

レーダによる M-3 S 型ロケットの軌道追跡及びデータ処理結果

林 友直・市川 満・関口 豊
鎌田 幸男・豊留 法文・山田 三男

(1985 年 11 月 25 日受理)

1. はじめに

M-3 H 型ロケットに引続いて開発された M-3 S 型ロケットでは、科学観測上からの要望に基づいて、種々の精密な軌道達成能力を持つロケットが完成し、その性能は飛翔実験によって確認された。

レーダ地上装置は 1.6 GHz 帯と 5.6 GHz 帯の 2 系統のレーダが、ロケットを自動追尾し、その取得データの実時間処理と表示、電波誘導用のコマンド信号の送出が行なわれて、総て正常に作動した。

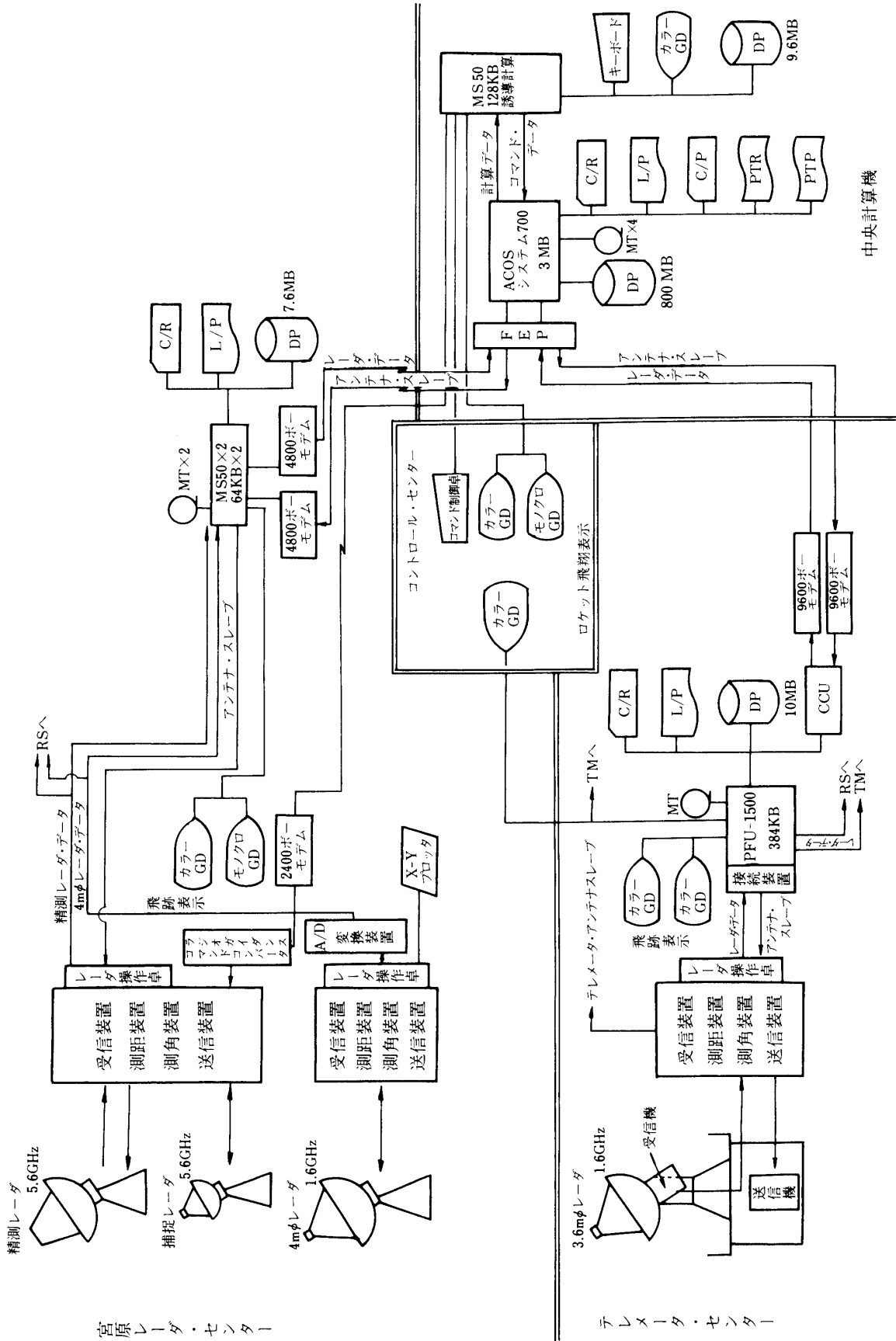
ロケット搭載用の 1.6 GHz トランスポンダ (1.6 RT)、5.6 GHz トランスポンダ (5.6 RT)、5.6 GHz アンテナ切換器、電波誘導に用いられるコマンドデコーダは、M-3 H 型ロケットに用いられたものと同型のものを使用した。

搭載用アンテナに関しては、1.6 GHz アンテナは M-3 H 型と同型の蟬型アンテナであり、5.6 GHz アンテナは M-3 H-2, 3 号機と同様の反射板付モノポールアンテナを使用した。

レーダの地上装置は C バンド系レーダの精測レーダが M-3 H 型の時期に改修工事を完了したのに続き、データ処理装置の NEAC 2200/400 システムの老朽化と新誘導ソフトの導入に伴う能力不足の解消のため ACOS 700 システムの導入が行なわれた。新処理システムの構成図を第 1 図に示す。

又 M-3 S 型及び観測ロケット用に使われていた L バンド系の 2 m ϕ レーダの老朽化により設備更新が行なわれ、3.6 m ϕ モノパルスレーダが完成した。3.6 m ϕ レーダは 2 m ϕ レーダの目的と特徴を総て包含し、計算機と接続して、新時代に相応した機能と性能を持っている。即ち測距・測角精度の向上・アンテナ追尾角速度・角加速度の向上・最大追尾距離の向上・データ処理装置との接続による実時間処理・レーダの各種特性試験の計算機制御による自動化等々が行なわれた。又ロケット追跡時にはプログラム自動追尾機能の導入により、小人数のオペレータによる操作が可能になった。

地上装置の全レーダシステムの性能については第 1 表を参照されたい。又地上系機器の改修については文献 1, 2 を参照願うことにして、本文では M-3 S 型ロケットの追尾結果、



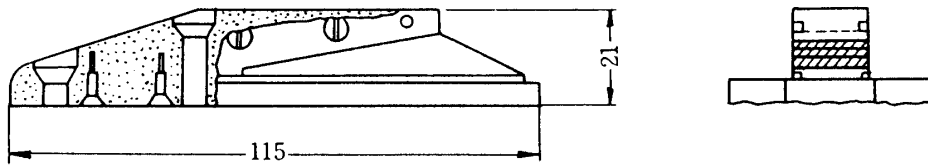
第1図 新処理システムの構成図

第1表 レーダ性能表

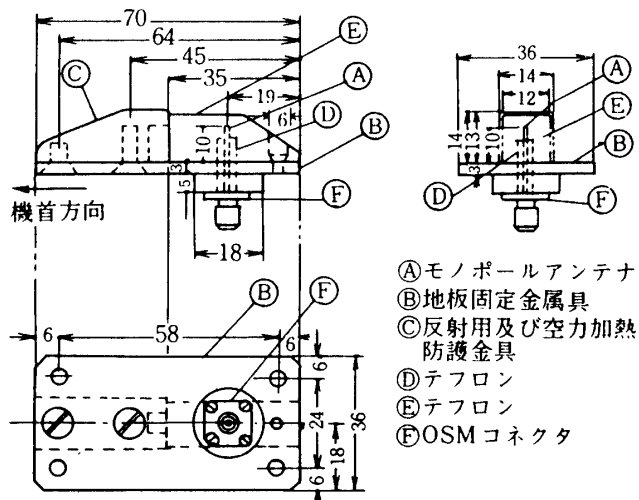
		精測レーダ	4 mレーダ	3.6mレーダ	捕捉レーダー
アンテナ	アンテナ径	φ4m カセグレンパラボラ	φ4m パラボラ	φ3.6m パラボラ	φ0.8m パラボラ
	開口角	150度	150度	135度	140度
	駆動	電動モータ	油圧モータ	電動モータ	電動モータ
	走査	4 ホーンモノパルス	コニカル スキャンニング	5 ホーンモノパルス	コニカル スキャンニング
	走査率	瞬時	12 Hz	瞬時	12 Hz
	一次放射器	矩形導波管型 4 ホーン	円形導波管	矩形導波管型 5 ホーン	円形導波管
	偏波	右旋円偏及びび45°直線	右旋円偏波及び垂直偏波	右旋円偏波	右旋円偏波
利得	42.5 dB	33 dB	32 dB	28 dB	
送信機	方式	ハードチューブ パルス変調マグネトロン	パルス変調マグネトロン	パルス変調マグネトロン	
	周波数	2次レーダ 5586 MHz 1次レーダ 5636 MHz	2次レーダ 1687 MHz 1次レーダ 1673 MHz	2次レーダ 1687 MHz 1次レーダ 1673 MHz	
	送信電力	1 MW 及び 32 kW	500 kW	450 kW	
	パルス幅	2次レーダ 0.35 μs × 6 1次レーダ 1.0 μs	1.0 μs	1.0 μs	
	測距パルス	2次レーダ 3 μs 又は 5 μs 間隔のダブルパルス 1次レーダ シングルパルス			
	指令コード	スタートパルス付 3 アウトオブ 6 コード			
	繰り返し周波数	250 Hz 又は 267.6/7 Hz	250 Hz 又は 267.6/7 Hz	250 Hz 又は 267.6/7 Hz	
前置増幅器	方式	パラメトリック アンプ	パラメトリックアンプ	FET アンプ	パラメトリックアンプ
	利得	17 dB	15 dB	18 dB	15 dB
	N F	1.5 dB	2.5 dB	2.4 dB	2.5 dB
	帯域幅	100 MHz	20 MHz	40 MHz	100 MHz
受信機	周波数	5636 MHz	1673 MHz	1673 MHz	5636 MHz
	中間周波	30 MHz	30 MHz	30 MHz	30 MHz
	総合感度	-105 dBm	-100 dBm	-100 dBm	-85 dBm
測定精度	測距精度	10m以下, 測距 23ビット電子式測距(1 LSB=1.144m)	50 m 以下	10 m 以下	
	角度精度	0.006°以下	0.06°	0.06°	
追尾限界	測距最大速度	100 km/S 以上	25 km/s	10 km/s	
	測角最大速度	16°/S 以上	30°/s	25°/s	
	最小受信感度	-105 dBm 以下	-100 dBm	-100 dBm	

第2表 トランスポンダ性能表

規格項目	1.6 RT	5.6 RT
受信周波数	1637 ± 2 MHz	5586 ± 3 MHz
送信周波数	1673 ± 2 MHz	5636 ± 3 MHz
送信出力 (p-p)	100 W	400 W
送信パルス幅	1.0 ± 0.2 μs	0.9 ± 0.1 μs
受信感度	-70 dbm以下	-70 dbm以下
外形寸法 W-H-L	112-100-159 mm	150-122-126 mm



第2-a図 1.6 RT用蟬型アンテナ



第2-b図 5.6 RT用反射板付モノポールアンテナ

取得データを使って事後処理をした結果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. M-3S型レーダ系搭載機器

1) トランスポンダ・デコーダ

M-3S型ロケットにおいて、レーダ関係の搭載機器は、第2段目計器部にLバンドの1.6 RTとCバンドの5.6 RT、コマンドデコーダ、アンテナ切換器等を搭載している。それぞれのRTの規格は第2表に示すが、これらの構造回路等詳細については文献2に掲載してある。

又M-3S-1号機では衛星内部に5.6 RTを搭載した。このことから地球周回衛星の軌道決定にも有効であることが判明した。文献3参照

2) ロケット搭載アンテナ

第2-a, b図にM-3S搭載アンテナを示す。第2-a図は1.6 RT用蟬型アンテナであり、第2-b図は5.6 RT用の反射板付モノポールアンテナである。

第2段計器部外板にはレーダアンテナの他にテレメータ、コマンド等計24本のアンテナ

が取付けてある。

尚 1.6 RT 用アンテナは 1, 2 号機では送受別々で 2 個ずつ計 4 個のアンテナを使用していたが, 3 号機から送受共用アンテナにして 2 個のアンテナが第 2 段計器部外板の円周上の対称位置に取付けられ, それぞれ逆相給電されている。

3. 追 尾 概 要

1) 第 1 段, 第 2 段目の飛翔概要

ロケット (M-3 S-1~4 号機) は総て正常に飛翔している。

M-3 S-1 号機は MS-T 4 (たんせい 4 号) の打上げにより, 今後の科学衛星の開発, 特に ASTRO 計画の試験衛星として, パドルの展開, 太陽指向, S バンドテレメータ送信機, パブルレコーダ, レーザリフレクタ, 軌道決定用レーダトランスポンダ (5.6 RT), MPD スラスタ等が搭載され, 工学試験衛星として衛星軌道に投入され, 当初の目的は達成された。

そこで 1 号機は ASTRO-A, B の軌道達成試験の要素とレーザ実験の関係から, 軌道傾斜角を 38.7 度にするため, AZ ねらい角を 117 度に, EL ねらい角を 69 度にして発射された。1 段目はノミナル値通り, 2 段目は方位が 0.9 度北, 上下角はノミナル値であった。さらに 5.6 レーダ系は X+242 秒から 3 段目球形モータの能力測定を行うために第 2 段目 RT から衛星 RT に切換えて追跡が行なわれた。

M-3 S-2 号機は AZ ねらい角 96 度, EL ねらい角 69 度で発射され, 1 段目はノミナル値であったが, 衛星軌道達成の見地から, RG コマンドで修正され 2 段目で EL が 0.5 度高く, AZ はほぼノミナル値になった。

M-3 S-3 号機は AZ ねらい角 96 度, EL ねらい角 71 度で発射され, 1 段目, 2 段目共ほぼノミナル値通り飛翔した。

M-3 S-4 号機は EXOS-C の観測の目的から低近地点で準極軌道が要求された。このため打上げねらい角は AZ 147 度, EL 70 度で発射された。1 段目はノミナル値通りであったが, 2 段目で AZ が北へ 2.5 度, EL が上へ 1.5 度相当角ずれた。これは飛翔計画プログラムに使用している TVC 姿勢角と CNE 座標系との間にインターフェース上の食い違いがあり, 誤差が出たものと思われる。

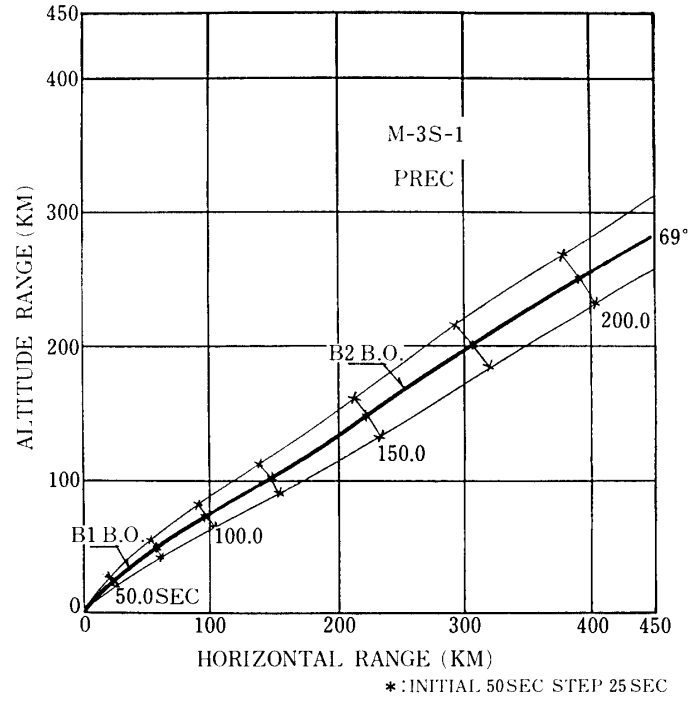
M-3 S-1~4 号機の飛翔初期軌道をそれぞれ R-H, λ - ϕ 面に分けて, 1 号機は第 3-1 a と 1 b 図, 2 号機は第 3-2 a と 2 b 図, 3 号機は第 3-3 a と 3 b 図, 4 号機は第 3-4 a と 4 b 図に示している。

又第 3 表に M-3 S 型ロケットの打上げ・飛翔状況一覧を示す。

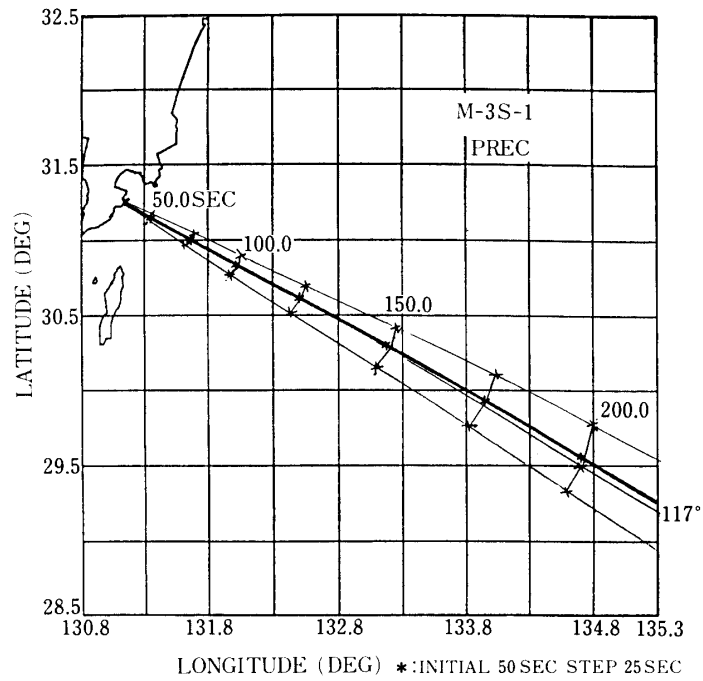
2) 受信概要について

精測レーダは M-3 H 型ロケットの追尾と同様に M-3 S 型ロケットに対しても, すべてランチャ上より自動追尾モードで追跡を行った。

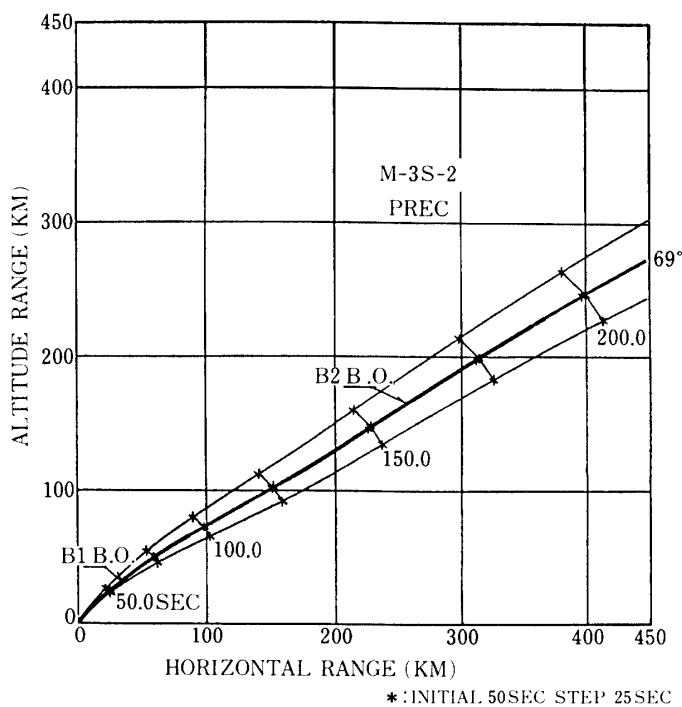
M-3 S-1 号機では, M-3 H と同様に不測の事態にそなえて X+30 秒まで光学追跡装置 (オプティカルトラッカー) にスレーブした捕捉レーダより送信を行なった。この X+30 秒での捕捉レーダから精測レーダへの送信切換時に受信レベルが約 25 dB 低下している。こ



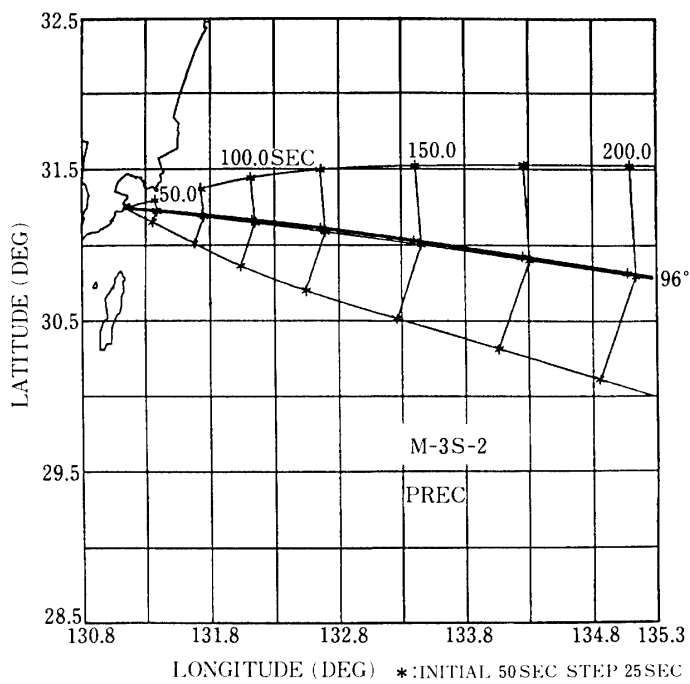
第3-1 a 図 M-3S-1号機飛翔軌跡 R-H 面



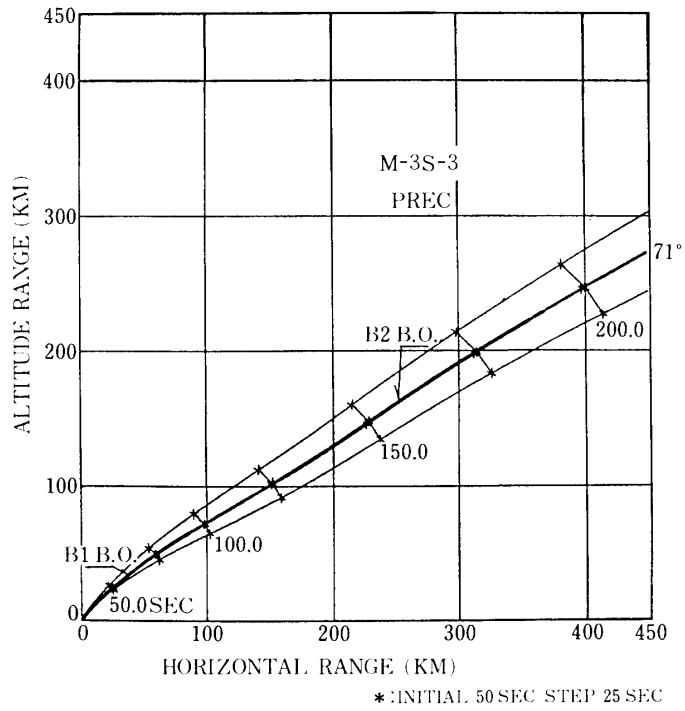
第3-1 b 図 M-3S-1号機飛翔軌跡 λ - ϕ 面



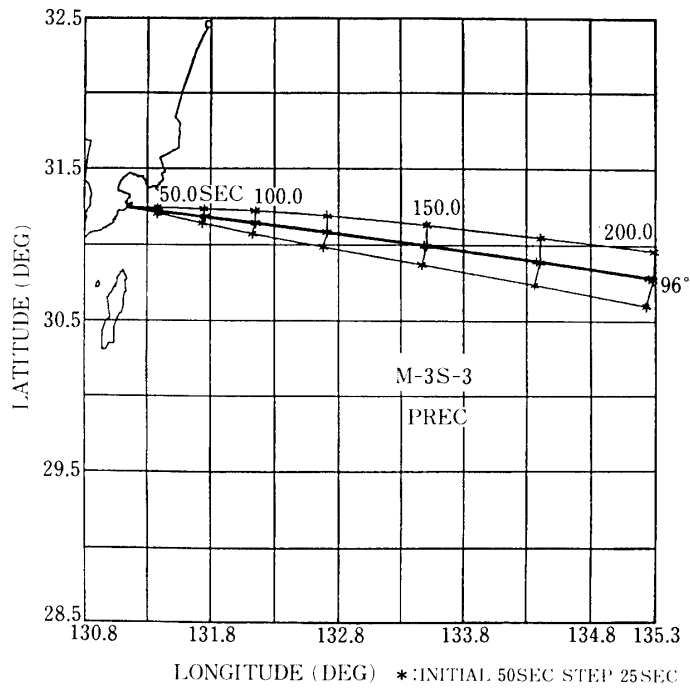
第3-2 a 図 M-3 S-2 号機飛翔軌跡 R-H 面



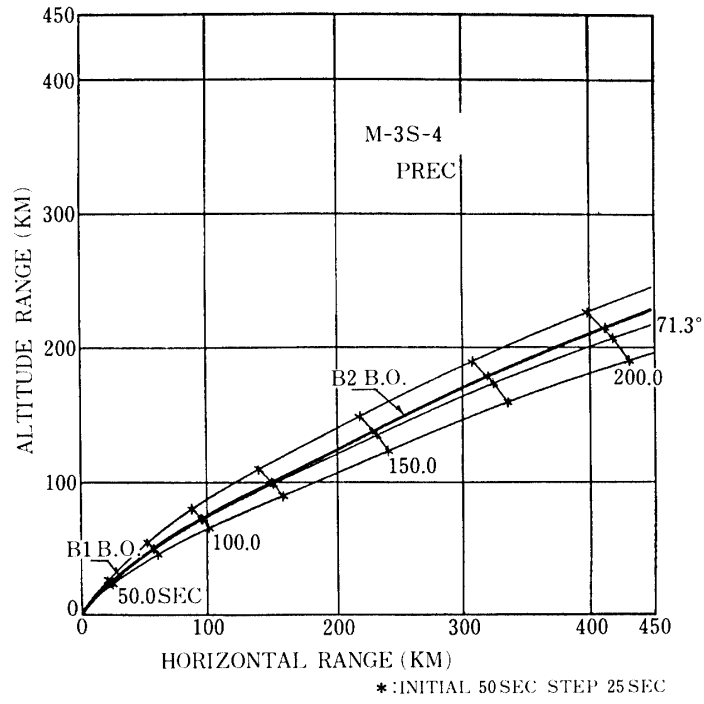
第3-2 b 図 M-3 S-2 号機飛翔軌跡 λ - ϕ 面



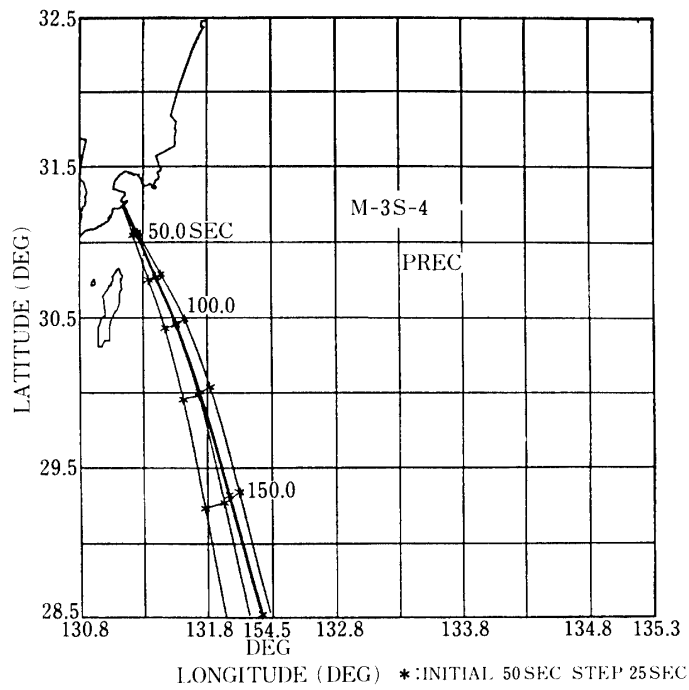
第3-3a 図 M-3S-3号機飛行軌跡 R-H面



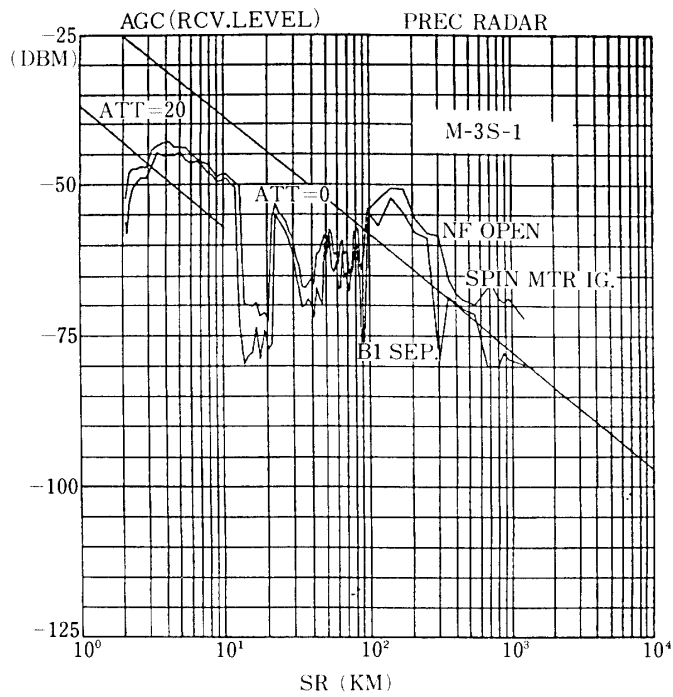
第3-3b 図 M-3S-3号機飛行軌跡 λ-φ面



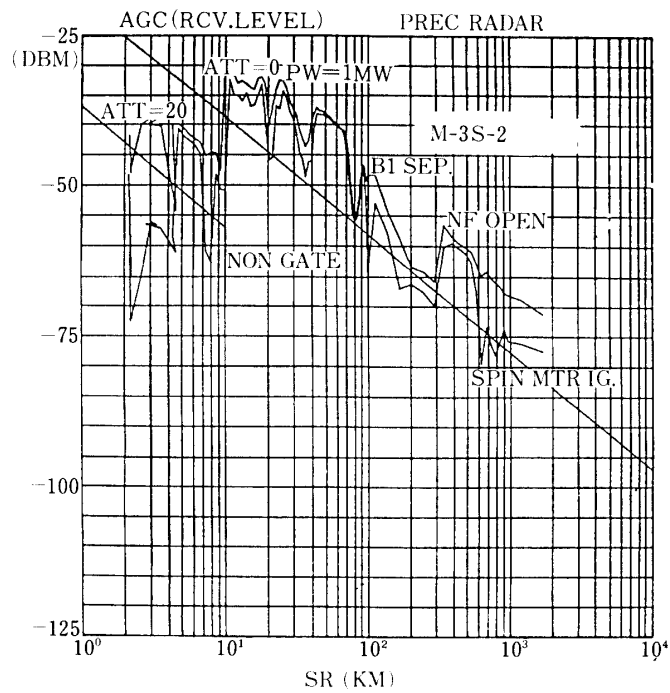
第3-4 a 図 M-3S-4号機飛行軌跡 R-H 面



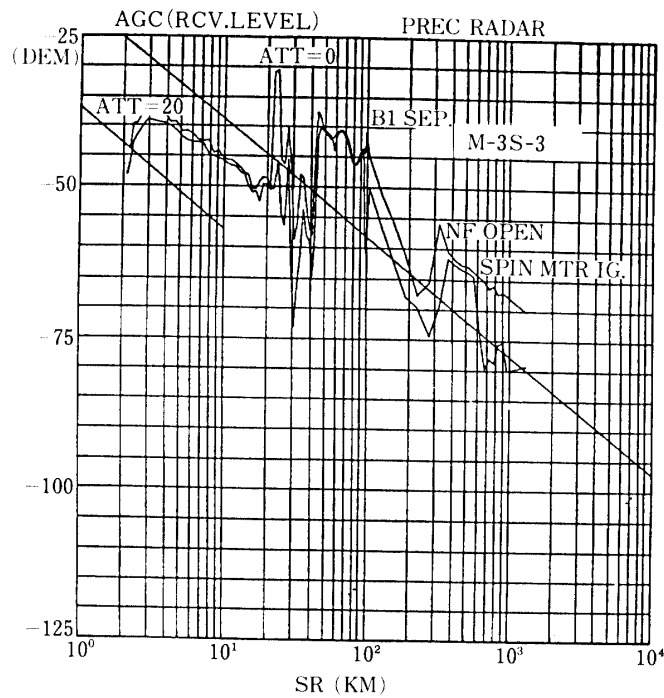
第3-4 b 図 M-3S-4号機飛行軌跡 λ - ϕ 面



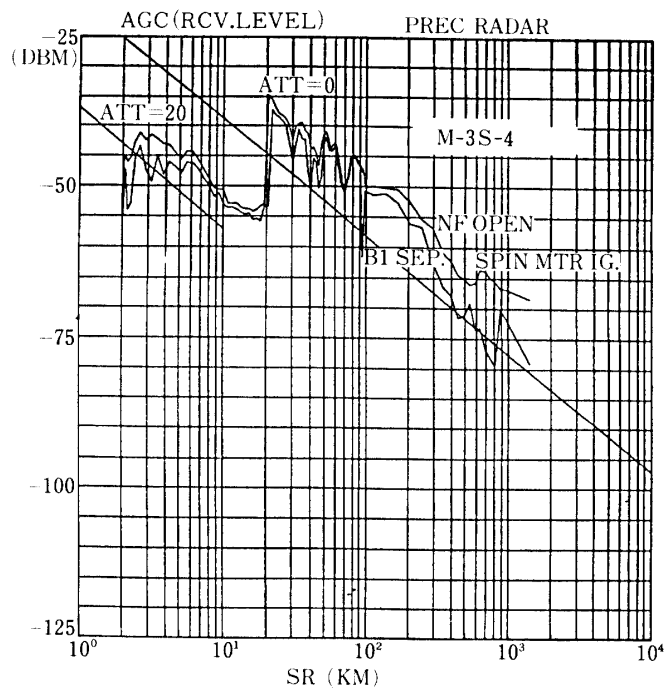
第4-1図 M-3S-1号機精測レーダ受信レベル



第4-2図 M-3S-2号機精測レーダ受信レベル



第4-3図 M-3S-3号機精測レーダ受信レベル



第4-4図 M-3S-4号機精測レーダ受信レベル

第3表 M-3S型ロケットの打上げ・飛翔状況一覧

	発射日時 JST	発射角			最高々度		推定落下点		ロケット飛翔状況 相当角		達成軌道		
			ランチャ セット角	ねらい角	秒	km	秒	km	1段目	2段目	I	H _{PE}	H _{AP}
M-3S-1	S. 55. 2. 17 9 : 40	AZ	118°	117°	490. 0	521. 1	880	2551. 3	ノミナル	AZ-0. 9	38. 7	521. 0	605. 9
		EL	69°	69°						ELノミナル			
M-3S-2	S. 56. 2. 21 9 : 30	AZ	99. 5°	96°	507. 3	573. 8	931	2586. 4	ノミナル	AZノミナル	31. 4	576. 3	643. 7
		EL	67. 5°	69°						EL+0. 5			
M-3S-3	S. 58. 2. 20 14 : 10	AZ	97°	96°	481. 4	501. 5	900	2549. 7	ノミナル	ノミナル	31. 5	497. 1	503. 9
		EL	67. 5°	71°									
M-3S-4	S. 59. 2. 14 17 : 00	AZ	147°	147°	405. 0	358. 5	805	2293. 5	ノミナル	AZ-2. 5	74. 6	353. 9	864. 6
		EL	69. 5°	70°						EL+1. 5			

これは送信切換時に数パルスぬけたため搭載側のアンテナ切換器が働き、反対側のアンテナに切換わったためである。しかし地上系及び搭載系の受信レベルには十分に余裕があり追跡には全く支障がなかった。また衛星搭載のトランスポンダへの引継ぎも良好に行なわれ、B₃ (3段目球形モータ) 切り離し以後の X+615 秒に衛星搭載トランスポンダが OFF するまで完全な形でデータが取得できている。1号機から新 3.6 mφ レーダが完成し、追跡に参加し、レーダは正常に作動し初期の目的は達成された。

M-3S-2号機も、送信は初め捕捉レーダで行なった。捕捉レーダは 4 mφ レーダにスレーブしていたが、発射直後に 4 mφ レーダの EL が約 -1.3° に一瞬下がったため捕捉レーダがリミットにかかり X+15 秒まで多少同期はずれがあった。このため搭載側のアンテナ切換器が働いたためレベル変動が大きくなった。しかしその間も精測レーダは正常にロケットを追跡した。

M-3S-3号機からは、1, 2号機での経験から捕捉レーダでの送信をやめ、ランチャ上より精測レーダの 32 kW 送信により追跡を行った。追跡は良好に行なわれ、精測レーダはランチャ上より自動追尾を行ない、捕捉レーダは X+3 秒で待受けて自動追尾に入った。追跡初期の大きなレベル変動はなかったが、B₁TVC 制御再開時から制御終了までの間レベル変動が約 25 dB 程度あったが追跡には支障なかった。

M-3S-4号機では、総てのシーケンスは正常に作動し、受信レベルも大きな変動がなく、レーダは正常に追跡した。

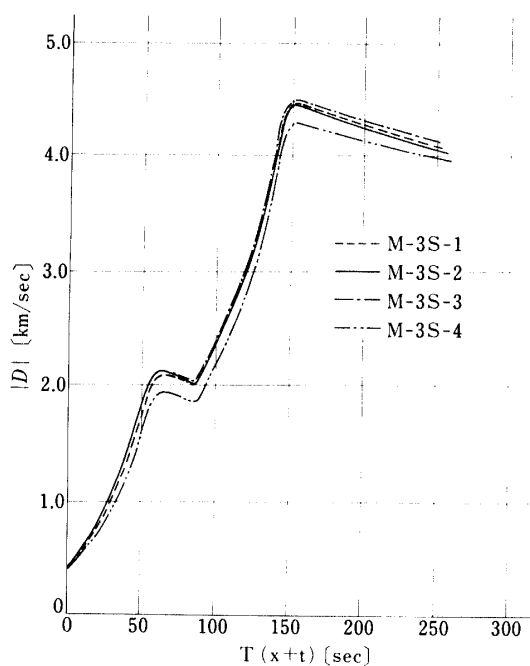
M-3S-1~4号機の精測レーダの AGC 受信レベルを第 4-1 図から第 4-4 図までにそれぞれ示してある。

4. レーダによる追跡データから求めた速度・加速度の大きさ及び方向

第 4 表に M-3S-1~4号機のレーダ追跡データから求めた第 1 段、第 2 段目の最高速度

第4表 M-3S型ロケットの速度

	ロケット名	第1段目 m/sec	第2段目 m/sec
燃焼初期速度	M-3S-1	414	2009
	-2	421	2023
	-3	422	2038
	-4	413	1855
燃焼終期速度	M-3S-1	2089	4460
	-2	2117	4444
	-3	2125	4490
	-4	1945	4284
速度差	M-3S-1	1675	2451
	-2	1696	2421
	-3	1703	2452
	-4	1532	2429



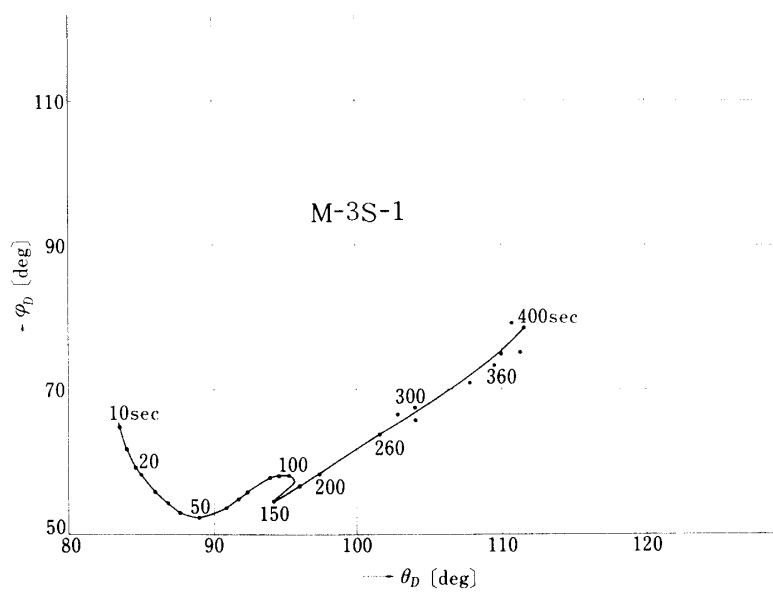
第5図

及び速度差を示す。第5図は速度の大きさの変化を示す。4号機の速度が低いのは、他のロケットに比べて発射方位が147度と異なるためと、推力が多少小さかったものと思われる。

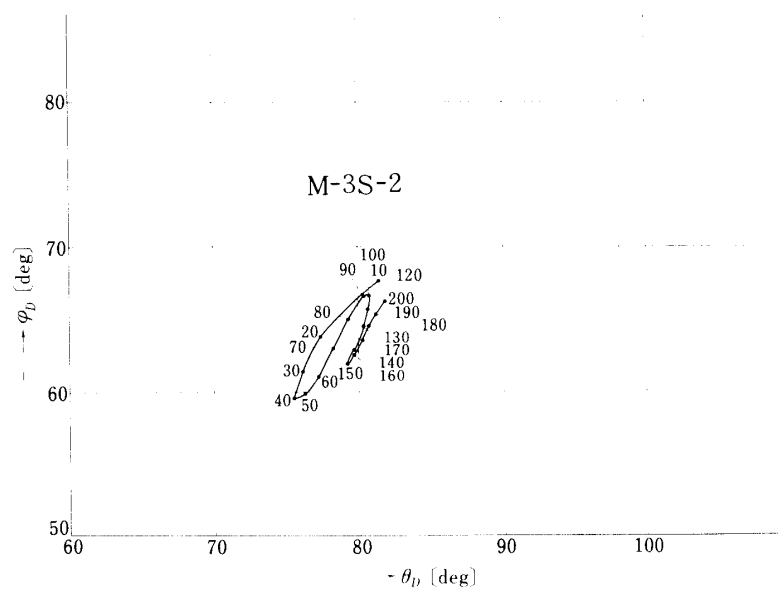
第6-1~4図の速度の方向については、各々軌道投入制御プログラムが異なり、異なったデータが得られたため、各号機毎に別々に描いてある。

第7図に加速度の大きさを示す。第8-a図に加速度方向の方位角(AZCN・Yaw)を示し、第8-b図に加速度方向の上下角(ELCN・Pitch)が示してある。

尚図において速度・加速度は地心を中心とした慣性座標系で表現している。又速度の方



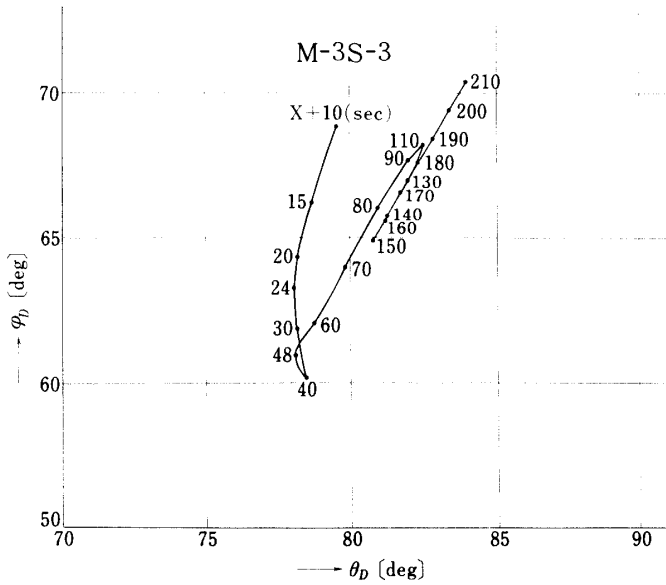
第6-1図



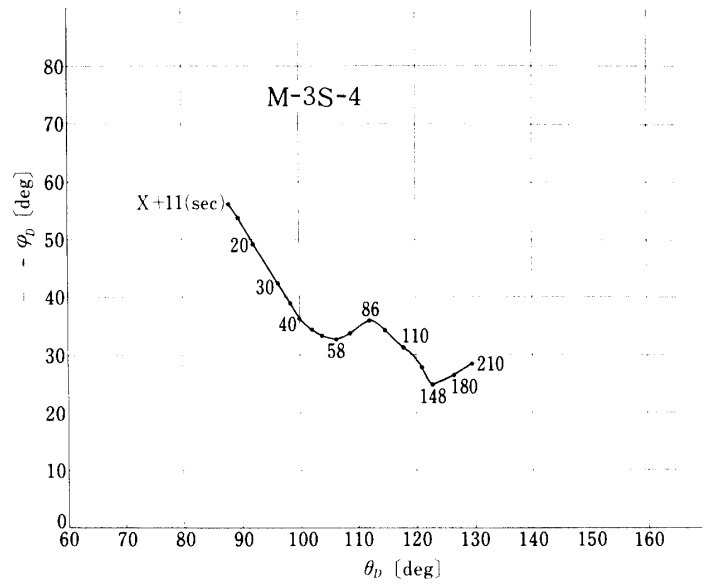
第6-2図

向は、地心に原点を持ち、地軸方向にZ軸を、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、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ELCN (Pitch)、方位角をAZCN (Yaw)としている。



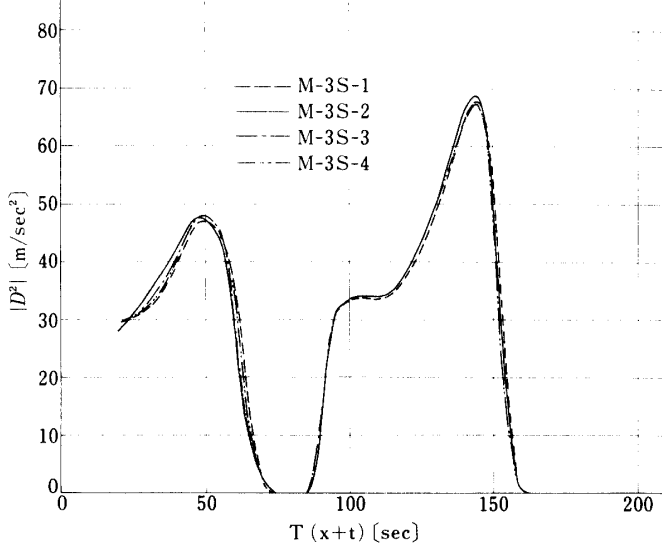
第6-3図



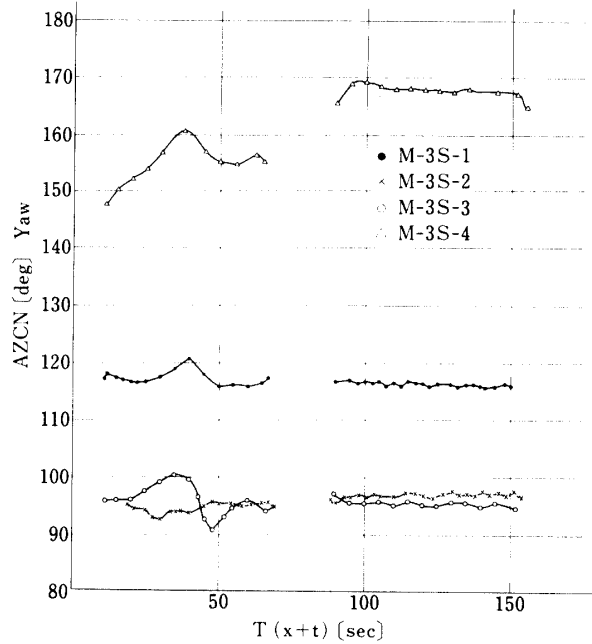
第6-4図

5. 結 言

M-3S型ロケットの追跡と軌道標定には、レーダ地上装置として3.6mφレーダが完成し、又データ処理システムがACOS 700に増強されたことにより精測レーダがデータの取得と共にガイダンスの目的に対しても、十分にその性能を発揮した。



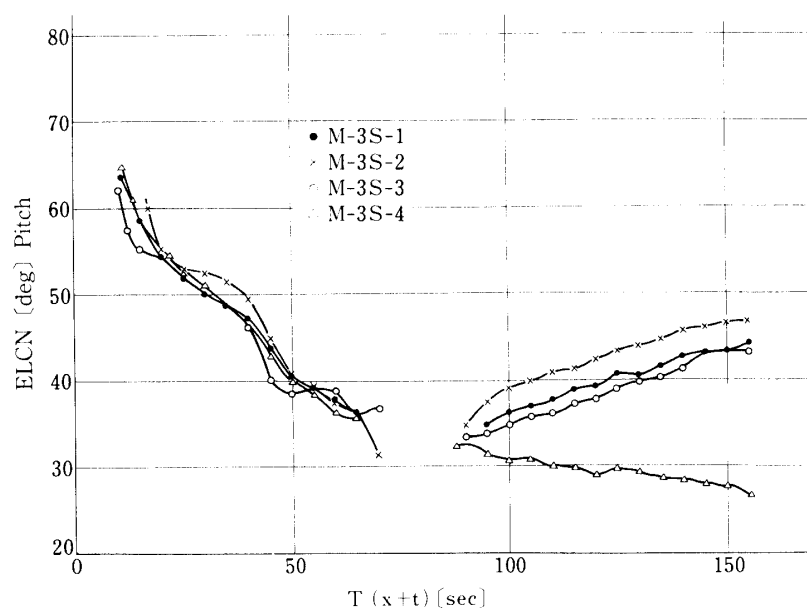
第7図



第8-a図

追跡データ処理・解析システムはKSCのみならず、東京においても、レーダ及び飛翔データ解析ソフトウェアが完備している。

レーダシステムとしての信頼性向上の一貫としてM-3S II型用に搭載装置電源電圧の統一化と、5.6 GHz コマンドデコーダの改善を行なっている。



第8-b図

最後にご指導ご検討を頂いた野村民也教授、浜崎襄二教授ならびに現地鹿児島で打上げオペレーションに参加された日本電気株式会社、三菱電気株式会社、明星電気株式会社の各位に深謝する。

参考文献

- [1] ロケット追尾用 L バンドレーダ装置, 東大宇宙研報告, 1980.11 16 卷 4-A
- [2] M-3 S 型用地上設備概要, SES データセンタ, 1979.8
- [3] レーダによる試験衛星「たんせい4号」の追跡及び軌道推定, 宇宙研報告, 1982.3, 第2号