッシュールド上空15mの点）における誤差で表わされ、滑走路への進入方向に対して横方向、上下方向ともに長さで一義的に規定されている。従って、MLS を設置する滑走路の長さにより、方位誘導装置に要求される誘導角度精度は異なっている。このため実用型 MLS の製作にあたっては、まず、MLS が設置される滑走路の長さを仮定しなければならな

\* アラーム発生後直ちに電波の発射を止めなければならないモニタ項目

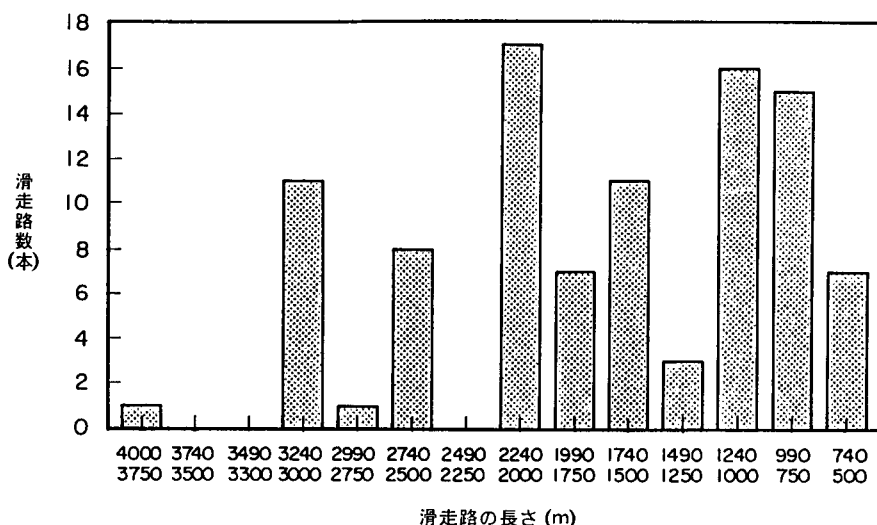


図 3.1 日本国内の滑走路の長さの分布 (文献10を基に作成)

い。日本国内における空港の滑走路の長さの分布を図 3.1 に示す。主要空港は 3,000 m 級の滑走路を、またジェット機の就航は一応 2,000 m 以上の滑走路を基準としていることなどから、3,000 m、2,000 m のところにピークのあることがわかる。さらに ICAO の規定は国際空港の着陸施設に適用されることを考慮すると、MLS の整備は国際空港を初めとして、主要空港から整備されることが考えられる。従って、実用型 MLS の製作にあたっては、設置の対象となる滑走路長を 3,000 m 級であるとし、この環境において SARP の規定された精度を満足することとした。次に誘導覆域については、方位角方向は SARP の規定を参考に、 $\pm 40$  度の覆域とし、高低角は 0.9 度から 15 度までの覆域について、航空機の誘導が行えることとした。

MLS は従来の着陸システムの区分けにしたがうと、CAT III まで使用可能であることから、MLS の信頼性については十分に考慮されなければならない。そのため主要な構成部分における、機械的可動部分をできるだけ除くとともに、電子装置は固体化を図ること。また、機器の動作状態を監視するモニタは、十分に信頼性の高い設計とした。なお、国内空港の敷地の状況を考慮して、他の空港施設等との干渉を避けるため、MLS の自由な設置が行えるようにビーム走査アンテナとシェ

ルタとは分離することとした。

## 3.2 方位誘導用ビーム走査アンテナのパラメータ設定

### 3.2.1 ビーム幅

MLS のビーム走査アンテナの主要なパラメータは、ビーム幅である。前述のように SARP で規定されている誘導精度はレファレンス・データにおいて、長さで誤差を規定しているため、方位誘導装置の場合は、滑走路の長さが長いほど高い誘導精度が求められる。反射波の存在するような設置環境の場合には、反射波の振幅比を  $\rho$  とした場合、誘導誤差は

$$\Delta \theta = (\rho \theta_{BW}) / 2$$

ここで  $\theta_{BW}$  : ビーム幅

で表され<sup>11)</sup>、環境に起因する誤差もビーム幅に比例しており、鋭いビームであればそれだけ誘導精度は向上する。しかし、ビーム幅を狭くするとアンテナを構成している部品数の増加およびそれによともなう信頼性の低下、そして技術的困難さ等が増加する等の問題点があり、適切なビーム幅とすることが必要である。

航空機に搭載されている MLS 受信機は、受信した走査信号の中に反射波が含まれていても、直接波と反射波のなす角度が走査ビーム幅の 1.7 倍以上であれば、Out-of-Beam となって反射波

表 3.1 障害物からのマルチパスがインビームとならない滑走路長

| 受信点                                   | 障害物（センタラインからの距離）(m)           | インビームとならない滑走路長(m) |              |              |
|---------------------------------------|-------------------------------|-------------------|--------------|--------------|
|                                       |                               | 1.0°<br>ビーム幅      | 1.5°<br>ビーム幅 | 2.0°<br>ビーム幅 |
| セ<br>上<br>ン<br>で<br>ラ<br>受<br>イン<br>信 | (A) GP, EL アンテナ (120)         | 4000              | 2700         | 2000         |
|                                       | (B) 着陸帯端の車両等 (150)            | 5000              | 3400         | 2500         |
|                                       | (C) 高さ 5 m の建物 (185)          | 6200              | 4200         | 3100         |
|                                       | (D) 高さ 10 m の建物 (220)         | 7400              | 4900         | 3700         |
| 滑<br>走<br>路<br>受<br>両<br>肩<br>信       | (A') GP, EL アンテナ (120 - RW/2) | 3000              | 2000         | 1600         |
|                                       | (B') 着陸帯端の車両等 (150 - RW/2)    | 4000              | 2700         | 2100         |
|                                       | (C') 高さ 5 m の建物 (185 - RW/2)  | 5200              | 3500         | 2700         |
|                                       | (D') 高さ 10 m の建物 (220 - RW/2) | 6400              | 4200         | 3300         |

注：RWは滑走路幅で、ビーム幅 1°と 1.5°は滑走路幅を60mとし、2.0°は45mとした。

の影響による誤差は生じないとされている<sup>12)</sup>。この条件を使って空港内の障害物の存在によって、走査アンテナのビーム幅と使用可能な滑走路の長さとの関係を求めてみると表 3.1 のような結果となる。表中 A～D は滑走路のセンタライン上で上記の関係を満足する滑走路長を、ビーム幅をパラメータとして示したもので、また A'～D' は航空機が滑走路の端に着陸する最悪の場合を想定した場合である。A, A' は ILS のグライドパスアンテナ、あるいは MLS の高低誘導アンテナが障害物となる場合、B, B' は着陸帯の端になんらかの障害物が存在すると仮定した場合、C, C' は高さ 5 m の建物が転移表面を突出することなく存在する場合、D, D' は同様に建物の高さが 10 m の場合について計算したものである。ビーム幅 1.5 度以下は滑走路幅 60 m、それを超える場合は滑走路幅 45 m を仮定している。主要空港は離着陸回数が多く、誘導路上の航空機が障害物となる場合を考え、主要空港用 MLS の方位誘導用走査アンテナのビーム幅は 1.5 度とした。

### 3.2.2 サイドローブ

誘導誤差を生じる原因を大別すると、地上装置に起因するもの、地上アンテナと機上アンテナとの間の電波の伝搬路に起因するもの、航空機に搭

載される機器に起因するものがある。SARPs で規定されている誘導誤差は、空間における信号の精度として、方位誘導信号については、PFE (Path Following Error)<sup>#</sup> が ± 6 m と規定されている。また地上装置の誘導誤差の PFE は ± 3 m である。システムの PFE を  $P_s$ 、地上装置のそれを  $P_G$  とした場合、それらの間には関連性がないので RSS (Root Sum Square) を使って伝搬による成分と機上受信機の成分を含む誤差分  $P$  を分離すると

$$P = (P_s^2 - P_G^2)^{1/2}$$

で表される。

この式に上記の値を代入しその結果を角度に変換すると 0.093 度（滑走路端から方位誘導用アンテナまで 3,200 m と仮定）となる。同様な方法によって、上記の結果から機上の誤差分 (0.017 度) を差し引くと、伝搬による誤差は 0.091 度となる。従って、SARPs の規定はかなり伝搬系の誤差を大きく見込んでいることがわかる。

伝搬系による誤差には走査アンテナのメインビームの反射波によるものの他に、サイドローブの反射波による誤差が含まれており、これを分離することは一般的に困難である。メインビームの直接波と反射波の狭角が小さいインビームマルチパスは MLS のビーム幅の選択で除去できるため、

# PFE は希望コースからのずれを生じる誘導誤差で、PFN と平均コースからなる。

PFN は平均コースに重畳したノイズ成分である。



ここではサイドローブの反射波がメインビームとインビーム関係になる場合について考慮する。ここでサイドローブのマルチパスによる誘導誤差についてサイドローブ・レベルに関しシミュレーション計算を行った。結果を表 3.2 に示す。表からノーマル・レイトでサイドローブ・レベルが -20 dB のとき 0.049 度 ( $2\sigma$ ) で、上記の伝搬系に係わる誤差より小さな値である。走査アンテナのビーム走査に量子化移相器を用いているため、放射パターンのサイドローブ・レベルは移相器の量子化数によってその最悪値が決まる。移相器のビット数が 4 の場合は約 -20 dB 程度<sup>13)</sup> となる。以上の理由により、サイドローブ・レベルを -20 dB とした。

表 3.2 サイドローブによる誘導誤差シミュレーション結果

| サイドローブ・レベル | ハイ・レイト | ノーマル・レイト |
|------------|--------|----------|
| -20 dB     | 0.047  | 0.049    |
| -25 dB     | 0.035  | 0.036    |
| -30 dB     | 0.030  | 0.032    |

2 $\sigma$  値 単位：度

### 3.2.3 垂直面パターン（特にシャープ・カットオフ特性）<sup>14)</sup>

垂直面放射パターンのうち特に仰角 0 度方向の利得の傾斜、いわゆるシャープ・カットオフ特性は、できるだけ急峻であることが望ましい。

SARPs の規定によると、方位誘導用角度信号はデータム・ポイント上 2.5 m の点で、システムの最低必要電力密度よりも 5 dB (ビーム幅が 1.0 度の走査アンテナの場合) 大きな値が求められており、またレファレンス・データムでは同様に 15 dB 大きくなければならない。

これらの規定と、航空機が 3 度の降下角で進入し、その後滑走路を滑走した場合に、航空機により受信される信号強度は図 3.2 の破線のようになる。図は MLS の 20 NM の覆域端で最低必要電力密度が供給されているとした場合を仮定しており、シャープ・カットオフ特性は 7.35 dB/deg の場合である。図からデータム・ポイント付近の滑走路上 2.5 m の受信電力が大きく低下していることがわかる。

アンテナのシャープ・カットオフ特性を表す dB/

deg の値とアンテナの開口長は比例関係にあり、急峻な特性を持たせようとする、アンテナの開口長が大きくなり、進入表面、転移表面等さまざまな制限のある空港内に設置する装置としては困難さを伴うものとなる。このことからアンテナの開口長を大きくして低仰角部の電力を増やすよりも、後述するシステムの電力配分のなかの余裕分 9.2 dB をこれにあてるのがよいと考え、シャープ・カットオフ特性については特別厳しい仕様は要求せず、6 dB/deg 程度を目標とした。この場合、レベル低下は図 3.2 のデータム・ポイント上 2.5 m の点における 7.35 dB/deg の値に比べ、約 2 dB 低下するだけで、電力の余裕分で補填が可能である。

放射パターンの水平面内ビーム幅を 1.5 度、仰角 9 度～30 度を cosec<sup>2</sup> 特性とし、水平方向のシャープ・カットオフ特性を 6 dB/deg としたとき、ARSR のアンテナ特性<sup>15)</sup> からの類推により、方位誘導用ビーム走査アンテナの利得は 34 dB 程度が期待できる。ただし、方位誘導用ビーム走査アンテナ内に収納される分配器、移相器、給電線、導波管等の損失が 10 dB 見込まれるため、アンテナの総合利得を 24 dB 程度に設定した。

### 3.3 モニタ方式

MLS のエグゼクティブ・モニタ項目には、モニタ自身の故障をモニタすることが規定されている。このためモニタ自身の信頼性を上げることはもちろんモニタ自身の故障を認識できるようなシステム構成が必要である。

MLS の運用、予備の二系統システムを想定して、いくつかのモニタ方式を考え、それぞれの得失を検討した。表 3.3 は各モニタ方式を比較するために、単純なモデル化をして検討したものである。

表中の  $T_x$  は送信機で、その故障する確率を  $P_T$ 、MON はモニタでその故障する確率を  $P_M$ 、CHK はモニタシステムの異常を判定する“チェック”で、その故障する確率を  $P_C$  とし、二系統ともに、各部分は等しい故障確率を有するものとした。

モデル A は各系統に独立したモニタが接続されている場合、モデル B は各モニタがそれぞれ 2 系統をモニタし、それぞれのモニタ結果の AND 出力でシステムが制御されている場合、モデル C はモデル B の場合の AND を OR 出力とした場合、

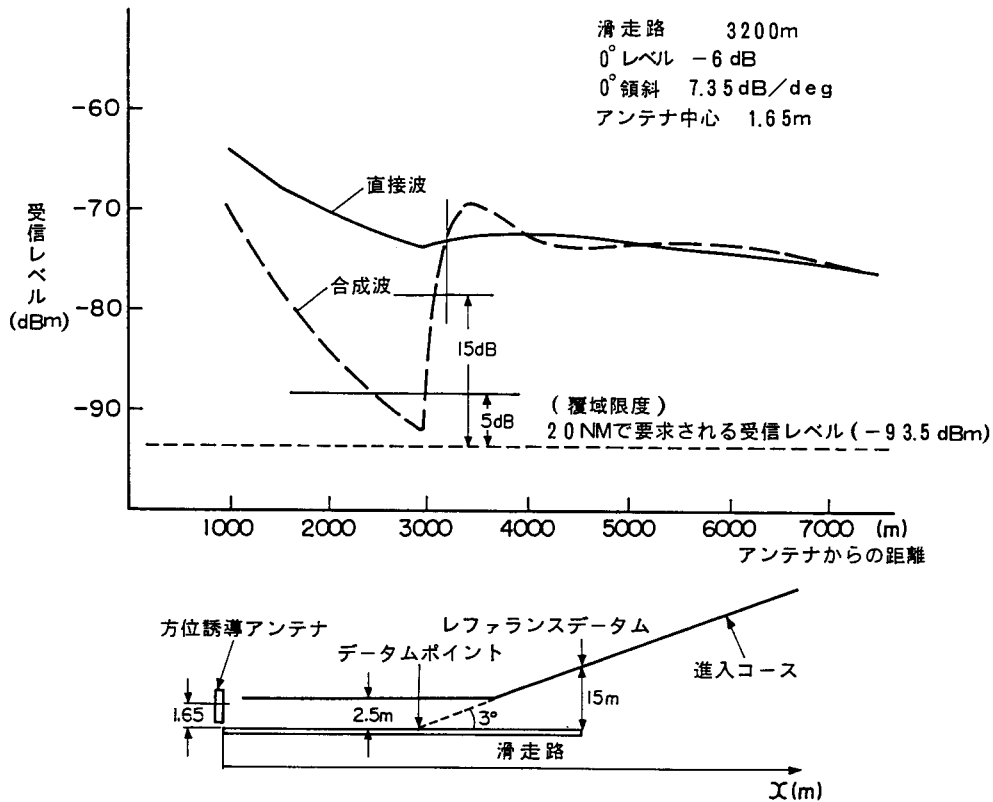


図 3.2 滑走路付近の受信レベル

モデルDは2系統を3つのモニタでモニタしており、それらのモニタ結果のいずれか2つに異常があった場合にシステムを切替える方式、モデルEは各系統にモニタが接続されているが、モニタはそれぞれ“チェック”によりモニタ装置の診断を行っている場合の5つの例について、次のようなアラームの状態について検討した。

- 検出ミス：システムが故障であるにもかかわらずアラームと判定しない場合
- エグゼクティブ・アラーム：システムが故障して電波の発射を停止する場合
- メンテナンス・アラーム：電波の発射を止める必要のない故障
- 誤警報：システムが正常であるにもかかわらず

らず故障と判断した場合

モデルAは現在ILS装置に使用されており、モデルBはVORで使用されている。モデルCはCH1が障害を起こしCH2に切替った場合にモニタがエグゼクティブ・アラームを発生する確率は、 $2P_M / (P_{T1} + 2P_M)$ で分母と分子が同じオーダーであるから、システムを2系統にしても、信頼性は向上しない。またモデルDはCH2へ切替った後に発生するエグゼクティブ・アラームの殆どが誤警報である。モデルEのCH1がエグゼクティブ・アラームを発生する確率は $T_{X1}$ 、 $MON_1$ 、 $CHK_1$ のいずれかが故障する場合であるから、それぞれの故障確率の和で、 $P_{T1} + P_{M1} + P_{C1}$ となる。次にCH2に切替った状態で、

表 3.3 各種モニタ方式の比較検討

| モ<br>デ<br>ル | 系<br>統 | CH 1                      |                        |                 | CH 1がエグゼクティブ・アラーム<br>を発生してTX 2へ切換したとき                                              |                                                                                    |                 | 総合判定                                         | 備<br>考 |        |
|-------------|--------|---------------------------|------------------------|-----------------|------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------|-----------------|----------------------------------------------|--------|--------|
|             |        | 検出ミス                      | エグゼクティブメンテナン<br>ス・アラーム | 誤 警 報           | 検 出 ミ ス                                                                            | エグゼクティブ・アラーム                                                                       | メンテナン<br>ス・アラーム |                                              |        | 誤 警 報  |
| A           |        | ②<br>$P_{T1}P_{M1}$       | $P_{T1}+P_{M1}$        | $P_{M1}$        | ③<br>$(P_{T1}+P_{M1})P_{T2}P_{M2}$                                                 | ②<br>$(P_{T1}+P_{M1})P_{T2}P_{M2}$<br>"<br>$(P_{T1}+P_{M1})^2$                     | —               | ②<br>$(P_{T1}+P_{M1})P_{M2}$                 | B'     | ILSで使用 |
| B           |        | ②<br>$2P_{T1}P_M$         | $P_{T1}$               | $P_M^2$         | $P_{T2}P_{M^2}$                                                                    | ②<br>$P_{T1}P_{T2}+P_M^2$                                                          | —               | $P_M^2$                                      | B      | VORで使用 |
| C           |        | ③<br>$P_{T1}P_{M^2}$      | $P_{T1}+2P_M$          | $2P_M$          | $P_{T2}P_{M^2}$                                                                    | $2P_M$                                                                             | —               | $2P_M$                                       | X      |        |
| D           |        | ③<br>$3P_{T1}P_{M^2}$     | $P_{T1}$               | $3P_{M^2}$      | $3P_{T2}P_{M^2}$                                                                   | ②<br>$P_{T1}P_{T2}+3P_{M^2}$                                                       | $3P_{T1}P_M$    | ②<br>$3P_{M^2}$                              | A'     |        |
| E           |        | ③<br>$P_{T1}P_{M1}P_{C1}$ | $P_{T1}+P_{M1}+P_{C1}$ | $P_{M1}+P_{C1}$ | ④<br>$(P_{T1}+P_{M1}+P_{C1})P_{T2}P_{M2}P_{C2}$<br>"<br>$(P_{T1}+P_{M1}+P_{C1})^2$ | ②<br>$(P_{T1}+P_{M1}+P_{C1})P_{T2}P_{M2}P_{C2}$<br>"<br>$(P_{T1}+P_{M1}+P_{C1})^2$ | —               | ②<br>$(P_{T1}+P_{M1}+P_{C1})(P_{M2}+P_{C2})$ | A      |        |

右肩の数字は次数を表わす。

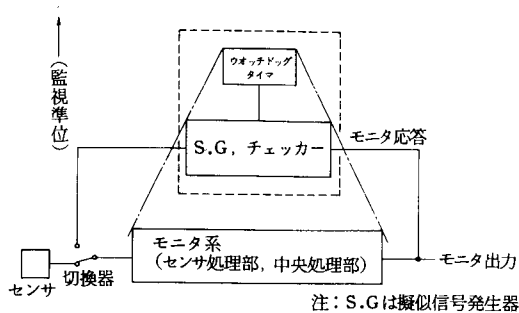


図 3.3 モニタ・セルフ・チェックの動作系統

更に、エグゼクティブ・アラームを発生する確率は  $(P_{T1} + P_{M1} + P_{C1})^2$  である。これらを総合して判定した結果、モデル E の方式が、モデル A、B より優れているので、MLS のモニタ方式としてこれを採用した。

この場合のモニタ系統の異常の有無は“チェッカ”に内蔵の擬似信号発生器の信号を使って行う。更に、“チェッカ”をタイミング的にモニタするウォッチ・ドッグ・タイマを付加し、モニタ・システムとして、監視順位が高くなるにつれて電子回路の規模が小さくなるようにした。

#### 4. 誤差配分の検討

方位誘導用ビーム走査アンテナの設計、製作にあたりシステムとしての誘導誤差を検討した。結果を表 4.1 に示す。

表 4.1 方位誘導装置の誤差配分

| 誤 差 要 因                           | 誤 差<br>度 (2σ) |
|-----------------------------------|---------------|
| 1 アンテナ設置誤差                        | 0.005         |
| 2 アンテナ・ドリフト                       | 0.010         |
| 3 モニタ・ドリフト                        | 0.010         |
| 4 アンテナ及びモニタ・ノイズ                   | 0.010         |
| 5 モニタ警報限界<br>(2, 3, 4 の和)         | 0.030         |
| 6 システム・バイアス誤差<br>(1, 5 の RSS)     | 0.030         |
| 7 アンテナ風圧加重                        | 0.001         |
| 8 アンテナ・ビーム指向誤差                    | 0.030         |
| 9 モニタ・アンテナによる散乱                   |               |
| 10 システム PFN 誤差<br>(7, 8, 9 の RSS) | 0.034         |
| 11 地上システム総合誤差                     | 0.045         |

以下に検討内容について説明する。

##### アンテナ設置誤差

方位誘導用ビーム走査アンテナを設置する場合の正面方向に対するアライメントの誤差で、アンテナ支持機構部に調整機構をつけることで、機械的な誤差は無視できる。従って、調整時に使用される MLS 受信機のデータ出力の最小ビットの値で誤差が決まり、0.005 度に設置可能とした。

##### アンテナ・ドリフト

主に環境の温度変化に伴うもので、発振器(RF、タイミング用等)、移相器、給電線の特性などが影響を受ける。ノーマル・レイトの場合、0 度方向の TO-FRO ビームの間隔は  $6800 \mu s$  であるから、 $10 \times 10^{-6}$  の安定度の発振器を使用した場合、時間誤差  $6.8 \times 10^{-2} \mu s$ 、角度で  $6.8 \times 10^{-4}$  度となる。移相器の温度特性については、ビーム走査アンテナのビーム幅が 1.5 度の場合、素子数が大きくなり、統計的に平均化されて影響は小さくなると考えられる。従って、これらを総合して 0.01 度を仮定した。

##### モニタ・ドリフト

アンテナ・ドリフトと同様に 0.01 度を仮定した。

##### アンテナおよびモニタ・ノイズ

タイミング系のジッタとモニタ受信機の S/N による誤差である。ジッタ分については上記のアンテナ・ドリフトの発振器の場合と同じ理由で  $6.8 \times 10^{-4}$  度となる。モニタ受信機の S/N と誤差 ( $\delta \theta$ ) の関係は

$$\delta \theta = \theta_{BW} / 2 (S/N)^{1/2}$$

$\theta_{BW}$ : ビーム幅

で表せる<sup>16)</sup>。モニタ受信機の出力行の S/N は受信電力が大きいこと、および現在の回路技術から考えて  $S/N = 50 \text{ dB}$  とすると

$$\delta \theta = 0.005 \text{ 度 (2}\sigma\text{)}$$

となる<sup>17)</sup>。従って、ジッタ分と S/N 分の RSS をとり、余裕をみて 0.01 度とした。

##### モニタ警報限界

モニタ警報限界はモニタ・アラームを発生させるまでのシステムの余裕値である。

##### アンテナ風圧過重

走査アンテナを両端支持機構とすることで風圧による方位方向へのモーメントを押さえ、アンテナ放射面の機械的な変動を 0.001 度以下にできるとした。

## アンテナ・ビーム指向誤差

ビーム指向誤差の原因には電力分配器の振幅、位相誤差、移相器固有の通過損失と移相誤差および量子化移相誤差、給電線の長さのばらつき、アンテナ放射素子の配列の不均一および特性のばらつき等が考えられる。製作段階で生じる振幅のばらつきによる放射パターンへの影響は、位相のそれに比較すると小さいためここでは位相のばらつきが放射パターン、そして誘導誤差にどう影響するかを調べた。

フェーズド・アレイ・アンテナでは、移相器の制御ビットでできる量子化誤差が、各放射素子に給電する高周波位相の最大の位相誤差と考えられる。試作した走査ビーム制御器はビット数が4で、誤差の分布は設定位相値を中心に11.25度の間で一様に分布する。この分布の標準偏差は6.5度である。

ここで、給電線の長さの分布の標準偏差を1.0度、電力分配器の設定位相偏差の標準偏差を2.3度と仮定し、さらに移相器の移相誤差の分布については、移相量を比較的正確に調整して製作した場合とあまり正確でない場合の2通りを仮定し、それぞれが1.7度および6.5度の標準偏差を有する正規分布であるとしてシミュレーション計算を行った。給電線および電力分配器の位相誤差は過去の製造実績をもとに仮定した。

シミュレーションの条件はMLS受信機による測角とし、方位誘導用アンテナの放射パターンは実際のパターンに近いものとして、励振分布はテイラー分布<sup>18)</sup>（サイドローブ・レベル -20 dB,  $n=4$ ）とした。シミュレーションの結果を表4.2に示す。表から移相器の移相誤差のばらつきの大きな場合（ $\sigma=6.5$ 度）でも、ビーム指向誤差は

表 4.2 ビーム指向誤差シミュレーション結果

|      | $\Delta\phi_c$ | $\Delta\phi_{pd}$ | $\Delta\phi_{ph}$ | 誤差(2 $\sigma$ ) |
|------|----------------|-------------------|-------------------|-----------------|
| モデル1 | 1.0            | 2.3               | 1.7               | 0.0154          |
| モデル2 | 1.0            | 2.3               | 6.5               | 0.0214          |

単位：度

$\Delta\phi_c$  : 給電線の長さの標準偏差

$\Delta\phi_{pd}$  : 電力分配器の位相誤差標準偏差

$\Delta\phi_{ph}$  : 移相器の設定位相に対する誤差の標準偏差

0.0214度(2 $\sigma$ )である。このシミュレーション結果により、ビーム指向誤差は余裕をみて0.03度を割り当てた。

## モニタ・アンテナによる散乱

FAA PHASE III<sup>19)</sup>の誤差配分を参考にした。

## 5. 電力配分の検討

MLSでは、2.2で述べたように角度誘導信号、データ等の送信、覆域外の指示等の信号が、時分割多重方式により、独立のアンテナから放射される。これらの信号が、MLS覆域内の任意の点でSARPsに規定されている信号強度を提供するため、必要な送信出力、アンテナの利得等を以下に検討する。

表5.1はそれぞれの信号についてSARPsの電力配分の例をもとに検討した結果である。“航空機での所要電力”は航空機で必要とする最低受信レベルで、SARPsの規定によるものである。“伝搬損失”は自由空間伝搬損失で、滑走路の長さも含め22.5 NMとして計算した。“確率的な損失”は偏波面の変化（主に航空機の姿勢による）、降雨減衰、大気の状態（特に水蒸気の状態）による影響、伝搬路中の反射、回折等による減衰量等の確率的な損失であり、それぞれの現象が独立したものと考えられるため、総合値は各事象のRSSとした。この項の各アンテナにおける差異は主に水平放射パターンの違いによるマルチパスの状態の差を考慮した結果である。ただし、降雨による減

表 5.1 方位誘導装置の電力配分

| 項 目         | 単位   | データ・アンテナ | クリアランス・アンテナ | ビーム走査アンテナ |
|-------------|------|----------|-------------|-----------|
| 1 航空機での所要電力 | dB m | -95.0    | -93.5       | -93.5     |
| 2 伝 搬 損 失   | dB   | 8.7      | 8.7         | 8.7       |
| 3 確率的な損失    | dB   | 4.3      | 4.3         | 3.1       |
| 4 パターン損失    | dB   | 6.0      | 6.0         | 5.0       |
| 5 モニター損失    | dB   | 1.5      | 1.5         | 1.5       |
| 6 アンテナ利得    | dB i | -14.0    | -17.0       | -24.0     |
| 7 給電路の損失    | dB   | 2.4      | 2.4         | 3.9       |
| 8 送信機所要出力   | dB m | 43.9     | 42.4        | 34.7      |

衰は、アンテナから5NMまでは50mm/H、それ以上では25mm/Hの降雨を仮定している。“パターン損失”は覆域限界角度（方位角±40度で高低角0.9度または30度）における最大利得方向に対する利得低下分を水平、垂直の両方について加えたものである。ビーム走査アンテナについては、走査限界における利得低下（ $\cos^2 \theta$ に比例）を水平パターン損失として計算した。“モニタ損失”はモニタのうちERP（Effective Radiated Power）モニタが異常と判断する値が正常値の1.5dB低下した点に設定するための値である。

“アンテナ利得”はアンテナの入出力間の利得で、走査アンテナについてはアンテナに付属している電力分配器、移相等の損失も含まれる。“給電路の損失”は高周波導波管切換器の損失も含まれている。また、送信機と走査アンテナは最大約40m離れて設置するため、走査アンテナの給電には損失の小さい楕円導波管HE-54を使用する。以上を総合すると、データ信号用の送信出力が最も大きく、覆域端で規定の電界強度を確保するために必要な送信機出力は43.9dBm=25Wである。

この送信電力で覆域の広いDPSK信号が所要の電力密度となるためには、表5.1に示すように給電路の損失は2.4dB以内である必要がある。実際の運用装置では、送信機からDPSK信号を放射するデータ・アンテナまでに、送信機保護用のサーキュレータ、送信装置の現用と予備機の切換器、各補助アンテナを切換えるためのマイクロ波スイッチ、およびそれらを接続するケーブル等を経由するので、これらの全損失は2.4dBに近い値となる。このためデータ・アンテナは給電線による損失を極力小さくするため、シェルの外側に設置した。

6. 実験および実験結果

6.1 ビーム走査アンテナ特性

方位誘導用ビーム走査アンテナの水平放射パターン特性の一測定例を図6.1に示す。同図はビームを任意（ここでは0度）の方向に向けて、移相器の制御を固定した状態で、アンテナを機械的に回転させて測定したもので静的特性である。これに対し、図6.2はアンテナを任意（ここでは0度）の方向に向けて機械的に固定し、移相器を制御し

てビームをゆっくり走査したときのダイナミック放射パターンである。後者の特性が実際のMLS受信機で受信されるパターンに相当する。これら両者の間には明らかにパターンの一致は見られない。また、図6.3はビームを5度毎にステップ走査した場合の静特性の放射パターンである。図からサイドローブレベル比は20dB以上の値が得られており、要求性能を満足している。

次に、ビーム走査アンテナの主要パラメータとしてのビーム幅、利得、サイドローブ比に関する測定値を設定値とともに表6.1に示す。測定値は周波数が5061MHzの場合で、各項目とも設定値を上回っている。特に利得は2.4dB目標値より大きな値が実現できた。

垂直面放射パターンを図6.4に示す。図からシャープ・カットオフ特性は6.1dB/degが得られている。

表 6.1 ビーム走査アンテナ性能

| 項 目    | 設 定 値 | 測 定 値   |
|--------|-------|---------|
| ビーム幅*  | 1.5度  | 1.43度   |
| 利 得    | 24dBi | 26.4dBi |
| サイドローブ | -20dB | -21.6dB |

\*：0度方向

6.2 方位誘導精度についての実験

6.2.1 実験の方法

試作したMLSの誘導精度の確認を行うため、仙台空港において地上実験を行った。MLSのビーム走査は広開口アンテナを用いており、走査ビームが形成されるにはアンテナから100m以上離れる必要がある。従って、その性能評価には広い空間が必要なため、MLSを図6.5に示すように仙台空港A滑走路に設置して実験を行った。MLS受信機を車に搭載し、MLS受信アンテナを地上高約7mの一定高度とし、MLSの覆域内の場周道路でMLS信号を受信して測角を行うとともに、MLS受信アンテナの方位誘導用ビーム走査アンテナから見た光学的方位角との比較により測角誤差の測定を行った。受信アンテナの位置測定は方位誘導用ビーム走査アンテナの基準点（位相中心：電気的中心）に設置したレーザ・セオドライトで測定した。

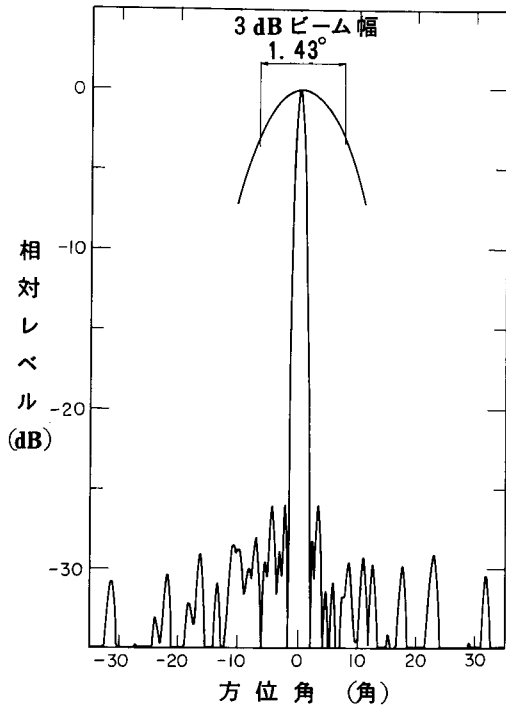


図 6.1 方位誘導用ビーム走査アンテナ  
水平放射パターン（静特性）  
（5060 MHz）

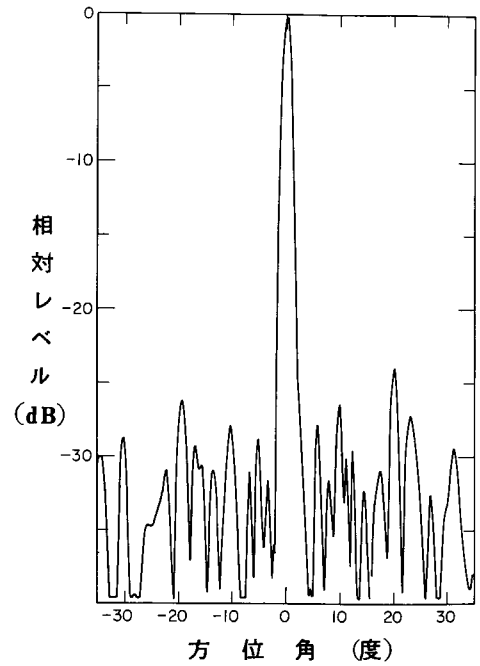


図 6.2 方位誘導用ビーム走査アンテナ  
水平放射パターン（ダイナミック特性）  
（5060 MHz）

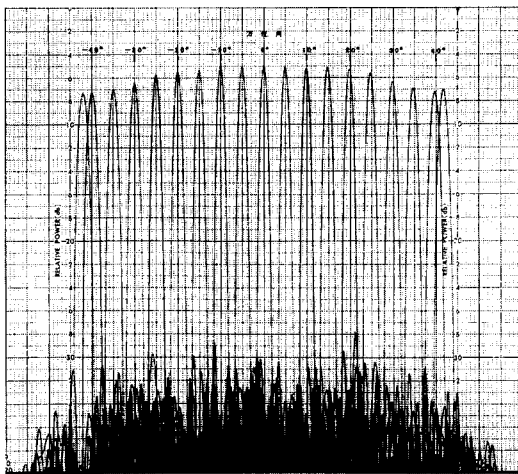


図 6.3 5度ステップ走査パターン（5060MHz）

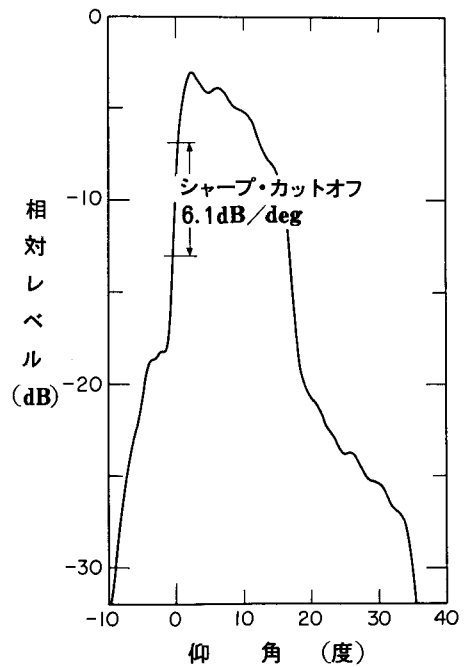


図 6.4 方位誘導用ビーム走査アンテナ  
垂直放射パターン（5060 MHz）

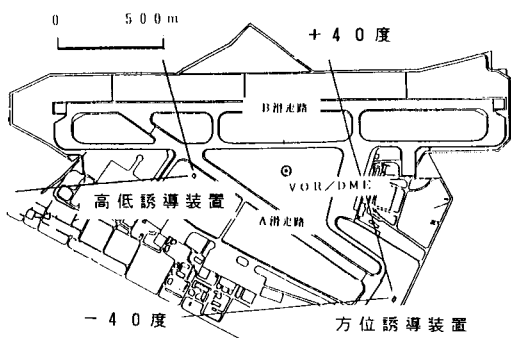


図 6.5 仙台空港におけるML S配置図

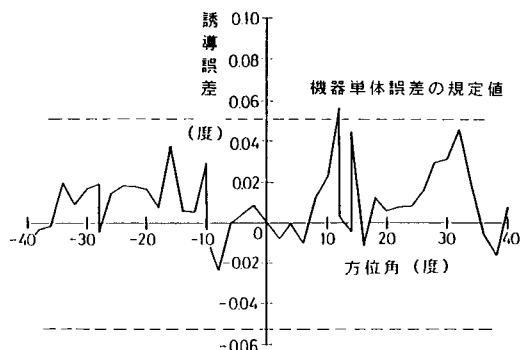


図 6.6 地上実験結果

### 6.2.2 実験結果

方位誘導信号の誘導誤差を図 6.6 に示す。図において +10 度、+30 度付近に誤差の大きな部分がある。これは、測定を場周道路で行ったため、VOR<sup>1)</sup>、ターミナルビル等が方位誘導用ビーム走査アンテナとML S受信アンテナの間にあり、その影響が現れたと考えられる。これらの角度以外では方位誘導装置単体の誘導誤差はSARPsに規定された方位誘導装置単体の許容誘導誤差 0.053 度（方位誘導装置からスレッシュホールドまで 3,240 mとした場合）より小さい。

### 6.3 信号放射レベル

多くの補助アンテナが使用されている方位誘導装置の場合は、ビーム走査アンテナを含め、それぞれのアンテナから放射される信号レベルの比が規定されている。これを確認するため、仙台空港で空間における信号のレベルを測定した。

測定の方法は、ML S受信機のビデオ出力波形の振幅をオシロスコープにより観測し、ML S

受信機の入出力特性から受信レベルを測定した。測定場所は図 6.5 に示す A 滑走路の方位誘導装置に最も近い誘導路を利用した。測定点は方位誘導装置の各アンテナから約 150 m 程度の距離である。方位誘導装置のアンテナと測定点の間の地面の凹凸による反射の影響を小さくするため、受信機のアンテナの地上高は 10 m とした。この場合、ML S 受信アンテナは約 3.8 度の仰角となる。方位誘導装置の各アンテナの 0 度方向における放射レベルの減衰傾度は一番ゆるやかなデータ・アンテナの場合で 6.5 dB/deg であり、上記の仰角方向では直接波と反射波の比が 15 dB 程度以上あり、地上反射の影響は無視できる。

測定結果を図 6.7 に示す。測定場所の関係で O C I のレベルは測定できなかった。また、データ信号のレベルは受信機の AGC 動作のない部分であり、入出力特性の飽和領域に接近しているため、誤差を多く含んでいる。プラスの方位角領域には角度誘導精度のモニタ用のフィールド・モニタ・アンテナがあり、ビーム幅の広いクリアランス信号、データ信号ともに、その影響を受けていると考えられる。クリアランス・レベル、データ信号レベルの測定値はいずれもプラスの方位角で大きく変動している。このため、正確な信号間の比較はできない。しかし走査ビーム信号とクリアランス信号の間は 8 dB の差があり規格 (5 dB) を

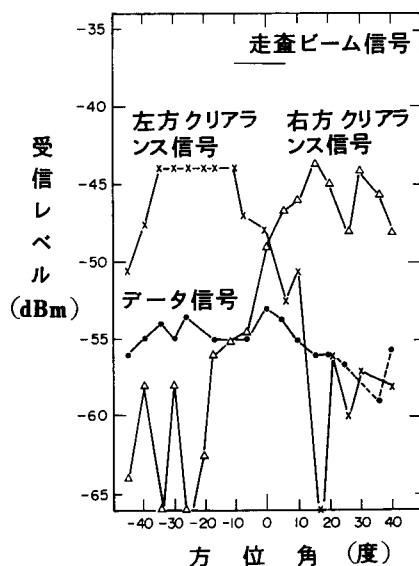


図 6.7 空間における信号レベル



十分に上回っている。

なお、各補助アンテナの放射パターンについては付録Dに示す。

### 6.5 インテグラル・モニタの特性

インテグラル・モニタのうちオンライン・モニタ ( $\pm 10.9$  度方向の誘導精度モニタ) とフィールド・モニタ (0 度方向) との相関について実験を行った。実験の方法はビーム走査アンテナの移相器の特定箇所の特定ビットを人為的に故障させそれに対するモニタ結果への影響について調べた。移相器の故障箇所は故障の影響が大きいと予想される、励振振幅の大きなアレイの中央部について、移相量が  $\pi/2$  のビットを故障させた。具体的にはビーム走査アンテナの背面からみて、左側から移相器に No. 1 ~ No. 76 まで番号を割り当てたとき、No. 38 から順次左側に故障移相器の数を増やしていき、そのとき各モニタのモニタ結果を記録した。実験の結果を図 6.8 に示す。故障が  $\pi/2$  ビット常時挿入状態の場合はフィールド・モニタ、インテグラル・モニタ共に同じような故障の影響がでているが、故障が  $\pi/2$  ビット常時断状態の場合は故障移相器の数が増えるとともに各モニタに対する影響に差がでている。

試作ビーム走査アンテナはフェーズ・サイクリングを行っており、モニタ角度に関係なくアンテナ系の故障モニタが可能であることが確認できた。しかしモニタを行っている方位角によりモニタ感度が異なる場合のあることがわかった。実際の運用状態では、実験で行ったように多数の移相器が

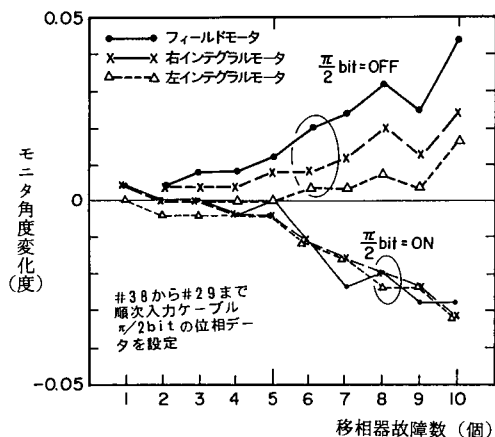


図 6.8 角度精度モニタの相関性

同時に故障を起こすことは考えられないが、これらの差異については解析を進めている。

## 7. むすび

我が国の主要空港に設置されることを想定した実用型 M L S の方位誘導装置を試作した。装置の概要、装置を設計する場合に必要なアンテナのパラメータおよびモニタ方式等の検討経過等について述べた。

これらの検討結果にもとづいて製作した方位誘導装置の性能評価を行った結果、地上において測定した性能は、設計目標および ICAO の S A R P s を十分に満足していることがわかった。

つぎの段階として、飛行試験によるシステム性能の確認と長期にわたる信頼性の実証等が必要であり、現在進行中である。

## 謝 辞

装置の製作に協力をいただいた製造メーカ、また実験に協力をいただいた仙台空港事務所はじめ関係官所に対し感謝します。

## 参考文献

- 1) 岡田實編：“航空電子システム”，日刊工業新聞社 昭和58年
- 2) 藤井，落合，川田：“グライドパスに対する構造物・地形の影響について” 電子航法研究所報告，No. 38，pp 1 - 14 (昭和60 - 8)
- 3) 石橋，山田，横山，中村：“LPDA 型ローカライザ空中線の性能評価について”，電子航法研究所報告，No. 48，pp 1 - 10 (昭和60 - 1)
- 4) 山田，石橋，横山，中村：“2 周波 M アレイ方式グライドパス装置について”，電子航法研究所報告，No. 44，pp 41 - 56 (昭和59 - 3)
- 5) 平島，小塩，小林：“航空機着陸誘導の精度と融通性を高めるマイクロ波着陸システム”，日経エレクトロニクス，1978. 36.
- 6) ICAO：“AERONAUTICAL TELECOMMUNICATIONS”，ANNEX 10，Vol. 1 (April 1985).
- 7) ICAO：“Communications Divisional Meeting Report”，MONTREAL，30 March - 16 April，1981.

- 8) ICAO : "Communications Divisional Meeting Report", MONTREAL, 4-27 Sep, 1985.
- 9) 永井 : "電子走査アンテナ", 信学誌, VOL 53, No 8, pp 1091-1099, 1970.
- 10) 運輸省航空局監修 : "数字でみる航空" 航空振興財団, 1988.
- 11) R. J. Kelly : "Guidance Accuracy Considerations for the Microwave Landing System", Navigation, VOL 24, pp 189-205, 1977.
- 12) H. W. Redlien, R. J. Kelly : "Microwave Landing System : The International Standard", Advances in Electronics and Electron Physics, VOL 57, pp 311-410, 1981.
- 13) 水沢, 久郷 : "アンテナの指向性合成の理論と実際", 信学誌, pp 189-205, 1976-6.
- 14) A. R. Lopez : "Sharp Cutoff Radiation Patterns", IEEE, pp 820-824, VOL AP-27, No 6, NOV, 1979.
- 15) 岡田實編 : "航空電子装置", 日刊工業新聞社, 昭和53年
- 16) Skolnik : "Radar Handbook", Mc Graw - HILL, 1970.
- 17) 片野他 : "MLS 高低誘導装置の試作と測角実験", 電子航法研究所報告, No 49, pp 1-20, 1985.
- 18) 電子通信学会編 : "アンテナ工学ハンドブック"
- 19) "MICROWAVE LANDING SYSTEM PHASE III (Basic Wide Configuration)", FAA Report No MLS-BCD-R-4180-1, (Dec-1980)
- 20) 喜安善市 : "アダマール行列とその応用", 電子通信学会, コロナ社, 昭和56年

付 録

A. MLSの概要

MLSの構成

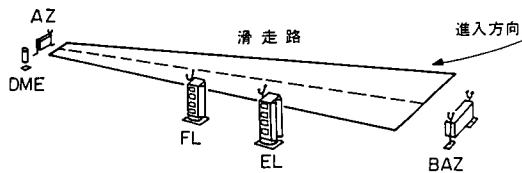
MLSの構成は基本型と拡張型があり、基本型は

- (a) 進入方位誘導装置 (AZ)
- (b) 高低誘導装置 (EL)
- (c) 基本データ伝送用の手段
- (d) DME

で構成され(c)は一般に(a)または(b)に併設されることが多い。拡張型は基本型に下記のいずれかを付加したものである。

- (a) 後方位誘導装置 (BAZ)
- (b) フレア誘導装置 (FL)
- (c) DME / P
- (d) 補助データ伝送用の手段
- (e) 広い比例誘導範囲

MLSの設置例を図A.1に示す。



図A.1 地上装置の配置

周波数, チャンネル

周波数は 5031 MHz ~ 5090.7 MHz までのマイクロ波を使用し、チャンネルは 0.3 MHz 間隔の 200 チャンネルであり、チャンネル番号は 500 ~ 699 となっている。

同 期

1つのシステムの角度系およびデータを送信する

装置は同一のチャンネルの周波数を使用し、互いに干渉のないように、時間的に同期して動作する。そして各サブシステムの送信繰り返しは表A.1のように決められている。

信号の構成

MLSの構成を図A.2に示す。MLSの信号をフル・サイクルでみると同図(a)のように信号のブロックとしての # 1, # 2 が交互に配置され、それぞれのブロックのくり返しが周期的にならないように、ブロック間にランダムな時間間隔を設けている。この間隔内には後述するデータの送信が割り当てられている。

信号のブロックの内容は同図(b)のようにサブシステムの信号の配列であって、この図はハイ・レート方式の場合で、AZ, ELともに1秒間に39回の送信レートとなっている。これに対しノーマル・レート方式があり、この方式では±60度AZ, フレア誘導, 360度AZ<sup>#</sup>等の機能のための時間スロットが用意されているため、AZのみ1秒間に13回の送信レートとなっている。ただしBAZの送信レートはいずれの方式でも1秒間に6.5回である。

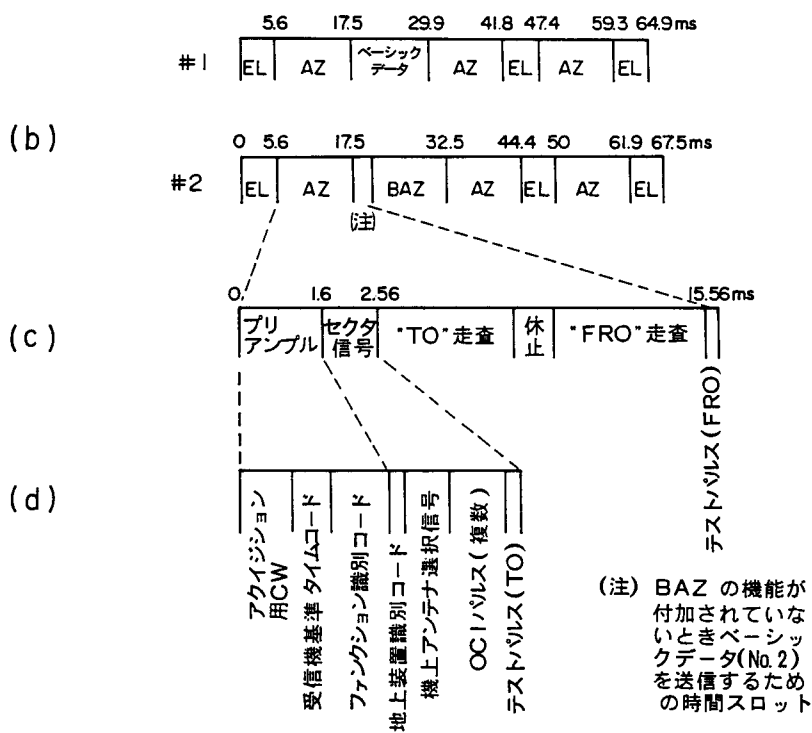
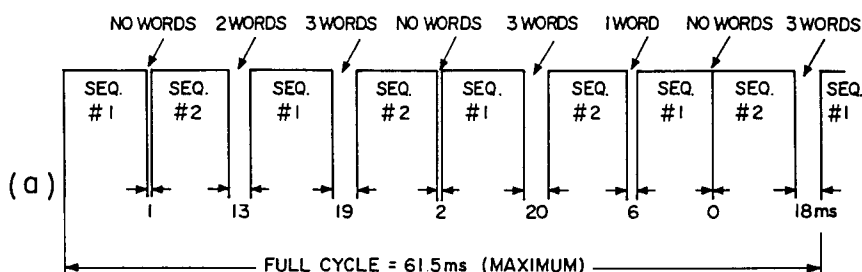
ここで # 1, # 2 のAZ, ELは同一であるので # 2 のAZ信号の組み立てをみると、同図(c)のようにはじめにプリアンプル、つぎにセクタ信号が送信される。この2つの部分はMLSの覆域内に送信するためデータ・アンテナから放射される。つぎに角度誘導のためのビーム信号が“TO走査”の期間にビームを、システムを滑走路上空からみて時計方向に走査する。休止後“FRO走査”の期間に反時計方向にビームを走査して終了する。

プリアンプル、セクタ信号は同図(d)のように、7つの信号で構成されている。この部分は15.625

表A.1 サブシステムの送信レート

| 機 能               | 送 信 レ ー ト     |
|-------------------|---------------|
| 方位誘導装置 (ノーマル・レート) | 13 ± 0.5 Hz   |
| 方位誘導装置 (ハイ・レート)   | 39 ± 1.5 Hz   |
| 後方方位誘導装置          | 6.5 ± 0.25 Hz |
| 高 低 誘 導 装 置       | 39 ± 1.5 Hz   |
| フ レ ア 誘 導 装 置     | 39 ± 1.5 Hz   |

# フレア誘導, 360度AZの仕様は未定



図A. 2 ML Sの信号構成

kHzのクロックでビット同期がとられている。まず、機上のML S受信機がML Sの信号を捕捉するのに必要な連続波を0.832 ms (12ビット) 送信する。つぎにAZ機能のタイミングの基準となる5ビット (11101) の受信機基準タイムコード信号をDPSK変調して送信する。これで機上受信機は地上ML Sとの同期がとれ以後のAZの動作に必要なタイミングの同期がセットされる。つぎに地上からファンクション識別コードと呼ばれるA

Z, ELおよびデータの種別を識別するための7ビットからなる信号を送信する。セクタ信号は、局符号のための地上装置識別信号、航空機側のアンテナ (複数) の切換えに使われる機上アンテナ選択信号、OC I信号 (覆域外を指示する信号)、テスト用の"TO"信号の送信と続く。その後ビーム走査の動作に入る。なお一連の送信順序はセクタ信号を除き、他のEL, BAZ, FLとも同じである。

## 覆 域

MLSの覆域はAZ, EL, BAZについて規定されている。ここでは試作MLSに関係するAZ, ELの覆域についての規定を図A.3, 図A.4に示す。

AZの場合, 比例誘導角度範囲は図A.3の水平覆域の $\pm 40$ 度に一致する必要はなく, 最低 $\pm 10$ 度まで狭くしてもよい。ただしこの場合は比例誘導角度範囲の外側の $\pm 40$ 度までの範囲にクリアランス信号を送信する必要がある。クリアランス信号の送信方法にはつぎの2通りの方法がある。

### 1) パルス方式

当該エリアにクリアランス・パルスを送信する方式

### 2) 走査ビーム方式

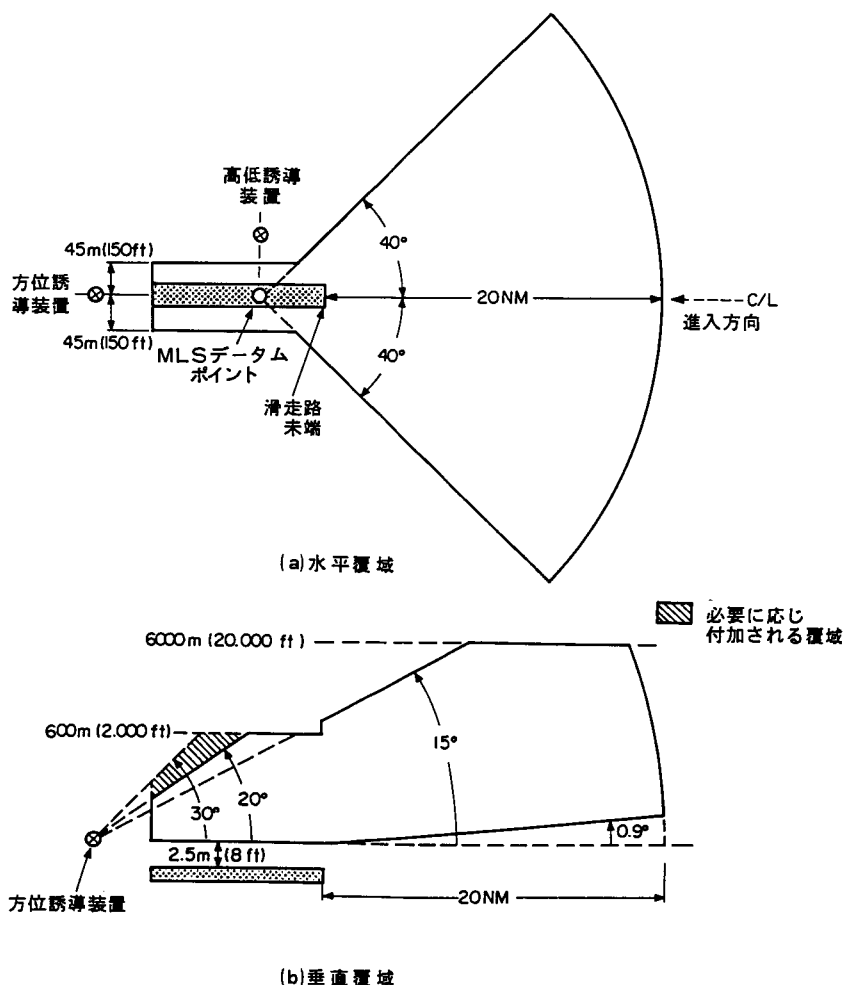
当該エリア内にも角度誘導用ビームを走査し, 概略の角度情報を与える方式

MLSとして上記のいずれを使っているのかをデータ信号で送信することでMLS受信機が識別できるようになっている。

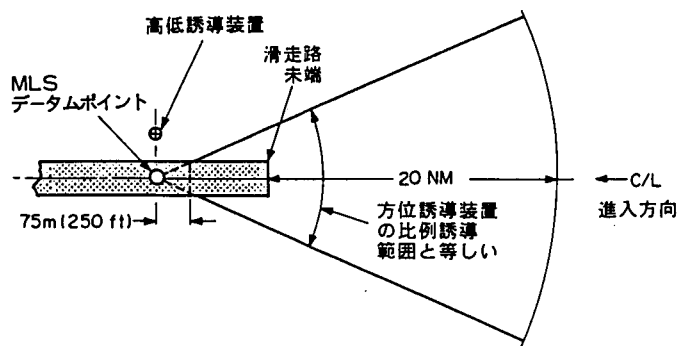
図A.5はパルス・クリアランス方式の場合のクリアランス・パルスの送信タイミングを示したものである。

### データの種類

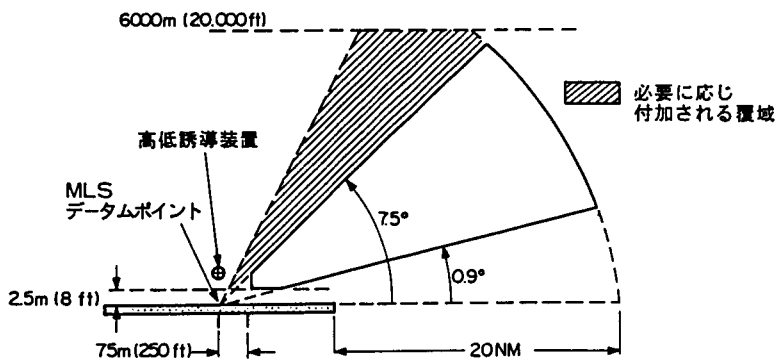
MLSで送信するデータ信号は基本データと補助データの2種類がある。基本データは6種類ありそれぞれが32ビットで構成されており, MLSの地上施設の状態に関するものである。補助データは3種類のデータ内容が定義されており, MLS地上施設の滑走路に対する位置情報である。



図A.3 方位誘導装置の覆域



(a) 水平覆域



(b) 垂直覆域

図 A. 4 高低誘導装置の覆域

走査ビーム

ビーム走査角

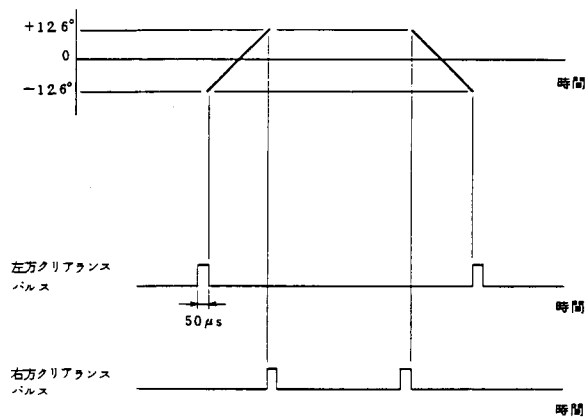


図 A. 5 クリアランス・パルスの送信タイミング

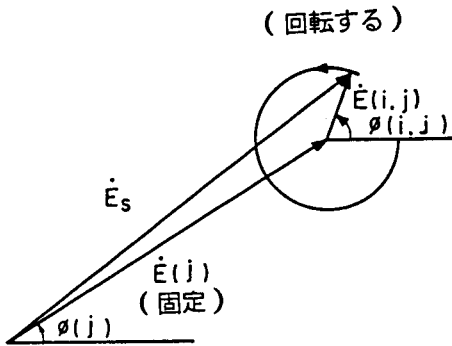
## B. オフラインモニタの動作原理

ビーム走査アンテナのビームを任意の方向に向け固定する。つぎにテストしたい移相器（ $j$  番目とする）の移相量を0度から337.5度（移相器の状態が0から15）まで順次かえていく。ビームを固定したときのマニホルドの出力を $E_0$ とすると、 $j$  番目の移相器の移相量を変えていくと、マニホルドの出力はつぎようになる。

$$E_s = E_0 - E(i_0, j) + E(i, j) \\ = E(j) + E(i, j) \quad (1)$$

ここで $E(i, j)$ は、 $j$  番目の移相器が $i$  番目の状態の時にマニホルドの出力に対して寄与する分である。 $i_0$ はビームを固定したとき、 $j$  番目の移相器が $i_0$  番目の状態にあることを示す。式(1)の右辺第1項は、移相器の状態に依存しない定数であり、第2項は移相状態によって変化する。これをベクトル図で示すと図B.1のようになり、実部を時間の関数で表すと

$$E_s(t) = |E(j)| \cos \{ \omega t + \phi(j) \} \\ + |E(i, j)| \cos \{ \omega t + \phi(i, j) \} \quad (2)$$



図B.1 マニホルド出力のベクトル図

一方アンテナ入力から取り出されたレファレンス信号は次式となる。

$$E_r(t) = |E_r| \cos(\omega t + \phi_r) \quad (3)$$

上記の2つの信号をそれぞれ2分割して、2つのミキサの信号ポートおよびローカルポートに inputs。一方のローカルポートへの入力信号の位相は、他方より $\pi/2$ 進ませる。（図B.2参照）

このとき2つのミキサの位相検波出力（I-ch,

Q-ch）は次式となる。

$$I \propto |E(j)| |E_r| [\cos \{ 2\omega t + \phi(j) + \phi_r \} + \cos \{ \phi(j) - \phi_r \}] + |E(i, j)| \\ \cdot |E_r| [\cos \{ 2\omega t + \phi(i, j) + \phi_r \} + \cos \{ \phi(i, j) - \phi_r \}] \quad (4)$$

$$Q \propto |E(j)| |E_r| [\cos \{ 2\omega t + \phi(j) + \phi_r + \pi/2 \} + \cos \{ \phi(j) - \phi_r - \pi/2 \}] \\ + |E(i, j)| |E_r| [\cos \{ 2\omega t + \phi(i, j) + \phi_r + \pi/2 \} + \cos \{ \phi(i, j) - \phi_r - \pi/2 \}] \quad (5)$$

これら2式の右辺はいずれも、[ ]内の第1項は2倍高調波、第2項はDCであり、第2 [ ]内の第2項が $\phi(i, j)$ の $i$ に従って1状態ずつ変化するAC成分である。

従って、上記の位相検波出力から2倍波およびDC成分を除去すると、I-ch, Q-chの信号は次のようになる。

$$I \propto |E(i, j)| |E_r| \cos \{ \phi(i, j) - \phi_r \} \quad (6)$$

$$Q \propto |E(i, j)| |E_r| \sin \{ \phi(i, j) - \phi_r \} \quad (7)$$

これからI, Qの2乗和とQ/Iの逆正接をとり、各状態の振幅と位相が得られる。

$$I^2 + Q^2 \propto |E(i, j)|^2 |E_r|^2 \quad (8)$$

$$\tan^{-1}(Q/I) = \phi(i, j) - \phi_r \quad (9)$$

$j$  番目の素子においてこの $i$ を0から15まで変化したデータを取りこの平均を取れば $j$  番目の素子のみの振幅と給電位相が得られる。これから、各素子の製造時の振幅と給電位相のデータとの差をとり、給電系と移相器の損失と固有な移相量の変動を診断できる。更に、移相器の各ビットの診断も次のようにしてできる。

$$C = W(M - R) \quad (10)$$

ここで

$M$  = 16要素の列ベクトルで移相器の給電位相と固有位相を除いた16状態の移相量の測定値

$R$  = 16要素の列ベクトルで移相器の16状態の基準移相量

$W$  = Walsh関数の行列<sup>20)</sup>

$$= \begin{pmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & -1 & -1 & -1 & -1 & -1 & -1 & -1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & -1 & -1 & -1 & -1 & 1 & 1 & 1 & 1 & -1 & -1 & -1 & -1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 & 1 & 1 & -1 & -1 & 1 & 1 & -1 & -1 & 1 & 1 & -1 & -1 \\ 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 \end{pmatrix}$$

C = 4 要素のHadamard sums<sup>20)</sup>を表す列ベクトル

C<sub>2</sub> = 720 (90°ビットの障害)

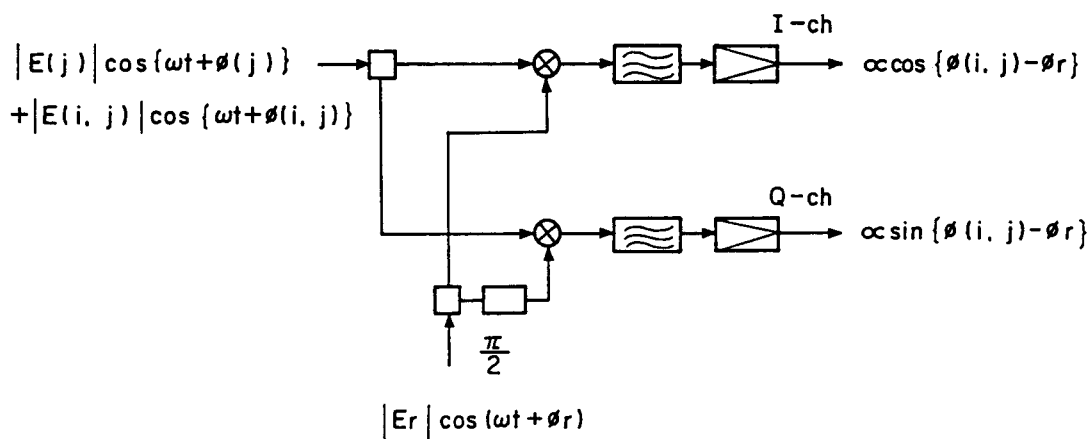
C<sub>3</sub> = 360 (45°ビットの障害)

C<sub>4</sub> = 180 (22.5°ビットの障害)

ここで移相器の各ビットに誤差が無ければC = 0となる。各ビットに0または1の状態に固定されるような障害があれば、C<sub>i</sub>は次の値となる。

これらの処理は線型であるから、各ビットの障害の複合も上記の合成として得られる。

C<sub>1</sub> = 1440 (180°ビットの障害)



図B. 2 位相検波回路の入出力信号

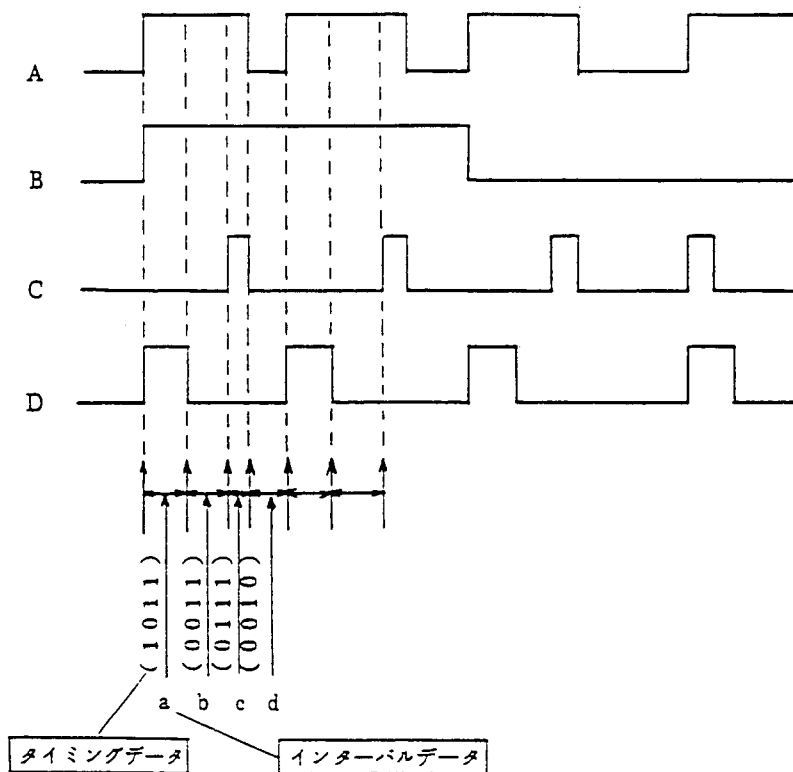


### C. タイミング信号の発生法

M L Sの内部で発生させるべきタイミング波形が図C. 1のA, B, C, Dのようなものと仮定する。この場合1ワードが4ビットのメモリを用意し、タイミング波形の状態変化を記録しておく。すなわち、4つの波形のいずれかが変化すると、そのレベルの状態を記録する。図のタイミング波形がスタートした時点を考えてAは1の状態、Cは0の状態、Dは1の状態である。こ

れを4ビットのデータとして(1011)をメモリに記録、つぎにDの波形が変化する時点では(0011)などとなる。このデータをタイミング・データと呼ぶ。そしてこれらのデータの変化のインターバルを別なメモリに記録しておく。これをインターバル・データと呼ぶ。

この2つのメモリを使ってマイクロプロセッサによりタイミング波形A, B, C, Dを発生できる。



図C. 1 タイミングの発生法

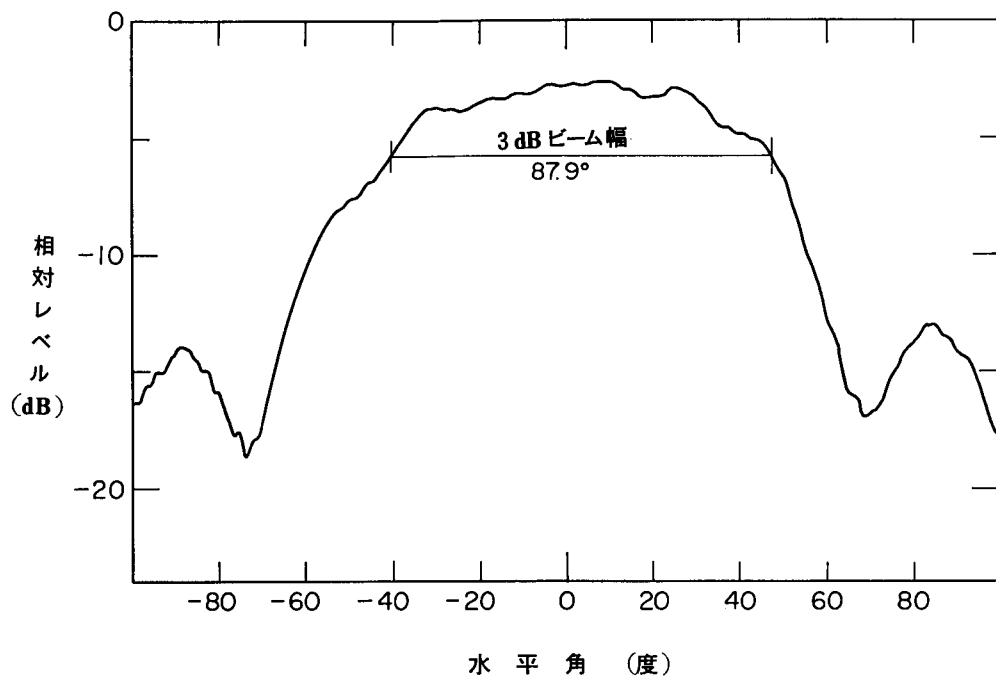
D. アンテナ特性の測定結果

試作した実用型MLSで使用しているビーム走査アンテナ，補助アンテナについて利得，シャープ・カットオフ特性の周波数特性を表D. 1にまと

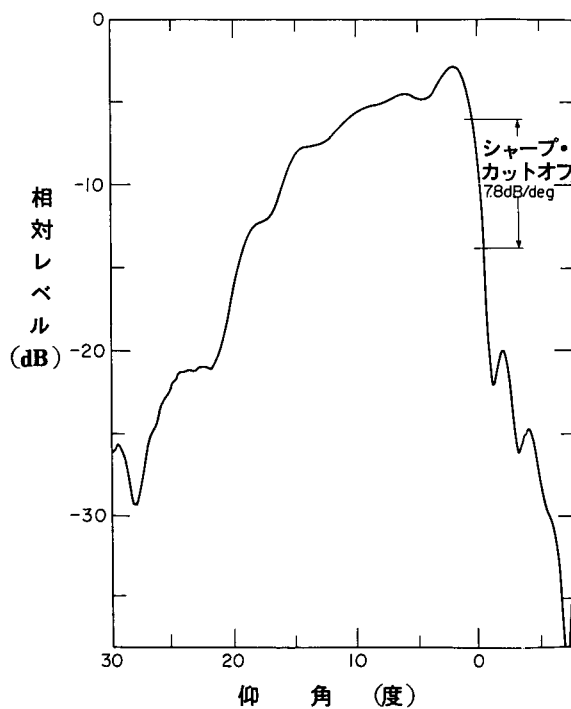
めた。また，それぞれのアンテナ放射パターンをMLSの周波数帯域の中心周波数である 5060MHzで測定した。測定結果を図D. 1からD. 6に示す。

図D. 1 アンテナ性能

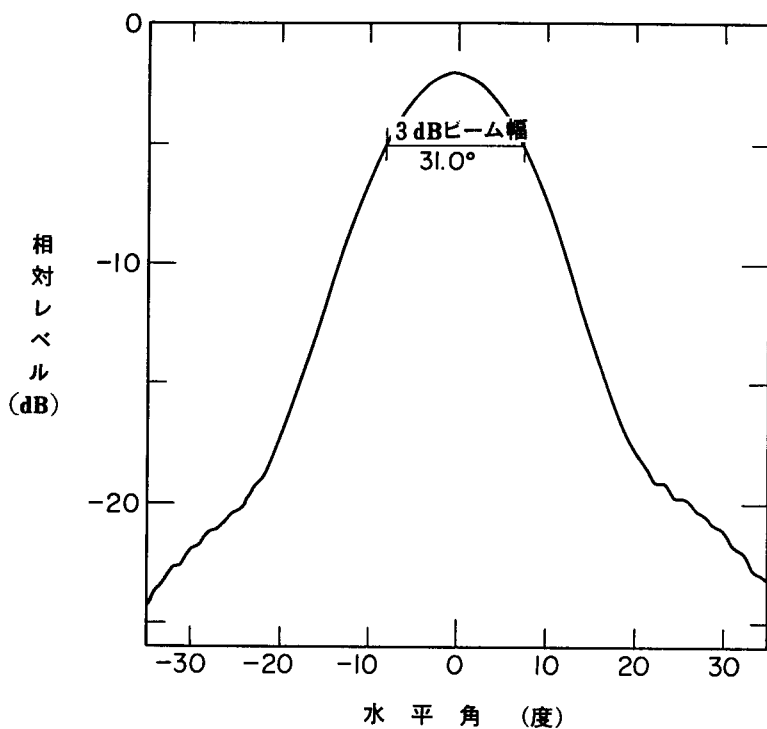
| 性能項目  |         | 利 得 (dB) |          |            | シャープ・カットオフ (dB / deg) |          |            |
|-------|---------|----------|----------|------------|-----------------------|----------|------------|
| 周 波 数 |         | 5031 MHz | 5061 MHz | 5090.7 MHz | 5031 MHz              | 5061 MHz | 5090.7 MHz |
| アンテナ  | ビーム走査   | 26.45    | 26.04    | 26.58      | 6.1                   | 6.1      | 6.3        |
|       | データ     | 14.20    | 14.05    | 14.08      | 6.6                   | 7.8      | 7.3        |
|       | 左クリアランス | 18.95    | 18.79    | 19.33      | 6.3                   | 6.9      | 7.4        |
|       | 右クリアランス | 18.95    | 18.89    | 18.93      | 6.3                   | 7.1      | 7.2        |
|       | 左OCI    | 13.35    | 13.34    | 13.93      | 6.5                   | 7.4      | 7.2        |
|       | 右OCI    | 13.85    | 14.69    | 14.63      | 6.7                   | 7.3      | 7.6        |
|       | 後OCI    | 13.55    | 13.09    | 13.33      | 6.3                   | 7.7      | 7.8        |



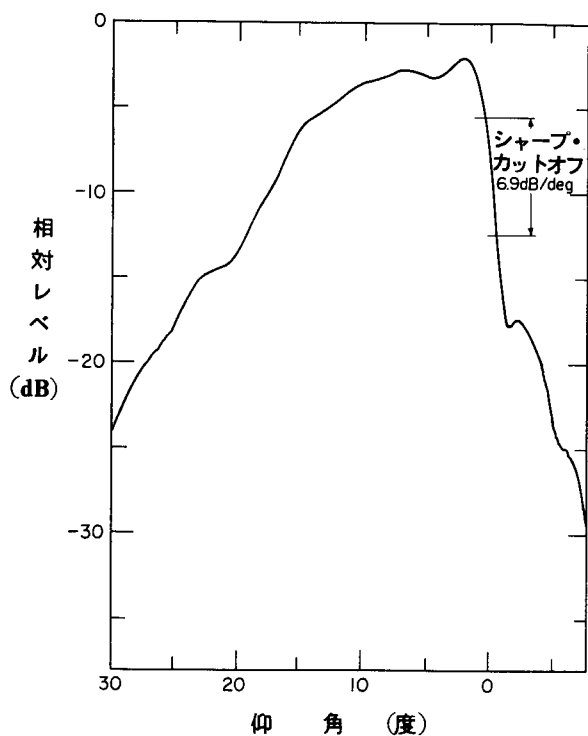
図D 1.1 方位誘導用データ・アンテナ — 水平放射パターン



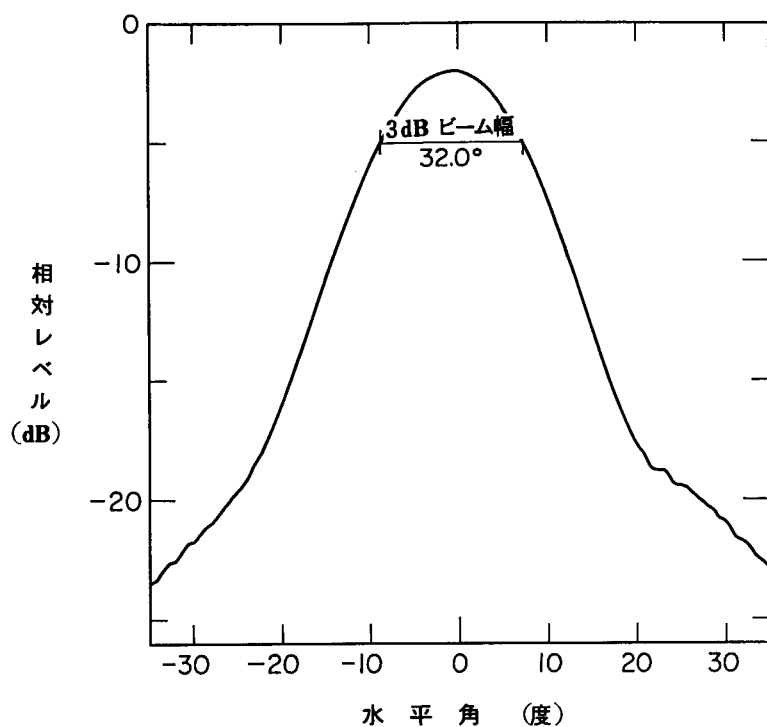
図D 1.2 方位誘導用データ・アンテナ — 垂直放射パターン



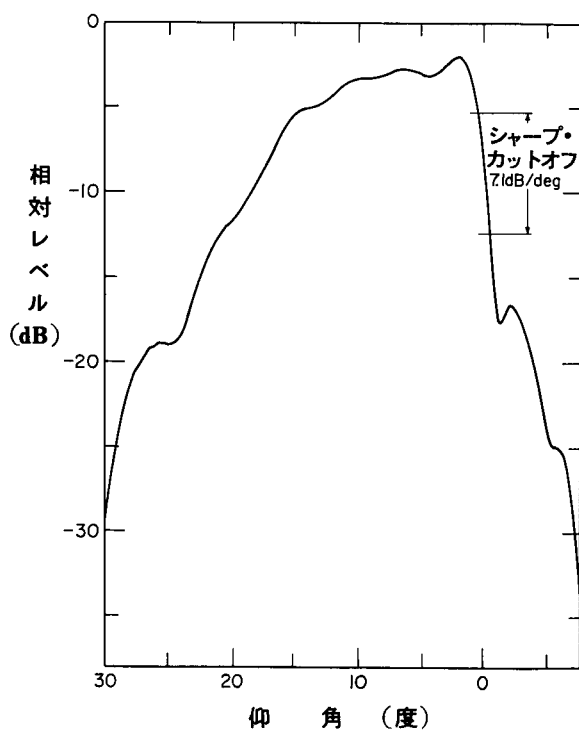
図D 2.1 方位誘導用左方クリアランス・アンテナ — 水平放射パターン



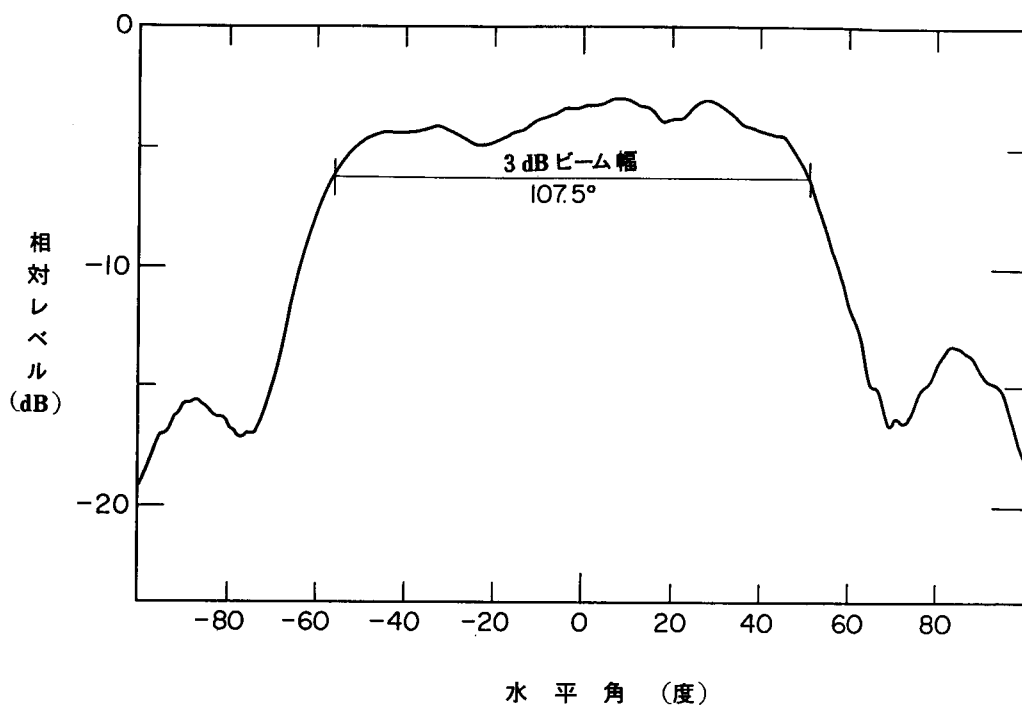
図D 2.2 方位誘導用左方クリアランス・アンテナ — 垂直放射パターン



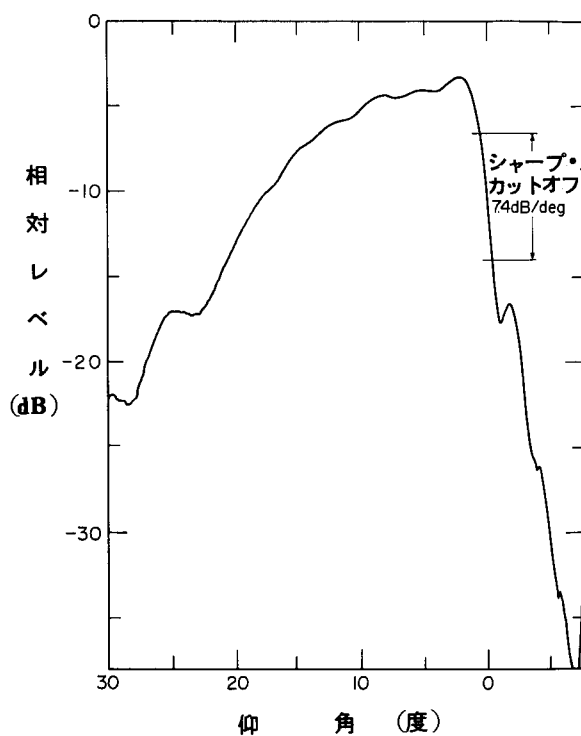
図D 3.1 方位誘導用右方クリアランス・アンテナ — 水平放射パターン



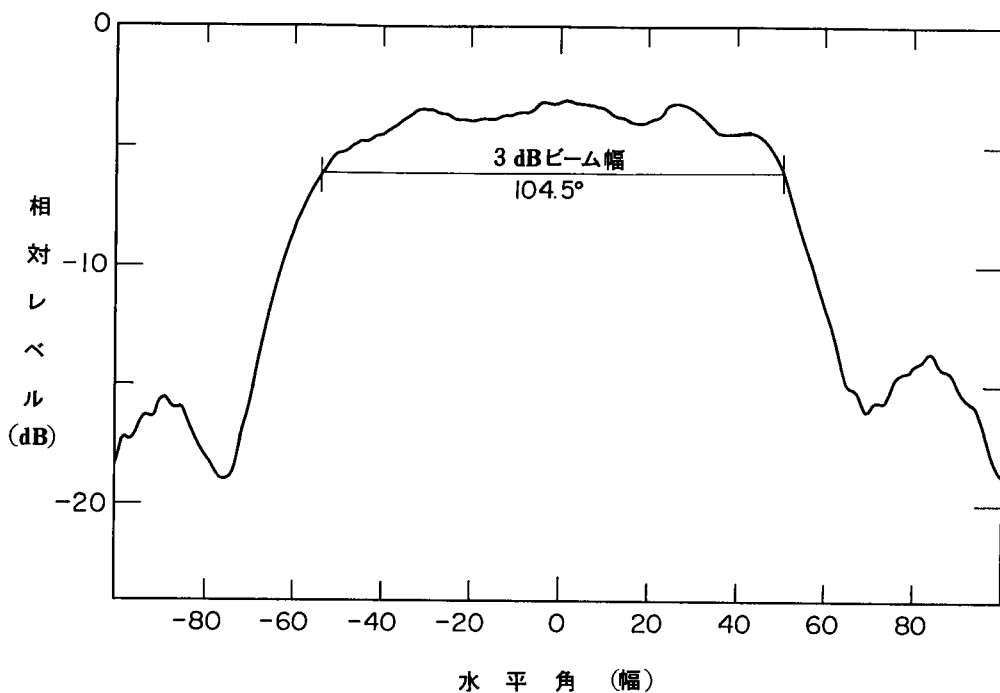
図D 3.2 方位誘導用右方クリアランス・アンテナ — 垂直放射パターン



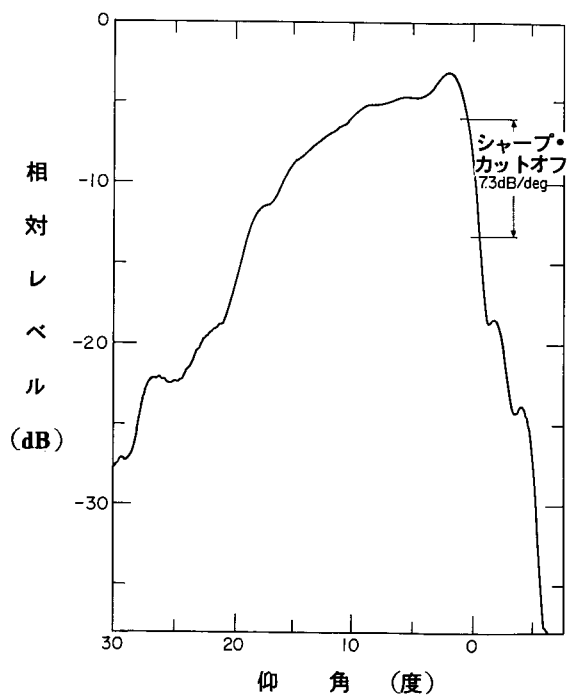
図D.4.1 方位誘導用左方〇C I アンテナ — 水平放射パターン



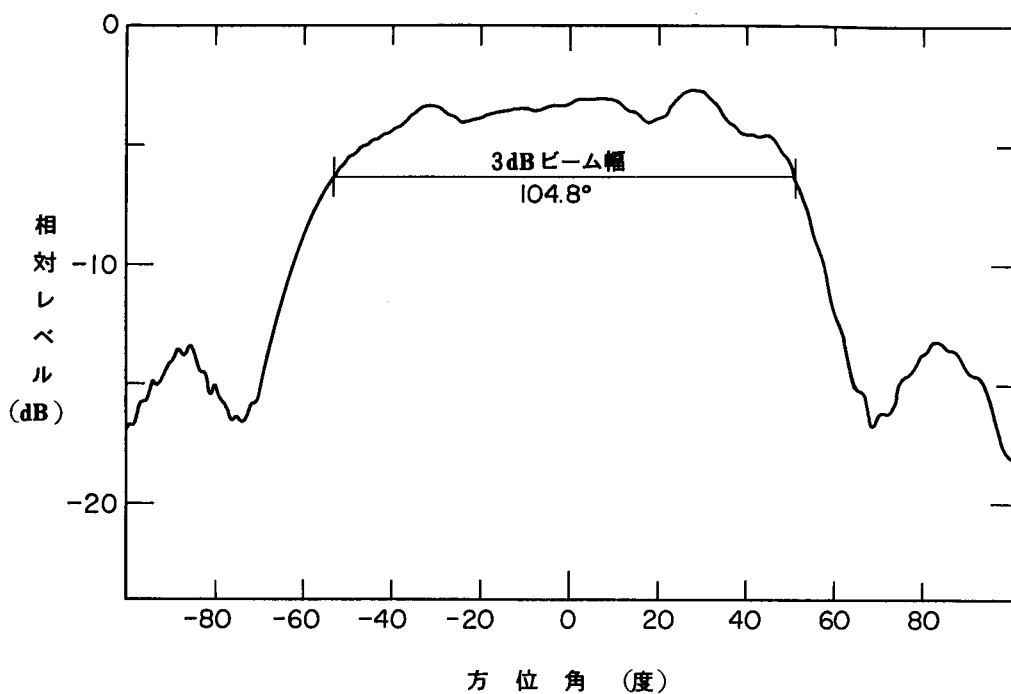
図D.4.2 方位誘導用左方〇C I アンテナ — 垂直放射パターン



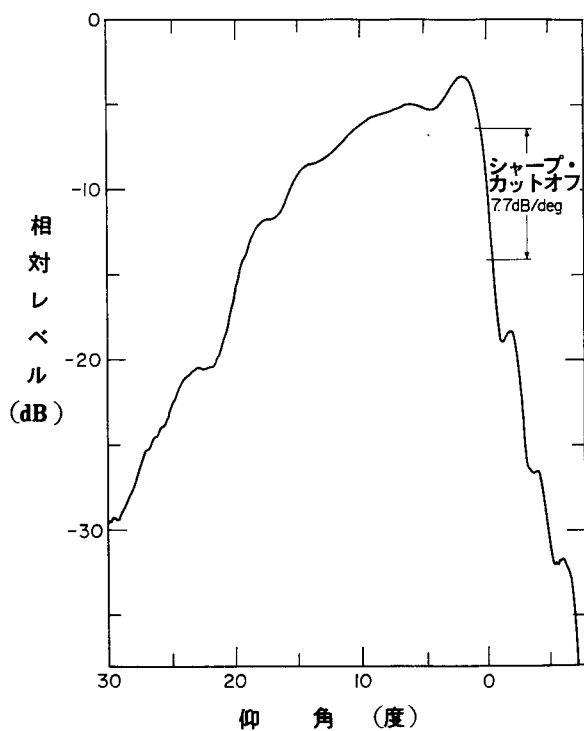
図D 5.1 方位誘導用右方〇C I アンテナ — 水平放射パターン



図D 5.2 方位誘導用右方〇C I アンテナ — 垂直放射パターン



図D 6.1 方位誘導用後方O C I アンテナ — 水平放射パターン



図D 6.2 方位誘導用後方O C I アンテナ — 垂直放射パターン