

M-3Sロケット1号機の打上げ

結果の評価について

(報 告)

昭和55年6月

宇宙開発委員会第四部会

M-3S ロケット1号機の打上げ結果
の評価について(報告)

昭和55年 6月24日

宇宙開発委員会第四部会

はじめに

宇宙開発委員会第四部会は、東京大学宇宙航空研究所によるM-3Sロケット1号機の打上げ結果を評価するために必要な技術的事項について、昭和55年6月16日以来、慎重に調査審議を行ってきたが、このたびその結果をとりまとめたので報告する。

目 次

I	M-3S ロケット1号機の打上げ	1
1.	打上げの概要	1
2.	打上げ結果の分析と今後の対策	7
II	総合意見	10
参考1	M-3S ロケット1号機の打上げ結果の 評価について(審議付託)	31
参考2	宇宙開発委員会第四部会構成員	32

I M-3S ロケット1号機の打上げ

1. 打上げの概要

(1) 目的

今回のM-3S ロケット1号機の打上げは、M-3H ロケットの第1段ロケットに推力方向制御(TVC)装置及びロール制御用固体ロケット(SMRC)を取り付け、全段飛行制御を行うM-3S ロケットの飛行性能確認及びM-3S ロケットで打上げを予定している第7号以降の科学衛星に必要な衛星技術に関する各種試験を実施することを目的としている。

(2) M-3S ロケット1号機の概要

M-3S ロケット1号機の形状及び主要諸元は、それぞれ第1図及び第1表に示す通りである。

第1段ロケットは固体のM-13 モータ、尾翼、尾翼取付筒、第1・2段接手、TVC装置、SMRC装置、8本の補助ブースタなどから構成されている。

M-13 モータは直径1.41 m、長さ14.9 mで4個のセグメントより成り、ポリブタジエン系推進剤の真填方式である。平均推力は114 ton、燃焼時間は70秒である。

補助ブースタは直径0.31 m、長さ5.8 mの固体モータで、1本当りの平均推力は13.6 ton、燃焼時間は7.7秒である。

尾翼の露出スパンは第1段TVCの動作を効率的に行うためM-3H ロケットに比較して約 $\frac{2}{3}$ に縮小されている。

TVC装置はM-13 モータのノズルの周辺に、またSMRC装置は尾翼の先端にそれぞれ第2図(a)、(b)に示すように配置されている。

また、これらの装置にかかわる第1段制御電子装置、計測器類、テレ

モータ装置も第1段ノズルの周辺に取り付けられている。

第2段ロケットは固体のM-22モータ、ロール制御を行うサイドジェット装置、ピッチ及びヨー制御を行うTV C装置、姿勢基準部を含む姿勢制御装置、計器部、第2・3段接手及びノーズフェアリングから構成されている。

M-22モータはM-3Hロケットの第2段と同様であり、直径1.41 m、長さ4.90 mで、平均推力は36.4 ton、燃焼時間は7.2秒である。

TV C装置とサイドジェット装置はM-22モータのノズルの周辺に第3図に示すように配置されている。M-3SロケットではM-3Hロケットまでの飛しょう実績を考慮し、制御用のフロン及び過酸化水素の搭載量を半減させたためTV C装置及びサイドジェット装置が小型軽量化され、すべてノズル後部に取り付けてある。

第3段ロケットは固体のM-3Aモータ、第3段・衛星接手で構成されており、その上部に試験衛星MS-T4が搭載され、全体がノーズフェアリングで包まれている。

(3) 試験衛星MS-T4の概要

MS-T4の形状は対面距離92.8 cm、高さ81.5 cmの八角柱で、重量は185 kgである。

MS-T4の外形及び構造図は第4図及び第5図に示す通りである。

MS-T4の主な実験項目は、次の通りである。

- (i) M-3Sロケット1号機の飛しょう性能の確認
- (ii) 太陽電池パドルの展開
- (iii) 磁気トルクによる太陽指向制御実験
- (iv) モメンタムホイールを用いた姿勢制御実験
- (v) マグネトプラズマダイナミック(MPD)アークジェット実験
- (vi) 太陽ブラッグ分光器実験

(4) 打上げ経過及び結果

(i) M-3Sロケット1号機の打上げ

発射時刻：昭和55年2月17日9時40分(日本標準時)

打上げ場所：東京大学鹿児島宇宙空間観測所

発射角：上下角 6.9° 、方位角 11.8°

発射時の天候：快晴、地上風南東2 m/s、気温 8°C

各段ロケットの燃焼及び飛しょうは正常であった。(第2表参照)

各段飛しょう径路は予定軌道に極めてよく一致し第1段ロケットの飛行から行われた飛行制御の効果が認められた。(第6図(a)、(b)参照)

誘導制御は規定のシーケンスに従って行われ、機体は電波指令によって修正されたプログラム値に沿って制御された。(第7図(a)、(b)参照)

第1段ロケットのTV C装置によるピッチ及びヨー制御は発射後6.1秒より20.1秒の間及び40.1秒より65.1秒の間行われ、制御の全期間にわたり姿勢誤差は小さくほぼ 1° 以内であった。しかし前期の制御では機体曲げ振動に基づくじょう乱が伴い正常な制御動作が行われなかった。

SMRC装置によるロール制御は発射後4秒から80.1秒まで行われた。制御開始直後において約 8° の誤差があったが10秒以内に約 $\pm 2^\circ$ 以内に誤差が抑えられSMRC装置は正常かつ良好に作動した。

第2段及び第3段打出し前の姿勢制御も順調に行われた。

ピッチ、ヨー基準角の電波誘導コマンドによる修正は、第1段制御の効果により修正量が従来に比して極めて小さくてすみ、ピッチ軸方向に発射後84秒に -0.3° 及び発射後94秒に -0.1° の修正が行われ、ヨー軸方向については発射後196秒に 0.4° の修正が行われたのみであった。

第3段点火時刻は、設定値から12秒遅らせるよう修正が行われ、

発射後462秒に点火され、スピン数128 rpmでMS-T4を次に示す軌道に投入した。

	計 画 値	実 測 値
近地点高度 (km)	518	519.6
遠地点高度 (km)	720	602.5
軌道傾斜角 (度)	38.9	38.7
周 期 (分)	97	95.9

(昭和55年3月27日現在)

各段モータの力積が小さい方向に偏ったため、遠地点高度が計画値より約120 km 低くなっているが、今回の実験には支障ないものであった。

なお、第1段尾翼筒中機体計測器のバイアス電源系の故障のため、第1段機体計測データの一部分が得られなかった。

(ii) 試験衛星MS-T4の実験

MS-T4に関する主な実験の結果は次のとおりである。

① M-3Sロケット1号機の飛しょう性能の確認

衛星に搭載した精密加速度計及び第3段モータの内圧計測器は正常に作動し、M-3Sロケット1号機の飛しょう性能を計測した。

② 太陽電池パドルの展開

太陽電池パドルは第1周においてヨーヨーデスピナを作動させてスピン数を低下させた後に展開され、以後正常な発電機能を保持している。

なお、ヨーヨーデスピナを作動させた後のスピン数は予定値の6 rpmに対して約20 rpmであったが、太陽電池パドル展開後の磁気スピン制御によりスピン数を予定値まで低下させることができ、以後の実験に支障はなかった。

③ 磁気トルクによる太陽指向制御実験

磁気トルクにより太陽方向とスピン軸の成す角(太陽角)を 0.7° から 1.7° の間に自動的に保持することができ、実験は成功であった。

④ モメンタムホイールを用いた姿勢制御実験

モメンタムホイールを用いた姿勢制御実験として、衛星の一側面を地球中心方向に向けて保持する地球指向制御(ノーマル制御、第8図参照)、衛星の一側面を地球中心から一定のオフセットした方向に保持する制御(スリユー制御、第9図参照)、スターマッパを用いてスピン率を一定とする制御(レート制御、第10図参照)、ホイールの衛星に対する相対角速度を一定とする制御(レートホールド制御)が順次行われ、いずれも良好な結果を得た。

⑤ マグネトプラズマダイナミック(MPD)アークジェット実験

MPDアークジェットはアンモニアを放電によってプラズマ化し、このプラズマを電磁的に加速してパルス状の推力を得る推進機である。

2基搭載された推進機のうち1基は推進機の放電チェンド中へアンモニアをパルスの注入するために用いられた急速電磁弁の不具合により、アンモニアの洩れが生じたが、他の1基は正常に作動した。この実験はソ連に次いで2番目のMPD推進機の衛星搭載実験であり、種々の実験成果が得られた。

⑥ 太陽ブラッグ分光器実験

この実験は第7号科学衛星による実験のための機器開発などを目的としており、太陽のフレア現象によって発生するX線のエネルギー分析を行うものである。2月25日から3月5日までの第1期観測中に23回、3月24日から4月10日までの第2期観測中に88回の太陽フレアを観測し、有益なデータが取得されつつある。この種の観測で今までに得られている時間分解能は1分程度であるのに

対して、今回のデータは6秒という高い時間分解能で得られており

今後の観測が期待されている。(第11図参照)

その他の搭載機器による実験も、機器が正常に作動しており、良好な成績をおさめつつある。

2. 打上げ結果の分析と今後の対策

前述のとおり、M-3S ロケット1号機は、試験衛星MS-T4をほぼ予定通りの軌道に投入することに成功し、各種実験を継続しており、所期の目的を達成したと考えられる。

なお、第1段ロケットTV C装置の異常動作及びヨーヨーテスピナの不具合などについて分析した結果は次のとおりである。

(1) 第1段ロケットTV C装置の異常動作

(i) 状況

第1段ロケットのTV C制御は第12図に示すように、発射後6.1秒から20.1秒の間及び40.1秒から65.1秒の間行なわれたが、このうち前期においては、機体曲げ振動に基づくじょう乱が伴い正常な制御動作を示していない。また、この時にテレメトリデータによると5G以上(約1.3 Hz)の横方向の振動による加速度が観測されている。

なお、後期における制御は正常でこの種の振動は発生していない。

(ii) 原因

この振動数(約1.3 Hz)は、機体の第3次曲げ振動数に相当している。またTV Cの噴射弁は開閉の振幅が大きくなると、動作遅れも大きくなりTV C装置に振動現象が生じやすい特性を有することがわかった。

この特性と機体の動特性による第3次曲げ振動との干渉がTV C動作の不安定の原因と考えられる。

すなわち、設計に当たって第3次以上の高次曲げ振動の減衰を過大評価してこれらを見逃したこと及びTV C噴射弁の大振幅動作特性に対する配慮が不充分であったことが原因と言える。

(iii) 今後の対策

2号機以降は、第3次以上の曲げ振動を考慮して機体の動特性モデル並びに制御系構成要素モデルの改良を行う必要がある。

また、第1段TV C装置の制御信号は第14図に示すように第1段尾翼部及び第2段計器部の姿勢角速度信号を使用していることから、制御補償回路に次の改良を施すことが必要である。

- ① 第1段姿勢制御中に第2段計器部における姿勢角速度成分に含まれる曲げ振動成分により大きな減衰を与えるよう制御定数を変更する。
- ② この時に尾翼部で測定する姿勢角速度成分の帰還量を増加させる。

(2) ヨーヨーデスピナの不具合

(i) 状況

第1週の時点で、衛星のヨーヨーデスピナを作動させ衛星のスピン数を128rpmから6rpmまで低下させる予定であったが、20rpmまでしか低下しなかった。

(ii) 原因

横方向精密加速度計によるヨーヨーデスピナ作動前後のスピン数の変化を第15図に示す。

この現象は本来同時に離脱すべき2個のヨーヨーデスピナのおもりのうち1個だけが正常に離脱し、第15図に示すように約1.3秒遅れて残りの1個が離脱したと仮定して数値計算を行うと、ほぼこのヨーヨーデスピナ作動前後のスピン数変化を説明できる。

この片方のおもりの離脱遅れの原因としては、ワイヤカッタに通電するためのコネクタのはめ合いが固かったため、おもりをおもりホルダに固定しているピンが切断された後、おもりがホルダから離脱しにくかったことが考えられる。

(iii) 今後の対策

今回の不具合は磁気スピン制御によりスピン数を下げることが可能であった為、衛星の実験に対する影響は少なかった。しかしながらヨーヨーデスピナは衛星のスピン数を低下させる簡便な方法として今後も使用

される予定であるため改良が必要であり、第7号科学衛星については、ヨーヨーデスピナのおもりとおもりホルダの間にスプリングをはさみ、離脱をより確実にするよう改善することが必要である。

(3) その他の問題点

(i) 第1段尾翼筒中の機体計測器のバイアス電源系の故障

第1段尾翼筒中の機体計測器のバイアス電源系が発射後3.0秒で故障し、SMRC装置の内圧等の計測データが一部得られなかった。

この原因は周囲の熱及び音響環境による影響と考えられるので、熱及び音響環境に対する検討を行うことが必要である。

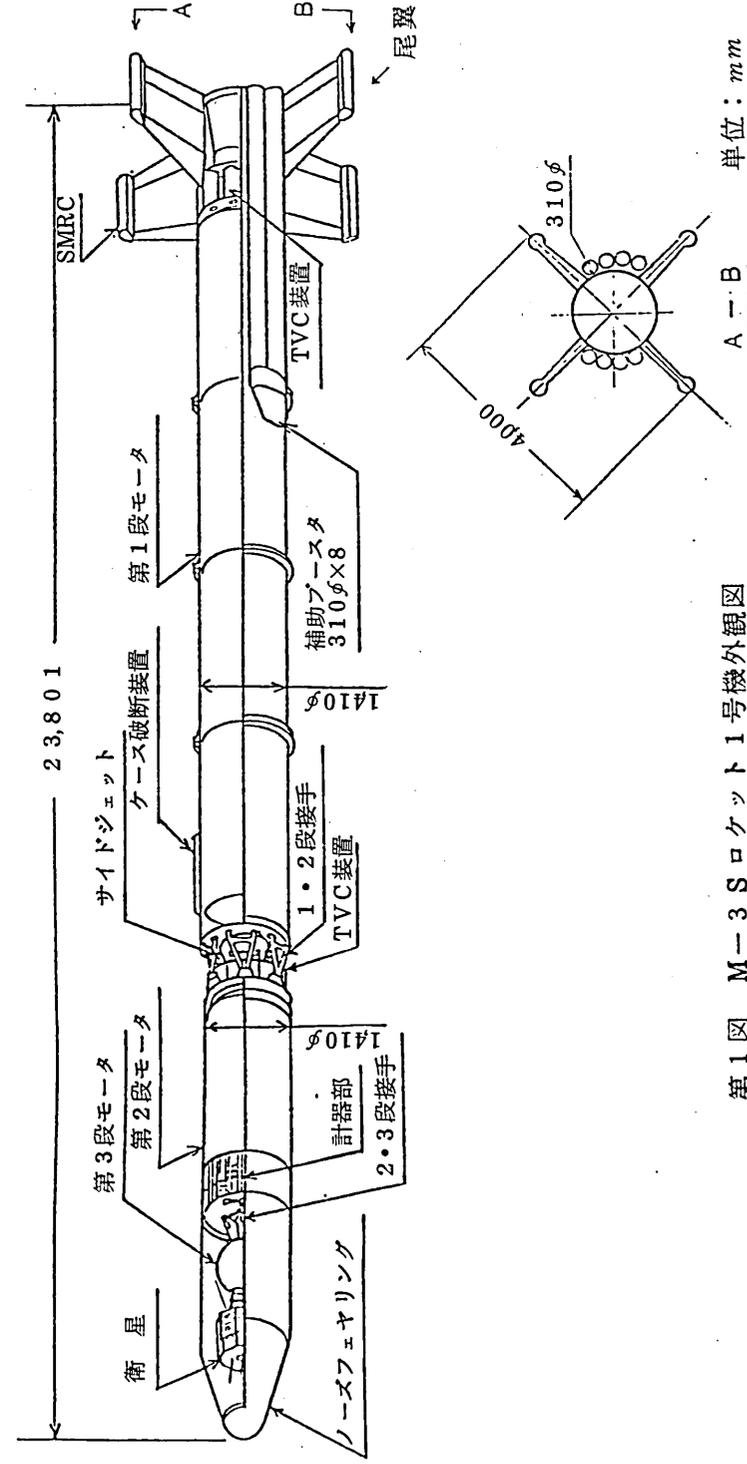
(ii) MPDアークジェットの急速電磁弁の不具合

MPDアークジェットの急速電磁弁の不具合については、この急速電磁弁の材質について検討する必要がある。

Ⅱ 総 合 意 見

東京大学宇宙航空研究所が実施したM-3Sロケット1号機の打上げについては、その飛しょう性能が確認され、試験衛星MS-T4をほぼ所定の軌道に投入することに成功し、かつ、試験衛星による各種実験を遂行し今後の科学衛星の設計に有用な成果をもたらしたことから、所期の目的を達成したものと考えられる。

なお、第1段ロケットTV C装置の異常動作については、機体の高次の曲げ振動に対しても十分配慮して対策を施すことが必要である。



第1図 M-3Sロケット1号機外觀図

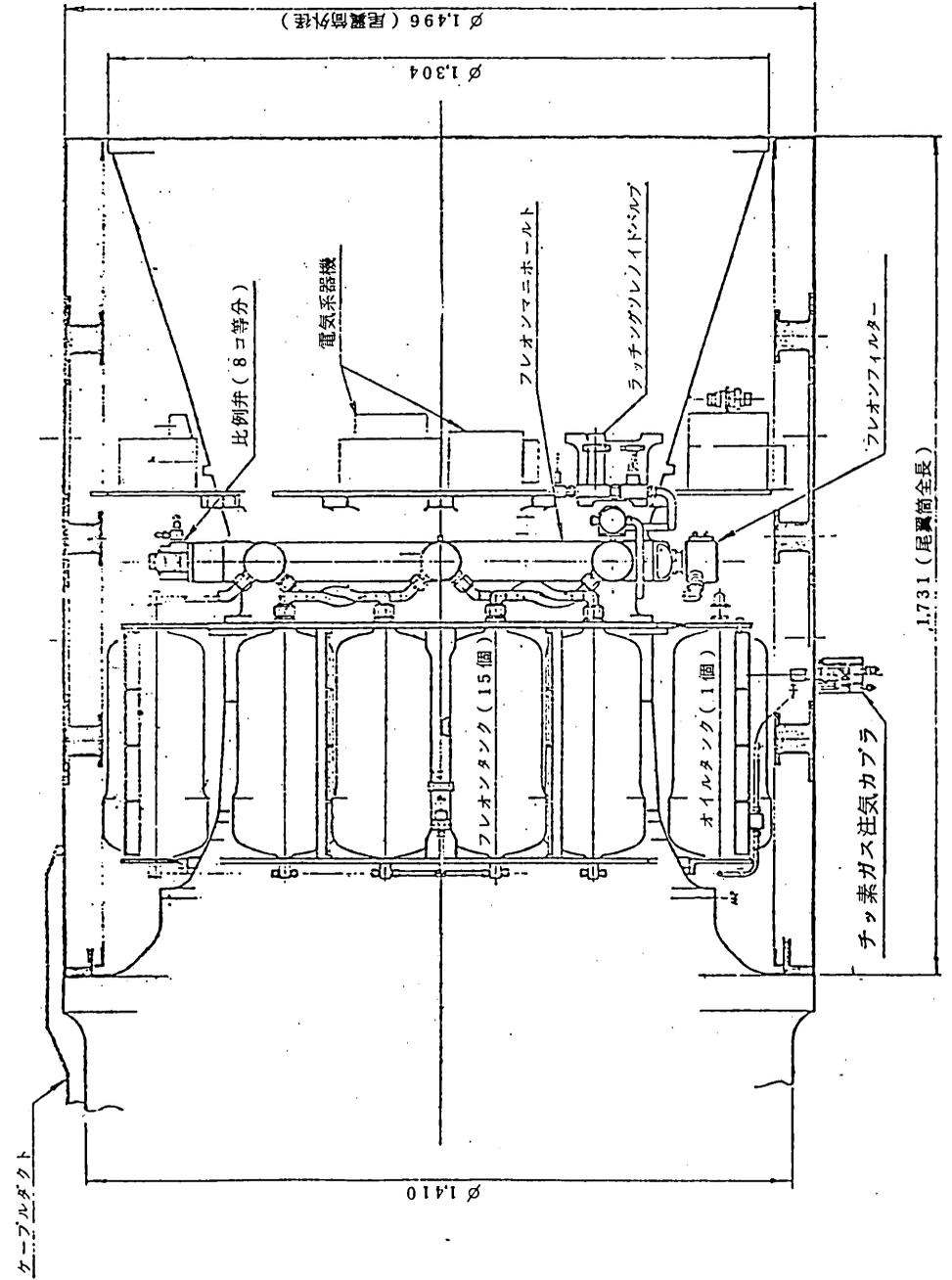
単位：mm

第1表 M-3Sロケット1号機主要諸元

	1 段	2 段	3 段
全 長(m)	2380	890	250
直 径(m)	141	141	114
各段点火時重量 (ton)	$\frac{454}{41(SB)}$ 495	11.1	$\frac{1246}{0.185(SA)}$ 1.431
推 進 薬 重 量 (ton)	$\frac{27.1}{27(SB)}$ 298	722	108
平 均 推 力 (ton)	$\frac{114}{109(SB)}$ 223	36.4	682
燃焼時間(sec)	$\frac{70}{7.7(SB)}$	72	53

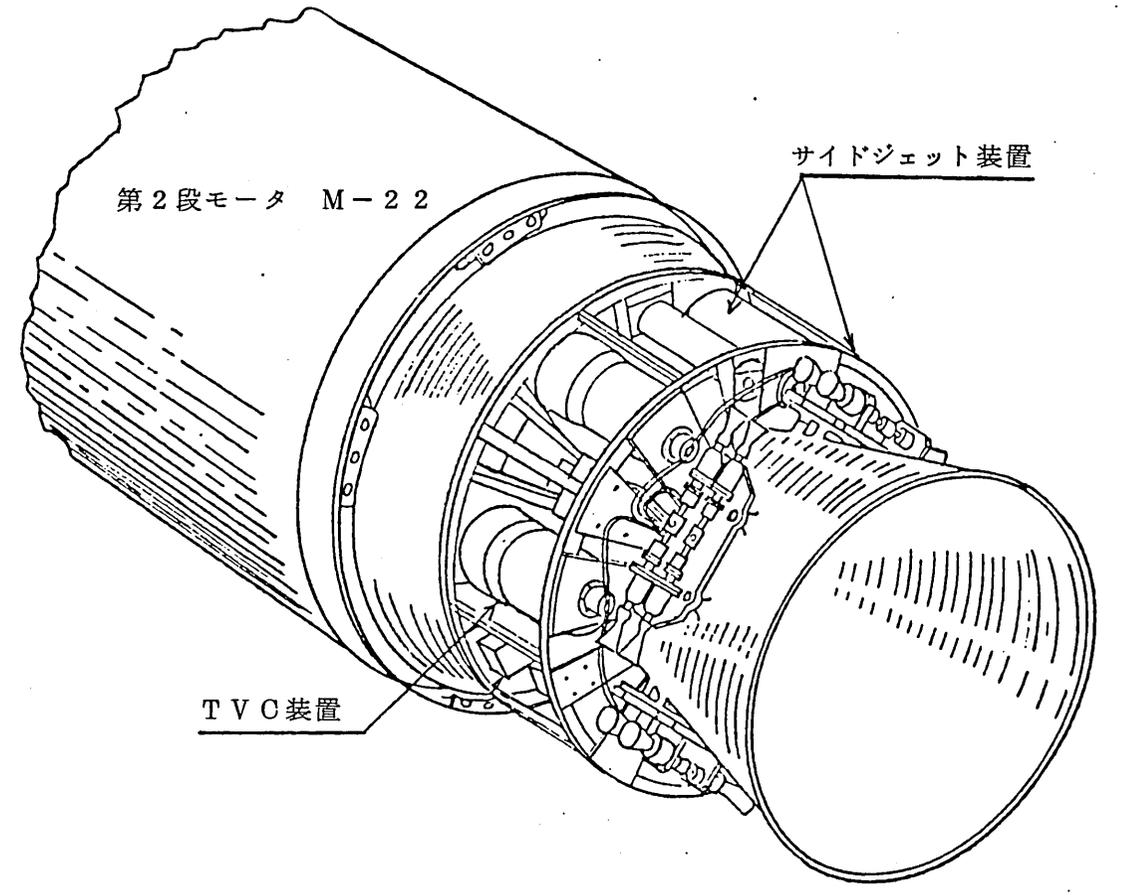
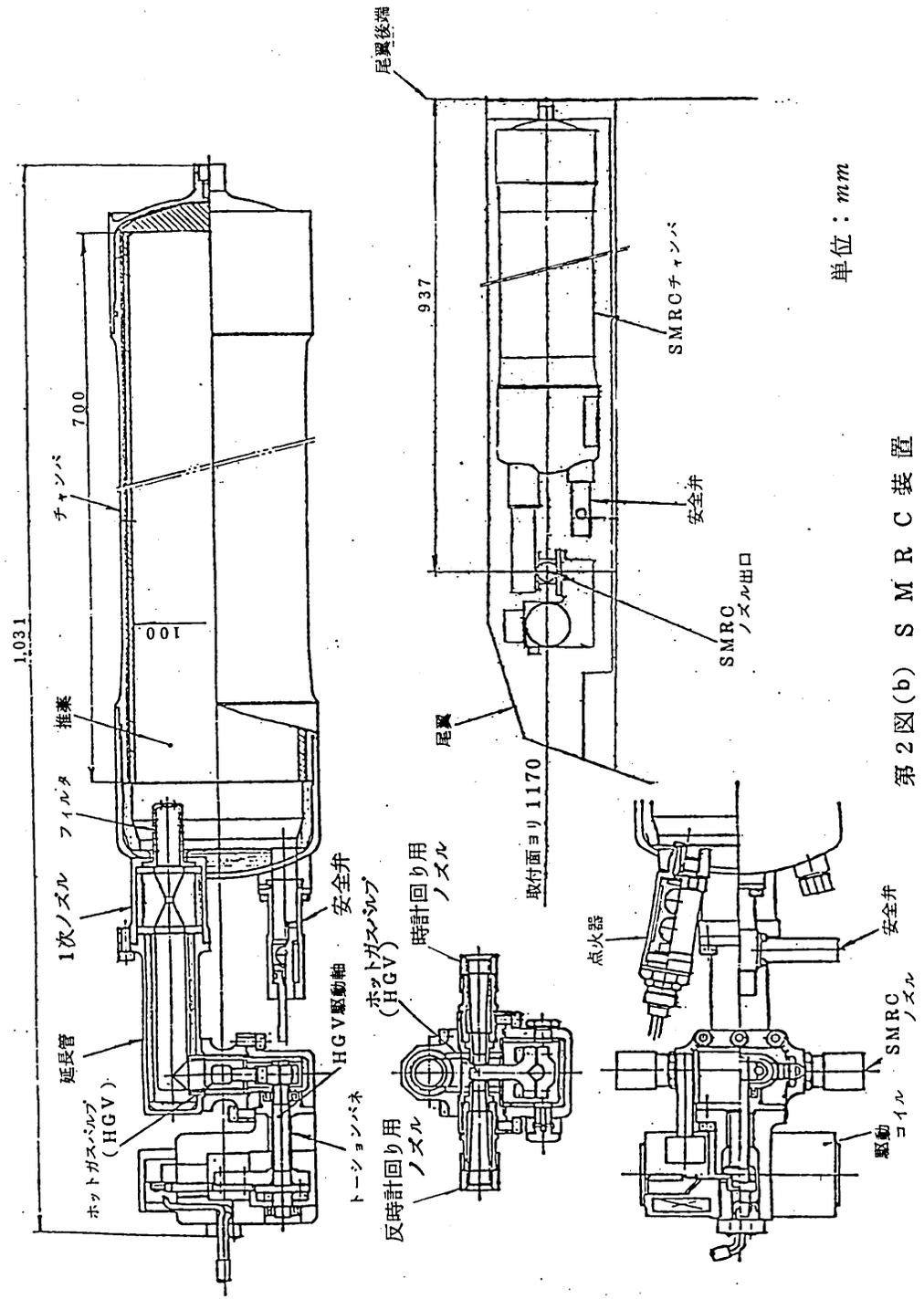
SA : 衛星 (MS-T4)

SB : 補助ブースタ

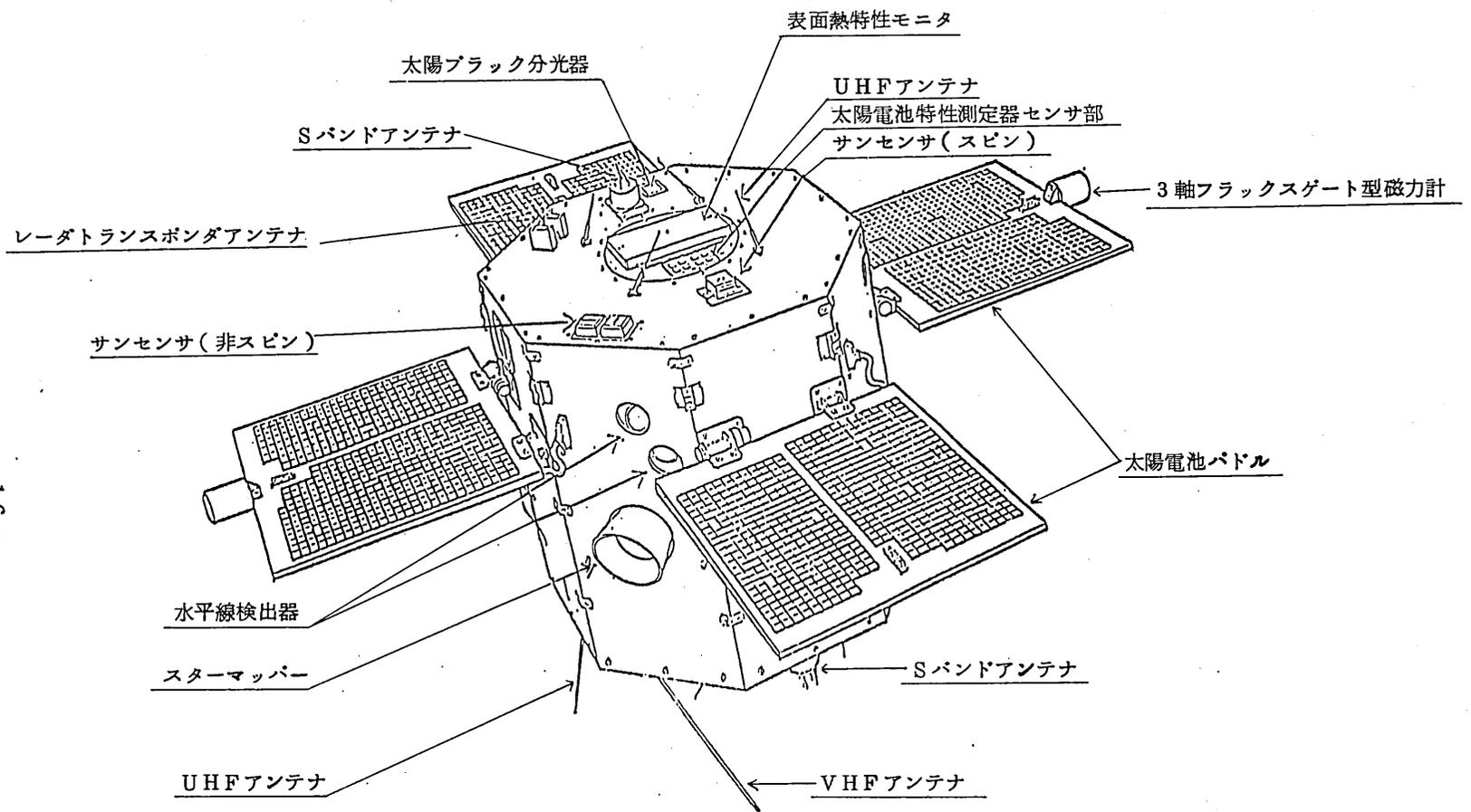


単位: mm

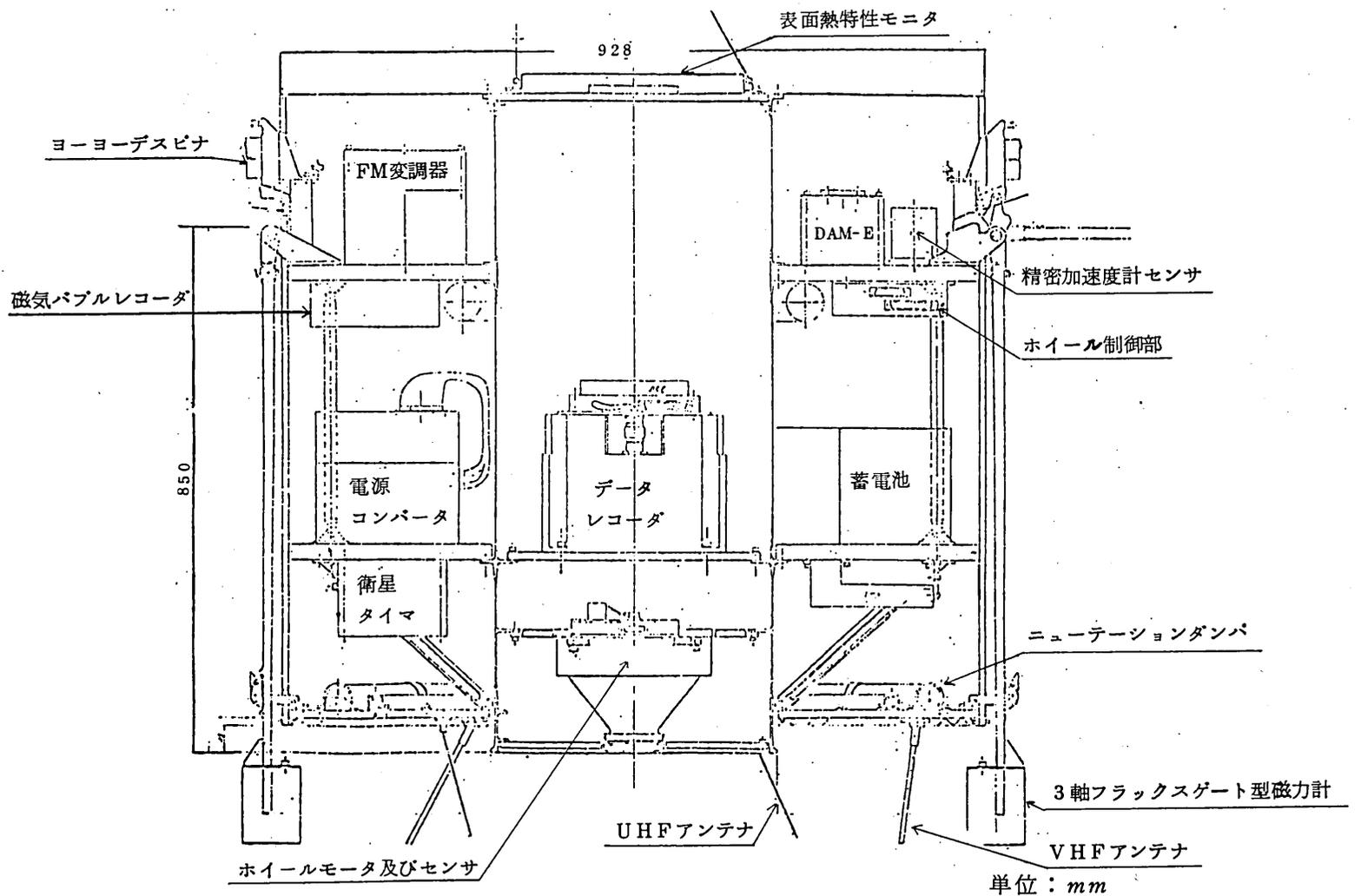
第2図(a) 第1段ロケットTVC装置



第3図 第2段ロケットTVC装置及びサイドジェット装置



第4図 試験衛星MS-T4 外観図



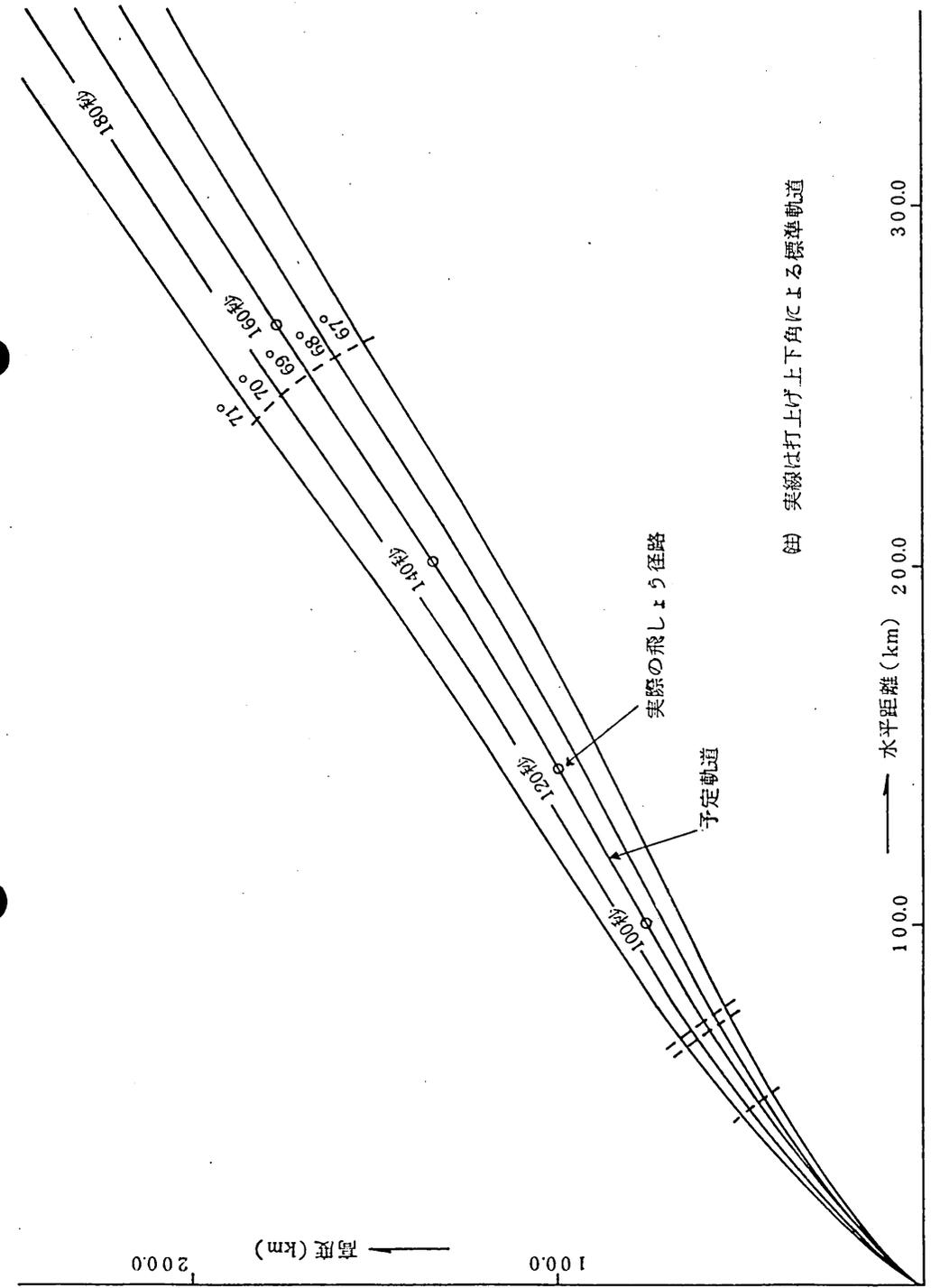
第5図 試験衛星MS-T4 構造図

第2表 飛しょう計画と実測秒時

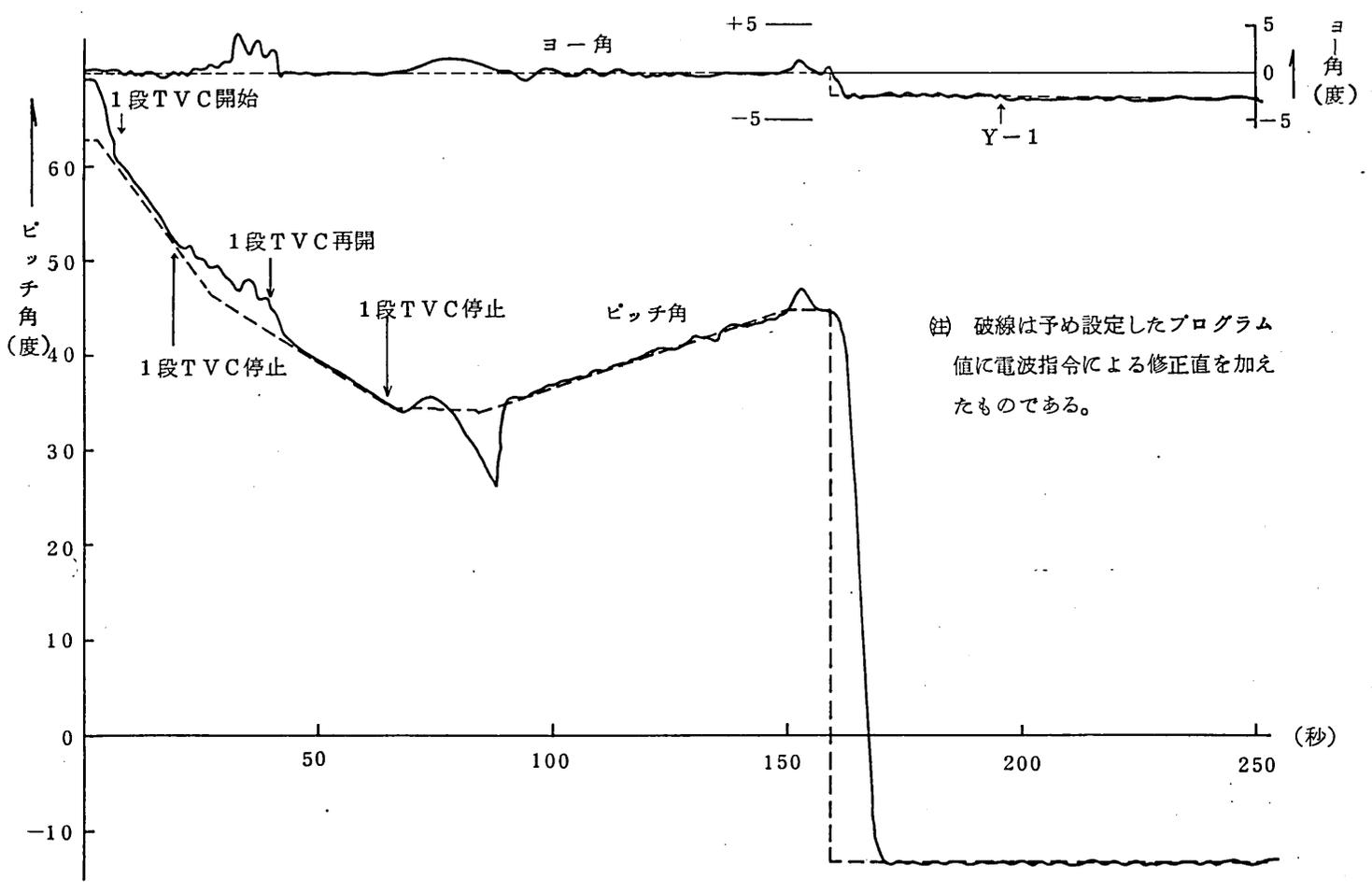
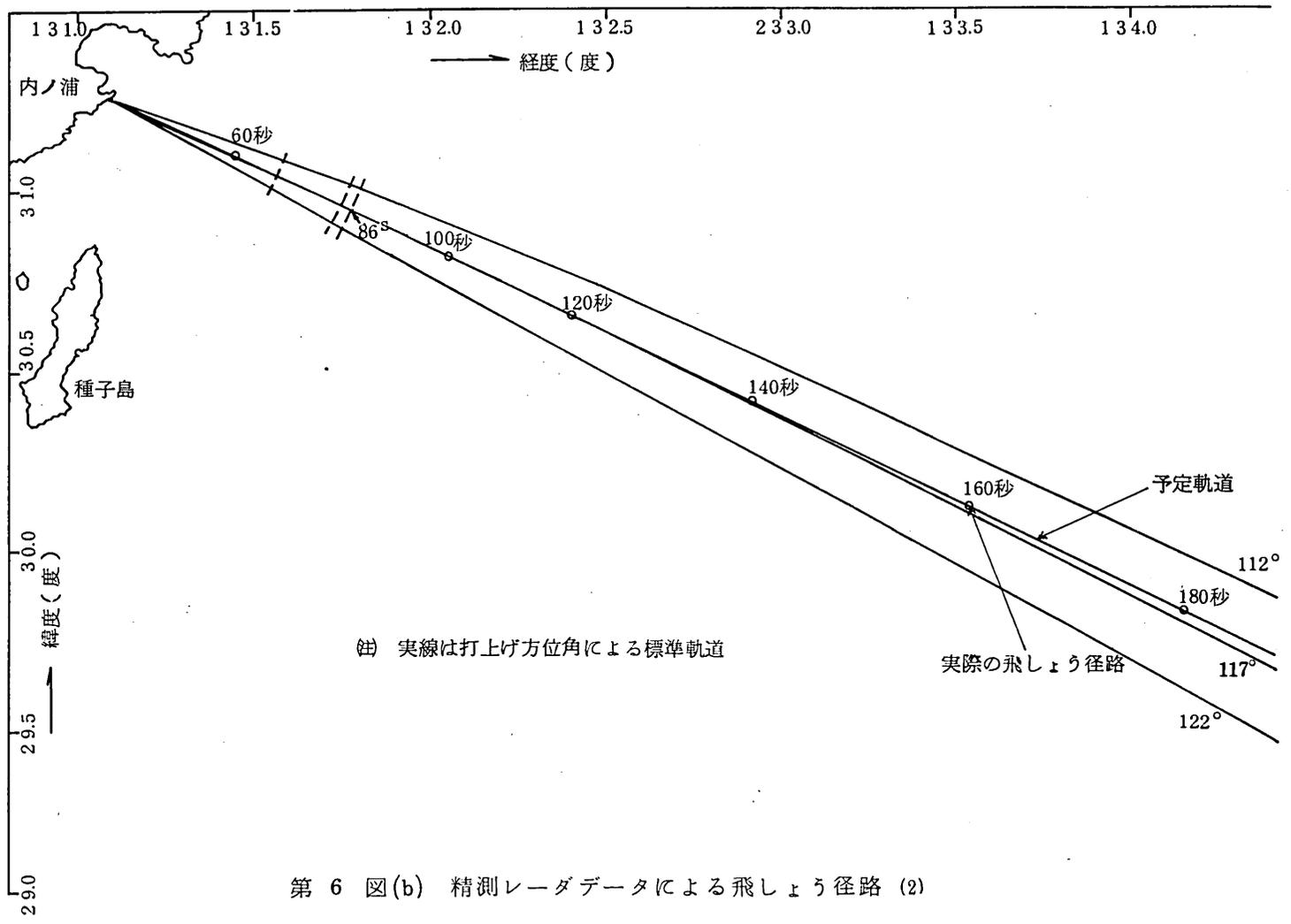
項 目	設定秒時(秒)	実測秒時(秒)
第1段、補助ブースタ点火	0	0
SMRC作動開始	4	4.1
TVC作動開始	6	6.1
補助ブースタ燃焼終了	7.7	7.7
補助ブースタ切離し	9	9.2
TVC作動停止	20	20.1
TVC作動再開	40	40.1
TVC作動停止	65	65.1
第1段燃焼終了	70	72
SMRC作動停止	80	80.1
第1段切離し	84	84.1
TVC作動開始	85	85.1
ロールサイドジェット制御開始	85	85.1
第2段点火	86	86.1
ロールサイドジェット切換え	116	116.1
TVC作動停止	150	150.1
ピッチ・サイドジェット作動開始	151	151.1
第2段燃焼終了	158	159
ピッチ・ヨー制御基準値切換え	159	159.1
開 頭	162	162.1
第3段スピン開始(コントロールモード切換え)	231	231.1
スピンモータ点火	241	241.1
スピン制御開始	242	242.1
衛星タイマ始動	X	455.4
第2段切離し	X+ 2	457.4
第3段点火	X+ 7	462.1
第3段燃焼終了	X+ 60	520
第3段切離し	X+117	572.4
第3段ヨーデスピナ作動	X+122	-

注-1) コマンドの送信をしない場合: X = 442秒

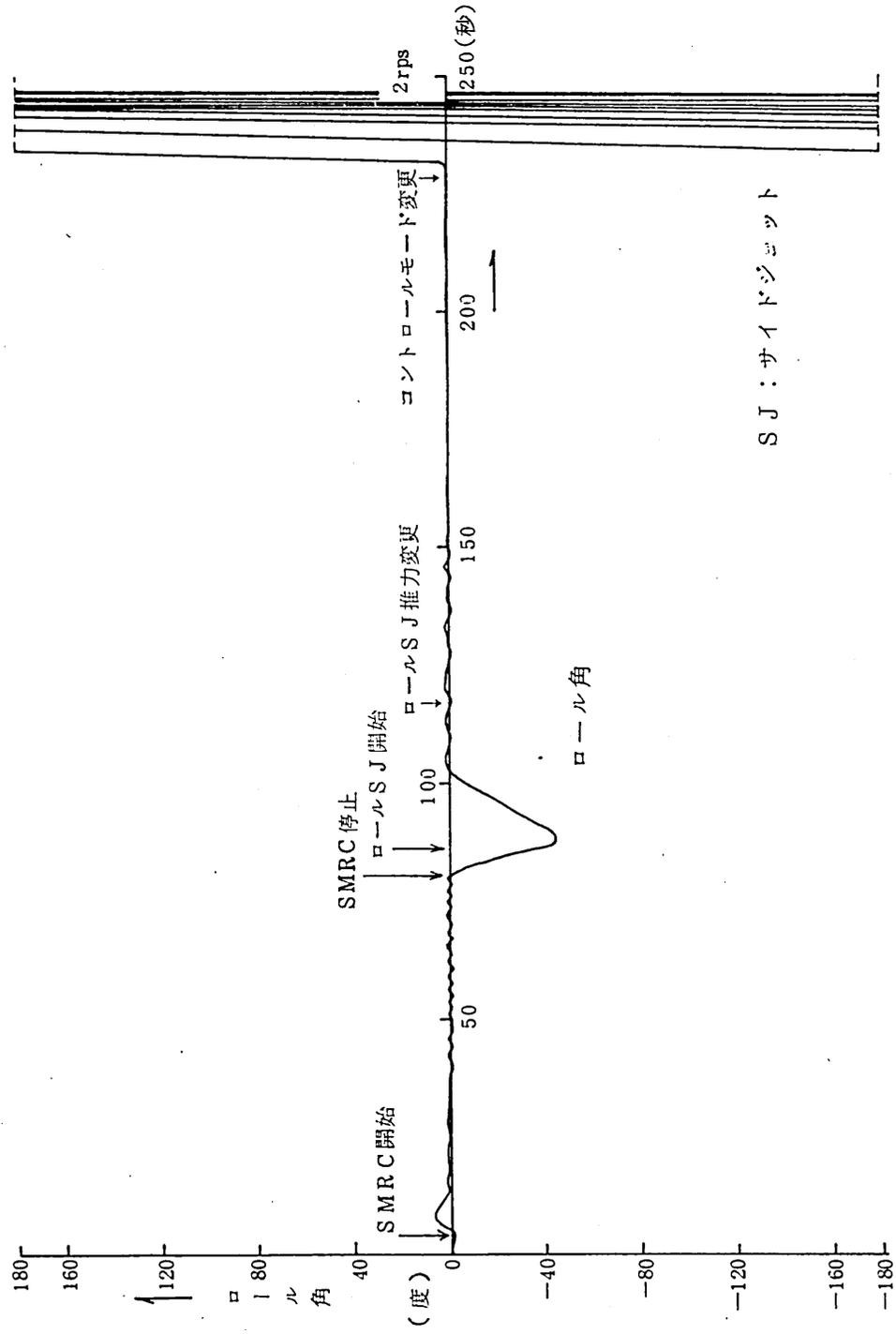
注-2) コマンド送信によるXの可変範囲: X = 346 ~ 539秒



第6図(a) 精測レーダデータによる飛しょう径路 (1)

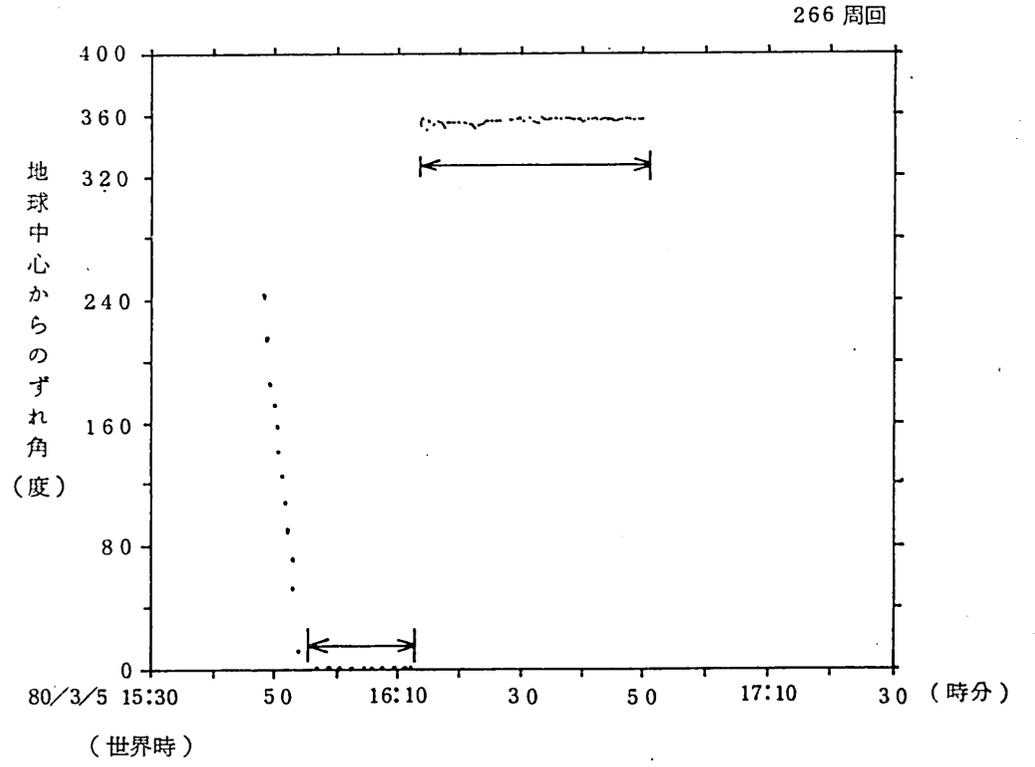


第 7 図(a) M-3 S ロケット 1 号機ピッチ角、ヨー角

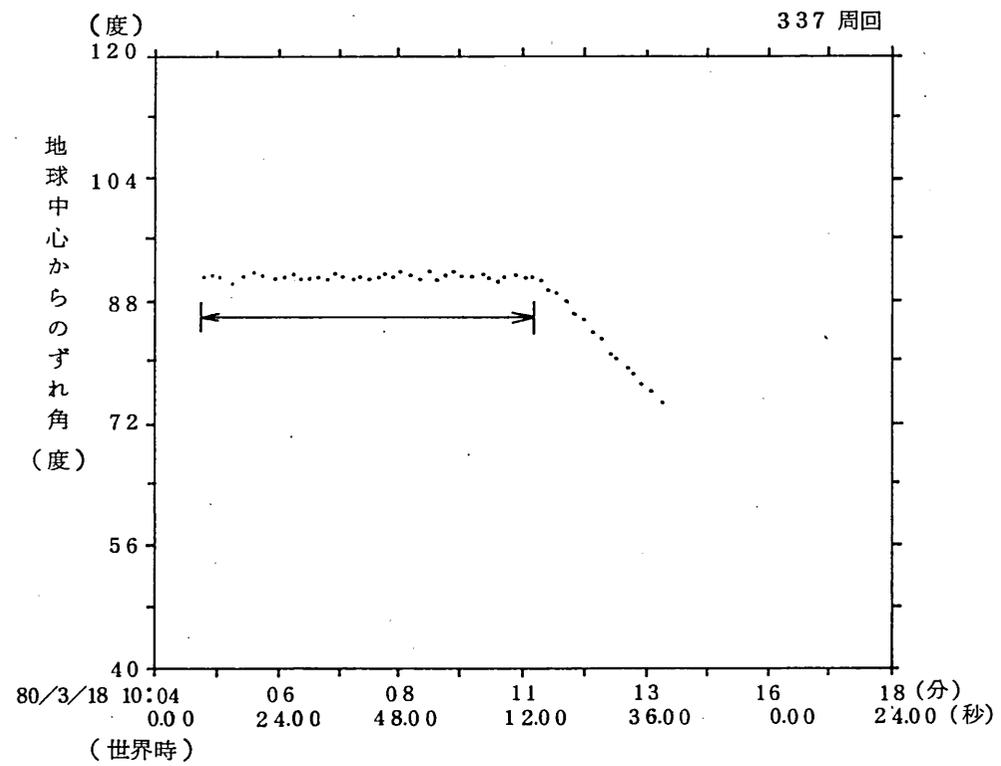


SJ: サイドジェット

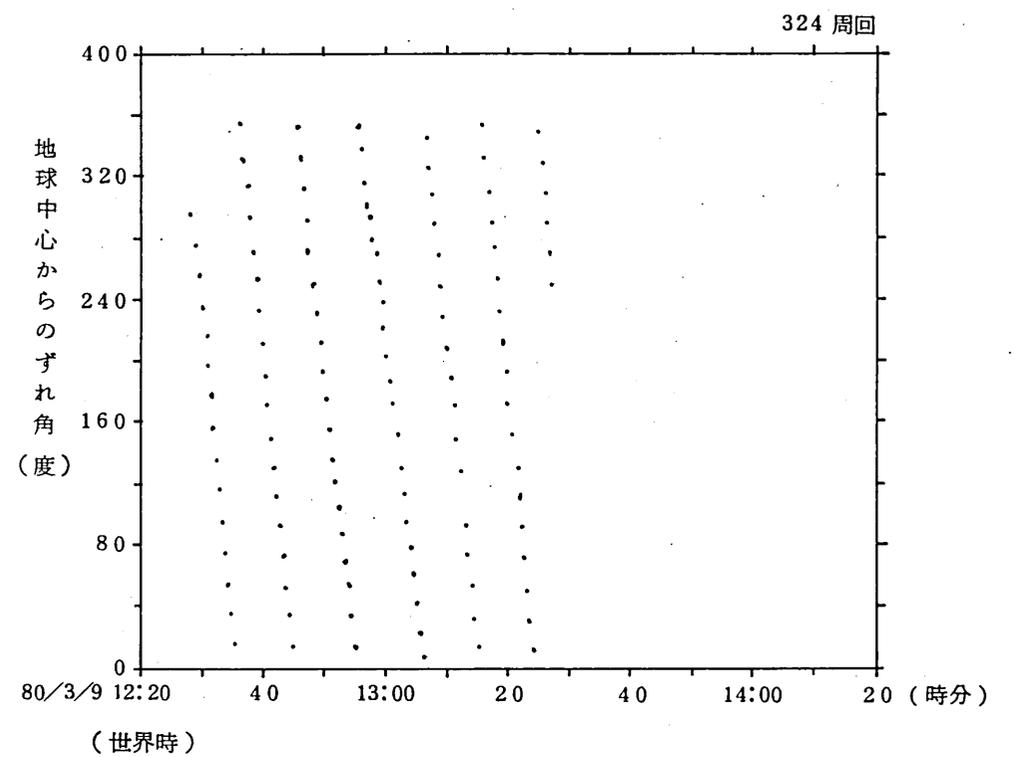
第7図(b) M-3Sロケット1号機ロール角



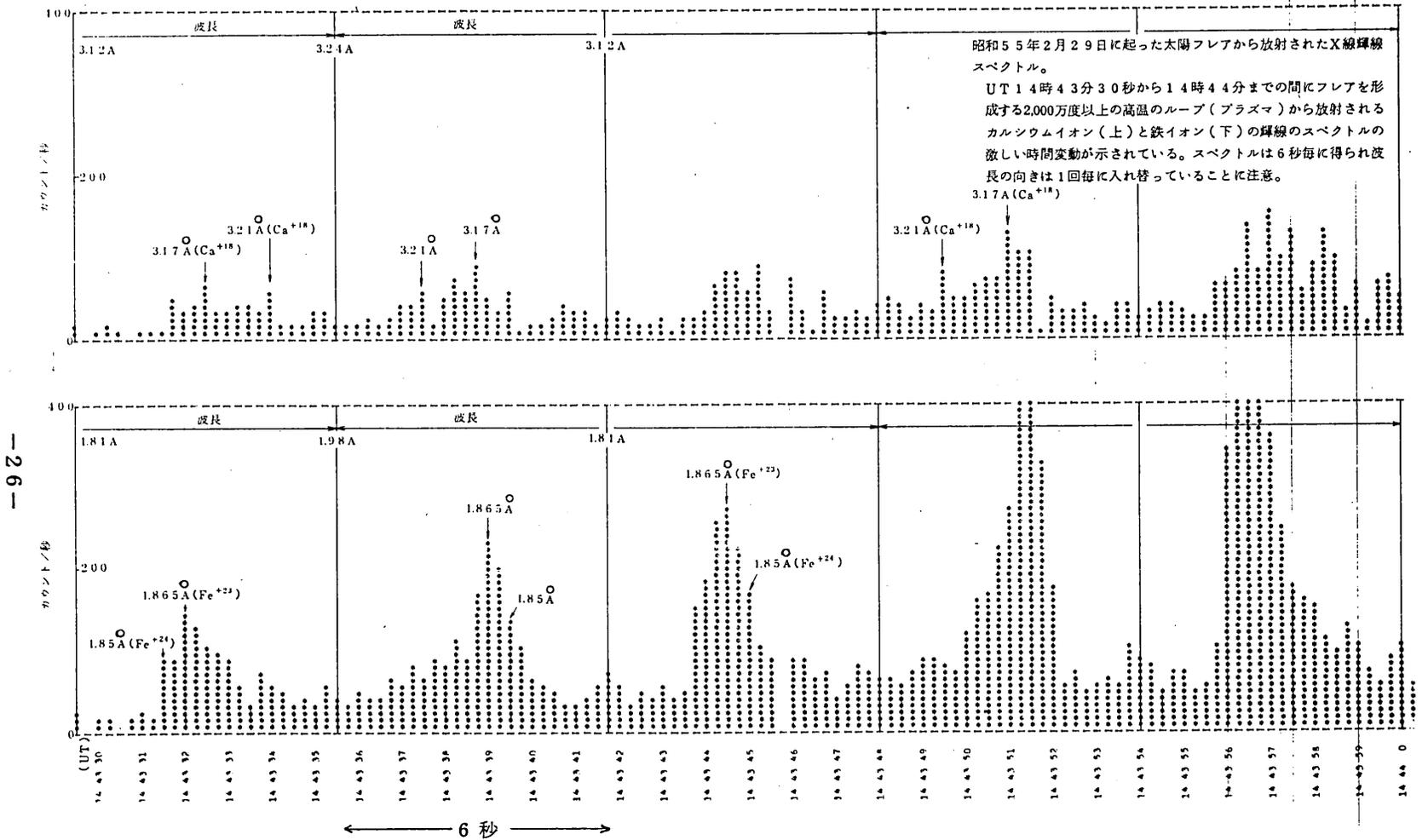
第8図 赤外線センサを用いた地球指向制御例(ノーマル制御)



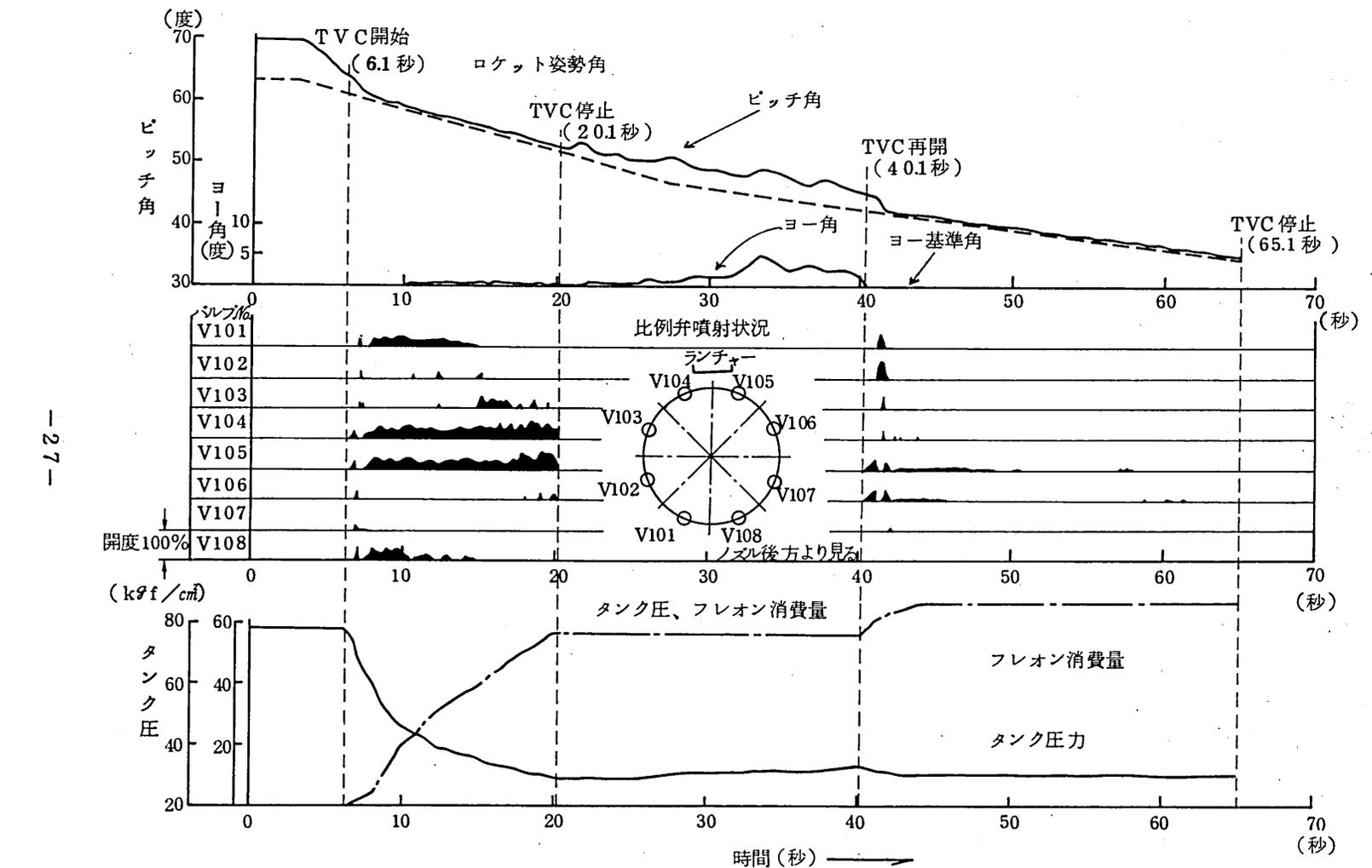
第 9 図 赤外線センサを用いた 90° スリュー制御結果例



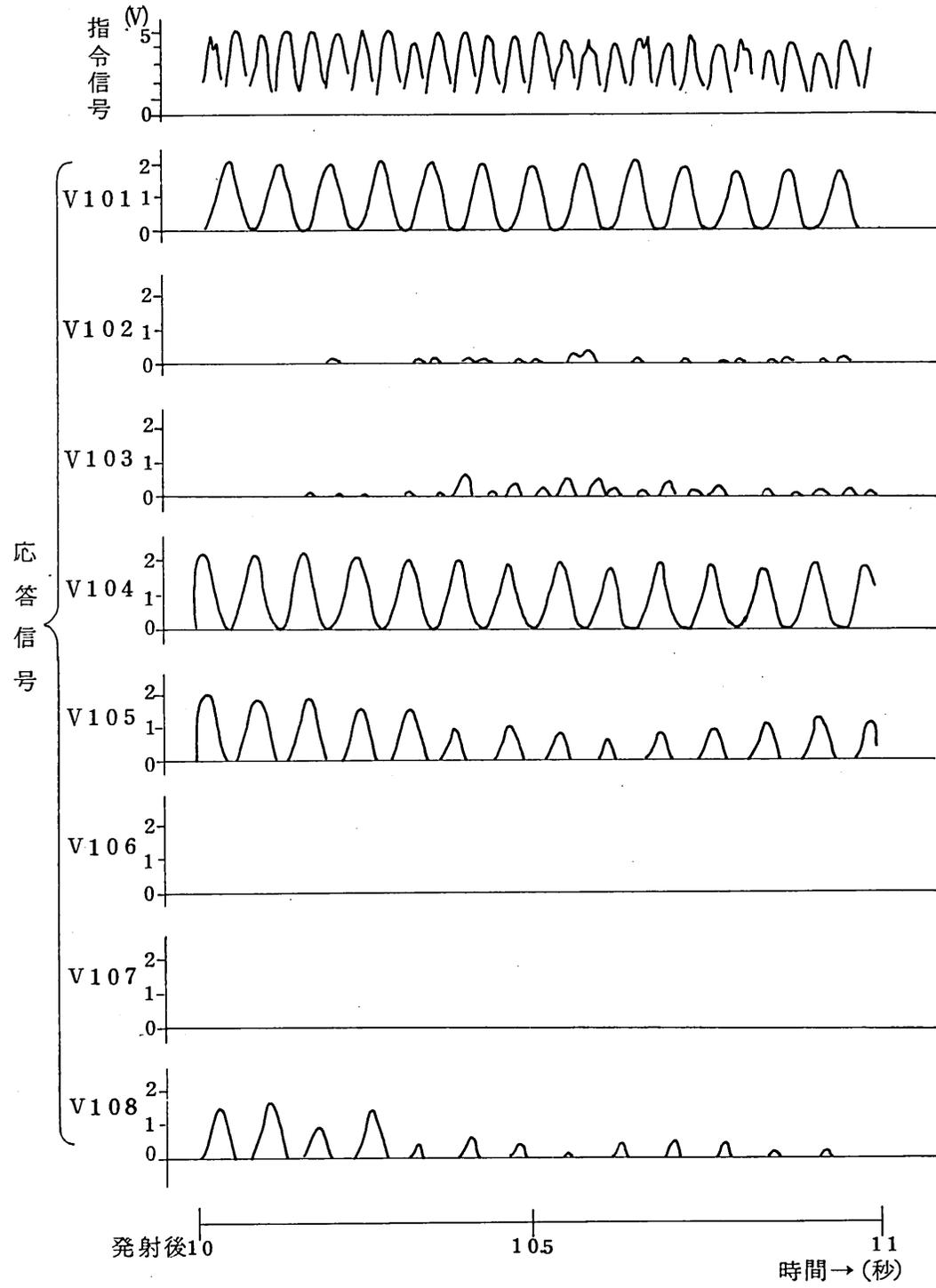
第 10 図 スターマップを利用したレート制御例



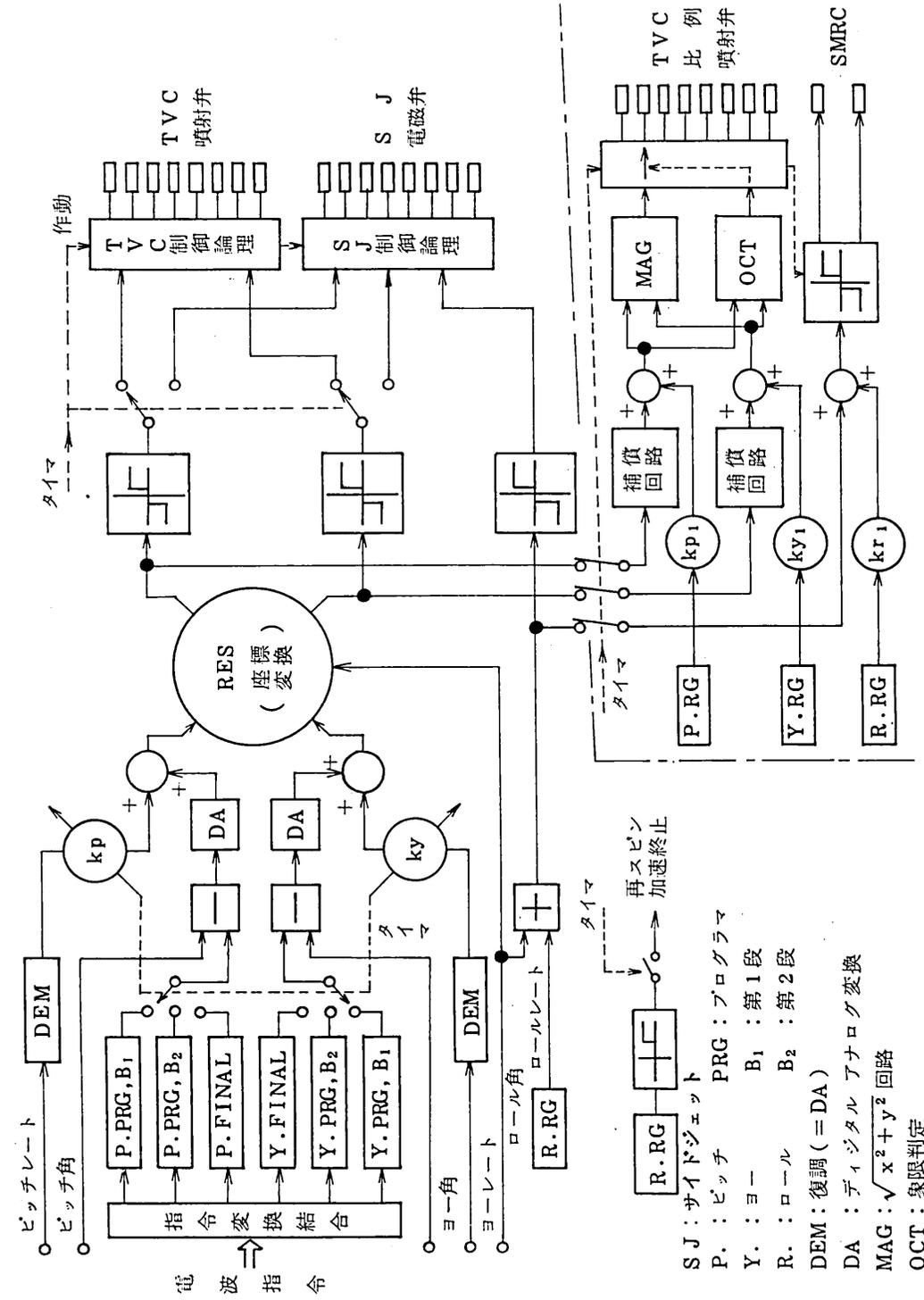
第11図 太陽フレアより発生したX線のエネルギー分布(スペクトル)とその時間変化



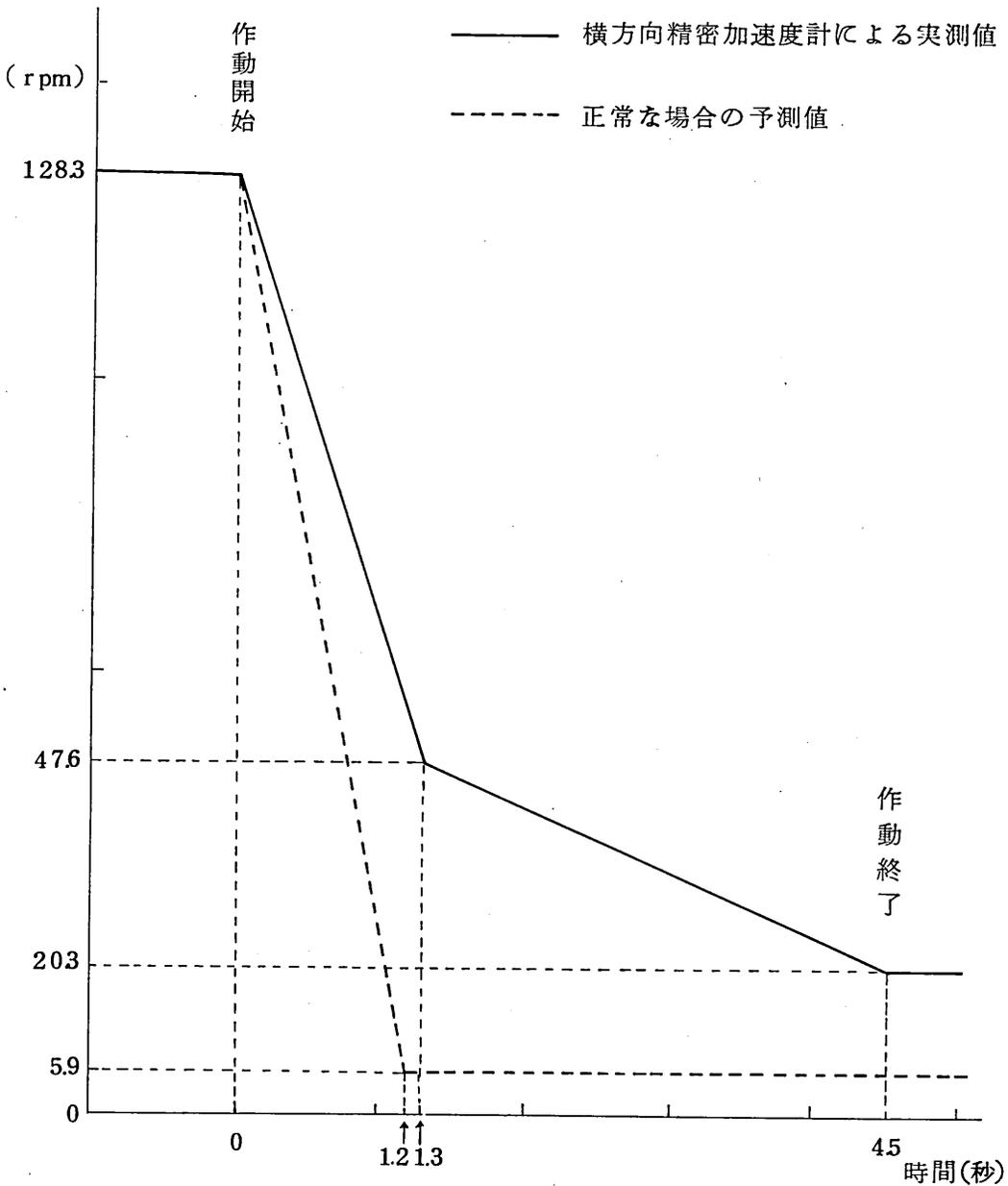
第12図 M-3S ロケット1号機の第1段ロケットTVC飛行結果



第13図 第1段ロケットTVC動作状態の詳細
(発射後10秒～11秒)



- S J : サイドジェット
- P. : ピッチ PRG : プログラム
- Y. : ヨー B₁ : 第1段
- R. : ロール B₂ : 第2段
- DEM : 復調 (= DA)
- DA : デジタル アナログ変換
- MAG : $\sqrt{x^2 + y^2}$ 回路
- OCT : 象限判定
- Kp, Ky : 制御定数
- RG : レートジャイロ
- FINAL : 基準角



第15図 ヨーヨーデスピナ作動前後の衛星のスピン数

参考1

M-3Sロケット1号機の打上げ結果の評価について

昭和55年6月12日

宇宙開発委員会決定

M-3Sロケット1号機の打上げ結果を評価するため、次により調査審議を行うものとする。

1. 東京大学宇宙航空研究所が行ったM-3Sロケット1号機の打上げ結果の評価のために必要な技術的事項について調査審議を行う。
2. 1.の調査審議は第四部会において行い、昭和55年6月末までに終えることを目途とする。

参考2

宇宙開発委員会第四部会構成員

昭和55年6月

(50音順)

部会長	佐貫亦男	日本大学理工学研究所顧問
部会長代理	内田茂男	名古屋大学工学部教授
専門委員	*秋葉鎌二郎	東京大学宇宙航空研究所教授
	*大島耕一	東京大学宇宙航空研究所教授
	五代富文	科学技術庁航空宇宙技術研究所主任研究官
	小林繁夫	東京大学工学部教授
	田尾一彦	郵政省電波研究所長
	中込雪男	国際電信電話株式会社研究所長
	長州秀夫	科学技術庁航空宇宙技術研究所宇宙研究グループ総合研究官
	*林友直	東京大学宇宙航空研究所教授
	平井正一	宇宙開発事業団理事
	平木一	宇宙開発事業団理事
	前田弘	京都大学工学部教授
	虫明康人	東北大学工学部教授

注) *印の専門委員は、今回の調査審議については、説明者として参加した。