

DOC 629.7.066 :  
629.735.33.014.6

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## TM-202

### 単発 STOL 実験機に関する研究

—— テレメータ実験局の電界強度測定 ——

幸尾 治朗・小野 孝次  
矢沢 健司・塚野 雄吉

1971年6月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長州秀夫, 吉沢昭 松崎貴至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究(Ⅱ) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年8月	鈴木邦男, 田丸卓 乙幡安雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定(Ⅰ)	1969年9月	藤森義典, 山崎浩
TM-163	ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞実験	1969年9月	別府護郎, 鈴木友昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別府護郎, 岡 遠一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田敏康, 野口義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚貞吉, 齋藤隆吉 堀内正司, 本間幸吉 宮坂 彰
TM-167	YS-11 A-300 型輸送機の胴体疲労試験 —中部胴体前方大型貨物口部および後方乗降口部付近—	1970年1月	竹内和之, 川島矩郎 熊倉郁夫, 松岡陽一
TM-168	ダンピングメータの試作	1970年2月	柳沢三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定(Ⅰ) —冷却フィルムプローブによる方法—	1970年2月	相波哲朗
TM-170	JR-エンジン燃焼器に起きた振動燃焼	1970年2月	鈴木邦男, 石井浅五郎 山中国雍
TM-171	缶形燃焼器(低圧, 低温系)試験設備による航空計器の水結(着氷)試験	1970年3月	鈴木邦男, 相波哲朗 本間幸吉, 服部宣夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年3月	川幡長勝, 中谷輝臣
TM-173	FA200 改機の動安定微係数	1970年3月	遠藤 浩, 林 良生 海老沼幸成, 中谷輝臣
TM-174	遷音速風洞動安定測定装置の構造と作動	1970年4月	小橋安次郎, 河野長正 西 武徳, 宮沢政文
TM-175	NAL-16・31 D 型ロケットの研究試作	1970年5月	宇宙研究グループ
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年5月	高橋 侔
TM-177	小型固体ロケットモータの振動燃焼実験 —パルス法による中周波振動燃焼の研究—	1970年5月	五代富文, 伊藤克弥 西村久男, 湯沢克宜 柴藤羊二
TM-178	大型低速風洞動安定微係数測定装置	1970年5月	広岡貫一, 遠藤 浩 戸田亘洋, 岡部祐二郎
TM-179	風洞天秤の試作	1970年5月	金成正好, 北出大三
TM-180	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定(Ⅱ) —レーザのドップラ効果を利用する方法—	1970年5月	相波哲朗
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年6月	幸尾治朗
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年9月	田辺義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年9月	近藤洋史, 高橋 宏 桑野尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年9月	田丸 卓, 乙幡安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年9月	近藤 博, 石賀保正
TM-186	NAL-25・31 型ロケットの試作と飛しょう試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性(Ⅰ)	1970年11月	檜崎哲二, 中野富雄 橋本亮平, 竹花真一郎

# 単発STOL実験機に関する研究\*

— テレメータ実験局の電界強度測定 —

幸尾治朗\*\*・小野孝次\*\*

矢沢健司\*\*・塚野雄吉\*\*

## 1. ま え が き

単発 STOL 実験機 (FA-200 XS) のオペレーションの研究のための飛行実験を行なうに当って、機体に搭載したテレメータ装置の送信電波の電界強度を測定した。

飛行実験を行なう飛行空域、飛行高度は航空法上の規定、実験の目的、気象条件などに基づいてそのつど定めるが、実験空域の高度、地形、機体の飛行方向、姿勢などによって地上で受信する信号電波は大幅に影響される。

本報告は搭載テレメータの送信電波の受信基地（当所調布飛行場分室）における電界強度を調べ、電波伝播上から見て適当な飛行条件を知り STOL 機のオペレーションの研究を推進するための資料を得ようとするものである。測定結果は計算値とあわせて記載し比較した。

## 2. 記 号

$E$ : 受信地点の電界強度 [ $\mu\text{V}/\text{m}$ ], [dB]

$E_0$ : 自由空間の電界強度 (直接波による)  
[ $\mu\text{V}/\text{m}$ ], [dB]

$d$ : 距離 [km]

$h_1$ : 送信アンテナ高さ [m]

$h_2$ : 受信アンテナ高さ [m]

$P$ : 送信器出力 [watt]

$G$ : アンテナ利得

$Q$ : 大地の反射係数

$A$ : 表面波の減衰を表わす係数

$\delta$ : 直接波と大地反射波による位相差

$r$ : 地球の半径 [km]

注) 本文中の太字はベクトル量を表わす。

## 3. 飛行測定試験

### 3.1 試験概要

電界強度の測定方法には色々あるが、ここでは航空機を用いるという特殊な条件のもとに次の試験を行なった。通常、或地点での電界強度を測定するには電界強度測定器を用いる方法と標準信号発生器 (S.G) を用いる方法がある。前者は送られてきた電波を直接測定する方法で、後者は受信器の受信感度が最大になる方向に受信アンテナを動かし (アンテナの指向性を考慮する) その時の受信器出力を知り、アンテナの代りに S.G をつなぎ、アンテナの時と同じ受信器出力になるように調整した S.G の出力を読みとり、この値と受信アンテナの実効高より電界強度を求める方法である。今回の実験の測定は通常の飛行実験時と同じ状態 (環境および計測器等) で行なうためにこの二つの方法を併用した。試験項目は飛行回数の制限および航空法第 11 条適用機<sup>り</sup>を使用する条件を考慮し後述する三項目とし、姿勢角 (縦揺角) 変化、高度変化の影響についての測定は行なわなかった。

測定飛行前に地上において航空機と送受信器および電界強度測定器の関係を知る必要がある。まずエンジン回転数と送信器の送信出力との関係を求めた。送信器出力は送信器の電源電圧の変動により変化する。エンジン回転中は送信器の電源は航空機の発電機より供給され (レギュレータを使用している)、発電機の発生電圧はエンジン回転数により変動し、送信器出力はエンジン回転数で決められてしまう。エンジン回転数と送信器出力の関係および測定配置を図 1 に示す。受信器側は前述したように通常の飛行実験に用いているヘリカルアンテナおよびテレメータ受信器を使い受信器の AGC (Automatic Gain Control) の出力を測定した。受信レベルと電界強度の関係は電界強度測定器および S.G を用いてあらかじめ校正した。地上校正試験の配置を図 2 に示す。

\* 昭和 46 年 4 月 10 日受付

\*\* 飛行実験部

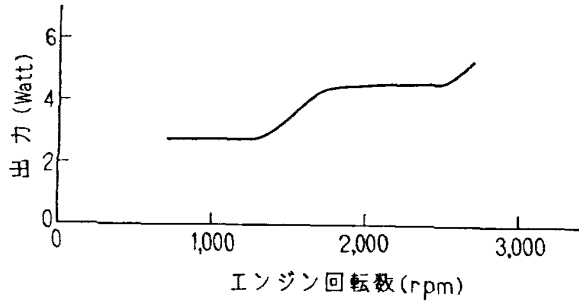


図 1 (1) 送信器出力特性

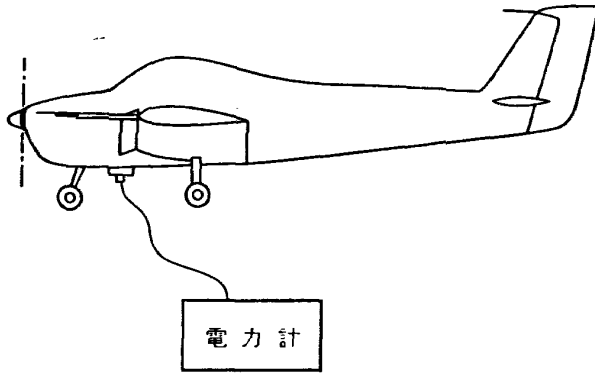


図 1 (2) 送信器出力測定図

以上の結果をもとにして次の三項目について測定した。

- (1) 飛行距離と電界強度の関係
- (2) 航空機の旋回時における電界強度の変動状態
- (3) 受信アンテナの指向性の測定

3.1.1 飛行距離と電界強度

初めに測定時の飛行形態すなわちエンジン回転数、高度、速度、飛行方向等を決定した。問題点である受信地点と航空機間の距離の測定にはあらかじめ地図上

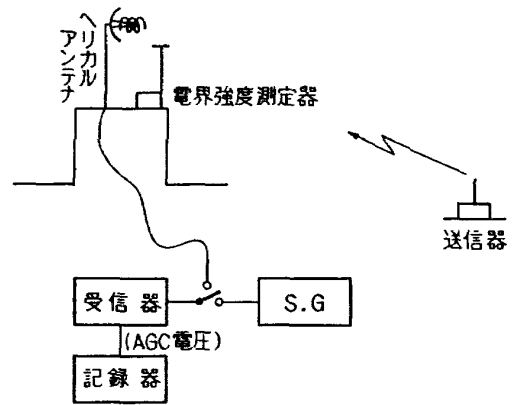


図 2 地上較正試験配置図

に位置のはっきりしたチェックポイントを定め、その上空を通過する時点を VHF ラジオで連絡する方法を用いた。チェックポイントとしては鉄道、河川、海岸線、山、湖等といった明確なものを選んだ。特に鉄道は航空機上で定点測定をするのに都合がよい。湖、山、市街地等は定点測定が困難で不確実であるが止むを得ずチェックポイントに選んだ場合もあった。高所からの定点測定は特殊な技術を必要とし計測者の熟練さに頼ることになるのである程度の誤差距離を考慮しておかねばならない。飛行方向は航空機のマグネチックコンパスによった。

測定飛行条件は次の通りである。

高度：5000 ft (気圧高度計)

速度：110 mile/hour (対気速度計)

エンジン回転数：2400 r.p.m

(送信器出力：4.6 watt …… 図 1 参照)

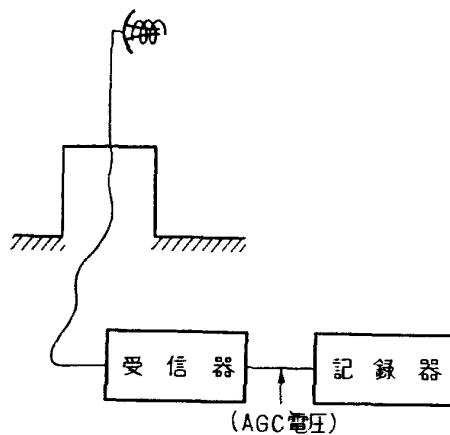
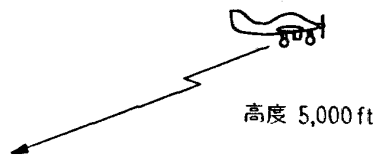
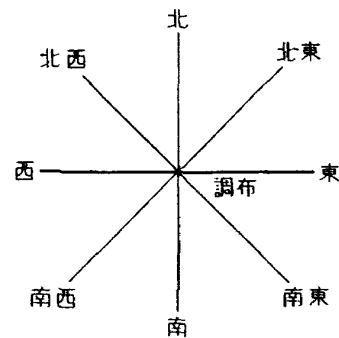


図 3 測定飛行配置図



飛行方向 (調布より 40 km)

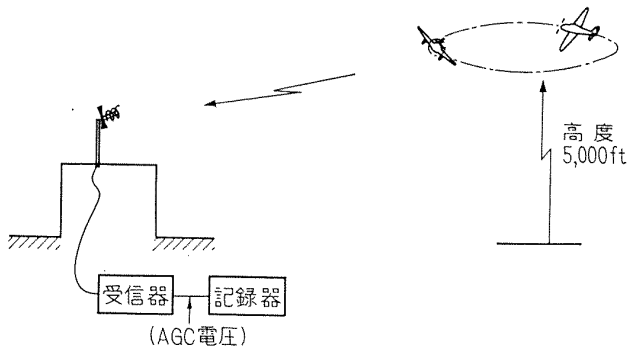


図 4 旋回時における電界強度の変動測定図

飛行方向: 北, 北東, 東, 南東, 南, 南西, 西,  
北西

飛行距離: 調布飛行場分室から 40 km の距離を  
往復

測定実験の配置を図 3 に示す。

### 3.1.2 航空機の旋回時における電界強度の変動

航空機に取付けられた送信器の送信アンテナが受信アンテナに対して機体の影に入るような場合、電界強度が変動し S/N が悪くなる。そこで航空機の旋回時における電界強度の変動を測定した。受信点より約 30 km の距離、高度 5000 ft (東京湾上空) でバンク角を変えて 360 度旋回を行なった。また、右回りの旋回と左回りの旋回との違いを調べた。飛行形態は次の通りである。

高度: 5000 ft (気圧高度計)

バンク角: 0°, 15°, 30°, 60° (旋回計)

実験時の配置を図 4 に示す。

### 3.1.3 受信アンテナの指向性の測定

航空機の位置がはっきりせず受信アンテナの向きを追従させることができなかつたような場合、どの程度の方角までをカバーし、受信しうるかを調べた。まず受信アンテナを一方向に向け、航空機は受信点を中心に半径 5 km の周回飛行を行ないその時の受信電界強度の変動を測定した。受信点から見た航空機の位置(方向)は 3.1.1 と同様にチェックポイントによる方法で計測記録した。同時に受信点よりトランシットで航空機の方向を測定してみたがチェックポイントによる方法と比較して方位角で約 2~3° の違いが出た。受信点より 15 km の距離で高度 5000 ft に相当させるため(通常飛行実験を行なう場所)距離を 5 km にとり、高度を 1700 ft とした。受信アンテナの設定方向を北, 南東, 西に取り、各方向について 2 回づつの周回飛行を行ない再現性も調べてみた。図 5 に測定時の配置を示す。

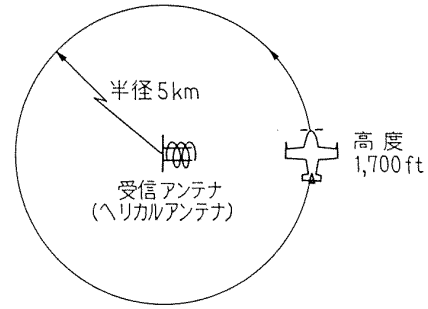


図 5 受信アンテナの指向性測定図

## 3.2 航空機および実験装置

### 3.2.1 航空機<sup>1)</sup>

本測定に使用した航空機は富士重工式 FA-200 (エアロスバル) を STOL 実験機に改造したもので FA-200 XS と呼ばれる単発、低翼の機体である。(全幅 9.42 m, 全高 2.63 m, 全長 7.88 m, 最大離陸重量 1150 kg) (写真 1) 機体前方下部にこの実験に使用したテレメータ送信器がとりつけてある。この位置から電波を発射した場合、使用電波の波長が約 1 m であるから胴体、翼、脚、プロペラ等の影響が予測される。



写真 1 FA-200 XS およびテレメータ送信器

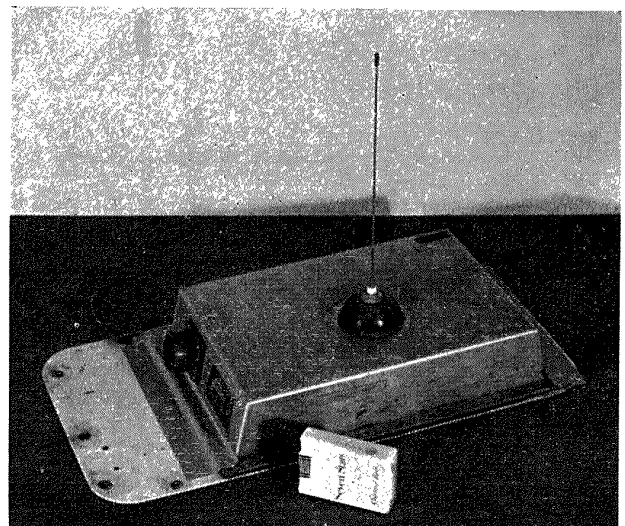


写真 2 送信器

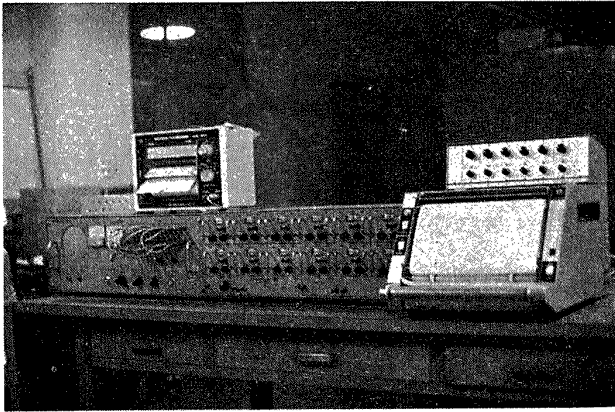


写真 3 受信器および記録器

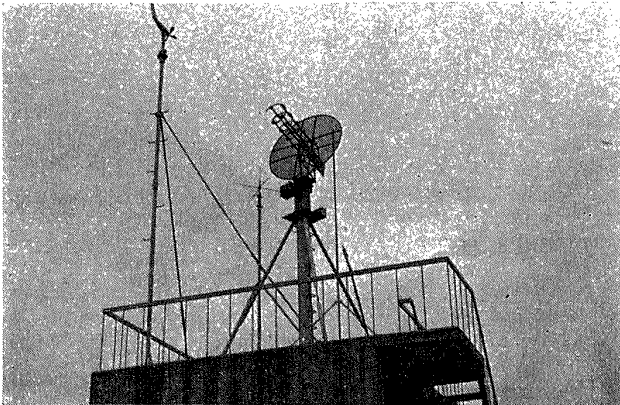


写真 4 ヘリカルアンテナ

しかしながら航空機の構造上の制限、および機内配線の都合上この位置になった。

### 3.2.2 テレメータ送受信器<sup>1)</sup>

送信器は FM-FM 方式で 10 チャンネルの変調器を内蔵しており小型航空機用として作製したもので写真 2 からわかるように小型で軽量が特徴である。(4 kg) 受信器はアンテナ部 (3.2.3 参照) 電源部, 受信部, 付加回路部, 復調部, 記録部よりなっている。

(写真 3)

仕様は次の通りである。

送受信周波数: 295.6 MHz

定格送信出力: 5 watt

送信アンテナ: ホイップ型

定在波比: 2.0

送信器定格電源電圧: 28 V DC (航空機用電源)

最少受信感度:  $-100$  dBm ( $\cong 7$  dB  $1\mu\text{V}=0$  dB)

### 3.2.3 受信アンテナ

受信アンテナはヘリカル型で偏波面は円である。したがって航空機の運動にともなって送信電波の偏波面が変化しても信号を確実にキャッチすることができる。また、航空機追尾のためモータにより 360 度回転することができ、アンテナの方位角を示すインディケータを備えている。写真 4 に受信アンテナを示す。

この写真からわかるように受信アンテナの回りには風向風速計, VHF ラジオアンテナ, 避雷針等がありこれらが電波に影響することも予想される。この影響も含めた状態で電界強度を測定しなければ通常の飛行実験時の電波伝播状態を知ることにならない。

受信アンテナの主要諸元は次の通りである。

ビーム幅: 55 度 (半値幅)

定在波比: 1.5 以下

高さ: 18.5 m (地上より)

以上簡単に実験装置について述べたが、遠隔地または他の飛行場での飛行実験に際して適宜、受信器を受信可能地点に運ぶために計測車がある。計測車はマイクロバスを改造して受信装置, 記録器一式を搭載する様にしたもので、これらの電源供給用の車載発動発電機を備えている。計測車用受信アンテナ (垂直八木アンテナ) は電動で約 8 m の高さまで上げることができる。

## 3.3 実験結果

### 3.3.1 飛行距離と電界強度

前述の方法で測定飛行実験を行ない各飛行方向について電界強度と距離の関係を求めた (図 6~図 13) 横軸に航空機と受信局の距離, 縦軸に受信局での電界強度を示す。

各図には後述の理論計算で求めた自由空間における電界強度, すなわち直接波の電界強度を書き入れた。

測定は各飛行方向について基地 (調布飛行場分室) からの往路, 基地に向っての復路について行なったが, 往復では機体, プロペラ等の影響と思われる電界強度の差が見られた。

次に各飛行方向の地形の様子について述べる。

(イ) 北: ほぼ平坦な平野部で基地から 10 km 近くまでが一応市街地とみなせるが密集度は小さい。

(ロ) 北東: 基地から 25 km 位までが市街地であり一部密集地があり, また途中に荒川が流れている。

(ハ) 東: 基地から 10 乃至 20 km は密集した市街地 (東京都心部) があり, その先東京湾沿岸に続いている。

(ニ) 南東: 主として多摩川上空を飛行し基地から 25 km 先が東京湾海上である。また, 陸地においては多摩川をはさんで片側が市街地でもう一方が多摩丘陵となっていることが大きな特徴である。

(ホ) 南: この方向は基地より多摩川を越すと, ずっと丘陵地帯 (多摩丘陵) が続く場所である。

(ヘ) 南西: 多摩川を越して多摩丘陵を通過すると大きな川 (相模川) があり, そこからすぐに丹沢の山

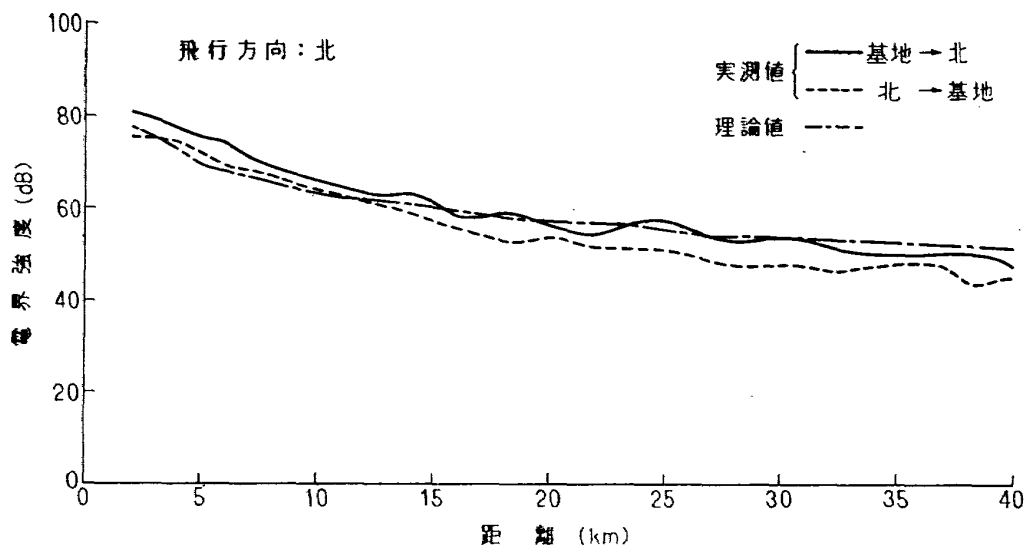


図 6

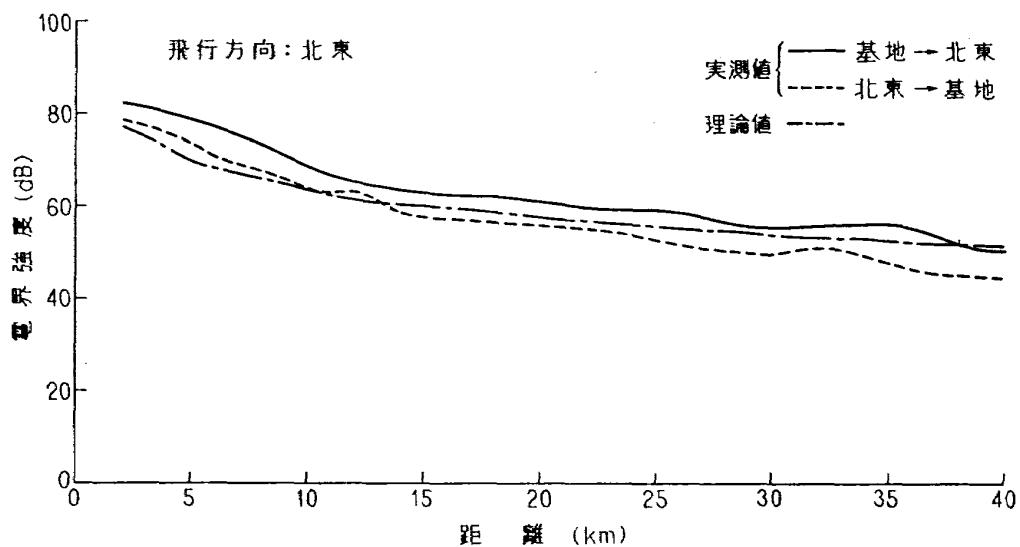


図 7

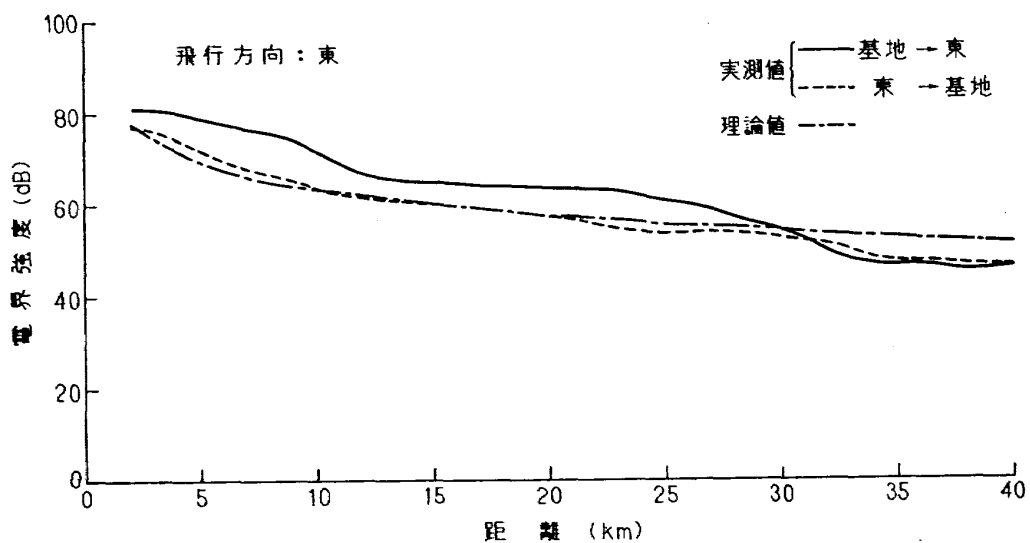


図 8

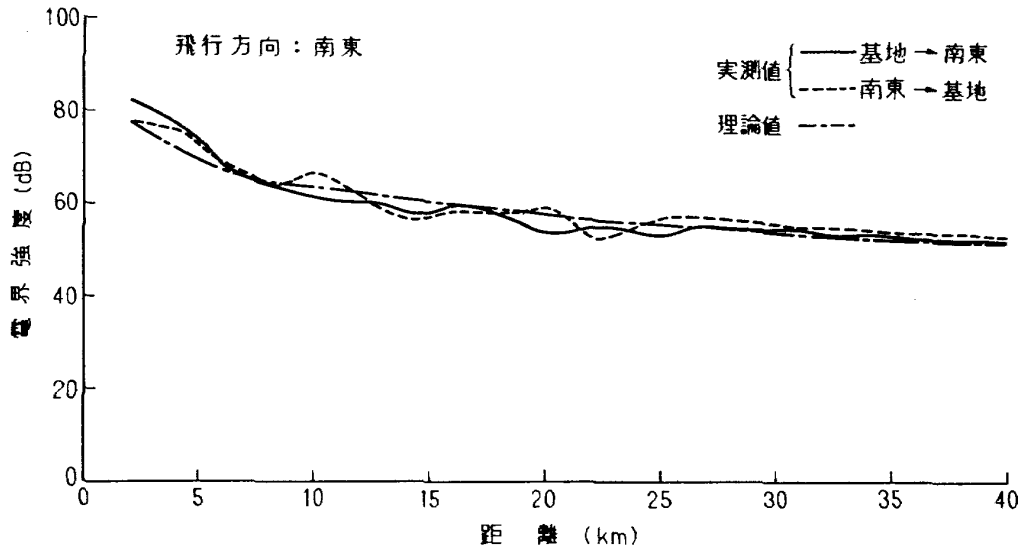


図 9

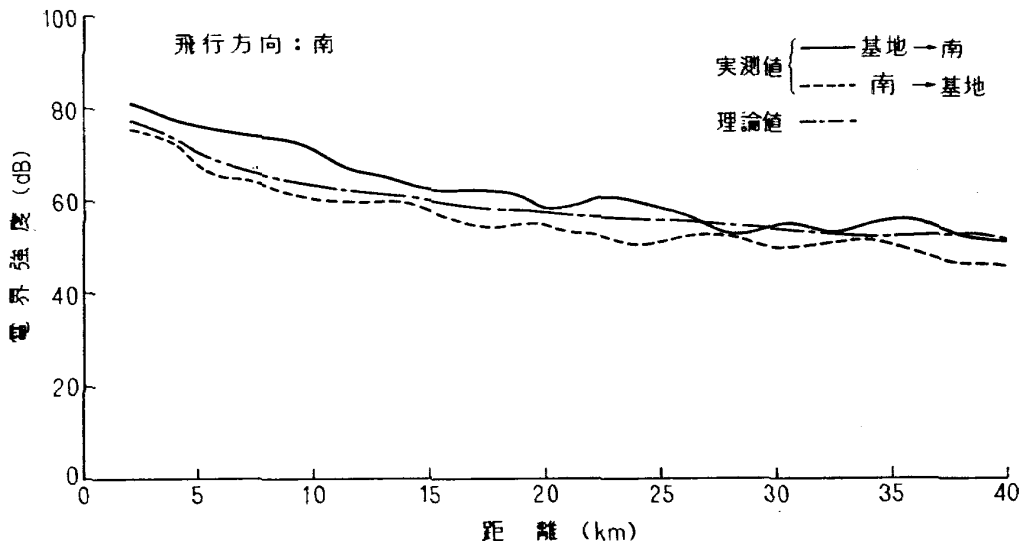


図 10

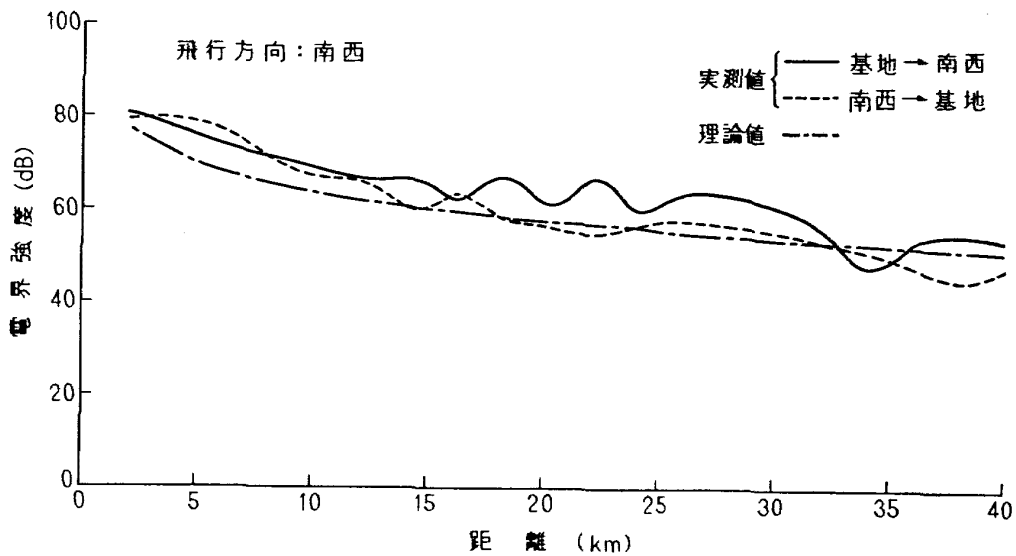


図 11



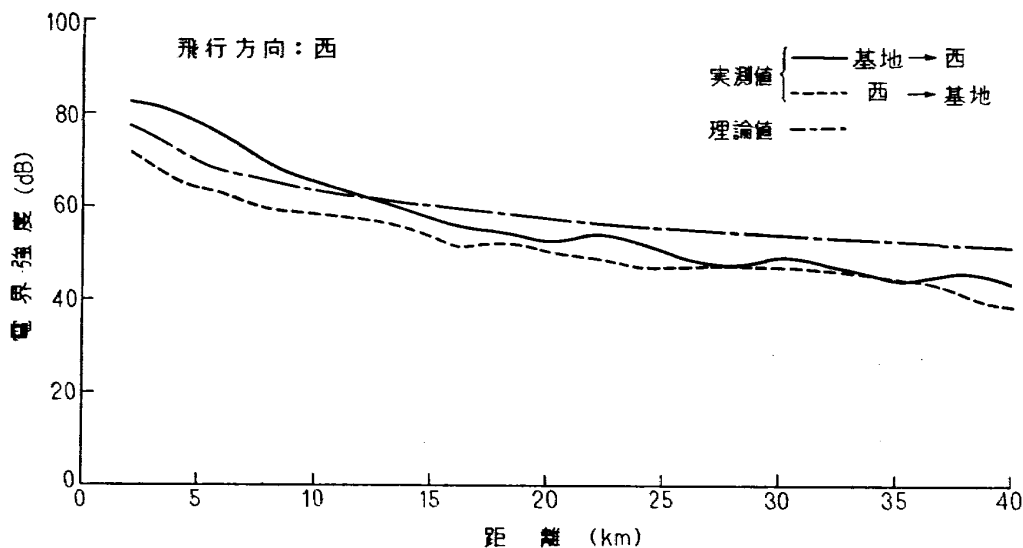


図 12

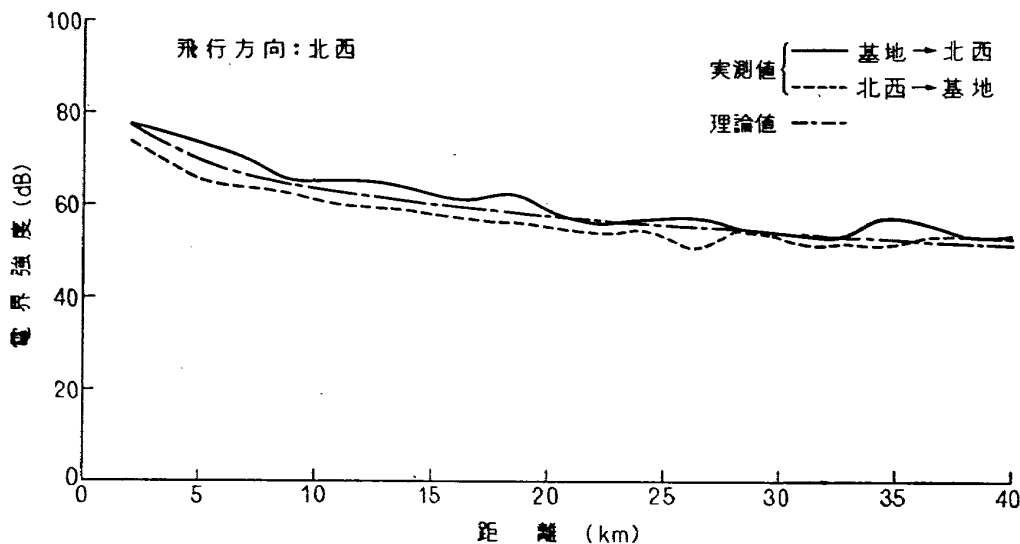


図 13

岳地帯に入る。

(ト) 西：基地から約 20 km まで府中市，日野市，八王子市と続く市街地でその先奥多摩の山岳地帯に入る。

(チ) 北西：基地より約 25 km までが平野部でそこから秩父の山岳地帯となっている。

前記の測定結果を比較，検討してみると特に地形による影響と思われる現象が南東方向の場合に現われている。(図 9 参照) 基地より 25 km 位まで市街地と丘陵地帯の境(多摩川上空)を飛行した時の電界強度の変動工合と 25 km 以遠の海上飛行時の電界強度の落ちつき工合が対照的である。また，丘陵，平野部，山岳

地帯を飛行した南西方向の場合に著しい電界強度の変動が見られた(図 11 参照)。それに比べて市街地上空を飛行した時，電界強度の減衰が予想された東方向の場合に電界強度が強く，その変動工合も基地から約 30 km 位までは少ない，(図 8 参照)

航空機の往路(基地から遠ざかる方向)と復路(基地に向う方向)の電界強度の違いは，先に述べたように使用電波の波長と機体の関係によると思われる。

全般的にみると 5 乃至 6 dB 程度，往路の方が復路より電界強度が強い。

図 6~図 13 の測定結果を読みとり，地図上にプロ

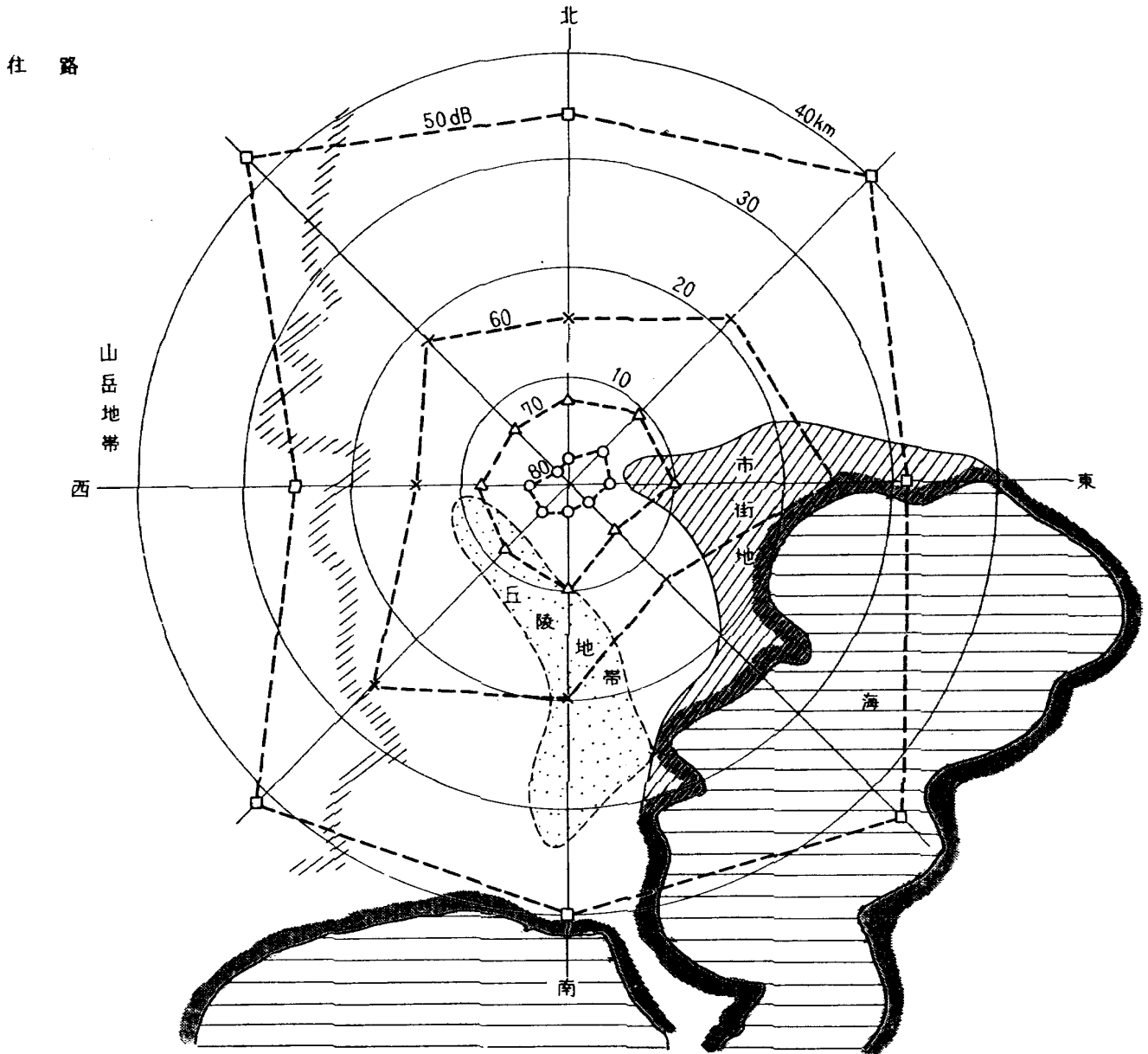


図 14 距離と電界強度

ットしたのが図 14 (往路), 図 15 (復路) である。この図はいずれも測定点を単に結んだもので破線上が等電界強度というわけではない。ここで、実線の円は受信点よりの距離を示す。

### 3.3.2 航空機の旋回時における電界強度の変動

先に述べた様に航空機の姿勢により電界強度が変動する。そこで姿勢変化の顕著な飛行方法である旋回時の電界強度を測定した。その結果を図 16~図 19 (左旋回), 図 20~図 23 (右旋回) に示す。

これらの図は航空機を中心として表わした。図中の×印は測定時に受信レベルが急減した場所であるが、量的には記録器の応答が遅いため、測定が困難であったので方位角のみについて印した。一般に指向性は角度と指向性係数で表わすが、ここでは電界強度の変動

状態を知るために電界強度を目盛で表わしてみた。図 16 および図 20 におけるバンク角  $0^\circ$  という飛行においては、本来ほぼ円形の特長を持つべきと考えられるが、いずれも機体の後部左側方向が変動が大きいのは一つには送信器取付位置 (機体前部右側) によるものと思われる。また、左旋回, 右旋回の場合について比較してみると右旋回時の方が変動が少ないようである。これも左旋回時において送信器がより機体の影となりやすいと考えられる。バンク角について考えると  $30^\circ$  以上になると非常に変動の大きな所が出てくる。(特に左旋回時) 通常の飛行実験においてはバンク角  $30^\circ$  をとるようなことはほとんどないのであまり問題はない。この実験は距離と電界強度の測定結果 (3.3.1 参照) から電界強度の変動の少ない南東方向約 30 km

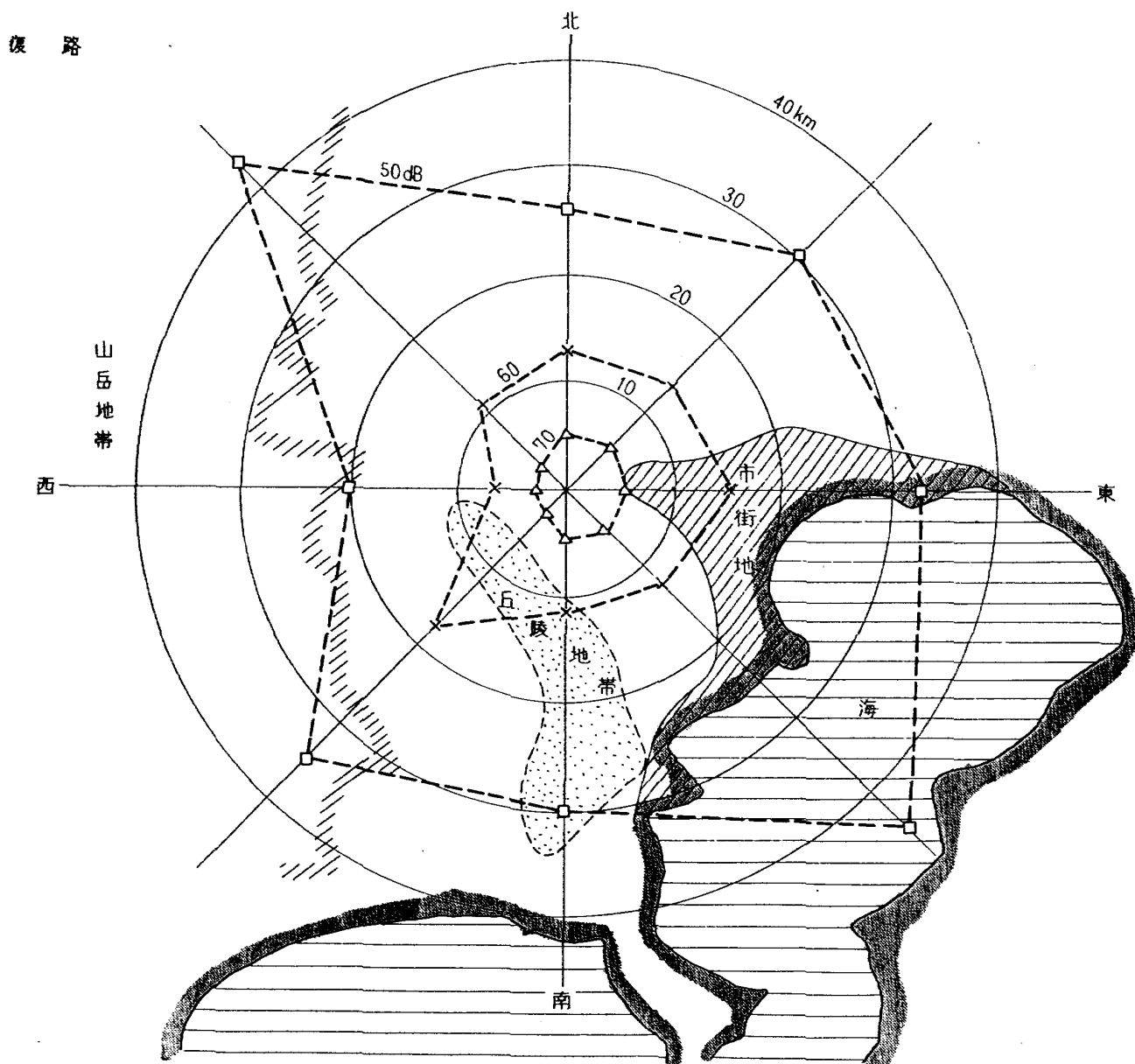


図 15 距離と電界強度

(東京湾上空)の地点を選んだ。

旋回時の航空機と受信点の方向は航空機のジャイロコンパスを利用したが60°バンクをする旋回は方位測定が非常に困難になってくる。旋回による受信点と航空機の距離変化は最大で2kmであり、そのための電界強度の変化は0.5dB以内となるので無視できる。

### 3.3.3 受信アンテナの指向性の測定

受信アンテナを一方向に設定した場合の指向性について測定した結果を図24～図27示にす。中心が受信アンテナの位置であり、風向風速計等のポール位置を書き入れた。受信アンテナの設定方向を北、南、東、西の4方向とし各々2回づつ測定した。これらの図は電界強度の変動を示すもので2本の線に囲まれた部分(斜線部分)が広く、また入りこんでいる所が多い方位ほど変動が大きくなり信号を受けることが困難にな

る。受信アンテナの位置は写真4でわかるように、同じ程度の高さの所にVHFラジオ用アンテナ、風向風速計および避雷針等の金属性ポールがあるためこれらによる反射波が直接波と干渉を起し、ある方向において電界が急減する所が生じ受信困難になるのではないかとと思われる。また、各方向について2回づつ測定を行なった結果を比較するとかなり再現性があった。いずれの設定方向も約60°のビーム幅で安定に受信できたが、受信点より5kmの周回飛行のため電界強度はかなり強い。しかしながら電界強度が低くなった場合(受信点と航空機間が離れた場合)安定に受信できるビーム幅はせばまるであろう。また、受信アンテナの設計ビーム幅と比較するとかなり悪くなっているのは受信アンテナ回りの物体の影響と考えられる。

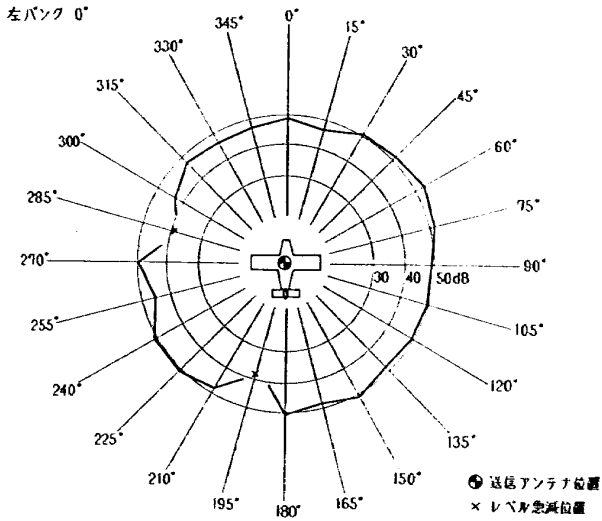


図 16 送信アンテナの指向性

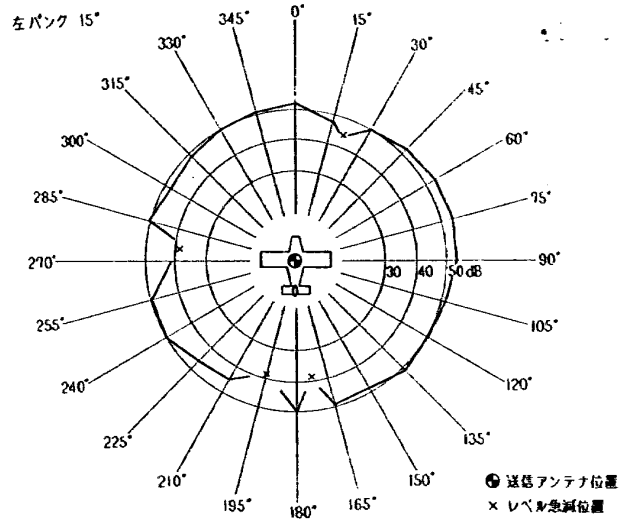


図 17 送信アンテナの指向性

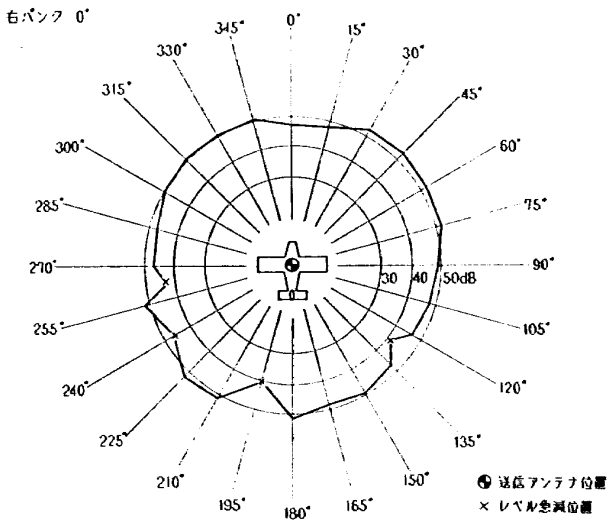


図 20 送信アンテナの指向性

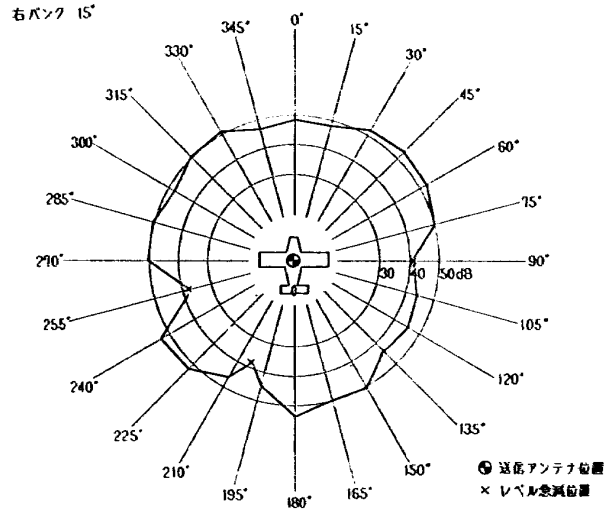


図 21 送信アンテナの指向性

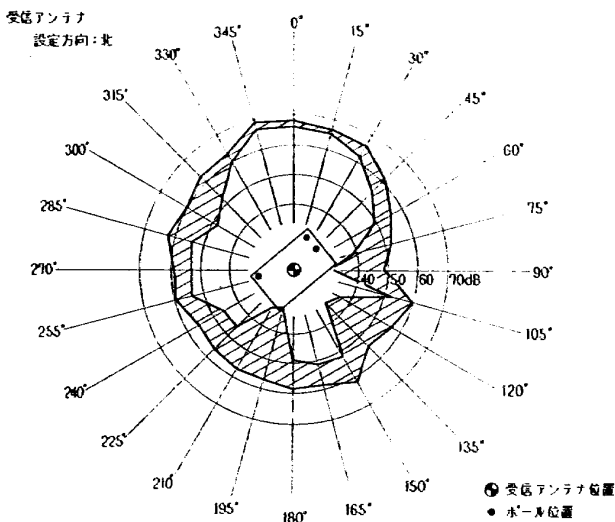


図 24 受信アンテナの指向性

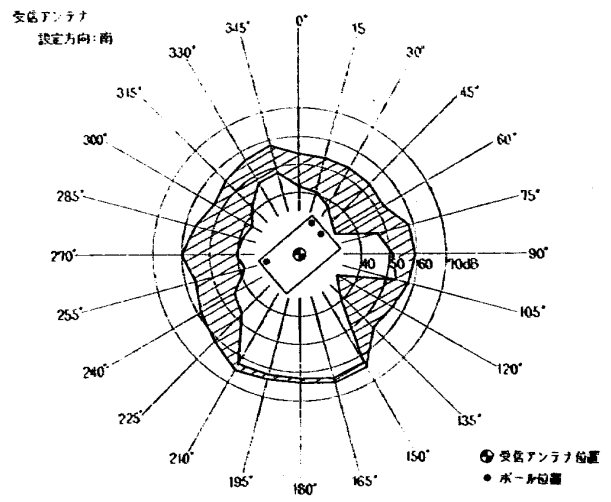


図 25 受信アンテナの指向性

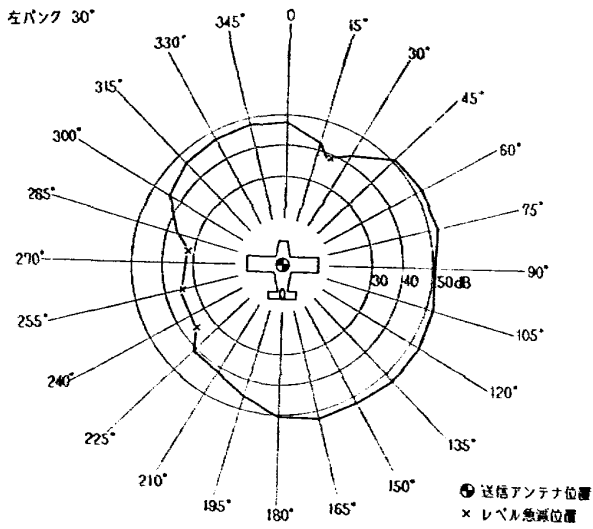


図 18 送信アンテナの指向性

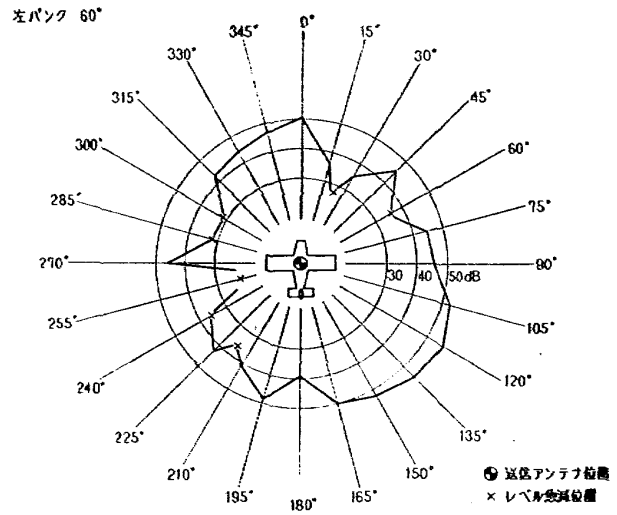


図 19 送信アンテナの指向性

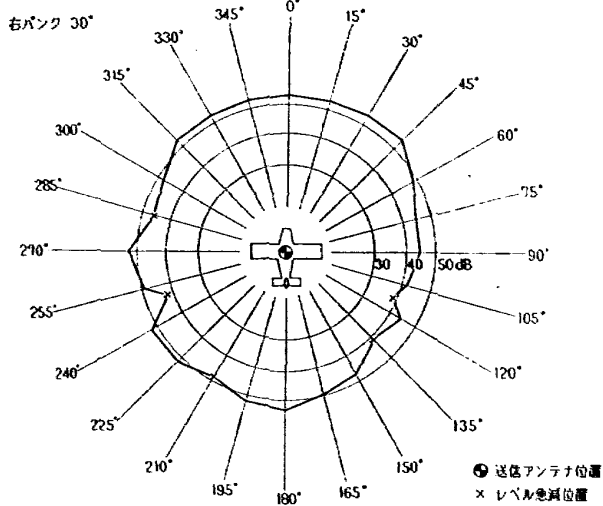


図 22 送信アンテナの指向性

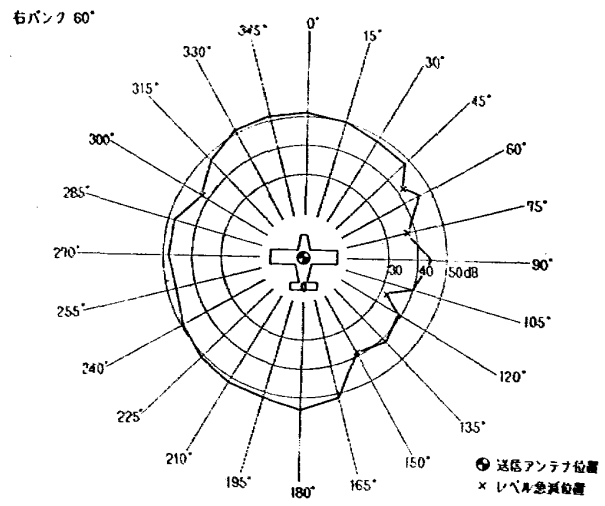


図 23 送信アンテナの指向性

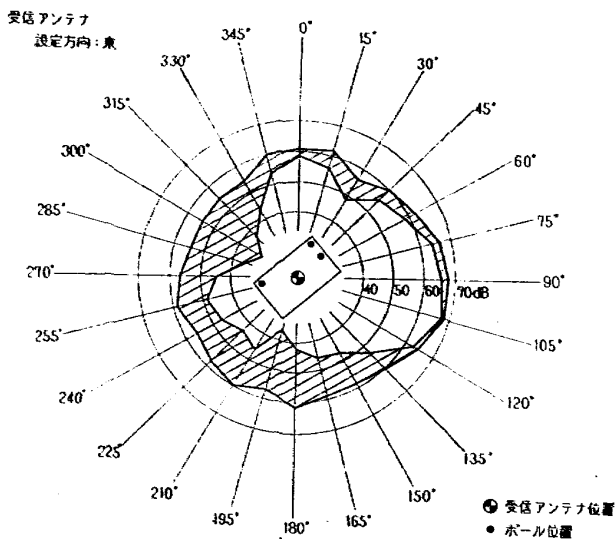


図 26 受信アンテナの指向性

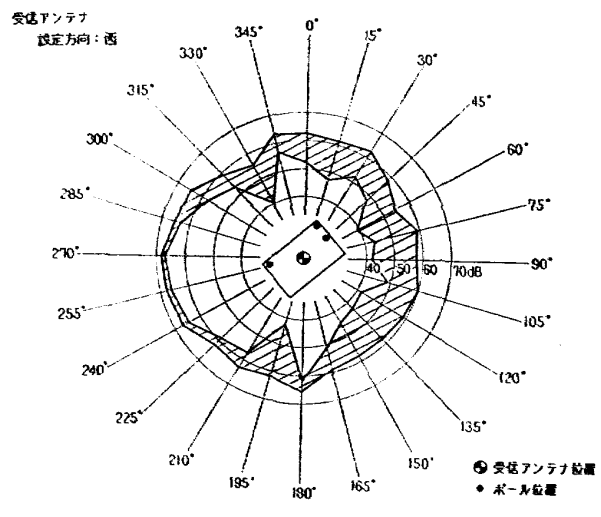


図 27 受信アンテナの指向性

## 4 電界強度の算定

### 4.1 電波伝播概要

電波法によれば「電波とは三百万メガサイクル以下の周波数の電磁波をいう」(第2条)と定義されている。周波数の区分についても電波法施行規則に定めてあるが一般的な周波数の分類は次の様である。

長波: 30~300 kHz

中波: 300~3000 kHz

短波: 3000~30000 kHz

超短波: 30~300 MHz

極超短波: 300~3000 MHz

電波を伝播の仕方では分類すると空間波と地上波に分けられる。空間波はアンテナより発射された電波のうち空間に放射される電波であり長波、中波帯の空間波は電離層により反射して地上にもどるが超短波、極超短波帯の空間波は電離層を突きぬけてしまう。地上波は地上周辺を伝わる電波であり表面波、直接波、大地反射波に大別できる。表面波は地表に沿って伝播する電波で、直接波は送信アンテナから直接受信アンテナに伝わる電波である。大地反射波は送信アンテナから放射された電波が地表で反射して伝わるものである。このうち超短波、極超短波等の短い波長を持つ表面波は地表により大きな減衰をうける。即ち送受信局間の距離が少し離れていれば表面波の伝播は無視することができる。

今回の実験に使用した電波の送信周波数は 295.6 MHz であり、極超短波領域に近い超短波であるから送受信局間の電波伝播を考える時には空間波と表面波を無視し、地上波のうちの直接波と大地反射波を考慮すればよい。

また、送受信局間が可視距離以上離れた場合には地上波も空間波とみなせるから回折現象等を除いて超短波、極超短波帯の電波はほとんど伝播しないことがわかっている。可視距離は送信アンテナと受信アンテナ間を見透しうる限界距離のことである。可視距離には幾何光学的可視距離と電波可視距離とがある。前者は文字通り地球の球面を考え幾何光学的に求めるものであり、後者では大気中を伝播する電波が大気により屈折し下方にわん曲する効果を考慮する。

この屈折状態を知ることは非常に困難で一般には実際の地球の半径の代りに実効等価地球半径なるものを考えて求める。

幾何光学的可視距離

$$d \doteq \sqrt{2r}(\sqrt{h_1} + \sqrt{h_2})$$

電波可視距離

$$h \doteq \sqrt{kr}(\sqrt{h_1} + \sqrt{h_2})$$

一般に標準大気では  $k=4/3$  を用いる。

今回の実験においては可視距離領域内で行なわれた。尚、電界強度の計算は距離との関係を求めたもので、航空機の旋回時および受信アンテナの指向性の測定については行っていない。

### 4.2 電界強度の算定

古くから電界強度の理論的計算は数多く行なわれてきたが、一般に電界強度を理論的に求めることは困難である。電波は先に述べたように空間波と地上波に別けられ、空間波は大気の状態や電離層等によって影響を受け、地上波は山、海、川、市街および大気の状態等の影響を受けるが、周波数によっても影響の受け方がかわってくる。これらを一つ一つ考慮した理論式を考えることは不可能に近く、ある仮定にもとづき電波に影響を考えるものに対して、ある係数を考え、実験的に求めた式が多く発表されている。われわれが使用した超短波や極超短波帯の電波に対して、普通パリンソンの式<sup>3)</sup>が用いられ、直接波と大地反射波および表面波のベクトル和として与えられる。

$$E = E_0 + E_0 R e^{-j\theta} + E_0(2-R)A e^{-j\theta}$$

今回の実験は可視領域内であり、かつ平面大地と仮定し前に述べたように表面波を無視すれば

$$E = E_0(1 + R e^{-j\theta}) \text{ となる。}$$

$$\text{但し } E_0 = \sqrt{30GP}/d \text{ とする。}$$

ここで反射係数  $R = -1, -0.5$  について上式を解き<sup>3)</sup> 図 28 に示す。図は受信点の電界強度  $E$  および直接波のみの電界強度  $E_0$  と距離との関係を表わしたものである。

一般に電界強度は  $1 \mu\text{V}/\text{m} = 0 \text{ dB}$  として表わす。

本計算を行うについての必要諸元は次の通りである。

送信アンテナ高さ:  $h_1 = 1484 \text{ m}$  (註)

受信アンテナ高さ:  $h_2 = 18.5 \text{ m}$

波長 :  $\lambda = 1.01 \text{ m}$

送信出力 :  $P = 4.6 \text{ watt}$

送信アンテナ利得:  $G = 1.64$  (仮定)

註) 送信アンテナの高さ ( $h_1$ ) を考える場合、調布飛行場分室の高度 (海拔 40 m) を平面大地の高さと仮定し、これを基準として  $h_1$  を次の値に取った。

$$h_1 = 1524 \text{ (飛行高度)} - 40 = 1484 \text{ (m)}$$

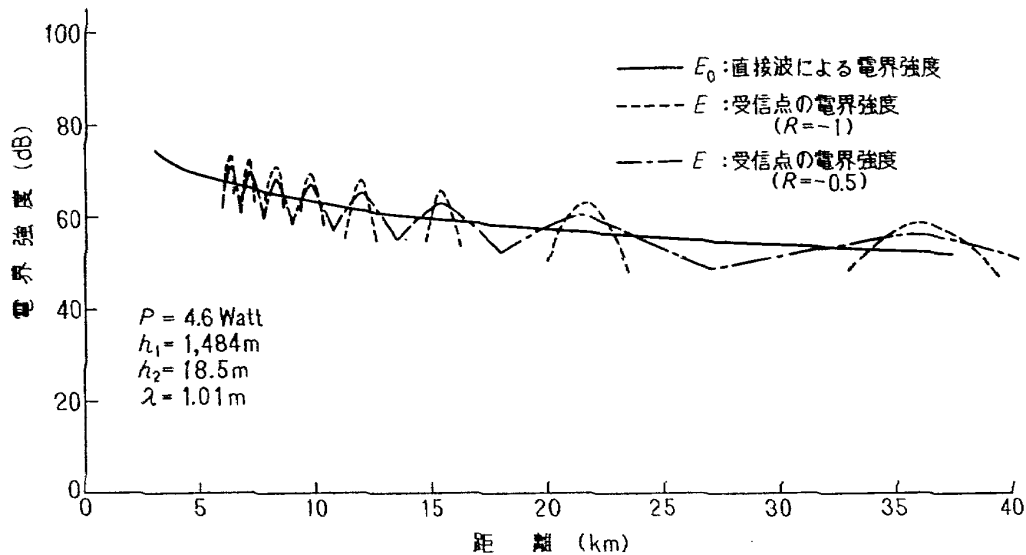


図 28 電波伝播特性 (理論計算)

### 5 むすび

通常の飛行実験においては高度、速度、飛行形態 (フラップ下げ等) などがその都度異なり、パラメータが多すぎるので、一定出力、一定高度、一定姿勢で行なった本試験より複雑な変化を示す。

「電界強度の測定結果」に併記した計算値は大地反射係数  $R$  やアンテナ利得  $G$  を仮定して行なったものである。これが実験値とかなりよく合っていることは一般にいわれる「極超短波は電波伝播において直接波のみ考えればよい」ということの実験的証明にもなる。本試験の飛行形態についていえば調布飛行場分室を受信基地とした場合高度 5000 ft、半径 40 km 以内では現在の送受信器で充分受信可能である。また、通常の実験飛行中、現実に S/N が悪くなる原因と考えられる受信アンテナの向きおよび航空機の姿勢変化についての資料を得た。

最後に今回の実験の問題点およびこれからの課題を二、三あけてみる

#### (1) 気象条件

雨、雪、スモッグ等が電波にどのような影響を与えるか。

#### (2) 航空機の飛行高度

今回は 5000 ft で行なったが他の高度ではどの程度電界強度の変化が表われるか。

#### (3) 送受信アンテナの位置

送信側にあっては機体のどのあたりに取付けたらよいか。また、受信側にあっては今回の様にアンテナ回りにあるボールの反射等の影響はどうか。

#### (4) その他

電波特有の現象 (回折現象等) についての考慮。

終りに、本測定試験は飛行実験部後藤芳夫飛行課長、照井祐之技官の操縦によることを付記し感謝する。

### 参考文献

- 1) 飛行実験部: 単発 STOL 実験機 (FA-200 XS) について 航技研報告 TR-229 (昭和 45 年 12 月)
- 2) 上田弘之, 河野哲夫: 電波伝播 コロナ社 (昭和 36 年)
- 3) 宇田新太郎: 電波工学演習 学献社 (昭和 43 年)
- 4) 新田慶治: テレメータ機上装置の小型化の研究—ロケット用テレメータ送信装置 III 型の試作— 航技研報告 TM-79 (昭和 41 年 3 月)

TM-188	自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数に およぼす機体弾性変形の影響について	1970年11月	河崎俊夫, 河本 巖 戸田 勸
TM-189	燃料蒸発管に関する研究 (Ⅲ) 管内の燃料・空気二相流への熱伝達	1970年12月	田丸 卓, 乙幡安雄 鈴木邦男
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	戸川隼人, 磯部俊夫
TM-192	極超音速風洞 M9 ノズル較正試験	1971年1月	長洲秀夫, 橋本 登 穂積弘一, 松崎貴至
TM-194	航空機の STOL 性に関する一考察	1971年1月	田辺義一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔形状, 配 列の効果について	1971年1月	西村英明, 白井 弘 井上重雄, 三村富嗣雄
TM-196	NAL-16 H 型ロケットの研究試作	1971年1月	宇宙研究グループ
TM-197	二次元煙風洞について	1971年1月	高橋 宏, 戸田亘洋 白井正孝
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年1月	磯部俊夫
TM-199	航空機用ヒーターの燃焼器の開発実験	1971年2月	堀内正司, 本間幸吉

注：欠番は配布先を限定したもの

---

## 航空宇宙技術研究所資料202号

昭和46年6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 有限会社啓文堂松本印刷  
東京都文京区水道2-7-5

---



