

---

 研 究
 

---

# 航空機搭載用マイクロ波雨域散乱計／放射計システム の開発と実験

## 1. ハードウェアシステム

岡本 謙一\*<sup>1</sup> 尾嶋 武之\*<sup>2</sup> 吉門 信\*<sup>2</sup>  
増子 治信\*<sup>2</sup> 猪股 英行\*<sup>2</sup> 畚野 信義\*<sup>3</sup>

(昭和61年1月20日受理)

## DEVELOPMENT AND EXPERIMENT OF AIRBORNE MICROWAVE RAIN-SCATTEROMETER/RADIOMETER SYSTEM

### 1. HARDWARE SYSTEM

By

Ken'ichi OKAMOTO, Takeyuki OJIMA, Shin YOSHIKADO,  
Harunobu MASUKO, Hideyuki INOMATA, and Nobuyoshi FUGONO

The airborne microwave rain-scatterometer/radiometer system operated in the frequency bands about 10 GHz and 34.5 GHz was developed for the remote sensing of precipitation, especially the rain from the airplane. This sensor system is the combination of the active microwave remote sensors, (i.e. the rain-scatterometers of 10 GHz and 34.5 GHz) and the passive microwave remote sensors, (i.e. the microwave radiometers with center frequencies of 9.86 GHz and 34.21 GHz).

Airborne rain-scatterometers were developed as the first step for the development of the future satellite-borne weather radar.

The total system was installed in the Cessna 404 and the remote sensing of precipitation was performed from the top of raining area through clouds. Flight experiments of more than 80 hours were performed in June, July and October of 1980 and in June of 1981. Data recorded in magnetic tapes were analyzed by the ground based computer.

An outline of the total system of airborne microwave rain-scatterometer/radiometer system both in the flight experiments and in the ground experiments is introduced with the example of measurement results. The functions and performances of each subsystem of rain-scatterometer (antennas, transmitters, receivers and transmitter-receiver switches and data acquisition system) and those of the microwave radiometers are also shown.

Summary of the flight experiments is also shown.

---

\*<sup>1</sup>鹿島支所 第一宇宙通信研究室

\*<sup>2</sup>電波応用部 電波計測研究室

\*<sup>3</sup>電波応用部

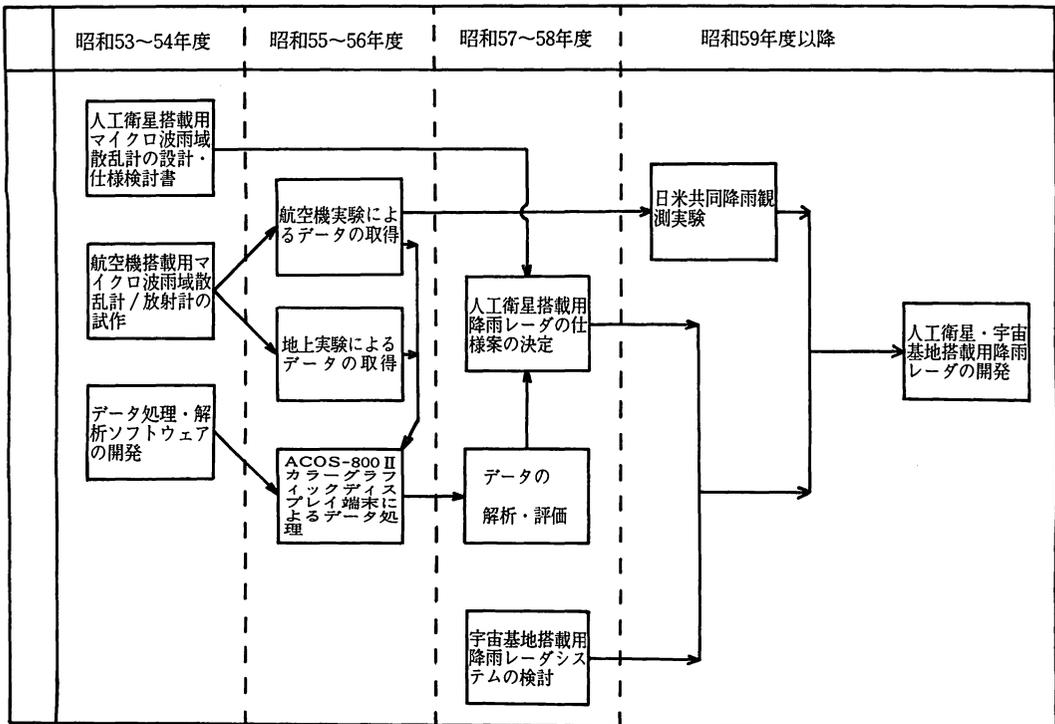
1. はじめに

電波研究所では、将来、人工衛星に搭載し降雨のリモートセンシングを行う目的の、能動型電波リモートセンサである人工衛星搭載用降雨レーダの開発の第一歩として、昭和53～54年度に、航空機搭載用マイクロ波雨域散乱計／放射計システム（以下、雨域散乱計／放射計システムと呼ぶ）の開発を行い、昭和55～56年度で約81時間の航空機実験を行った<sup>(1)～(6)</sup>。また航空機実験と並行して、人工衛星搭載用マイクロ波雨域散乱計の設計・仕様検討書を作成し、将来の人工衛星搭載用の降雨レーダの開発を容易に進めるために、先行的に開発しておくべき技術的問題点の検討を行ってきた<sup>(9)～(12)</sup>。また昭和57年度から NASA（アメリカ航空宇宙局）の宇宙基地計画が浮上し、我が国における宇宙基地計画のミッションの一つとして提案されている、直径約 10 m の多目的の組立て型の大型アンテナを用いて、宇宙基地設置用降雨レーダシステムの検討を進めている<sup>(13)～(14)</sup>。更に、昭和59年度には、電波研究所と同様に将来人工衛星に降雨レーダを搭載し、宇宙空間からの降雨観測の実験計画を有している NASA から、「宇宙からの降雨観測の可能性の検討」のため共同研究を行う旨の提案があった。これについては、NASA 所有の航空機 P-3A に電波研究所の

雨域散乱計／放射計システムを搭載し、NASA ワロップス飛行実験場において、地上のレーダと共に、昭和60年度から実験が開始されている。今後は、我が国における航空機実験及び日米共同降雨観測実験で取得したデータの解析と評価を通して、人工衛星あるいは、宇宙基地設置用降雨レーダ開発計画を推進する予定である。これらの開発計画の概要を第1図に示す。

人工衛星搭載用の全世界の降雨観測を目的とした降雨レーダの開発は、重要な課題であるが、現在のところ、世界のいずれの国においても実現されていない。人工衛星に降雨レーダが搭載され、降雨域や降雨強度の世界的な規模の三次元分布（特に地上の気象レーダ網が覆いきれない海洋上の分布）が、宇宙から昼夜にかかわらず観測できるようになるならば、台風や梅雨前線に伴う降雨災害の監視、気象観測、全世界の気候に影響を与える降雨現象に付随する熱収支の問題、水利、農業、防災、衛星通信回線の設計等の多方面の分野に多くの利用価値が期待できる。

現在、人工衛星に搭載され、実験的あるいは、実用的に利用されている多くのセンサの開発において、航空機搭載用のセンサの開発と航空機実験のステップが踏まれているように、人工衛星搭載用の降雨レーダの開発においても、まず航空機搭載用の降雨レーダ（電波研究所



第1図 航空機搭載用マイクロ波雨域散乱計／放射計システムの開発及び実験計画の概要

では、開発の初期から雨域散乱計と称した)の設計、仕様を明確にして行くことが必要なステップと考えられる。航空機実験の目的としては、

- (1) 人工衛星からの観測に最も近い条件である航空機による雨域上空からの観測において、周波数、送信電力、パルス幅、アンテナ利得、受信機特性等の降雨レーダ固有のハードウェア諸元と降雨強度との関係を明確にすること、
- (2) 装置のパラメータのうちの可変なもの(送信電力、パルス繰り返し周波数、パルス幅、平均化ヒットパルス数、偏波等)を変化させ、受信電力に及ぼす影響を調べること、
- (3) アンテナサイドローブから混入するグラウンドクラッタの影響について評価すること。
- (4) 雲を通し、降雨を上空から観測することにより、地上の気象レーダによる観測では得られていない、新しい降雨の物理的性質についてのデータを取得すること。特に、降雨の生成過程やブライツバンド等の降雨上部の構造の観測のためには、地上の気象レーダによる観測では、途中の雨域の影響による誤差が混入することに比べ、航空機実験では、直接雨域上部を観測できるという長所を有する。
- (5) 航空機実験で取得されたデータの解析法やデータの表示法の開発を通して、人工衛星におけるデータ解析法についての知識を得ること。
- (6) 実験結果の解析に基づいて人工衛星搭載用降雨レーダの仕様案を固めること

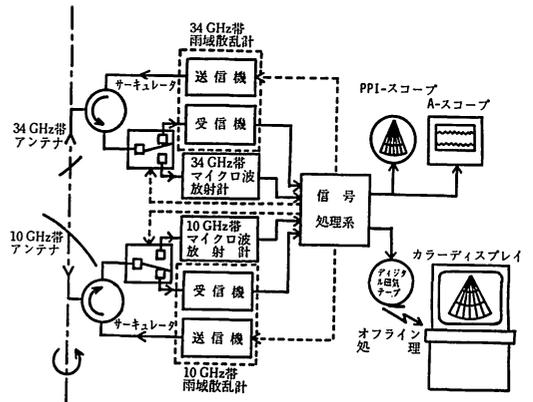
等である。我が国においては、航空機搭載用のマイクロ波リモートセンサによる実験の実績がほとんどないため、今回の実験を通して、航空機を用いたマイクロ波リモートセンサによる実験の基礎を確立して、より高度な、例えば合成開口レーダ等のマイクロ波センサの開発に備えることも実験目的の一つである。

以下で、雨域散乱計/放射計システムの概要、及び航空機実験の概要について報告する。

## 2. 雨域散乱計/放射計システムの概要

### 2.1 システムの構成

全系の概略的ブロック図を第2図に示す。全系は、中心周波数 10 GHz の雨域散乱計、中心周波数 9.86 GHz のマイクロ波放射計、中心周波数 34.45 GHz の雨域散乱計、及び中心周波数 34.21 GHz のマイクロ波放射計の四つのセンサから構成されている。雨域散乱計は、航空機搭載用の降雨レーダの一種であり、機上から鉛直下方向を中心に機首方向に垂直な面内の雨域に向かってパルス状に電波を放射し、雨滴によって散乱され戻って



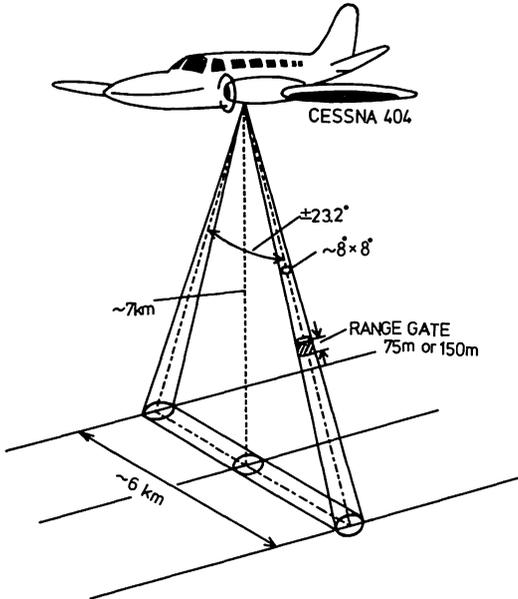
第2図 航空機搭載用マイクロ波雨域散乱計/放射計システム全系の概略的ブロック図

る電波を受信し、航空機の移動を利用して、降雨強度の空間構造の三次元的分布を飛行経路に沿って観測する。マイクロ波放射計は、雨滴自身が放射する微弱な雑音電力を受信し、受信雑音電力を基に雨域の広がりや、平均的な降雨強度を計測することを目的とし、雨域散乱計に対する補助データを提供します。10 GHz 帯及び 34 GHz 帯の雨域散乱計とマイクロ波放射計は、それぞれ 10 GHz 帯及び 34 GHz 帯のアンテナ系を共用している。雨域散乱計の受信系とマイクロ波放射計は、信号処理系からの信号に切り替えられて時分割で動作する。またアンテナビームの走査、各周波数帯の送信パルスのタイミング、取得データの磁気テープへの記録等は、信号処理系によって制御される。雨域散乱計/放射計システムで取得したデータは、他の補助データ(航空機実験の場合は、航空機の緯度、経度を与える ロランC受信機データ、航空機のピッチ角、ロール角及びヨー角データの姿勢情報を与える動揺測定装置のデータ、航空機の機首方向の方位角データ、及び気圧高度計データ等、地上実験時においては、全系が搭載されているターントーブルの方位角等)と共にデジタル磁気テープに記録し、地上の計算機によってオフラインで処理し、降雨強度に変換された後、カラーグラフィックディスプレイ上に表示する。また機上のクイックルックのために雨域散乱計は PPI (Plan Position Indicator) スコープ(以下 PPI スコープと略記する)及びA-スコープ\*を、またマイクロ波放射計は、チャートレコードを備えている。

### 2.2 航空機実験時のシステムの概要

航空機実験時の概観図を第3図に示す。アンテナビー

\* PPI スコープはアンテナ走査平面内の方位と距離をレーダを中心に極座標でブラウン管上に表し、降雨強度の大きさを輝度変調して示す。A-スコープは、横軸に距離、縦軸に受信強度を表示したものである。

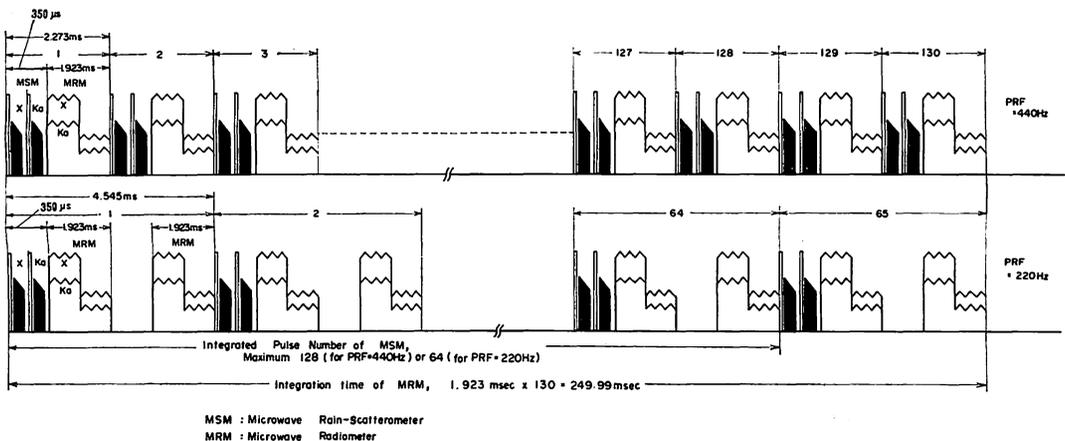


第3図 航空機実験時の概観図。アンテナビーム中心は航空機の機首方向に垂直な面内を、鉛直下方向を中心とし、 $\pm 23.2^\circ$ の範囲内を機械的に往復走査する。

ム中心は、航空機の機首方向に垂直な面内を機械的に往復走査し、透き間なく雨域を観測する。アンテナ走査角は、航空機の床穴の大きさによって直下点から、 $\pm 23.2^\circ$ の範囲に制限される。実験は、航空機セスナ 404 を用いて、高度約 6~7 km から行われた。地上における走査幅は、高度 7 km のとき、約 6 km となる。アンテナのビーム幅は、10 GHz 帯、34 GHz 帯共に等しく約  $8^\circ \times 8^\circ$  であり、レンジゲートの長さは 75 m (パルス幅 0.5  $\mu$ s, パルス繰り返し周波数 440 Hz のとき) 又は 150 m (パ

ルス幅 1  $\mu$ s, パルス繰り返し周波数 220 Hz のとき) である。図の斜線を施された部分がアンテナビーム幅とパルス幅によって決まる降雨散乱体積を意味する。

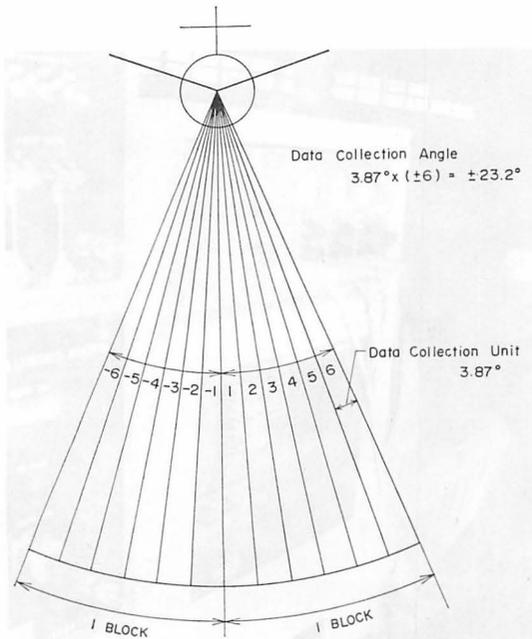
雨域散乱計とマイクロ波放射計は、アンテナ系を共用しており、時分割で動作するが、動作モードには、交互観測モードと同時観測モードがある。交互観測モードというのは、アンテナの往復運動のうち、例えば往路については、雨域散乱計のみ動作し、復路については、マイクロ波放射計のみ動作するというモードである。同時観測モードについては第4図に示す。第4図の上図はパルス繰り返し周波数が 440 Hz のとき、下図はパルス繰り返し周波数が 220 Hz のときである。上図に基づいて説明する。図に示すように、このモードでは、雨域散乱計の一観測周期 (パルス繰り返し周波数の逆数, パルス繰り返し周波数が 440 Hz のとき, 2.273 ms, 220 Hz のとき, 4.545 ms) の間に両方の周波数帯の雨域散乱計と両方の周波数帯のマイクロ波放射計が動作する。最初に 10 GHz 帯 (X と表示する) の雨域散乱計が、次に 34 GHz 帯 (Ka と表示する) の雨域散乱計が、合計 350  $\mu$ s の間動作する。両方の周波数帯 (X 及び Ka と表す) の雨域散乱計のエコーが受信された後、次の 10 GHz 帯のパルスが送信されるまでの一観測周期の空き時間を利用して、両方の周波数帯のマイクロ波放射計の観測が同時に 1.923 ms 行われる。パルス繰り返し周波数が 220 Hz のときには、一観測周期の間で両方の周波数帯のマイクロ波放射計が 1.923 ms 動作した後 350  $\mu$ s の休止時間があり、その後また、両方の周波数帯のマイクロ波放射計が 1.923 ms 動作する。このモードでは、アンテナビームの指向する方向に対して、ほぼ同時に両方の周波数帯の雨域散乱計とマイクロ波放射計が動作する。



第4図 雨域散乱計/放射計システムのデータ観測タイミングを示す図 (雨域散乱計とマイクロ波放射計の観測がほぼ同時に行われる同時観測モードのとき) 上図は、パルス繰り返し周波数が 440 Hz のとき、下図は、パルス繰り返し周波数が 220 Hz のときの場合を示す。

データ収集は、エンコーダからの角度信号に基づいて開始され、アンテナ走査角度  $3.87^\circ$  ごとに行われる。この角度をアンテナビーム中心が動く時間の間に、雨域散乱計については、最大 128 発（パルス繰り返し周波数が 440 Hz のとき）、又は 64 発（パルス繰り返し周波数が 220 Hz のとき）のパルス数についてランニング平均した受信電力が受信される。このとき、両方の周波数帯のマイクロ波放射計については、パルス繰り返し周波数を単位として、130 発の積分が行われ 250 ms の積分時間が確保される。エンコーダからの角度信号によって  $3.87^\circ$  の角度走査が終了したことを計測した後、次の走査角  $3.87^\circ$  に対するデータ収集を開始する。航空機実験のデータ収集については、第 5 図に示すように、この  $3.87^\circ$  を単位として両側に 6 個（1 ブロックと呼ぶ）ずつ合計 12 個（ $\pm 23.2^\circ$ ）の範囲について行われる。

実験に用いられる航空機セスナ 404 タイタン・クーリエの外観図を第 6 図に示す。またその諸元を第 1 表に示す。同機は、双発のターボチャージャーエンジンを有し、約 1300 kg の重量が搭載でき、観測装置への割り



第 5 図 航空機実験時におけるデータ収集範囲、アンテナビーム中心が  $3.87^\circ$  走査するごとにデータ収集が行われ、雨域散乱計については最大 128 発（パルス繰り返し周波数が 440 Hz のとき）、又は 64 発（パルス繰り返し周波数が 220 Hz のとき）のパルスについて平均した受信電力が、またマイクロ波放射計については 250 ms の間積分されたデータが記録される。この  $3.87^\circ$  を単位として両側に 6 個（1 ブロックと呼ぶ）ずつ合計 12 個（ $\pm 23.2^\circ$ ）の範囲についてのデータを収集する。



第 6 図 航空機実験に用いられた航空機セスナ 404 タイタン・クーリエの外観図

当て可能な電力も第 1 表に示すように大きい。同機は、また最大航続距離約 3350 km、約 9 km の高々度飛行とこれに対する酸素自動供給方式を持つ。同機には、自動操縦装置が備えられ、計器飛行が可能であるとともに、除水及び防水装置を有し、着水状態における雲中飛行も可能であり、今回の実験目的、実験条件に見合った機能、性能を備えた航空機ということができる。同機内における雨域散乱計／放射計システムが動作する環境条件について第 2 表に示す。

同機はリモートセンシングのデータ解析には欠くことのできない航空機の位置、姿勢等の補助データを提供するためにロラン C 受信機、動揺測定装置及び気圧高度計を装備している。これを第 7 図に示す。第 7 図の最上段が動揺測定装置であり、ピッチ角とロール角については、 $\pm 15^\circ$  又は  $\pm 50^\circ$  の範囲を 256 ビットを用いて各々約  $0.12^\circ$  又は  $0.39^\circ$  の精度で与える。またヨー角については、 $\pm 50^\circ$  又は  $\pm 180^\circ$  の範囲を 256 ビットを用いて、各々  $0.39^\circ$  又は  $1.4^\circ$  の精度で与える。ピッチ角は水平面から機首の上がる向きを正、ロール角は、左翼の上った状態（尾翼方向から進行方向を眺める）が正、ヨー角はジャイロリセット時（ヨー角が零度のとき）の機首方向から測って時計回り方向が正（上から眺める）と定義する。ヨー角のドリフトを補正するため 15 分間に一度ずつ零度にリセットする。リセット時には、航空機の機首方向の地理学的方位角（磁方位—約  $6^\circ$ ）が記録される。第 7 図の下段がロラン C 受信機である。ロラン C 受信機は航空機の緯度、経度を  $0.1'$  の精度で与える。航空機の対地速度は、ロランデータをもとに信号処理装置内のマイクロプロセッサ内で計算する。補助データはすべてデジタル化され、雨域散乱計／放射計データと共にデジタル磁気テープに記録する。航空機実験時、摂氏零度層の高度は、夏期には 4~5 km、秋期には 3~4 km のところにあつたので、雲を通して上空から雨域を

第1表 航空機セスナ 404 の諸元

1. 乗員	6名(操縦士2名, 航空士1名, 実験者3名)
2. 重量(離着陸時重量)	3810 kg
(1) 航空機自重	2187 kg
(2) 燃料	337 kg(4時間)
(3) 乗員	420 kg(6人)
(4) 積載可能重量(測定器等)	866 kg
3. 寸法	
(1) 翼幅	14.12 m
(2) 長さ	12.05 m
(3) 高さ	4.04 m
4. 電源	
(1) 全電力	27.5 VDC/100 A×2, 100 VAC/12.5 A, 115 VAC/6.5 A
(2) 航空機用	27.5 VDC/100 A
(3) 使用可能電力	27.5 VDC/100 A, 100 VAC/12.5 A, 115 VAC/6.5 A
5. 航続距離	3353 km
6. 航続時間	11時間
7. 運航速度	154 km/時—395 km/時
8. 実用上昇限度高度	7925 m
9. 与圧	無(酸素マスクは3000 m 以上で必要)
10. 空調	有
11. 定置場	八尾空港
12. 補助データ	姿勢データ(ピッチ, ロール, ヨー角……動揺測定装置), 位置データ(緯度, 経度……ロランC), 高度データ(気圧高度計)

第2表 航空機実験における環境条件(動作時)

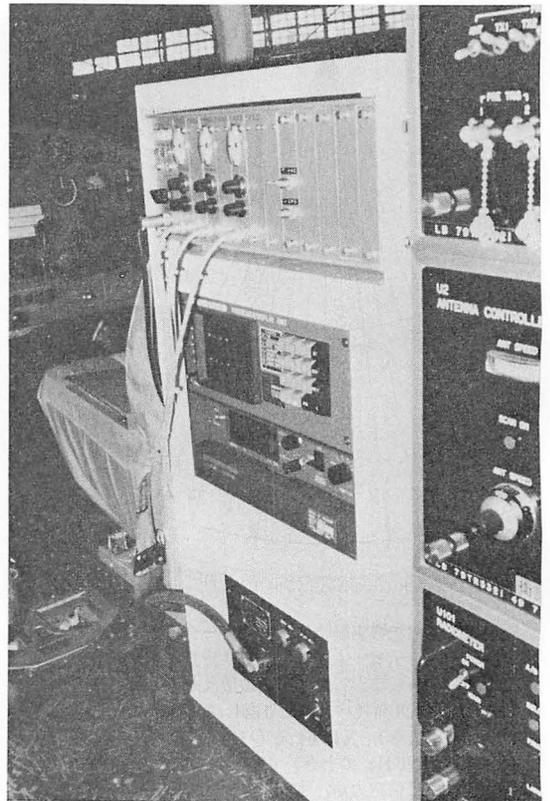
温度(アンテナ装置)	-35°C ~ +40°C
温度(航空機内)	0°C ~ +40°C
湿度	95%以下(+30°C以下において)
高度	7 km 以下
振動	
(a) 振幅	0.25 mm 以下
(b) 加速度の最大値	1.5 G 以下
(c) 周波数	5 Hz ~ 100 Hz
衝撃	1.5 G 以下

観測するため、航空機は6~7 kmの高度ぐらゐまで上昇して実験が行われた。

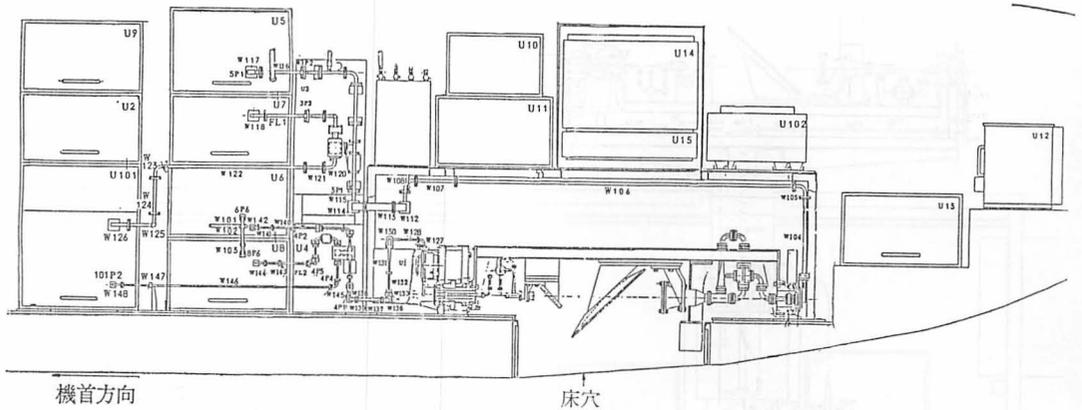
第8図は、セスナ404機内の雨域散乱計/放射計システムの配置図を示す。また第9図は機内に据え付けられた雨域散乱計/放射計システムを示す。機材の全重量約510 kg, 所要電力は、28 VDC×80 A 以下である。このシステムは通常2名のオペレータによって操作する。全系の制御及び動作状況のモニタ等は、制御表示盤で集中的に行われ、環境条件の悪い機上でも容易に操作することができる。機器の動作状況の異常のアラームは、ランプ及びブザーで示される。

### 2.3 地上実験時のシステムの概要

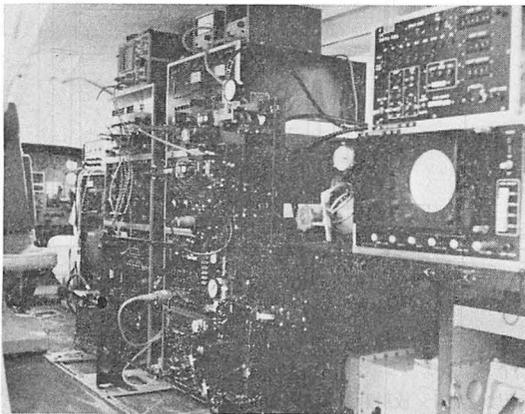
雨域散乱計/放射計システムは航空機実験に先立って地上で機器の動作のチェック、受信機の入出力特性の測定等が行われる。また航空機実験を行わないときには、地上に設置された状態で地上からの降雨観測が行われ



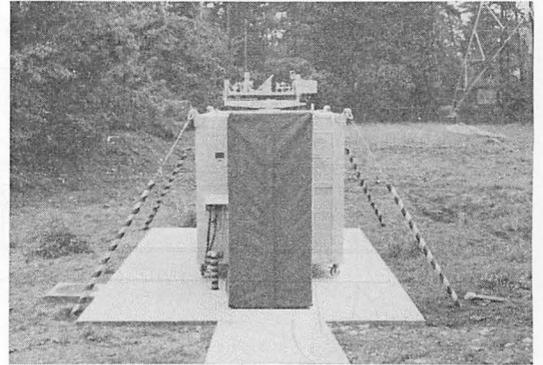
第7図 航空機の位置データ(緯度・経度)を与えるロランC受信機(中段)及び、姿勢データ(ピッチ角, ロール角, ヨー角)を与える動揺測定装置(上段)外観図



第8図 航空機セスナ 404 機内の雨域散乱計/放射計システムの配置図



第9図 航空機セスナ 404 機内に据え付けられた雨域散乱計/放射計システム (航空機後方から操縦席方向を眺めたときのもの)



第10図 地上実験時において、地上実験補助装置 (シェルタ) に設置された雨域散乱計/放射計システムの外観図

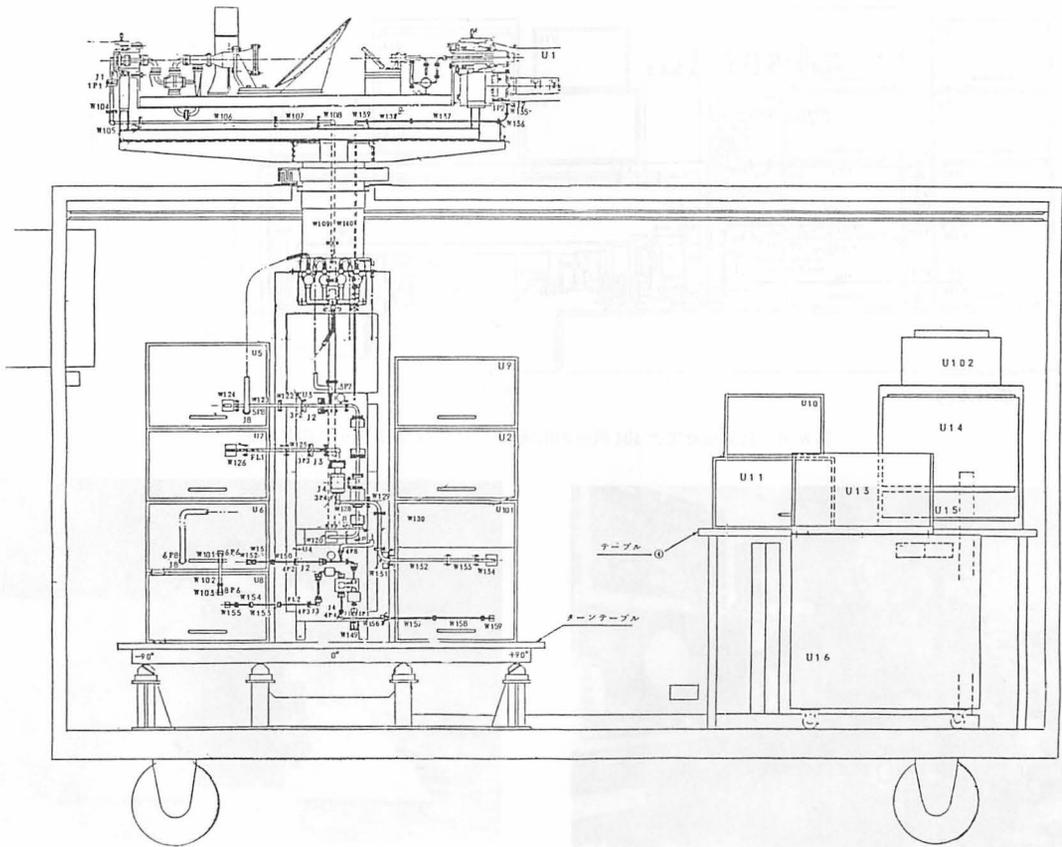
る。

第10図は、地上のシェルタに設置された雨域散乱計/放射計システムの外観図を示す。アンテナ系は航空機実験とは逆向きに天空の方を指向する。第11図は、シェルタ内部の雨域散乱計/放射計システムの配置図また第12図は、シェルタ内に設置した雨域散乱計/放射計システムを示す。全系の主要システムは、ターンテーブルの上に設置され、アジマス方向の回転が手動によって行われる。地上で用いるときには電源は、AC/DC コンバータによって航空機実験に用いられる 28 VDC に変換して用いられる。地上でのアンテナビーム走査は、航空機実験のように機底の床穴によって走査角の制限を受けることがないので、 $\pm 77.34^\circ$  の範囲について行われる。データ収集は、 $3.87^\circ$  を単位として行われる5つの方向 ( $19.34^\circ$ ) のデータを1ブロックと呼び、1アンテナ走査面内には、8つのブロックが存在する。これについては第13図に示す。

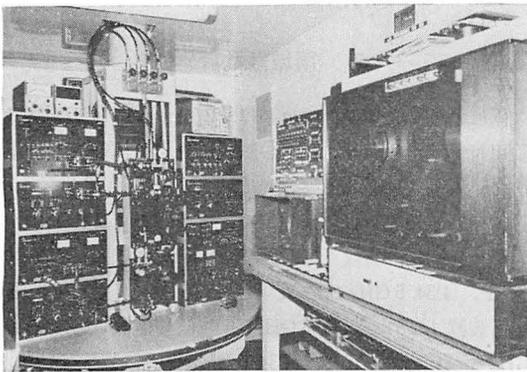
### 3. 雨域散乱計<sup>(15)</sup>

雨域散乱計/放射計の全系は、21個のユニット及び実験用付属品から構成されており、それらの消費電力、寸法、重量等をまとめて第3表に示す。

このうち雨域散乱計は、(1)アンテナ装置 (U1)、(2)アンテナ駆動制御装置 (U2)、(3)10 GHz 帯送受切替器 (U3)、(4)34.5 GHz 帯送受切替器 (U4)、(5)10 GHz 帯送信装置 (U5)、(6)34.5 GHz 帯送信装置 (U6)、(7)10 GHz 帯受信装置 (U7)、(8)34.5 GHz 帯受信装置 (U8)、(9)信号処理装置 (U9)、(10)制御表示盤 (U10)、(11)PPI スコープ (U11)、(12)DC/AC インバータ (U12)、(13)電源装置 (U13)、(14)磁気テープ装置 (U14)、(15)フォーマッタ (U15)、(16)加圧器 (U17)、(17)AC/DC コンバータ (U16)、(18)加圧装置 (U17)、(19)地上実験補助装置 (シェルタ、U18) から構成される。このうち (17)、(18)、(19)は地上実験で用いる。(1)、(2)、(13)、(14)、(15)は、マイクロ波放射計と共通に用いられている。(9)は雨域散乱計/放射計システム全体の制御を行う。また(3)、(4)は送



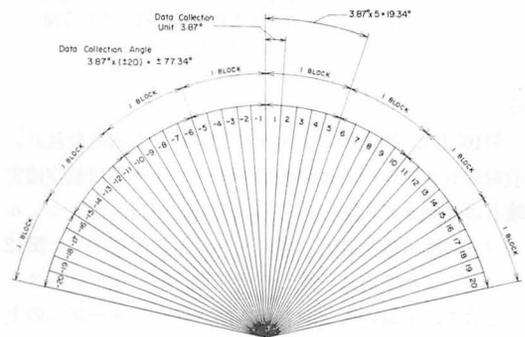
第11図 地上実験補助装置（シェルタ）内部の両域散乱計／放射計システムの配置図



第12図 地上実験補助装置（シェルタ）内に設置した両域散乱計／放射計システム。送受信機、マイクロ波放射計等の主要部は、ターンテーブルの上に設置され、アジマス方向の回転が手動によって行われる。

信機と受信機の切替えを行うと共に、両域散乱計の受信機とマイクロ波放射計の切替えも行う。

両域散乱計の概略的ブロック図を第14図に示す。10 GHz 帯 (Xバンドと表示)、及び 34.5 GHz 帯 (Ka バンドと表示) の高周波パルス電力は送受切替器を経て、



第13図 地上実験時におけるデータ収集範囲、データ収集は、 $3.87^\circ$  を単位として行われ、5 個の方向 ( $19.34^\circ$ ) のデータを 1 ブロックと呼ぶ。1 アンテナ走査面内には、8 個のブロックが存在し、合計  $\pm 77.34^\circ$  の範囲のデータが収集される。

アンテナから放射される。雨滴等の目標により散乱されて戻って来る受信エコーは、この逆の経路をたどって受信装置に入力する。この受信エコーは、受信装置で中間周波数に変換され、さらに対数増幅してビデオ信号とな

第3表 航空機搭載用雨域散乱計/放射計システム主要構成品の消費電力、寸法、重量

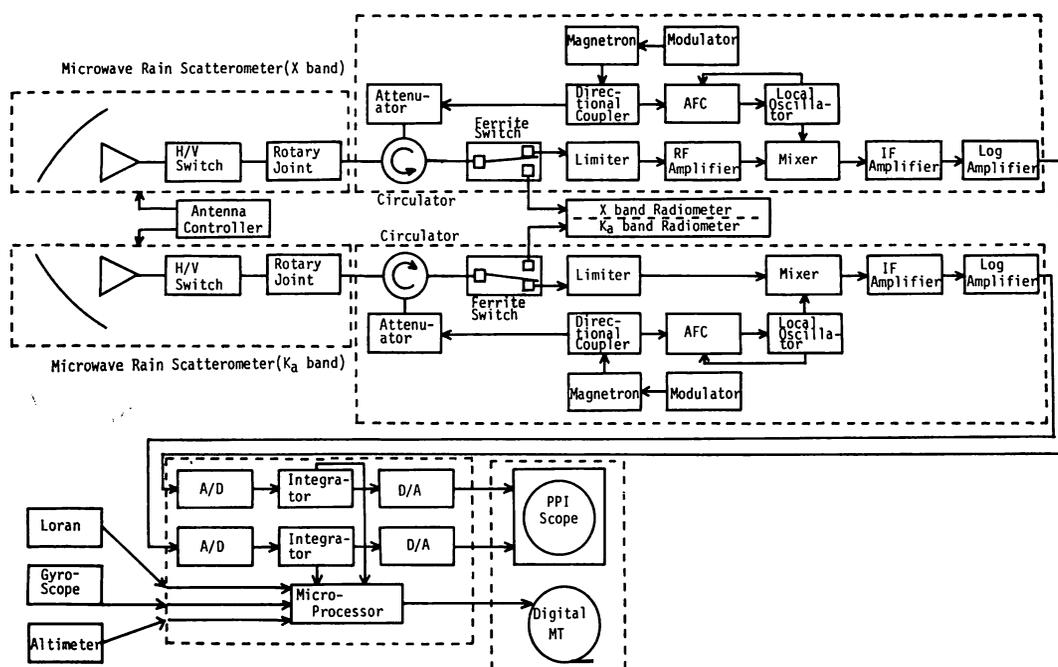
ユニット番号	略 称	品 名	消費電力 (W)	寸 法 (mm)			重 量 (kg)	備 考
				幅	奥 行	高 さ		
U 1	ANT	アンテナ装置	—	1560	460	490	65	
U 2	ACU	アンテナ駆動制御装置	152	427	500	248	25	
U 3	RS1	送受切替器 1	2.8	258	161	460	3	
U 4	RS2	" 2	1.5	258	152	265	3.5	
U 5	TX1	送信装置 1	224	430	500	299	39	
U 6	TX2	" 2	252	430	499	249	39	
U 7	RX1	受信装置 1	53	429	499	249	22	
U 8	RX2	" 2	51.5	430	499	249	22	
U 9	SP	信号処理装置	225.4	430	500	249	22	
U 10	CONT	制御表示盤	7.8	350	130	220	6	
U 11	PPI	PPI スコープ	196	429	501	250	27	
U 12	INV	DC/AC インバータ	1.26	546	320	302	30	飛行実験用
U 13	PS	電源装置	1.96	430	499	250	34	
U 14	MT	磁気テープ装置	300 VA	489	335	310	22	
U 15	FORM	フォーマッタ	200 VA	480	591	88	12	
U 17	DYHR	加圧装置	—	560	330	472	55	地上実験用
U 101	MRM	マイクロ波放射計	336	430	500	498	45	
U 102	REC	チャートレコーダ	170 VA	540	355	244	26	
U 18		地上実験補助装置		2051	3562	2249	1250	地上実験用
U 16		AC/DC コンバータ		491	604	678	100	地上実験用
U 17'		加圧器 (ボンベ 1 本を含む)		199	678	250	18	飛行実験用
		飛行実験用付属品一式					70	飛行実験用

り、信号処理装置及び PPI スコープに送られる。信号処理装置では、このビデオ信号をデジタル積分処理した後、フォーマッタを経由して磁気テープ装置に記録する。PPI スコープに送られたビデオ信号は増幅後、CRT 画面上に表示する。

アンテナは 10 GHz 帯の放射部と 34.5 GHz 帯の放射部の回転軸を同じにして、これらのビーム指向方向がほぼ同一となるように配置されている。アンテナビームは、機首に垂直な一平面内を往復走査し、その走査幅は航空機実験と地上実験により切替えられるようになっている。ビーム指向方向に対応したアンテナの走査角度は、エンコーダにより検出されてデジタル信号でアンテナ駆動制御装置に送られる。アンテナ駆動制御装置では、この角度信号により常に一定の走査速度及び走査幅が得られるように制御操作している。またこの角度信号は、信号処理装置、PPI スコープ及びチャートレコーダ

にも送られており、アンテナ走査角度に対応したデータの記録及びモニタができるようになっている。

システム全体のデータ取得タイミングやデータ記録の制御は、信号処理装置に組み込まれたマイクロプロセッサにより行われており、操作上の制御は制御表示盤により集中的に行うことができる。航空機実験時における大気圧の減少による送信系の高圧部や伝送線路系の送信用立体回路部のブレイクダウンを防止するため、加圧用窒素ガスがこれらの個所に加圧器によって供給される。また地上実験時においては、湿気による送信系の高圧部や伝送線路系の送信用立体回路部のブレイクダウンを防止するため、乾燥加圧空気をこれらの個所に加圧装置によって供給している。加圧器 (航空機実験時) 及び加圧装置 (地上実験時) は、いずれも規定圧力より供給圧力が低下した場合は、警報機能を有しており、この警報信号は信号処理装置に送られ、送信断となるようにしてい



第14図 雨域散乱計を中心にした概略ブロック図。Xバンドは 10 GHz 帯, Ka バンドは, 34.5 GHz 帯を示す。

る。

システムの所要電源系としては、電源装置、DC/AC インバータ（航空機実験用）及び AC/DC コンバータ（地上実験用）がある。航空機実験においては、航空機から供給される約 +28 VDC の直流電圧を電源装置及び DC/AC インバータに印加する。電源装置では、この電圧を +24 VDC, +15 VDC, +5 VDC 及び -15 VDC の電圧に変換すると同時に +28 VDC も含めて各装置へ供給している。DC/AC インバータでは、この電圧を 100 VAC の交流電源に変換して磁気テープ装置、フォーマッタ及びチャートレコーダ（マイクロ波放射計のクイックルック用）に供給している。地上実験においては、高圧受電設備から 100 VAC 及び 200 VAC の交流電源が供給される。100 VAC は、地上実験用補助装置用の照明設備やサービスアウトレットに用いるほかに AC/DC コンバータに供給される。AC/DC コンバータは、この電圧を 28 VDC の直流電圧に変換し、電源装置に供給すると同時に 100 VAC がサービスアウトレットとして使用できるようになっている。電源装置では前述のとおり、28 VDC を各種直流電圧に変換して各装置へ供給する。200 VAC は空調器及び加圧装置に供給される。磁気テープ装置、フォーマッタ及びチャートレコーダには、サービスアウトレットから 100 VAC が供給される。

雨域散乱計の主要諸元を第 4 表に示す。同センサは、

10 GHz 帯及び 34.5 GHz 帯の 2 周波数帯を有する。CCIR の周波数の割当原則表によれば、9975~10025 MHz の周波数帯は、二次的基礎の項目に分類され気象衛星上の気象レーダに、また 34.4~34.5 GHz の周波数帯は、雲の検出のための気象レーダ装置に使用できることになっており、将来の人工衛星搭載用の降雨レーダを開発する場合、この周波数を選択することが適当と思われる。今回の航空機搭載用の雨域散乱計の試作においてもこの周波数帯が選ばれた\*。周波数の割当原則に左右されないで 2 周波同時観測に適した周波数の組を選ぶならば、他の周波数の組を選ぶことも可能である。例えば小平は、降雨の減衰量をもとにして、ある区間内の平均降雨強度を求めるための波長の選定にあたっては、粒径分布による減衰の差が少ない 1 cm 付近と、減衰の絶対量の少ない C~S バンド（C バンドは、4~8 GHz, S バンドは 2~4 GHz）の組み合わせが望ましいことを指摘している<sup>(17)</sup>。

本システムは、幾つかの観測上のパラメータの可変機能を有するが、それらは、(1)送信出力ピーク電力値を抵抗減衰器を取り替えることにより、手動で規定値に対して (0 dB, -10 dB, -20 dB, -30 dB) と変化させる

\* 1982 年 1 月 1 日から発効した新しい周波数の割当原則表では<sup>(16)</sup>、35.5~35.6 GHz 帯が人工衛星上に設置したレーダとして、一次的基礎の項目で運用することができるようになっている。

第4表 雨域散乱計の主要諸元

項 目	10 GHz 帯	34.5 GHz 帯
(1) 一般の性能		
(a) 方式	ペンシルビーム機械的走査型パルス レンジゲート方式	
(b) 中心周波数	10.0 GHz	34.5 GHz
(c) 占有周波数帯域幅	8 MHz	8 MHz
(d) 観測範囲	1-10 km (又は、0-9 km)	
(e) 垂直距離分解能 (航空機高度 7.5 km)		
(i) PRF=440 Hz のとき		
直下点	0.075 km 以下 (計算値)	
走査端	0.53 km 以下 (計算値)	
(ii) PRF=220 Hz のとき		
直下点	0.15 km 以下 (計算値)	
走査端	0.60 km 以下 (計算値)	
(f) 水平距離分解能 (航空機高度 7.5 km)		
直下点	1.1 km × 1.1 km 以下	
走査端	1.3 km × 1.2 km 以下	
(g) 降雨強度観測範囲	1-100 mm/h	
(2) アンテナ系		
(a) 方式	オフセットパラボラ	
(b) 開口径	260 mm	75 mm
(c) 偏波	水平, 垂直偏波の切替え	
(d) 利得 (給電系損失を含む)	第5表を参照のこと	
(e) ビーム幅	第5表を参照のこと	
(f) 第一サイドローブレベル	第5表を参照のこと	
(g) 走査幅		
(i) 航空機実験時	±23.2°	±23.2°
(ii) 地上実験時	±77.4°	±77.4°
(h) 走査速度	12.8°/s ± 10%	12.8°/s ± 10%
(3) 送信系		
(a) 送信管	マグネトロン	
(b) 送信出力尖頭値	20 kW 以上	10 kW 以上
(c) パルス繰り返し周波数 (PRF)	220 Hz と 440 Hz の切替え	
(d) パルス幅		
(i) PRF=440 Hz のとき	0.5 μs	0.5 μs
(ii) PRF=220 Hz のとき	1.0 μs	1.0 μs
(e) 平均電力	4.4 W	2.2 W
(f) 伝送線路系損失 (VSWR を含む)		
(i) 航空機実験	1.8 dB	3.4 dB
(ii) 地上実験	2.0 dB	4.8 dB
(4) 受信系		
(a) 中間周波数	160 MHz	160 MHz
(b) 受信帯域幅		
(i) PRF=440 Hz のとき	2.97 MHz	3.93 MHz
(ii) PRF=220 Hz のとき	1.86 MHz	2.25 MHz
(c) ビデオ信号		
(i) 特性	対数特性	
(ii) ダイナミックレンジ	80 dB 以上	
(iii) 直線性 (ダイナミックレンジの 70 dB 以上の範囲)	±1 dB 以内	
(d) 総合雑音指数	5.3 dB	9.6 dB
(e) 最小受信電力値 (計算値)		
(i) PRF=440 Hz のとき	-103.9 dBm	-98.4 dBm
(ii) PRF=220 Hz のとき	-106.0 dBm	-100.9 dBm
(f) 伝送線路系損失 (VSWR を含む)*		

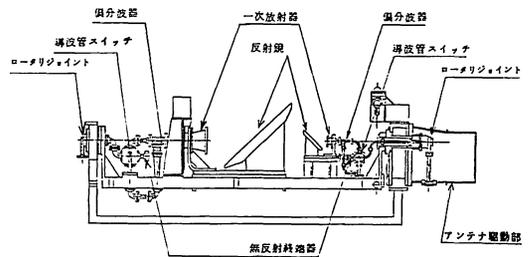
項 目	10 GHz 帯	34.5 GHz 帯
(i) 航空機実験時	3.4 dB	7.1 dB
(ii) 地上実験時	3.3 dB	8.9 dB
(5) 信号処理系		
(a) 処理	デジタル処理	
(b) A/D 変換器ビット数	8 ビット	
(c) サンプリングレート		
(i) PRF=440 Hz のとき	0.5 $\mu$ s 以下	
(ii) PRF=220 Hz のとき	1.0 $\mu$ s 以下	
(d) 平均化ヒットパルス数		
(i) PRF=440 Hz のとき	32, 64, 128 の切替え	
(ii) PRF=220 Hz のとき	16, 32, 64 の切替え	
(e) 積分方式	累積加算方式	
(f) 出力ビット	8 ビット	
(6) データ出力表示系		
(a) 記録装置	デジタル磁気テープ	
(b) 記録方式	PE 方式	
(c) テープ速度	25 pps	
(d) 記録速度	1600 bpi	
(e) クイックルック	PPI スコープ及び A-スコープ	
(7) 電源系		
(a) 消費電力 (航空機実験)		
(i) 電源装置	28 VDC $\times$ 70 A 以下	
(ii) DC/AC インバータ	28 VDC $\times$ 45 A 以下	
(b) 消費電力 (地上実験)		
(i) AC/DC コンバータ	100 VAC $\times$ 30 A 以下	
(ii) データ収集表示系	100 VAC $\times$ 8 A 以下	
(iii) 空調	200 VAC $\times$ 30 A 以下	

\* 改修後 (1981年6月フライト実験以降), 改修前は 10 GHz 帯で0.2 dB, 34.5 GHz 帯で 0.5 dB 少い値をとる。

こと, (2)パルス繰り返し周波数を 220 Hz と 440 Hz に切替えること, (3)パルス繰り返し周波数の切替えに伴って, 送信パルス幅が各々 1  $\mu$ s (220 Hz のとき) 又は, 0.5  $\mu$ s (440 Hz のとき) に切替えられること, (4)パルス幅の変化に伴い, 受信帯域幅も切替えられること, (5)偏波切替機能 (水平又は垂直偏波), (6)平均化 ヒットパルス数 (パルス繰り返し周波数が 220 Hz のとき, 16, 32, 64 の内の一つ, 440 Hz のとき, 32, 64, 128 の内の一つ) の切替え(7)アンテナビームを走査することによる入射角の可変なこと (航空機実験時,  $\pm 23.2^\circ$ , 地上実験時,  $\pm 77.3^\circ$ ) (8)アンテナビーム走査幅が約  $\pm 10\%$  で可変なこと, (9)アンテナ走査速度が  $\pm 10\%$  の範囲で可変なこと, (10)マイクロ波放射計との観測タイミングで同時観測と交互観測の切替えが可能であること等である。

### 3.1 アンテナ装置

アンテナ系部品配置図を第15図に示す。10 GHz 帯及び 34.5 GHz 帯のアンテナ系は, 各々, 反射鏡, 一次放射器, 偏波切替器, ロータリージョイント及びこれらを接続するための導波管で構成され, 送受切替器を経て送信装置から送られてきた送信信号をロータリージョイント及び偏波切替器を経て一次放射器に給電し, 反射鏡が



第15図 アンテナ系 (10 GHz 帯及び 34.5 GHz 帯) 部品配置図

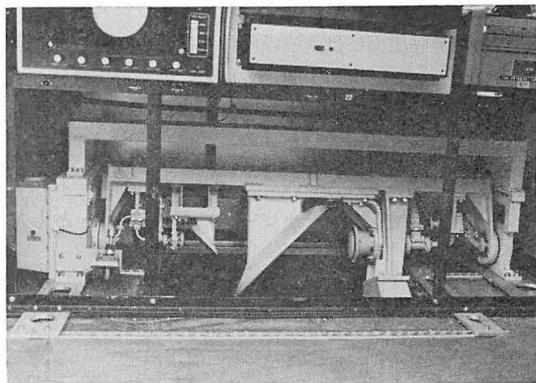
ら放射する。

受信信号は, これと逆の経路をたどり, 送受切替器を経て雨域散乱計受信装置, あるいはマイクロ波放射計に伝送する。10 GHz 帯と 34.5 GHz 帯の二つのアンテナ系は, ほぼ同一ビーム幅で, 同一方向を指向し, アンテナビーム幅とパルス幅で決められる同一の降雨散乱体積からのエコーが二つの周波数帯で同時に受信されるように調整されている。アンテナのサイドローブから混入するグラウンドクラッタの影響を極力少くするため, 放射特性の優れたオフセットフィード方式が選ばれている。

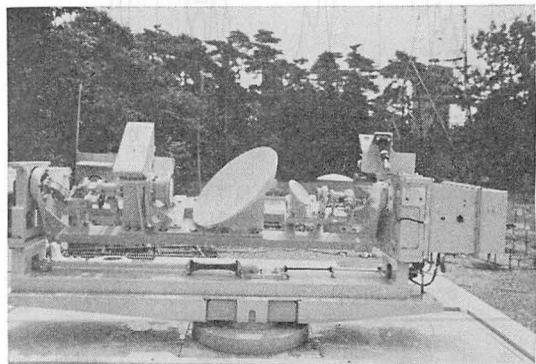
反射鏡はパラボラであり、開口径は、10 GHz 帯が 260 mm, 34.5 GHz 帯が 75 mm である。一次放射器には、複モードホーンを採用し、偏波面の違いによる性能のばらつきが小さくなるよう考慮している。なお複モードホーン開口面には、気密のため、テフロンガラス積層板のホーンカバーを設けている。アンテナ系は、水平偏波、垂直偏波のいずれかの直線偏波を選択できる。いわゆる偏波切替機能を有している。偏波切替器は、構造が比較的簡単でしかも交差偏波識別度の良い偏分波器と導波管スイッチの組合せ方式を採用している。信号処理装置からの偏波切替信号によってラッチング型導波管スイッチを切替え、偏分波器の対応する端子へ給電することにより偏波の切替えを行う。切替時間は約 0.2 秒で、切替動作完了の信号を信号処理装置へ伝送する。ロータリージョイントは、アンテナ走査軸の回転に対して連続して送信信号あるいは受信信号を伝送できる機能を有し、TEM モードを用いた非接触型ロータリージョイントである。

アンテナ駆動装置は、アンテナを駆動制限するための DC サーボモータ、ギヤボックス、電磁ブレーキ、角度検出用のエンコーダ、保護機能としてのリミットスイッチ、オイルダンパ等で構成され、アンテナを設定速度で所定の範囲回転走査させる部位であり、防水構造の箱内に収納されている。信号処理装置からの走査指令信号により、アンテナ駆動制御装置の制御の下に DC サーボモータが作動し、DC サーボモータに付属のギヤヘッドとギヤボックス内に収納配置されたギヤ列で駆動減速し、アンテナを回転走査させる。エンコーダからのアンテナ角度信号は、アンテナ駆動制御装置を経て、信号処理装置へ伝送される。アンテナ駆動装置は、アンテナの回転走査に伴うアンバランストルク軽減のため、バランスウェイトを備えている。アンテナオーバーラン防止機構としては、航空機実験時には、約  $\pm 33^\circ$  の位置で、地上実験時には約  $\pm 90^\circ$  の位置でリミットスイッチが作動し、モータを止め、電磁ブレーキが作動してアンテナの回転を止める。機械的なストッパーとしては、オイルダンパを使用し、停止時の衝撃が緩和されるように考慮されている。停止角度は、航空機実験時約  $\pm 40^\circ$ 、地上実験時約  $\pm 95^\circ$  に設定している。アンテナ系は、アンテナインターロック信号をアンテナ駆動制御装置に送ることによって、アンテナ駆動制御装置の制御を離れ、手動で動かすことが可能となる。

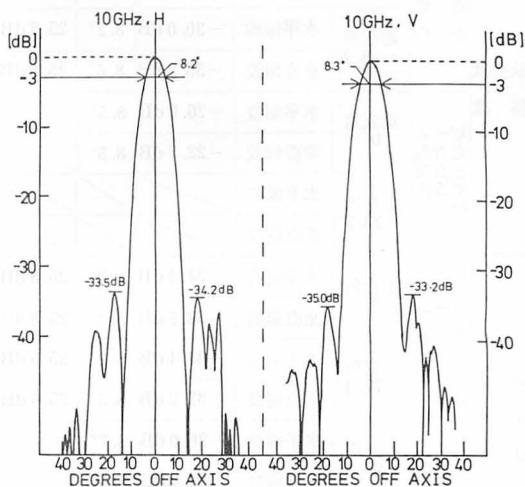
第16図に航空機実験時における航空機底に取り付けられたアンテナ系を示す。床穴の大きさによってアンテナ走査角度は  $\pm 23.2^\circ$  に制限される。アンテナ系は、耐蝕アルミ合金を主材とした軽量かつ堅牢な構造であり、航



第16図 航空機実験時においてセスナ 404 の航空機底に取り付けられたアンテナ系、左側が航空機の機首方向である。右側の大きいのが10 GHz帯のオフセットパラボラアンテナ反射鏡及び給電部、左側の小さいのが34.5 GHz帯のオフセットパラボラ反射鏡及び給電部である。

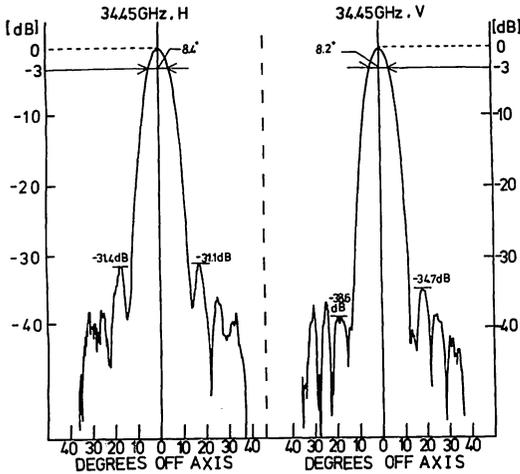


第17図 地上実験時において、地上実験補助装置（シェルタ）屋根に取り付けられたアンテナ系



第18図 航空機搭載実験時とほぼ同じ条件で測定されたアンテナ走査面内の 10 GHz 帯アンテナパターン（水平偏波(H)及び垂直偏波(V)）

空機実験の振動、衝撃にも十分耐えるように考慮している。航空機底側面には電波吸収体ははられており、送信電波の機体による反射を防いでいる。航空機実験時のアンテナパターンの測定は、この航空機内の配置とほぼ同一の環境下で行われた。第17図は、地上実験時において地上実験補助装置（シェルタ）屋根に取り付けられたアンテナ系を示す。アンテナビームは天頂を中心として



第19図 航空機搭載実験時とほぼ同じ条件で測定されたアンテナ走査面内の34.5 GHz帯アンテナパターン(水平偏波(H)及び垂直偏波(V))

第5表 10 GHz アンテナパターンまとめ

条件		項目	第1サイドローブレベル	ビーム幅	利得(含給電系損失)
航空機搭載	ビーム走査面内	走査角 0°	水平偏波 -33.5 dB	8.2°	25.6 dB
		垂直偏波 -33.2 dB	8.3°	25.8 dB	
	走査角 -23.2°	水平偏波 -30.0 dB	8.2°	25.3 dB	
		垂直偏波 -35.2 dB	8.6°	25.6 dB	
	ビーム走査面と直交する面内	走査角 0°	水平偏波 -26.0 dB	8.5°	
		垂直偏波 -22.7 dB	8.5°		
シェルタ設置	ビーム走査面内	走査角 0°	水平偏波 -34.3 dB	8.2°	25.8 dB
		垂直偏波 -33.5 dB	8.4°	25.8 dB	
	走査角 -77.4°	水平偏波 -34.4 dB	8.2°	25.5 dB	
		垂直偏波 -33.2 dB	8.3°	25.5 dB	
	ビーム走査面と直交する面内	走査角 0°	水平偏波 -26.0 dB	8.7°	
		垂直偏波 -23.0 dB	8.3°		
走査角 -77.4°	水平偏波				
	垂直偏波				

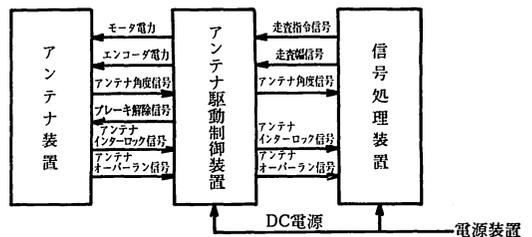
第6表 34.5 GHz アンテナパターンまとめ

条件		項目	第1サイドローブレベル	ビーム幅	利得(含給電系損失)
航空機搭載	ビーム走査面内	走査角 0°	水平偏波 -31.1 dB	8.4°	25.7 dB
		垂直偏波 -34.7 dB	8.2°	25.7 dB	
	走査角 +23.2°	水平偏波 -31.3 dB	8.5°	25.1 dB	
		垂直偏波 -35.0 dB	8.3°	25.3 dB	
	ビーム走査面と直交する面内	走査角 0°	水平偏波 -24.6 dB	8.4°	
		垂直偏波 -24.0 dB	8.5°		
走査角 +23.2°	水平偏波				
	垂直偏波				
シェルタ搭載	ビーム走査面内	走査角 0°	水平偏波 -31.8 dB	8.5°	25.8 dB
		垂直偏波 -35.7 dB	8.3°	25.9 dB	
	走査角 +77.4°	水平偏波 -31.1 dB	8.5°	25.3 dB	
		垂直偏波 -33.0 dB	8.3°	25.3 dB	
	ビーム走査面と直交する面内	走査角 0°	水平偏波 -25.2 dB	8.5°	
		垂直偏波 -24.6 dB	8.2°		
走査角 +77.4°	水平偏波				
	垂直偏波				

±77.4°の範囲を走査する。航空機搭載時における走査角零度のときのアンテナ走査面内の水平偏波及び垂直偏波のアンテナパターンを10 GHz帯と34.5 GHz帯の各々について第18図と第19図に示す。アンテナ走査面内では、両方の周波数帯共に低い第1サイドローブレベルが実現されており、グラウンドクラッタを抑圧するために有効であることがわかる。10 GHz及び34.5 GHzのアンテナパターンをまとめて第5表及び第6表に示す。

3.2 アンテナ駆動制御装置

本装置と、アンテナ及びアンテナ駆動装置、信号処理装置の接続関係を第20図に示す。本装置は、信号処理装置からの走査指令信号を受け、アンテナ装置のアンテナ駆動モーターを制御する。アンテナ装置からアンテナ回転軸に直結された角度検出用のエンコーダ出力(アンテナ角度信号)を受け、信号処理装置からの走査幅信号



第20図 アンテナ駆動制御装置、アンテナ装置及び信号処理装置の接続関係

( $\pm 30^\circ$ ,  $\pm 90^\circ$ ) に従い正逆回転を制御する。アンテナ装置は手動でも動かすことができるように、アンテナインターロック信号を本装置に送る。それによりアンテナ装置は、本装置の制御を離れ手動で動かすことが可能となる。アンテナオーバーランの検出は、前述のエンコーダ出力と空中線の角度を検出するホール素子からの2系統があり、アンテナオーバーラン時のアンテナの破損を防いでいる。なお、これらの信号は信号処理装置にも送られ、送信装置や、データ収集等の制御にも関与している。アンテナの回転速度及び走査幅は前面パネルにより約10%可変であり、回転速度についてはスピードメータでその概略値がわかるようになっている。また、アンテナオーバーラン時、アンテナインターロック時及びアンテナ装置が過負荷状態になった場合のフォールト用ランプを装備しており、使用者にその旨を知らせるようになっている。なお、本装置は、アンテナオーバーランと過負荷の場合、アンテナを停止させるが、パネル上のリセットスイッチを押すことで復帰が可能である。ブレーキ解除信号は、本装置が信号処理装置から走査指令信号を受けた際、アンテナ装置のブレーキの解除を行うものであり、これはアンテナインターロック時にも出力される。

### 3.3 送受切替装置

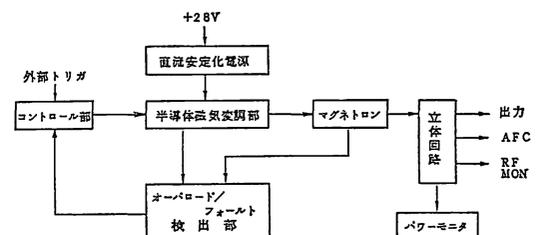
10 GHz 帯及び 34.5 GHz 帯の送受切替器は、送信及び受信の切替えとして用いるサーキュレータ、雨域散乱計とマイクロ波放射計の切替え用に用いられるフェライトスイッチ及び送信時刻における送信パルスの漏れ込みで受信装置が破損若しくは、劣化しないようにするための T-R リミッタで構成されている。送信装置からの高周波パルス信号は、サーキュレータを経由してアンテナ系へ供給される。アンテナで受信されたエコーは再びサーキュレータの受信側及びフェライトスイッチを経由して受信装置に送られる。通常行われる同時観測モードのとき、フェライトスイッチは高周波パルスの送信時刻から約 350  $\mu$ s の時間だけ両方の周波数帯の受信装置と導通しており、この時間を経由して次の 10 GHz 帯の高周波パルス電力が印加されるまでの間、マイクロ波放射計と導通している。送信時刻においては、送信パルスの漏れによって受信装置の高周波増幅器やミキサが破損若しくは劣化することのないように、T-R リミッタの入力側を短絡させている。高周波パルス電力の通過する立体回路内部は、常に一定の圧力となるように加圧されており、大気圧の低下や高湿度によるブレイクダウンが生じないようにしてある。

## 3.4 送受信装置

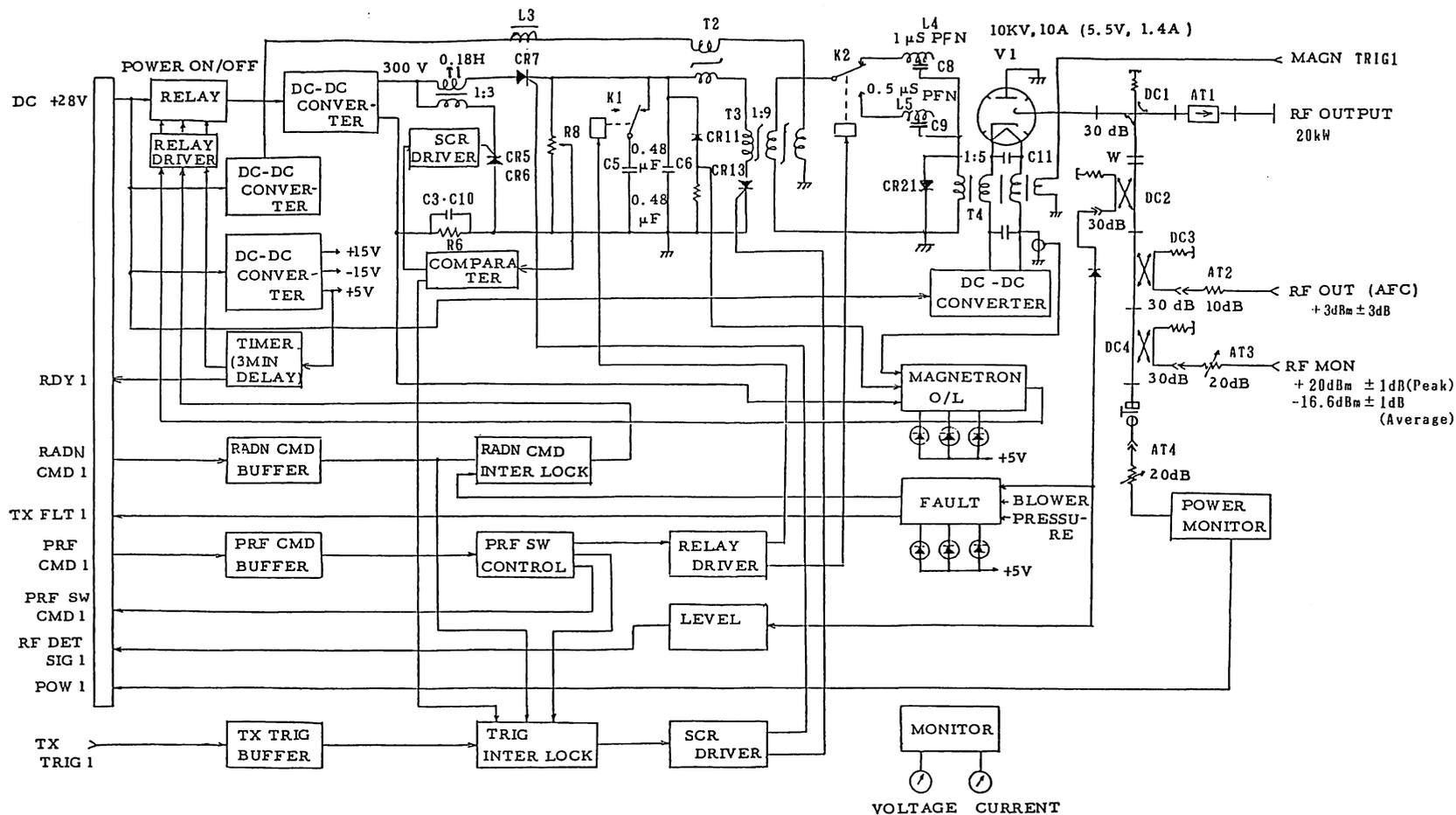
### 3.4.1 送信装置

送信装置の概略ブロック図を第21図に示す。送信装置は、制御表示盤、信号処理装置によって制御される。本装置では、信号処理装置からのトリガにより、半導体磁気変調器によってマグネトロンを励磁し、パルス変調された 10 GHz 帯又は 34.5 GHz 帯の信号を発生し送受切替器に出力する。同時に受信装置に AFC 信号を送信する。図に示すようにコントロール部は、外部からのトリガ信号を受けて、半導体磁気変調部へのパルス信号、制御信号等を発生する。外部からの +28 VDC 電源は、高圧用の直流安定化電源で約 300 V に昇圧され、半導体磁気変調部に印加される。半導体磁気変調部では、コントロール部からのパルス信号に同期したマグネトロン励信用高圧パルスを発生する。マグネトロンは、印加された高圧パルス信号によって高周波パルス信号を発生する。高周波パルス信号は、立体回路で RF 出力、AFC 出力、外部 RF 電力モニタ用に分配される。また内蔵パワーモニタ部は、マグネトロンの RF 出力を直流信号に変換する。オーバーロード回路は、マグネトロン電流、クリップ電流、変調器電流が過大になったとき動作し、またフォールト回路は、RF 検波パルス信号、プロアア及び変調器バイアス電流が異常のとき動作して、変調器の高圧電源を切り、回路を保護する働きをする。

第22図は、10 GHz 帯の送信装置の概略系統図を示すが、34.5 GHz 帯の送信装置もほぼ同様である。同回路では、最初、充電サイリスタ (CR7) にスタートパルスが印加されると、CR7 が ON 状態となり、チャージングチョーク (T1) のインダクタンスと充電コンデンサ (C5 又は C6) の容量で定まる時定数で充電コンデンサが充電を開始する。この充電コンデンサの充電電圧が規定値になると、コントロール回路からストップパルスが出て、充電停止サイリスタ (CR5, CR6) を ON 状態にするため、充電サイリスタ (CR7) に逆電圧が印加され、充電サイリスタは OFF 状態となり、充電は停止する。



第21図 送信装置概略ブロック図



第22図 10 GHz 帯の送信装置の概略系統図

次に外部トリガに同期したメイントリガパルスがメインサイリスタ (CR13) に印加され、メインサイリスタ (CR13) は ON 状態になる。このため充電コンデンサの電荷は、ホールドオフインダクタンス (T2), 可飽和トランス (T3), メインサイリスタ (CR13) を通って放電される。このとき、可飽和トランス (T3) の二次側に電流が流れ、ダイオード (CR21) を経てパルスフォーミングネットワーク (PFN) のコンデンサ (C8 又は C9) に電荷が充電される。可飽和トランス (T3) は、コアのヒステリシス特性を利用した一種の磁気スイッチであり、次の瞬間には、ON 状態となり、PFN のコンデンサ (C8 又は C9) の電荷は、可飽和トランス (T3) の二次巻線、パルストランス (T4) の一次巻線を通して放電する。この放電電流は PFN で定まるパルス幅の電流となり、これがパルストランス (T4) で昇圧され、約 10 kV の電圧がマグネトロンに印加されるため、マグネトロンはこの間発振する。

PFN は、パルス幅 0.5 μs 用及び 1 μs 用の二種類があり、外部からの切替え信号によって PFN を切替えてパルス幅を変えている。マグネトロンの RF 出力は、方向性結合器 (DC1), アイソレータ (AT1) を通って RF OUT 端から出力される。一方、方向性結合器 (DC1) で分割された信号は、半固定減衰器 (AT4) を通ってパワーモニターに入力される。また、更に方向性結合器 (DC2, DC3, DC4) で分割された信号は、それぞれ検波器入力、AFC 用 RF OUT, RF MONITOR OUT として出力される。

マグネトロンの実際の送信電力は、内蔵電力計によって測定され、磁気テープに記録されている。またマグネトロンに固有なパルスミッシング対策として、実際の送信パルス数を計測し、受信電力の補正に用いるために、この値を磁気テープに記録している。信号処理装置内の平均化回路は、所定の平均化ヒットパルス数\* による平均操作をハードウェアに行うが、実際のヒット数による平均操作の補正は、ソフトウェアで行うことになっている。

送信管に用いたマグネトロンは、英国 EEV 社 (English Electric Valve Co. Ltd) 製の航空機搭載用のものであり、その主要諸元を第 7 表に示す。マグネトロンは、小型軽量化の割に高出力の送信電力が得られるので、将来の衛星搭載を念頭に置き選択された。しかし、

第 7 表 雨域散乱計用マグネトロンの主要諸元

項 目	10 GHz 帯	34.5 GHz 帯
型式・銘柄	EEV 社製 M5191 航空機搭載用マグネトロン	EEV 社製 MG5224 航空機搭載用マグネトロン
周波数範囲	10 GHz ±150 MHz	34.45 GHz ±50 MHz
ピーク出力	22 kW	20 kW
パルス幅	0.05~1.5 μs	0.025~0.5 μs
最大パルス率	0.001	0.002
ヒータ電圧 (最大)	5.5 V	7.5 V
ヒータ電流 (定常)	1.4 A	4.2 A
ヒータ電流 (スタート時)	4.0 A	12 A
カソード加熱時間	2 分	3 分
陽極電圧 (最大値)	12.0 KV	12.5 KV
重 量	5.5 kg	2 kg
寸 法	9.9 cm × 19.9 cm × 20.5 cm	19.2 cm × 15.0 cm × 9.1 cm
冷 却	強制空冷	強制空冷
高 度	0~10 km	0~10 km
湿 度	95% 以下	95% 以下
温 度	-10°C ~ +50°C	-10°C ~ +50°C

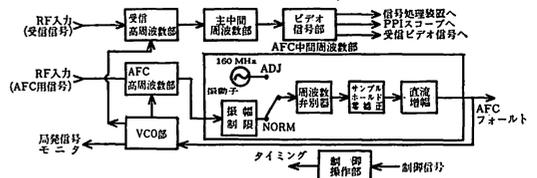
現時点では、マグネトロンが宇宙空間において使用された実績はなく、人工衛星搭載用の送信管としては、固体発振素子プラス TWT の組合せとなろう。

3.4.2 受信装置

10 GHz 帯及び 34.5 GHz 帯の受信装置は、受信高周波部、主中間周波数部、AFC 部及び制御操作部からなる。中間周波数は、安定な増幅特性と所要の帯域特性を得るために 160 MHz に設定された。

第23図は、AFC 中間周波数部を中心とした受信装置系統図を示す。レーダ受信信号は、受信高周波部において、高周波増幅器で増幅した後 (10 GHz 帯のみ)、ミキサを経て主中間周波数 160 MHz を得る。160 MHz の主中間周波数部では、受信パルス幅に応じた 2 種の帯域幅を選択して信号対雑音比を改善する。中間周波数は、更に対数増幅し、復調した後最終的にビデオ信号部に入る。ビデオ周波数帯の信号は、信号処理装置と PPI スコープと受信ビデオモニター信号へ送り出される。

レーダパルスの受信に当たり、送信周波数に対して受信周波数帯域中心を可能な限り、正確に設定する必要



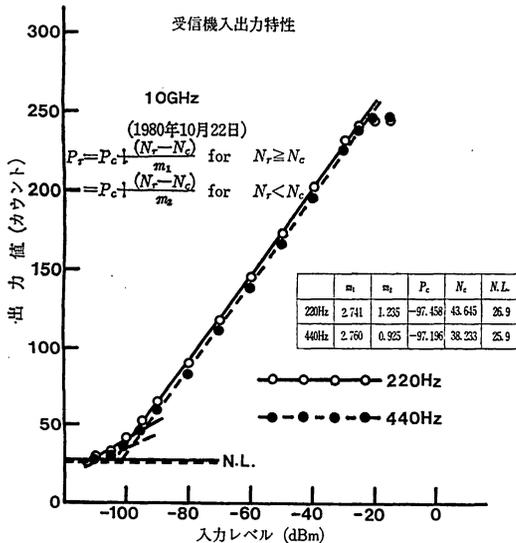
第23図 受信装置系統図 (AFC 中間周波数部を中心として)

\* 降雨レーダでは受信電力から降雨強度を求めるとき、一発の送信パルスのエコーを用いるのではなく、多数個の送信パルスに対応した受信エコーの単純平均値を用いて降雨強度を算出する。この平均操作に用いられる送信パルスの個数のことを「平均化ヒットパルス数」と呼び、以下この名称を用いる。

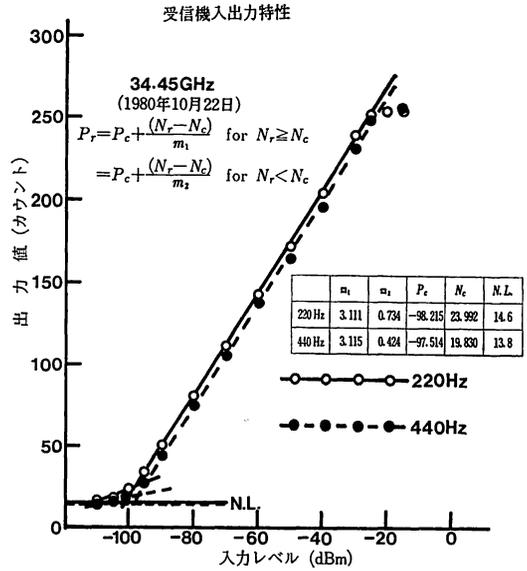
があるので、前記高周波部ミキサへ加える局部発信器 VCO の周波数は AFC 系によって電圧制御される。受信装置の AFC 系は、送信パルス周波数を入力とし、AFC 高周波部へ加えられ、主中間周波数発生と同様に AFC ミキサを通り、160 MHz の AFC 中間周波数を得る。ここで与えられる局部発振器 VCO は、主信号と AFC 信号とで共用している。160 MHz の AFC 系は通常の方式と原理的には同じであるが、入力信号がパルスであるため、(1)これを周波数弁別後、ピーク値にサンプルホールドする、(2)基準の水晶発振器の 160 MHz 発振器信号による零点補正 (ADJ) を、前記サンプルホールド後に、手動 (NORM→ADJ→NORM)、遠隔制御 (信号処理装置からの自動調整コマンド) の二通りの方向で行うという特徴を有する。

3.4.3 受信機入出力特性

受信機のビデオ出力の一部は信号処理系において A/D 変換され、実験時に設定した平均化ヒットパルス数で平均した後、磁気テープに記録する。磁気テープに記録した受信電力の出力デジタルカウント値を受信電力に換算するためには、実験に先立ってあらかじめ測定しておいた入出力特性データを基に受信電力値 (dBm) に換算する。第24図と第25図に、10 GHz 及び 34.45 GHz の入出力特性を 220 Hz 及び 440 Hz のときについて示す。測定は、通常航空機実験の前後に行われ、再現性が比較されるが、第24図、第25図は、1980年10月の飛行



第24図 受信機の入出力特性の一例 (昭和55年10月22日の飛行実験後のもの)、10 GHz。白丸はパルス繰り返し周波数が 220 Hz のときのもの、黒丸はパルス繰り返し周波数が 440 Hz のときのものである。横軸は入力レベル (dBm)、縦軸は出力デジタルカウント値



第25図 受信機入出力特性の一例 (昭和55年10月22日の飛行実験後のもの)、34.45 GHz。白丸は、パルス繰り返し周波数が 220 Hz のときのもの、黒丸はパルス繰り返し周波数が 440 Hz のときのものである。横軸は入力レベル (dBm)、縦軸は出力デジタルカウント値

実験時に測定したものであり、70 dB 程度の範囲で ±1 dB 以内の直線性の条件が満たされている。受信機利得変動の補正は、受信機の雑音レベルの値を参照して行った。

受信電力値から降雨強度に変換するには、1周波数解析のときには通常レーダ方程式を用いる。レーダ方程式は、通常の記号に従い、MKS 系単位系で表すと、

$$P_r = \frac{C}{r^2} \cdot F \cdot Z \times \exp(-0.2 \times \int_0^r (K_R + K_A) dr \times \ln 10) \dots (3.1)$$

$$C = \frac{\pi^3 G_0^2 \theta_0^2 \times (c\tau) \times P_t}{2^{10} (\ln 2)^2 \lambda^2 L} \times \left| \frac{\epsilon - 1}{\epsilon + 2} \right|^2 \times 10^{-18} \dots (3.2)$$

の形をとる。ここで、 $P_r$  は受信電力、 $r$  は目標降雨散乱体積までの距離、 $K_A$  は大気減衰定数である。 $K_R$  は降雨の減衰定数であり、降雨強度の関数である。 $K_A$ 、 $K_R$  共に通常 (dB/km) の単位で表される。 $Z$  ( $\text{mm}^6/\text{m}^3$ ) は、レーダ反射因子と呼ばれ、経験的に降雨強度  $R$  (mm/h) と  $Z = BR^b$  ( $B$ 、 $b$  は降雨のタイプによって異なる定数) の関係で結びつけられる。 $F$  はレーダの校正のときに通常導入される受信電力の理論値と実験値の大きさの比を補正する因子である。定数  $C$  は、アンテナ利得  $G_0$ 、アンテナビーム幅  $\theta_0$ 、光速  $c$ 、パルス幅  $\tau$ 、送信電力  $P_t$ 、波長  $\lambda$ 、システム損失  $L$  及び水の複素誘電率  $\epsilon$  で表される。降雨強度  $R$  (mm/h) は、(3.1)

第8表 雨域散乱計のパラメータの典型値を用いたときのレーダ方程式中に表れる定数Cの値 (MKS単位系を用いる)

使用時期	周波数帯	パルス幅	航空機実験時	地上実験時
1981年4月の改以 修前	10 GHz帯	$\tau=1 \mu\text{s}$	$2.5701 \times 10^{-7}$	$2.4828 \times 10^{-7}$
		$\tau=0.5 \mu\text{s}$	$1.2851 \times 10^{-7}$	$1.2414 \times 10^{-7}$
	34.5 GHz帯	$\tau=1 \mu\text{s}$	$4.5218 \times 10^{-7}$	$2.1248 \times 10^{-7}$
		$\tau=0.5 \mu\text{s}$	$2.2609 \times 10^{-7}$	$1.0624 \times 10^{-7}$
1981年4月の改以 修後	10 GHz帯	$\tau=1 \mu\text{s}$	$2.4539 \times 10^{-7}$	$2.3705 \times 10^{-7}$
		$\tau=0.5 \mu\text{s}$	$1.2269 \times 10^{-7}$	$1.1853 \times 10^{-7}$
	34.5 GHz帯	$\tau=1 \mu\text{s}$	$4.0300 \times 10^{-7}$	$1.8937 \times 10^{-7}$
		$\tau=0.5 \mu\text{s}$	$2.0150 \times 10^{-7}$	$0.94685 \times 10^{-7}$

式の積分方程式を解くことにより求められる<sup>(6)</sup>。実際には、前述したように送信電力の値は多少変動するので、内蔵の電力計により計測され、磁気テープに記録する。第4表のシステムパラメータの値を用いて計算した典型的なCの値を、10 GHz帯、34.5 GHz帯及び航空機実験、地上実験の場合について第8表に示す。また、1981年4月以降は、マイクロ波放射計の損失を少なくするため、リミッタの位置を第28図の位置から、雨域散乱計受信部とフェライトスイッチの中間の位置に移動したことに伴い、損失の値が変化し、Cの値も異なるのでこれを併せて第8表に示す。

3.4 信号処理装置

信号処理装置は、パルス繰り返し周波数に基づくシステムの各種トリガの発生、アンテナ装置からの角度信号によるタイミングの制御、磁気テープへのデータの出力制御を主な機能としている。プリトリガは、22 MHzの水晶を原振とし、それを分周することで、220 pps及び440 ppsのパルス繰り返し周波数を発生している。プリトリガは、送受信装置及びPPIスコープに送られる。送信トリガは、送信装置のマグネトロントリガを基に作成され、受信装置、PPIスコープに送られる。このトリガは、実際の送信時刻を示す。

データ収集は、エンコーダからの角度信号に基づいたタイミングで行われる。アンテナの角度は、光学式エンコーダで10ビットのデジタル信号に変換され、アンテナ駆動制御装置を経由して信号処理装置へ送られる。この角度信号をデコードして各種のタイミング制御信号を作成している。第26図にその概略図を示す。送信制御信号はアンテナの走査端で送信を停止させるものであり、AFC制御信号はこれと同時に受信装置に送られ、AFCの自動調整を行うためのものである。パルス繰り返し周波数、平均化ヒットパルス数、偏波等の切替え

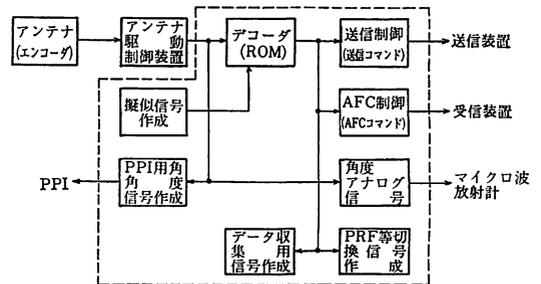
は、走査端の片側で行われる。またこの角度信号は、表示用としてPPIスコープへ送られると共にD/A変換し、アナログ信号として、マイクロ波放射計クイック出力用のチャートレコーダに出力する。アンテナが動作していない場合は、本装置内で作られる擬似角度信号により制御され、アンテナの動作とは無関係に、送信制御、データ収集が可能となる。(ただしこれは、アンテナフォールトインヒビットスイッチがオンになっている場合に限られる。)

受信装置から信号処理装置へ送られたビデオ信号は、デジタル処理された後、一方はそのまま磁気テープへ記録され、他方はD/A変換した後積分ビデオ信号としてPPIスコープ、A-スコープへと送られる。受信ビデオ信号は、まずサンプルホールドされ、A/D変換された後8ビットのデジタル信号となる。これは、制御表示盤で示される平均化ヒットパルス数だけシフトレジスタ内で加算される。ビデオ信号のサンプルホールド及びA/D変換は、パルス繰り返し周波数が440 Hzのとき、0.5  $\mu\text{s}$ ごと、220 Hzのとき1  $\mu\text{s}$ ごとであり、処理数はそれぞれ120 (9 km=120×75 m)及び60 (9 km=60×150 m)である。本装置では、データの収集や磁気テープへの出力制御をマイクロプロセッサ(インテル社の8085)を用いて行っている。ROM領域は4 Kバイト、RAM領域は3 Kバイト(ただし、そのうちの2 Kバイトは磁気テープとのデータ転送専用としている。)を有している。

3.5 その他の装置

3.5.1 制御表示盤

本装置は、システムの動作制御部と各系の状態表示部で構成されており、これらのほとんどの信号が信号処理装置に接続されている。動作制御部は、電源オン・オフ、送信オン・オフ及び磁気テープ装置のスタート・ポーズ・ストップ等を行うとともに各種パラメータの変更ができるようになっている。更に主要装置の動作状態の表示機能を有しており、実験中のモニタが容易に行える



第26図 信号処理装置内、アンテナ角度信号制御系概略図

ようになっている。また、主要装置にトラブルが発生した場合、ブザーによる警報機能を有する。状態表示部は、各装置の動作状態を発光ダイオードで表示するとともに、実時間や対地速度（飛行実験の場合のみ）の表示を行っている。

3.5.2 PPI スコープ

本装置は、静電偏向、静電集束の CRT を用いたディスプレイ装置で、直流 28 V 電源入力により、所要の各種電源及び CRT 用の電極電圧を発生し、回路や CRT 等に供給している。また入力されたデジタル角度信号はアナログ二相交流に変換され、トリガ信号に同期した X 軸及び Y 軸の偏向信号となり、増幅回路を経て、CRT 偏向電極を駆動する。一方ビデオ信号は、利得制御回路で制御され、距離目盛り及び固定角度表示信号等と混合増幅され、CRT カソードを駆動し、Z 軸輝度信号となる。この三軸により表示画面が形成され、PPI 表示となる。PPI スコープ上に接写用カメラを取り付け、PPI スコープ映像を撮れるような仕組みになっている。

3.5.3 磁気テープ装置

磁気テープ及びフォーマッタは、米国のディジデータ社製（日本ではアルプス電気が組み立てている）の航空機搭載用の AMT-1600 を用いている。磁気テープの長さは、1200フィートであり、記録密度は 1600 bpi である。テープ送り速度が1インチ/秒のとき4時間の連続記録が可能である。

3.5.4 電源装置等

本装置は、DC+28 V を入力電源とし、5種(+28 V, +24 V, +15 V, +5 V, -15 V) の安定化電圧を各装置に供給するユニットである。DC/AC インバータは、DC+28 V を入力電源とし、AC 100 V, 45 A 以下の安定化電圧を各装置に供給するユニットであり、航空機実験においては、磁気テープ、フォーマッタ、チャートレコーダ、A-スコープ、外部電力モニター等用の電源に用いられた。航空機実験に使用実績の多いボルゲン社製のものをしている。AC/DC コンバータは、AC 100 V を入力電源とし、地上実験、あるいは飛行直前の装置のチェックの際に必要となる DC 28 V, 70 A の電源を装置に供給するユニットであり、日本スタビライザ社製のものをしている。

4. マイクロ波放射計<sup>(18)</sup>

4.1 システムの構成

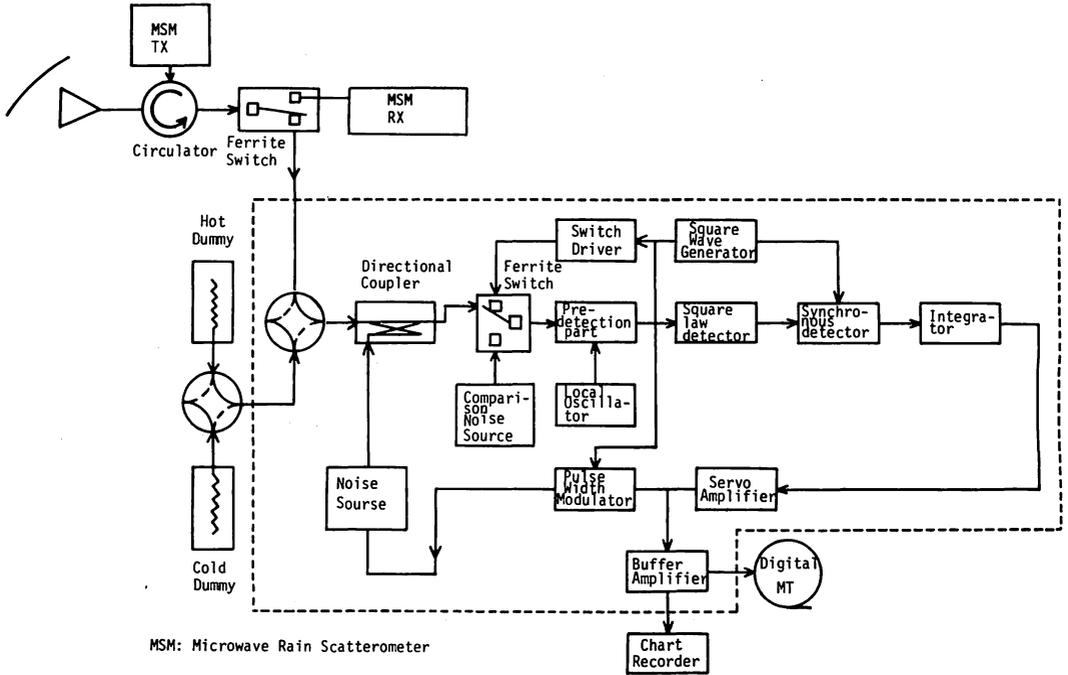
マイクロ波放射計は、雨域から放射される微弱な雑音を受信し、雨域の広がりや平均的な降雨強度とアンテナ温度の関係を受動的に計測することを目的とし、雨域散乱計に対する補助データを提供する。マイクロ波放射計

第9表 マイクロ波放射計の主要諸元

項 目	10 GHz 帯	34 GHz 帯
方 式	雑音注入型ゼロバランスディック方式	
ア ン テ ナ	雨域散乱計と共用	
偏 波	水平偏波/垂直偏波の切替え	
中心周波数	9.86 GHz	34.21 GHz
中間周波数	60 MHz	60 MHz
中間周波数帯域幅	±100 MHz	±100 MHz
雑音指数	6 dB	6 dB
積 分 時 間		
(1) 航空機実験	0.25秒	0.25秒
(2) 地上実験	0.25, 1, 3 秒の切替え	0.25, 1, 3 秒の切替え
受信感度 (r.m.s値)	0.5 K (航空機実験時)	0.5 K (航空機実験時)
絶 対 精 度	± 2 K 以下	± 3 K 以下
観 測 範 囲	50-400 K	50-400 K
変復調周波数	440 Hz	440 Hz
較 正		
(1) 航空機実験	高温: 400 K 常温: 約 300 K	高温: 400 K 常温: 約 300 K
(2) 地上実験	高温: 400 K 低温: 約 80 K	高温: 400 K 低温: 約 80 K
A/D 変換器ビット数	16ビット	
記 録	デジタル磁気テープ	
クイックルック	チャートレコーダ	

の主要諸元を第9表に、また 10 GHz 帯マイクロ波放射計のブロック図を第27図に示す。34 GHz 帯マイクロ波放射計のブロック図も、ほぼ同様である。マイクロ波放射計は、雨域散乱計と同じく、中心周波数（局発部周波数）が 9.86 GHz 及び 34.21 GHz の2周波帯の雑音注入型ゼロバランスディック方式を採用している。局発部周波数を中心にし、10 GHz 帯は、9750~9850 MHz の100 MHz 及び、9870~9970 MHz の100 MHz の両サイドバンドの雑音を受信する。一方、34 GHz 帯は、34.1~34.2 GHz の100 MHz 及び 34.22~34.32 GHz の100 MHz の両サイドバンドの雑音を受信する。航空機実験時には、積分時間は、250 ms で、理論上の受信感度は 0.5 K である。10 GHz 帯、34 GHz 帯共に、水平偏波/垂直偏波の切替えは、雨域散乱計と同期して行われ、雨域散乱計と同一偏波で、両方の周波数帯のマイクロ波放射計は動作する。

本方式は、アンテナからの入力雑音電力と雑音注入用の雑音源から注入される雑音電力の和が、比較雑音源からの雑音電力と等しくなるように、注入雑音量をサーボループの誤差電圧によって制御する方式のものである。同期検波回路は、アンテナからの入力雑音電力と注入雑音電力の和から比較雑音源の雑音電力を引き算して誤差電圧（制御電圧）を発生するものであるが、ゼロバラン



第27図 10 GHz 帯雑音注入方式ゼロバランスディック方式マイクロ波放射計概略ブロック図, 34 GHz 帯のマイクロ波放射計概略ブロック図も、同様である。

ス状態では、誤差電圧が零となり、受信感度が、受信機の利得やノイズレベル、帯域幅の変動に依存しないという利点を有し、精度のよい雑音電力の測定ができる。特に、今回試作されたマイクロ波放射計は、パルス幅変調器を用いてパルス状に注入される雑音電力のパルス幅を変化させて、受信機の測定範囲をカバーする方式を採用している点に特徴がある。

ゼロバランスの条件を満たすように注入される雑音のパルス幅に対応する電圧値をデジタル変換し、雨域散乱計からの読み込み信号に従って、雨域散乱計データと共にデジタル磁気テープに記録する。また機上のクイックルック用のために、チャートレコーダ上に電圧データ及び後述するマイクロ波放射計各部の温度データを記録する。更にマイクロ波放射計の前面パネル面にマイクロ波放射計の系の状態をモニタするメータがついており、局発部信号レベル、検波出力電圧、入力雑音レベル等をモニタし、機器の動作状態をチェックすることができる。

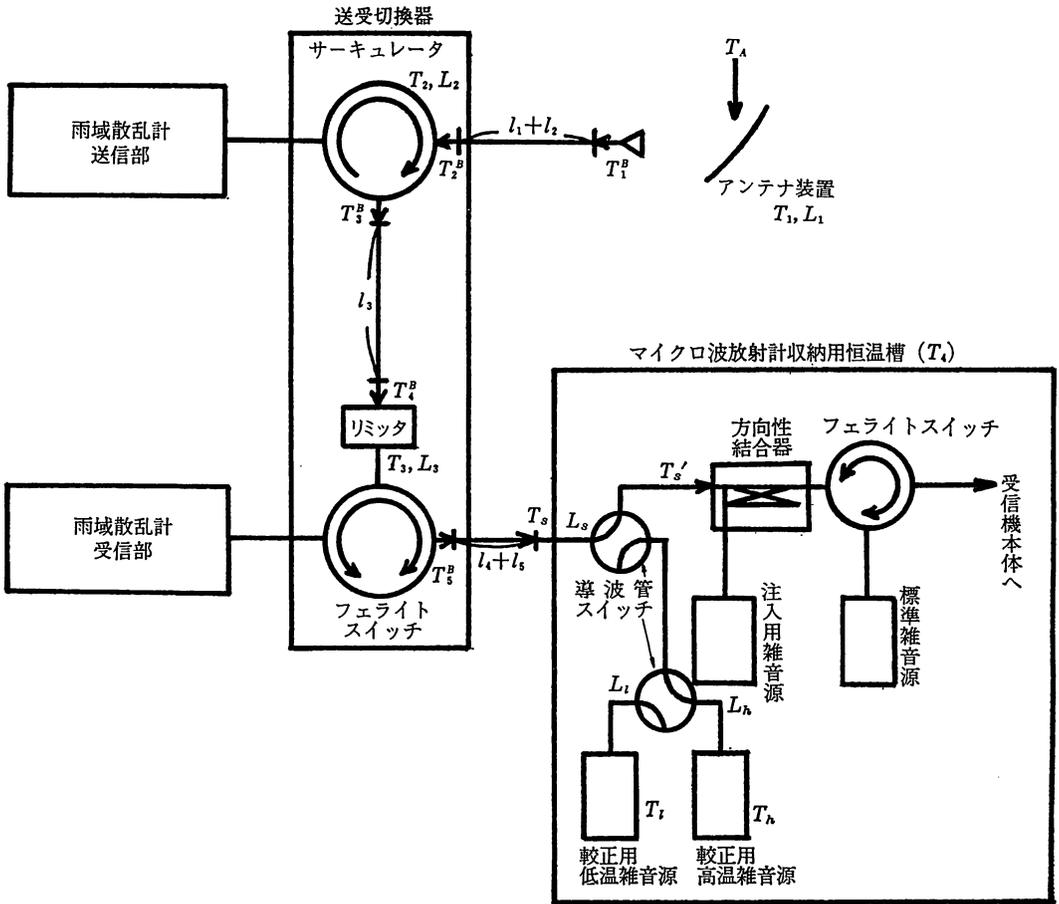
4.2 マイクロ波放射計生データの処理

マイクロ波放射計生データの処理では、高温及び低温の二つの較正用雑音源を入力して得られる入出力特性の直線性を利用して、マイクロ波放射計内の方向性結合器への入力雑音温度を求める。この雑音温度を基にして、伝送線路系をさかのぼって、伝送線路系を構成するアン

テナ、サーキュレータ、フェライトスイッチ等の集中定数回路及びそれらを結合する分布定数回路である導波管の損失及び物理温度の影響の補正を行い、アンテナ雑音温度に換算する。

第28図に、アンテナ雑音温度  $T_A$  を求めるための伝送線路系ブロック図を示す。図でマイクロ波放射計関係の伝送線路系損失を少なくするため、1981年4月以降の実験では、リミッタは、フェライトスイッチと雨域散乱計受信部間に挿入するように変更した。また第10表にアンテナ温度  $T_A$  を求めるため以下に示す(4.1)~(4.10)式に表れるパラメータの意味と数値を示す。第28図に示すように、10 GHz 帯及び 34 GHz 帯のアンテナ、サーキュレータ、フェライトスイッチには温度センサが取付けられ、マイクロ波放射計収納用恒温槽の温度、各種雑音源温度と共に記録される。集中定数回路を結合する導波管の温度は、両端の集中定数回路の温度から決定される一次の温度勾配をもって分布するものと仮定する。

較正用低温雑音源(温度  $T_l$ )及び較正用高温雑音源(温度  $T_h$ )に接続した場合、途中の導波管の損失と温度による補正を含めた方向性結合器の入力端における雑音温度を各々  $T_l'$ ,  $T_h'$  とする。このとき、ゼロバランスの条件を満足するために、パルス状に注入される雑音のパルス幅に対応する電圧をカウント値で表したものを各々、 $\tau_p^l$ ,  $\tau_p^h$  とするならば、この条件から較正用直



第28図 マイクロ波放射計受信雑音温度  $T_s'$  より、アンテナ温度 (輝度温度)  $T_A$  を求めるための伝送線路系ブロック図、各部の損失 ( $L_1 \sim L_3, L_4, L_l, L_h$ )、各部の温度 ( $T_1 \sim T_4$ )、各部を結ぶ導波管の長さ ( $l_1 \sim l_5$ ) 等を示す。

線の勾配  $a$  と切片  $b$  が求められる。

$$a = \frac{T_l' - T_h'}{\tau_p^l - \tau_p^h} \quad \dots\dots(4.1 a)$$

$$b = \frac{\tau_p^l T_h' - \tau_p^h T_l'}{\tau_p^l - \tau_p^h} \quad \dots\dots(4.1 b)$$

ここで、

$$T_h' = \frac{T_h}{\beta_h} + \left(1 - \frac{1}{\beta_h}\right) T_4 \quad \dots\dots(4.2 a)$$

$$T_l' = \frac{T_l}{\beta_l} + \left(1 - \frac{1}{\beta_l}\right) T_4 \quad \dots\dots(4.2 b)$$

である。この  $a, b$  を用いて、観測時において方向性結合器の入力端での雑音温度は、観測時にゼロバランスの条件を満足するためにパルス状に注入される雑音のパルス幅に対応する電圧をカウント値で表したものを  $\tau_p^s$  とすると、

$$T_s' = a\tau_p^s + b \quad \dots\dots(4.3)$$

となる。 $T_s'$  より伝送線路をさかのぼってアンテナ雑音温度  $T_A$  を求めるのは、

$$T_s = \beta_s T_s' + (1 - \beta_s) T_4 \quad \dots\dots(4.4)$$

$$T_3^B = T_s \text{er}^{(l_4+l_5)} - (T_4 - T_3) \times \left[ \text{er}^{(l_4+l_5)} - \frac{1}{\gamma(l_4+l_5)} \{ \text{er}^{(l_4+l_5)} - 1 \} \right]$$

$$- T_3 \{ \text{er}^{(l_4+l_5)} - 1 \} \quad \dots\dots(4.5)$$

$$T_4^B = \beta_3 T_3^B + (1 - \beta_3) T_3 \quad \dots\dots(4.6)$$

$$T_3^B = T_4^B \text{er}^{l_3} - (T_3 - T_2) \left\{ \text{er}^{l_3} - \frac{1}{\gamma l_3} (\text{er}^{l_3} - 1) \right\} - T_2 (\text{er}^{l_3} - 1) \quad \dots\dots(4.7)$$

$$T_2^B = \beta_2 T_3^B + (1 - \beta_2) T_2 \quad \dots\dots(4.8)$$

$$T_1^B = T_2^B \text{er}^{(l_1+l_2)} - (T_2 - T_1) \times \left[ \text{er}^{(l_1+l_2)} - \frac{1}{\gamma(l_1+l_2)} \{ \text{er}^{(l_1+l_2)} - 1 \} \right] - T_1 \{ \text{er}^{(l_1+l_2)} - 1 \} \quad \dots\dots(4.9)$$

第10表 アンテナ温度  $T_A$  を求めるための (4.1)~(4.10) 式及び第38図に表れる各パラメータの意味と数値

記号	各パラメータの意味	値	
		10 GHz 帯	34 GHz 帯
$\tau_p^a$	観測時の注入雑音パルス幅に対応する電圧		
$\tau_p^l$	校正時(低温雑音源)の注入雑音パルス幅に対応する電圧		
$\tau_p^h$	校正時(高温雑音源)の注入雑音パルス幅に対応する電圧		
$T_l$	校正用低温雑音源の温度		
$T_h$	校正用高温雑音源の温度		
$T_1$	アンテナ装置の温度		
$T_2$	サーキュレータの温度		
$T_3$	フェライトスイッチの温度		
$T_4$	マイクロ波放射計収能用恒温槽の温度		
$L_s$	マイクロ波放射計入力と方向性結合器間の損失 $\beta_s = \exp\{(L_s/10) \cdot \ln 10\}$	0.26 dB	0.42 dB
$L_l$	校正用低温雑音源と方向性結合器間の損失 $\beta_l = \exp\{(L_l/10) \cdot \ln 10\}$	0.544 dB	1.004 dB
$L_h$	校正用高温雑音源と方向性結合器の損失 $\beta_h = \exp\{(L_h/10) \cdot \ln 10\}$	0.544 dB	1.004 dB
$L_1$	アンテナ装置の損失 $\beta_1 = \exp\{(L_1/10) \cdot \ln 10\}$	H : 0.35~0.36 dB V : 0.3 dB	H : 0.7 dB V : 0.68~0.69 dB
$L_2$	サーキュレータの損失 $\beta_2 = \exp\{(L_2/10) \cdot \ln 10\}$	0.27 dB	0.38 dB
$L_3$	フェライトスイッチの損失+リミッタの損失 $\beta_3 = \exp\{(L_3/10) \cdot \ln 10\}$	1.33 dB(0.3 dB)	1.63 dB(0.55 dB)
$l_1 + l_2$	アンテナ給電部とサーキュレータを結合する導波管の長さ	2.973 m	1.518 m(1.622 m)
$l_3$	サーキュレータとリミッタを結合する導波管の長さ	0 m	0.878 m(0.101 m)
$l_4 + l_5$	フェライトスイッチとマイクロ波放射計を結合する導波管の長さ	2.595 m(1.460 m)	1.909 m(1.926 m)
$\alpha$	導波管の単位長さあたりの損失 $\gamma = \alpha / (10 \log e)$	0.185 dB/m	0.592 dB/m

注)  $L_1$  の数値中Hは水平偏波, Vは垂直偏波の意味  
 $L_3$  及び  $l_1 \sim l_5$  の ( ) 内の数値は改修後(1981年4月以降)の数値

第11表 マイクロ波放射計用, 標準用外部低温雑音源

項目	10 GHz 帯	34 GHz 帯
型式	Grygenic Termination Model SX8039A (Maury Microwave Corporation)	Grygenic Termination Model MT7022A
周波数範囲	10.0~12.4 GHz	26.5~40 GHz
入力 VSWR (最大)	1.1	1.1
動作温度	77.36 K (液体窒素)	77.36 K (液体窒素)
出力等価雑音温度	79.5 K	82 K
校正の精度	±1.0 K	±1.0 K
導波管, フランジ	WR-90, UG-39/U	WR-28, UG-599/U
寿命	2時間	1.5時間
デュワーびんの容量	1 l	1 l
重量(空のとき)	5.44 kg	3.17 kg
電源	115 V, 60 Hz, 95 W	115 V, 60 Hz, 95 W

恒温槽内の各雑音源(高温雑音源は約 400 K, 低温雑音源は常温の約 300 K)を用いるが, 机上実験に先立ち地上において, 液体窒素を用いた外部低温雑音源及び外部高温雑音源を用いた校正が行われる. 標準用外部低温雑音源の主要諸元を第11表に示す.

5. 航空機実験及び地上実験

降雨を観測対象とする航空機実験は, 昭和55年の梅雨期(6~7月)に約54時間, 昭和55年の10月の秋雨前線を対象として約16時間, 昭和56年の梅雨期(6月)に約11時間, 合計81時間にわたって行われた.

昭和55年の梅雨期を対象とした第一次実験では, 機器が正常に動作することを確認するのが所期の目的であった. 実験機であるセスナ 404の常置空港である八尾空港を基点として, 各地の空港, 気象台等の情報を総合して雨域を観測できる可能性がある場合には飛行を試みた. その結果, 故障していた 34.5 GHz 帯の雨域散乱計のデータを除いて多量のデータを収集することができた.

昭和55年10月の第二次実験と昭和56年6月の第三次実

$$T_A = \beta_1 T_1^B + (1 - \beta_1) T_1 \quad \dots\dots(4.10)$$

の関係式から求められる. ここで  $T_1^B \sim T_3^B$  は, 伝送線路系の各部における雑音温度であり, 第28図に示す.

校正用低温及び高温雑音源としては, 机上実験中は,

第12表 航空機実験記録

	フライト日	実験時間	飛行方面
昭和55年梅雨期実験	1. 6月30日	11:26~15:30	八尾→美保→隠岐→日海大型気象ブイ→舞鶴→八尾
	2. 7月1日	13:02~16:25	八尾→上野→興和→尾鷲→潮岬→高知→高松→徳島→御坊→八尾
	3. 7月2日	14:45~17:55	八尾→高松→高知→土佐清水→高知→徳島→八尾
	4. 7月6日	9:50~14:20	八尾→興和→名古屋→小松→岐阜→高山→松本→興和→八尾
	5. 7月6日	15:55~19:25	八尾→興和→名古屋→大津→御坊→八尾
	6. 7月7日	14:55~18:20	八尾→岡山→美保→岩国→松山→高知→剣山→御坊→八尾
	7. 7月8日	12:00~16:05	八尾→高松→高知→土佐清水→宮崎→大分→松山→高松→徳島→八尾
	8. 7月9日	10:35~14:15	八尾→高松→岩国→美保→岡山→高山→徳島→八尾
	9. 7月9日	15:47~18:47	八尾→岡山→岩国→武蔵→松山→高松→徳島→八尾
	10. 7月10日	13:25~17:40	八尾→高松→高知→土佐清水→宮崎→大分→高知→御坊→八尾
	11. 7月11日	10:40~13:40	八尾→上野→尾鷲→潮岬→高知→剣山→徳島→八尾
	12. 7月12日	9:10~13:15	八尾→岡山→岩国→小倉→大分→松山→徳島→八尾
	13. 7月13日	9:50~15:05	八尾→峰山→日海大型気象ブイ→八尾
	14. 7月14日	9:35~14:45	八尾→高知→大分→福岡→岩国→高松→徳島→八尾
昭実和験55年秋期	1. 10月20日	10:30~14:20	八尾→浜松→大島→銚子→常澄→阿見→鹿島沖→常澄→阿見→羽田
	2. 10月20日	15:50~18:20	羽田→浜松→興和→八尾
	3. 10月24日	15:35~18:14	八尾→高松→松山→徳島→八尾
	4. 10月25日	8:50~12:20	八尾→浜松→大島→銚子→大洗→阿見→鹿島沖→大洗→阿見→銚子→羽田
	5. 10月25日	14:53~17:59	羽田→浜松→興和→八尾
昭実和験56年梅雨期	1. 6月13日	15:13~18:40	八尾→興和→大島→銚子→鹿島灘→鹿島支所上空→成田→鹿島支所上空→鹿島灘→鹿島支所上空→銚子→羽田
	2. 6月15日	15:04~18:38	羽田→銚子→鹿島灘→鹿島支所上空→守谷→鹿島支所上空→鹿島灘→鹿島支所上空→鹿島灘→鹿島支所上空→銚子→羽田
	3. 6月27日	07:56~11:35	羽田→銚子→鹿島灘→鹿島支所上空→守谷→鹿島支所上空→鹿島灘→鹿島支所上空→守谷→鹿島支所上空→鹿島灘→銚子→羽田
	4. 6月28日	09:14~11:34	羽田→浜松→興和→八尾

験においては、電波研究所鹿島支所に設置された地上の5.3GHz降雨レーダと航空機搭載の雨域散乱計/放射計システムとによる機上と地上からの降雨の同時観測に重点が置かれた。第12表に航空機実験の記録を示す。更に全実験の内の約半数について第29図(1)~(12)に航空機実験時において磁気テープに記録されたロランC出力の緯度、経度データに基づいて、地図上にプロットした飛行経路を示す。太い実線で示されているのは、ロランCの受信機の受信状態が良く、正確な緯度、経度が受信できたことを意味している。

一方細い点線で示されているのは、三局のロラン発信局からのデータが同時に受信できず、緯度、経度の値が不正確な場合や、セスナ404に取り付けられているロランC受信アンテナが完全に氷結して機能せず、緯度、経度の値が決定できなかった場合や不正確な値を示した場合に対応している。

ロランCデータの欠除が短期間の場合は、欠除前後の値を直線補間している。一方長期間にわたってデータが欠除したときには、パイロットの飛行ログ(地上のVOR局やDME局との交信記録を基にしている)を用いて、飛行経路をプロットしている。

第一次実験においては、八尾空港を基点とし、主に瀬

戸内海、四国、九州方面への飛行実験を行った。

第29図(7)~(9)に示すように第二次実験においては、鹿島支所の5.3GHzレーダを主にCAPPI(Constant Altitude Plan Position Indicator)データを収集するようなモードで動作させたが、一組のCAPPIデータ(2kmと4km)を収集するのに約7分間も時間を要し、航空機データと地上データの時間的対応についての問題がデータ処理上残った。第30図に昭和55年10月20日の高度2kmのCAPPI画面上に、ほぼ同時刻の飛行経路を示す。CAPPI画面の中心は、電波研究所鹿島支所であるが、残念なことには、この日は、ロラン受信機のアンテナに着氷があり、銚子沖以降、ロランデータの収集が不可能となり、飛行経路図は、パイロットからの飛行ログに基づいたものである。

第三次の実験においては、羽田の全日空格納庫を基地とし、第29図(10)~(12)に示すように、航空機は、鹿島支所の5.3GHzレーダアンテナを中心とする往復直線運動するように飛行し、地上アンテナは、RHI(Range Height Indicator)モード\*で動作させた。この結果、

\* RHIモードとは、アンテナをある方位に向けて停止し仰角のみを上下させ、ブラウン管上には、距離を横軸、高さを縦軸にして降雨の立体構造のうち、ある方位方向の鉛直断面を表示するものである。

地上の 5.3GHz レーダ、機上の雨域散乱計/放射計システム共に、地上アンテナを含む鉛直面内の降雨強度分布をほぼ同時刻のうちに収集することができた。昭和56年6月15日の飛行コースの一部を時刻と共に第31図に示す。図中、5.3GHz (Cバンド) レーダのRHI 方位角方向を破線で示す。半径 50 km, 100 km の円は 5.3GHz 降雨レーダが観測可能な範囲を示す。この時間帯のデータの解析は、2. の「実験データ処理ソフトウェアシステム」<sup>(19)</sup>及び3. の「降雨観測実験とそのデータ処理」<sup>(20)</sup>を参照されたい。

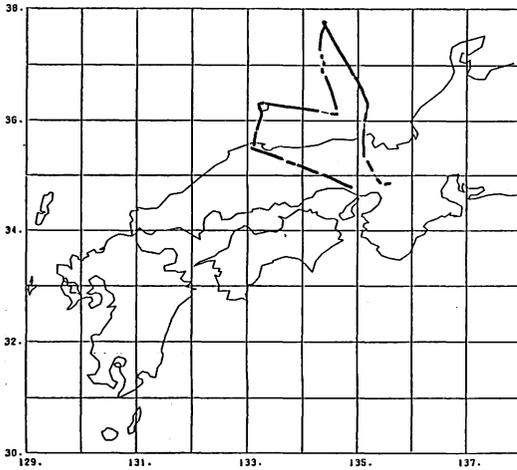
航空機搭載用マイクロ波雨域散乱計/放射計システムによる実験は、降雨観測実験のほか、昭和56年12月～昭和57年1月に宇宙開発事業団との共同実験により、各

種の風速、風向下に約20時間の海面散乱実験が行われ、入射角、照射角、偏波等をパラメータとした海面散乱係数のデータを取得した。これらのデータは、将来の我が国の海洋観測衛星開発の基礎的資料となることが期待される。実験結果については、4. の「海面散乱実験」を参照されたい<sup>(21)~(23)</sup>。

更に昭和58年及び59年の1月に科学技術庁振興調整費の豪雪プロジェクトの中で冬場の日本海の海上風及び降雪機構を解明するための降雪観測実験が行われた。

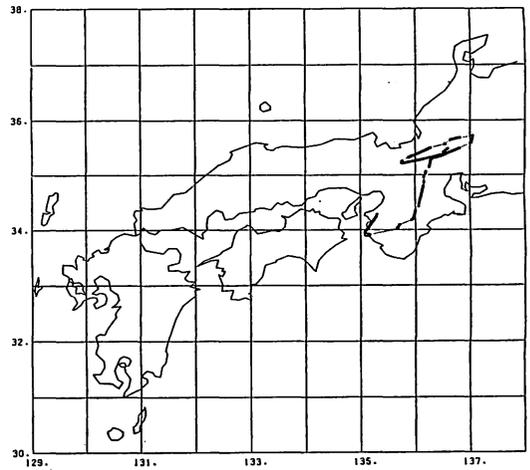
更に昭和59年10月及び昭和60年1月に、SIR-B (Shuttle Imaging Radar-B) 実験及び国立機関公害防止等試験研究費に基づく実験の中で汚染油膜をシミュレートするために、人工的に散布されたオレイルアルコール油膜

FLIGHT COURSE 1980Y 06M 30D



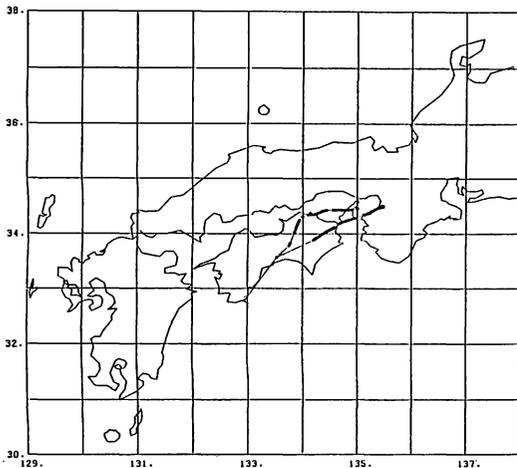
(1) 昭和55年6月30日の飛行経路

FLIGHT COURSE 1980Y 07M 06D-2



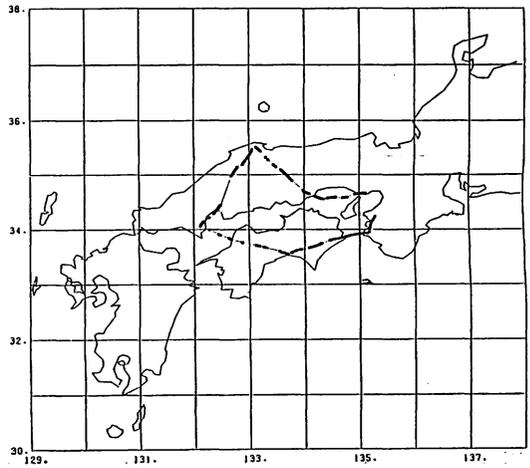
(3) 昭和55年7月6日の第二回目の飛行経路

FLIGHT COURSE 1980Y 07M 02D



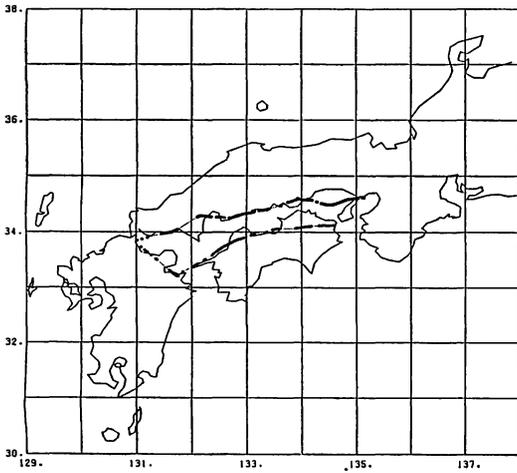
(2) 昭和55年7月2日の飛行経路

FLIGHT COURSE 1980Y 07M 07D



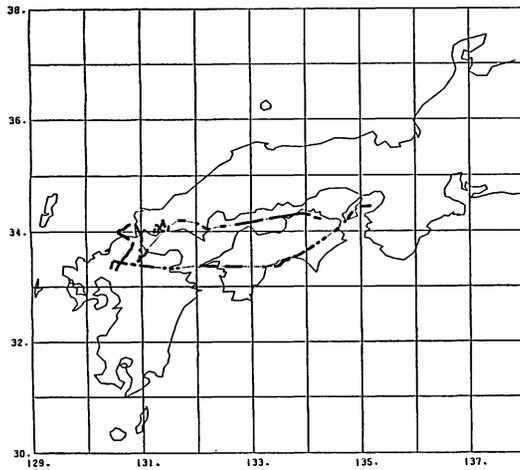
(4) 昭和55年7月7日の飛行経路

FLIGHT COURSE 1980Y 07M 12D



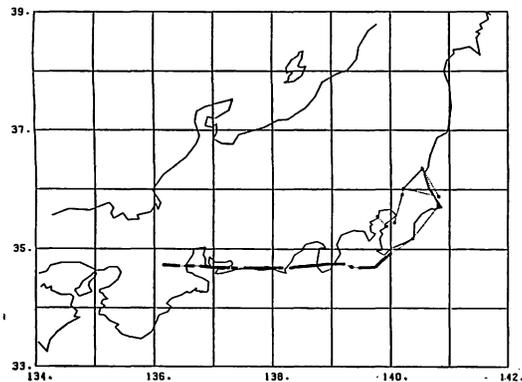
(5) 昭和55年7月12日の飛行経路

FLIGHT COURSE 1980Y 07M 14D



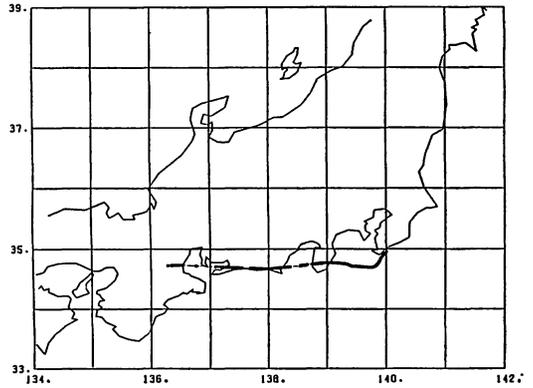
(6) 昭和55年7月14日の飛行経路

FLIGHT COURSE 1980Y 10M 20D-1



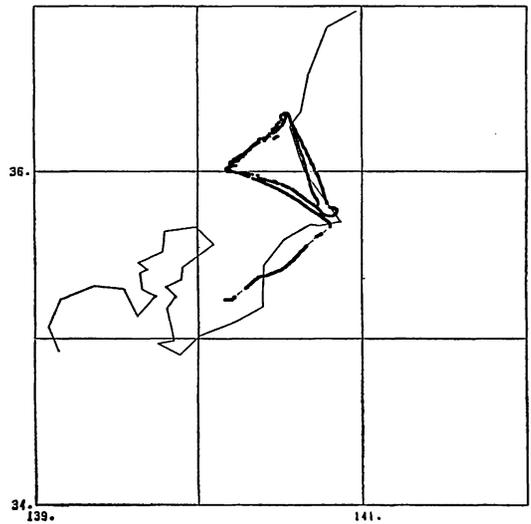
(7) 昭和55年10月20日の第一回目の飛行経路

FLIGHT COURSE 1980Y 10M 25D-1



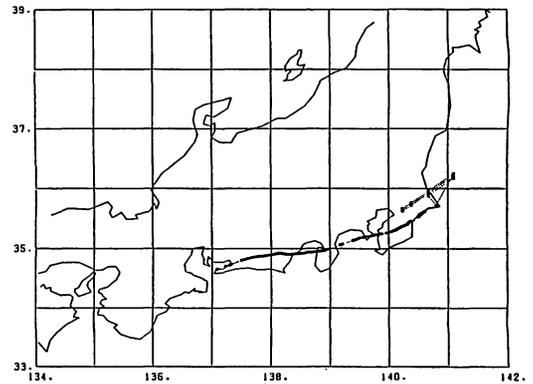
(8) 昭和55年10月25日の第一回目の飛行経路

FLIGHT COURSE 1980Y 10M 25D-2



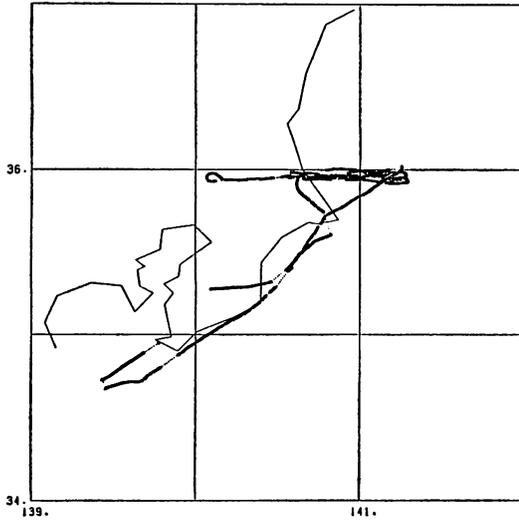
(9) 昭和55年10月25日の第一回目の飛行経路の続き  
(鹿島支所付近の飛行路を拡大したもの)

FLIGHT COURSE 1981Y 06M 13D



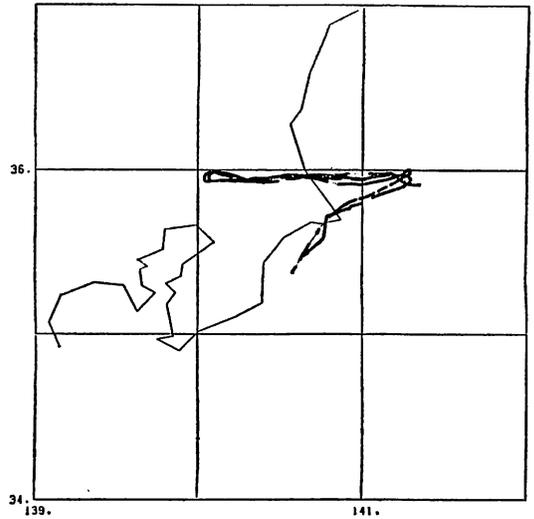
(10) 昭和56年6月13日の飛行経路

FLIGHT COURSE 1981Y 06M 15D



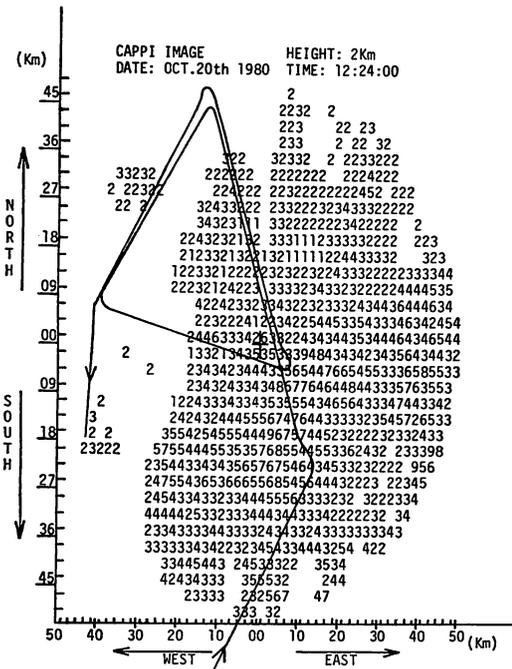
(1) 昭和56年6月15日の飛行経路（鹿島支所付近の飛行経路を拡大したもの）

FLIGHT COURSE 1981Y 06M 27D

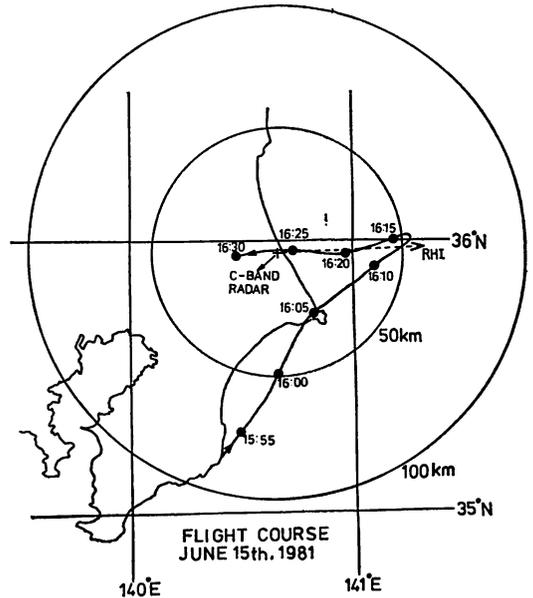


(2) 昭和56年6月27日の飛行経路（鹿島支所付近の飛行経路を拡大したもの）

第29図 磁気テープに記録されたロランC出力の緯度、経度データに基づいて地図上にプロットした代表的な飛行経路、太い実線で示されているのは、ロランCの受信機の受信状態が良く、正確な緯度、経度が受信できたことを意味する。一方細かい点線で示されているのは、受信不良により、緯線、経度が受信できなかった点に対応している。詳しい飛行経路の地名については、飛行日を基に第12表を参照されたい。



第30図 昭和55年10月20日の鹿島支所の地上5.3GHz帯降雨レーダとの同時観測において、高度2kmのCAPPi画像上に描かれた、ほぼ同時刻の飛行経路。

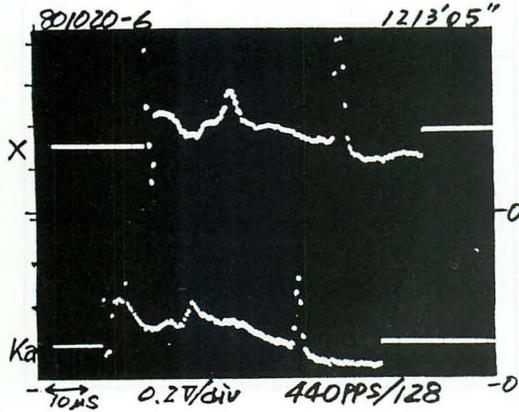


第31図 昭和56年6月15日の鹿島支所5.3GHz帯降雨レーダとの同時観測時の飛行経路の一部を時刻と共に示す。

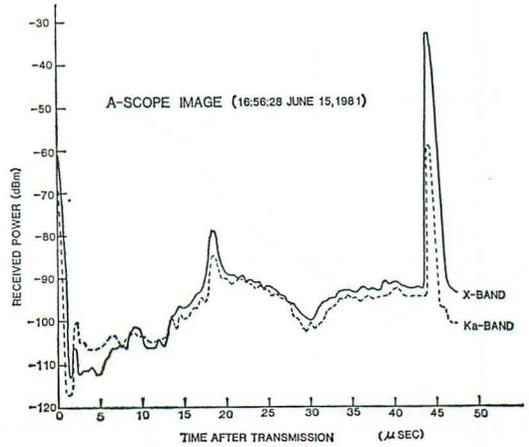
を用いて雨域散乱計/放射計システムによる擬似油汚染域の観測を行った。

更に、昭和60年5月に NASA ワロープス島に雨域散乱計/放射計システムを輸送し、NASA 航空機 P-3A

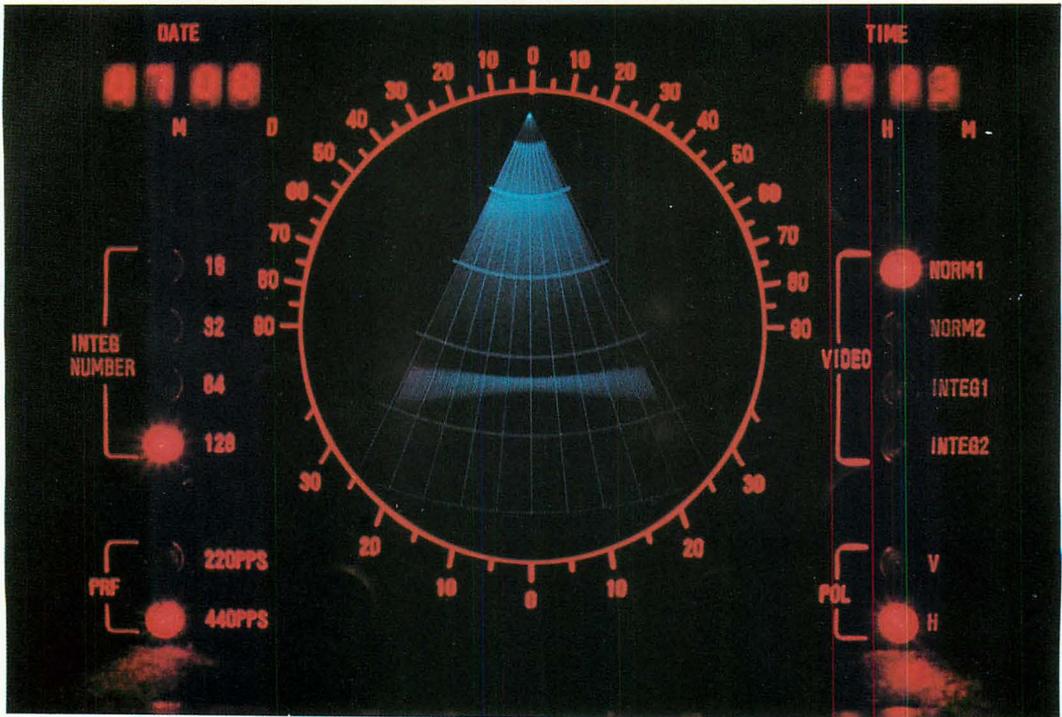
に搭載し、7月末から12月中旬に至るまで、較正実験、降雨観測実験を含めて約15時間程度の弱い雨を中心とした実験が行われた。同実験には、鹿島支所第一宇宙通信



第32図 機上A-スコープ例、10 GHz 帯 (Xと表示) 及び 34.5 GHz 帯 (Ka と表示) のクイックルック積分ビデオ映像を示す。(昭和55年10月20日、12時13分05秒)



第33図 機上A-スコープ画面の一例、横軸は、送信後の経過時間(μs)、縦軸は、受信電力(dBm)で、A/D 変換した後、平均化ヒットパルス数 128 で平均したものである。(昭和56年6月15日、16時56分28秒)



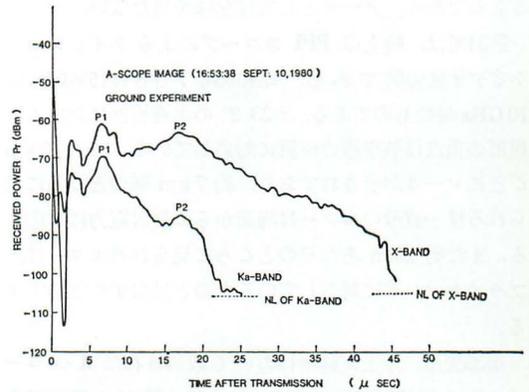
第34図 機上の PPI スコープによるクイックルックビデオ映像例、10 GHz 帯のもの、航空機の位置を頂点とする ±23.2° の走査範囲に対応した扇形の雨域の映像が得られている。(昭和55年7月8日、15時03分) のときのものであり、PPI スコープの接写カメラにより撮映したものである。頂点を中心に 2 km ごとに 10 km まで同心円状に等距離線がブラウン管上にひかれている。航空機から約 2 km のところに見られるエコーはブライツバンド、約 7 km 弱のところに見られる横一線のエコーは、海面からの受信電力に対応する。

研究室の中村健治主任研究官が共同実験者として、昭和60年2月以降参加している。同実験には、NASA P-3Aと共に、NOAA（アメリカ海洋大気庁）所有のXバンドドップラレーダ及びCバンド降雨レーダを搭載した航空機 P-3 も参加しており、同時に機上から降雨の観測を行っている。また、ワロプス島の地上の中心周波数 2.84 GHz のスパンダレーダも実験に参加している。同レーダは、出力 1 MW で直径 18.3 m のアンテナを持ち、トラッキングレーダと連動して、航空機を高速で追跡する能力を有する。

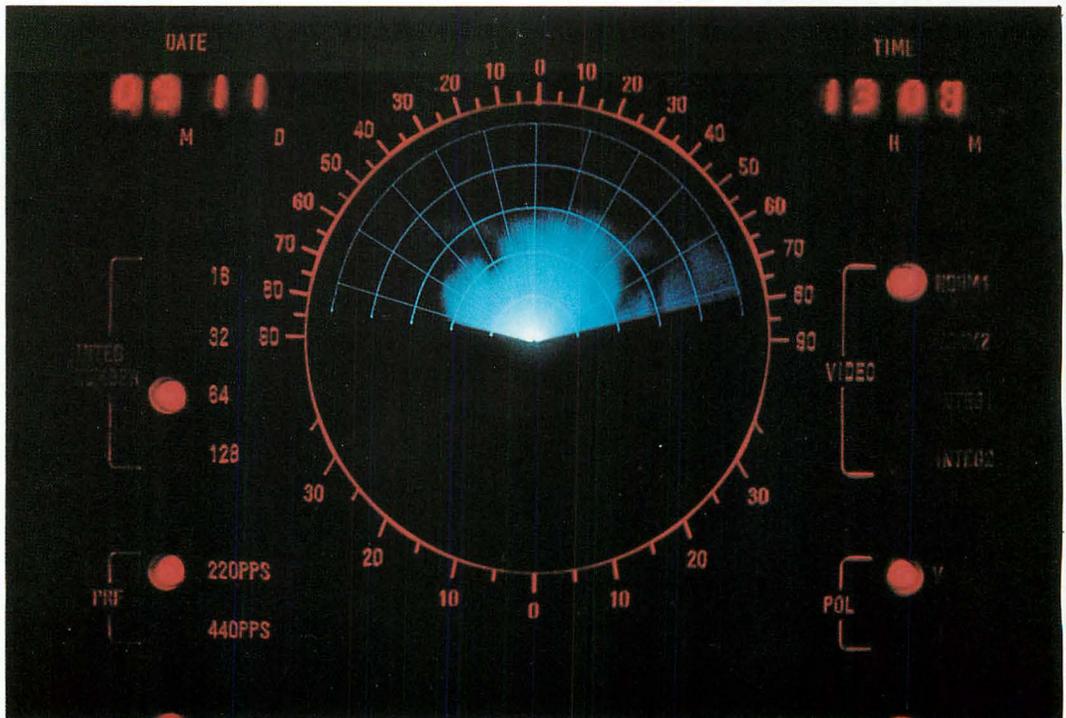
第32図は、機上のA-スコープが捕えた 10 GHz 帯 (Xと表示) 及び 34.5 GHz 帯 (Ka と表示) レーダのクイックルック積分ビデオ映像例を示す。(昭和55年10月20日12時13分05秒) 平均化ヒットパルス数は、128 発である。縦軸は受信電力に対応した電圧値、横軸は、送信後の時間 (航空機からの距離) を示す。横軸の送信後約 20  $\mu$ s (航空機から約 3 km) あたりに見られる極大値はブライトバンドからのエコーと考えられる。また送信後約 48  $\mu$ s (航空機から約 7.2 km) あたりのピークは、海面からの散乱エコーを示している。34.5 GHz 帯の海面からのエコーは、航空機と海面間の降雨による散

乱、吸収の結果、減衰を受けている。

第33図は、昭和56年6月15日16時56分28秒の飛行実験時のA-スコープ画像の一例である。横軸は、送信後の経過時刻、縦軸は受信電力で、A/D 変換し平均化ヒットパルス数 128 で平均したものである。送信後約 44  $\mu$ s



第35図 地上実験時において取得されたA-スコープ映像例、横軸は送信後の時間 ( $\mu$ s)、縦軸は受信電力 (dBm) を示す。(昭和55年9月10日、16時53分38秒のときのものです)



第36図 地上実験時の 10 GHz 帯の PPI スコープによる降雨域のクイックルック映像を示す。地上のレーダを頂点として  $\pm 77.3^\circ$  の走査範囲に対応した扇形の雨域の映像が得られている。PPI スコープの接写カメラにより撮映したものであり、頂点を中心に 2 km ごとのマークがひかかれている。(昭和55年9月11日13時08分のときのものです)

(距離に直すと約 6.6 km) のところにある最大のピークは、海面からのエコーである。また送信後約  $19 \mu\text{s}$  (距離に直すと約 2.85 km) のところにあるピークは、ブライトバンドを示しているものと思われる。したがってブライトバンドの高度は、約 3.75 km となる。図中の  $0 \sim 2.5 \mu\text{s}$  の領域は、送信パルス等の漏れ込みによるものであり、データとしては意味を持たない。

第34図は、機上の PPI スコープによるクイックルックビデオ映像例である。昭和55年7月8日15時03分の 10 GHz 帯のものである。 $\pm 23.2^\circ$  の走査範囲に対応する扇形の頂点は航空機の位置に対応している。また 2 km ごとにマーカが示されており、約 7 km 弱のところに見られる横一直線のエコーは海面からの受信電力に対応する。また約 2 km あたりのところに見られるエコーは、ブライトバンドに対応しているものと見なすことができる。

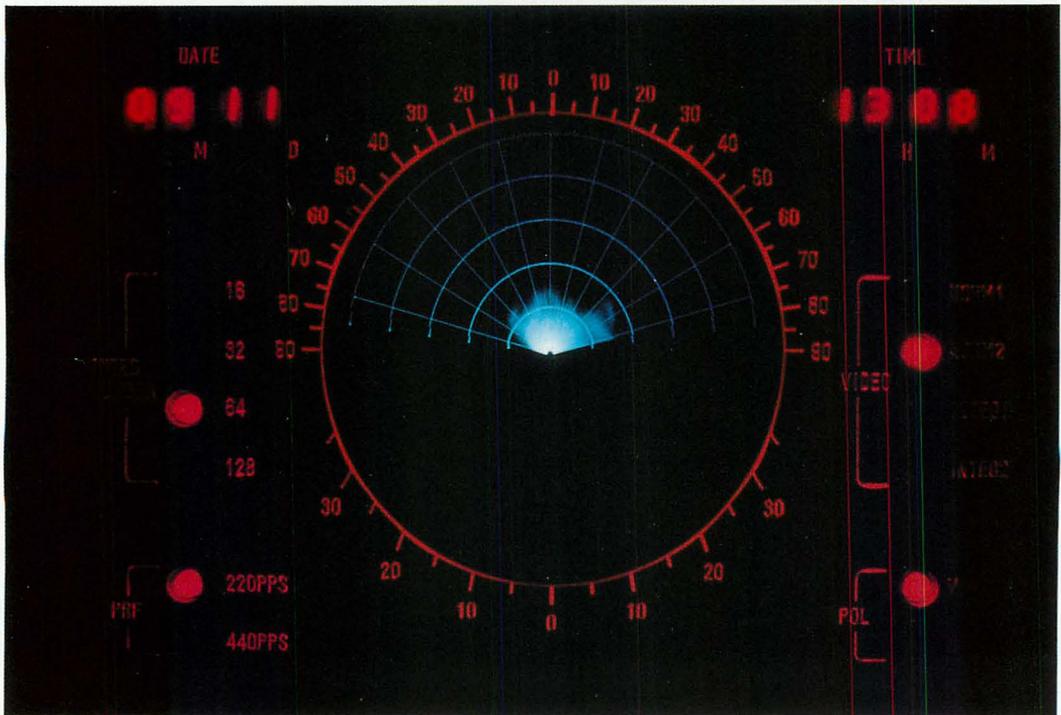
第35図は、地上実験時において取得された A-スコープ映像で (昭和55年9月10日16時53分38秒)、昭和55年10月の航空機実験のための地上での機器調整中に取得されたが、台風13号に伴う降雨の A-スコープ映像である。(2. のデータ処理解析ソフトウェアシステムの第19図(a)~(f)の連続写真を参照されたい)<sup>(19)</sup> 縦軸は、受信電力 (dBm)、横軸は、送信後の時間 ( $\mu\text{s}$ ) を意味する。

10 GHz 帯のエコーに比べ、34.5 GHz 帯のエコーは、第 2 番目のピーク P2 以降で急速に減少していることがわかる。

第36図、第37図は、それぞれ地上実験時の 10 GHz 帯及び 34.5 GHz 帯のクイックルック PPI スコープ映像を示す。昭和55年9月11日13時08分のときのものであり、地上の  $\pm 77.3^\circ$  の範囲のビデオ映像が示されている。二つの図を比較しても、10 GHz 帯のビデオ映像の方が約 6 km の遠くまでも伸びているが、34.5 GHz 帯のビデオ映像は約 2 km 程度しか伸びていないことがわかる。これらの原因の一つは、34.5 GHz 帯は降雨減衰により急激に受信電力が減衰するものと考えられる。

## 6. おわりに

我々が、航空機搭載用マイクロ波雨域散乱計/放射計システムの開発に着手した昭和53年の時点では、我が国では、航空機からの電波リモートセンサを用いたリモートセンシングは、民需においては、全く行われていなかった。また MSS (Multi-Spectral Scanner) 等の光センサを搭載した航空機実験が天候のよいときに、比較的低高度から行われるのに比べて、今回の実験は降雨を対象とするため、条件の悪い天候下で離着陸を行うこと等の条件を満たす航空機及び飛行場を見付けることが先決



第37図 地上実験時の 34.5 GHz 帯の PPI スコープによる降雨域のクイックルック映像を示す。他の条件は、第36図と同等である。

であった。

また光センサの場合、取得した画像データを基にして、データの場所の同定が比較的容易なことと比べて、今回の実験は、降雨や雲によって地表面が遮られた悪条件の下での観測であるため、航空機にはその位置情報、姿勢情報等を時々刻々与える補助装置を備え付けることが不可欠であった。また装置は航空機の振動、加速度、着陸時の衝撃に耐えるとともに、航空機自身の発する雑音によって機器が誤動作しないように工夫する必要があり、このため、事前に環境条件を計測するための数度の試験飛行が行われた。雨域散乱計/放射計システムが動作する環境条件については、第2表で示した。

デジタル磁気テープ装置は、高々度の飛行に耐え、航空機の旋回時等に生じる加速度によってテープがスリップしないものが選ばれた。実験では、ロランCデータの受信状況が悪く、緯度、経度データが欠落したり、機内暖房のために暖められて電源の保護回路が働き電源が落ちたり、導波管の加圧装置からの漏れ込みがあったりの予期しないトラブルも多かったが、マイクロ波リモートセンサを用いた航空機実験のための貴重な経験が得られた。

航空機搭載用のマイクロ波リモートセンサの代表は、合成開口レーダであろう。アメリカやカナダでは、航空機搭載の合成開口レーダが実験的にのみならず、航空機の持つ機動性を生かして、災害の実時間モニタ等の分野で活躍している。我が国では、民需の分野で航空機搭載用合成開口レーダは存在せず、外国から同センサを搭載した航空機を招き、実験データを収集しているのが現状である。雨域散乱計/放射計システムの開発と航空機実験の経験を生かし、電波研究所では、国立機関公害防止等試験研究費を用いて油污汚染監視用実開口レーダの開発を行っており<sup>(28)</sup>、<sup>(29)</sup>、昭和60年度末にはシステムが、ほぼ完成した。今後、我が国においても、更に進んだ航空機搭載用システムとして、合成開口レーダの開発と研究の推進が強く望まれる。

また、我が国における航空機実験や、日米共同降雨観測実験で取得したデータについては、今後解析を進め、日米の国際協力によって人工衛星搭載用の降雨レーダの開発に反映させたい。

## 謝 弁

航空機搭載用マイクロ波雨域散乱計/放射計システムの開発に当たり、御協力いただいた三菱電機株式会社、明星電気株式会社及び株式会社東芝の關係の皆様へ深く感謝いたします。また困難な航空機実験を行うに当たり、御協力いただきました昭和航空株式会社の皆様へ深

く感謝いたします。

## 参 考 文 献

- (1) K. Okamoto, T. Ojima, H. Masuko, S. Yoshikado, H. Inomata, and N. Fugono; "Airborne microwave sensors for remote sensing of precipitation", IAF-80, B-71, 31st Congress of International Astronautical Federation, Tokyo, Japan, pp. 16, 1980.
- (2) 岡本謙一, 尾嶋武之, 増子治信, 吉門 信, 猪股英行, 畚野信義; "雨域散乱計/放射計航空機搭載実験速報" 第59回電波研発予稿, pp. 62-80., 昭和55年11月.
- (3) H. Inomata, K. Okamoto, T. Ojima, H. Masuko, S. Yoshikado, and N. Fugono; "Remote sensing of rainfall rates using airborne microwave rain-scatterometer/radiometer", Proc. of the 15th International Symposium on Remote Sensing of Environment, pp. 781-792, 1981.
- (4) H. Masuko, K. Okamoto, S. Yoshikado, H. Inomata, T. Ojima, M. Fujita, and N. Fugono; "Application of the airborne microwave rain-scatterometer/radiometer system to the remote sensing of rains and wind vector measurements over the ocean", Proc. of the 7th Canadian Symposium on Remote Sensing, pp. 567-578, 1981.
- (5) S. Yoshikado, K. Okamoto, H. Masuko, and N. Fugono, K. Nakamura, J. Awaka, and H. Inomata; "Simultaneous observation of precipitation by the airborne microwave rain-scatterometer/radiometer and the ground-based weather radar system", Proc. of the 20th Conference on Radar Meteorology, pp. 287-294, 1981.
- (6) K. Okamoto, H. Masuko, S. Yoshikado, T. Ojima, H. Inomata, and N. Fugono; "Observation of rainfall rates by the airborne microwave rain-scatterometer/radiometer" Digest of the 1982 International Geoscience and Remote Sensing Symposium, pp. 4.1-4.5, 1982.
- (7) K. Okamoto, S. Yoshikado, H. Masuko, T. Ojima, and N. Fugono, K. Nakamura, J. Awaka and, H. Inomata; "Airborne microwave rain-scatterometer/radiometer", International Journal of Remote Sensing, 3, 3, pp. 277-294, 1982.
- (8) 岡本謙一, 尾嶋武之, 増子治信, 吉門 信, 猪股英

- 行, 畚野信義; “航空機搭載用マイクロ波雨域散乱計/放射計システムによる降雨のリモートセンシング”, 日本リモートセンシング学会誌, 2, 3, pp. 31-51, 1982.
- (9) 岡本謙一, 尾嶋武之, 吉門 信, 水津 武, 宮崎 茂; “人工衛星搭載用マイクロ波雨域散乱計によるリモートセンシング”, 第56回電波研究予稿, pp. 40-60, 昭和54年6月.
- (10) K. Okamoto, S. Miyazaki, and T. Ishida; “Remote sensing of precipitation by a satellite-borne microwave remote sensor”, *Acta Astronautica* 6, 9, pp. 1043-1060, 1979.
- (11) 郵政省電波研, 電波研仕, 第5321号; “衛星搭載用マイクロ波雨域散乱計設計仕様検討書”, 三菱電機株式会社, 昭和55年3月.
- (12) K. Okamoto, T. Ojima, S. Yoshikado, H. Masuko, H. Inomata, and N. Fugono  
T. Sakai, H. Okamura, and M. Tsudo; “System design and examination of spaceborne microwave rain-scatterometer” *Acta Astronautica*, 9, 12, pp. 713-721, 1982.
- (13) K. Okamoto; “Remote sensing of precipitation by weather radar system at space station”, *Proc. of the 21st Conference on Radar Meteorology*, pp. 263-269, 1983.
- (14) 岡本謙一, 高杉敏男; “宇宙基地計画, (2)宇宙基地設置用降雨レーダ”, 第65回電波研究予稿, pp. 106-116, 昭和58年11月.
- (15) 電波リモートセンサ (その1) マイクロ波雨域散乱計取扱説明書・完成図 (1/5-5/5) 三菱電機株式会社, 昭和55年3月.
- (16) 周波数の割当原則 (郵政省電波監理局, 昭和56年7月).
- (17) 小平信彦; “気象レーダと電子計測”, 電子計測1976年11月号, pp. 2-8, 1976.
- (18) 電波リモートセンサ (その1) マイクロ波放射計, 取扱説明書・完成図, 三菱電機株式会社・明星電気株式会社, 昭和55年3月.
- (19) 吉門 信, 岡本謙一, 尾嶋武之, 増子治信, 猪股英行, 畚野信義; “航空機搭載用マイクロ波雨域散乱計/放射計システムの開発と実験, 2. 実験データ処理, ソフトウェアシステム”, 電波季, 32, 163, pp. 87-105, 昭和61年6月.
- (20) 藤田正晴, 岡本謙一, 増子治信, 吉門 信, 中村健治; “航空機搭載用マイクロ波雨域散乱計/放射計システムの開発と実験, 3. 降雨観測実験とそのデータ処理”, 電波季, 32, 163, pp.107-125, 昭和61年6月.
- (21) H. Masuko, K. Okamoto, S. Yoshikado, and T. Takasugi, M. Shimada, H. Yamada, and S. Niwa; “Measurement of microwave backscattering signatures of the ocean surface using X-band and Ka-band airborne scatterometer, *Proc. of the 1984 International Geoscience and Remote Sensing Symposium* pp. 321-326, 1984.
- (22) 増子治信, 岡本謙一, 猪股英行, 島田正信, 山田弘善, 丹羽俊太郎; “海洋表面のマイクロ波散乱特性”, 第68回電波研究予稿, pp. 36-50, 昭和58年11月.
- (23) 増子治信, 岡本謙一, 猪股英行, 島田正信, 山田弘善, 丹羽俊太郎; “航空機搭載用マイクロ波雨域散乱計/放射計システムの開発と実験, 4. 海面散乱実験”, 電波季, 32, 163, pp.127-138, 昭和61年6月.
- (24) 中村健治, 猪股英行, 阿波加 純, 岡本謙一, 高杉敏男; “多周波レーダによる降雨の同時観測”, 第65回電波研究予稿, pp. 36-50, 昭和58年11月.
- (25) K. Nakamura, J. Awaka, T. Kozu, and H. Inomata, K. Okamoto, S. Yoshikado, H. Masuko, and T. Shinozuka; “Simultaneous rain observation by C-, X-, Ku-, and Ka-band radars”, *Proc. of the 21st Conference on Radar Meteorology*, pp. 213-220, 1983.
- (26) K. Nakamura, H. Inomata, and J. Awaka, K. Okamoto, and T. Takasugi; “Polarization diversity measurement by X-band and Ka-band radar”, *Proc. of the 22nd Conference on Radar Meteorology*, pp. 374-377, 1984.
- (27) K. Nakamura, H. Inomata, and J. Awaka, K. Okamoto, and T. Takasugi; “Influence of rain-drop size distribution on X-band and Ka-band dual-wavelength radar” *Proc. of the 22nd Conference on Radar Meteorology*, pp. 400-404, 1984.
- (28) 猪股英行, 増子治信, 吉門 信, 藤田正晴; “実開口映像レーダの開発について”, 第10回リモートセンシングシンポジウム予稿集, pp. 143-146, 昭和59年.
- (29) 猪股英行, 増子治信, 藤田正晴, 梅原俊彦; “実開口レーダの開発について——第2報——”, 第11回リモートセンシングシンポジウム予稿集, pp. 45-48, 昭和60年.