

UDC 621.396.673:  
621.396.934

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-267

ロケット搭載用 VHF 帯アンテナの研究報告

桜井善雄・佐木誠夫・北原弘志  
長谷川貞雄・新田晃道・綾部広一

1974 年 11 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# ロケット搭載用VHF帯アンテナの研究報告\*

桜井 善雄\*\* 佐木 誠夫\*\*\* 北原 弘志\*\*\*  
長谷川 貞雄\*\*\* 新田 晃道\*\*\* 綾部 広一\*\*\*

## Study on the VHF Transmission-Line Rocket Antenna

By Yoshio SAKURAI, Nobuo SAKI, Hiroshi KITAHARA,  
Sadao HASEGAWA, Akimichi NITTA and Koichi AYABE

The VHF transmission-line rocket antenna consists of a transmission line terminated in a short-circuit at each end and comprising a variable capacitor connected in series with the horizontal radiating element near the short-circuit at the opposite end from the feeding point. The antenna was designed and examined by electrical performance tests, environmental tests, and a flight test. The results were very good and showed the antenna's practicality.

The antenna has the merits of having an overall length of less than a quarter wavelength, good antenna patterns, being light weight, small in size, and giving good performance under the environmental conditions. It is tunable over a wide frequency range with a low voltage standing wave ratio by using only a variable capacitor.

### 1. まえがき

従来ロケット搭載用VHF帯アンテナはアンテナの長さがおよそ $\frac{1}{4}$ 波長のものが多く用いられてきた。したがって周波数が低くなってくるとアンテナの長さが長くなり、ロケット搭載用としては大型になって不適当であった。また大型になることは重量の増加を意味し、重量をおさえると振動、衝撃等に弱くなる欠点があった。このようなことからVHF帯アンテナの小型軽量化と耐環境特性の向上を目ざしてアンテナの試作研究を行った。ここに述べるアンテナは、アンテナの一端にコンデンサをそり入した伝送線路型アンテナ

で、従来多く用いられてきたアンテナに比べてその長さがおよそ25%短縮されている。本アンテナの環境試験および飛しょう試験において良好な結果を得たので報告する。

### 2 アンテナ 1), 2)

アンテナの飛しょう実験を行う必要上から本研究用のアンテナとしてJCR型ロケット8号機<sup>3)</sup>に搭載する応急停止用受信アンテナ(16.985MHz)が選ばれた。

本アンテナの原理的な構成を図2.1に示す。ロケッ

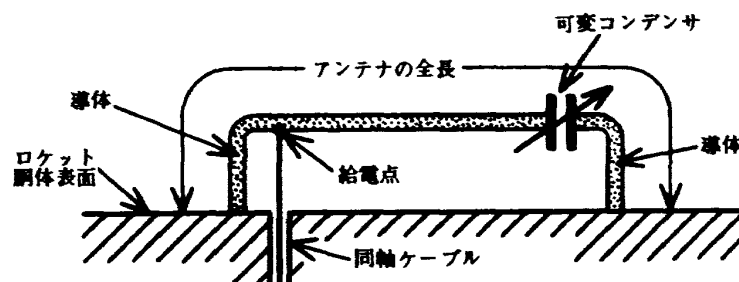


図2.1 アンテナの原理的な構成

\* 昭和49年7月22日受付

\*\* 計測部

\*\*\* 宇宙開発事業団

ト胴体に平行に置かれたアンテナ素子（以下これをアンテナ素子という）の一端はロケット胴体に直接短絡され、他端は可変コンデンサを通して短絡されている。アンテナの高さは波長に比べて十分小さく（ $1/30$  波長程度以下）、アンテナの全長は $1/4$  波長以下の任意の長さである。アンテナの高さを低くして行くとアンテナの周波数帯域幅は狭くなってくるので実用上は高さに制限がある。またアンテナの全長も短かくして行くと同様に帯域幅が狭くなってくるので実用上は $1/8$  波長程度までと考えられる。

このアンテナは図 2.1 に示すように短絡端付近の適当な位置に給電点を選ぶことによって、アンテナの入力インピーダンスを同軸ケーブルの特性インピーダンスに整合させることができる。また可変コンデンサの

容量を変えることによってアンテナの中心周波数を連続的に変えることもできる。

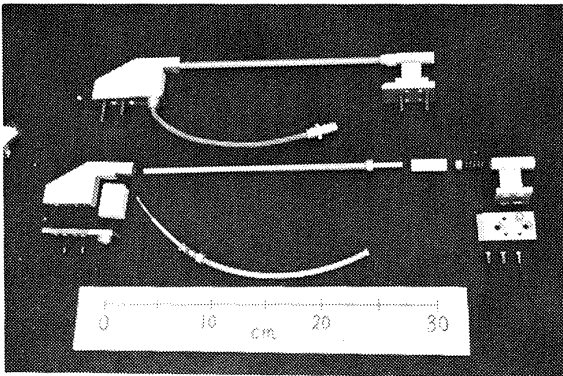


写真 2.1 アンテナの外観

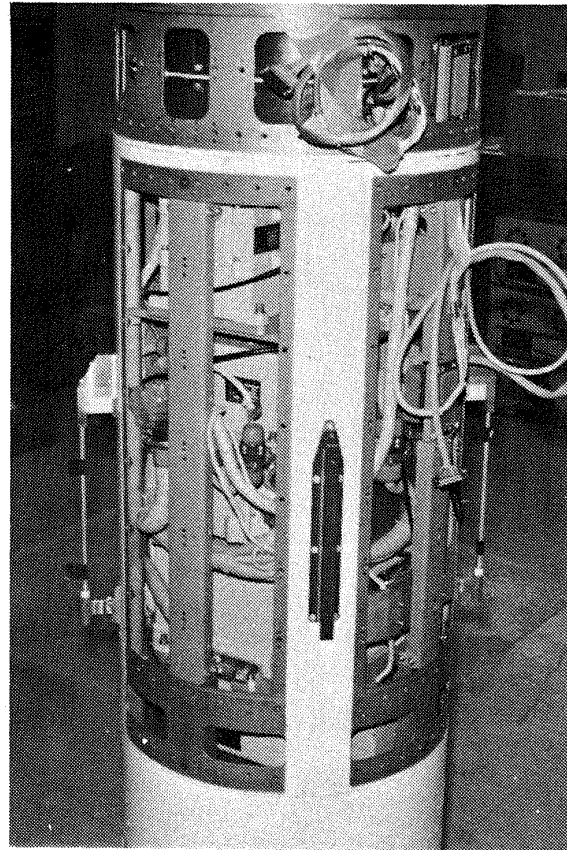


写真 2.2 JCR-8 号機に取り付けたアンテナ

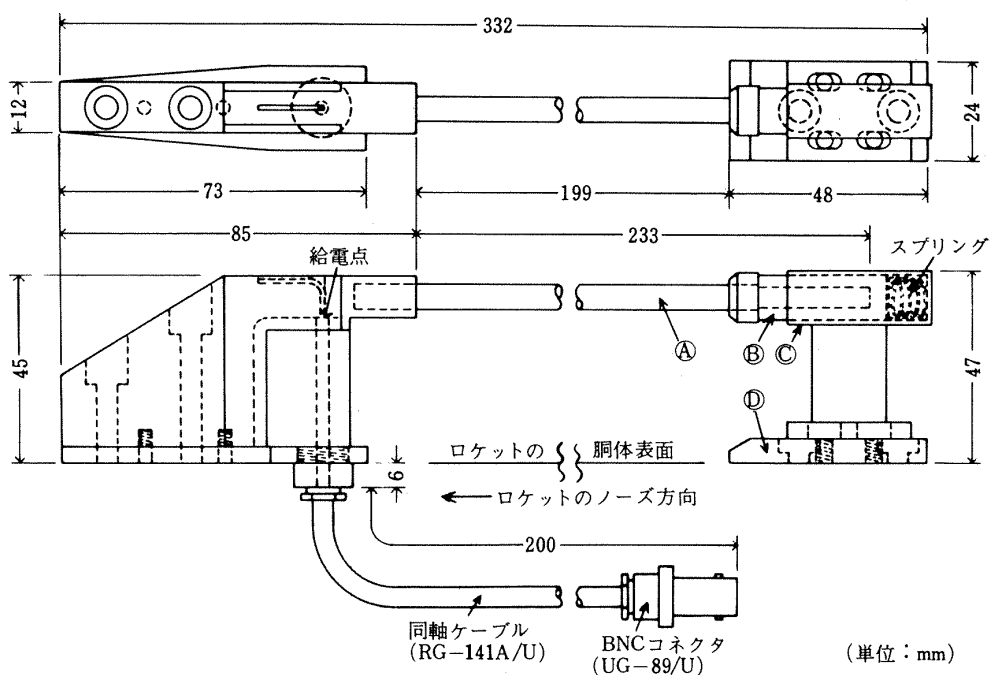


図 2.2 アンテナ概要図

写真21は実際のアンテナの外観で、上側が完成品、下側がそれを分解したものである。写真22はアンテナ2台をJCR-8号機に取り付けたところで、左右に見えるアンテナがそれである。

図 2.2 は本アンテナの概要を示す。この図面の左右の部分の詳細をそれぞれ図 2.3, 図 2.4 に示す。図 2.2 に示すようにロケット胴体に平行に置かれた丸棒状のアンテナ素子①の右先端部分には円筒状の誘電体②

がかぶせられ、さらにその外側に円筒状の導体を有する③が②のかたりの部分をおおい、①と③は②を通して同軸型のコンデンサを形成している。一方ロケットの胴体表面に2本のネジにより固定されている板状の導体④の上を③は左右に摺動し、適当な位置で4本のネジにより④に半固定できるような構造になっている。このことによって①と③との相対する面積が変えられ、コンデンサの静電容量が連続的に可変できる。

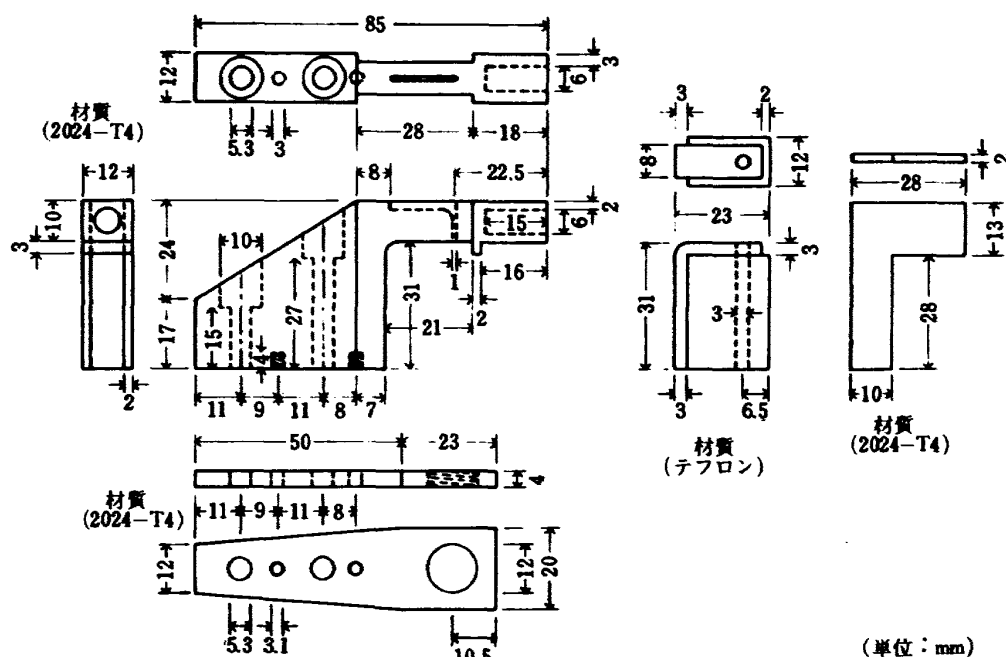


図 2.3 アンテナ前部詳細図

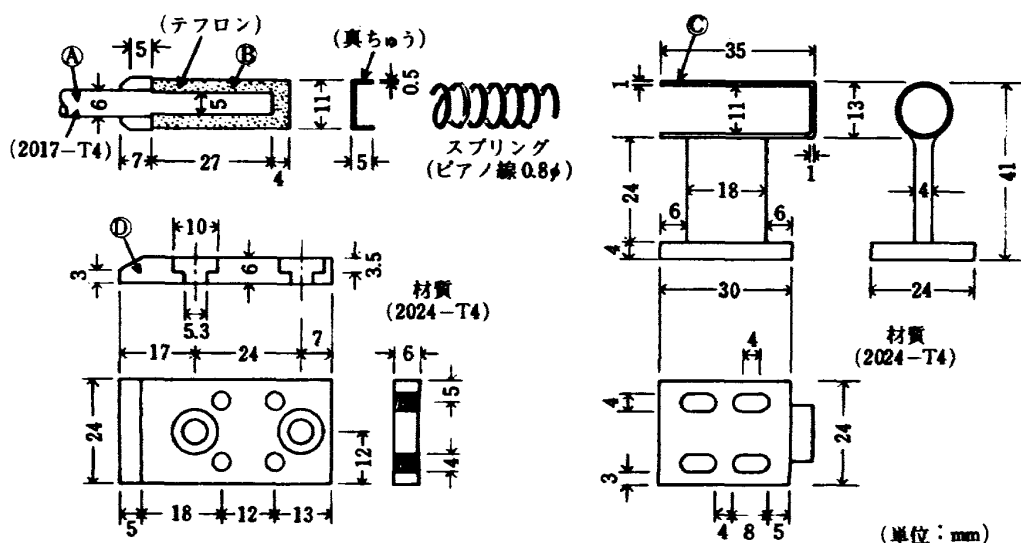


図 2.4 アンテナ後部詳細図

JCR-7号機で行ったアンテナ温度測定結果(図2.5参照)を考慮し、アンテナの導体部分にはアンテナ軽量化のためアルミニウム合金(2017-T4, 2024-T4)を使用した。アンテナ1台当りの重量は185g(アンテナを機体に取り付けるネジ類の重量も含む)である。

アンテナの絶縁体には加工性が良く電気特性および耐熱性の優れたテフロン(四ふっ化エチレン樹脂)を用い、ケーブルには誘電体にテフロンを使用し外被にガラスファイバーを使用した耐熱性の同軸ケーブルを用いた。コネクタも同様に絶縁体にテフロンを使用しているものを用いた。

コンデンサの容量が温度によって変化すると、アンテナの中心周波数が移動して具合が悪い。温度の上昇とともにテフロンの誘電率は減少し、したがってコンデンサの容量は減少する。一方アンテナ素子(丸棒状のアルミニウム合金)は温度の上昇とともに伸び、コンデンサの容量を増加させる。ここではこの2つの性質をうまく利用してコンデンサの温度補償を行い、温度上昇に伴うアンテナ中心周波数のドリフトを抑えている。

本アンテナには次のような特徴がある。

#### 長所

- (1) アンテナの長さを $1/4$ 波長よりも短い任意の長さを選べる。
- (2) 同軸型コンデンサの使用により次の長所を持つ。
  - (イ) アンテナ素子を機械的な振動に対して強くできる。
  - (ロ) アンテナを小型軽量化に適した構造にできる。
  - (ハ) 中心周波数の調整が容易である。
  - (ニ) コンデンサの製作が容易である。
  - (ホ) コンデンサを空力加熱の比較的少ない部分に置ける。
  - (ヘ) コンデンサの温度補償が可能である。

#### 短所

- (1) アンテナの長さを $1/4$ 波長よりも短くすればするほどアンテナ帯域幅は狭くなるとともに能率は低下し、放射電力パターンの切れ込みは大きくなる。

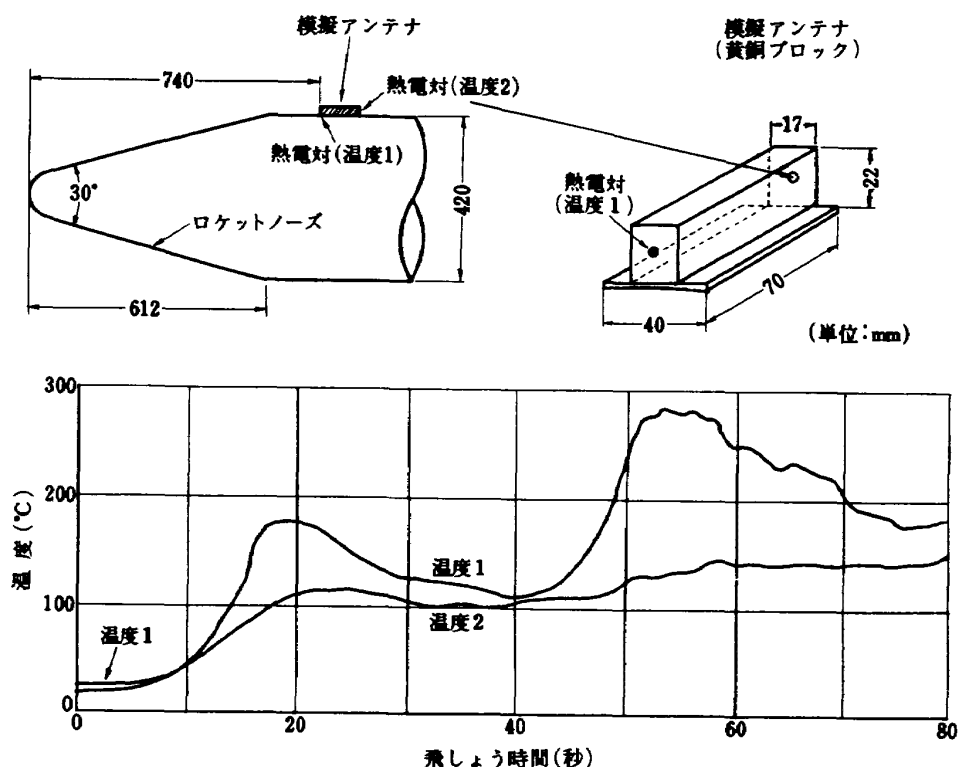


図 2.5 JCR-7号機で行ったアンテナ温度測定結果

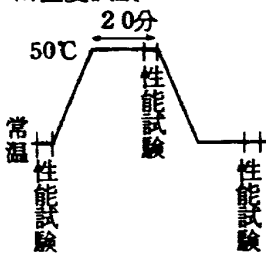
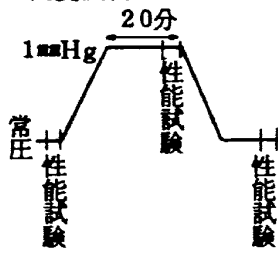
### 3 性能試験および環境試験

この試験は本アンテナがJOR-8号機に搭載する  
応急停止用受信アンテナとして適当か否かを判断する  
技術的資料を得るために行ったものである。アンテナ  
に要求される条件は表3.1, 表3.2の通りである。

表 3.1 要求性能

応急停止用受信アンテナは、ダミーボディーに取り付けた状態で次の性能を有すること。	
(1) アンテナゲイン	全立体角の95%に対して -23dB <sub>i</sub> 以上であること。
(2) VSWR	2以下(169.85±0.5MHz)

表 3.2 環境試験条件

応急停止用受信アンテナは原則として作動状態で 下記の試験実施中、表3.1の要求性能を満足する こと。	
(1)温度試験	(2)高度試験
	
(3)振動試験	
機軸方向	5~ 25Hz全振幅 4mm 4分 25~ 200Hz 5G 4分 200~2000Hz 10G 4分
横方向2軸	5~ 25Hz全振幅 4mm 4分 25~ 200Hz 5G 4分
(4)加速度試験	
機軸方向	+15G, -10G 30秒
横方向2軸	+10G, -10G 各30秒
(5)衝撃試験	
3軸6方向	40G 10ms (半正弦波)

#### 3.1 性能試験結果

##### (1) アンテナゲイン

2台のアンテナを逆相給電で図3.1のようにダミー  
ボディーに取り付けて測定した結果は図3.2の通りで、

アンテナゲインは全立体角に対して-5 dB<sub>i</sub> 以上で  
ある。なお電界の $\theta$ ,  $\phi$ 成分をそれぞれ $E_\theta$ ,  $E_\phi$ とす  
ると,  $xy$ ,  $yz$ ,  $zx$ 平面における $E_\theta$ ,  $E_\phi$ の放射パタ  
ーンの測定結果はそれぞれ図3.3a, 3.3b, 3.3c のよ  
うになり, 同様にしてアンテナ単体の場合には図3.4  
a, 3.4b, 3.4cのようになる。ここに無指向性無損失  
アンテナの電界を0dB とする。写真3.1は電波無反  
射室<sup>4)</sup>における放射パターンの測定模様で, ダミー  
ボディーの中央に見えるのがアンテナである。

##### (2) VSWR

VSWR=2のときの周波数帯域は

アンテナNo.1 : 169.85MHz (-0.95~+0.75  
MHz)  
" No.2 : " (-0.65~+1.00  
MHz)

電波無反射室での測定結果は図3.5の通りである。  
なおロケット胴体表面から見たアンテナ入力インピー  
ダンスの測定結果は図3.6の通りである。ここにイン  
ピーダンスは50Ωで規格化したものを示してある。

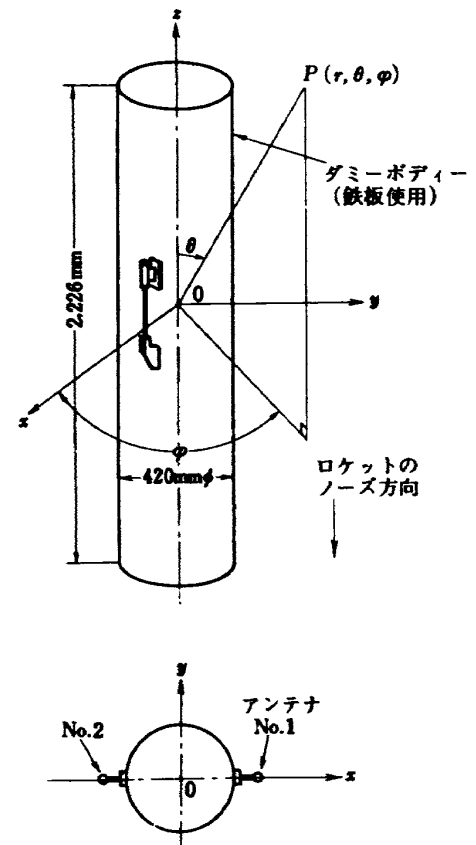


図 3.1 ダミーボディーに取り付けた  
アンテナの座標系

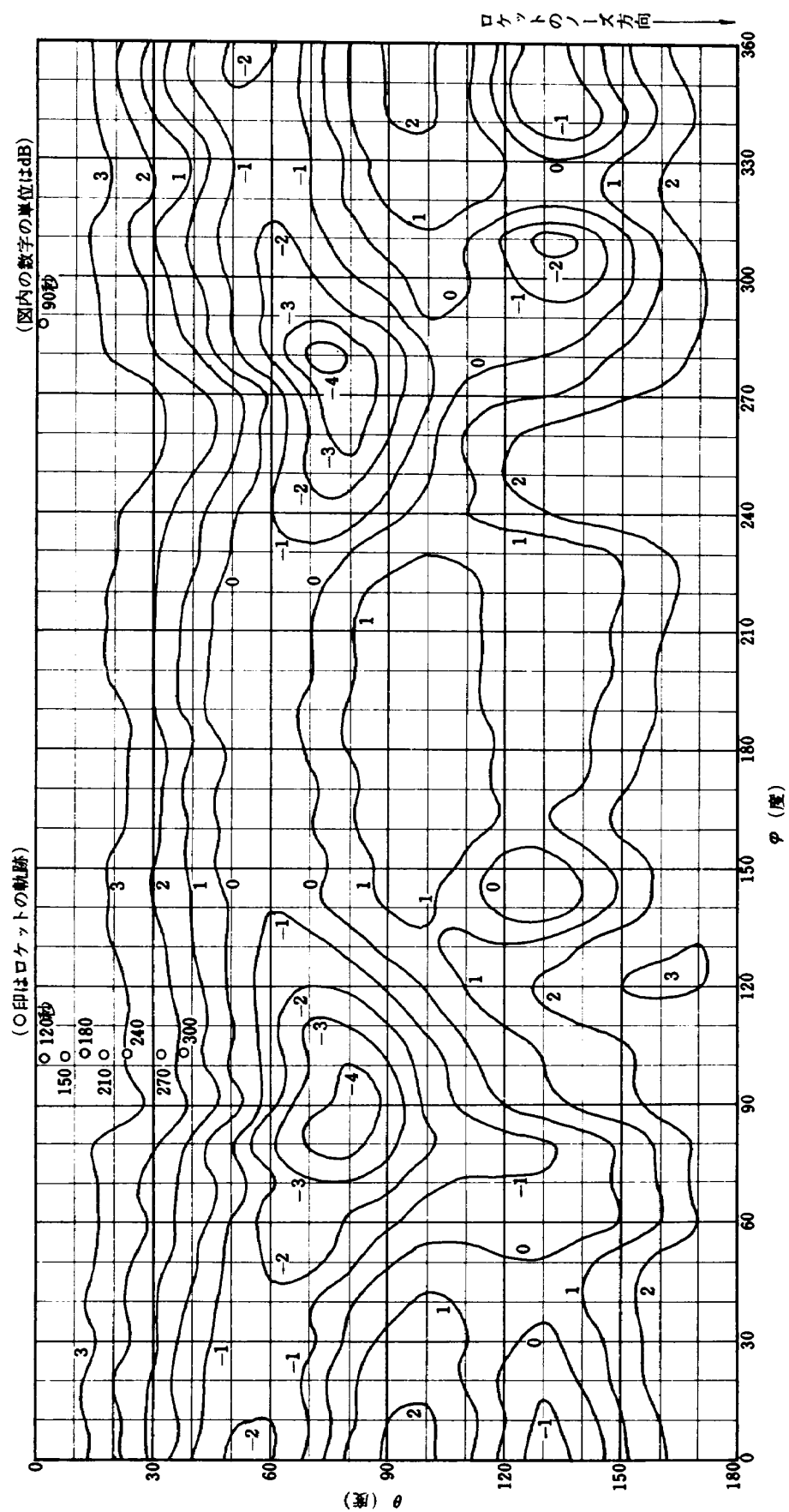


図 3.2 電力等高線パターン

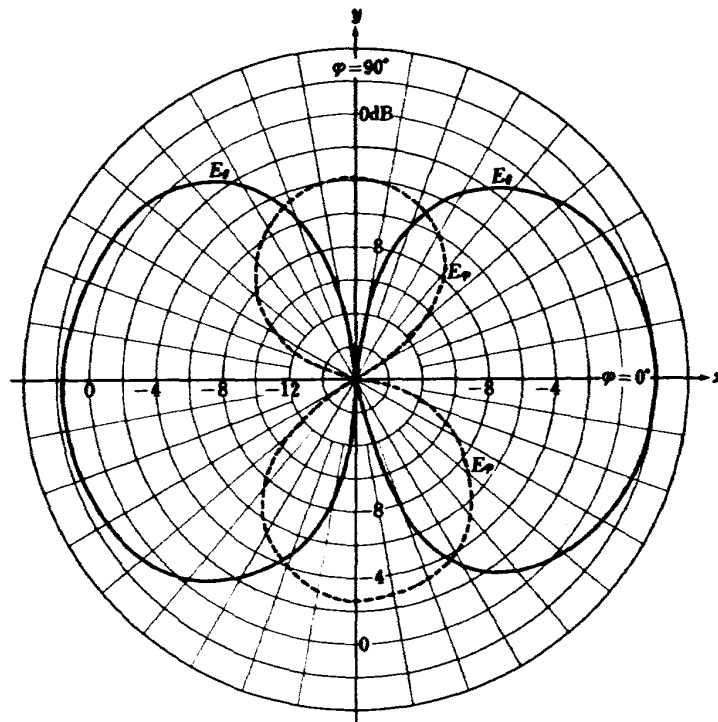


図 3.3 a xy 平面の放射電界パターン（逆相給電の場合）

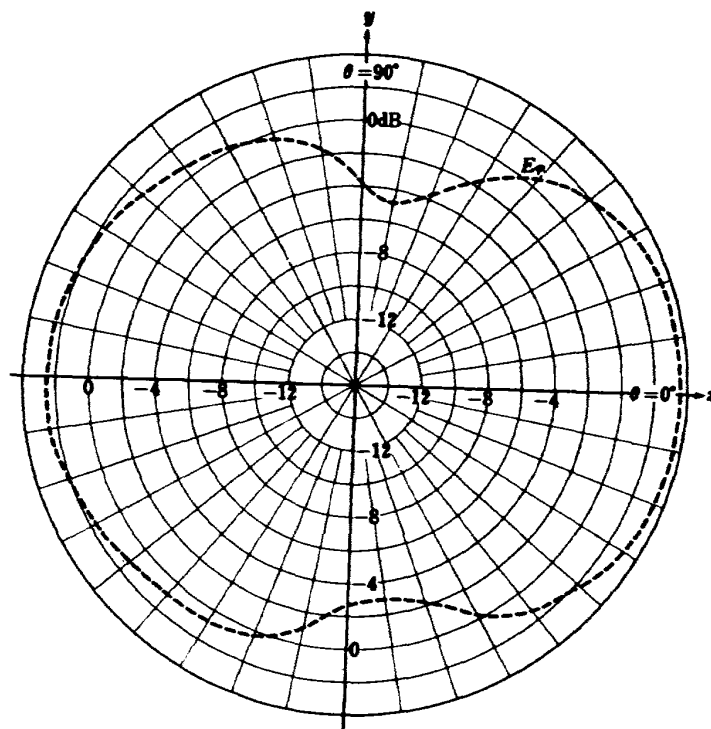


図 3.3 b yz 平面の放射電界パターン（逆相給電の場合）



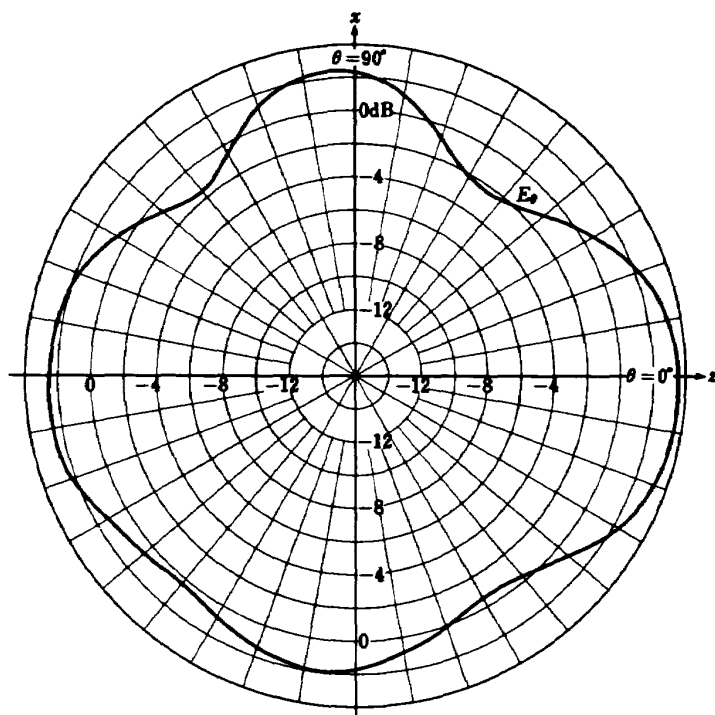


図 3.3 c  $zx$  平面の放射電界パターン（逆相給電の場合）

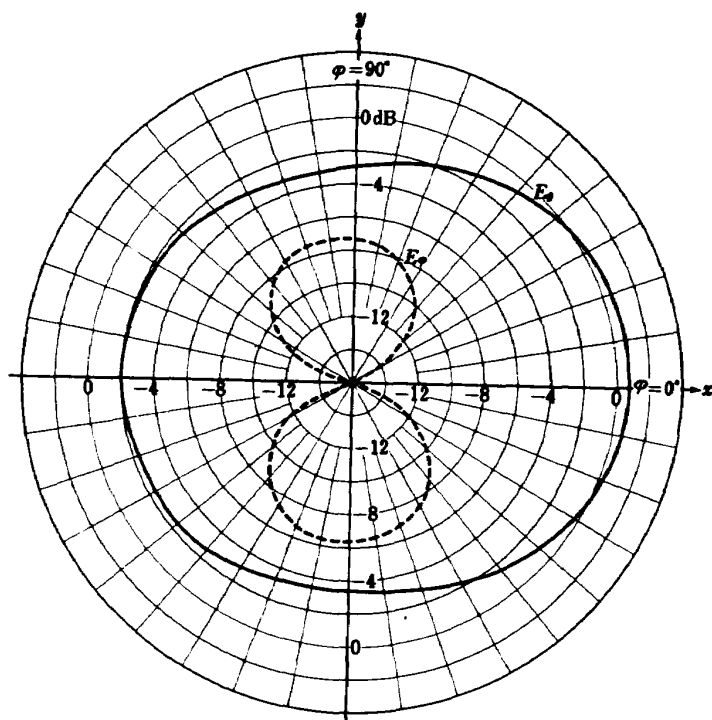


図 3.4 a  $xy$  平面の放射電界パターン（アンテナ単体 (No.1) の場合）

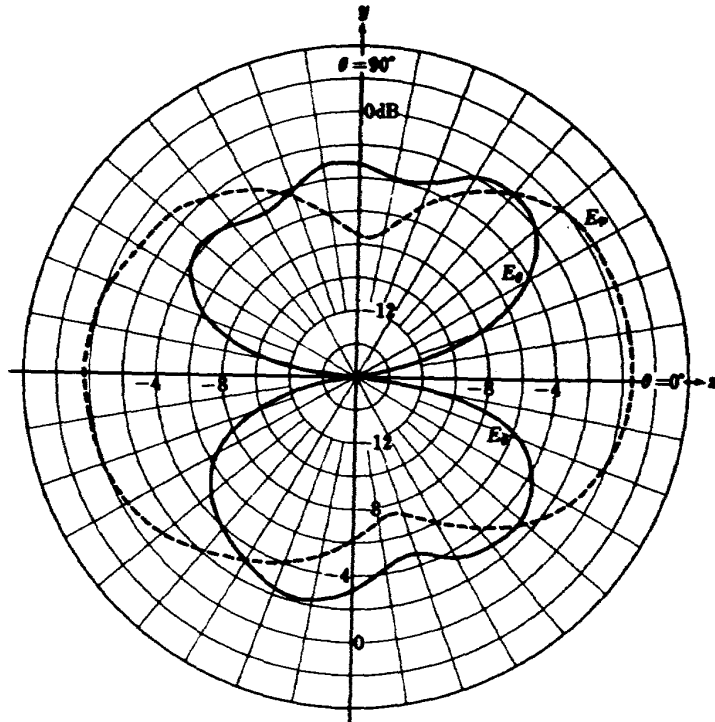


図 3.4 b yz 平面の放射電界パターン (アンテナ単体 (No.1) の場合)

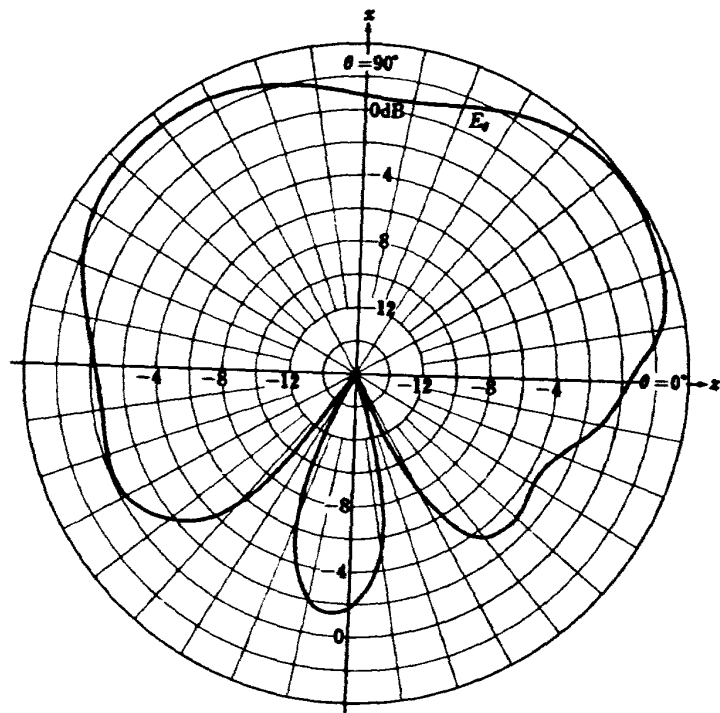


図 3.4 c zx 平面の放射電界パターン (アンテナ単体 (No.1) の場合)

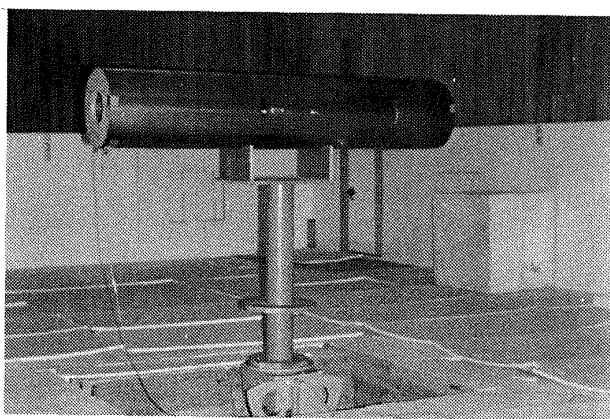


写真 3.1

電波無反射室における放射パターンの測定模様

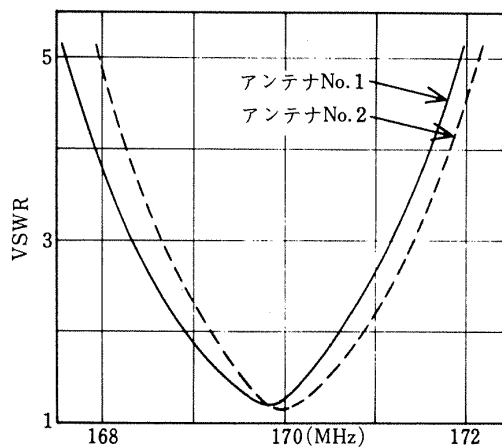


図 3.5 周波数対 VSWR 特性

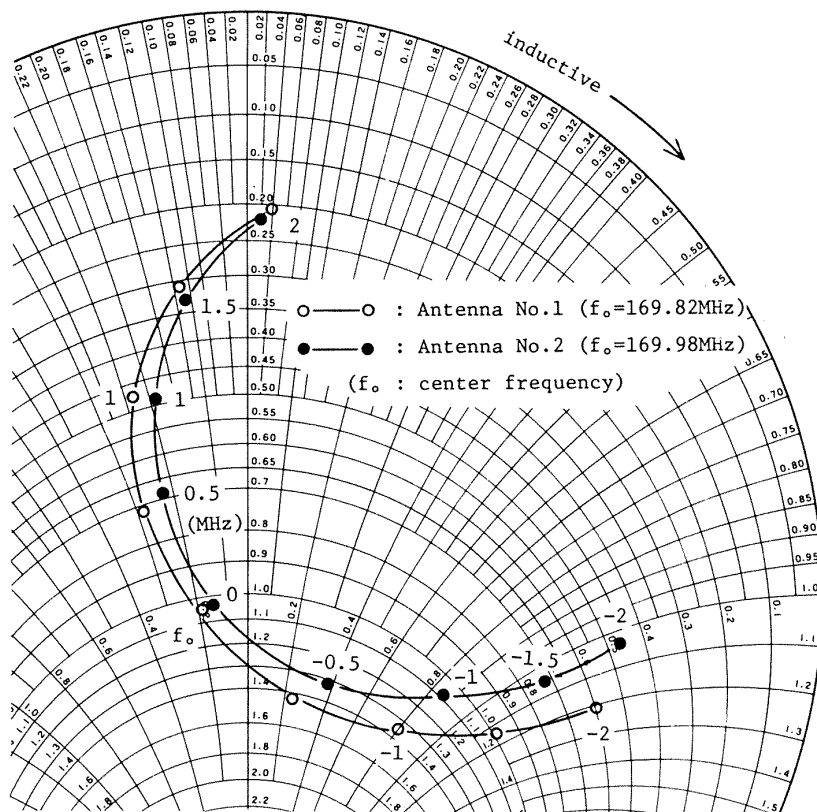


図 3.6 アンテナ入力インピーダンス (50Ωで規格化したもの)

### 3.2 環境試験結果

環境試験を表3.2の条件により行い、その結果は次の通りである。

#### (1) 温度試験

アンテナNo.1：ドリフトは100KHz以下

～ No.2： ～ 50KHz以下

測定結果は図3.7の通りである。

#### (2) 高度試験

アンテナNo.1：ドリフトは100KHz以下

～ No.2： ～ 100KHz以下

測定結果は図3.8の通りである。なお(1)、(2)の試験には同じ試験装置を使用している。アンテナを鉄のアンクルで作った治具に取り付け、VSWRが良好になるような試験装置の適当な空間にこれをセットし、(1)、(2)の試験を行った。

#### (3) 振動試験

VSWRが2以下になるようにアンテナを鉄のアンクルで作った治具に取り付け、VSWR計をモニターしながら振動試験を行った。その結果機軸方向の980～990Hz付近の振動のときにアンテナNo.1、No.2ともVSWR計が2を中心にして±0.2～0.3程度ふらふらした。コンデンサ部分のスプリングの太さを替えても同じ現象であったので、この原因はコンデンサ部分の機械的な共振によるものと思われる。その他の試験条件の所ではVSWR計のふらつきはなかった。写真3.2は振動試験の様様である。

#### (4) 加速度試験および衝撃試験

アンテナを鉄のアンクルで作った治具に取り付け、加速度、衝撃の両試験を行った。両試験とも試験機の関係でアンテナを試験機に取り付けた状態でアンテナのVSWRを測定することができなかった。両試験終了後各アンテナをダミーボデーに取り付けてVSWR

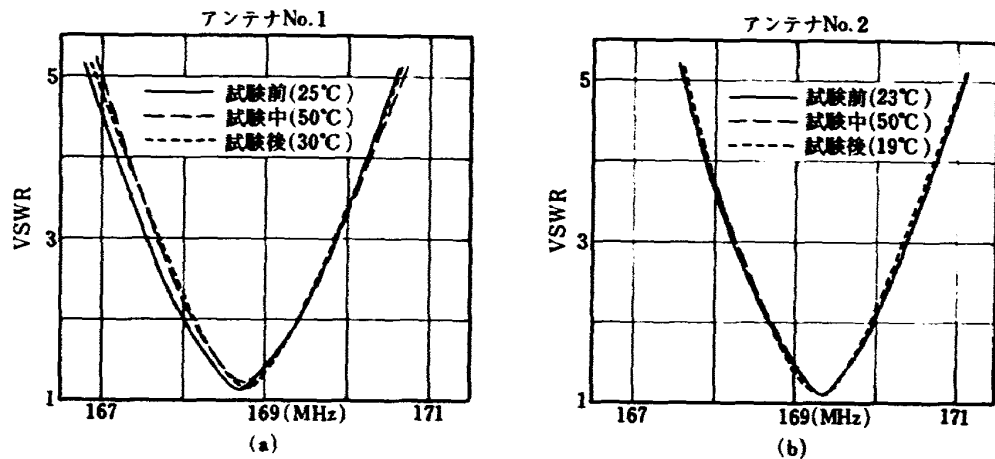


図3.7 アンテナの温度試験結果

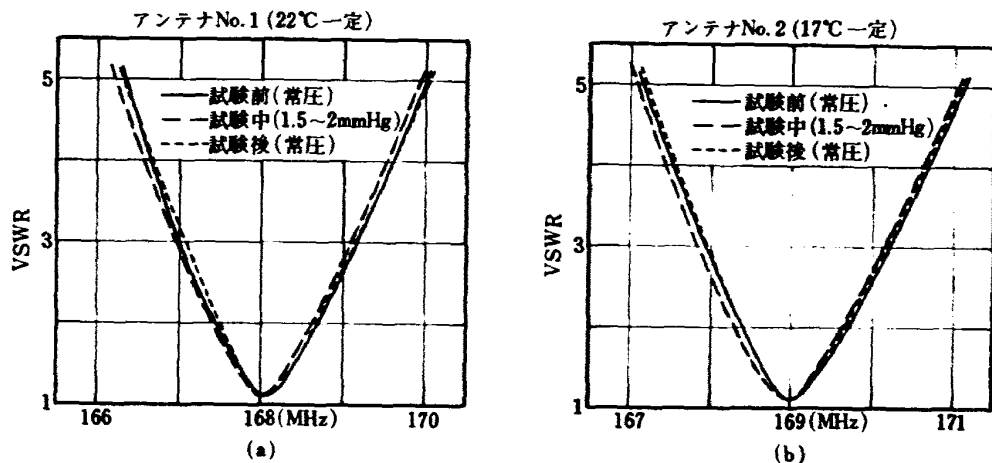


図3.8 アンテナの高度試験結果

を測定し、アンテナが正常に動作することを確認した。図3.9は試験前のデータで、アンテナNo.1, No.2はそれぞれ中心周波数を166.1~173.6MHzおよび168.0~175.0MHzまでコンデンサの調整により可変できることを示す。図3.10は試験後のデータで、アンテナの中心周波数を170MHz付近に調整したものである。

以上の環境試験はアンテナをダミーボディーに取り付けた状態で行うことができなかった。したがって(1), (2), (3)における環境試験中のアンテナの電気的特性は、アンテナをダミーボディーに取り付けたときに比べて多少変化し、アンテナの中心周波数を169.85MHzに調整することができなかった。しかし環境試験によるVSWRの変化は観測できるので、これよりアンテナをダミーボディーに取り付けた場合の環境試験結果を類推した。

### 3.3 試験結果に対する結論

上述の試験結果から判断して本アンテナはJCR型

ロケット搭載に必要な表3.1, 表3.2の諸条件を満足していることがわかった。またJCR-8号機との噛み合わせ試験結果等も考慮に入れて、本アンテナはJCR-8号機に搭載される運びとなった。

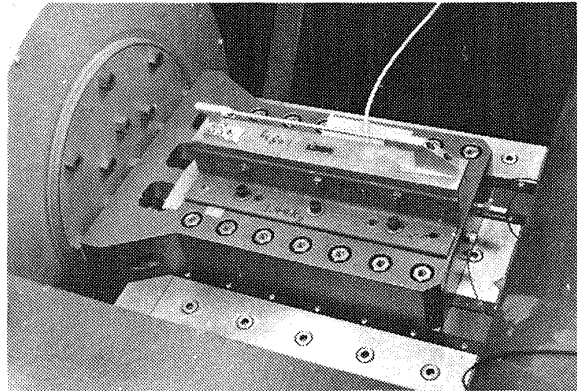


写真 3.2 振動試験（機軸方向）

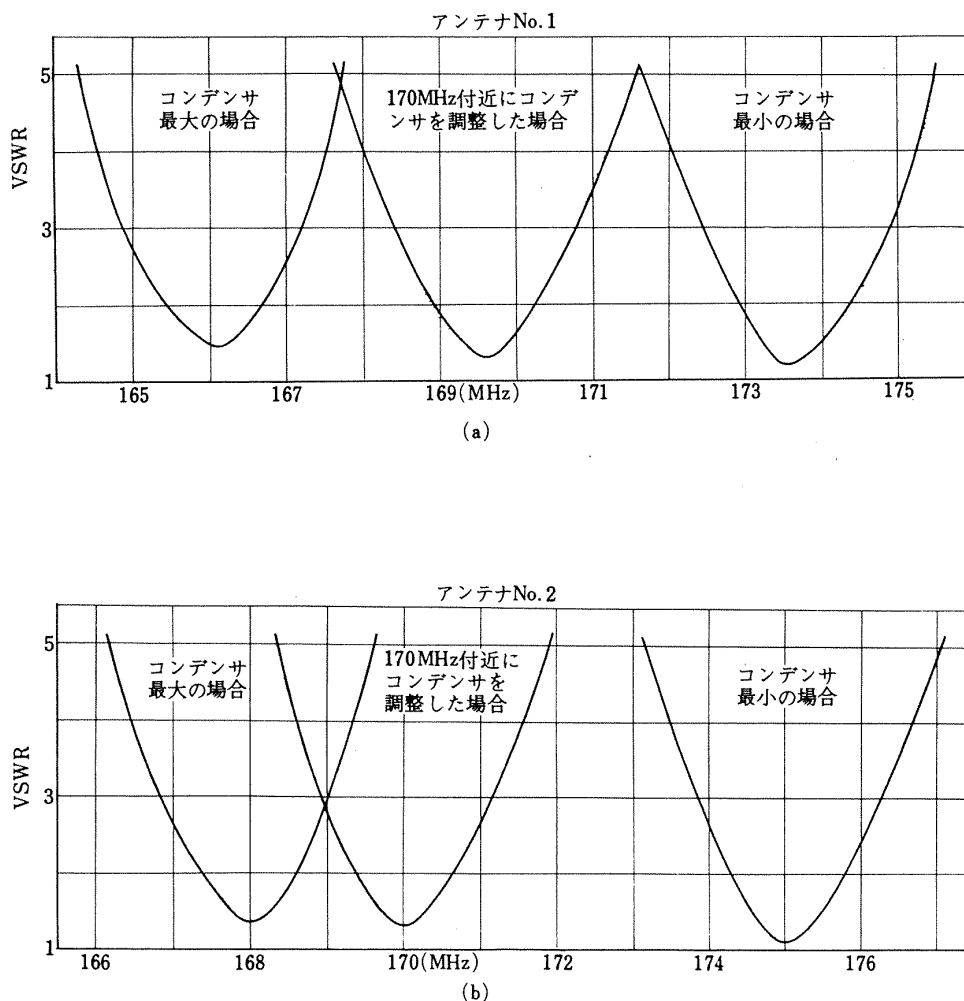


図 3.9 衝撃、加速度試験前の周波数対VSWR特性  
(アンテナをダミーボディーに取り付けて測定)

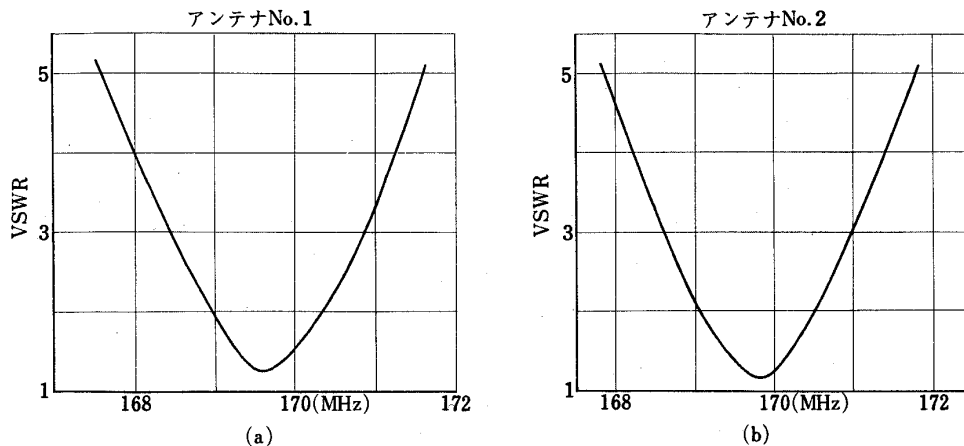


図 3.10 衝撃、加速度試験後の周波数対 VSWR 特性  
(アンテナをダミーホーディに取り付け、170MHz 付近にコンデンサを調整して測定)

## 4. 飛しょう実験

### 4.1 実験方法

#### (1) 飛しょう実験前の準備

2 台のアンテナを JCR-8 号機に取り付けた後、中心周波数 169.85MHz において各アンテナの VSWR が最小になるように調整する(実測値はそれぞれ VSWR = 1.2 以下)。次に 2 つのアンテナに 180 度の位相差を持たせ、その出力を図 4.1 のように結合する。その後応急停止用電波の送信 → 受信 → テレメータ電波の送信 → 受信という系全体の動作確認を行い、飛しょう実験前の準備を終える。

#### (2) 飛しょう実験

飛しょう実験の概要は図 4.2 の通りである。すなわちロケット飛しょう中、応急停止用送信機からまずコマンド信号を発射する。この信号をロケットに搭載した本アンテナで受信し、応急停止用受信機に供給する。受信電波の強さに応じて変化するこの受信機の AGC レベルは PCM テレメータにより地上に送られ、地上で復調され、ペンレコーダにより記録されるとともにデータレコーダにストアされる。記録結果は図 4.3 の通りである。なおコマンド信号はロケット発射 90 秒後から手動により 30 秒間発射し、その後 30 秒間発射を停止する。以後は 30 秒間隔ごとに発射、停止を手動により交互に繰り返す。

### 4.2 実験結果

図 4.3 のテレメータの記録(実際には精度の良いデジタル信号記録を使用)と図 4.4 の受信機入力レベル換算曲線により受信機の入力レベルが求まる。一方レーダから図 4.5 のようにロケットの飛しょう軌跡が

わかるので、図 4.6 の A, B, C, D, ○印のような slant range に対する受信機入力レベルの実測値が求まる。

一方図 4.6 において〔〕内の条件を仮定し、かつ送信アンテナの利得をロケットの方向に関係無く 13dB 一定と仮定すると、受信機入力レベルは計算により、

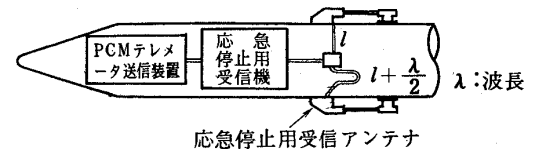


図 4.1 アンテナの結合方法

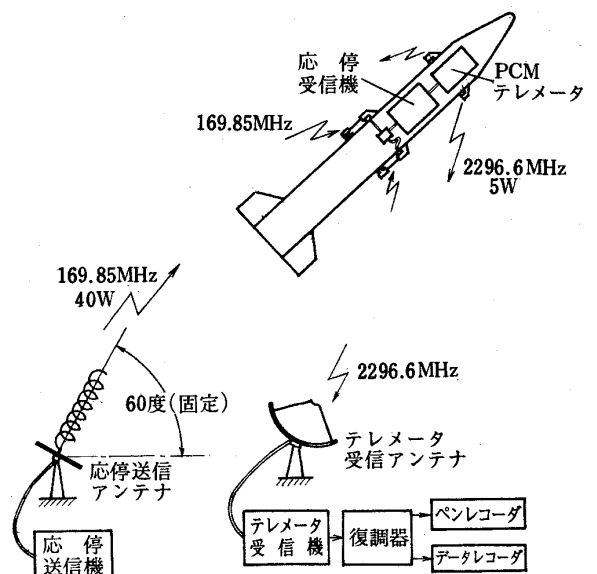


図 4.2 飛しょう実験の概要

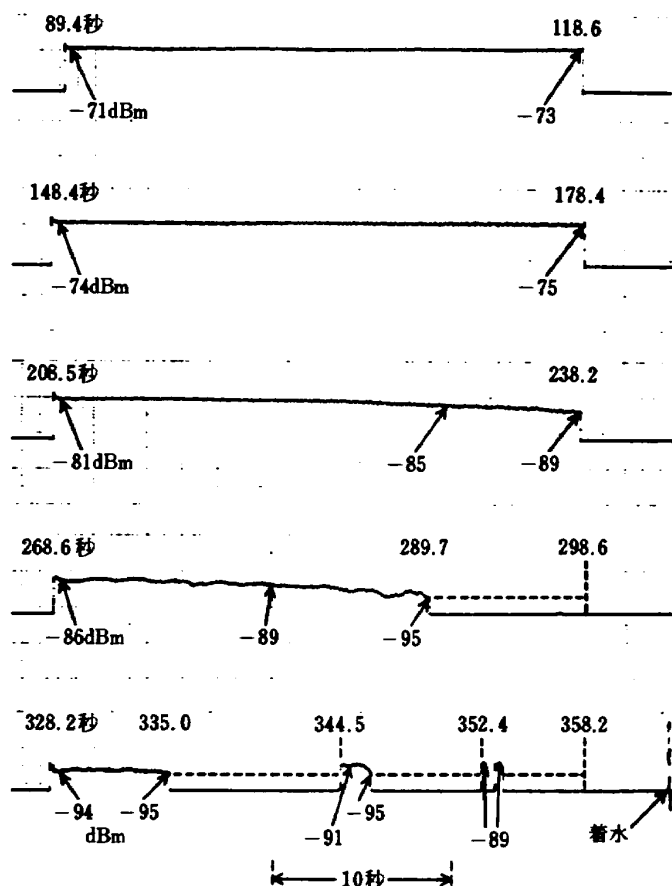


図 4.3 飛しょう中の受信機の AGC レベル

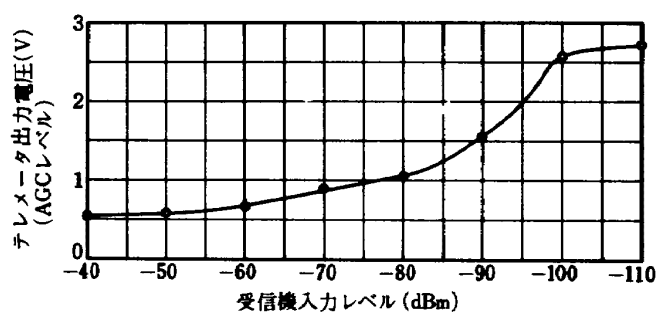


図 4.4 受信機入力レベル換算曲線

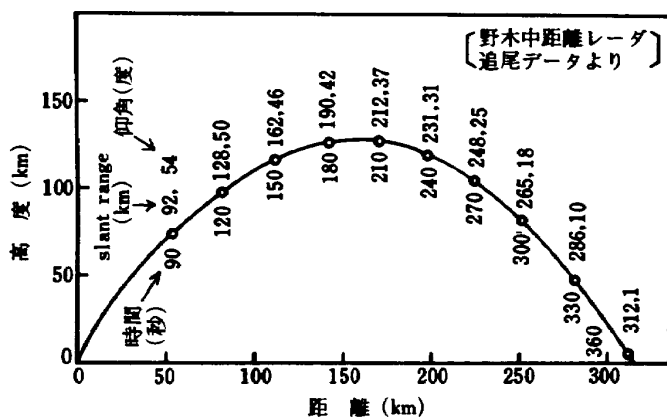


図 4.5 ロケットの飛しょう軌跡

点線のように求まる。実際の送信アンテナは固定（迎角60度）で図4.7のような放射パターンを持っていると考えられるので（ここで25度以下の放射パターンは-10dBと仮定）、受信機の入力レベルは計算により実線のように求まる。

#### 4.3 実験結果に対する考察

送信アンテナが固定であるために、ロケットが送信アンテナの主ビームからはずれるにしたがって誤差が大きくなっていく。したがって今回の実験において最も測定誤差が少ないと考えられるのは図4.5および図4.7からもわかるように90~180秒の間に測定されたデータである。以下この間における主な誤差について考えてみる。

##### (1) 受信機入力レベル換算曲線のドリフトによる誤差

図4.4のAGCレベルが温度等環境の変化によってドリフトすると、ここでは-73dB付近の曲線部分を使っているために、それがわずかであっても受信機入力レベルに換算したときには大きな誤差となって現れる。これによる誤差は4dB程度まではじゅうぶん考

えられるだろう。

##### (2) テレメータ系による誤差

AGCレベルはテレメータ出力信号においてアナログ以外にデジタルでも得られているので、PCMテレメータ系全体を含めた誤差は0.4~0.8%程度、すなわちこれを図4.4で考えると1~2dB程度と考えられる。

##### (3) 送信アンテナの放射パターンによる誤差

この誤差は比較的少ないと思われるが0.5~1dB程度は考えられる。

##### (4) 受信アンテナによる誤差

本アンテナが搭載されたJCR-8号機は幸いにして3軸制御が行われたロケットであったので、図3.2に示すようにアンテナパターンのどの部分が実際の受信アンテナとして使用されたかがわかり、それだけ系全体の測定精度が上がったと考えられる。図3.2より受信アンテナによる利得を求めると、アンテナパターンによる誤差および振動、衝撃、温度等環境変化に伴うアンテナの不整合による誤差も考慮に入れ、全体で2dB程度の誤差は考えられる。

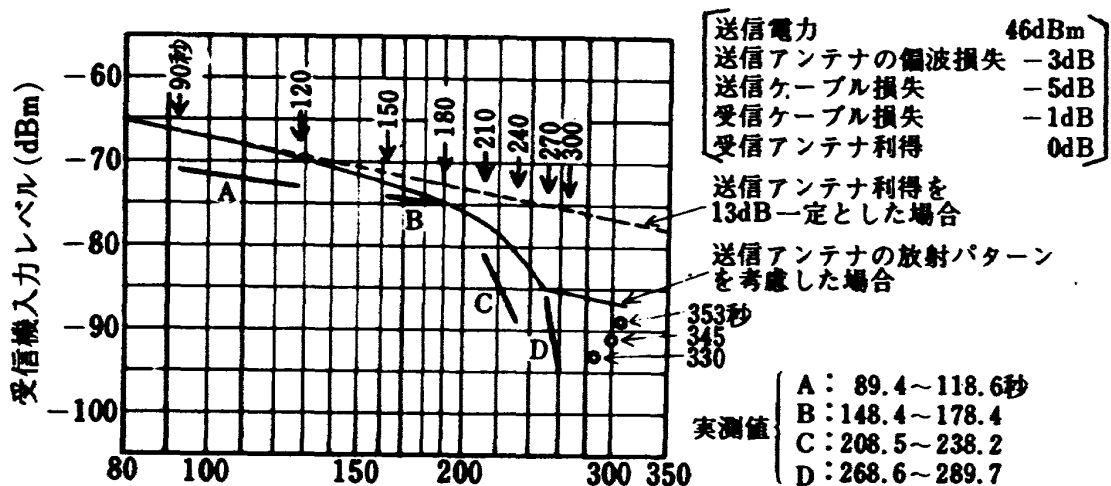


図4.6 slant rang に対する受信機入力レベル



なお本アンテナは一般に楕円偏波であるが、図 3.3 からも予想できるように  $z$  軸付近すなわち  $\theta = 0 \sim \pm 30$  度の範囲では  $\varphi$  に関係無くほぼ直線偏波と考えられ、一方本アンテナに関する飛しょう実験は図 3.2 に示すようにこの範囲内で行われているので、図 4.6 の〔 〕内における送信アンテナの偏波損失は  $-3$  dB 一定と考えた。

以上のような測定誤差があることを考慮して飛しょう結果を考えると、90~180 秒の測定結果は reasonable と考えられる。また 210 秒以降の測定結果も測定精度が悪くなるとはいえ、計算結果と傾向は良く一致しており、実験は成功であったと考える。

なお測定精度をより良くするために、送信アンテナにトラッキング可能なアンテナが使用できなかったことは仕方がないにしても、AGC レベルから受信機入力レベルを求める方法においてはもう少し考慮が払われるべきであったと思われる。

## 5. 結 論

飛しょう実験においてほぼ予想通りの結果が得られたことを考慮し、またアンテナの環境試験結果や JCR-7 号機のアンテナ温度測定結果等も参考にすると

本アンテナは飛しょう中着水迄正常に動作したものと考えられ、本研究の目的を達することができた。

終りに本研究を進めるにあたり絶えず適切な助言をいただきました樋口一雄計測部長、宇宙開発事業団の竹中幸彦ロケット設計グループ総括開発部員、田畑浄治誘導制御設計グループ総括開発部員に深く感謝の意を表します。なお実際のアンテナ製作にあたっては管理部工作課の原嶋恵治技官に御協力いただいたことを付記し、謝意を表します。

## 文 献

- 1) Ronold King, et al.; Transmission-Line Missile Antennas, IRE Transactions on Antennas and Propagation Vol. 8, No. 1 (1960/1) PP. 88-90
- 2) 田畑 穰井, 三浦, 松崎, 塚本; ロケット搭載用伝送線路型アンテナの解析, 航技研報告 TR-186 (1969/12)
- 3) 宇宙開発事業団; 打上げ実験用ロケットノート, No. 7, JCR 型ロケット 8 号機 (1972/12)
- 4) 電波研究所; 電波無反射室 (1969/8)

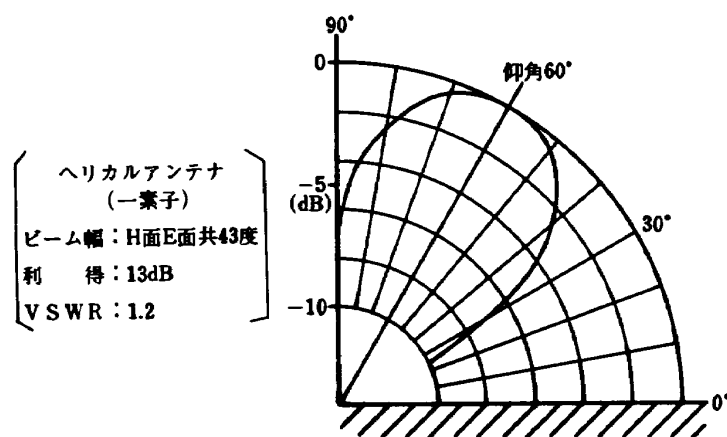


図 4.7 応急停止用送信アンテナの垂直面内放射電力パターン

---

## 航空宇宙技術研究所資料267号

昭和49年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)☎182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2〜27〜12

---

