

## 衛星通信用高利得航空機搭載アンテナ

平良 真一\*<sup>1</sup> 大森 慎吾\*<sup>1</sup> 田中 正人\*<sup>2</sup>

(平成元年11月20日受理)

### HIGH GAIN AIRBORNE ANTENNA FOR SATELLITE COMMUNICATIONS

By

Shinichi TAIRA, Shingo OHMORI, and Masato TANAKA

In the present time, aeronautical communications depends on the HF band except near airports where the VHF band can be used. Aeronautical satellite communications has been studied by many organizations to realize high quality and reliable communications. An airborne antenna is a key function in introducing satellite communication systems.

Communications Research Laboratory studied and developed a high gain airborne antenna for satellite communications for the first time in the world. This antenna was installed on a commercial jet aircraft and tested on a transoceanic flight routes. In this paper the characteristics of the antenna and its experimental results are discussed.

#### 1. はじめに

現在の航空機の通信はその内容の大部分が航空交通管制や業務通信である。公衆通信サービスとしては地上システムを利用した電話サービスがあるものの、ほぼ陸上部分に限られており、国際線のような世界的規模での運用は行なわれていない。また洋上等の遠距離の通信においては短波帯の電波が使用されており、伝搬による不安定さ、狭帯域性、回線数の制約などによって、低品質、混信、不通といった多くの問題をかかえている。こういった現状を打破するため通信の広域性、通信の安定性という特徴を持つ衛星通信の導入が期待されている。

航空用通信に衛星通信を取り入れるには航空機地球局の開発が、とりわけアンテナ部の開発が重要になる。アンテナ部は小型、軽量であることは勿論のこと、機外に設置されるために、電気性能のみでなく機械特性、耐空性能、搭載性能等に厳しい条件が課せられている。

郵政省通信総合研究所では公衆航空衛星通信の実現を目標にして航空機地球局の研究開発を進め<sup>(1)~(3)</sup>、航空機搭載用の高利得アンテナの開発に成功した。このアンテナは、技術試験衛星5型(ETS-V)を用いた移動体衛

星通信実験(EMSS)<sup>(4)</sup>用に開発し、商用の航空機に搭載した太平洋上での飛行実験<sup>(5)</sup>に用いられたものである。本論文ではこの航空機搭載アンテナの諸特性について述べる。

#### 2. システム要求条件

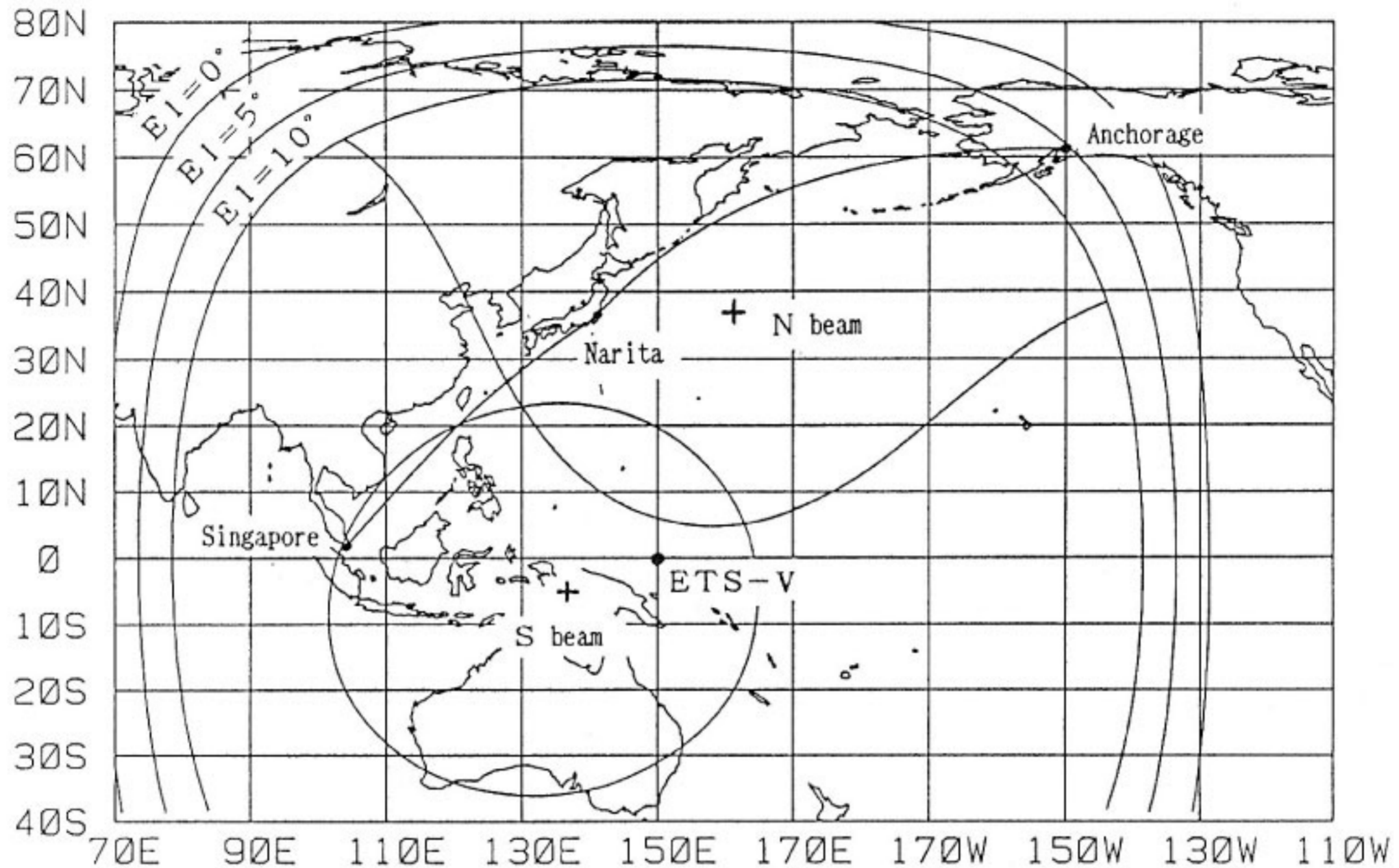
ETS-Vは東経150度の静止軌道上にある静止衛星である。EMSS実験の要となる基地局は通信総合研究所鹿島宇宙通信センター(茨城県鹿島町)内に設置した鹿島地球局である。また使用する周波数は、衛星と基地局間が6/5GHz(Cバンド)、衛星と移動体との間が1.6/1.5GHz(Lバンド)であり、ETS-VのLバンドアンテナは北太平洋を照射する北ビームと南西太平洋を照射する南ビームの2ビーム構成となっている<sup>(4)</sup>。

航空機実験は成田-アンカレッジ及び成田-シンガポール間の国際定期路線上で行なわれ、航空機としては日本航空(株)所有のボーイング747型貨物機が使用された。第1図に衛星のLバンドアンテナの照射域及び航空機の航路を示す。

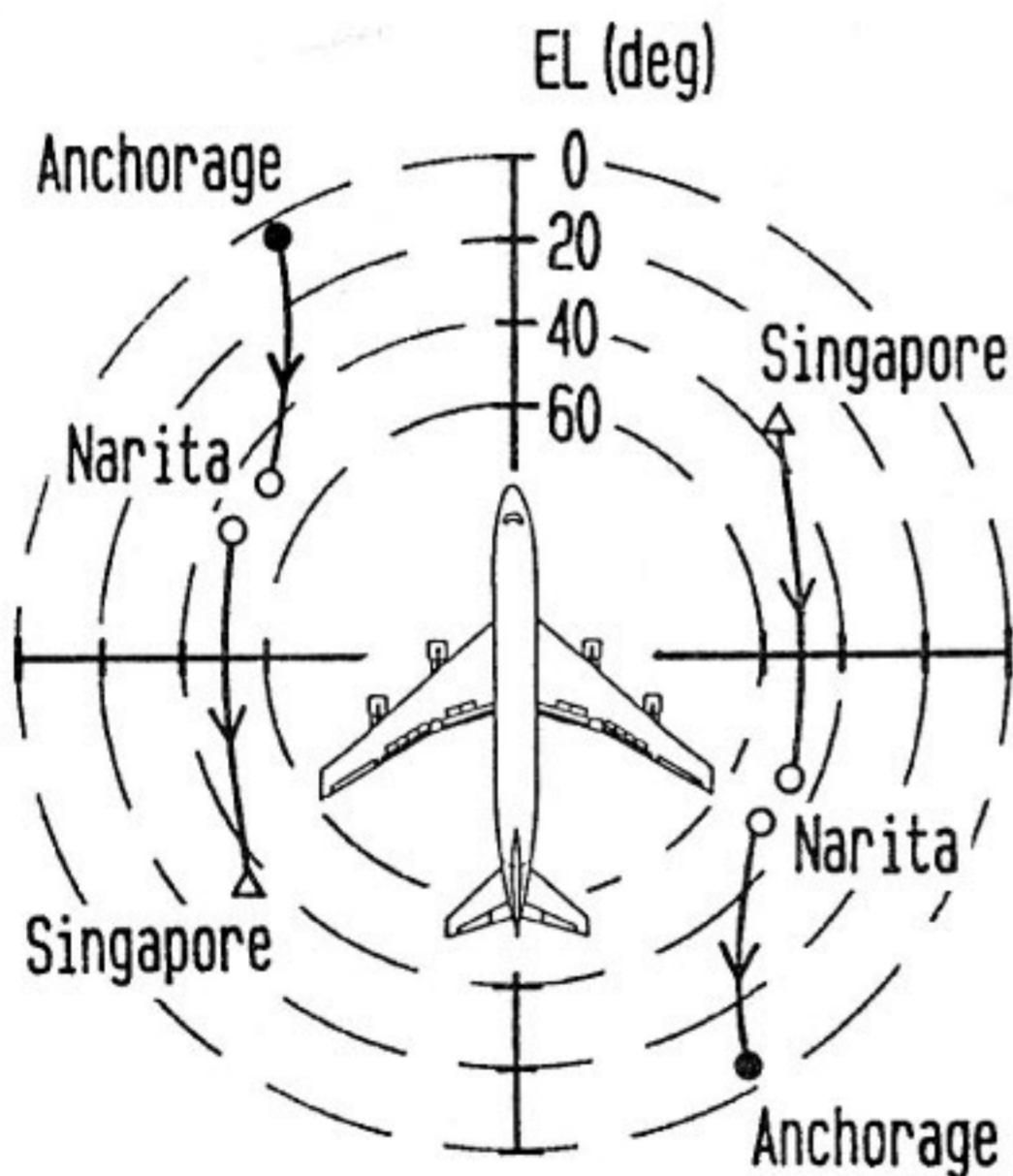
航空機側のアンテナシステムに要求されている事項は大別すると3点ある。第1に、必要とされるアンテナの覆域の問題、第2に、搭載位置、搭載空間並びに搭載重量といった機体への搭載性の問題、そして第3に使用環

\*<sup>1</sup> 鹿島宇宙通信センター 第二宇宙通信研究室

\*<sup>2</sup> 宇宙開発事業団



第1図 衛星のLバンドアンテナ照射域と航空機実験航路



第2図 要求されるアンテナ覆域

境（耐空性能）の問題である。

航路を大圏コースと仮定すると、飛行実験で求められているアンテナに必要な覆域は第2図に示されるような範囲であり、アンテナは方位角方向に左右それぞれ約100度の範囲を、また仰角方向に約45度の範囲をカバー

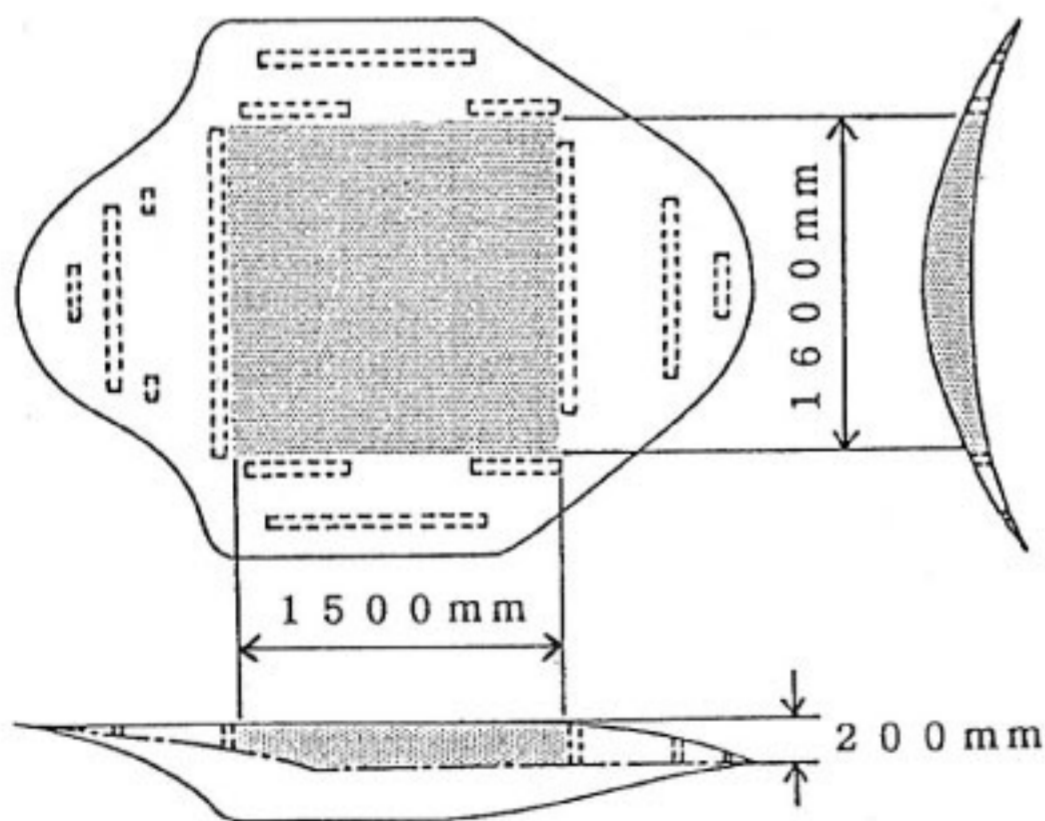
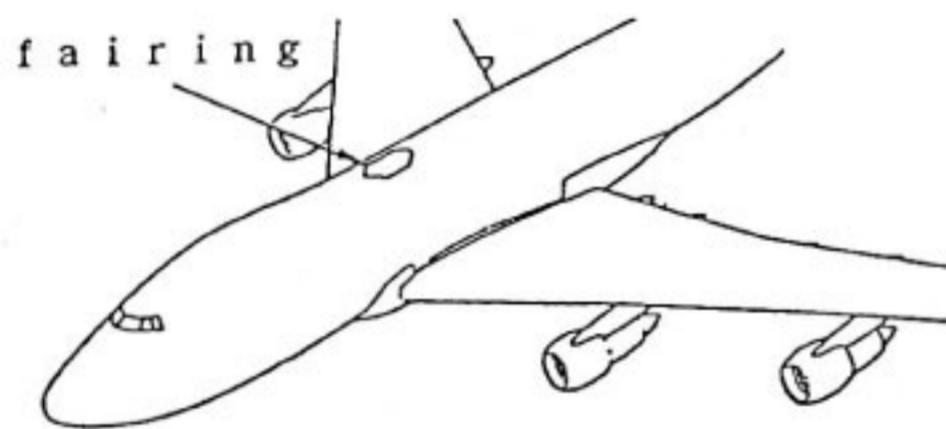
しなければならない。本実験での音声通信回線には、信号対雑音電力密度比 ( $C/N_0$ ) で 48 dBHz 以上が必要であるが<sup>(1)</sup>、最も厳しい回線は衛星から航空機、船舶といった移動体への下り回線であるため、移動地球局には高い受信性能指数 ( $G/T$ ) が求められている。第1表に  $G/T = -13.7$  dBK とした場合の回線設計の例を示す。フォワードリンクは鹿島地球局から衛星を介した航空機への回線、リターンリンクは逆に航空機から鹿島地球局への回線である。衛星のLバンドアンテナのパターン<sup>(2)</sup>を考慮すると、 $C/N_0 \geq 48$  dBHz を満足するには、実験航路上において  $G/T \geq -14$  dBK を満たす必要がある。

アンテナの設置位置は航空機の第3図に示される所で、ここにはフェアリングと呼ばれる特殊なレドームが用意されている。本実験では機体の改造を行なわないことを条件にしたため、既存の設置空間を利用することにした。第3図にはフェアリング部分の拡大図も示しており、図で網目の部分が可能な設置空間である。また搭載可能重量は機体の安全性から 20 kg 以下である。

機外に設置される装置の使用環境条件はかなり苛酷なものである。航空機搭載用の電子機器に関してはあらかじめ定められたカテゴリーに従って試験<sup>(7)</sup>を行ない、審査に合格することが要求される。これによると、機外装置には、例えば温度条件として、 $-55^{\circ}\text{C}$  から  $+70^{\circ}\text{C}$  の

第1表 回線設計例

フォーワードリンク						リターンリンク					
項目	N中心	成田	アノカレッジ	S中心	シンガポール	項目	N中心	成田	アノカレッジ	S中心	シンガポール
鹿島局送信EIRP (dBW)	60.2	60.2	60.2	60.2	60.2	航空機地球局 送信機出力 (dBW)	20.8	20.8	20.8	20.8	20.8
伝搬損失 (dB)	199.6	199.6	199.6	199.6	199.6	回路損失 (dB)	5.0	5.0	5.0	5.0	5.0
衛星受信G/T (dBK)	-8.1	-8.1	-8.1	-8.1	-8.1	アンテナ利得(dBi)	14.0	14.0	14.0	14.0	14.0
上り回線C/No(dBHz)	81.1	81.1	81.1	81.1	81.1	送信EIRP (dBW)	29.8	29.8	29.8	29.8	29.8
衛星送信EIRP (dBW)	28.8	27.2	27.1	27.4	22.5	レドーム損失(dB)	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
伝搬損失 (dB)	187.8	187.8	188.6	187.5	187.9	伝搬損失 (dB)	188.3	188.3	189.2	188.0	188.5
航空機地球局 レドーム損失 (dB)	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	衛星受信G/T(dBK)	-2.8	-4.6	-4.8	-3.3	-9.0
アンテナ利得 (dBi)	14.0	14.0	14.0	14.0	14.0	上り回線C/No(dBHz)	67.2	65.4	64.4	67.0	60.8
回路損失 (dB)	2.5	2.5	2.5	2.5	2.5	衛星送信EIRP (dBW)	9.2	7.4	6.3	8.7	2.5
システム雑音 (K)	330.0	330.0	330.0	330.0	330.0	伝搬損失 (dB)	198.4	198.4	198.4	198.4	198.4
受信G/T (dBK)	-13.7	-13.7	-13.7	-13.7	-13.7	鹿島局受信G/T(dBK)	32.7	32.7	32.7	32.7	32.7
下り回線C/No(dBHz)	55.9	54.3	53.3	54.8	49.3	下り回線C/No(dBHz)	72.0	70.2	69.2	71.5	65.3
総合C/No (dBHz)	55.8	54.3	53.3	54.8	49.3	総合C/No (dBHz)	66.0	64.2	63.1	65.7	59.5
所要C/No (dBHz)	48.0	48.0	48.0	48.0	48.0	所要C/No (dBHz)	48.0	48.0	48.0	48.0	48.0
マージン (dB)	7.8	6.3	5.3	5.3	1.3	マージン (dB)	18.0	16.2	15.1	17.7	11.5



第3図 搭載位置と搭載空間

間で動作すること、高度条件として、航空機の動作最高高度までに相当する気圧状態中で動作すること、また振動条件としては周波数 5 Hz から 2 kHz までの、最大重力加速度が 3G となるような振動を加えた状態で動作すること等、この他にも湿度試験、強度試験、電磁環境

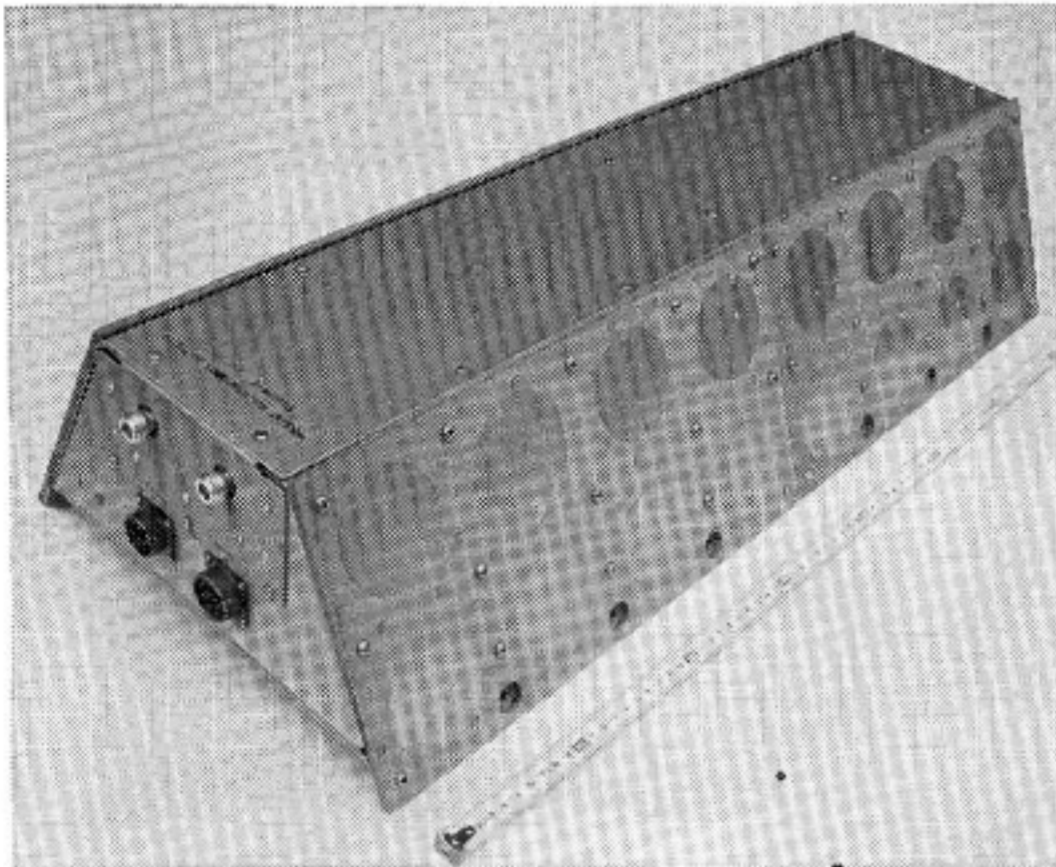
試験など数項目にわたって細かな規定が定められており、船舶や自動車等に比べて厳しい搭載条件となっている。

### 3. 航空機搭載アンテナの構成

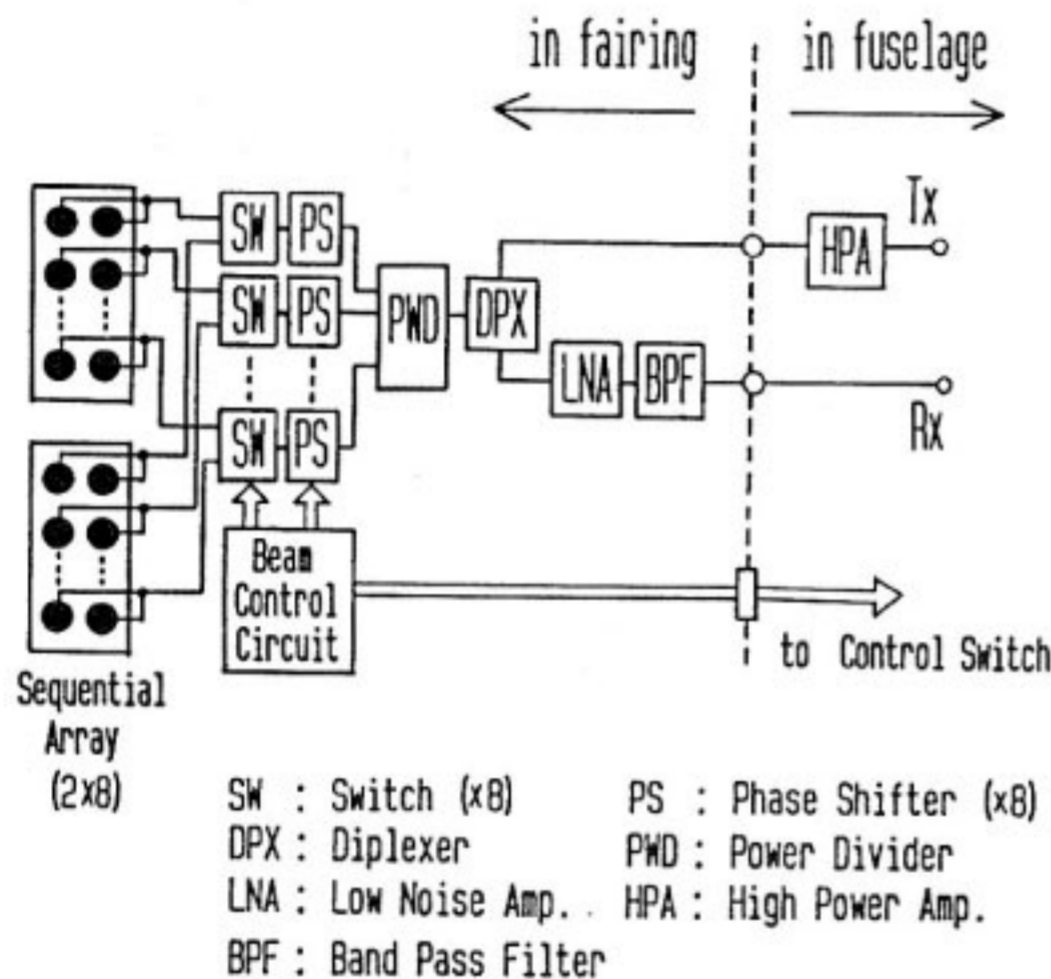
限られた搭載空間、特に高さ方向にわずか 20 cm という条件下で高利得アンテナを実現するには、薄形アンテナを素子とする配列型で、各素子に励振する位相量を制御することによりビーム走査を行ない衛星を追尾するフェーズドアレーアンテナが最適である。また素子としては耐空性能の観点から薄形、軽量で十分な機械的強度のあるマイクロストリップアンテナを採用することとした。しかしマイクロストリップアンテナは使用可能な周波数帯域が一般に狭いという欠点をもっている。帯域を広くするには低誘電率で厚みのある基板を用いると良いが、同一の周波数で設計すると基板の誘電率が低く厚みがあるほど素子自体の大きさが増加するという性質を持っているため<sup>(9)</sup>限られた空間では多素子配列ができず高利得化が難しい。そこで誘電率が高く、薄い基板を用いて多素子配列とし、狭帯域の問題に対してはアレーを“シーケンシャルアレー方式<sup>(9)</sup>”にすることでその解決を図った。

第4図に開発した航空機搭載アンテナの写真を、第5図にその構成図を、また第2表に主要諸元を示す。

広範囲にわたる覆域で高利得とするためアレーアンテナを2組用意し、航空機の往路と復路で切り換えて使用する方式とした。アンテナの素子配列は、搭載空間の制



第4図 航空機搭載アンテナ



第5図 アンテナシステム構成図

限により仰角方向に2個とし、方位角方向には所要利得と重量制限を考慮に入れて8個とした。ブロードなパターンとなる仰角方向は約45度の覆域をカバーすれば良いことから無追尾とし、仰角方向に配列された2素子には同一の移相器を接続することで必要とされる移相器の数を最小限の8個にして軽量化をはかっている。またアレー面は実験航路上で最適の衛星仰角が得られるよう水平面より65度だけ傾けて装着した。

アンテナ素子は VSWR 特性を良好にするために、送受信の2周波で共振するような縮退分離素子を付加した背面1点給電円形マイクロストリップアンテナ<sup>(10)</sup>を用いた。縮退分離素子は円偏波発生の機能も果たすが、付加する縮退分離素子の大きさに関しては円偏波アンテナとしての作動条件<sup>(8)</sup>と送受信の2周波共振条件とが一般に異なるため、このままでは軸比特性が良くない。しか

第2表 主要諸元

周波数	受信：1545 MHz—1548 MHz 送信：1647 MHz—1650 MHz
偏波	左旋円偏波 (IEEE 基準)
利得	受信：14.7 dBi (ビーム非走査時) 送信：13.5 dBi (ビーム非走査時)
G/T	-10.8 dBK (ビーム非走査時)
アンテナ素子	1点給電円形パッチマイクロストリップ
アレー形式	2行8列シーケンシャルフェイズドアレー
基板誘電体	ガラスクロスステフロン ( $\epsilon_r=2.6$ )
軸比	2.0 dB 以下 (ビーム非走査時)
VSWR	1.4 以下 (ビーム非走査時)
追尾方式	ステップトラック方式
ビーム走査分解能	4度
移相器	4ビットデジタル 8個
重量	18kg
寸法	760×320×180 mm

しシーケンシャルアレーにより広帯域化と共に軸比特性の改善も成されている。

アンテナビームはボアサイト方向より±60度、すなわち機首方向より+30度～+150度及び-150度～-30度の範囲で走査でき、その走査ステップ幅は4度である。移相器には4ビットのデジタル方式のものを用いており、位相変化は22.5度ステップで行なわれる。アンテナ素子間隔は0.5λ (λは自由空間波長) とし60度走査した場合にもグレーティングローブが発生しないようにしている。

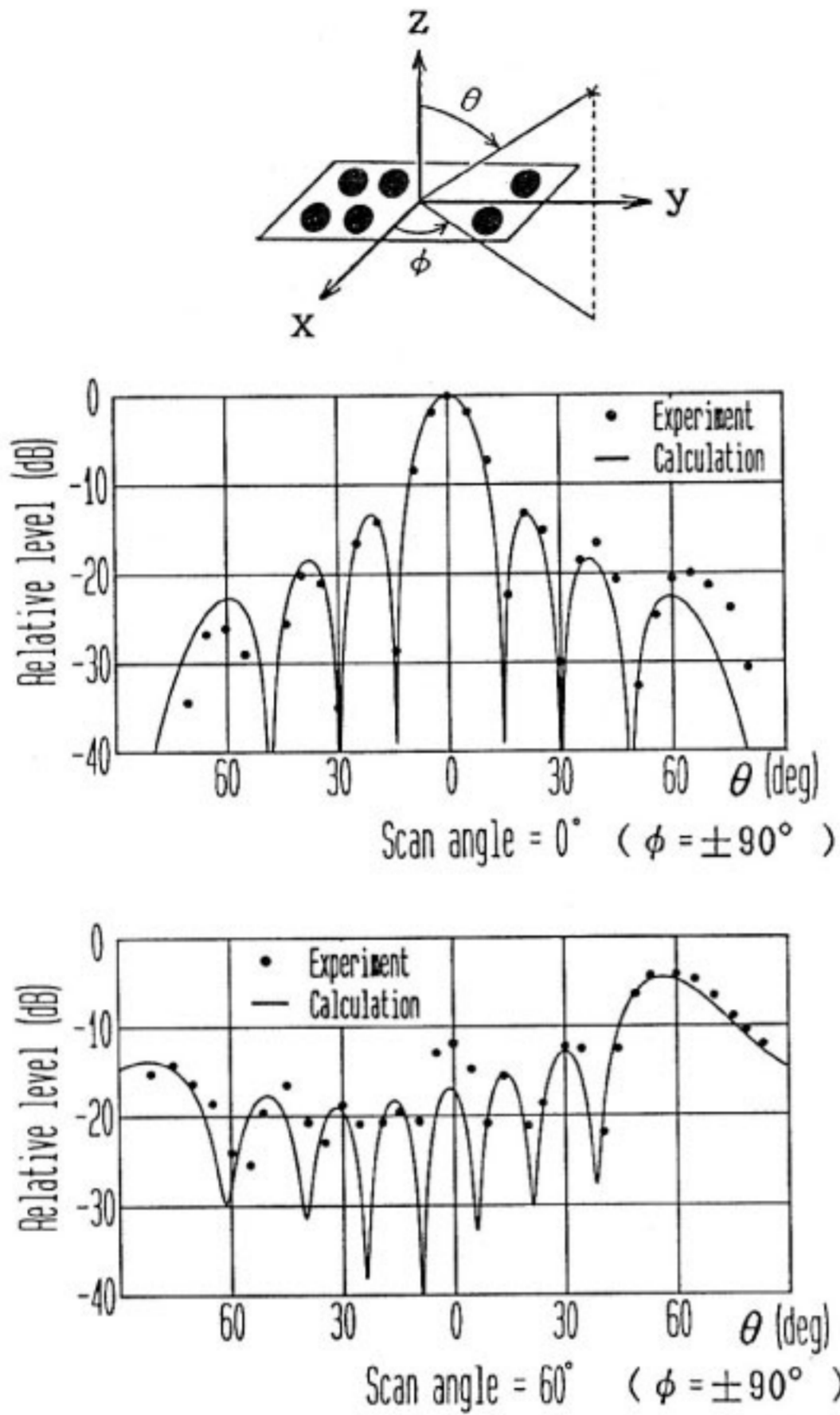
また、低雑音増幅器 (LNA) をダイプレクサと共にアンテナ内部へ組み込むことにより給電系のロスを小さくし、アンテナの G/T を高くしている。

#### 4. 特性と評価

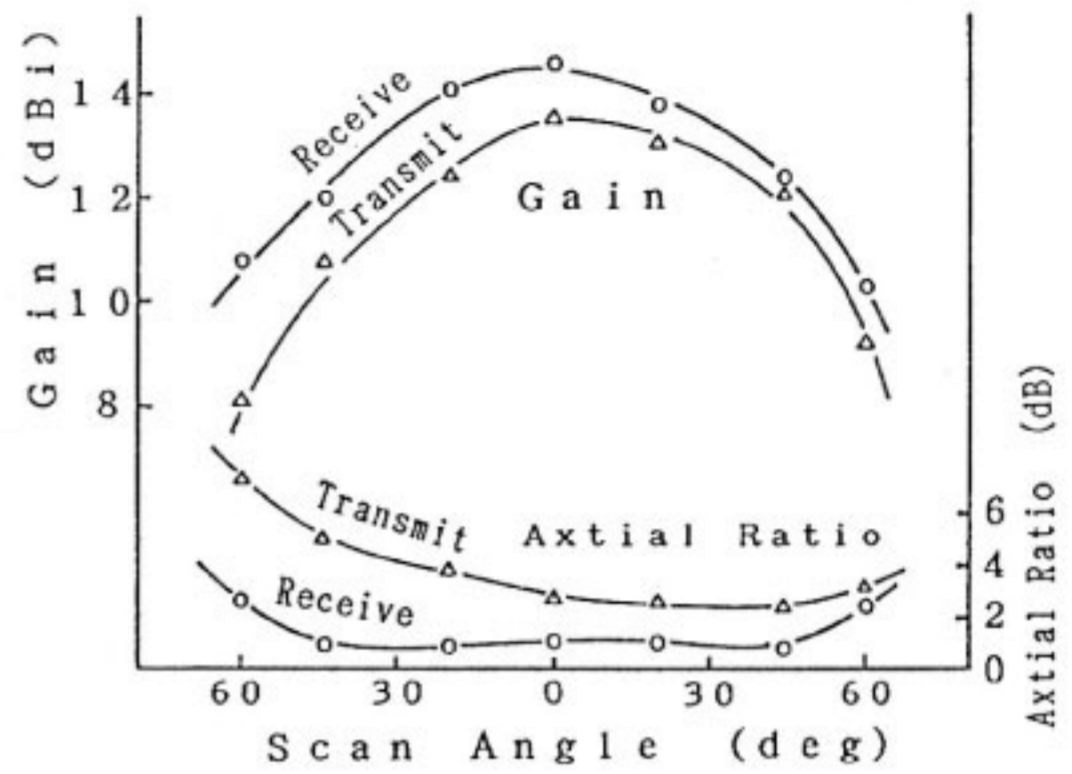
##### 4.1 基本特性

アンテナパターン、ビーム走査角度に対する軸比及び利得特性、VSWRの周波数特性をそれぞれ第6図、第7図、第8図に示す。

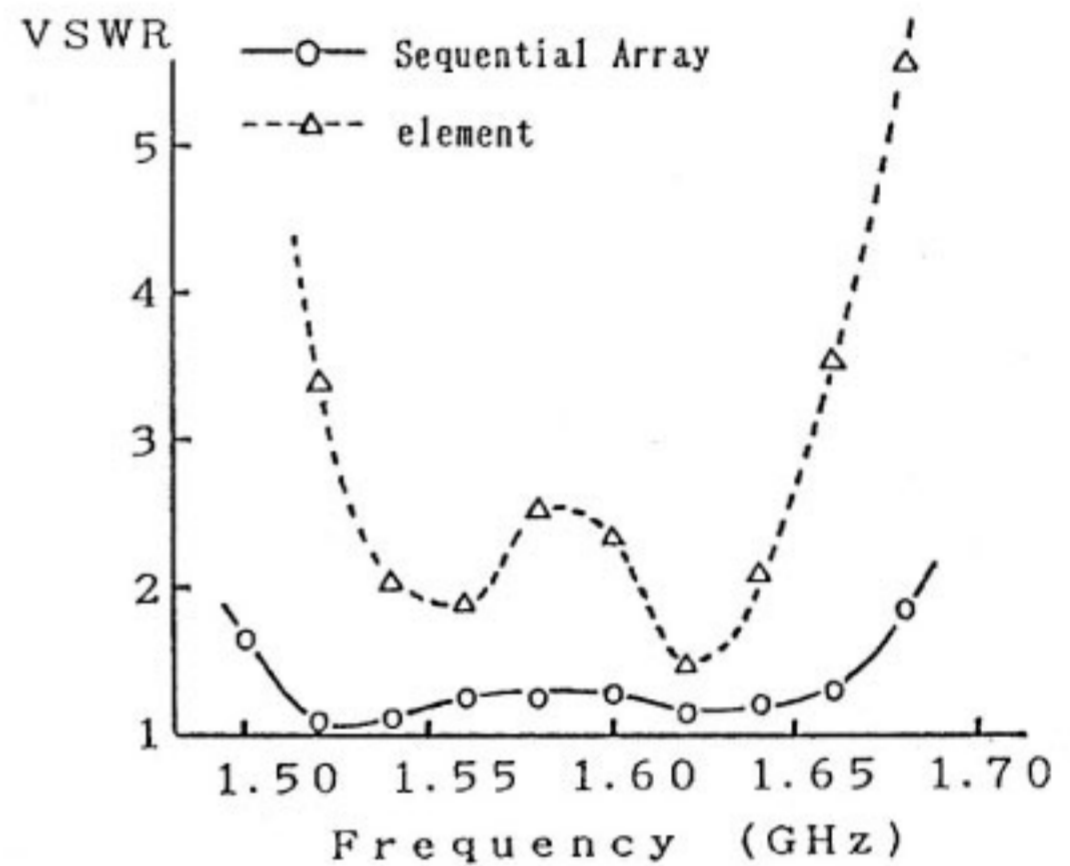
アンテナパターンはビーム非走査の場合とビームを60度走査した場合の正旋成分の受信パターン例で、黒丸印が実測値、実線がマイクロストリップアンテナ単体におけるパターンの理論式<sup>(11)</sup>に指向性係数を乗じて求めた設計値である。両者は第2サイドローブあたり迄良く一致しており、素子間の相互結合や基板のエッジ効果等は無視できる。また、素子間隔を0.5λとしているため、60度走査した場合にもグレーティングローブの発生はな



第6図 放射パターン



第7図 利得及び軸比特性



第8図 VSWR 特性

第3表 環境試験結果

試験項目	VSWR 最大変化量	測定環境状態
低温試験	0.23	-55°C
高温試験	0.33	+70°C
高度試験	0.10	90 mmHg (高度約 15000 m に相当)
湿度試験	0.21	50°C, 湿度 95% 以上
振動試験	0.05	重力加速度 3G

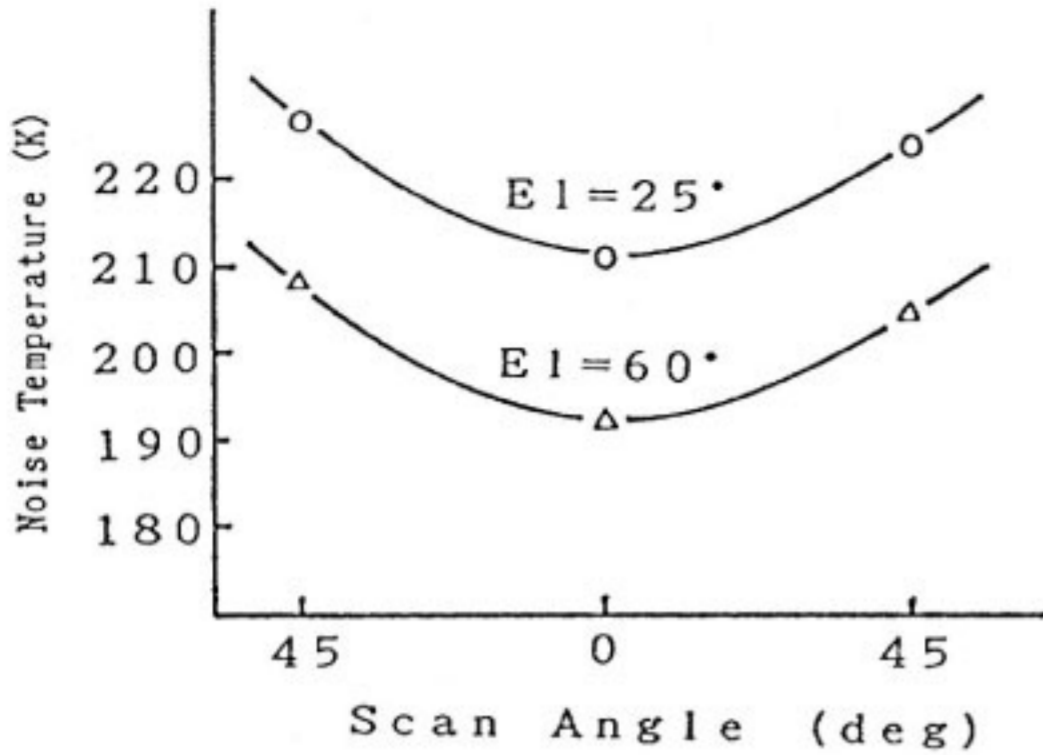
い。

利得は第5図の構成図におけるダイプレクサのアンテナ側端子での値であり、移相器、スイッチ等の損失が含まれたものである。図からわかるように走査角度60度で約 3~5 dB の利得低下が生じる。軸比はビーム非走査時のボアサイト方向で 3 dB 以内におさまっているが、同方向のマイクロストリップアンテナ単体における軸比は受信時で 5.2 dB、送信時で 9.5 dB (実測値) とかなり大きな値となっておりシーケンシャルアレー構成によって大幅な改善がなされていることがわかる。

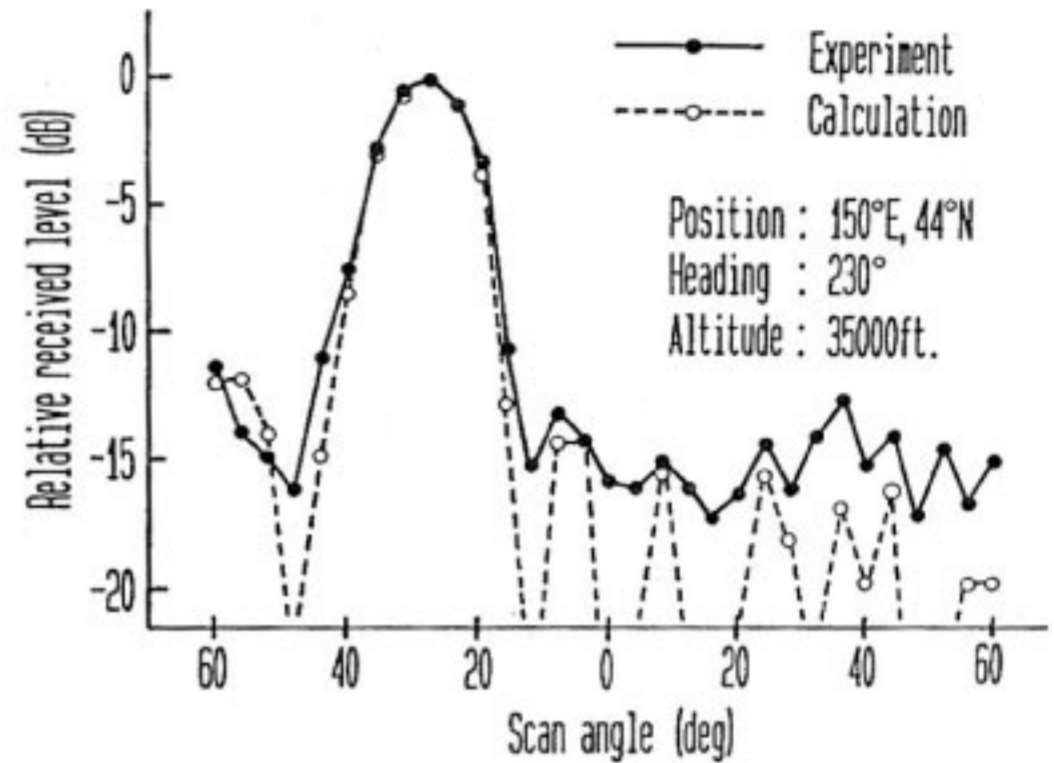
第8図はアレーアンテナ及びマイクロストリップアンテナ素子単体の VSWR 特性を示している。アンテナ素子は縮退分離素子の効果により送受信周波数付近で共振しているが、シーケンシャルアレーにすることでさらに特性が改善され、広帯域化が実現されていることがわかる。

環境試験において放射パターンや利得等の基本特性を評価するのは非常に困難であるため、VSWR 特性を測定することによってその評価を行なった。結果の一部を

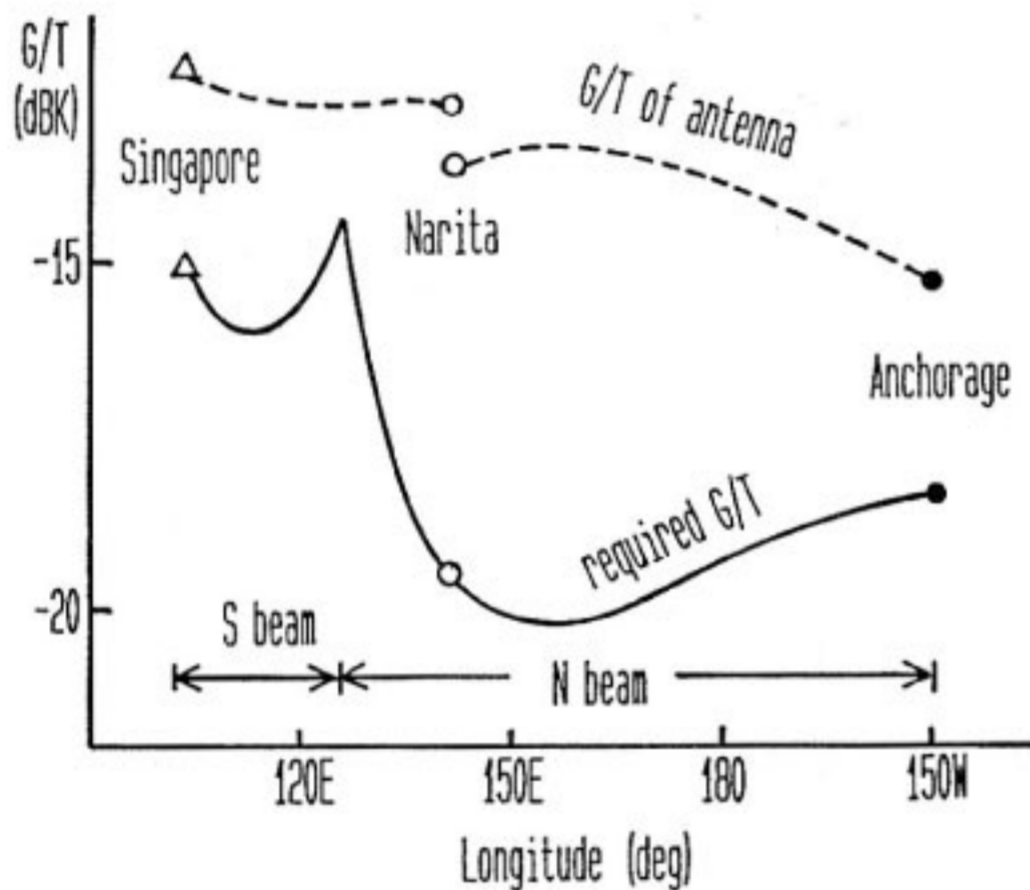
第3表に掲げる。表右欄は試験環境条件を示している。機器の特性に変化を与える大きな環境要因としては温度変化があげられる。アレーに用いた基板であるガラスクロステフロン誘電率は -55°C から +70°C の温度変化に対して 2.57~2.61 の変化をする。この変化に伴う給電点でのインピーダンス変化は約 1 パーセントと計算され、アレー自体の温度による影響はほとんどない。したがって、移相器や電力分配器等の温度による特性変化



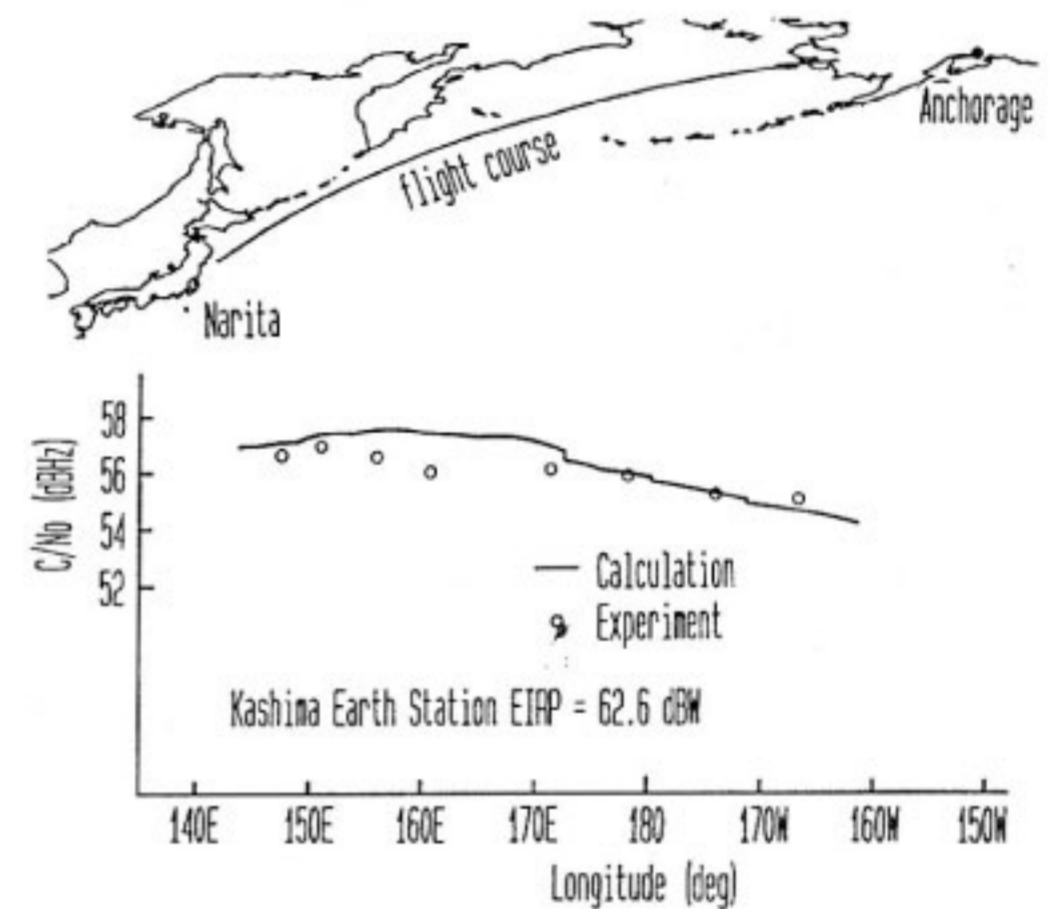
第9図 雑音温度特性



第11図 ビーム走査による受信レベル変動



第10図 所要G/TとアンテナG/T



第12図 成田—アンカレッジ線における受信C/No

が主な要因であると考えられる。湿度試験における変化量も50°Cという高温での測定条件の影響が大きな要因あると思われる。また、移相器やスイッチの切り換え部はすべて半導体スイッチで、機械的可動部がないことから振動に対する変化はほとんどない。

4.2 等価雑音温度と性能指数

要求されている性能指数の評価にはアンテナの等価雑音温度が必要であるためその測定を行なった。測定にはYファクタ法<sup>(12)</sup>を用いた。第9図に測定結果を示す。測定はビームを走査しない場合と±44度走査した場合について行なった。第9図におけるパラメータE1はE1=25°がアンテナのボアサイト方向が仰角25の状態、すなわちアンテナを水平においた状態、同様にE1=60°はボアサイト方向の仰角が60度となるようにアンテナを傾けた状態であることを示している。ビームを走査すると雑音温度が上昇しているが、これは、ビーム走査に伴って、移相器の回路損失が増加する、走査されたビームではメインビームの最大放射方向の仰角が低くなると共に

ビーム幅が広がるためにその分多くの地表雑音を受信する等の原因によるものである。

利得及び雑音温度の測定結果より航路上でのG/Tを計算すると第10図の点線のようになる。実線は本実験での典型的な回線設計(基地局EIRP=60.2 dBW)での所要G/Tであり、この両者の差は回線マージンとほぼ一致する値となる。したがって成田—アンカレッジ間では3~7 dBの、成田—シンガポール間では1.5~7 dBのマージンを有するフォーワードリンクの回線設定ができることがわかる。

4.3 航空機実験

航空機実験は昭和62年11月に開始され、成田—アンカレッジ線を中心に計24回実施され、各種のデータを取得した<sup>(5)</sup>。

第11図に飛行中に実施したアンテナパターン測定結果及び計算結果を示す。ただし、このパターン測定は通常の場合のようにアンテナを動かすのではなく、逆にビームを切り換えてレベル変動を測定した結果である。な

お、測定レベルが  $-16$  dB 付近より低くならないのは測定限界でありここが雑音レベルと一致するためである。また、第12図には成田-アンカレッジ線における受信  $C/N_0$  の実測値と回線計算値を示している。この回線計算値は航空機の実際の飛行ルートに従って、その時の最適ビームでの値を計算したものであり、途中、計算値に不連続点が存在するのは、この地点が航空機のターニングポイントであるためである。実測値とのずれは  $1.5$  dB 以内におさまっており、良く一致している。

以上の結果より、アンテナパターンそして絶対受信レベル共にほぼ期待された値が得られており飛行中におけるアンテナの性能は地上で得られた測定結果とほぼ同じであることが確認された。

#### 4.4 今後の課題

今回の航空機搭載用アンテナにおいては、機体を改造しないという大きな制約条件のもとに既存の設備であるフェアリングを利用することを前提にその検討を行なったが、システムの実用化を考えると、搭載場所、アンテナ形状等の搭載条件は異なったものになる。しかし、航空機用としては空気抵抗の観点から平面アンテナを用いたコンフォーマル型のアレーアンテナとするのが最良であると考えられ、基本的な電氣的及び機械的特性としては本アンテナの研究結果が反映されるであろう。

フェーズドアレーアンテナの場合に特に重要であると思われるのは覆域の問題である。例えば  $-13$  dBK を所要  $G/T$  と規定すると今回のアンテナでこれを満足する領域は、航空機を中心とした上半球の40パーセント程度に過ぎない。理想的には全方向で要求条件を満たすのが望ましいが、コンフォーマル型のアレーアンテナの場合にはかなり困難であり、複数のアレーアンテナを機体に装着する、使用する航路や航路上で通信を要求される領域等を考慮して最適な設計をする等の措置を施す必要がある。

次に考えるべき事項はアンテナの搭載位置である。設置場所としては胴体部が有力であるが、機体の構造を考慮しながら空気抵抗やアンテナの覆域等を含めた検討が必要であろう。

このほか、船舶衛星通信で検討されているようにアンテナによるフェージング対策<sup>(13)(14)</sup>も今後考えるべき事項であると思われる。

## 5. む す び

航空衛星通信システムの実現においては航空機搭載アンテナが非常に重要であることを示し、開発した航空機搭載アンテナの諸特性について述べた。本アンテナはアンテナ素子にマイクロストリップアンテナを用いたフェ

ーズドアレーアンテナで、アレー構成にシーケンシャルアレー方式を採用して低軸比、広帯域化をはかり、高利得で小型、軽量のアンテナを実現している。また、航空機搭載機器に要求される厳しい耐空性能を満足すると共に苛酷な環境条件下においても十分な電氣的特性を得た。本アンテナは与えられた制約条件のもとに検討されたものであり、実用化のためには搭載の凡用性等を考慮しなければならない。しかし、実際に大型民間航空機へ搭載し、フェーズドアレーアンテナの航空衛星通信での有用性を実証したという点で、研究成果の意義は大きなものであるといえる。今後は本成果をもとにより実用に近いアンテナの研究開発に主眼が置かれると思われる。

なお、このアンテナと基本的に同じアンテナがインマルサットを用いた航空衛星通信実験<sup>(15)</sup>においても用いられており、本実験での研究成果が実用化へと1歩近づいた形で直接反映されている。

## 謝 辞

本研究は、ETS-V/EMSS 実験実施本部、同実験実施センターが推進する実験計画に基づく成果である。実験に参加された本部、センター員に感謝する。また、航空機への搭載等において御協力頂いた東洋通信機<sup>(株)</sup>及び日本航空<sup>(株)</sup>の関係各位に感謝いたします。

## 参 考 文 献

- (1) 大森, 長谷, 小坂, 石沢, 井家上, 田中, “EMSS 用航空機地球局”, 信学技報, SANE85-32 (1985-10).
- (2) 田中, 手代木, “衛星通信用航空機搭載フェーズドアレーアンテナの検討”, 信学技報, AP84-60 (1984-09).
- (3) 平良, 大森, 田中, “EMSS 用航空機搭載アンテナの特性”, 昭62信学総全大, 2345.
- (4) “技術試験衛星 V 型を用いた移動体衛星通信実験システム (ETS-V/EMSS)”, 電波季, 34, Special issue 6, March 1988
- (5) 若菜, 平良, 門脇, 川又, 大森, 長谷, “ETS-V/EMSS 航空機実験”, 1989信学春全大, B-244.
- (6) 近藤, 山田, 玉井, 赤石, “技術試験衛星 V 型搭載用 Lバンドアンテナの開発”, 昭61信学総全大, 688.
- (7) RTCA Do-160A, 「Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Electronic/Electrical Equipment and Instrument」.
- (8) 羽石操, “マイクロストリップ円偏波アンテナに関する研究”, 東京工大博士学位論文 (昭57-08)
- (9) 手代木, 中條, 田中, 伊藤, 小室, “シーケンシャル円偏波アレーアンテナ”, 信学技報, AP83-57 (1983)

- 08).
- (10) 多賀登喜雄, “移動通信用2周波共用円形マイクロストリップアンテナ”, 信学論(B), J65-B, 6, pp. 777-784 (昭57-06).
  - (11) Anders G. Derneryd, “Analysis of the Microstrip Disk Antenna Element”, IEEE Trans. Antenna & Propag., AP-27, 5, pp. 660-664 (Sep. 1979).
  - (12) 電子情報通信学会編, “アンテナ工学ハンドブック” (昭55-10)
  - (13) S. Ohmori, et. al., “Characteristics of sea reflection fading in maritime satellite communications”, IEEE, Trans. Antenna and Propagat., AP-33, vol. 8, pp. 838-845, 1985
  - (14) Y. Karasawa, M. Yasunaga, S. Nomoto, and T. Shiokawa, “On-board experiments on L-band multipath fading and its reduction by use of the polarization shaping method”, Trans. IECE Japan, E69, 2, pp. 124-131, 1986
  - (15) 井出, 鈴木, 斎藤, 飯塚, “インマルサット航空衛星通信実験の結果報告—伝搬特性と音声品質試験結果について—”, 信学技報, SAT 88-11 (1988-07)

