

ETS-V 衛星を用いた航空衛星通信実験

大森 慎吾*¹ 長谷 良裕*¹ 若菜 弘充*¹

平良 真一*¹ 井出 俊行*²

(平成元年11月20日受理)

EXPERIMENTS ON AERONAUTICAL SATELLITE COMMUNICATIONS USING ETS-V

By

Shingo OHMORI, Yoshihiro HASE, Hiromitsu WAKANA,
Shinichi TAIRA, and Toshiyuki IDE

Aeronautical satellite communication systems have been studied in many countries and by many organizations for the early introduction of the system to provide high quality and reliable communication services. The authors are performing experiments on aeronautical satellite communications, which are the first experiment in the world using a commercial jet aircraft over the transoceanic flight routes. The satellite is the ETS-V, which was launched on the geostationary orbit of 150°E.

Characteristics of an airborne antenna are found to be the most important function, which is closely related to such factors as the G/T, effects of fading, beam scanning errors and so on. This paper describes the results of fading, Bit Error Rates, channel interference and other important results.

1. 序 論

安全運航、緊急時の連絡及び効率的運航等の面から航空機に対する衛星通信の早期導入への期待が高まっている。旧態依然とした非効率、低品質の短波通信に依存している現在の航空通信の抜本的改善のために衛星通信の導入は必然的帰結と言える。しかし、多くの技術的課題に加え、需要予測の面から世界的な導入にまでは至らなかったが、この2～3年で世界情勢は大きく変化し、世界各国で実用化を目指し研究開発が進められている⁽¹⁾⁽²⁾。

郵政省通信総合研究所では、世界に先駆けて航空機搭載衛星通信用アンテナ及び通信機器を研究開発し、商用の航空機に搭載し太平洋上での通信実験を行った。衛星は昭和62年8月に打ち上げられた技術試験衛星5型(ETS-V, 東経150度の静止軌道上)を用いている。本論文は、航空機地球局の概要と現在までに得られている実験成果について述べる。

2. システム要求条件

本実験に用いた周波数は、衛星と基地局(郵政省通信総合研究所鹿島宇宙通信センターに設置)間が6/5 GHz帯、衛星と航空機間が1.6/1.5 GHz帯で左旋円偏波である。実験に用いた変復調器(MODEM)、音声符号復号化器(CODEC)、誤り訂正方式(FEC)及び各々の通信回線に必要な信号波対雑音電力比(C/N₀)を第1表に示す。C/N₀が50 dBHz程度得られれば本実験に必要な衛星回線が設定できる。これら、衛星と基地局の能力と、実験に用いる通信方式の所要C/N₀から航空機地球局の送信電力(EIRP)と受信能力(G/T)が決定される。第2表に回線設計の一例を示す。表から明らかなように、本実験システムの場合衛星から航空機への回線が最も条件が厳しい。

回線設計は、衛星能力、システム要求等の条件に依存し、この結果があらゆる航空衛星通信システムに言えるわけではないが、高利得なビーム走査型のアンテナが要求される航空衛星通信システムの場合には、ビーム走査に伴う利得の劣化等のため、広い覆域で十分なアンテナ利得を得ることが非常に困難であり、衛星から航空機へ

*¹ 鹿島宇宙通信センター 第二宇宙通信研究室

*² 宇宙通信部 移動体通信研究室

第1表 実験に用いた通信方式及び所要回線品質

モ デ ム	FEC	コーデック	内容	所要 BER	所要 C/N ₀
MSK 24 kbit/s	無	CADM 24 kbit/s	音声	2×10^{-2}	48.0 dB·Hz
	有 R=2/3 K=7 軟判定	CADM 16 kbit/s ADM 16 kbit/s	音声 音声	1×10^{-4} 1×10^{-4}	47.9 dB·Hz 47.9 dB·Hz
MSK 16 kbit/s	無	CADM 16 kbit/s	音声	2×10^{-2}	46.2 dB·Hz
		ADM 16 kbit/s	音声	2×10^{-2}	46.2 dB·Hz
NBFM			音声	S/N > 20 dB	50.0 dB·Hz
BPSK 4.8 kbit/s	無		データ	1×10^{-4}	46.6 dB·Hz

MSK : Minimum Shift Keying
BPSK : Binary Phase Shift Keying
NBFM : Narrow Band FM

ADM : Adaptive Delta Modulation
CADM : Composite ADM

第2表 回線設計

(a) 基地局→航空機 (アンカレッジ)

基地局 EIRP/CH	57.0 dBW
伝搬損失 (6 GHz)	199.0 dB
衛星 G/T	-8.2 dBK
上り回線 C/N ₀	78.0 dBHz
衛星 EIRP/CH	18.6 dBW
伝搬損失 (1.5 GHz)	188.5 dB
航空機地球 G/T	-11.0 dBK
局下り回線 C/N ₀	51.5 dBHz
総合 C/N ₀	51.5 dBHz

(b) 航空機 (アンカレッジ)→基地局

航空機地球局 EIRP	29.0 dBW
伝搬損失 (1.6 GHz)	189.0 dB
衛星 G/T	-10.5 dBK
上り回線 C/N ₀	57.8 dBHz
衛星 EIRP/CH	-1.6 dBW
伝搬損失 (5 GHz)	198.2 dB
基地局 G/T	32.7 dBK
下り回線 C/N ₀	63.6 dBHz
総合 C/N ₀	56.8 dBHz

の回線品質が全システム回線品質を決める大きな要因となる。従って航空衛星通信システムにおいて、航空機地球局の受信能力 (G/T)、すなわち搭載アンテナの特性が非常に重要な要因となる。本実験システムにおいては、航空機地球局の最良の G/T が -11.0 dBK の場合、総合 C/N₀ が 51.5 dBHz となり、回線要求条件を満たすが、後に述べるように総てのアンテナ覆域で G/T = -11.0 dBK を満たすことは困難である。本システムの場合には実験が目的のため、基地局の EIRP を最大

65 dBW まで高めることにより航空機 G/T の 4 dB 程度の劣化を補償している。なお衛星及び基地局の諸元は文献(3)に詳しい。

航空機の飛行経路として、商用航空路の中から成田—アンカレッジ間及び成田—シンガポール間を選んだ。第1図に実験航空路を示す。前者の航路を選んだ理由は、アンカレッジにおける衛星仰角が約5度であるからである。衛星仰角が低くなると信号の伝搬路長が長くなり大気吸収減衰、自由空間伝搬損失が増大するだけでなく、特に移動体衛星通信の場合には海面や地表等からの反射によるフェージングが顕著となり回線条件が厳しくなる。従って、衛星仰角が 5~10° となる低仰角での実験は航空衛星通信システムの研究開発に大きな意味を持つものである。

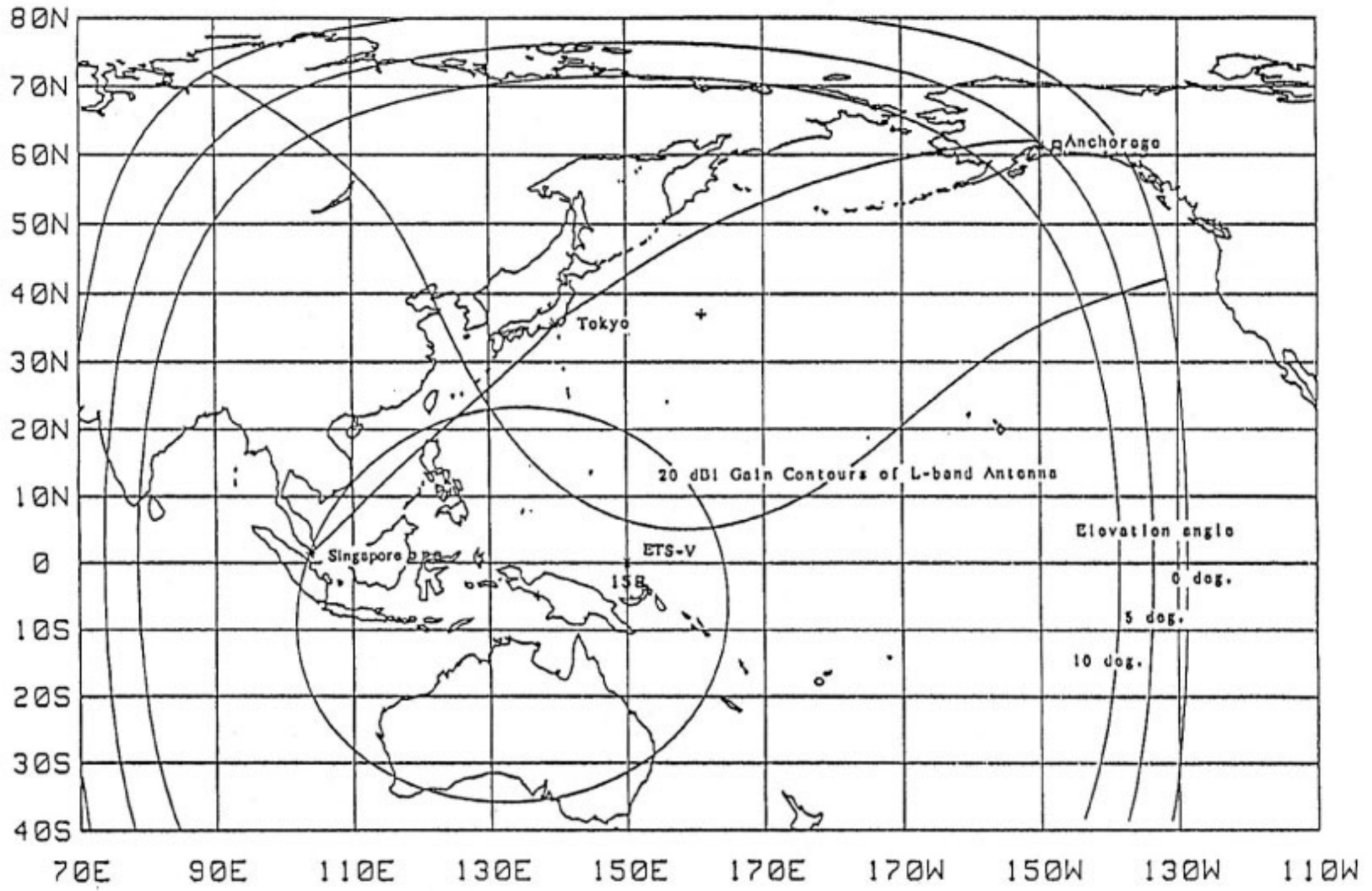
航空機が大圏コースを飛行した場合の ETS-V 衛星の仰角及び方位角の変化を第2図に示す。成田—アンカレッジ間で方位角変化は機軸に垂直方向を0度とすると約40度から60度、仰角は5度から50度程度変化する。同様に成田—シンガポール間だと方位角は-20度から40度、仰角は約40度から約50度まで変化する。アンカレッジに加えてシンガポールが選ばれた理由は、成田—アンカレッジ間では得られないアンテナ覆域が得られるからである。

このように、本実験に用いられる航空機搭載アンテナには機軸に垂直方向から±60度程度の覆域を要求されることがわかる。一方、仰角については方位角ほどの覆域が要求されないこともわかる。

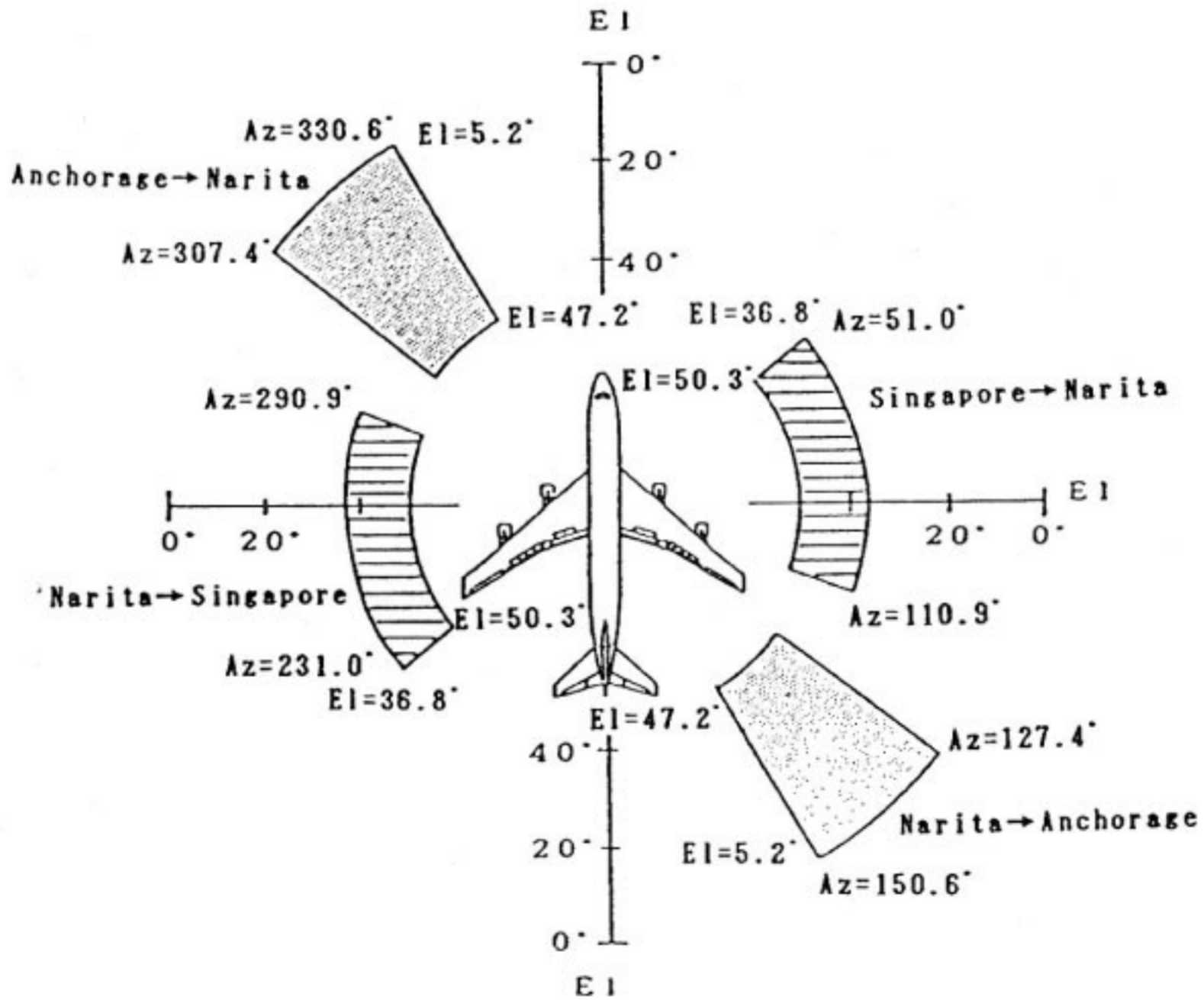
3. 航空機地球局の構成及び特性

3.1 全体の構成

航空機地球局は機外に設置されるアンテナ系と、機内に設置される端局系から構成されている。機内部は3台のラックから成り、通信機器、アンテナ制御部、データ



第1図 実験航路 (商用航空路の一部)



第2図 実験航路で要求されるアンテナ覆域

収集処理部及び電源部等が収容されている。第3図に航空機への搭載の概略を示す。

アンテナを含め搭載機器には安全面から商用の航空機への搭載条件として温度、湿度、振動、加速度試験等の苛酷な耐空性能⁽⁴⁾が要求される。本航空機地球局はこの耐空性能を満足することは勿論、これら苛酷な条件下においても要求される電気特性が劣化しない事を確認している⁽⁶⁾。

第4図に機体上部に取り付けられたアンテナの写真を示す。写真にはないが、アンテナはレドームで覆われる。

3.2 アンテナ系の構成及び特性

前章で示したように、航空衛星通信システムにおいて総合的な回線品質を決定する最大要因は航空機地球局のG/Tである。すなわち、航空機搭載アンテナはシステム全体の中で最も重要で研究開発要素の大きな部分と言える。

本搭載アンテナの詳細は文献(5)を参照されたい。しかし、本実験結果の検討に搭載アンテナの特性評価は不可欠であるので簡単に述べる。

実用化段階では、アンテナは必要な電気特性と機体への搭載要件から求められる物理的条件を考慮してその形状、搭載場所が決定されるべきものである。しかし本実験は、機体の改造を行わないことを条件にアンテナの搭載を行ったため、設置空間や重量等の物理的制約を大きく受けた。

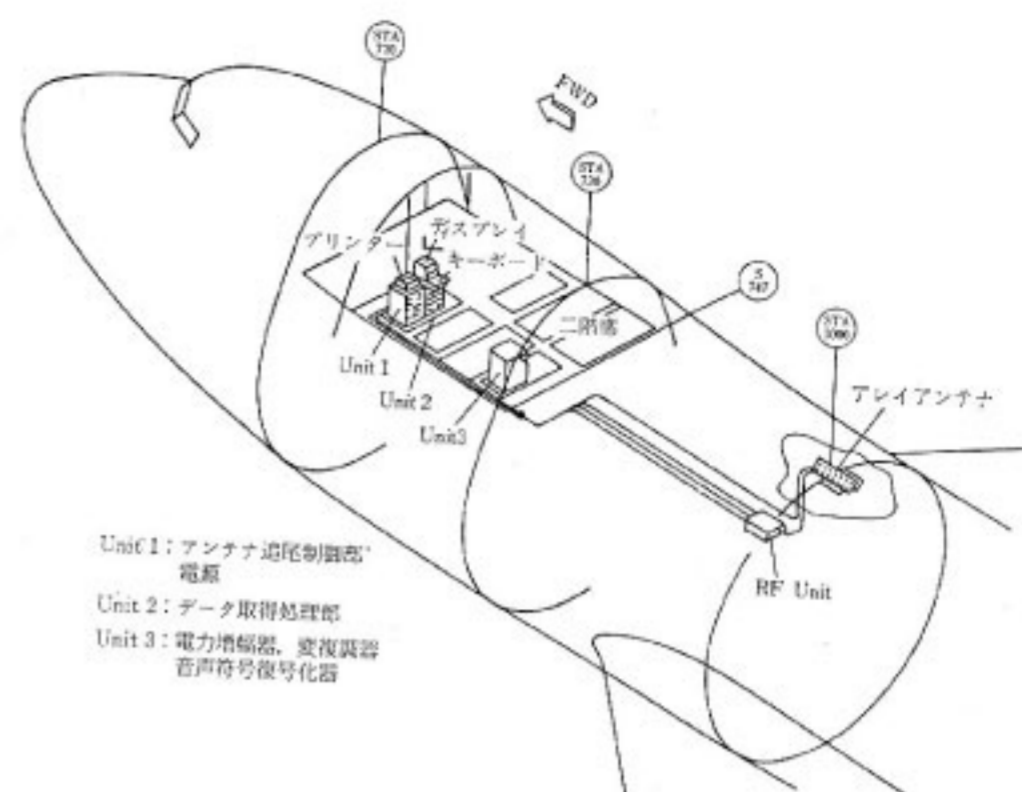
この制限のもとで必要な電気特性を得て、かつ耐空性能として求められる温度条件(-55°C~+70°C)や振動条件等⁽⁴⁾を満たすためアンテナ素子はマイクロストリップとして、小型軽量化を図りつつ必要な覆域及び利得を実現するため2行8列のフェーズドアレイを2枚用い、往路復路、で切りかえて用いている。

ビーム走査は4ビットのデジタル移相器8個により行われているが、軽量化のため送受共用である。ダイプレクサ、低雑音増幅器はシステム雑音軽減のため機外へ設置することとし、機内に設置する場合に比較しG/Tを約2dBも改善している。

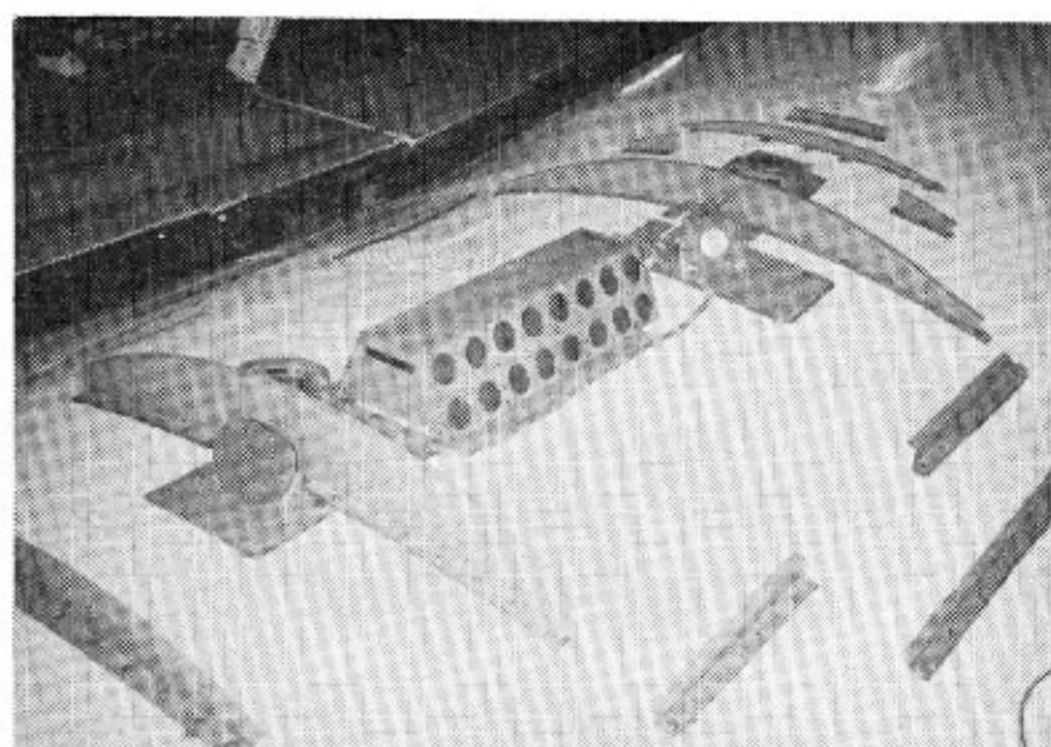
アンテナ単体での放射指向特性の実測値は理論的検討結果と良く一致していることがわかっている⁽⁵⁾。本アンテナの場合、機体から位置情報(慣性航法装置「INS」の信号)を得ることが安全上の理由から不可能であったため衛星追尾はステップトラック方式を採用した。

3.3 端局系の構成

端局系は第1表に示した変復調器、音声符復号化器、誤り訂正装置及び電話、ファクシミリから構成される。送信の場合は第1表に示した組合せで1波、受信は2波



第3図 航空機への搭載外略図



第4図 航空機(ボーイング747)上部へ取り付けられたアンテナ

で通信実験を行った。受信2波の中、1波は無変調波としC/N₀測定及びアンテナのステップトラックに用いている。

3.4 データ取得系の構成

実験データの取得項目は、測定日時、変復調器、音声符復号化器種別、誤り訂正の有無、航空機位置情報(手動入力)、ドップラー効果による受信信号偏移、受信信号及び雑音レベル、変復調器同期、誤りパターン、アンテナ追尾情報など23項目に及ぶ。これらデータの取得及び処理はすべて計算機により行われ、一次処理された結果はその場で見る事ができる。データ取得は各項目ごとに100 msec サンプリングで行い3分間を1回の測定時間としている。

4. 航空機実験結果及び解析

4.1 航空機実験の概要

本実験に使用した航空機地球局は日本航空ボーイング747型貨物機に搭載され、昭和62年11月より商用定期航空路において航空衛星通信実験が開始され、平成元年3

第3表 飛行実験の概要一覧表
ETS-V/EMSS 航空機実験実施内容

回	日 程	搭乗者	実 験 項 目	備 考
1	1987.11.14	長谷 三浦	受信電力測定 4.8 kbps BPSK 誤りパターン 24 kbps MSK 誤りパターン測定	測定往路のみ ENRI と同乗
2	1987.12.11	大森 橋本	通話試験 (NBFM, MSK+FEC+CADM, MSK+FEC+CVSD)	ENRI と同乗
	1987.12.12		通話試験 (NBFM, MSK+FEC+CADM, MSK+FEC+CVSD) MODEM 動作確認 (MSK, MSK+FEC, BPSK) アンテナパターン取得	
3	1987.12.14	井家上 松本	無線局検査 (NBFM 通話, MSK+CADM 通話, MSK BER測定, BPSK BER 測定) 音声評価実験 (NBFM, MSK+CADM, MSK+FEC+CADM, MSK+FEC+CVSD)	ENRI も同時検査
	1987.12.16		音声評価実験 (NBFM, MSK+CADM, MSK+FEC+CADM, MSK+FEC+CVSD) 鹿島局受信 C/N ₀ 連続測定	
4	1988.01.09	小坂 大森	MSK diff : on 誤りパターン測定 受信電力測定	アンテナ不具合発生
5	1988.01.19 01.21	鈴木龍 井出	MSK diff : on 誤りパターン測定 受信電力測定, FAX 伝送試験 (BPSK) 音声評価実験 (MSK+CADM)	
6	1988.02.10 02.12	門脇 平良	アンテナパターン測定 MSK diff : on 誤りパターン測定 受信電力測定	往路はアンテナパター ン測定のみ ENRI と同乗
7	1988.02.15	川崎	MSK diff : on 誤りパターン測定 受信電力測定	
	02.17	丸山	隣接チャンネル間干渉実験 (MSK)	
8	1988.02.29	若菜	MSK diff : on 誤りパターン測定 受信電力測定	
	03.02	鈴木健	隣接チャンネル間干渉実験 (MSK)	
9	1988.03.09 03.11	井出 坂斎	MSK+FEC soft 誤りパターン測定 MSK+FEC hard 誤りパターン測定 受信電力測定	アンテナ不具合発生
10	1988.03.15 03.17	鈴木龍 大川	MSK+FEC hard 誤りパターン測定 受信電力測定	
11	1988.07.28 07.30	浜本 門脇	アンテナ-HPA 間電位差測定 航空機局受信電力測定	往路は電位差測定のみ
12	1988.08.16 08.18	橋本 笠井	MSK diff : on 誤りパターン測定 受信電力測定	航空機受信のみ
13	1988.08.26 08.28	井出 佐藤	MSK diff : on 誤りパターン測定 受信電力測定	航空機受信のみ アンテナ追尾 往路 : FIX 復路 : STEP TRACK

14	1988.08.30 09.01	松本 能登	MSK diff : on 誤りパターン測定 受信電力測定	航空機受信のみ
15	1988.10.03 10.06	若菜 門脇	MSK diff : on 誤りパターン測定 受信電力測定 N/S ビーム切替	シンガポール便 往路のみ 航空機受信のみ
16	1988.11.04 11.06	平良 丸山	MSK diff : on 誤りパターン測定 受信電力測定	航空機受信のみ アンテナ追尾 FIX/STEP
17	1988.11.10 11.12	近藤 井家上	MSK+FEC hard 誤りパターン測定 MSK+FEC soft 誤りパターン測定 受信電力測定 アンテナ-HPA 間電位差測定	航空機受信のみ
18	1988.11.29 12.01	平良 丸山	MSK+FEC hard 誤りパターン測定 MSK+FEC soft 誤りパターン測定 受信電力測定 アンテナ-HPA 間電位差測定	航空機受信のみ
19	1988.12.15 12.17	浜本 川又	BPSK diff : on 誤りパターン測定 受信電力測定 アンテナ-HPA 間電位差測定	航空機受信のみ
20	1988.12.17 12.19	橋本 松本	BPSK diff : on 誤りパターン測定 受信電力測定 アンテナ-HPA 間電位差測定	航空機受信のみ
21	1988.01.11	井出 川又	受信電力測定 MSK diff : on 誤りパターン測定 BPSK diff : on 誤りパターン測定	LAX 行き往路のみ MSK : NRT to ANC BPSK : ANC to LAX
22	1989.03.07	井家上 森川	受信電力測定 MSK diff : on 誤りパターン測定 N/S ビーム切替	BKK から復路のみ
23	1989.03.09	平良 丸山	誤りパターン測定 (MSK diff : on, BPSK diff : on) 受信電力測定	誤りパターンは音声 モードで全ビット収集
	1989.03.10		誤りパターン測定 (MSK diff : off, MSK+FEC soft, BPSK diff : :off) 受信電力測定	
24	1989.03.14	若菜 門脇	ドプラーシフト周波数変動特性 医療情報伝送実験(北大)(MSK) データ通信実験(BPSK)	

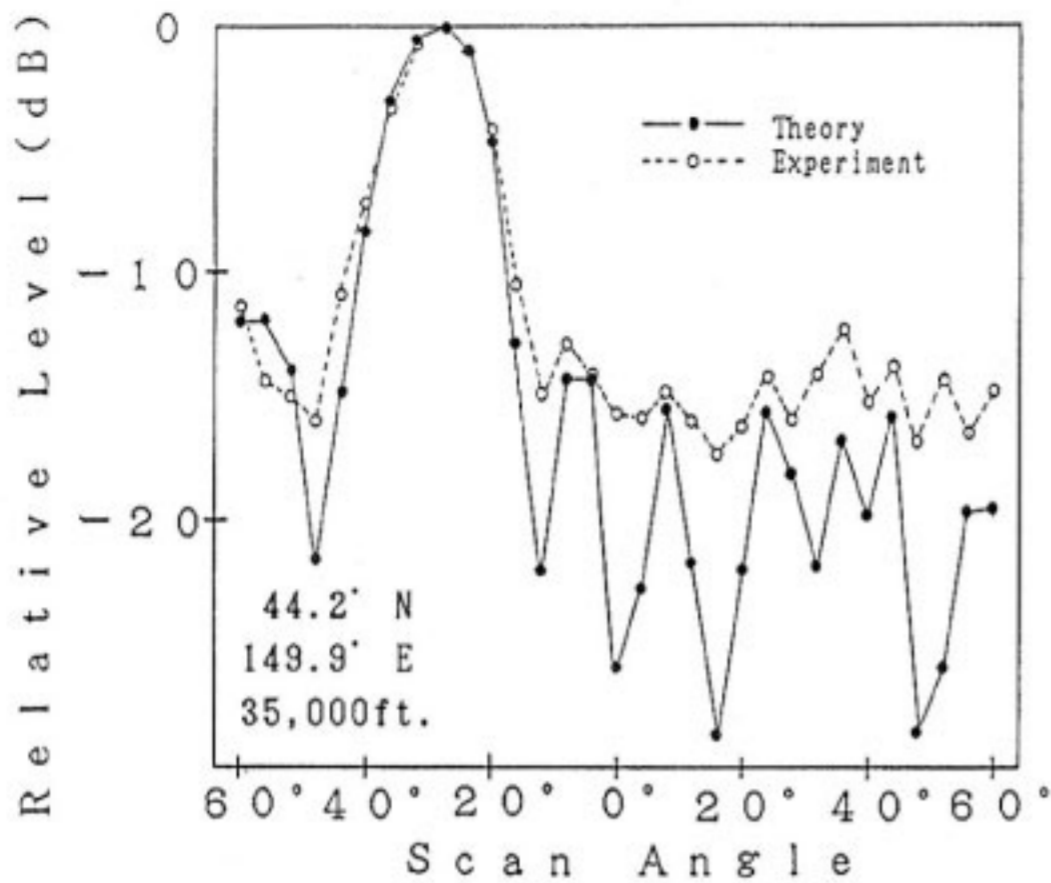
月まで計24回行われた。実験の主航路は成田-アンカレッジで21回、3回は各々、成田-シンガポール間(第15回)、成田-ロスアンゼルス(第21回)間及び成田-バンコック間(第24回)である。

主な実験内容はアンテナパターン測定、誤りパターン測定、隣接チャネル間干渉及びファクシミリ伝送、音声品質評価などである。後述するように第4回(昭和63年1月)と第9回(同年3月)の実験において搭載アンテナに不具合が確認された。第3表に飛行実験の概要をまとめて示す。

4.2 アンテナの放射パターン特性

既に述べたように搭載アンテナの特性は航空衛星通信システムの性能を決定する最も重要な要因である。従って、本通信実験結果の評価・解析においても、搭載アンテナの放射パターン特性等は常に考慮しなければならない。

前節で述べたようにアンテナ単体での放射パターンはサイドローブも含め、広角でも理論値とよく一致する。航空機に搭載した場合、特に飛行中(地面等の影響を受けない状態)の放射パターンを実測する事は機体が大き



第5図 飛行中に測定したアンテナの放射パターン

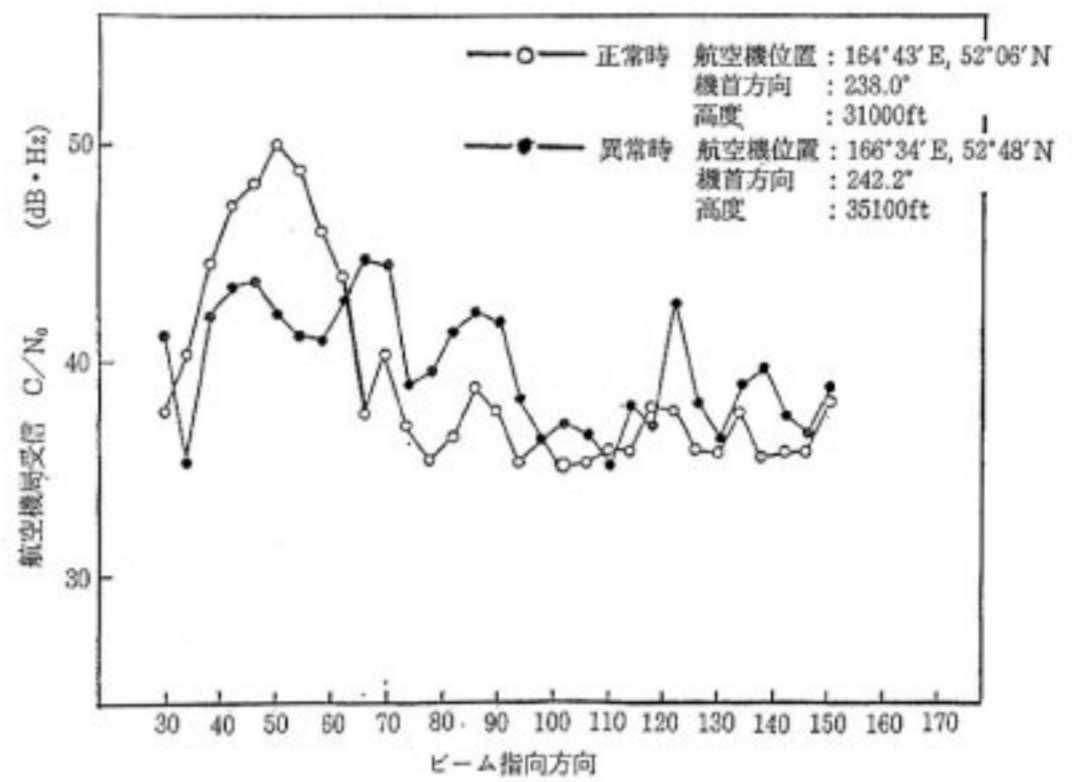
く事実上不可能なため、厳密に機体の影響を評価することは困難である。

従って本実験では、飛行中に衛星からの連続波を受信しながらビームを手動により走査することにより放射パターンの測定を行った。この結果例を第5図に示す。測定地点はアンカレッジから成田へ向かう北太平洋上で北緯44.2度、東経149.9度の上空約1万mの位置である。図中の白丸が実測値、黒丸が航空機体の影響を考慮しないアンテナ単体での理論値である。縦軸は相対的な信号強度で最大値で正規化されている。横軸はビーム走査角で、0度が機軸に垂直方向(真横)にあたる。ビームは受信周波数において4度ステップで走査できるため測定角度も4度ステップであり、理論値も対応した点での値である。

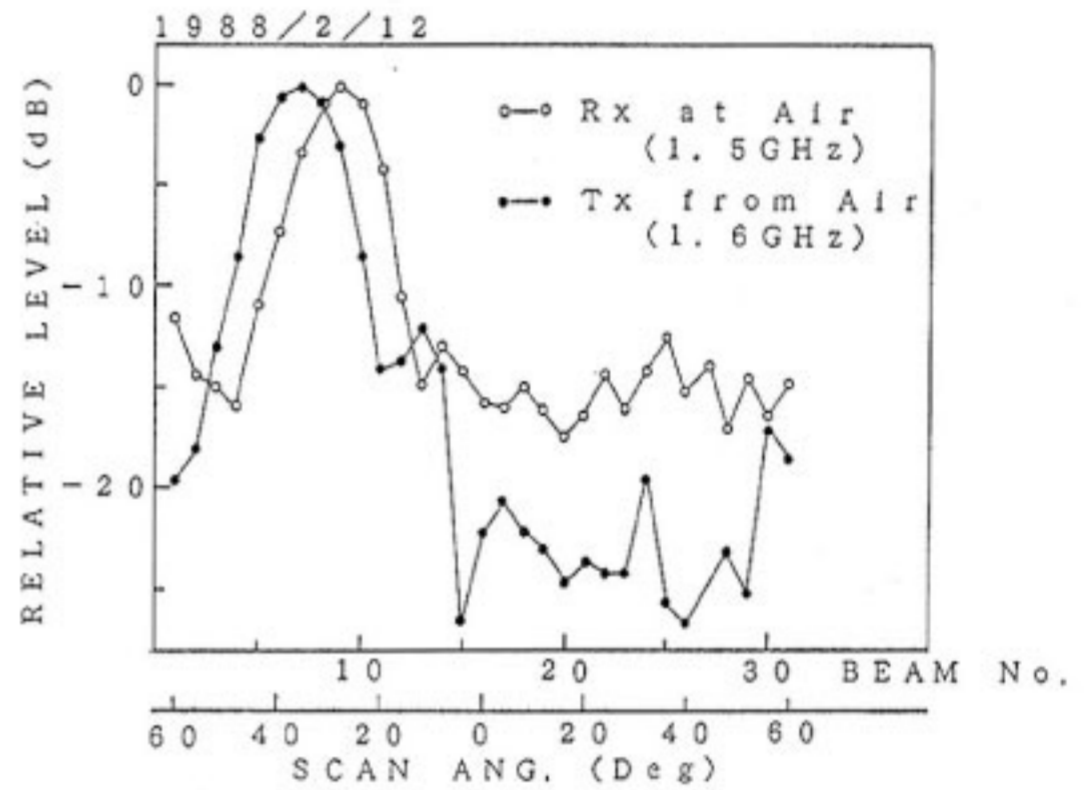
測定は飛行中に行われたが測定に要する時間は3分間で、この間の航空機から衛星を見る角度変化は衛星が十分遠いため無視できる。

図を見てわかるように主ビームについては実測値と理論値はほぼ一致しており、サイドローブのピーク値についても比較的よく一致することがわかる。サイドローブ領域で実測レベルが理論値と大きく異なるのは受信信号が雑音レベルと同程度となり測定限界だからである。この結果から、機体がアンテナ放射パターンに与える影響はほとんど無視できることがわかる。

第4回及び9回の飛行実験においてアンテナ放射パターン測定中に放射パターンに異常が認められた。第6図にその測定例を示す。この場合、主ビーム方向の利得が大幅に低下し、 C/N_0 の劣化も認められた。この原因はビーム走査に用いている移相器の故障によるものと判明したが、故障対策とともに放射パターンから故障した移相器の推定法などが将来の研究課題となる。



第6図 移相器の故障による異常な放射パターンの観測例

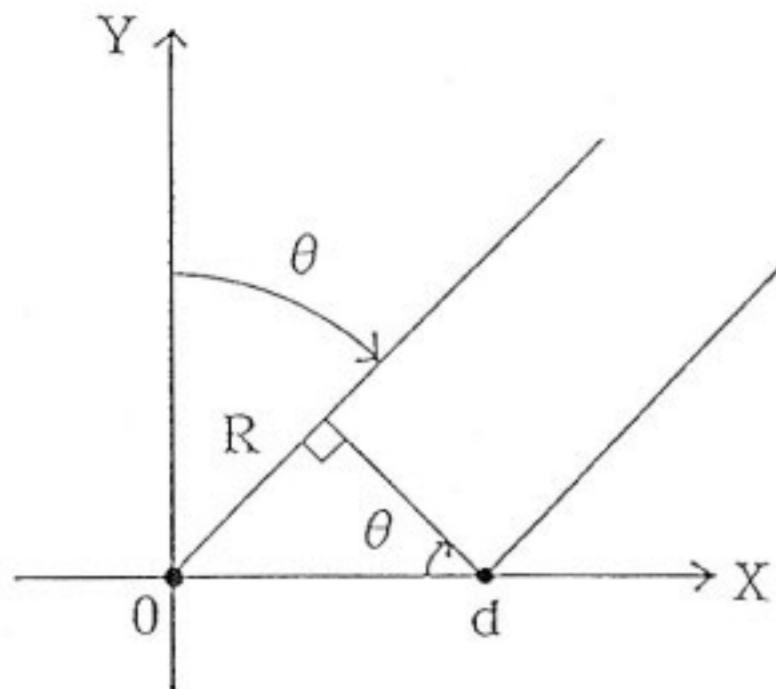


第7図 搭載アンテナの送信系パターン実測値

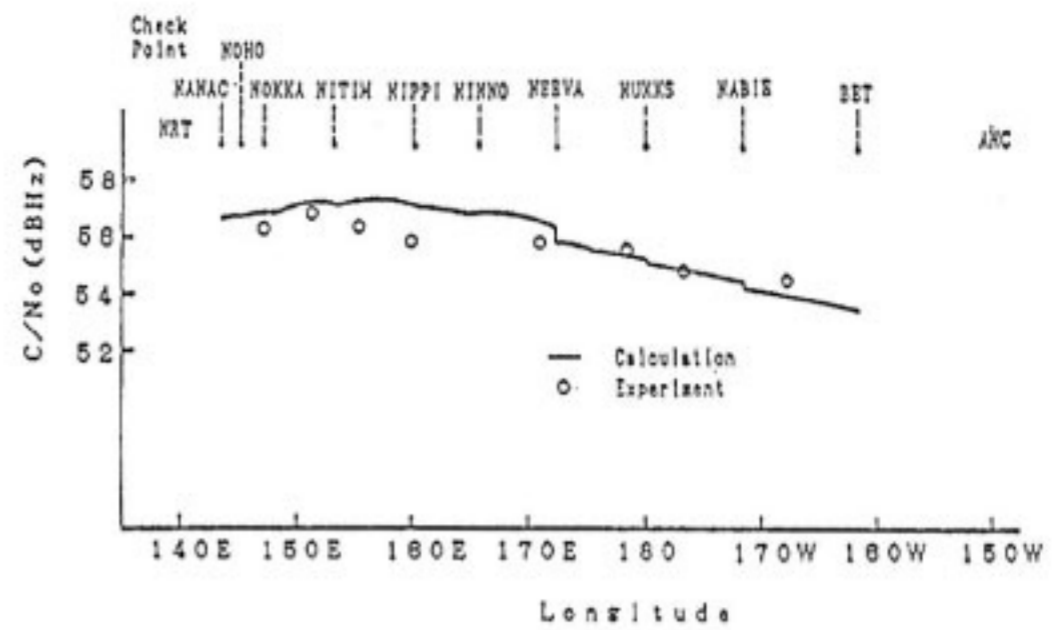
4.3 アンテナ追尾特性

飛行実験中に航空機側と基地局側で通信品質(音質)の著しい不均衡が観測された。すなわち航空機側で最適受信となるようにビーム方向の設定を行うと(通常は自動的にこの動作が行われる)基地局側での受信状態は劣化し、逆に基地局側で最適受信となるように航空機アンテナのビーム設定を行うと航空機側の受信状態が劣化する。これを示す実測例を第7図に示す。縦軸は信号の相対レベル、横軸はビーム走査角である。白丸は航空機受信のパターン、黒丸は航空機から送信して基地局で受信した場合である。図から明らかなように、この場合航空機側で最適な受信状態のとき基地局への送信利得は約3~4dB劣化することがわかる。

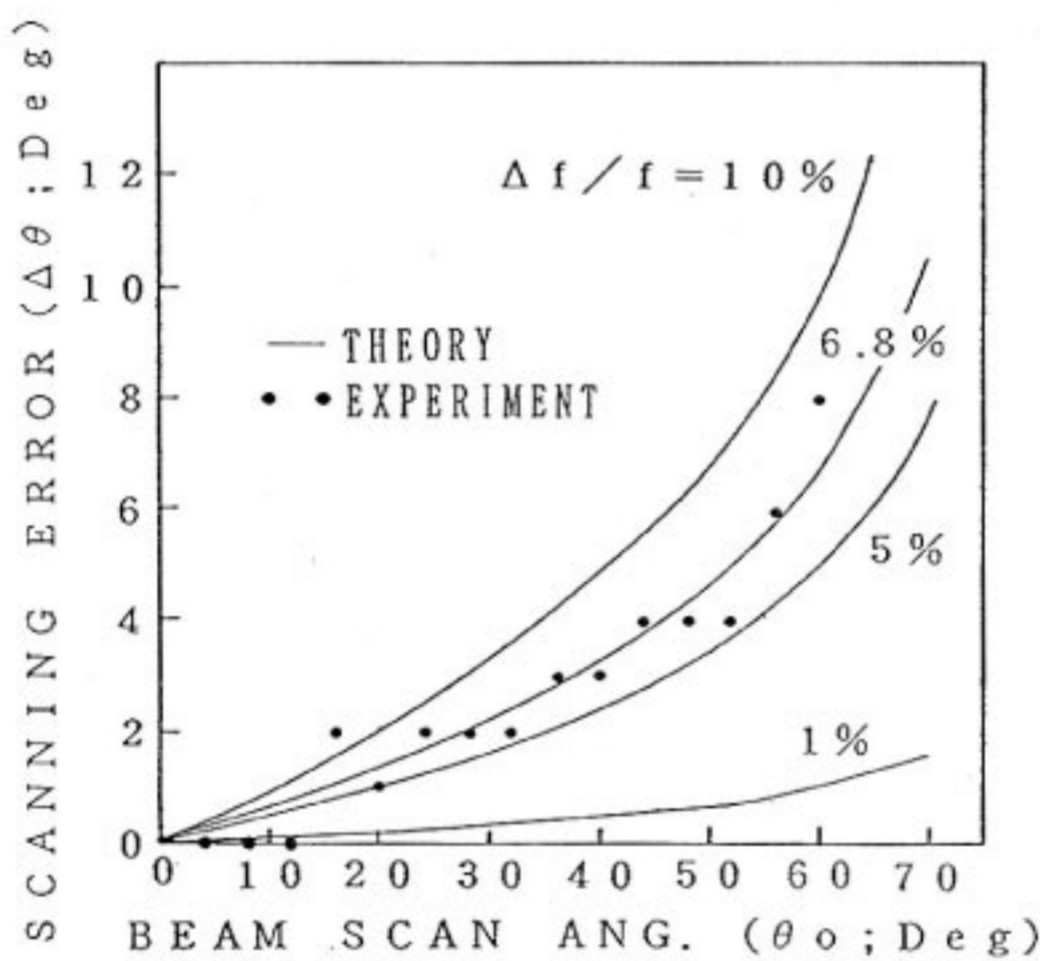
フェーズドアレーアンテナは移相器を制御することによりビームを走査するものである。いま本搭載アンテナのように、素子がx軸上に等間隔dで配列されている場合で、一般性を失わない最も簡単な2素子配列を考える。第8図に座標系を示す。素子は $x=0$, $x=d$ におかれビーム走査方向をy軸から θ とする。このとき



第8図 最も簡単なアレイアンテナの座標系



第10図 航路上での回線 C/N₀ の理論値と実測値の比較 (航空機受信)



第9図 フェーズドアレイアンテナのビーム走査角誤差

x = d におかれた素子へ接続された移相器の移相量を ϕ 、周波数を f とすると次式が成立する。c は光速である。

$$\phi = -(2\pi d/c) f \cdot \sin \theta \quad \dots\dots(1)$$

いま周波数を Δf 変化したとき、走査角が $\Delta \theta$ だけ変化したとする。このとき移相器の設定が同じでかつ移相量が同じ ϕ であれば次式が成立する。

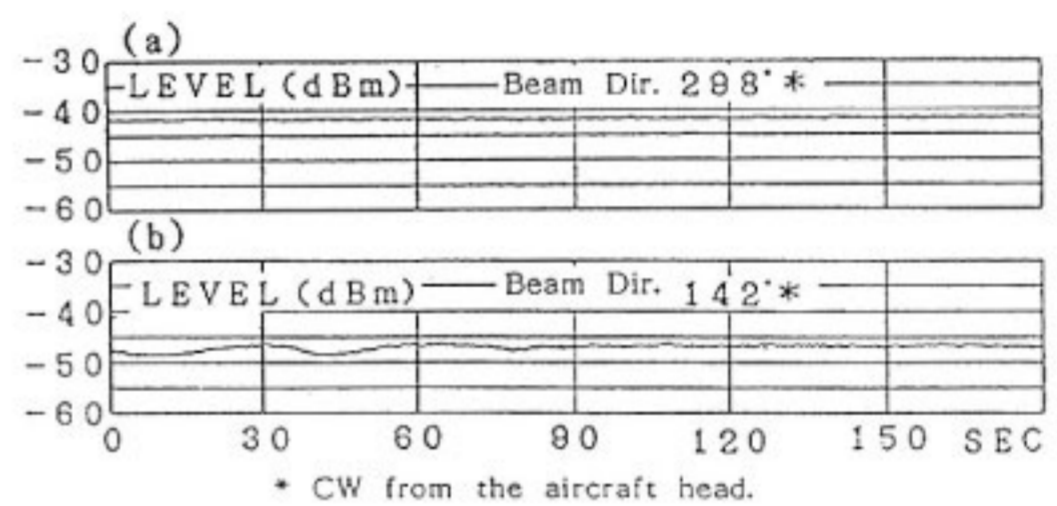
$$f \cdot \sin \theta = (f + \Delta f) \cdot \sin(\theta + \Delta \theta) \quad \dots\dots(2)$$

したがって、

$$\Delta \theta = -\theta + \sin^{-1}[\sin \theta / (1 + \Delta f / f)] \quad \dots\dots(3)$$

第9図に(3)式から計算した理論値を実線で、アンテナ単体で測定した実験値を黒丸で示す。図からわかるように送受信間のビーム走査角差は走査角が大きくなる程、また送受信間の周波数差が大きくなる程顕著となることがわかる。本実験の場合、送受信間の周波数差の受信周波数に対する比 ($\Delta f / f$) は 6.8% である。理論値と実測値はよい一致を見ている。

送受信間でビーム走査角差が生じる原因は、送受信で同一の移相器を共用しているためである。移相器を送受



Received signal levels measured on the aircraft.

第11図 航空機での受信信号レベルの測定例

分離すればこの問題を解決できるが重量増加、容積増大となり根本的な解決とならない。送信 (周波数 f_T) 及び受信 (f_R) 時の移相器の移相量を ϕ_T 、 ϕ_R とすると走査角 θ を一致させるためには(1)式より、次式を満たせばよいことがわかる。

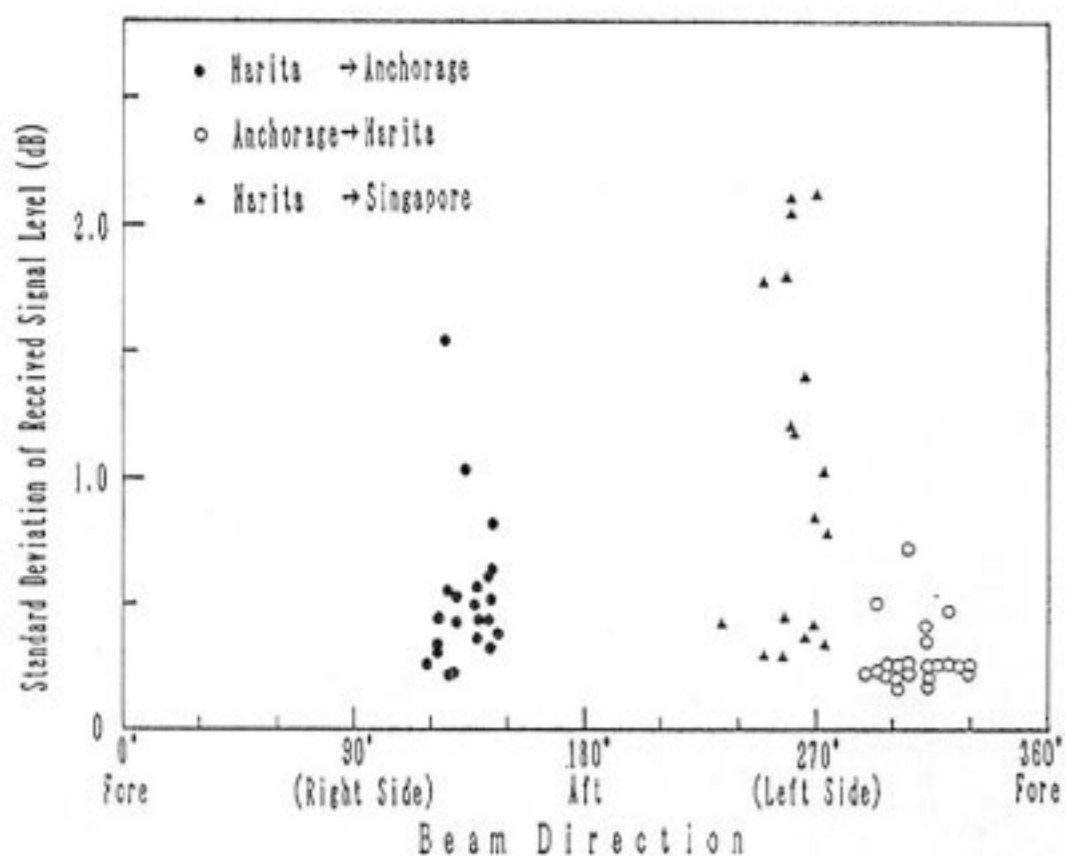
$$(\phi_R / f_R) = (\phi_T / f_T) \quad \dots\dots(4)$$

つまり移相器の移相量に直線性周波数特性をもたせば、送受信間のビーム走査角差を完全に除去できることがわかる。通常、移相器等は周波数特性が平坦となるよう作られているが、フェーズドアレイアンテナには周波数依存性のある移相器が必要であることがわかる。

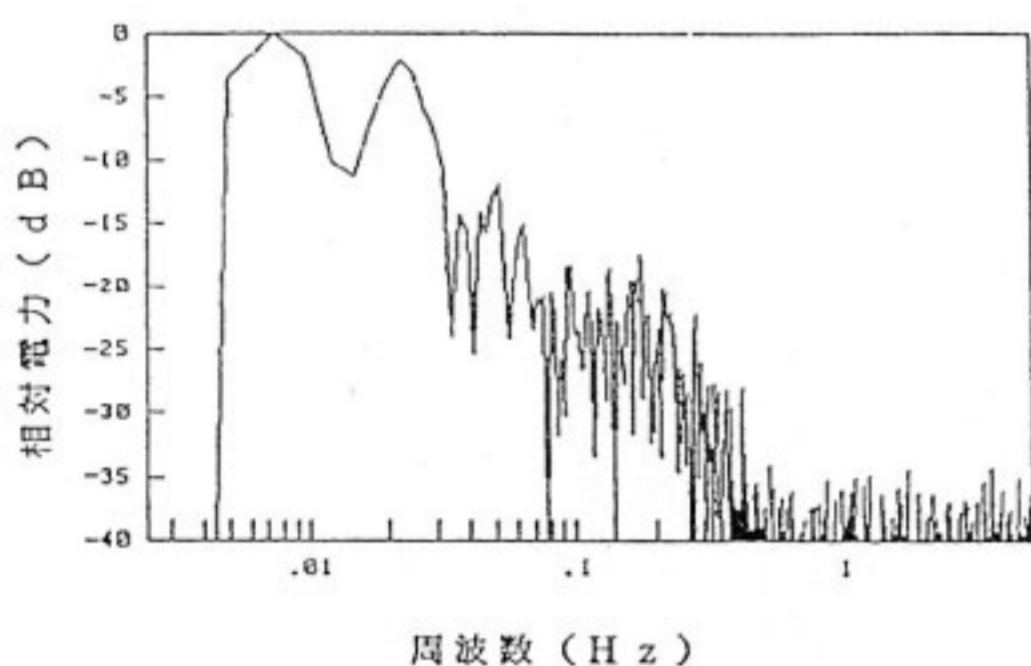
4.4 伝搬特性

伝搬特性の測定は無変調波の受信 C/N₀ を測定することにより行った。成田—アンカレッジ間の航空路で、アンテナ放射特性 (単体での) を考慮した回線設計から得られる理論的な C/N₀ と実測値の比較を第10図に示す。横軸は航空機の飛行している経度で、縦軸は C/N₀ である。上に示されている記号は航路上のチェックポイントで、ここで航空機が飛行方向を変化するため C/N₀ は不連続に変化する。実測値と計算値はよい一致を見ている。この事実はシステムがほぼ回線設計通りに構成されていること、さらには搭載アンテナの放射特性が機体の影響を顕著には受けていない事を示している。

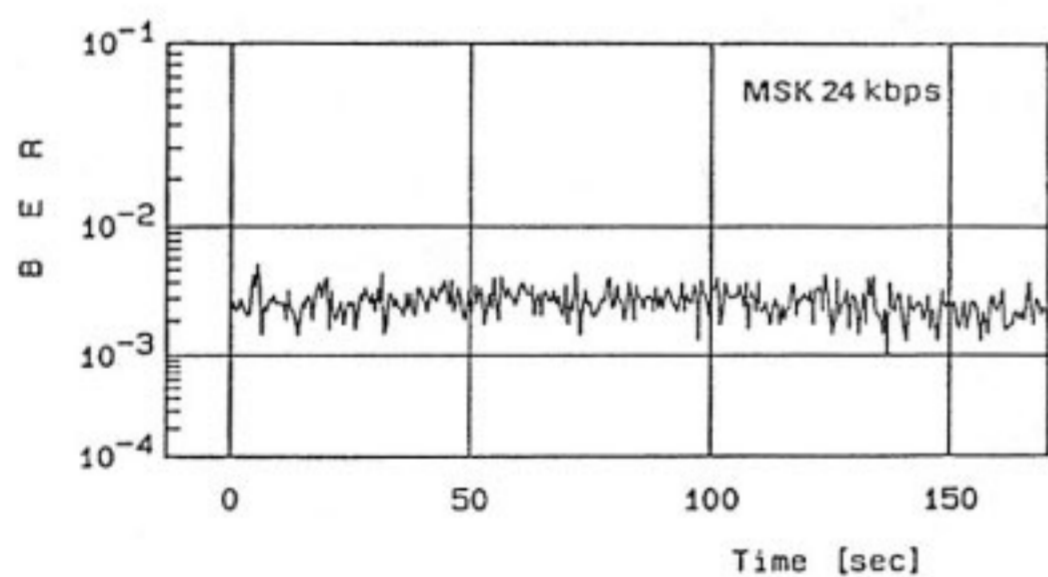
次にフェージング測定の結果の例を第11図に示す。(a)



第12図 フェージング量のビーム走査角依存性



第13図 航空機での受信信号スペクトル



第14図 誤り率特性測定例

は方位角 298 度、(b)は方位角 142 度である。アンカレッジ付近、つまり仰角 5 ~ 10 度の空域を含め、ほとんどの測定結果は(a)に示すように受信レベルの変動は極めて小さい。(b)の場合には数10秒の非常に遅い周期で 2~3 dB 程度のフェージングが観測されている。この原因は航空機の主翼の反射によるものと考えられる。

第12図には成田-アンカレッジ及び成田-シンガポール間の飛行実験で得たフェージングの標準偏差を示す。横軸は方位角で、0度が機首方向、180度が機尾方向にあたる。黒丸のデータは成田からアンカレッジへ飛行し

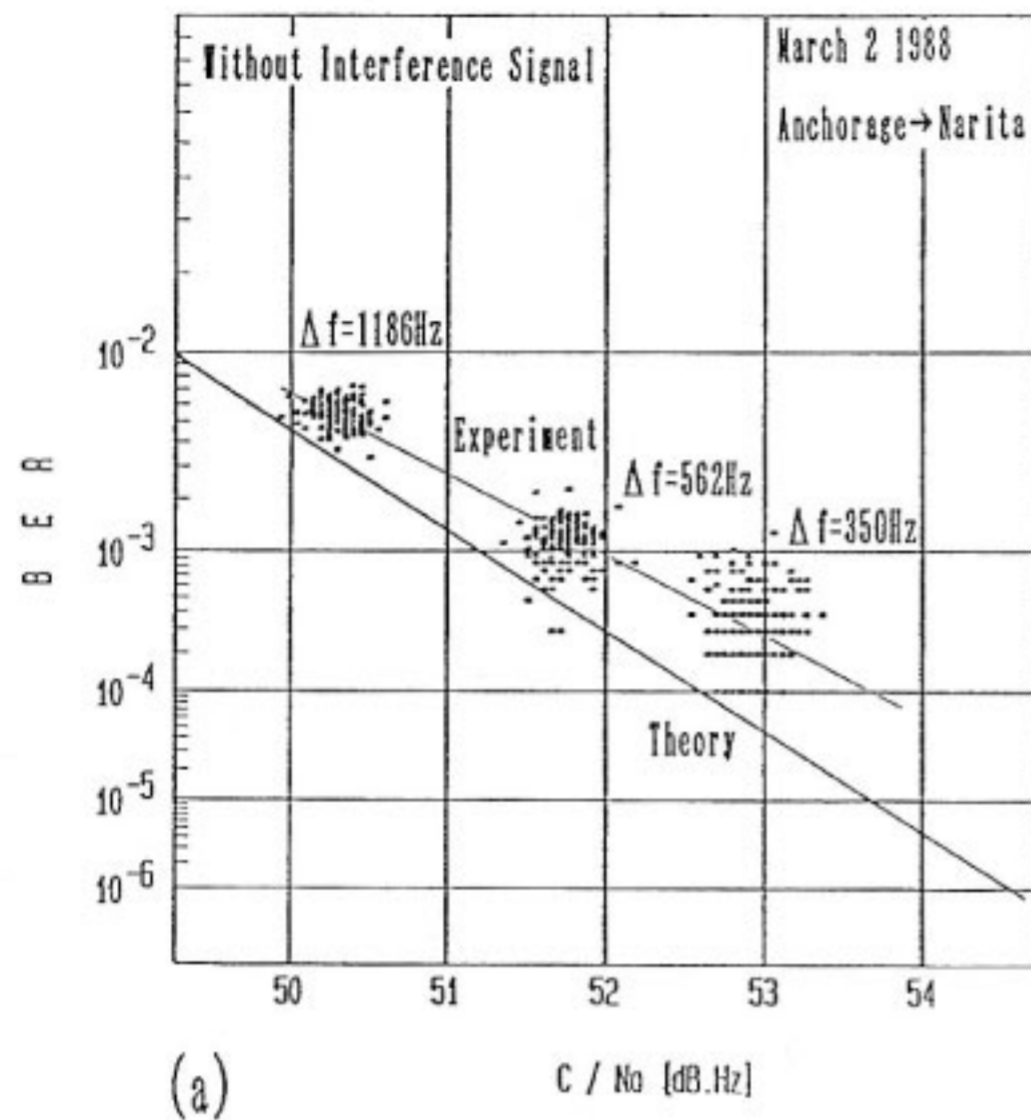
た場合、白丸はアンカレッジから成田、黒の三角は成田からシンガポールへ飛行した場合である。第2図に示した航路上でのアンテナ覆域と比較してみると主翼面及び主翼端(エッジ)の反射、散乱によるフェージングと考えられる。第13図にフェージングのスペクトルを示す。図によると、0.3 Hz 以上の成分はほとんどないことがわかる。この程度の利得のアンテナで衛星仰角が5度程度の場合、海面反射フェージングであれば 5~6 dB 程度の変動で、海事衛星通信の場合で周期が数 Hz 程度⁽⁶⁾⁽⁷⁾、航空衛星通信の場合で数十 Hz 程度⁽⁸⁾のフェージングが観測されることが報告されている。また、第12図からわかるように、フェージングの標準偏差が大きくなる角度をみると成田→アンカレッジ、成田→シンガポールの場合、各々約 140 度及び約 270 度で必ずしも主翼の軸方向とは一致せず、主翼端をアンテナ付近に望む方向であることもわかる。この事実から、フェージングの原因は、主翼面よりも主翼端による影響が大きいと考えられる。

これらの結果は、搭載アンテナの設置場所は機体の安全性が優先されるため一概には言えないが、海面反射フェージングの影響を軽減するために主翼に近いところに設置するのも一つの方法であることを示している。

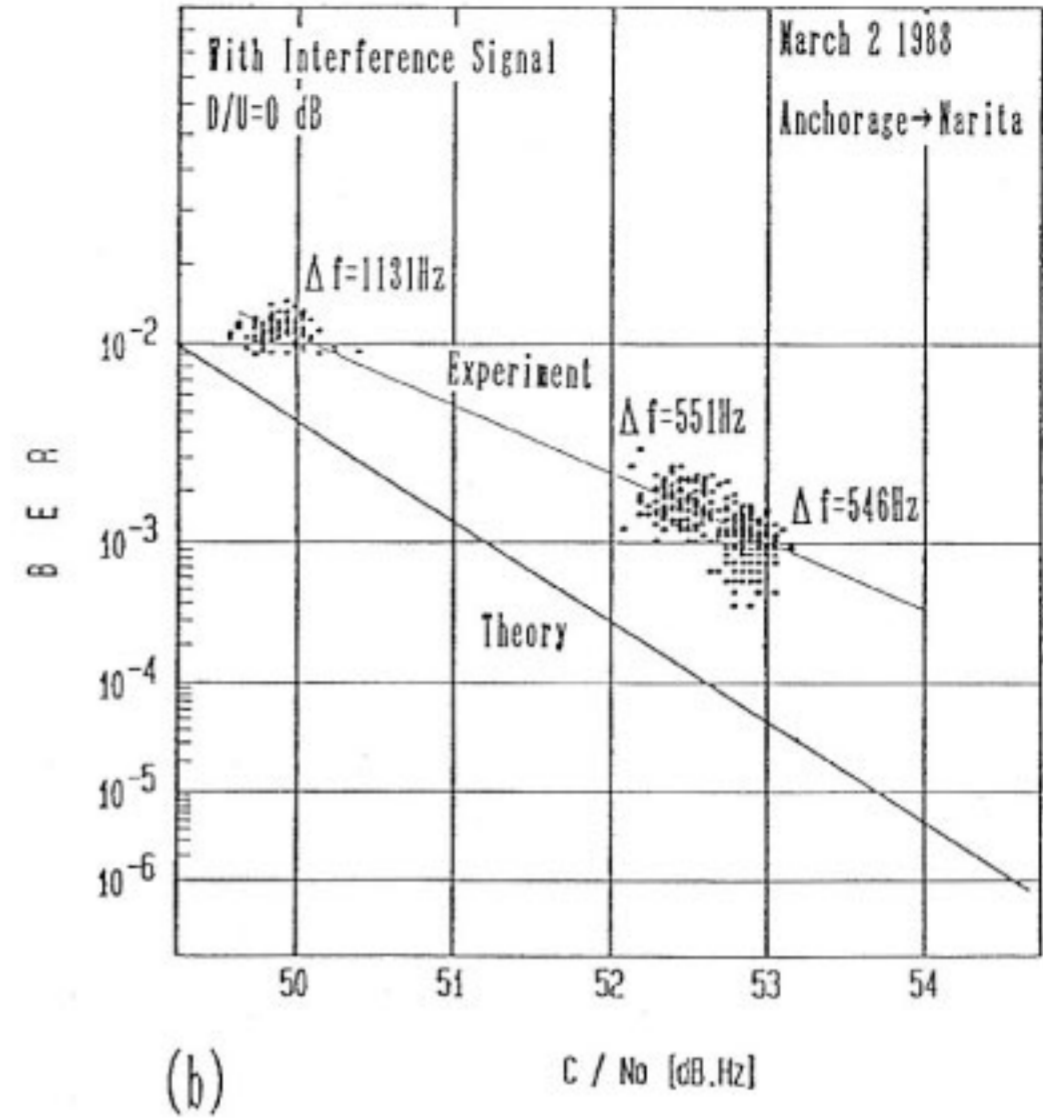
4.5 伝送路誤り率特性

低 C/N₀ 回線やフェージング対策として各種の符号化やインターリーブングが検討されている⁽⁹⁾。本実験でも 24 kbps MSK デジタル回線の誤り率特性を飛行中に測定した。0.5 秒毎のビット誤り率 (BER) の変化を第14図に示す。前項で述べたように C/N₀ が 51~52 dB 程度で、かつほとんど変動がないため BER 特性の変動もない。C/N₀ と BER の関係も地上での変復調器単体での測定結果とよく一致することが確認された。

航空機搭載アンテナはフェーズドアレーであるため、ビーム切換時に移相器の移相量が不連続に変化する。このためビーム切り替え時に誤り発生が生じる可能性が考えられたが観測されなかった。この第一の理由として測定限界が考えられる。ビームを切り替えたとき1ビットの誤りを生じ、かつ BER 測定のゲート時間が 0.5 秒とすると 24 kbps MSK 変復調器で検出される BER は約 10⁻⁴、4.8 kbps BPK 変復調器では約 4 × 10⁻⁴ の誤りが検出されるはずである。しかし、本実験の場合も含め一般的な航空衛星通信の回線品質 (C/N₀ で約 50 dBHz 程度; BER で 10⁻³~10⁻⁴程度) では、たとえ1ビット程度の誤りを生じても無視できる値であり、かつ測定するためには 10⁻⁵ 程度以上の回線品質が要求されるため本実験では観測されなかったものと考えられる。第二の理由としては、移相器 (PIN ダイオードスイッチによ



(a)



(b)

第15図 隣接チャネル間干渉による回線品質 (BER) 測定例

(a) 干渉波なし

(b) 干渉波あり

る)の切り換え速度が 10^{-8} 秒程度で伝送速度に比較し十分高速であることと、各移相器の移相量の設定は隣接するビーム間で受信信号の位相差が最少となるようにアンテナ系を構成したためと考えられる。

本航空通信実験では顕著な海面反射フェージングが観測されなかったため変復調器、誤り訂正装置等の特性評価は基本的には実験室レベルでの結果と同じであった。

4.6 チャネル間干渉実験

周波数有効利用の立場から、隣接チャネル間干渉実験を行った⁽¹⁰⁾。希望波(D)に対し干渉波(U)を25kHz離れて隣接するチャネルに同一電力(D/U=0dB)で基地局より送信し、航空機で受信した。実験はアンカレッジから成田への航路で行い、周波数偏移(Δf)も同時に測定し第15(a)(b)図に示した。図中の太い実線は24kbps MSKのモデムを用いた時のビット誤り率(BER)の理論値で、黒丸が実測値である。航路上の測定場所によりC/N₀が変化し、それに応じてBERが変化している。

測定結果は、2dB程度の機器マージンを考慮すれば理論値とよく一致していると言える。図中に示したドップラー効果による周波数偏移 Δf も航空機の位置と速さから計算される値にほぼ一致することが確認された。(b)に示した干渉波がある場合には(a)の干渉波がない場合に比較し、BERが 10^{-3} で約1dB程度の劣化があり、 10^{-4} では約1.4dB程度の劣化が推定される。この結果は文献(11)の検討結果とほぼ一致する。またドップラー効果による周波数偏移は希望波にも干渉波にも同一量生じるため干渉量には影響を与えないことが明らかになっ

た。また、基地局で受信した場合も同様の結果が得られた。

4.7 アンテナ不具合解析

4.1で述べたように飛行実験中にアンテナ放射パターンに異常が認められた。この原因は8個中5個の移相器のPINダイオードの接続部(ボンディングワイヤー)の溶解が生じているためとわかった。種々の試験を繰り返し、詳細な故障原因究明を行ったが、移相器を含めアンテナ系には落雷、部品不良、寿命等が原因と考えられる可能性は無かった。PINダイオード接続部が溶解していることから、機体と実験機器の間に原因不明の電位差が生じ、何かしらの電流が瞬間的に流れ、HPAからのRF信号と重畳してPINダイオードを破壊したことが考えられる。このためこの故障発生後、電位差を測定したが観測されなかった。

5. 結 論

ETS-V衛星を用いた航空衛星通信実験について述べた。世界的に航空衛星通信導入の気運が高まり、各国各機関で研究開発が進めらるなかで世界で初めてシステムの実現性を示した本実験の意義は大きい。

本研究成果である航空機搭載アンテナ等は、通信総合研究所、KDD及び日本航空が郵政省に設置された「航空衛星通信実施連絡会」のもとで行ったインマルサット衛星を用いた航空衛星実験⁽¹²⁾にも直接反映された。

本実験の結果、最も重要な搭載アンテナの特性がシステム全体の回線品質を決める大きな要因であることが実

験的に確認示された。また設置場所によっては海面反射フェージングは無視でき、主翼の反射によるフェージングなどが生じることともわかった。また航空機搭載アンテナとして最も有力なフェーズドアレーアンテナには、送受信間で走査角誤差があること、およびこの対策法等を明らかにした。また海事、陸上衛星通信と比較するとフェージングの影響は少なく、伝送品質評価は基本的に地上実験と同じであることがわかった。

しかし、本実験はあくまで与えられた制約条件のもとでの成果であり、航空衛星通信システムという大きな研究課題の一部を解決したにすぎない。航空機体と一体化したアンテナ、移相器の改良、フェージングが大きな場合の伝送方式、本実験中に生じたアンテナ不具合の原因と考えられる機体との電氣的整合性等残された研究課題はまだ多い。

謝 辞

本実験は、郵政省が進める移動体衛星通信実験計画(ETS-V/EMSS)に基づいて行われたものである。本成果は、十余年にわたり多くの諸先輩の御努力により結実したものでありここに深い感謝を表するものである。郵政省、同省通信総合研究所の関係各位、実際に実験を行っている実験実施本部・センターの各位に深謝する。また、本実験に多大なる御協力を頂いた日本航空㈱及び東洋通信機㈱の関係諸氏に感謝いたします。

参 考 文 献

- (1) P. W. Wood, "INMARSAT's aeronautical satellite communication system", 4th International Conf. on Satellite Systems for Mobile Commu. and Navigation, London, October 1988.
- (2) D. K. Dement, "AvSat: The first dedicated aeronautical satellite communications system", 4th International Conf. on Satellite Systems for Mobile Commu. and Navigation, London, October

1988.

- (3) 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-VEMSS), 電波季, 34, Special Issue 6, March 1988.
- (4) RTCA Do-160A, "Environmental conditions and test procedures for airborne electronic/electrical equipment and instrument".
- (5) 平良, 大森, 田中, "衛星通信用航空機搭載アンテナ", 信学技報 AP 88-41, 1988.
- (6) S. Ohmori, et al., "Characteristics of sea reflection fading in maritime satellite communications", IEEE Trans. Antennas and Propagat., vol. AP-33, no. 8, pp. 835-845, 1985.
- (7) Y. Karasawa and T. Shiokawa, "Characteristics of L-band multipath fading due to sea surface reflection", IEEE Trans. Antennas and Propagat., vol. AP-32, no. 6, pp. 618-623, 1984.
- (8) M. Yasunaga et al., "Characteristics of L-band multipath fading due to sea surface reflection in aeronautical satellite communications", 信学論(E), vol. E-69, 10, pp. 1060-1063, 1986.
- (9) Y. Yasuda et al., "Technical design and performance analysis of aeronautical satellite communication system", 4th International Conf. on Satellite Systems for Mobile Commu. and Navigation, London, October 1988.
- (10) 森川, 若菜, 大川, "ETS-V/EMSS 実験におけるMSK 同一, 隣接チャネル間干渉実験", 昭和63年信学全大 B97
- (11) B.E. White, "A worst-case crosstalk comparison among several modulation schemes", IEEE Tran. Commu., vol. COM-25, pp. 1032-1037, Sep. 1977.
- (12) 井出, 鈴木, 斉藤, 飯塚, "インマルサット航空衛星通信実験の結果報告", 信学技報 SAT88-11, 1988, 1985.

