

M-3S II 型ロケットのレーダ追跡結果

林 友直, 市川 満, 関口 豊
鎌田 幸男, 豊留 法文, 山田 三男

1. 概要

M-3S II 型ロケット (1~3号機) 打上げに用いたレーダ系の構成は, 基本的には地上装置及び搭載機器共に従来の M-3S 型ロケットと同様であるが, レーダ搭載機器の性能改善, 小型軽量, 簡素化等信頼性向上の観点から見直しを行ない次のような変更を行なった.

- ①1.6GHz 帯レーダトランスポンダ (1.6RT) アンテナの送受共用化
- ②5.6GHz 帯コマンドデコーダ (5.6DEC) の更新
- ③レーダトランスポンダ電源電圧の18V 系への変更

レーダ地上装置系 (1.6GHz 帯 4 mφ レコーダ及び3.6mφ レーダ, 5.6GHz 帯精測レーダ) はロケット第二段計器部に搭載された各々のレーダトランスポンダからの電波を自動追跡し, 実時間におけるロケットの飛翔経路標定を行なった. さらに, 精測レーダからは飛翔中のロケットに対し電波誘導コマンドコードの送出を行ない, 総べて正常に作動した. しかし, この M-3S II 型ロケットでは第二段ロケットエンジンの燃焼ガスによる電波減衰が従来の M 型ロケットに比べて大きく生じた.

本文では, これらのロケット追跡に用いた地上装置と, 今回変更したレーダ搭載機器の概要と追跡結果並びにデータ処理により得られたロケットの速度・加速度の大きさ及びそれらの方向等について報告する.

2. 地上装置

M-3S II 型ロケットに対するレーダの地上系は, M-3S型ロケットの場合と同一であり, L バンド系の4 m レーダと3.6m レーダ及び, C バンド系の精測レーダと捕捉レーダが使用された. 各々のレーダの操作部の様子を図1~図3に示す. レーダデータ処理システムの構成及び各レーダ局の性能については文献(1)を参照されたい.

3. 搭載機器

3.1 1.6RT 系搭載機器

1.6GHz 帯レーダの搭載機器は, レーダトランスポンダ (1.6RT), 送受分波器 (ANT REP BOX), 及びアンテナ等から構成されている. 図4にこれらの外観を示す.

従来1.6RT用アンテナは, 送信用と受信用を別々に各2個ずつ計4個取り付けていたが,

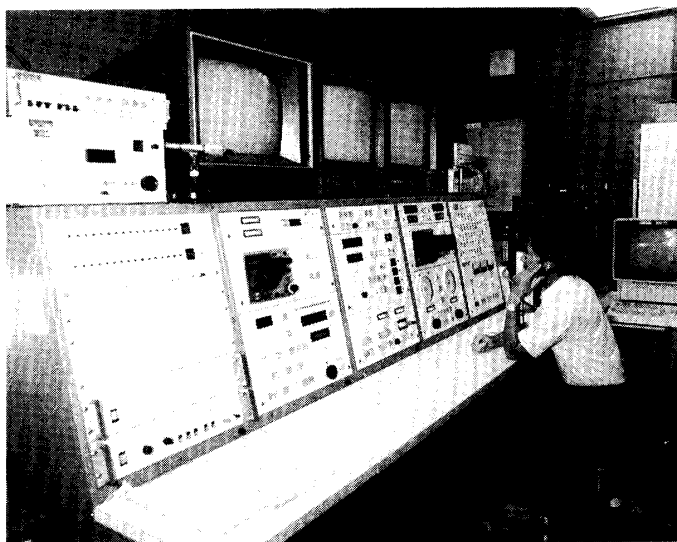


図1 3.6m レーダ



図2 4m レーダ

送受分波器を追加してアンテナの共用化を図り、第2段計器部円周上の対称位置に2個装着され、2素子逆相給電としている。1.6RT搭載系統図を図5に、1.6RT主要性能を表1にそれぞれ示す。

3.2 5.6RT系搭載機器

5.6GHz帯レーダの搭載機器は、レーダトランスポンダ、コマンドデコーダ、デコーダリレーボックス、アンテナ切換器RF部、切換器ドライバー部、切換停止器、アンテナ部などから構成されている。5.6RT搭載系統図を図6に、5.6RTの外観を図7に、5.6RT主要性能を表2にそれぞれ示す。



図3 精測レーダ

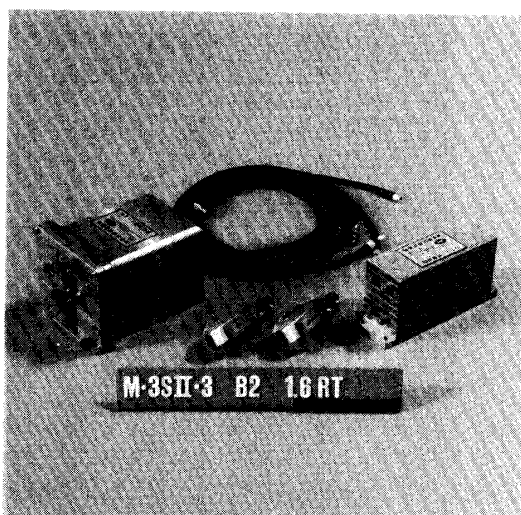


図4 1.6RT系搭載機器

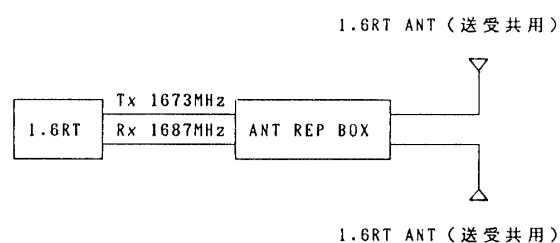


図5 1.6RT 搭載系統図

5.6DECの更新

5.6GHz帯のコマンドデコーダは、設計してから約10年たち、使用部品も旧式になり入手困難なものがでてきた。そこで、現在の集積度の高いLSIを使用して小型、高性能化を図り、M-3S II型ロケット搭載用に向けて開発を行ない、M-3S-4号機から新しいコマンドデコーダを搭載した。

デコーダの基本的な機能・性能については、従来のデコーダとほぼ同一であるが、旧デコーダはデコード回路が受動素子型のディレーラインを使用し、且つNANDゲートやダイオードマトリクスを用いた構成であった。新デコーダではこれらをデジタルICを用いた回路構成にし、更にデコーダの出力回路に従来使用していたラッチングリレーをフォトカプラに変

表1 1.6RT 主要性能

受信周波数	1687±2MHz
受信感度	-70dBm以下
中間周波数	30MHz
中間周波バンド幅	2.5MHz
送信周波数	1673±2MHz
送信出力	100W
送信パルス幅	1.0±0.2μs
自送パルス繰り返し周波数	180~220Hz
同期パルス繰り返し周波数	250,267 6/7Hz
電源電圧	+18±4V
重量	2.3kg

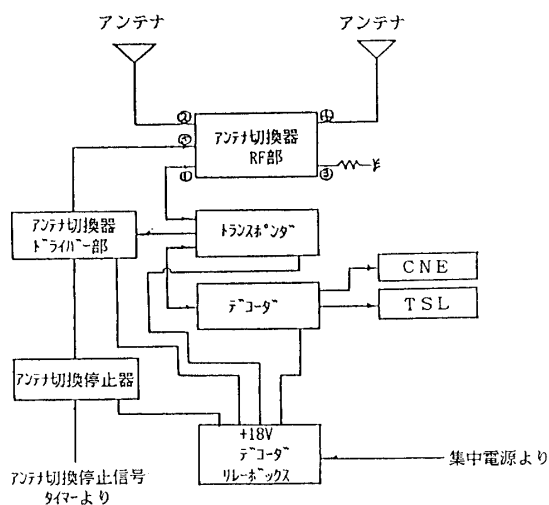


図6 5.6RT 搭載系統図

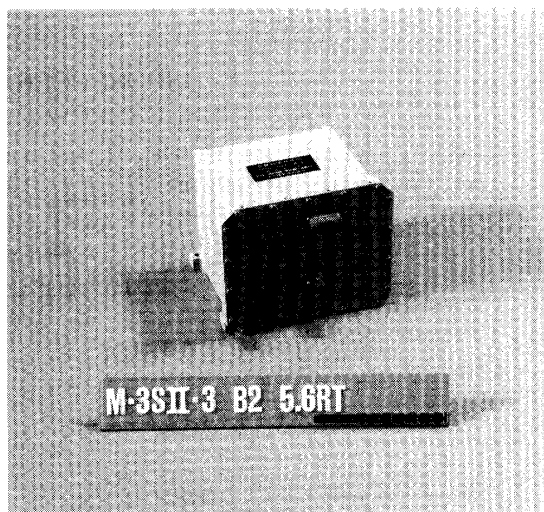


図7 5.6RT 外観

表2 5.6RT 主要性能

受信周波数	5586±3MHz
受信感度	-70dBm以下
識別パルス間隔	3±0.15μsec
受信帯域幅	11±3MHz
送信周波数	5636±3MHz
送信出力	500W
送信パルス幅	0.9±0.1μsec
自送パルス繰り返し周波数	210±10Hz
同期パルス繰り返し周波数	250,267 6/7Hz
固定遅延時間	2.5±0.1μsec
電源電圧	+18±4V
重量	2.7kg

更し、小型軽量化と信頼性の向上を図った。

小型計量化

集積度の高い部品を使用して部品点数を550から約150に減少した。寸法及び重量を以下に示す。

	寸法	容積	重量
新 5.6 DEC	120×150× 50.4mm,	900cm ³	1.2Kg
旧 5.6 DEC	124×169×123.2mm,	2582cm ³	2.9Kg

新5.6DECの外観を図8に示す。

性能の向上

- ①旧デコーダではコマンドコードを読み込むため、ダブルパルス (IP, RP) を検出して読み込みパルスとして使用しているが、新たにスタートパルス (SP) を追加し、マル

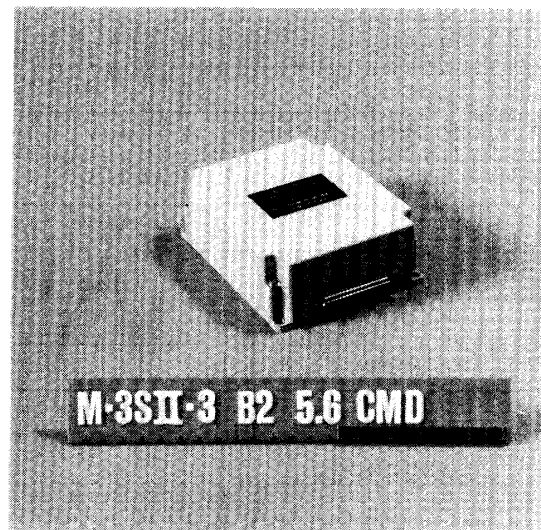


図8 5.6DEC 外観

チパス等による誤動作の起こる確率を低減した。

- ②旧デコーダではアクティベーションコードは、歯抜けがあっても3回以上受信するとリレーが動作するが新デコーダでは、3回以上連続して受信した場合にのみ動作するように変更した。
- ③ダブルパルスの検出精度を $3 \pm 0.15 \mu\text{SEC}$ ~ $3 \pm 0.6 \mu\text{SEC}$ の範囲から $3 \pm 0.2 \mu\text{SEC}$ ~ $3 \pm 0.5 \mu\text{SEC}$ の範囲にし、アンサーバック送出時間確度を $\pm 500 \text{nSEC}$ から $\pm 200 \text{nSEC}$ に改善した。
- ④消費電流を18V 440mA から18V 250mA に低減した。

3.3 レーダトランスポンダ電源電圧の変更

トランスポンダの電源電圧は従来5.6RTが+28Vを、1.6RTが+9V系をそれぞれ使用していたが、機器の簡素化という観点から+18V系に変更し、他の搭載機器と共通化を図った。変更にともない電源部のトランスを変えたが、外形寸法は変更せずに済んだ。

4. 飛翔結果

4.1 追跡状況

M-3S II -1~3号機までの精測レーダの追跡は、ほぼ良好に行なわれた。M-3S型ロケットの場合は、ランチャー上から自動追跡を行なったが、M-3S II型ロケットでは、ランチャー上での回線状態が地上反射の影響であまり好ましくなかったためレンジ系は自動追跡としたが、アングル系はX+2秒で待ち受けてロックオンとした。その後正常に追跡が行なわれ、1号機と2号機は直距離が約1365kmをもって電波断となるまで全て正常に追跡したが、3号機はB3点火直後のX+416.3秒(924km)に5.6RTからの信号を受信できなくなった。これは、電波断となったのがB3点火の直後であり、TM(PCM)もほぼ同時刻に電波断となっていること、さらにアンテナ切換器及びリレーボックス等がM-3Bの火炎のあたる上面パネルに取り付けられていることなどから、M-3Bの火炎の影響によるものと判断している。

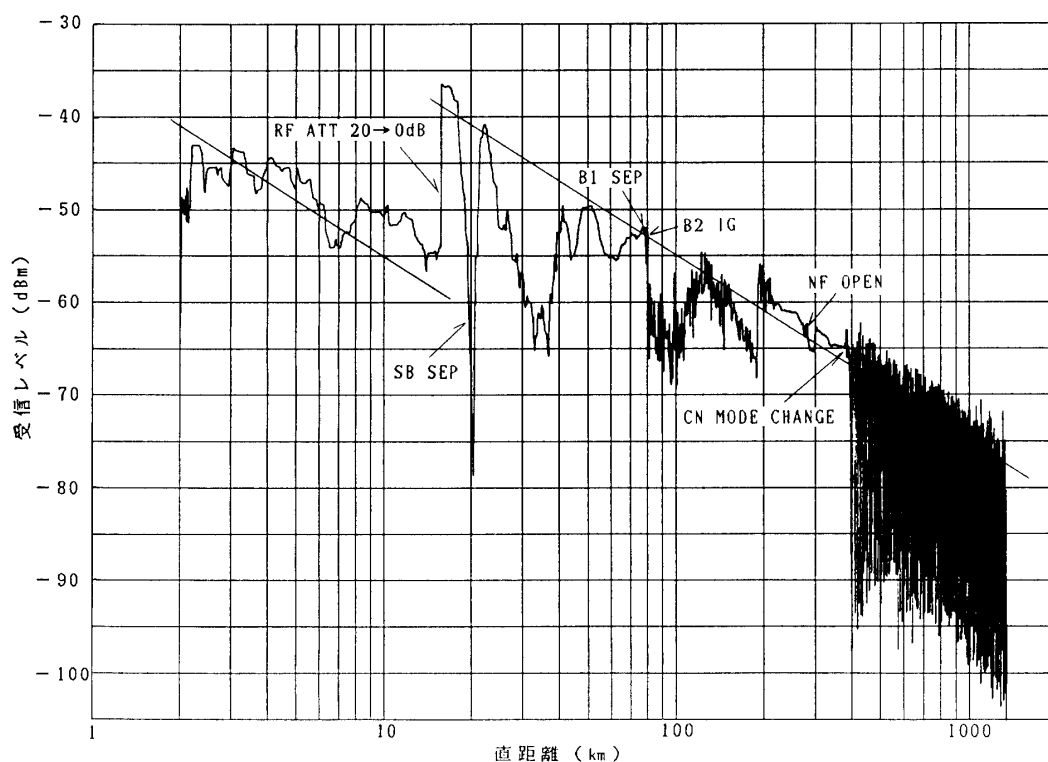


図9 M-3S II-1号機精測レーダ受信レベル

電波断となったのがB2 SEP後であり、5.6RTの役目がほぼ終わった段階であるのでミッションに関わるような問題にはならなかったが、次の4号機では、現在上面に取り付けられている機器の取り付け位置を下面に変更することにした。

精測レーダの受信レベルを図9～図11までに示す。これらに示すように搭載アンテナの利得を0 dBiとした計算値にほぼ合っているが、2段目ロケット(B2)の燃焼中のレベル変動とレベル低下が生じた。特に3号機でのレベル低下が大きく、図11に示すように燃焼終了直前には、約25dB減衰している。これは地上局に対するロケットの姿勢角が大きく影響しており、3号機ではロケットのほぼ真後が地上局に向いたため燃焼ガスによるレベル低下が大きく現われたものと思われる。このようにM-3S-II型ロケットではB2燃焼ガスによるレベル低下が大きいが、受信レベルのマージンはまだ十分(15dB以上)あるので、支障なく追跡することができた。

4.2 ロケットの飛翔軌跡

M-3S II-1号機から3号機までの飛翔軌跡を図12から図17までに示す。1号機と2号機はハレー彗星探査機を惑星間空間軌道へと打上げ、図に示すようにロケットの飛翔はほとんどノミナル軌道上を飛翔し、探査機は予定通りの軌道に投入された。3号機は、図16、図17に示すように、初め上下角はやや低めながらほぼノミナル値どおりであったが、方位角が北にずれて飛翔した。その後のレコーダコマンド等の軌道修正で最終的にはこのずれは約1°程度におさまり、ノミナル軌道に近づいている。

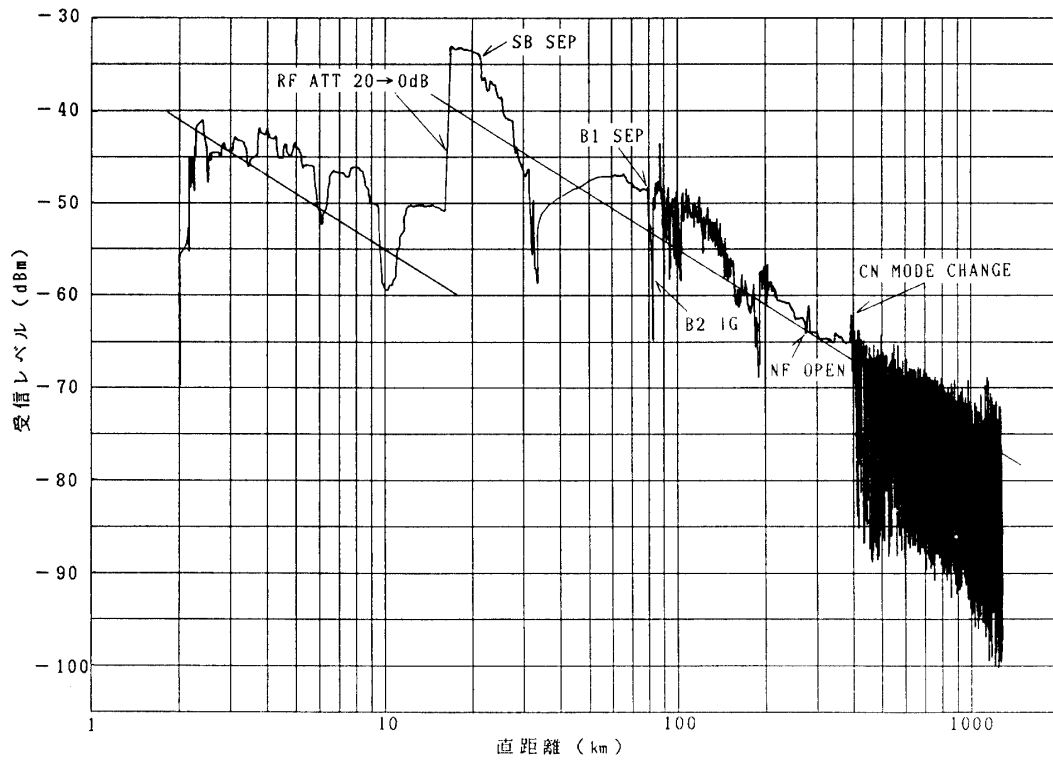


図10 M-3S II-2号機精測レーダ受信レベル

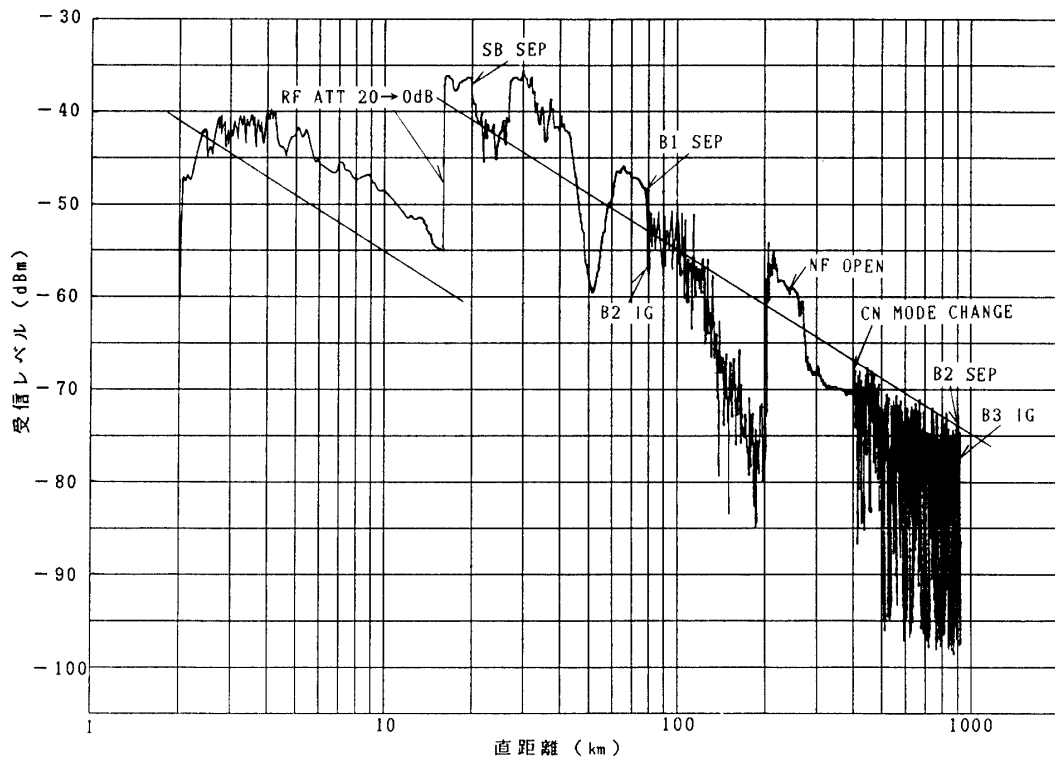


図11 M-3S II-3号機精測レーダ受信レベル

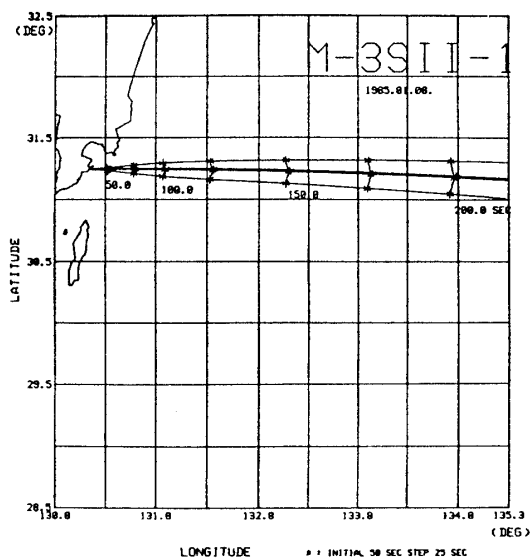
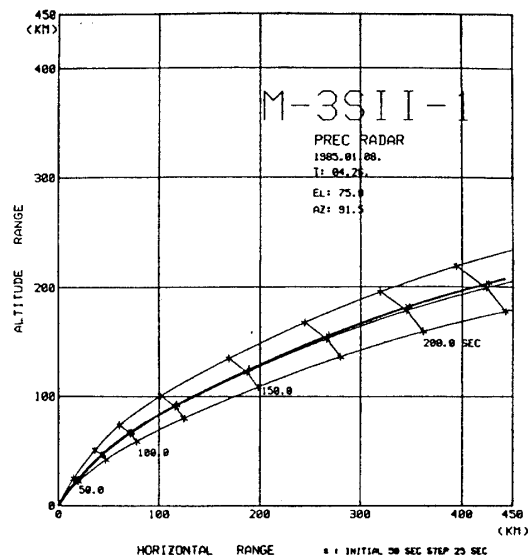
図12 M-3S II-1号機飛行軌跡 λ - ϕ 面

図13 M-3S II-1号機飛行軌跡 R-H 面

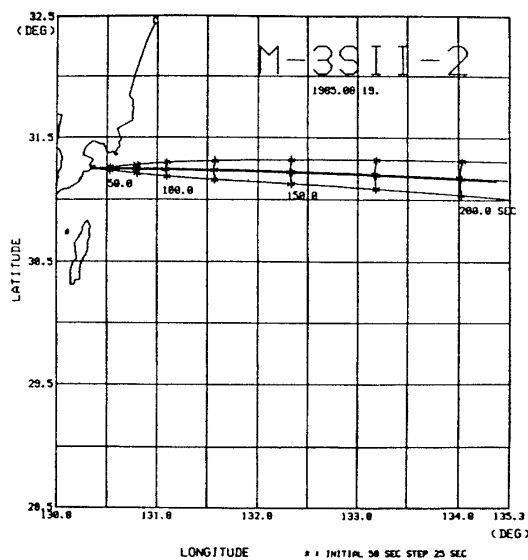
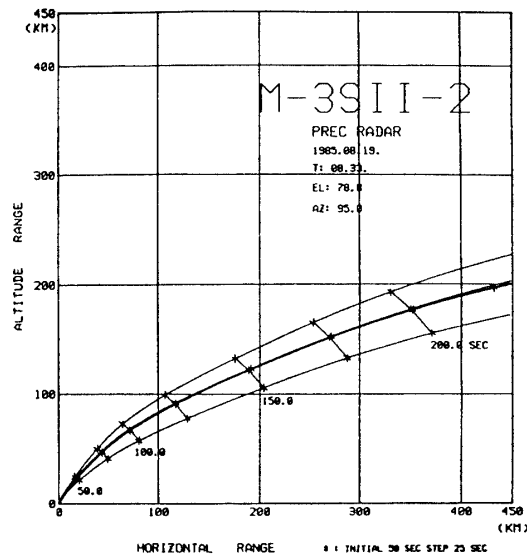
図14 M-3S II-2号機飛行軌跡 λ - ϕ 面

図15 M-3S II-2号機飛行軌跡 R-H 面

5. 追跡データから求めた速度・加速度の大きさ及び方向

図18に各号機の速度の大きさを示す。1号機と2号機は同様の惑星探査機を軌道に投入したため、ほとんど同一の速度が得られており、3号機は地球周回衛星であり軌道などの違いにより1, 2号機に比べて小さくなった。図19から図21までに示す速度の方向についても同様の理由で1号機と2号機はほぼ同一のデータとなり、3号機は異なったデータとなっている。

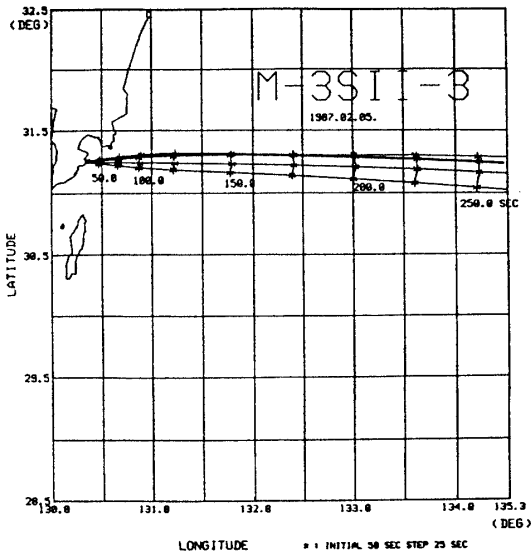


図16 M-3S II-3号機飛行軌跡λ-φ面

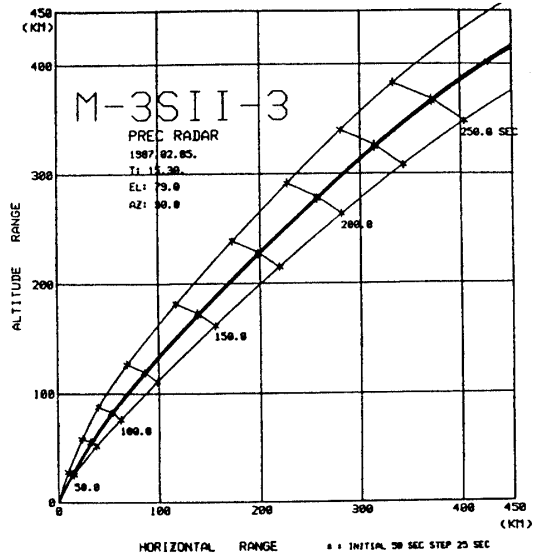


図17 M-3S II-3号機飛行軌跡R-H面

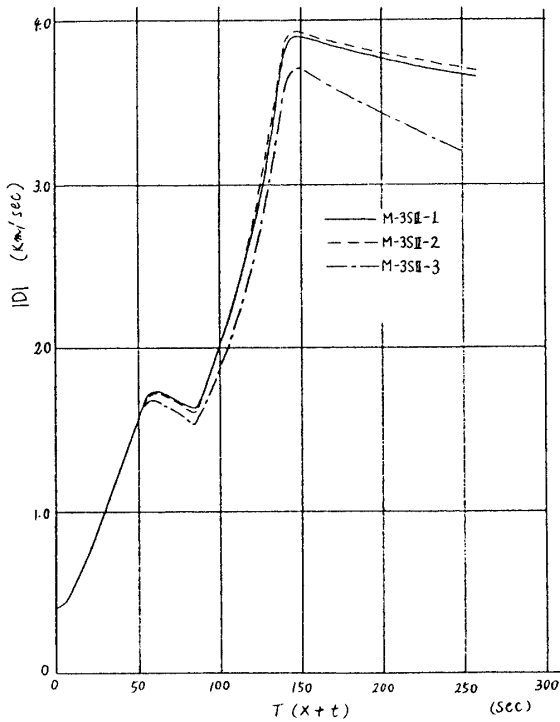


図18 速度の大きさ

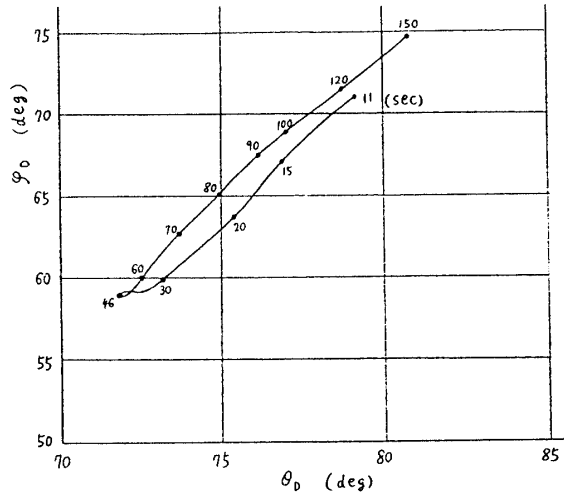


図19 M-3S II-1号機速度の方向

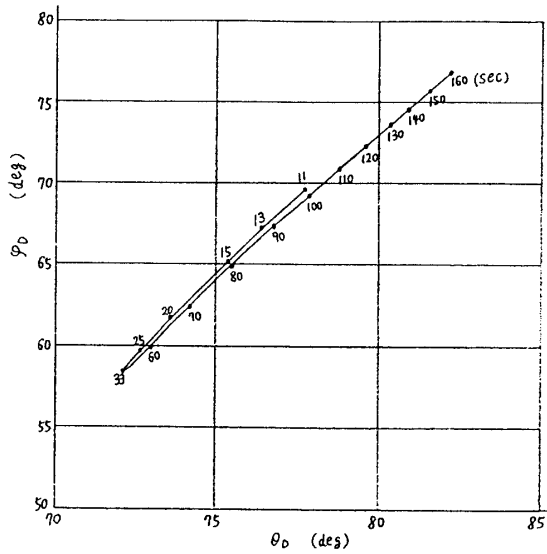


図20 M-3S II-2号機速度の方向

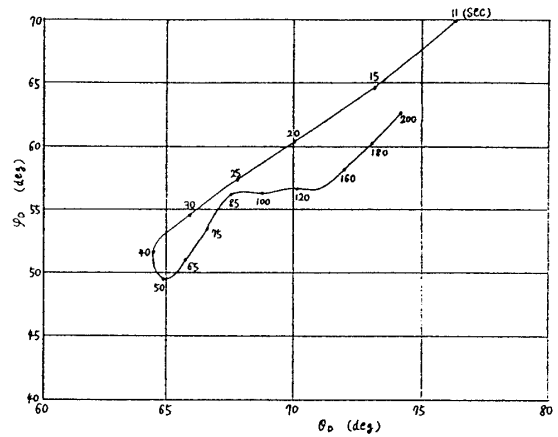


図21 M-3S II-3号機速度の方向

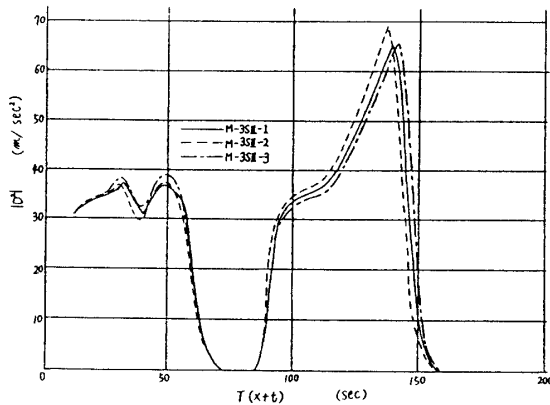


図22 加速度の大きさ

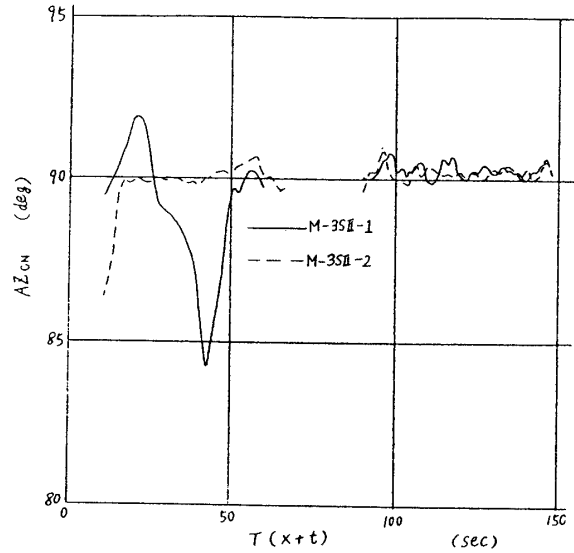
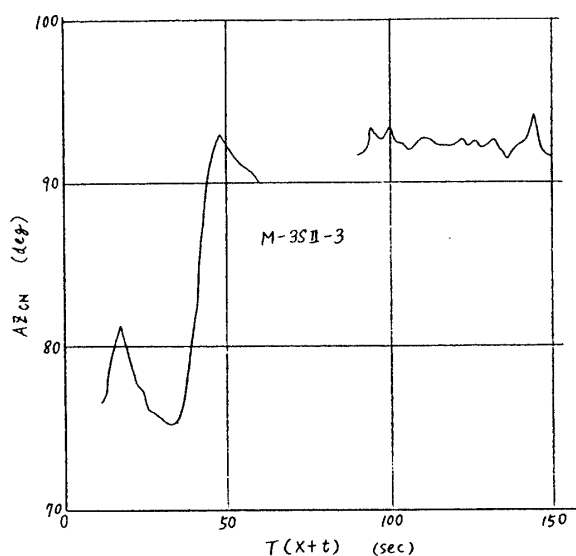
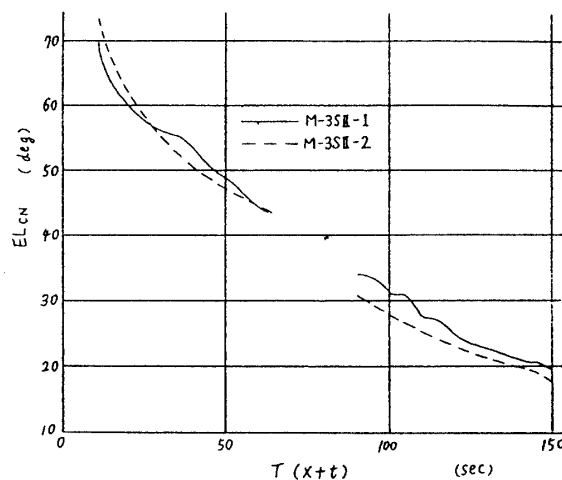
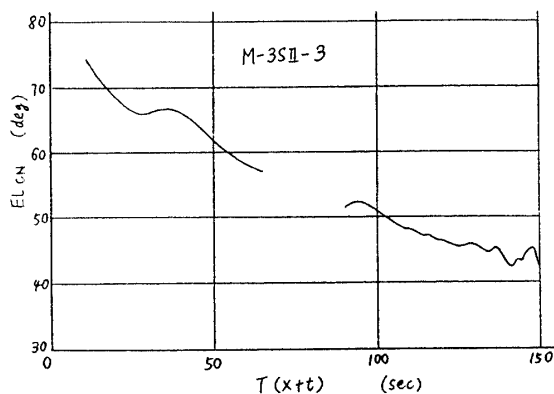


図23 加速度の方向(AZ_CN・M-3S II-1, 2号機)

図22に加速度の大きさを示し、図23と図24に加速度方向の方位角 (AZ_{CN} ・Yaw) を、図25と図26に加速度方向の上下角 (EL_{CN} ・Pitch) をそれぞれ示す。なお図において速度・加速度は地心を中心とした慣性座標系で表現している。また速度の方向は、地心に原点を持ち、発射時にレーダ点を通る子午面と赤道との交点を通る X 軸を持つ右手系の慣性座標系において、地軸方向に Z 軸を取り、Z 軸からの角度 θ_D 、速度ベクトルの赤道面上の投影と X 軸との成す角 φ_D として示してある。

また、加速度の方向は発射時においてレーダ点の局地座標系を慣性空間に固定し、この局地座標における上下角を EL_{CN} (Pitch)、方位角 AZ_{CN} (Yaw) としている。

図24 加速度の方向(AZ_{CN} ・M-3S II-3号機)図25 加速度の方向(EL_{CN} ・M-3S II-1, 2号機)図26 加速度の方向(EL_{CN} ・M-3S II-3号機)

6. 結 言

M-3S II-1号機から3号機までのレーダ系はほぼ良好に追跡が行なわれ、精測レーダはロケットの実時間における飛翔経路の標定と電波誘導用コマンドの送出を行ない、十分にそれらの目的を達成する性能を発揮した。

また、新しくなったコマンドデコーダも総べて正常に動作して、電波誘導が行なわれた。

このロケットでは第2段ロケットの燃焼ガスによる受信レベルの低下が大きく現われたが、精測レーダは受信レベルの-marginがまだ十分(15dB以上)あり、支障なく追跡することができた。

最後に、K.S.C.で打上げオペレーションに参加された日本電気、三菱電機、明星電気の各位に深謝します。

参考文献

- [1] 林友直ほか;宇宙科学研究所報告 特集16号 pp. 325～pp. 340 (1986年10月)
- [2] M-3SⅡ-1 計画概要及び地上設備概要 SES-TD-84-010
- [3] M-3SⅡ-1/さきがけ飛翔実験報告書 SES-TD-85-008
- [4] M-3SⅡ-2/すいせい飛翔実験報告書 SES-TD-85-015
- [5] M-3SⅡ-3/ぎんが飛翔実験報告書 SES-TD-87-008