

目 次

1. 実験実施責任者	1
2. 実験場所	1
3. 実験期間	1
4. 警戒の範囲	2
5. 実験の要領	2
6. 報道関係	3
7. 実験主任	4
8. 実験内容	4

昭和55年度 第2次観測ロケット実験計画概要

(昭和56年1月～2月)

東京大学宇宙航空研究所

昭和55年12月

昭和55年度第2次観測ロケット実験計画概要

昭和55年度第2次観測ロケット実験においては、S-310-9号機、S-520-2号機による観測実験およびM-3S-2号機による第7号科学衛星打上げの合計3機の打上げを行う計画で、それぞれの実験目的は次のとおりである。

ロケット	到達高度 (km)	水平距離 (km)	全重量 (ton)	搭載計器重量 (kg)	観測目的
S-310-9	179	277	0.73	60.8	正イオン組成、中性温度 他の観測
S-520-2	276	452	2.2	166.5	飛しょう試験
M-3S-2	近地点 570 遠地点 680	2574 (第2段)	49.5	衛星重量 190	第7号科学衛星打上げ

1. 実験実施責任者

東京大学宇宙航空研究所長 野 村 民 也
(東京都目黒区駒場4-6-1 TEL 03-467-1111)

2. 実験場所

東京大学宇宙航空研究所鹿児島宇宙空間観測所
東経131°04'45" 北緯31°15'00"
(鹿児島県肝付郡内之浦町長坪 TEL 09946-7-2211)

3. 実験期間

昭和56年1月22日(木)～2月 3日(火)
および 2月16日(月)～2月28日(土)

各ロケットの実験予定日は次のとおりである。

ロケット	実験予定日時	海面落下時刻	延期する場合の期間
S-310-9	1月22日(木) 6:46	6:46～7:16	1月23日～1月28日
S-520-2	1月28日(水) 16:00	16:00～16:30	1月29日～2月 3日
M-3S-2	2月16日(月) 9:30	第1段9:30～10:20 第2段9:40～10:30	2月17日～2月28日

4. 警戒の範囲

陸上における警戒の範囲

別紙 (1) S-310型、S-520型ロケットに適用
(2) M-3S型ロケットに適用

海上におけるロケットの落下予想区域

別紙 (3) S-310-9号機に適用
(4) S-520-2号機に適用
(5) M-3S-2号機に適用

5. 実験の要領

(1) 実験は天候および研究上の都合によって延期することがある。延期の理由が天候によるときは、当日できるだけ早く報知する手段(ラジオ等)を講ずる。また研究上の理由によるときは、不測の障害にもとづく場合以外はできるだけ前日中に報知する手段(ラジオ等)を講ずる。

漁業関係者に対する報知は漁業無線局を通じて行う。

(2) 実験当日は観測所内に黄旗を掲げる。発射30分前に赤旗を掲げサイレンを鳴らす。発射3分前に花火1発をあげる。

実験終了後は花火2発をあげ赤旗をおろす。

- (3) 実験当日の警戒は陸上については鹿児島県警察、海上については第10管区海上保安本部および鹿児島県に依頼する。その細目は打合せの上定める。また航空については鹿児島空港事務所と連絡の上実験を行う。

観測所付近の陸上および海上については東京大学においても監視員を観測所内に配置し、また観測所内に設置された海上監視レーダにより警戒にあたる。

- (4) 実験に際しては鹿児島海上保安部および鹿児島空港事務所との間に連絡用通信回線を東京大学が開設し、連絡員を派遣して緊密な連絡にあたる。

- (5) 実験中は警戒区域内に一般の人が立ち入らないように立札または縄張りをする。

- (6) M-3 S-2号機の実験に際しては、衛星の軌道追跡について宇宙開発事業団、郵政省電波研究所および米国航空宇宙局の協力が得られる予定である。

- (7) 発射時間及び機種について、各ロケットの発射2時間前までに運輸省新東京空港事務所保安部航空情報課に通報する。

6. 報道関係

- (1) 報道関係者には次の日時にロケットを公開して取材の便宜をはかる。

S-310-9 1月21日(水) 12:00~13:00

S-520-2 1月27日(火) "

M-3 S-2 2月14日(土) 13:00~14:00

- (2) 実験の結果については、実験終了後実験主任が概略の発表を行う。

7. 実験主任

S-310-9 教授 伊藤 富 造

S-520-2 助教授 松 尾 弘 毅

M-3 S-2 教授 林 友 直

8. 実験の内容

- S-310-9号機(1月22日(木) 6:46打上げ予定)

本機は日出時の中層大気、下部電離層中の大気組成温度分布の観測を主目的とするロケットである。

ロケットの先端部には質量分析器が搭載され、正イオン組成を観測する。また太陽を光源とする紫外線の大気による吸収、散乱の測定により大気中のオゾン量、エアロゾルの分布を観測する。同じく太陽光中の近赤外線の大気中の酸素による吸収スペクトルを精密に測定することにより大気温度分布を観測することができる。この他電離層の基本的パラメータである電子密度、イオン温度の観測も行われる。

- S-520-2号機(1月28日(水) 16:00打上げ予定)

本機は新規開発の単段式ロケットで、55年1月に1号機の打上げに成功している。本機の目的は1号機に引続きその飛しょう性能と機体特性、特にノズル部改良の効果を確認することにある。

また搭載の科学観測機器により、将来の宇宙太陽発電におけるマイクロ波伝送ビームと電離層プラズマの相互作用に関する基礎実験、子ロケットを放出することによりプラズマ中での長い金属の紐で結ばれた2つの物体の電氣的挙動に関するユタ州立大との国際協力実験とを行う。

- M-3 S-2号機(2月16日(月) 9:30打上げ予定)

太陽は11年周期で活動を繰返し、1980～81年が太陽活動の最盛期に当る。

この時期にはしばしば太陽フレアと呼ばれる太陽面での爆発的現象が起り、その影響は様々な形で地球にも及ぶ。太陽フレアの際の膨大なエネルギー発生機構の解明は太陽物理学の重要課題である。

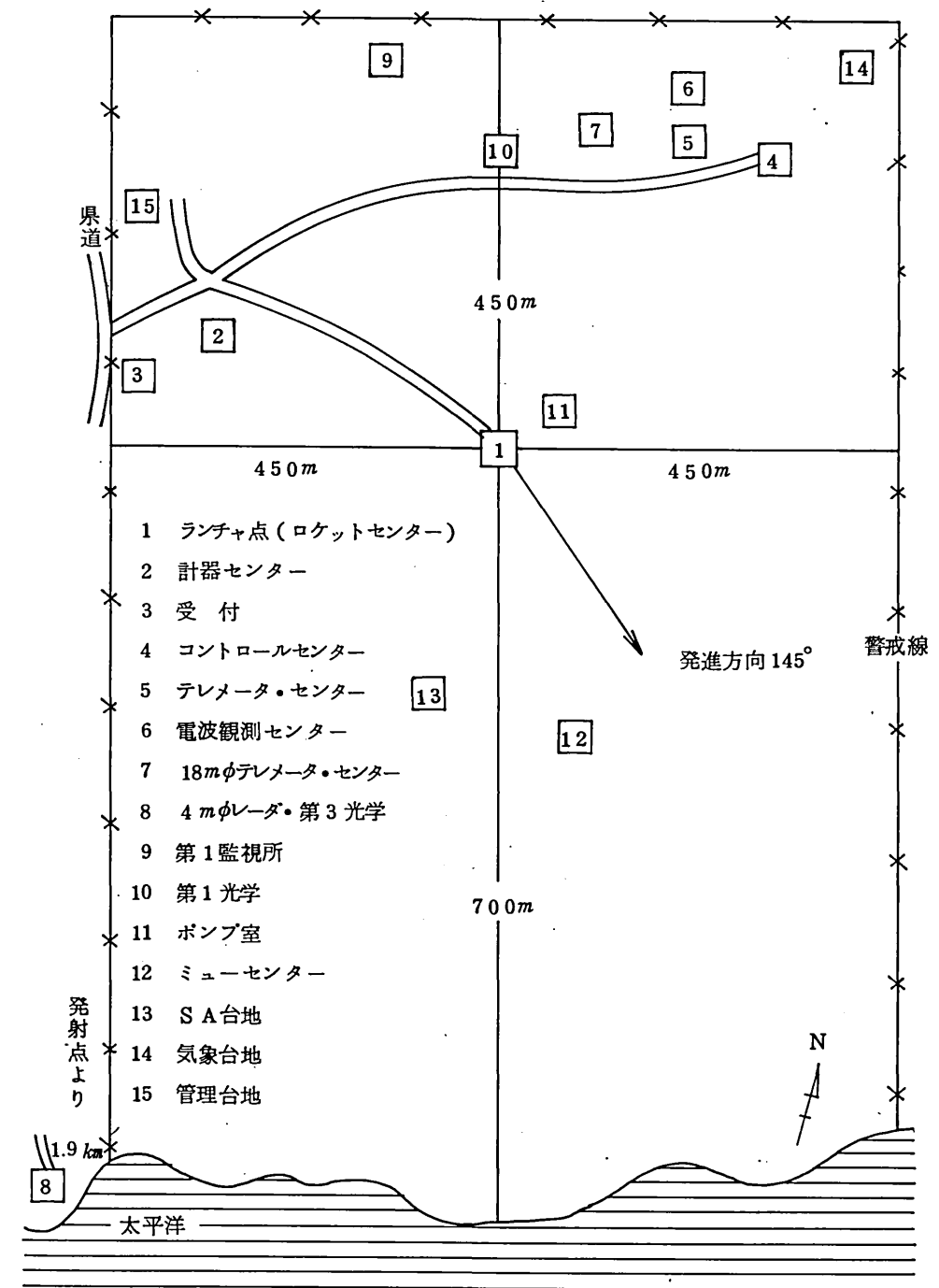
ASTRO-Aはこの太陽フレアの精密観測のためのミッションで、特に急速に変化するフレアの様相を種々の測定装置で刻々捉え得ることがこの衛星の特徴である。特にX線の観測にその重点が置かれている。搭載観測装置は次の通りである。

- (A) 太陽X線2次元像撮像装置 (SXT)
- (B) 太陽硬X線モニター装置 (HXM)
- (C) 太陽ガンマ線観測装置 (SGR)
- (D) 太陽X線輝線スペクトル分析器 (SOX)
- (E) 太陽軟X線モニター装置 (FLM)
- (F) 粒子モニター装置 (PXM)
- (G) プラズマインピーダンスプローブ (IMP)
- (H) プラズマ電子温度測定装置 (TEL)

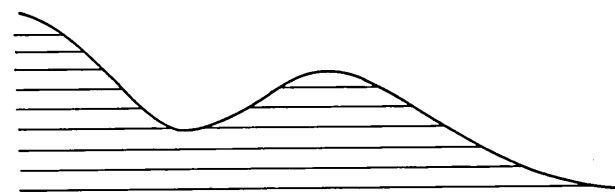
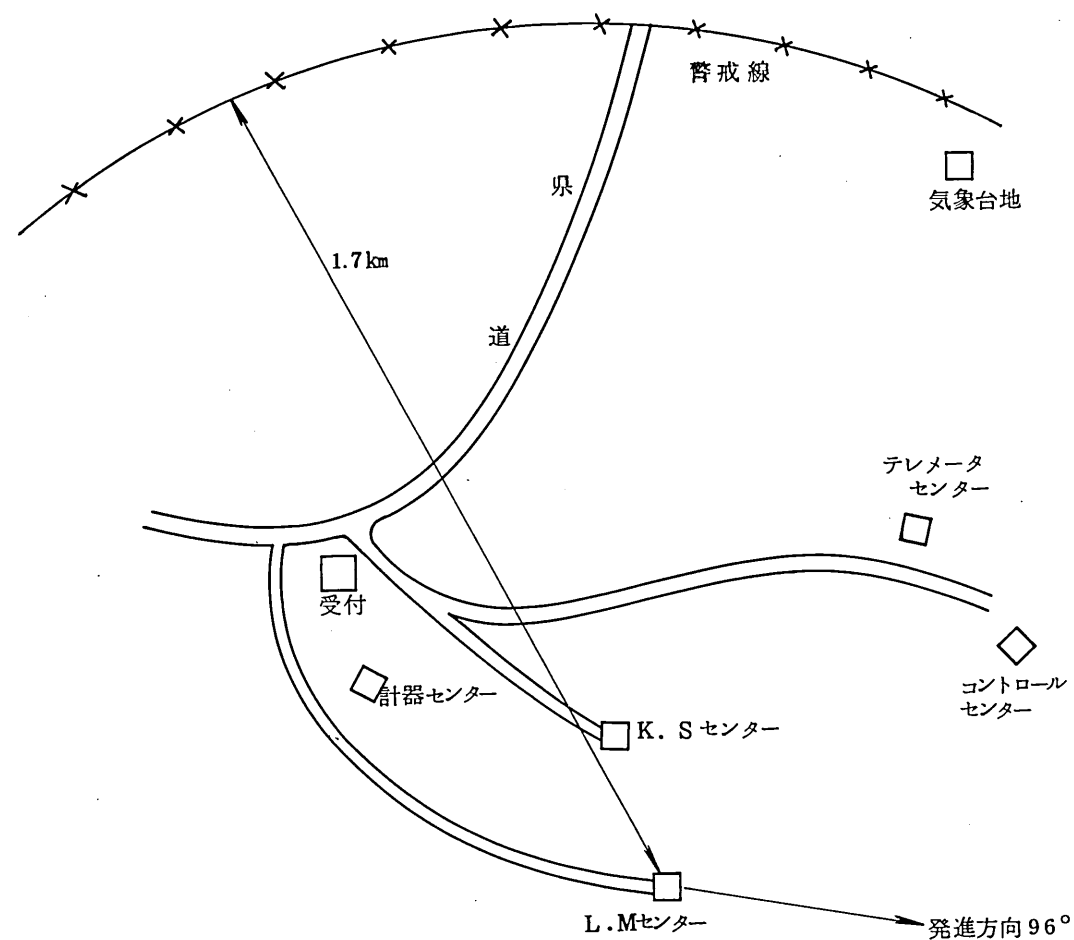
衛星は重量約190kg、毎分約5回転でスピンし、そのスピン軸は常に太陽を指向するよう機上制御される。打上げ軌道は平均高度約620kmの略円で傾斜角約31.5°の予定である。

なおASTRO-Aは打上げ後アメリカの太陽観測衛星SMMとの協同観測のプログラムが計画されていて相補的かつ多角的に太陽フレアの観測を行い、その成果を高めることが期待されている。

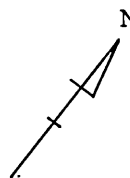
別紙(1) 陸上における警戒区域 (S-310型ロケットに適用)
S-520



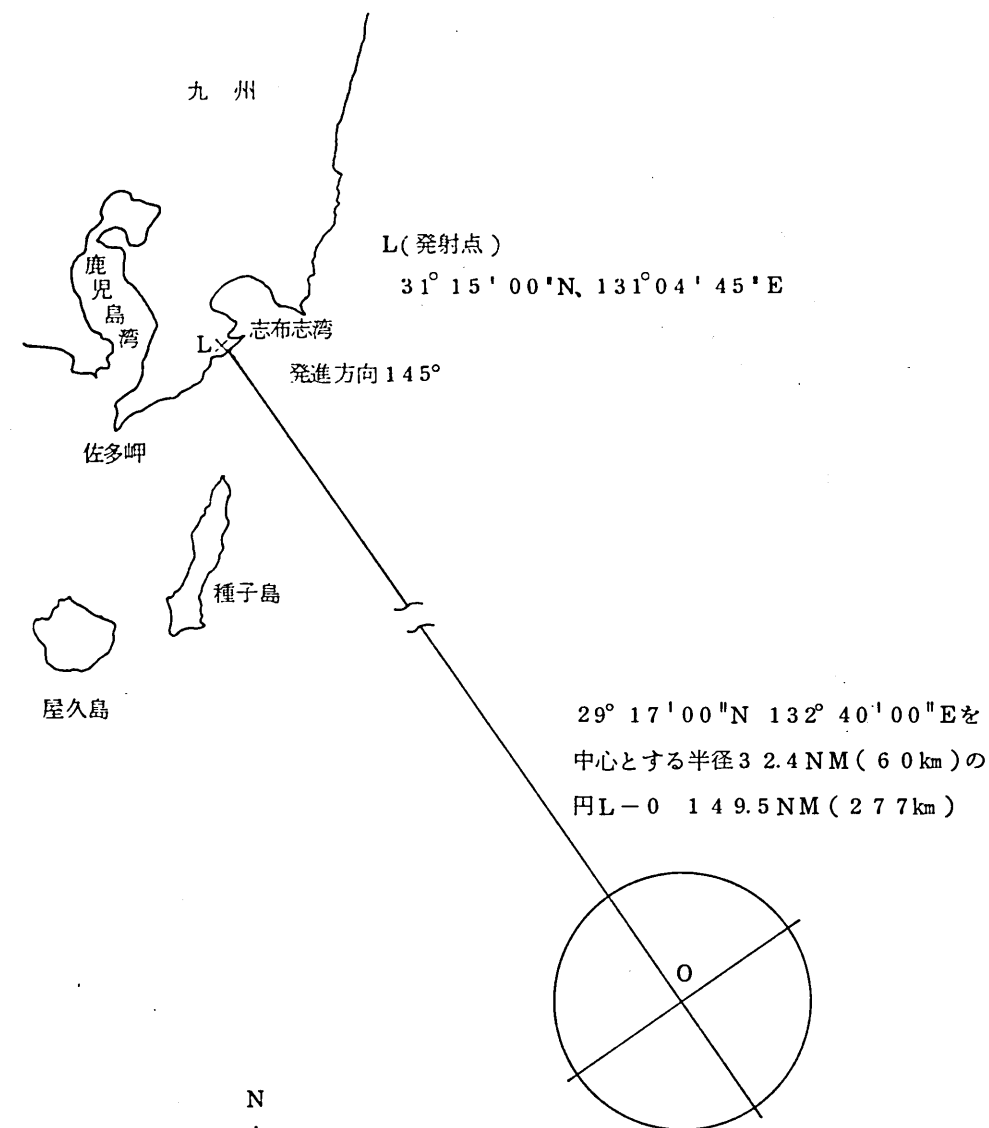
別紙(2) 陸上における警戒区域 (M-3S型ロケットに適用)



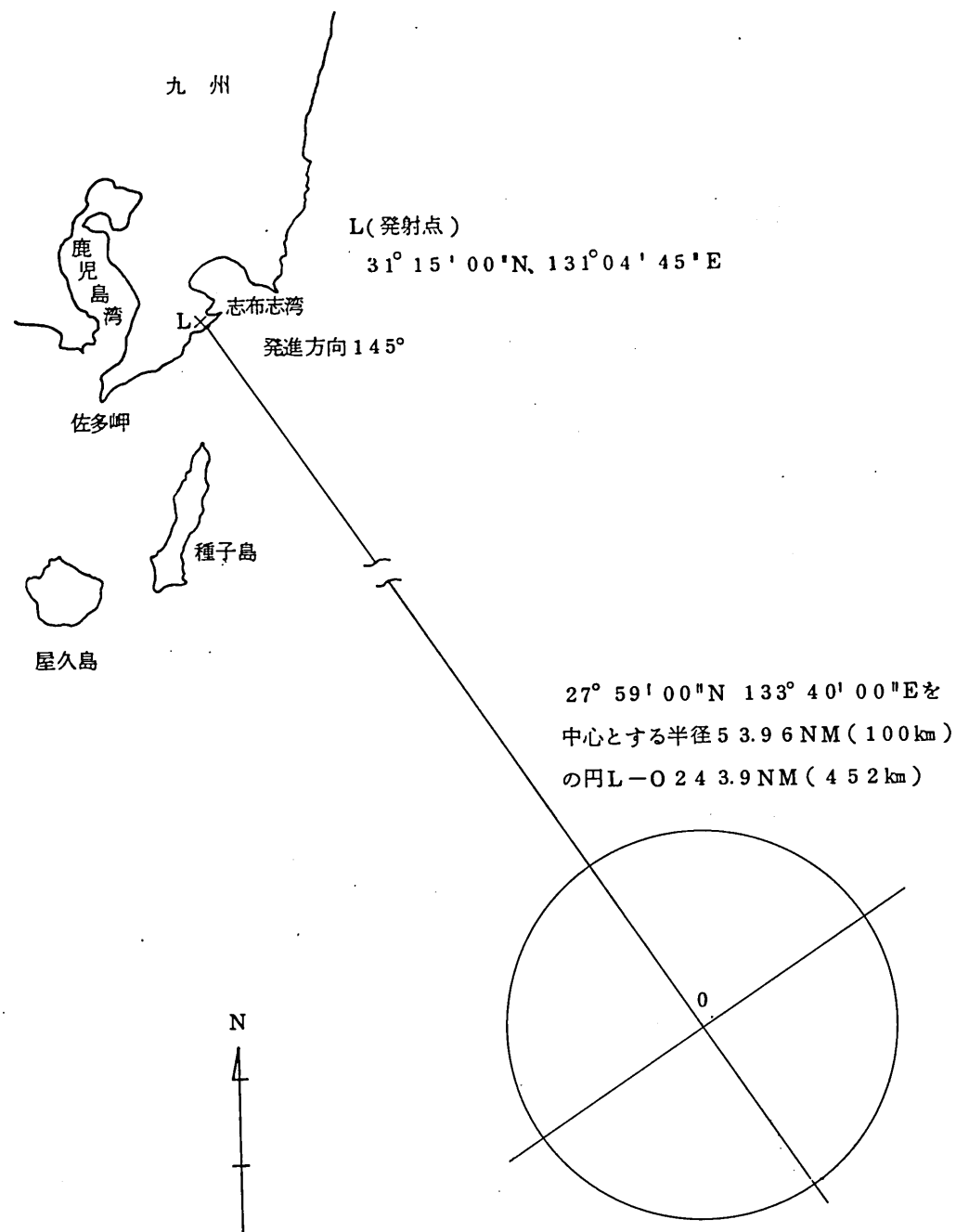
太平洋



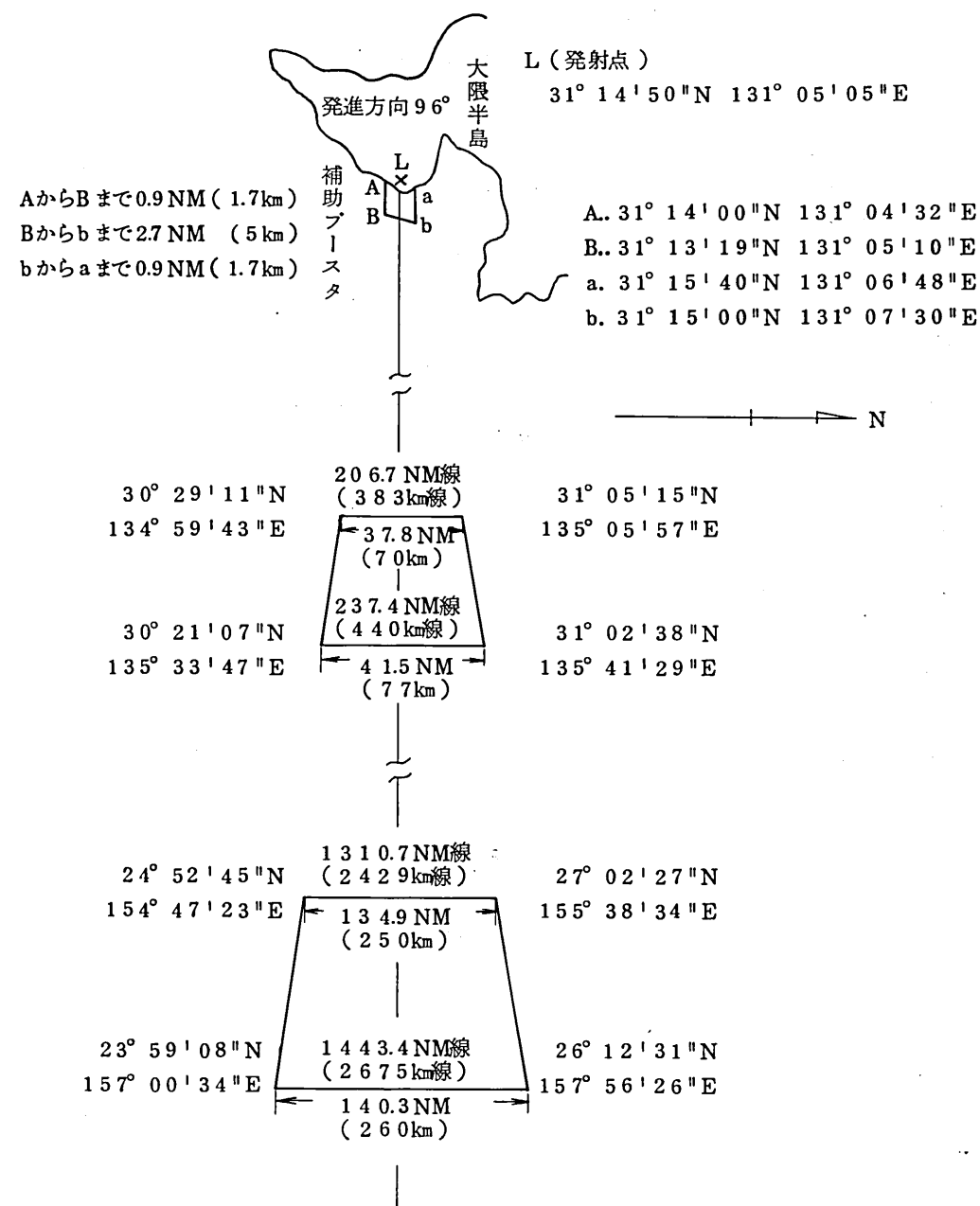
別紙(3) 海上における落下予想区域
(S-310-9号機に適用)



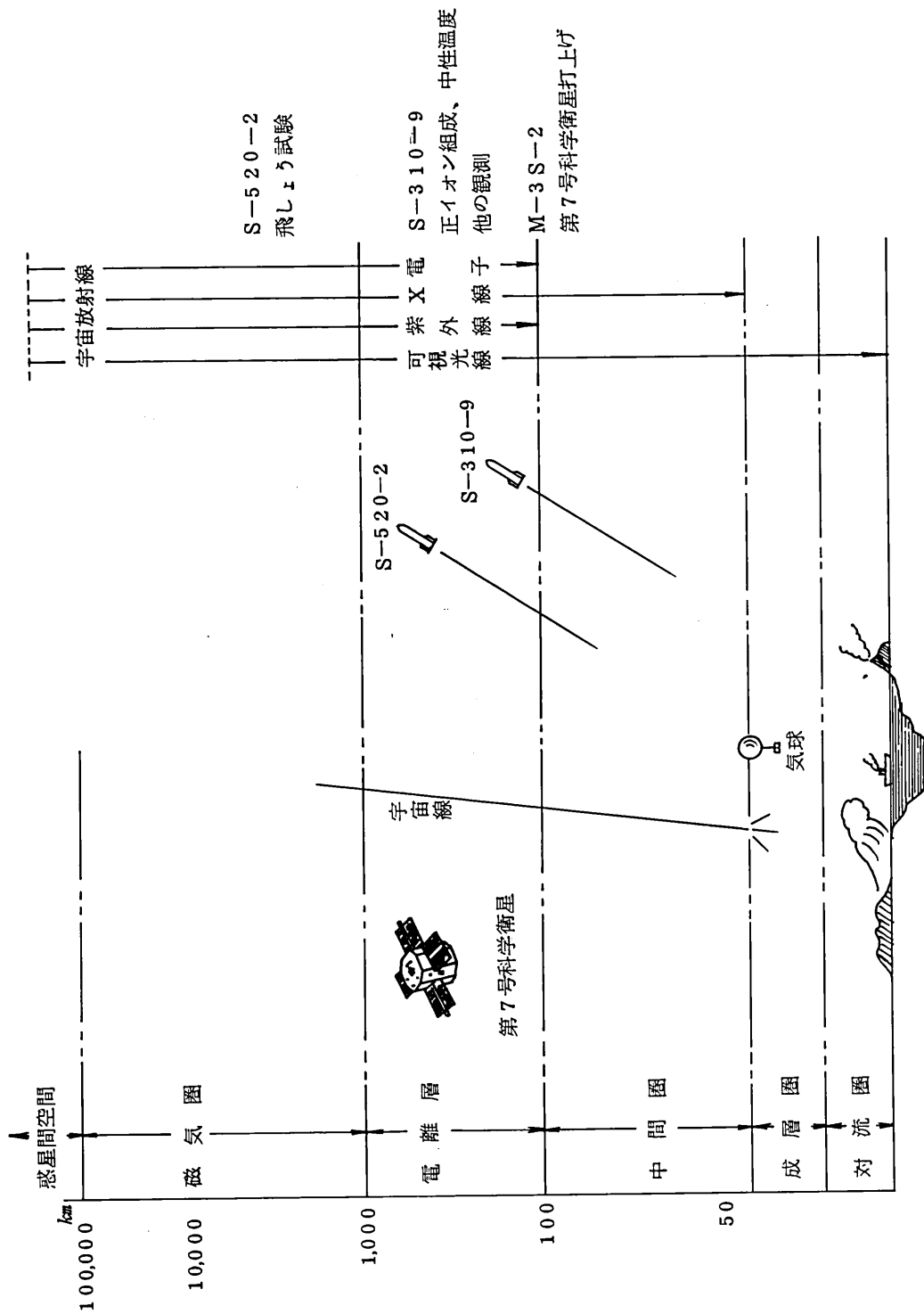
別紙(4) 海上における落下予想区域
(S-520-2号機に適用)



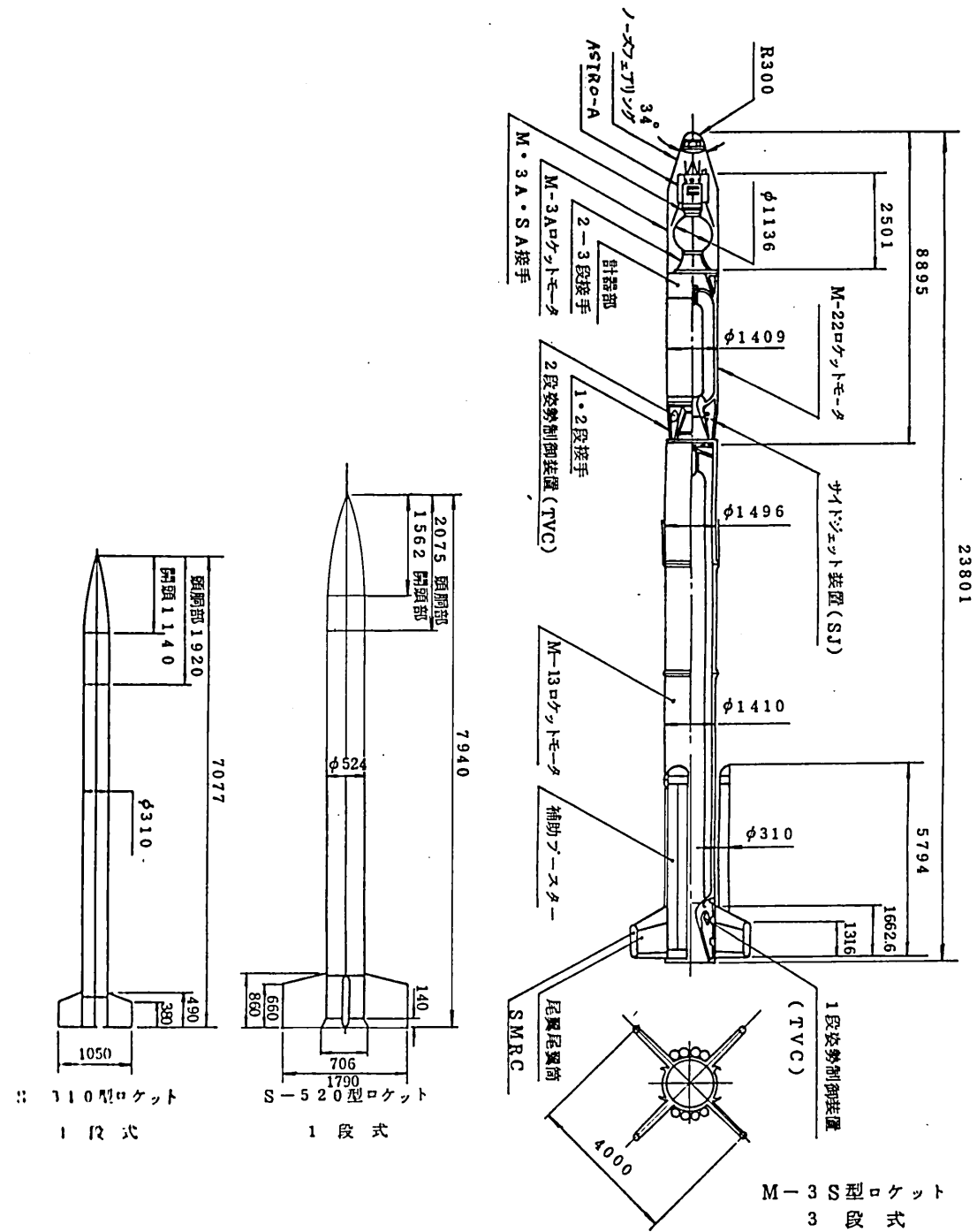
別紙(5) 海上における落下予想区域 (M-3S-2号機に適用)



昭和55年度第2次観測ロケット実験の観測



ロケット諸元図
(単位 mm)



打上げ済み科学衛星等一覧

名 称	観 測 項 目	重量 (kg)	軌道 近地点 (km) 遠地点 (km) (傾斜角 deg)	打上げ用ロケット	ロ ケ ッ ト 概 要	打上げ年月日
お お す み	人工衛星打上げ技術の習得と 衛星についての工学的試験	24	350~5,140 (31°)	L-4S-5	4段式固体燃料ロケット	45. 2. 11
試 験 衛 星 た ん せ い	衛星の機能試験等	63	990~1,110 (30°)	M-4S-2	全段固体燃料の4段式ロケット 最終段打ち出し方向姿勢制御装置付	46. 2. 16
第1号科学衛星 し ん せ い	太陽電波、宇宙線、電離層の 観測	66	870~1,870 (32°)	M-4S-3	"	46. 9. 28
第2号科学衛星 で ん ば	プラズマ波、地磁気等の観測	75	250~6,570 (31°)	M-4S-4	"	47. 8. 19
試 験 衛 星 た ん せ い 2 号	衛星の姿勢制御試験等	56	290~3,240 (31°)	M-3C-1	全段固体の3段式ロケット第 2段に姿勢制御装置及び誘導 制御装置 (TVC)	49. 2. 16
第3号科学衛星 た い よ う	太陽軟X線、太陽真空紫外放 射線等の観測	86	260~3,140 (32°)	M-3C-2	"	50. 2. 24
試 験 衛 星 た ん せ い 3 号	衛星の新しい姿勢制御テスト	129	790~3,810 (66°)	M-3H-1	M-3C型の1段目を $\frac{1}{3}$ 長く したもの	52. 2. 19
第5号科学衛星 き ょ っ こ う	衛星によるオーロラ撮像等	126	630~3,970 (65°)	M-3H-2	"	53. 2. 4
第6号科学衛星 じ き け ん	電子密度、粒子線プラズマ波 等の観測	90	227~30,051 (31°)	M-3H-3	"	53. 9. 16
第4号科学衛星 は く ち よ う	X線星の時間変動の観測と超 軟X線観測	96	545~577 (29.9°)	M-3C-4	全段固体の3段式ロケット第 2段に姿勢制御装置及び誘導 制御装置 (TVC)	54. 2. 21
試 験 衛 星 た ん せ い 4 号	第7号以降の科学衛星に必要 な技術に関する諸実験	185	520~605 (38.7°)	M-3S-1	全段固体の3段式ロケット第1段 に姿勢制御装置および固体モータ 型ロール制御装置 (SMRC)	55. 2. 17

SESノート K-No. 616

M-3S-2号機の実験

昭和55年12月

東京大学宇宙航空研究所

1. M-3S型ロケット

M-3S型ロケットはM-3H型につづき東京大学宇宙航空研究所が科学衛星打上げ用として開発した3段式固体ロケットで、第1段に飛行制御機能を具えている点がM-3H型との主な相違点となっている。

Mロケットシリーズの開発は上段から順次制御能力を賦与するという方針に沿って進められてきた。すなわち昭和46年に第1号科学衛星を打上げた4段式固体ロケットM-4S型には最終段打出し方向のみを制御するサイドジェット装置のみが3~4段間に取り付けられていたが、昭和49年にはこれを改良し3段としたM-3C型が開発され第2段TV C装置とサイドジェット装置により第2段の飛行制御が可能となった。昭和52年に初飛しょうしたM-3H型は第1段を増強し打上げ能力を画期的に向上したものであったが、第2段より上段は基本的にはM-3C型と同じで、飛行制御の点では原理的にM-3C型のそれを踏襲したものであった。M-3S型はこのM-3H型の第1段にTV C（推力方向制御）装置を取付け第1段からの飛行制御を可能としたもので制御能力を一段階前進させたものとして第4世代のMロケットと呼ぶに応わしいものである。

M-3S-2号機は昭和55年2月飛しょう実験を行ったM-3S-1号機に続くM-3S型ロケットの2号機であり、その概要を第1図に示す。ロケットの全長は23.8mで発射時総重量は49.5tonである。

M-3S-2号機により打ち上げられる第7号科学衛星ASTRO-Aは

1980～1981年をピークとする太陽活動極大期における太陽フレア現象の精密観測を主な目的としている。衛星本体は対面距離92.8cm、高さ81.5cmの8角柱状をしており軌道上では2対(4枚)の太陽電池パネル(パドル)を展開させる。

M-3S-2号機は昭和56年2月東京大学宇宙航空研究所鹿児島宇宙空間観測所(KSC)から打ち上げられる。打ち上げの期間は2月16日から2月28日までの間で、打ち上げ時刻は9:30から10:30(日本標準時刻)までの間である。

2. ロケットの概要

M-3S-2号機の主要な諸元を第1表に示す。発射時の総重量は49.5tonで推力は補助ブースタと合わせて240tonである。

(1) 第1段: 第1段はM-13モータ、尾翼、尾翼取付筒、1・2段接手、TVC装置とSMRC装置、第1段計器類および8本の補助ブースタからなる。

M-13モータは直径1.41m、長さ14.9mで4個のセグメントよりなり、ポリブタジェン系推進薬の直填方式である。平均推力は114ton、燃焼秒時は70秒である。また、セグメントの結合において推進薬間に接着剤は用いていない。モータケースはマレージング鋼板溶接構造である。

補助ブースタは従前と同様で各々が直径310mm、長さ5.8mのモータで、2本ずつ束ねたものを4組にして第1段モータに取り付けている。1本の平均推力は13.6ton、燃焼時間は7.7秒である。燃焼終了後にロケット本体から切り離される。

尾翼は表板と3本の桁、前・後縁材および小骨で形成されており、後部の表板がチタニウム板である以外はすべてアルミニウム合金製である。この尾翼の露出スパンはM-3H型のものの約2/3に縮小されている。

尾翼筒はアルミニウム合金製の半張殻円筒構造である。

1・2段接手もM-3H型のそれと同じで、鋼管を用いた三角骨組構造で、セパレーションナットの作動によって分離し、振りスプリングにより開く開傘型接手である。

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)に示すように設置されている。またこれら装置にかかわる第1段制御電子装置ならびに計測器類、テレメータ装置も第1段ノズルの周辺に取り付けられている。

このように尾翼筒内部に各種装置を設置する都合上M-3S型ではM-3H型に比し尾翼筒外径寸法が若干大きくなり、モータの尾翼筒取付部形状を変更している。

(2) 第2段: 第2段はM-22モータ、1・2段接手、TVC装置とサイドジェット装置、姿勢基準部を含む姿勢制御装置、計測部および2・3段接手、ノーズフェアリングで構成されている。M-22モータはM-3H型の第2段と同様であって直径1.41m、長さ4.90mで、平均推力は36.4ton、燃焼時間は72秒であり、ポリブタジェン系推進薬7.2tonを直填している。

計器部はアルミニウム合金の円筒形骨組とカーボンFRP表皮ハネカムサンドイッチ円板とより成り、中央に姿勢基準装置を含む姿勢制御装置が、また周辺部にはテレメータ送信機、コマンド受信機、レーダトラ

ンスポンダ、タイマおよび機体計測器等が配置されている。

TVC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図に示すように設置されている。

M-3S型ではM-3H型までの実績を加味し、フロンならびに過酸化水素の搭載量を半減したためこの部分が小型軽量化され、すべてノズル後部に取り付けてある。

2・3段接手も機構的にはM-3H型の場合と同様にマルマンバンドを外すことによって截頭円錐殻が4つ割りになって開く開傘型接手である。ノーズフェアリングは直径1.41m、長さ4mで、殻の材料はFRPハネカムサンドイッチである。開頭方式は1段階平行開頭である。

- (3) 第3段：第3段はM-3Aモータ、2・3段接手、3段・衛星接手で構成されており、全体がノーズフェアリングで包まれる。

M-3Aモータは直径1.14mの球形で、1.08tonのポリブタジェン系推進薬が直填してある。平均推力は6.82ton、燃焼時間は53秒で、ケースはチタニウム合金製である。3段・衛星接手はマルマンクランプ方式の分離機構を備えている。

3. 飛しょう計画

M-3S-2号機の飛しょう計画を第2表に示す。第4図はその概略を図示したものである。

発射は基準上下角 69° 、方位角 96° で行われる。第1段モータと補助ブースタとは同時に点火され、ランチャ・レールに沿って約10m滑走して発進する。補助ブースタは7.7秒燃焼したのち発射後約9.0秒に切り離される。第1段は尾翼および姿勢制御により安定が保たれ、70秒間燃

焼したのち84秒に切り離される。

第1段のTV Cによる制御は発射後6秒より20秒迄および40秒より65秒までの間に前期と後期に分けてそれぞれのプログラムに沿ってピッチ・ヨー制御が行われる。またSMRCによるロール方向制御は発射後4秒より80秒の間行われる。

第2段は86秒から158秒まで燃焼するが、この間TV Cによるプログラムに沿ったピッチ・ヨー制御とサイドジェットによるロール制御とが行われる。

TV Cによる制御は150秒まで行われ、その後はサイドジェットが切り換わって3軸制御を行い、第3段打出し方向に機体軸を向ける。

ノーズフェアリングは162秒に開頭して切り落される。

発射後231秒に姿勢制御を終了したのちサイドジェットによる制御モードを再び変更して機体にまず約0.5 rpsのスピンを与え、ついでスピนมータによってスピンを2 rpsまで加速する。

第3段は第2段切離しの5秒後に点火され53秒間燃焼する。第2段制御の期間内において飛しょう中に生ずる軌道の分散を補正して最終達成軌道の目標軌道からの誤差を極力小さくするよう、地上からの電波指令により、(a)第1段ピッチ・ヨー姿勢基準角、(b)第2段ピッチ・ヨー姿勢基準角、(c)第3段点火秒時刻および第3段打出し方向の各々について設定値を修正する操作が行われる。なお、指令を行わない場合にはバックアップとして搭載のタイマにより465秒に第3段に点火される。

第3段モータは53秒間燃焼の後点火後110秒で衛星より切り離される。切り離した後5秒でヨー・デスピナが解離し、その結果生じたタンブリングで残留推力による衛星への追突を防ぐ。

標準径路を飛しょうした場合の衛星の軌道は次のようになる予定である。

近地点高度：570 km

遠地点高度：680 km

軌道傾斜角：31.5°

周 期：1時間37分

第5図に軌道投影図を示す。

4. 飛行制御と電波指令誘導

M-3S-2号機の飛行制御系はM-3H型までの構成に第1段飛行制御系が加わったものとなっており、姿勢基準装置、1、2段制御電子回路（制御機能部）およびTV C装置、第2段サイドジェット装置、第1段SMRC（ロール制御用固体ロケット）装置よりなっている（第6図）。

第1段制御系以外は基本的にはM-3H型において試験確認されたものと同じである。また第1段制御系については地上燃焼試験による性能確認のほかL-4SC-4号機、L-4SC-5号機およびM-3S-1号機によりそれぞれ昭和51年8月、昭和54年9月および昭和55年2月に飛しょう試験が行われシステムの基本特性を確認し、これらの結果にもとづいて制御系の機体曲げ振動も考慮した安定性、姿勢基準値への追従性の改善をはかっている。

姿勢基準装置（第7図、第8図）でロケットの姿勢角および姿勢角速度を測定する。一方、これには刻々の時点でロケットの姿勢がとるべき姿勢基準角が設定されており、それとの比較で求められる姿勢誤差とその時のロケット姿勢の運動に応じ、最も適当なTV C噴射弁、サイドジェット電磁弁を選択して動作させることにより、ピッチ、ヨー、ロールの3軸について、ロケットの姿勢がいつも姿勢基準角に一致するよう制御が行われる（第6図）。

飛行制御動作は以下のように進行する。

第1段燃焼中は発射後6秒より燃焼終了直前の65秒まで、前期と後期に分けてピッチおよびヨー制御がTV C装置によって、また発射後4秒よりロール角を零に保つロール制御がSMRC装置によって行われる。ヨー、ピッチ制御の姿勢基準角は、前者についてはヨー軸を予定飛しょう面に保ち、後者についてはピッチ角を重力ターンに基づく姿勢角の時間変化に近似して変化させるもので、それぞれは予め姿勢基準装置内の姿勢計算機に、変化速度と変化時間が設定されて居り、ピッチプログラムレジスタに所要の値が時々刻々得られるようになっている（第10図）。この制御により第1段飛しょう中の風等による分散を極めて小さい値に抑えることができる。

第2段の制御はM-3H型と同様に燃焼中の大部分の期間、TV C装置によるピッチ・ヨー制御とサイドジェット装置によるロール制御が行われる。この場合の基準角はヨー軸は軌道面内に含まれるが、ピッチ角は最終段の噴射高度を高くするために、しだいに引き起こすようになっている。第2段の制御に際しては、第1段の燃焼中およびそれ以降における飛しょう径路の分散を修正し、それを予定に近づけるため、破線に示すような電波指令による姿勢基準角の修正が行われる。TV C装置によるピッチおよびヨーの制御は、この修正された姿勢基準角に従って行われる。

TV C装置によるピッチ・ヨー制御は第2段燃焼終了の直前、発射後150秒で停止され、ついでサイドジェット装置の動作態様を変更して、以後はそれが軸制御を引き継ぐ。発射後159秒における第3段打出し方向への姿勢基準角の切換えとともに、機体軸はその方向に向けられるが、この基準角も、衛星が達成する軌道を設定値にできるだけ近づけるため、

第2段軌道標定にもとづいて発射後220秒までの間に電波指令による修正が行われる(第10図)。

サイドジェット装置による第3段打出し方向への姿勢制御は、231秒まで続けられ、以後機体にはスピンが与えられる。最初サイドジェット装置で約0.5 rpsのスピンを与えたのち、スピンモータに点火し、さらにスピンを加速する。スピン回転数が2 rpsになった時にスピンモータによる加速を止めて制御は終了し、それ以後、機体の姿勢はスピンによって安定に保たれる。第3段の点火時刻は、第2段の飛しょう状況に基づいてできるだけ正確な衛星軌道を実現するよう決められ、電波指令によって予め設定されている予定秒時の修正が行われる。

姿勢基準装置はスピンプリー解析プラットフォーム(SFAP)型を使用している。これはロケットのスピンに対して安定化したプラットフォーム上にのせてあるレート積分ジャイロでロケットの姿勢変化を精密に計測し、その結果を使って機上の姿勢計算機(デジタル微分解析機DDA)で時々刻々のロケット姿勢を計算し出力するとともに、ロケットの姿勢変化速度を測定する。ロケットの姿勢が機上計算機のレジスタに計算結果として得られるので解析プラットフォームと呼んでいる。このSFAP装置はL-4SC-4号機以来M-3H型で、その機能、動作が確認され、良好な実績が得られているものである。

SFAP型では姿勢計算機で姿勢基準角の記憶設定および姿勢誤差の計算も同時に行っている。姿勢基準角は計算機内のレジスタに数値として設定されており、このレジスタに所定の数を加減算することによって、基準角の値を変更できる。ピッチプログラムはタイマからのスタート信号によって所定の周期毎に一定の数を加減算することによって実現される。ま

た第1段ピッチプログラム、第2段ピッチプログラムおよび第3段打出し方向の基準角はそれぞれ別個のレジスタに設定されており、シーケンスの進行に伴ってこれらのレジスタを逐次切り換えていく(第9図)。また第1段の前期、後期ピッチプログラムの切り換えならびに第2段ピッチプログラムへの切り換えは所定の時刻に、基準設定値からの加減算の周期を変更することによって行われる。また電波指令による基準角の修正は一段階受信する毎に一定の数を加減算することによって即時に実行されてロケットの姿勢角はこの修正に追従する。

姿勢計算機で計算されたロケットの姿勢誤差と姿勢変化速度とから、制御機能部(制御電子回路)でTV C噴射弁およびサイドジェット電磁弁の動作信号を作る。この制御機能部では、制御用の燃料消費をできるだけ少なくし、かつ確実に精度の高い制御が行えるように、パラメータと制御論理を設定している(第9図)。

第1段TV C装置は第1段モータのノズル周辺に第2図(a)のように取り付けられる。第11図はその系統図である。

本装置は15個の噴射液タンク、1個のオイルタンク、8個の比例型噴射弁およびサーボ機構、電源等よりなっている。

噴射液タンクには合計120ℓのフレオンを、オイルタンクには8ℓの作動油が収められこれらは浮動ピストンを介しN₂ガスで加圧される。このN₂ガスの初期圧は80 kg/cm²で、フレオン、オイルの消費に伴い減少する。比例型噴射弁の構成は第12図に示す通り電気信号によってまず油圧パイロット弁を開閉し、これによる噴射弁の開度を差動トランス(LVD T)で検出して噴射弁を通るフレオンの流量を電気信号に比例させるものである。

この噴射弁は1個につき2個の噴射孔を有し、制御論理に従がい、隣接する2個の噴射弁が姿勢誤差に応じ同時に作動する。これにより発生する横方向制御力の最大は主推力の4.8%である。

第1段TV C装置の諸元を第3表に示す。

SMRC装置は第2図(b)に示すように、固体モータの燃焼による高温ガスの噴射をソレノイド電磁石で駆動する弁で切り換えるような機構となっており、これが時計方向および反時計方向ロール回転力を発生するように尾翼先端部に各1組ずつ取り付けられている(第13図)。

これにより、外乱でロケットにスピンが発生すると姿勢制御装置からの信号でソレノイドに電流が流れて弁のバランスが崩れ、制御トルクが生じ、ロケットのロール位置が修正される。SMRC装置の諸元を第4表に示す。

SMRC装置の点火ならびに計測用のケーブルは尾翼内を通り尾翼筒内の各系統線に接続されている。

第2段TV C装置は第2段ノズルの周辺に取りつけられるが、その系統を第14図に、概観を第15図に示す。2次噴射液としては4個のタンクに合計19.5ℓ(重量42kg)のフロンを用いている。第14図に示すようにタンク内に浮動ピストンがあり、窒素ガスによってフロン液を圧送する。噴射には噴射孔と電磁弁が一体となった噴射弁8個を円周を8等分する位置に設け、隣り合う2個の弁が常に同時に作動するように制御論理が組まれている。噴射弁はM-3H型のもものと異なり今回は新設計のものが用いられている。1個の弁より発生する横方向推力は主モータ燃焼初期において主推力の1.4%である。

サイドジェット装置は過酸化水素を燃料としており、第2段ノズルの周りに配置してある。構成は第16図に示すようにジェット4基を1つのモ

ジュールとし、ノズルの外周に制御力が円周切線方向となるように4個取り付けられている。1つのモジュールがピッチ・ロール又はヨー・ロールの2つの機能を持ち、制御論理回路によって姿勢誤差に応じて適当な組合せてそれぞれの方向の1対(2基)のジェットを同時に動作させる。1基のジェットの推力は8kgで過酸化水素の総量は20ℓ(28kg)である。

第2段燃焼中のロール制御はサイドジェットで行われるが、機体慣性モーメントが大幅に変化するのでその最初の31秒間は16基のサイドジェットを8基ずつ動作させ、後半においては推進薬の消費による機体慣性モーメントの減少に応じてサイドジェットの数を半減させる。第2段燃焼終了後は最大8基のサイドジェットによって3軸制御を行い、最後のスピニングアップには再び8基を作動させる。このような制御手順は制御機能部より指令される。

第5表にTV C装置およびサイドジェット装置の諸元を示す。

第2段の飛しょう径路と衛星の軌道とをできるだけ予定に近づけるための電波指令制御(誘導)は、次のような手順で行われる。すなわち、第1段飛しょう径路の精測レーダによる実測に基づき、第2段TV C制御開始の直前にピッチ、ヨー基準角を修正するとともに、第2段燃焼の間でも数回の修正を施して、飛しょう径路の結果をもとにして、最終的に第3段打出し方向および点火時刻を修正して精度のよい衛星軌道の達成をはかる。

第3段点火時刻の修正は、地上からの電波指令を受けてタイムセレクト(TSL:設定秒時を修正できる電子式タイマ)に設定されている予定時刻を修正することによって実行される。実際には第3段点火は衛星に搭載された電子タイマにより行われるのでタイムセレクトが修正する時刻は

この衛星タイマの始動時刻である。タイムセクタ設定秒時の修正は発射後152秒以降可能となり、精測レーダを通じて送られる時刻修正のための電波指令の回数に応じ、1秒を単位として設定秒時が修正される。タイムセクタは電波指令によって起動し、第3段に点火するが、これにより設定し得る早期の第3段点火秒時は発射後369秒である。タイムセクタによる第3段点火のバックアップとして別に一系統の瞬発点火指令が用意されている。

5. 搭 載 機 器

第17図にM-3S-2号機第1段および第2段に搭載される機器の配置を示す。

- (1) テレメータ送信機とコマンド受信機：計測部および衛星に搭載されているものをまとめて第6表に示す。
- (2) レーダトランスポンダ：LバンドおよびCバンドのトランスポンダは第2段計器部に搭載され、最終段が軌道に投入されるまでの飛しょう径路測定に用いられる。これらの諸元を第7表に示す。
- (3) 機体計測：ロケット飛しょう中の諸特性の測定および各段の点火、切離し、開頭等の諸動作を確認するため第8表に示す計測器を第2段計器部、第2段ノズル周り、第1段尾翼筒内部および第7号科学衛星ASTRO-Aに搭載している。
- (4) タイマおよび点火系：第2表に示す事項はほとんど全てタイマにより行われる。タイマの種類を第9表に示す。

M-3S-2号機では1号機と同様に時刻精度の高い電子式タイマが採用されている。このタイマ(M-EPTなど)は信頼性向上のため原

発振部とプログラム部は独立した3系統よりなり、出力はこの3系統のうち2系統が一致した場合にのみ送り出される仕組みとなっている。またプログラムは半導体記憶素子に各シーケンス秒時を電氣的に書き込む方式である。

このタイマには第3段点火秒時も設定されているがこれはバックアップであって、450 MHz コマンド装置から送られる電波指令 (CM-A3) によりタイムセレクトを起動し、これによって第3段に点火するのが本来である。コマンドによる点火管制の種類を第10表に示す。

このように第3段点火は種々の方法で実施可能であるが安全上の問題が生じた場合には、450 MHz コマンド装置からの電波指令 (CM-A1) によって何時でも点火の停止ができるようになっている。衛星に搭載されているタイマはその起動後7秒に第3段モータの点火などそれ以降軌動投入初期における一連のシーケンスを司る。

- (5) 飛しょう安全装置：機体に装着した飛しょう安全装置としてはモータの推力停止装置と点火停止装置とがある。

第1段モータには成形爆薬によるケース破断装置が上端セグメントの両側面に取り付けてあり、第2段モータには鏡板中央部をセパレーションナットの作動によって取り除く方式の推力中断装置がある。また第2段以降はタイマを停止することによって点火を止めることができる。これらの飛しょう安全上の諸動作は地上からの450 MHz および148 MHz の電波指令によって行われる。点火および安全に使用するコマンドの機能分類は第10表に示してある。

6. 第7号科学衛星 ASTRO-A

(1) 概 要

ASTRO-AはM-3S型ロケットにより打上げられる第7号科学衛星で太陽活動極大期における太陽フレア現象の精密観測を主な実験目的としている。特に、急速に変化する太陽フレアX線の様相を速い時間分解能で捉え得ることがこの衛星の特徴である。

衛星本体は対面距離92.8cm、高さ81.5cmの8角柱で、重量190kg、第18図の外観図に示すように軌道上で4枚の太陽電池パドルを展開する。

(2) 科学観測装置

ASTRO-Aの主要な科学観測装置を列挙すれば以下の通りである。

(A) 太陽X線二次元像観測装置 (SXT)

SXTは回転すだれコリメーターにより、太陽フレアの硬X線の二次元像を撮像するもので、太陽フレアの位置、形状及びその時間変化を3秒毎に記録する。

2組の互いに直交する「すだれコリメーター」を用い、衛星のスピンによって、太陽面をあらゆる角度からスキャンし、そのデーターから二次元像が再生される。観測するX線のエネルギー範囲は通常17~60keVで、X線像の分解能は ≤ 30 秒角である。

又、5秒角の精度で太陽角を計る独自の太陽姿勢計(SXA)を備えている。

(B) 太陽硬X線モニター装置 (HXM)

HXMは太陽フレアで発生する硬X線のスペクトルとその時間変化を測定するもので、測定エネルギー範囲17~340keVを7チャ

ネルに分けて計数する。測定器は57cm²のNaI(Tl)シンチレーションカウンタを用いている。又その計数率の急上昇を捉えて、太陽フレアの自動判定を行う。

(C) 太陽ガンマ線観測装置 (SGR)

SGRは太陽フレアの際の核反応で発生する特性ガンマ線を測定するもので、主な特性ガンマ線としては、陽電子の対消滅による511keV、重水素核生成の2.2MeV、或はその他励起核からのガンマ線等が期待される。ガンマ線検出器は8.9cm dia × 5.1cmのCsI(Tl)シンチレーターをプラスチックシンチレーターで包んだいわゆるphoswichであり、ガンマ線のエネルギースペクトルを240~6,480KeVの範囲で128チャンネルに分析する。

(D) 太陽フレア軟X線輝線スペクトル装置 (SOX)

太陽フレアの高温プラズマでつくられる鉄イオンからの多数の特性X線をBragg反射を用いて精密に観測するもので、各特性X線の強度、ライン巾、及び偏光の様子等を6秒毎に調べることが出来、従来の観測に比し、格段に詳しく時間変化を追うことが出来る。

スペクトル分析には2つの水晶の異なる結晶面を用い、広い波長帯と、その中の一部の波長帯とを別々にカバーするようになっている。後者でスペクトル線の超精密観測を行う。波長帯をスキャンするのに、駆動機構を用いないのが特徴で、衛星のスピン軸を太陽中心から約1.2°オフセット指向することにより、衛星のスピンに応じて自動的にスキャン出来る。

(E) 太陽フレアモニター装置 (FLM)

FLMは蛍光比例計数管と呼ばれる新しいX線検出器で、従来の比

例計数管に比べ分解能が約2倍優れている。太陽フレアの軟X線部1.5～20 keVのスペクトルを測定するのが主目的で特性X線と連続X線を分離計測することにより高温プラズマの温度を直接測ることを期待している。又FLMの計数率の急上昇も太陽フレアの自動判定に用いられる。

(F) 粒子・X線モニター装置 (PXM)

スピン軸と直角方向に向けた2つの比例計数管で、放射線帯からの降下粒子を測定する。計数管の視野はスピンの応じて天空を帯状にスキャンするので宇宙X線源も観測可能である。太陽フレアに伴う磁気圏擾乱による影響をモニターする他、通常の観測では、南太平洋異常域 (South Atlantic anomaly) 通過の際起るような、粒子による計数率の急上昇を検出して、太陽フレアと識別する役目も担っている。

(G) プラズマインピーダンス測定装置 (IMP)

太陽電池パネルの先端に取付けたインピーダンスプローブにより地球周辺プラズマの電子密度等を計測し、太陽活動のおよぼす影響を調べる。

(H) プラズマ電子温度測定装置 (TEL)

太陽電池パドルの先端に取付けた電子温度計により、地球周辺プラズマの電子温度を計測するもので、IMPと共に太陽活動極大期に於ける電離層プラズマの特性をモニターする。

(3) 構造

衛星の構造強度上の主体は中心部の外径37.6 cmの円筒で、この上下に2枚のハニカム平板が取り付けられ、その各々の上下面に各種機器が搭載されている。これら2枚の平板は外縁近くで8個の支柱で支持されている。さらに下側のハニカム平板は8個の支柱によって支えられてい

て、それぞれの支柱の最下部は中心円筒の下部にボルトで結合されている。中心円筒の内部にはSXTが収納され、サーマルバリヤによる熱シールドによつて、特に温度変動、温度格差をおさえている。衛星外面の大部分はハニカム板で覆われており、断熱材が衛星の温度制御のために用いられている。

太陽電池パネルを展開した後の最大慣性モーメントは $29\text{kg} \cdot \text{m}^2$ 、慣性モーメント比は1.12である。衛星構造を第19図に、衛星内機器配置図を第20図に示す。

(4) テレメータ系

テレメータ系の特性の概要は以下の通りである。

i) VHFビーコン

周波数 136.725 MHz

送信出力 50 mW

変調 なし (電波による軌道追跡が目的)

ii) UHFテレメータ

周波数 400.45 MHz

送信出力 1.0 W 又は 0.1 W (コマンドにより選択)

変調 デジタルテレメータ: PCM/PSK/PM

変調指数 $1.2 \pm 0.2 \text{ rad}$

高ビットレートモード (8192 bps) 及びデータレコーダ再生モード (16384 bps) の場合は搬送波を Bi φ-M PCM信号で直接PM変調し、低ビットレートモード (1024 bps) の場合のみ 8192 Hz の副搬送波を Bi φ-M PCM信号で

PSK変調した波で主搬送波をPM変調する。

アナログテレメータ：FM/PM

変調指数 $1.2 \pm 0.2 \text{ rad}$

IRIGの#15副搬送波テレメータ信号はFM変調され、さらに搬送波をPM変調している。

iii) Sバンドテレメータ

周波数 2280.5 MHz

送信出力 0.1 W

変調 UHFテレメータに同じ。

iv) デジタルテレメータフレームの構成及び項目の内容及びアナログテレメータの項目は第12表に示されている。

(5) アンテナ系

VHFアンテナは 136 MHz のビーコン電波を送り出し 148 MHz のコマンド電波を受けるもので4本のホイップアンテナ素子よりなる。取り付け場所は衛星下部である。

UHFアンテナは 400 MHz のテレメータ送信に用いられ、4本のホイップ素子2組よりなり、各1組がそれぞれ衛星の上、下面に取り付けられている。Sバンドアンテナも4本の素子からなる2組のアンテナで構成されており、このうち1つは上面にもう1つは下面に取り付けられ放射パターンが一様になる様にしている。

コマンド受信機と 136 MHz ビーコンの送信機はいずれもVHFハイブリッド回路を介しVHFアンテナと結ばれている。このビーコン信号は衛星追跡に用いられるものである。

400 MHz テレメータ送信機の出力は衛星の上面あるいは下面に配

置されているアンテナの何れか一方に切替えて結ばれる。Sバンドテレメータ送信機も同様である(第21図)。通信系系統図を第22図に示す。

(6) コマンド系

コマンド受信機とコマンド復調器とからなり、主な特性は次の通りである。

i) 搬送波周波数 148.25 MHz

ii) 変調信号 PCM(PN)/PSK/AM

iii) 副搬送波周波数 600 Hz 正弦波

iv) PCM(PN)符号のビットレート 600 bps

v) スタート符号 15ビットPN符号

vi) コマンド符号 15ビットPN符号×2

コマンドシステムは全部で225項目のコマンド項目が使用可能であるが、ASTRO-Aでは実際には105項目が利用されている。他の120項目は他の衛星のため未使用で残されている。105項目の実時間コマンドのうち、電源系・姿勢系の制御および観測機器の高圧ON/OFF制御を行う35項目のコマンドはノイズによる誤動作防止のため、2重コマンド(Bグループコマンド)とし使用される。残り70項目のコマンドは単一コマンド(Aグループコマンド)である。これとは別に13ビット一組のPIコマンドによりデータ処理装置を経由して、科学観測装置の各種制御を行うことができる。また衛星がKSCからの可視領域外にあるときに搭載機器を指定した順序に動作させるために用いられるプログラマブルタイマからは23項目の遅延コマンドを出すことができる。このプログラマブルタイマはリアルタイムコマンドを利用

して地上からプログラムされる。主なコマンド項目を第11表に示す。

(7) 電 源 系

2,484枚の太陽電池素子がパドル上に貼られている。各素子の大きさは $2\text{ cm} \times 2\text{ cm}$ である。これら電池によるバスライン(母線)最大出力は $17 \sim 24\text{ V}$ で 100 W である。DC-DCコンバータは $\pm 12\text{ V}$ 、 $+5\text{ V}$ 、 $+15\text{ V}$ の安定化電力を供給する。電池アセンブリにはヒータが組込まれている。第3段点火用の電源はバスラインから供給される。

(8) データ処理系

データプロセッサ(DP)は、衛星内の各機器から送られてくるデータを処理編集し、実時間データとしてテレメータ系へ、記録データとしてデータレコーダ(DR)へ送る。

データ処理は2種あって、DPは太陽が静かな時は低速(1024 bps)のQuiet modeでデータ処理を行っており、フレア現象が起った時、高速(8192 bps)のFlare modeに切りかわってデータ処理を行う。データ伝送のフォーマットもこれに従ってQuiet modeとFlare modeの2種がある。

DPはFLM、HXMのX線計数率の急上昇を検知し、X線フレアの発生を知らせ、モード切替、DRのスピード・アップを行う。それとともにPXMの粒子線データにもとづいて、フレア現象とバンアレン放射線帯への突入による放射線増加との区別も行う。

DPはまた32KWのコアメモリをもち、ここに一時的にFlare mode処理用のデータを蓄積することによりフレアの直前からのX線データを取得することができる。

DRは10 Mbitsの容量をもち、Quiet mode では160分、Flare

mode では 20 分にわたってデータを記録することができる。記録データは 16,384 bps で再生され、全再生時間は 10 分である。大型フレアが発生した時、それまで記録してあった静穏時のデータまたは小型フレアのデータを消去して新しくデータを記録する機能をもっている。

(9) 姿勢センサ

i) フラックスゲート型磁力計 (GAS)

従来から科学衛星に搭載されてきたもので、直交する 3 軸方向の磁界成分を測定する。パドル先端に取付けられている。

ii) デジタル太陽センサ (SSAS、ASAS)

衛星スピンの有無に対応して衛星機軸に対する太陽の方向を検出するセンサ (SSAS) と姿勢制御のために太陽方向を検出するのに用いられるセンサ (ASAS) の計 2 個が搭載されている。

iii) 水平線検出器 (HOS)

ほぼ 5 rpm のスピン時に用いられ、波長 15 μm 帯の地球赤外光を利用してのものである。これにより局所鉛直方向とスピン軸のなす角が決定される。

(10) 姿勢安定制御系

以下のサブシステムより構成されている。

i) 姿勢制御用コイル (MAC)

ii) スピン率制御用コイル (MSC)

iii) 磁気バイアス制御用磁石 (MBC)

iv) 磁気制御用電子回路部 (ACE)

v) ニューテーションダンパ (ND)

vi) ヨーヨーデスピナ (Yo-Yo)

姿勢制御は以下の2段階に分けて行われる。

i) 初期制御 (開ループ)

ii) 太陽指向制御 (閉ループ)

i) 初期制御

軌道投入直後の衛星スピンは120 rpmであるが第1週でヨーヨーデスピナーを作動させ5.5 rpmに低下させた後パドル展開を行う。展開後のスピンは5 rpmとなる。これらシーケンス中の外乱および以後の制御において誘起する首振り運動を減衰させる目的で、一部シリコン油を封入した円環状ニューテーションダンバが取り付けられている。

姿勢測定の結果、一連の姿勢制御のコマンドが地上から送られ、プログラマブルタイマに読み込まれる。その結果、所定の時刻に姿勢制御用コイル(MAC)に電流が所定の方向に流されて制御が遂行され、衛星のスピン軸を任意の方向に向けることができる。制御コイルの磁気モーメントの大きさは $\pm 27.6 \text{ A} \cdot \text{m}$ 、 $\pm 11.8 \text{ A} \cdot \text{m}$ 、 $\pm 5.1 \text{ A} \cdot \text{m}$ の3種類の選択が可能である。

スピンの5 rpmと著しく異ってきた場合は、スピン軸制御用コイル(MSC)により、スピン率を許容範囲内に回復させることができる。このコイルの磁気モーメントは $10.5 \text{ A} \cdot \text{m}$ である。

衛星の残留磁気モーメントを打ち消すための磁気バイアス制御はスピン軸方向に取り付けられたリチャージブルマグネット(MBC)を用い、この磁気モーメントを $-1.8 \text{ A} \cdot \text{m}$ から $+1.8 \text{ A} \cdot \text{m}$ の間を127ステップ分割の精度で設定することで行われる。

ii) 太陽指向制御

スピン軸が太陽方向を中心軸とする半頂角 0.7° および 1.7° の2つの円錐面の間の領域からはずれると自動的にこれを修正し、スピン軸をこの範囲に収める様な制御が行われる。このようなオフセット指向はSXT及びSOX観測から要求されるものである。

このための制御信号は、特別に作られたデジタル太陽センサの出力とフラックスゲート磁力計の信号とから合成され、姿勢変更に必要な電流が姿勢制御用コイルに流される。この期間でもスピン率制御、磁気バイアス制御は同時にこれを行うことが可能である。

(ii) 内部環境計測器(HK)

衛星の動作状態を把握する目的で各部の温度と電源の電圧、電流の計測および作動シーケンスのモニタを行う装置である(第13表)。

これら搭載機器のシステム機能系統図を第23図に示す。

7. 地上設備

M-3S-2号機は東京大学宇宙航空研究所鹿児島宇宙空間観測所(北緯 $31^\circ 14' 50''$ 東経 $131^\circ 05' 05''$)から打ち上げられる。

ランチャ発射までの管制はミュー台地にある地下管制室で行われる。テレメータ電波の受信はテレメータセンタで、レーダによる追跡はレーダセンタ(宮原)とテレメータセンタで行われる。コマンドを含めた発射時の管制はコントロールセンタで行われる。

飛しょう制御に関しては、レーダ追跡、電波誘導、保安などが、大型計算機を中央システムとする計算機システムにより実施され、レーダ相互スレーブ制御、誘導計算、コマンド送信制御、保安諸量の計算表示の自動化が行われる。なお、本システムによって、衛星の軌道が算定され、第1

周の受信に必要な資料が算出される。

第1、2段のテレメータデータは従来システムに加え、新規に開発された小型計算機システムによつて処理されるようになり、特に姿勢制御系データなどの処理能力が強化されている。

衛星からの電波は気象台地、10mアンテナ台地ならびにテレメータ台地のアンテナで受信され、また衛星追跡科学衛星テレメータセンタにおいてデータが取得される。衛星へのコマンドは科学衛星テレメータセンタで操作され、気象台地のアンテナを介して送信される。電波追跡に関するデータは軌道計算センタから宇宙開発事業団筑波宇宙センタへ伝送される。

なお、米国航空宇宙局(NASA)による追跡支援ならびに郵政省電波研究所鹿島支所、宇宙開発事業団(沖縄、勝浦、増田局)による追跡協力も得られる予定である。

8. 安全確保

M-3S-2号機の打ち上げにおける安全確保に関しては、基本的には、M-3S-1号機と同様の体制をしき、別途安全計画書を作成し万全を期す予定である。

- (1) 陸上の警戒：打ち上げ日における陸上警戒区域は、発射点を中心とする半径1.7km以内の区域で、警戒を鹿児島県警察に依頼し、また、東京大学においても立札による表示等を行うとともに、警戒員を配置し、打ち上げ終了時まで一般の人が立ち入らないよう協力を求める。
- (2) 海上の警戒：発射点から半径1.7km以内の区域を警戒区域とする外に、海上落下予想区域として補助ブースタ、第1段および第2段の区域をそれぞれ設定し、これら落下予想区域については海上保安庁からの水路通

報および航行警報により船舶に通報される。また補助ブースタ落下予想区域については海上保安庁および鹿児島県に警戒を依頼し、船舶が立ち入らないよう協力を求める。

(3) 航空機の安全：航空機の航空安全については大阪航空局鹿児島空港事務所と緊密に連絡するとともに、あらかじめ運輸省航空局から航空安全をはかるための航空情報が発行される。

(4) 飛行安全：ロケットの飛行安全については、鹿児島宇宙空間観測所コントロールセンタを中心にしてロケットの飛行径路を監視し、必要がある場合には安全を図るため所要の措置を講ずる。

第 1 表 M-3S-2 号機主要諸元（暫定値）

	1 段	2 段	3 段
全 長(m)	23.80	8.90	2.50
直 径(m)	1.41	1.41	1.14
各段点火時重量 (t)	$\begin{array}{r} 45.4 \\ 4.1 \text{ (SB)} \\ \hline 49.5 \end{array}$	11.1	$\begin{array}{r} 1.235 \\ 0.190 \text{ (SA)} \\ \hline 1.425 \end{array}$
推進薬重量(t)	$\begin{array}{r} 27.1 \\ 2.7 \text{ (SB)} \\ \hline 29.8 \end{array}$	7.21	1.09
平均推力(t)	$\begin{array}{r} 114 \\ 109 \text{ (SB)} \\ \hline 223 \end{array}$	36.4	6.82
燃 焼 時 間 (sec)	$\begin{array}{r} 70 \\ 7.7 \text{ (SB)} \end{array}$	72	53

第2表 M-3S-2号機の飛しょう計画

項 目	時間 (秒)
第1段、補助ブースタ点火	0
SMRC作動開始	4
TVC作動開始	6
補助ブースタ燃焼終了	7.7
補助ブースタ切離し	9
TVC作動停止	20
TVC作動再開	40
TVC作動停止	65
第1段燃焼終了	70
SMRC作動停止	80
第1段切離し	84
TVC作動開始	85
ロールサイドジェット制御開始	85
第2段点火	86
ロールサイドジェット切換え	116
TVC作動停止	150
ピッチ・ヨーサイドジェット作動開始	151
第2段燃焼終了	158
ピッチ・ヨー制御基準値切換え	159
開 頭	162
第3段スピン開始 (CNモード切換え)	231
スピンモータ点火	241
スピン制御開始	242
衛星タイマ始動	X
第2段切離し	X+ 2
第3段点火	X+ 7
第3段燃焼終了	X+ 60
第3段切離し	X+117
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=458秒

注-2) コマンド送信によるXの可変範囲：X=362~555秒

第3表 第1段TVC装置の諸元

項 目	性 能 諸 元
噴 射 体	フレオン 114B2
噴射体搭載量	120ℓ
作動油搭載量	8ℓ
G N ₂ 充填圧	80kg/cm ²
G N ₂ 搭載量	58ℓ
押 圧 方 式	ブローダウン方式 { 初期圧 80kg/cm ² 最終圧 20kg/cm ²
最大横推力	初期 約5.8 ton (Isp = 100 sec) 終期 約3.4 ton (Isp = 120 sec)
最大推力比	初期 約4.8% { モータ予想 終期 約2.8% { 平均推力約120 tonに対して

第4表 SMRC装置の諸元

項 目		M-3S-2
S M R C	ロール推力 (1装置)	220kgf
	モーメントアーム	1,923m
	制御トルク (4装置)	約154kgf・m
	燃 焼 時 間	約70 sec
	応 答 時 間	ON 50~60msec
		OFF 50msec以下
	中立時推力アンバランス	約2kgf以下
	重 量	総 重 量 (1装置) 223kg
		推薬重量 (1装置) 9.0kg
	比 推 力	160±5sec
ガ ス ジ ェ ネ レ イ タ	推 進 薬 薬 種	ポリプタジェン系
	燃 焼 圧 力 Pc	80kgf/cm ²
	燃 焼 面 積 Ab	7,854mm ² (100φ)
	推 進 薬 長	700mm
ガ ス バ ル ブ	最高作動圧力 P max	55kgf/cm ²
	最低作動圧力 P min	20kgf/cm ²

第5表 第2段TV C装置およびサイドジェット装置諸元

(1) 第2段TV C装置

噴 射 液	フレオン 114B2 (4フッ化2臭素エタン) タンク個数 4個 フレオン容量 19.5ℓ (重量42kg)
加 圧 ガ ス	窒素 充填圧力、80kg/cm ² 初期容積10.7ℓ
噴 射 弁	0N-0FF型電磁弁 8個
初 期 噴 射 流 量	2.5kg/sec
初 期 横 推 力	500kg (主推力の約1.4%)
有 効 作 動 時 間	約23 sec (連続)

(2) サイド・ジェット装置

燃 料	過酸化水素 タンク個数 2個 容積20ℓ (重量28kg) 圧力16kg/cm ²								
加 圧 ガ ス	窒 素 タンク個数 2個 容積4.4ℓ 充填圧力135kg/cm ²								
サイド・ジェット	ジェット個数 16個 (4個×4モジュール) 推力 (1個につき) 8kg								
作 動 シ ー ケ ンス	<table> <tr> <td>ロール制御</td><td>85~116 sec 推 力 64kg (8個)</td></tr> <tr> <td></td><td>116~151 sec 推 力 32kg (4個)</td></tr> <tr> <td>3軸制御</td><td>151~231 sec 最大推力 32kg</td></tr> <tr> <td>スピン開始</td><td>231 sec 最大推力 64kg</td></tr> </table>	ロール制御	85~116 sec 推 力 64kg (8個)		116~151 sec 推 力 32kg (4個)	3軸制御	151~231 sec 最大推力 32kg	スピン開始	231 sec 最大推力 64kg
ロール制御	85~116 sec 推 力 64kg (8個)								
	116~151 sec 推 力 32kg (4個)								
3軸制御	151~231 sec 最大推力 32kg								
スピン開始	231 sec 最大推力 64kg								

第6表 テレメータ送信機およびコマンド受信機

名 称	略 号	周 波 数	目 的	搭載位置
テレメータ送信機	TM1	295.0 MHz	機体計測	第2段計器部
"	TM2	298.1 MHz	姿勢制御計測	"
"	TM3	915.0 MHz	機体計測	"
"	TM4	296.2 MHz	"	第1段尾翼筒
"	TM-V	136.725 MHz	衛星計測追跡	衛 星
"	TM-U	400.45 MHz	"	"
"	TM-S	2280.5 MHz	衛星計測	"
コマンド受信機	CM	450 MHz	保安、第3段点火	第2段計器部
	CM-SA	148 MHz	保安、衛星機能制御	衛 星
5.6 GHz コマンド		5.6 GHz	姿勢角修正 TSL秒時変更	第2段計器部

第7表 レーダ・トランスポンダ

名 称	略 号	周波数 (GHz)	出力 (W)	搭載位置
レーダ・トランスポンダ	RT-1	1.6	100	第2段計器部
"	RT-2	5.6	400	第2段計器部

第8表 搭 載 計 測 器

名 称	略 号	検出器取付位置	要 目
縦 加 速 度 計	X1	第2段計器部	-5~+10G ストレンゲージ型
精密 加 速 度 計	DAM	"	-1~+19G サーボ型
横 加 速 度 計	Y1、Z1	第1段ノズル部	±2.5G ストレンゲージ型
"	Y2、Z2	第2段ノズル部	" "
"	Y3、Z3	第2段計器部	" "
"	Y4、Z4	衛 星 接 手	±2.5G ストレンゲージ型
"	YSA	衛 星	-5~+10G " 保安用
燃 焼 圧 力 計	P1	第1段モータ	0~80kg/cm ² "
"	P2	第2段モータ	0~70kg/cm ² "
温 度 計	TS1	第1段ノズル部	第1段尾翼、SMRC各部15点 熱電対、サーミスタ
温 度・電 源 電 圧 計	TS2	第2段計器部	温度8点(機体6点、計器2点)、 電源電圧4点
温 度 計	TS3	ノーズフェアリング	ノーズフェアリング各部15点
地 磁 気 姿 勢 計	GA	第2段計器部	GAZ 軸成分 GAX 横成分 精度±1°太陽センサ付 GAY
振 動 計	V1	第2段ノズル部	±20G、10~3000Hz、圧電型
"	V2	衛 星 接 手	±5G、"
"	V3	第2段計器部	±5G、"
"	V4	第1段ノズル部	±20G、"
尾 翼 振 動 計	VF1~4	第1段尾翼	±15G、ストレンゲージ型 尾翼4枚各1点
騒 音 計	SL1	第2段計器部	90~150dB、50~3000Hz、コンデンサマイク
"	SL2	第1段ノズル部	100~160dB、"
制 御 系 計 測 器	PT1	第2段TVC部	0~80kg/cm ² ストレンゲージ型 TVCタンク圧
"	PT2	"	TVCタンク圧1点 SJ1、2次圧2点、温度7点
フ レ オ ン 圧 力 計	PFR1、2	第1段TVC部	0~80kg/cm ² ストレンゲージ型、TVCタンク圧2点
オ イ ル 圧 力 計	POIL1、2	"	" " "
ソ レ ノ イ ド 圧 力 計	PRV1~4	S M R C	" " SMRCシラフ圧4点
リ ー ク デ テ ク タ	LD1	第1段TVC配管	TVC配管もれ検出用、圧電素子
"	LD2	第2段TVC配管	" "
"	LD3	第2段SJ配管	SJ配管もれ検出用、"
シ ー ケ ン ス 確 認 計	SQ-1	第2段計器部	各段切離し、開頭、スピンモータ点火確認
"	SQ-3	"	点火電流
点 火 管 制 装 置	IG-BOX	"	点火切断系点検用切替装置および点火リレー
集 中 電 源	PS1	第1段ノズル部	+18V系 2AH、-18V系 1AH
	PS2	第2段計器部	+18V系 10AH、+18V系 3AH +26V系 2AH、+9V系 3AH

第9表 タイマ

名 称	略 号	用 途	搭載位置
第 2 段 タイマ	M-EPT	第2段までのシーケンス	第2段計器部
タイムセレクト	T S L	第3段点火時刻修正	"
衛星タイマ	EPT-SA	第3段点火、衛星切離し	衛 星

第10表 コマンド種別の呼称

コマンド名称	周波数 (MHz)	機 能
CM-A1	450	第2段タイマとタイムセレクトの停止
CM-A2	450	破壊およびタイムセレクト停止、モード変更後 瞬発点火(衛星タイマ始動と第2段切離し)
CM-A3	450	TVCおよびSMRC停止、モード変更後タイ ムセレクト始動
CM-B2	5,600	タイムセレクト秒時の変更
CM-C1	148	衛星タイマの停止

第 1 1 表(a) コマンド項目 (A グループ)

番号	項 目	用 途
1	MANUAL FLARE	FLARE-MODE設定, 自動判定禁止
2	MANUAL QUIET	QUIET-MODE " , "
3	AUTO FLARE	自動判定MODE設定
4	PI-CM START	PI コマンド開始
5	PI-CM SET	PI コマンド実行
6	DP-M ON	DP メモリ ON
7	CAL ON	キャリブレーション開始
8	TCS/HK ON	TCS, HK, ON
9	TCS/HK OFF	TCS, HK, OFF
10	YSA ON/FM(YSA)	YSA ON, FM信号YSA側
11	U-STORAGE	TMU-PCM再生信号伝送
12	S-STORAGE	TMS- " " "
13	U-FM(ASAS) /S-REAL	TMU-FM信号(ASAS側)伝送 TMS-PCM REAL信号伝送
14	U/S REAL	TMU, TMS-PCM REAL信号伝送
15	S-FM	TMS-FM信号伝送
16	U-BEACON	TMU 変調 OFF
17	S-BEACON	TMS " "
18	DR REC/AUTO	データレコーダ記録, 自動制御ON TMU, TMS-PCM REAL信号伝送
19	DR REP	データレコーダ再生 TMU-PCM REAL, TMS-PCM再生信号伝送
20	DR MANUAL	DR 自動制御モード OFF
21	DR OFF	DR PS OFF
22	SAS ON	ASAS, SSAS ON
23	GAS ON	GAS ON
24	HOS ON	HOS ON
25	SAS/GAS/HOS OFF	ASAS, SSAS, GAS, HOS OFF

番号	項 目	用 途
26	TMS ON	TMS ON
27	TMS OFF	TMS OFF
28	TMU ON/DOWN	TMU ON, 送信POWER低下
29	TMU UP	TMU 送信POWER UP
30	TMU OFF	TMU OFF
31	BCNV ON	BCNV ON
32	BCNV OFF	BCNV OFF
33	UANT A	U-ANT A側ON(B側 OFF)
34	UANT B	U-ANT B側ON(A側 OFF)
35	SANT A	S-ANT A側ON(B側 OFF)
36	SANT B	S-ANT B側ON(A側 OFF)
37	PDL, EXT	太陽電池バドル展開
38	ACE ON	ACE ON
39	ACE OFF	ACE OFF
40	MAC OPEN	MAC OPEN MODE
41	MBC ON	MBC ON
42	MBC OFF	MBC OFF
43	MBC WRITE	MBC WRITE STAND-BY
44	YSA SET	YSA SET
45	YSA CHANGE	YSA モード切替
46	SXT ON	SXT ON
47	SXT HEATER ON	SXT用ヒータ ON
48	SXT HEATER OFF	" " OFF
49	HXM ON	HXM ON
50	SGR ON	SGR ON
51	SXA ON	SXA ON
52	FLM ON	FLM ON
53	PXM ON	PXM ON

番号	項 目	用 途
54	SOX ON	SOX ON
55	IMP ON/BIAS	IMP ON, BIAS ON/OFF切替
56	IMP FILTER	IMP FILTER A/B切替
57	IMP GAIN	IMP GAIN H/L "
58	TEL ON	TEL ON
59	TEL GAIN H	TEL GAIN High側切替
60	TEL " L	" " Low "
61	ALL HV OFF	PI用全高圧電源 OFF
62	ALL PI OFF 1	全PI OFF
63	ALL PI OFF 2	" "
64	" 1 "	ブロックコマンド" 1 " 書込み
65	" 1 "	" " "
66	" 0 "	" " 0 "
67	" 0 "	" " "
68	CM-B ON	B側コマンド制御モード
69	CM-B ON	" "
70	CM-A ON	A側コマンド制御モード

第 1 1 表(b) コマンド項目 (B グループ)

番号	項 目	用 途
1	PRT WRITE	プログラムタイマヘディレイコマンドの書込み
2	PRT READ	プログラムタイマのディレイコマンド実行開始
3	PRT CHECK	" " の内容確認
4	PRT CLEAR	" " の全クリア
5	PRT STAN-BY	" の電源ON, スタンバイモード
6	PRT OFF	" " OFF
7	PCU AUTO/LEVEL A	PCU自動制御, レベル A
8	PCU AUTO/LEVEL B	" " レベル B
9	PCU MANUAL	" マニュアル制御
10	UVC CONT ON	UVC 制御モード ON
11	UVC CONT OFF	" " OFF
12	BAT CHG FULL	BAT フル充電
13	BAT CHG TRIC	BAT トリクル充電
14	BAT HEATER ON	BAT用ヒータ ON
15	BAT HEATER OFF	BAT用ヒータ OFF
16	EPT-SA STOP	エレクトロニクス・タイマ ストップ
17	YO-YO EXT	YO-YO デスビナ伸展
18	MAC CLOSE	MAC クローズループ制御
19	MAC-H	MAC コイル電流 強
20	MAC-M	" " 中
21	MAC-L	" " 弱
22	MBC-RESET	MBC バイアスリセット
23	MBC-EXECUTE	MBC バイアス印加
24	SDB N	ASASによるデッドバンド 狭
25	SDB-W	" " " 広
26	GDB-N	GAS " " 狭

番号	項 目	用 途
27	GDB-W	GASによるデッドバンド 広
28	SXT-HV1 ON	SXT用高圧電源 1 ON
29	SXT-HV2 ON	" " 2 "
30	FLM-HV1 ON	FLM用高圧電源 1 ON
31	FLM-HV2 ON	" " 2 "
32	HXM-HV ON	HXM用高圧電源 ON
33	SGR-HV ON	SGR用 " "
34	PXM-HV ON	PXM用 " "
35	SOX-HV ON	SOX用 " "

第 1 1 表(c) ディレイコマンド項目

番号	項 目	用 途
1	MAC ⊕	MAC制御 ON, 電流方向⊕
2	MAC ⊖	" " " ⊖
3	MAC OFF	" OFF
4	MSC UP	MSC制御 ON, スピンアップ
5	MSC DOWN	" " スピンダウン
6	MSC OFF	" OFF
7	DR REC	DR 記録開始
8	DR OFF	DR PS OFF
9	MANUAL FLARE	FLARE-MODE設定, 自動判定禁止
10	MANUAL QUIET	QUIET " " , "
11	AUTO FLARE	自動判定MODE設定
12	FLM-HV RC SET	FLM用高圧電源 RC セット
13	" " " RESET	" " RC リセット
14	PRT-REREAD	プログラムタイマ再リードスタート

第12表 テレメータ項目

フレームフォーマット

FLARE MODE (1Frame = 125ms)

W	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
0	SYNC CODE		F1					A-HK								
16				HXM-PC2				FLM-PCH								
32	SXT1-PC	SXT2 HXM-PC1		HXM-PC3				SXA								
48				HXM-PC4	SXT1-PC	SXT2-PC	SGR-E	FLM-PCH	SXT1-PC	SXT2-PC	HXM-PC1	FLM-E	SXT1-PC	SXT2-PC	SOX-1	SOX-2
64	共通A	共通B	共通C	D-HK				A-HK								
80				HXM-PC5				FLM-PCL								
96	SXT1-PC	SXT2 HXM-PC1		HXM-PC6				PXM								
112				HXM-PC7				FLM-PCL								

QUIET MODE (1Frame = 1s)

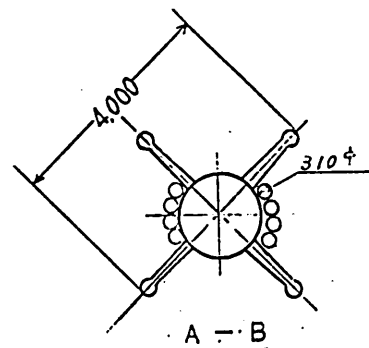
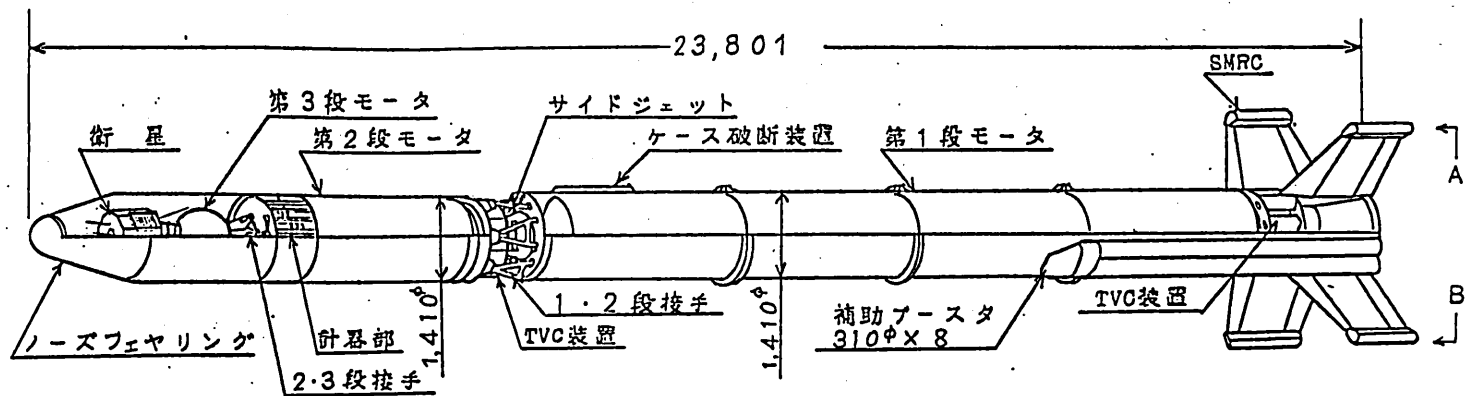
W	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
0	SYNC CODE		F1													
16	PICAB	A-HK	IMP	HXM-PC2												
32	FLM-PCH	TEL		HXM-PC3												
48	FLM-PCL	IMP		HXM-PC4	PXM-A	PXM-B	SGR	SXA	SXT1-PC	SXT2-PC	HXM-PC1	FLM-E	PXM-A	PXM-B	SOX-1	SOX-2
64	共通A	共通B	共通C	D-HK												
80	OS	A-HK	IMP	HXM-PC5												
96	FLM-PCH	TEL		HXM-PC6												
112	FLM-PCL	IMP		HXM-PC7												

第13表 H K 項目

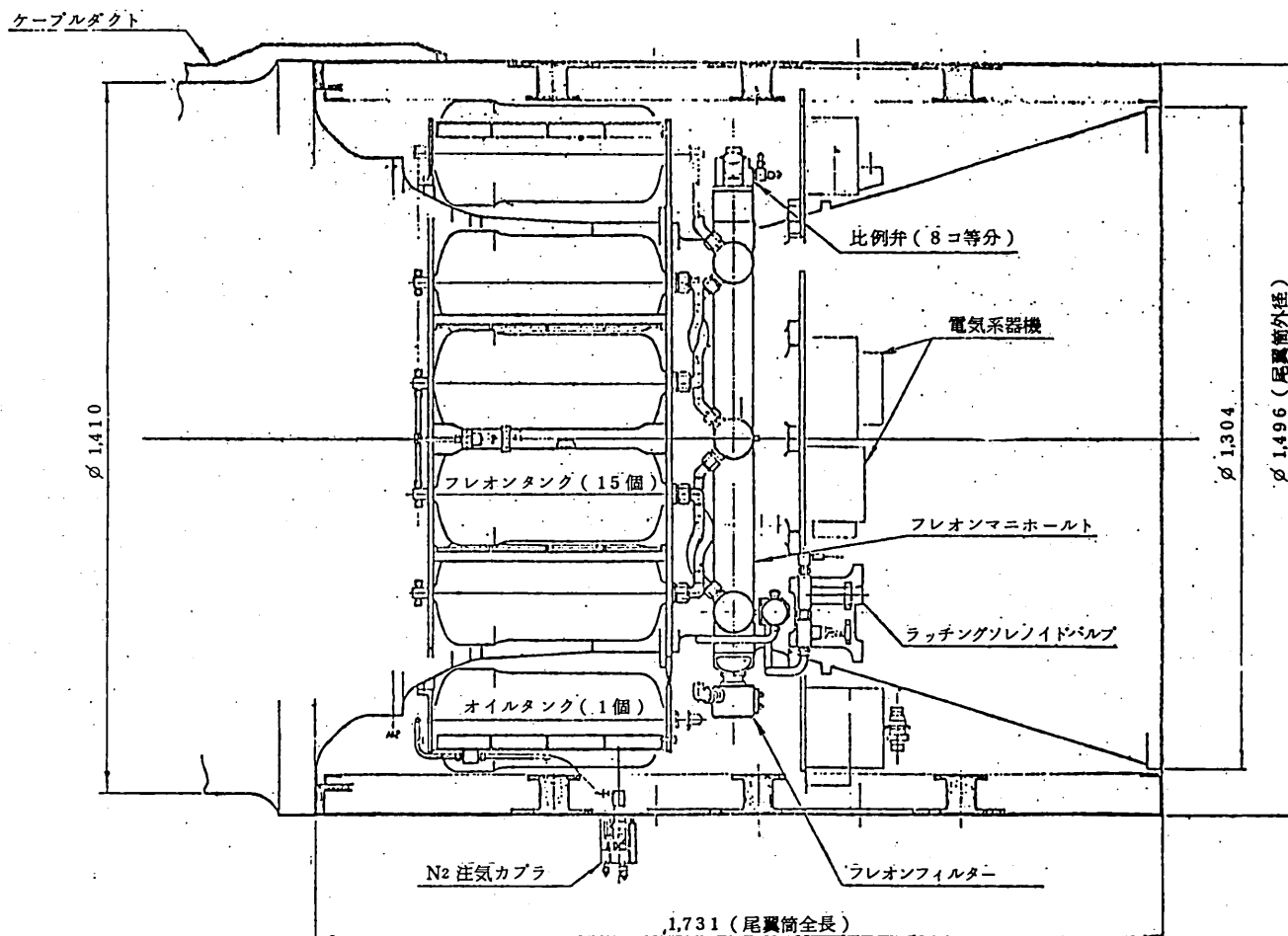
F _{No.}	W _{No.}	項 目	レ ン ジ	測 定 場 所
F ₀	Wa	CAL-A	(0.5V)	
	Wb	CAL-B	(2.5V)	
F ₁	Wa	Ep-P	0~+30V	BUS電圧
	Wb	BAT-V	0~+30V	BAT "
F ₂	Wa	Es-12P	0~+15V	+12V電圧
	Wb	Es-5P	0~+7.5V	+5V "
F ₃	Wa	Es-15P	0~+20V	+15V "
	Wb	Es-12N	0~-12V	-12V "
F ₄	Wa	Ic-P	0~+10A	SC出力電流
	Wb	Id-P	-10~+10A	BAT充放電々流
F ₅	Wa	HXM/SGR-HV	0~5V	HXM/SGR高圧電圧
	Wb	PXM-HV/FLM-HV2(H)	"	PXM/FLM "
F ₆	Wa	SXT-HV1/HV2	"	SXT "
	Wb	SXA-M	"	SXA出力モニタ
F ₇	Wa	SOX-HV	"	SOX高圧電圧
	Wb	FLM-HV1/HV2(L)	"	FLM "
F ₈	Wa	YSA-MODE	"	YSAモード
	Wb	TL-22	-20~+50°C	DR内部
F ₉	Wa	TL-1	-50~+80°C	BATセル-1
	Wb	TL-2	"	" " -2
F ₁₀	Wa	TL-3	"	BATケース
	Wb	TL-4	"	SHNT-Eケース
F ₁₁	Wa	TL-5	"	側面パネル② 上
	Wb	TL-6	"	" ⑥ 上
F ₁₂	Wa	TL-7	"	" ② 中
	Wb	TL-8	"	" ⑥ 中
F ₁₃	Wa	TL-9	"	" ② 下
	Wb	TL-10	"	" ⑥ 下
F ₁₄	Wa	TL-11	"	下部パネル
	Wb	TL-12	"	底部パネル
F ₁₅	Wa	TL-13	"	スラストチューブ 上
	Wb	TL-14	"	" " 中
F ₁₆	Wa	TL-15	"	" " 下
	Wb	TL-16	"	上部シェルフ 上面

F _{NO.}	W _{NO.}	項 目	レ ン ジ	測 定 場 所
F ₁₇	Wa	TL-17	-50~+80°C	上部シェルフ 下面
	Wb	TL-18	"	CMR ケース
F ₁₈	Wa	TL-19	"	下部シェルフ 上面
	Wb	TL-20	"	TMU Xtal
F ₁₉	Wa	TL-21	"	TMS Xtal
	Wb	TL-23	"	SXT コリメータ (1)
F ₂₀	Wa	TL-24	"	" " (2)
	Wb	TL-25	"	" " (3)
F ₂₁	Wa	TL-26	"	" " (4)
	Wb	TL-27	"	" " (5)
F ₂₂	Wa	TL-28	"	SXT Xtal
	Wb	TL-29	"	SXA-S
F ₂₃	Wa	TL-30	"	HXM Xtal
	Wb	TL-31	"	SXA レンズ (1)
F ₂₄	Wa	TL-32	"	" " (2)
	Wb	TL-33	"	SOX Xtal
F ₂₅	Wa	TL-34	"	PXM-S
	Wb	TL-35	"	FLM-S
F ₂₆	Wa	TL-36	"	HOS-S
	Wb	TL-37	"	IMP-AMP
F ₂₇	Wa	TL-38	"	SSAS-S
	Wb	TH- 1	±150°C	GAS-S
F ₂₈	Wa	TH- 2	"	ASAS-S
	Wb	TH- 3	"	SXT-SHIELD
F ₂₉	Wa	TH- 4	"	上部プレート (1)
	Wb	TH- 5	"	" (2)
F ₃₀	Wa	TH- 6	"	" (3)
	Wb	TH- 7	"	バドル①表 先
F ₃₁	Wa	TH- 8	"	" " 元
	Wb	TH- 9	"	ブロッキングダイオード

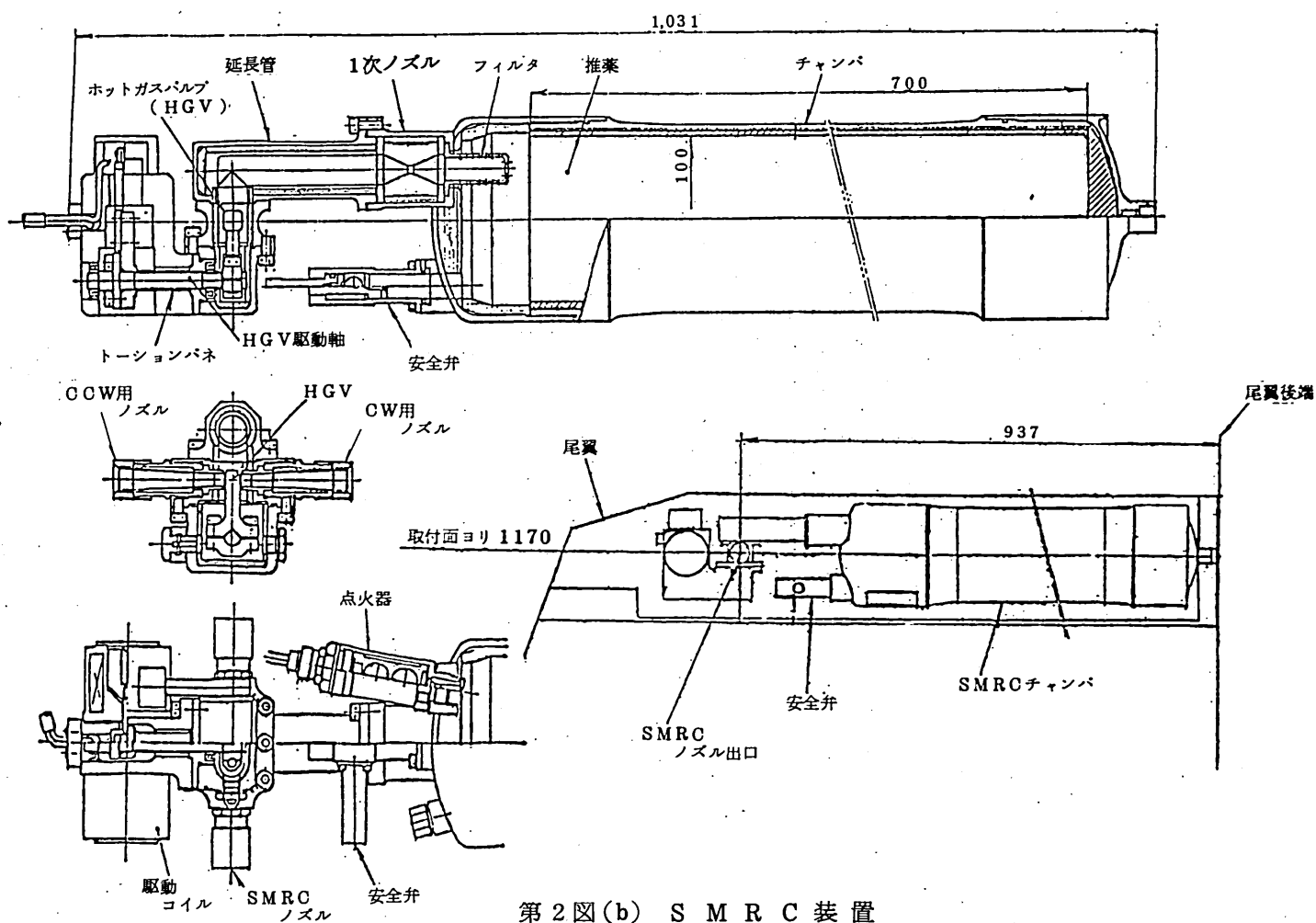
Wa=W₇(F), W₁₇(Q); Wb=W₇₁(F), W₈₁(Q)



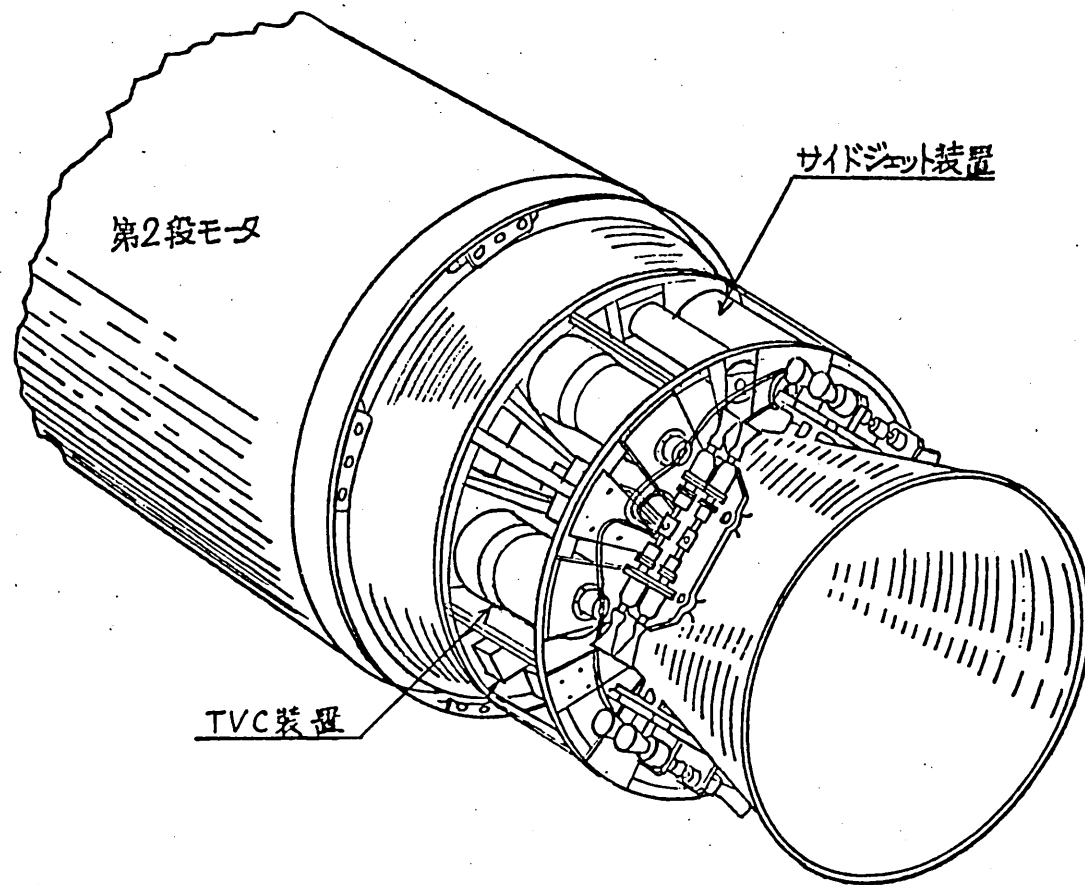
第1図 M-3S-2号機外観図



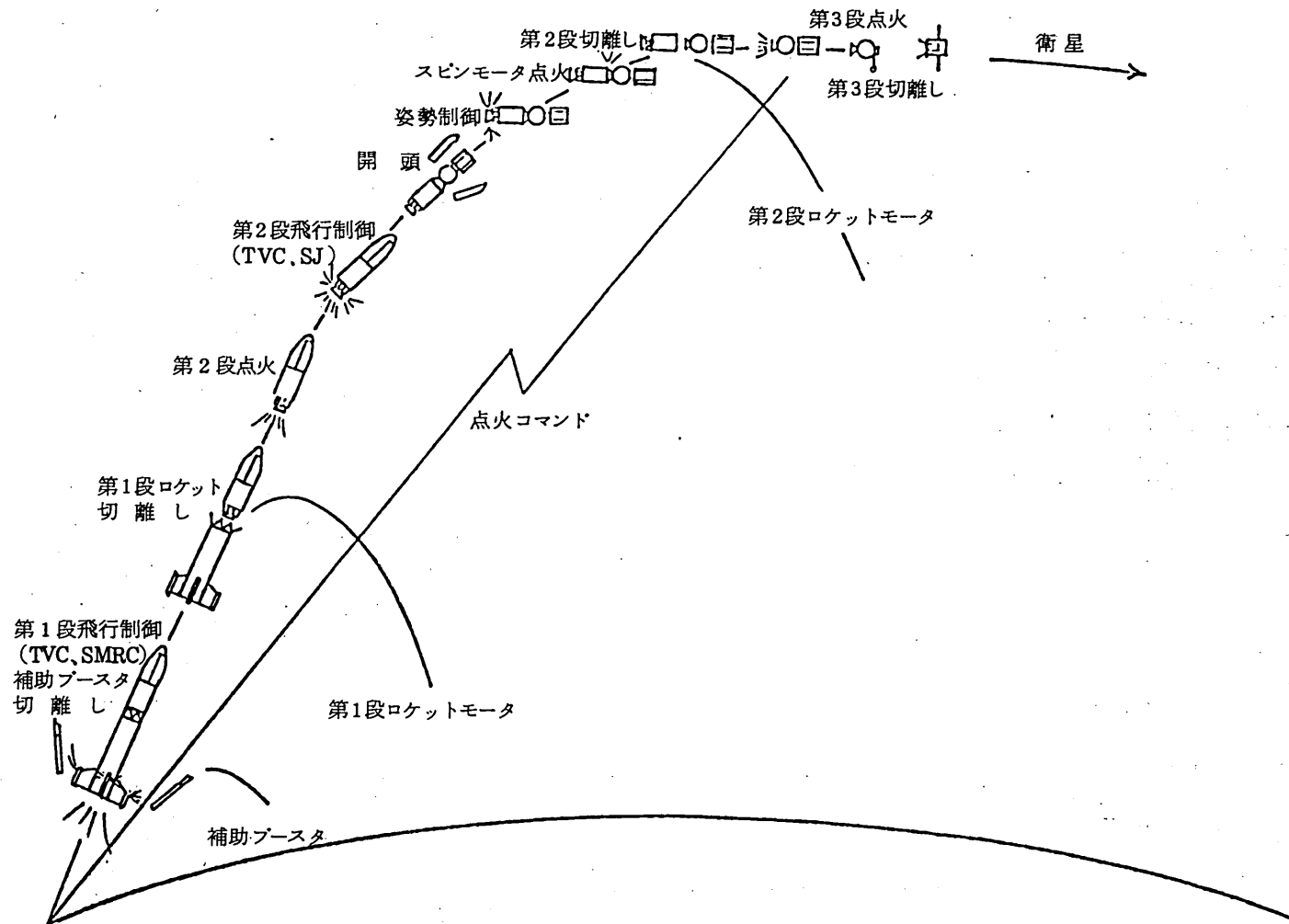
第2図(a) 第1段TVC装置



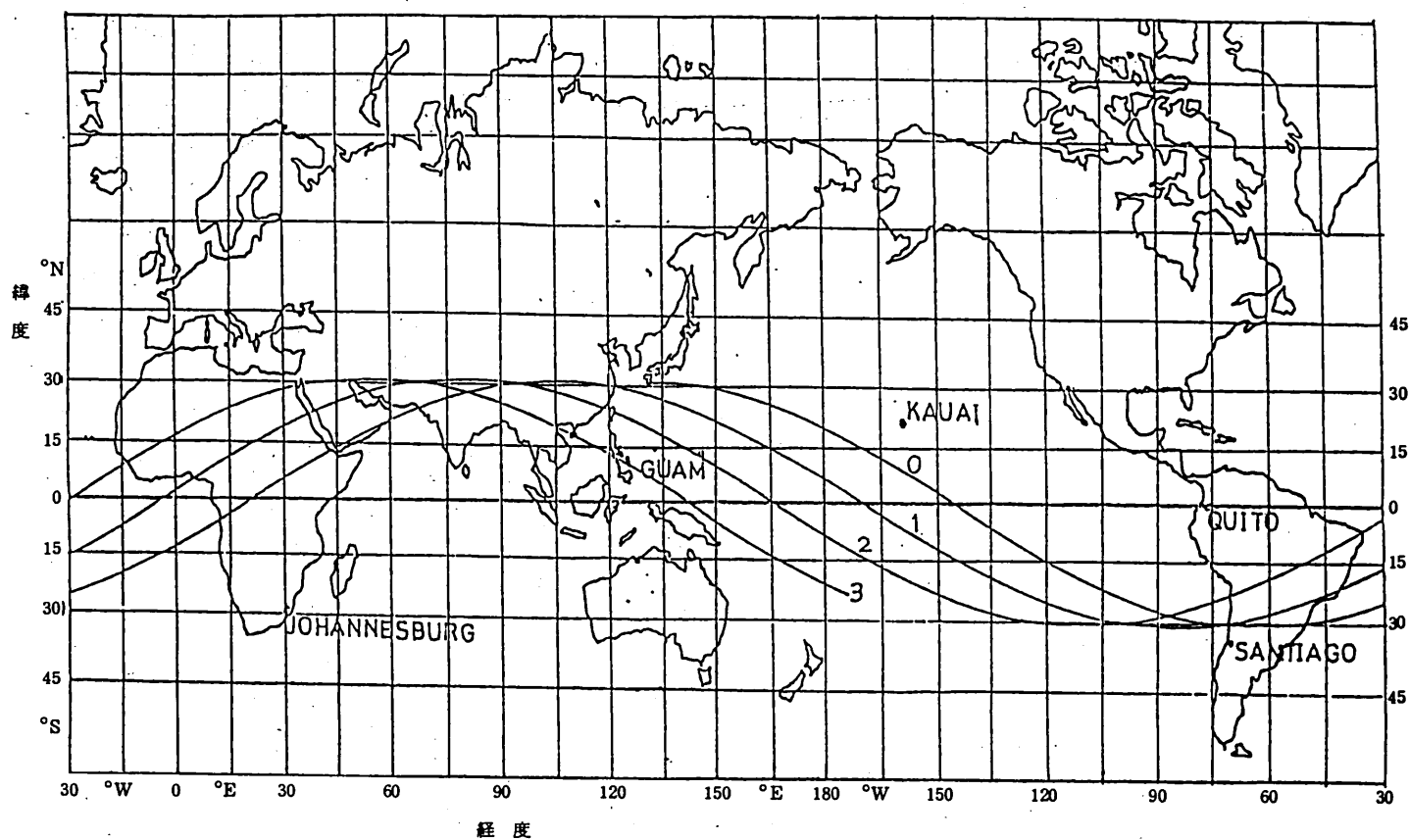
第2図(b) S M R C 装置



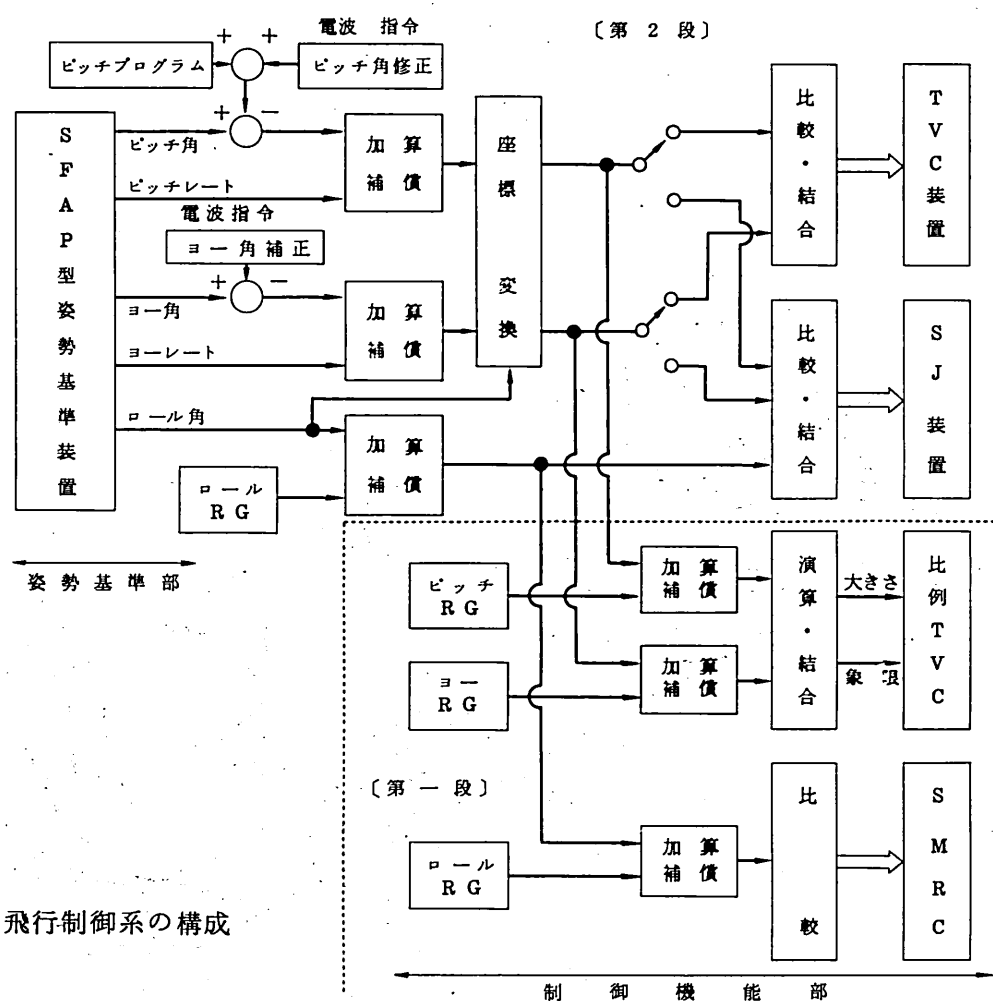
第3図 第2段TVC装置およびサイドジェット装置



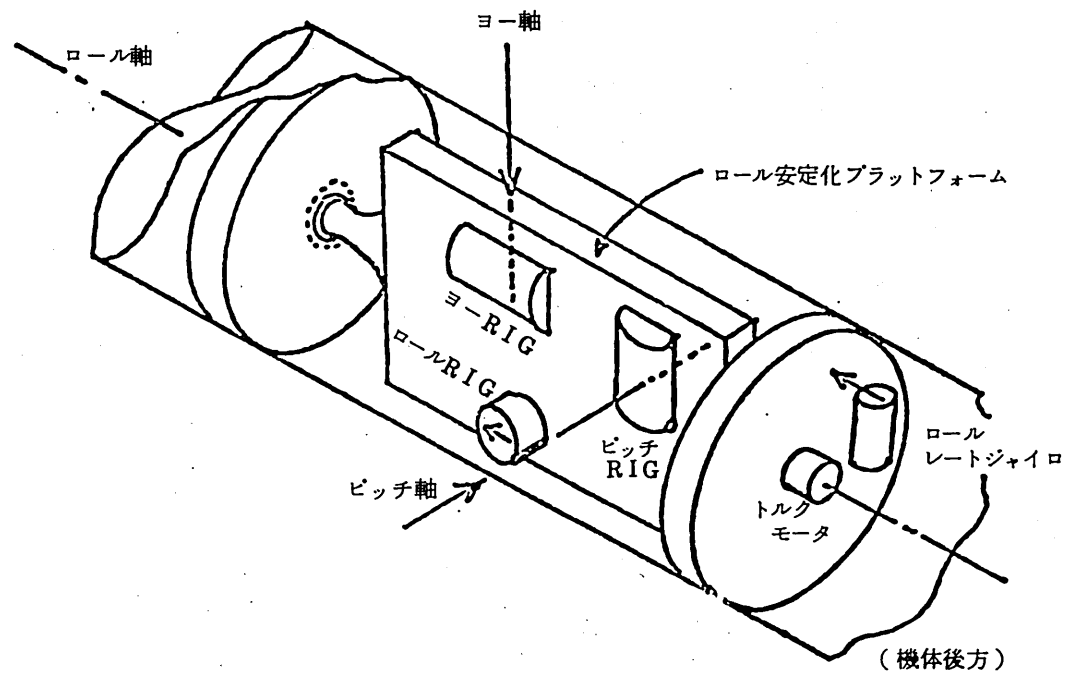
第4図 M-3S-2号機飛しょう計画



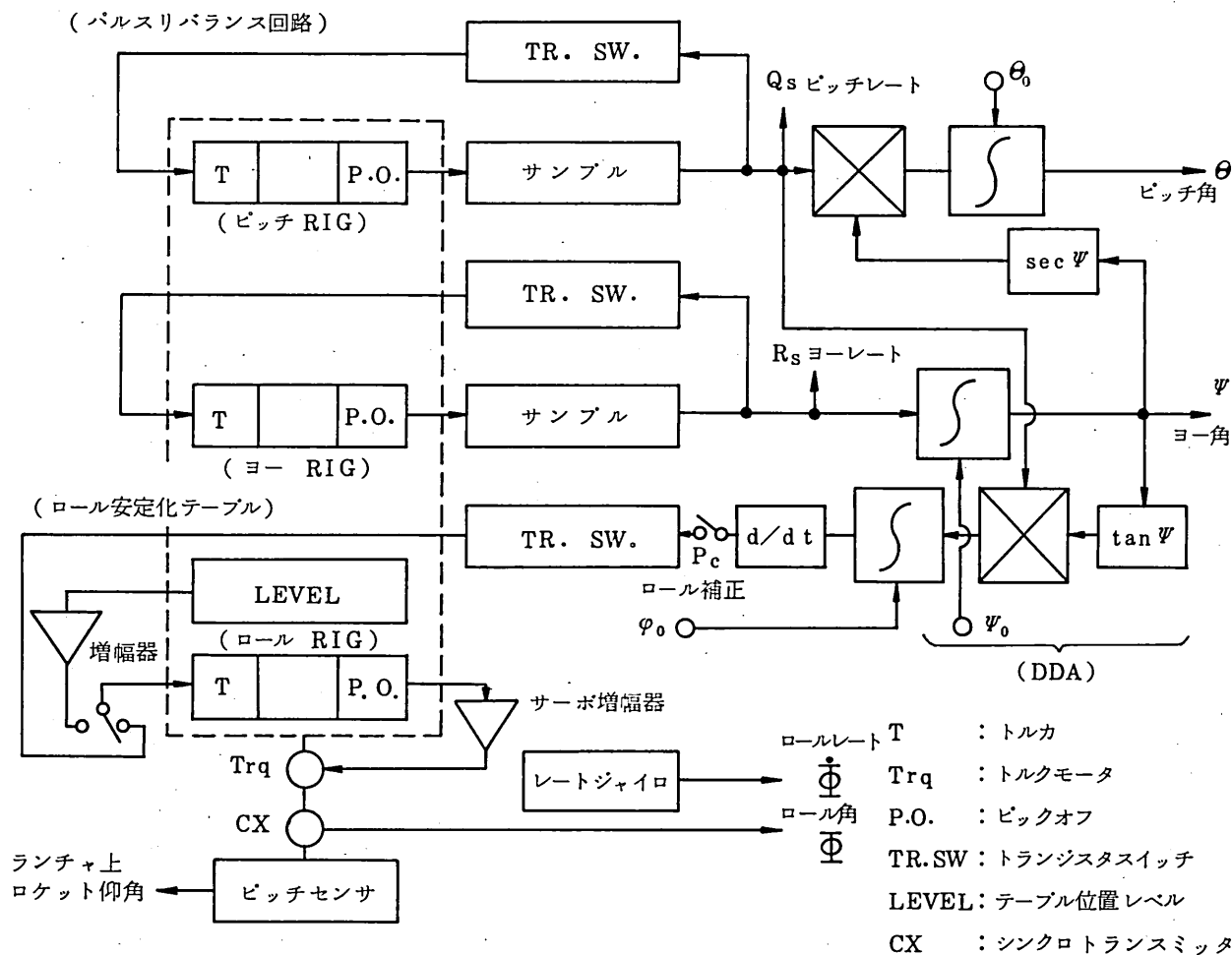
第5図 ASTRO-A 軌道投影図



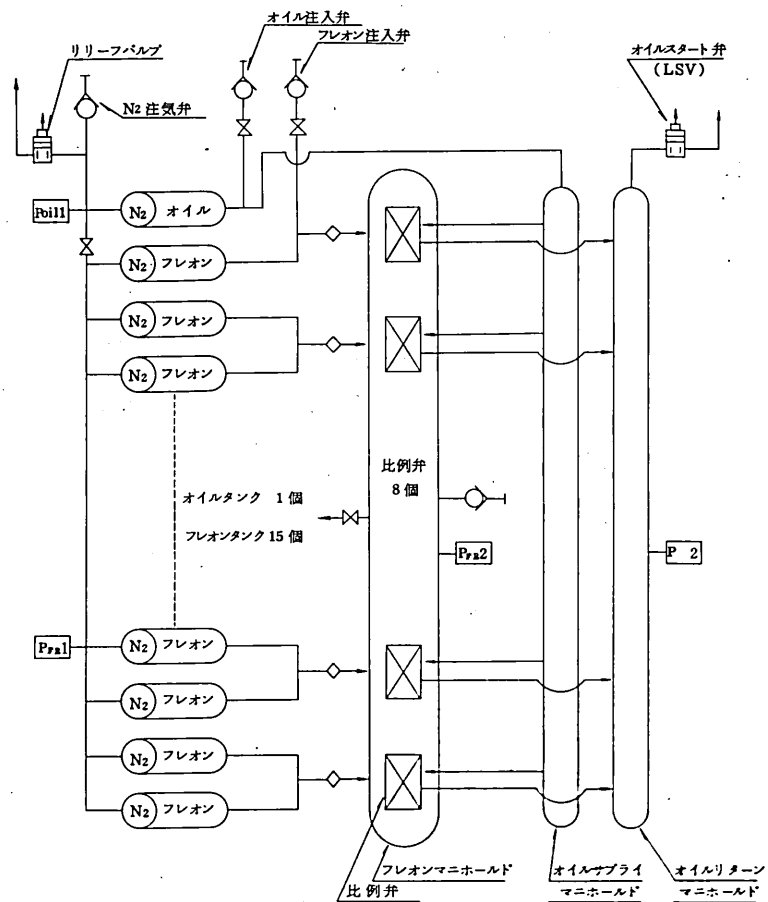
第6図 飛行制御系の構成



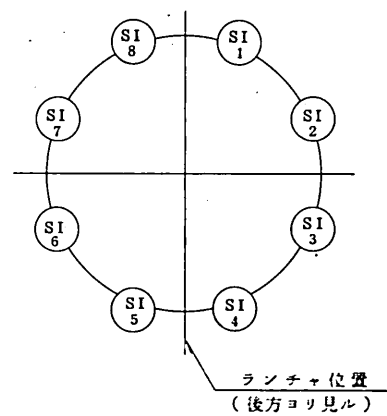
第7図 SFAP型姿勢基準装置
(姿勢検出部の構成)

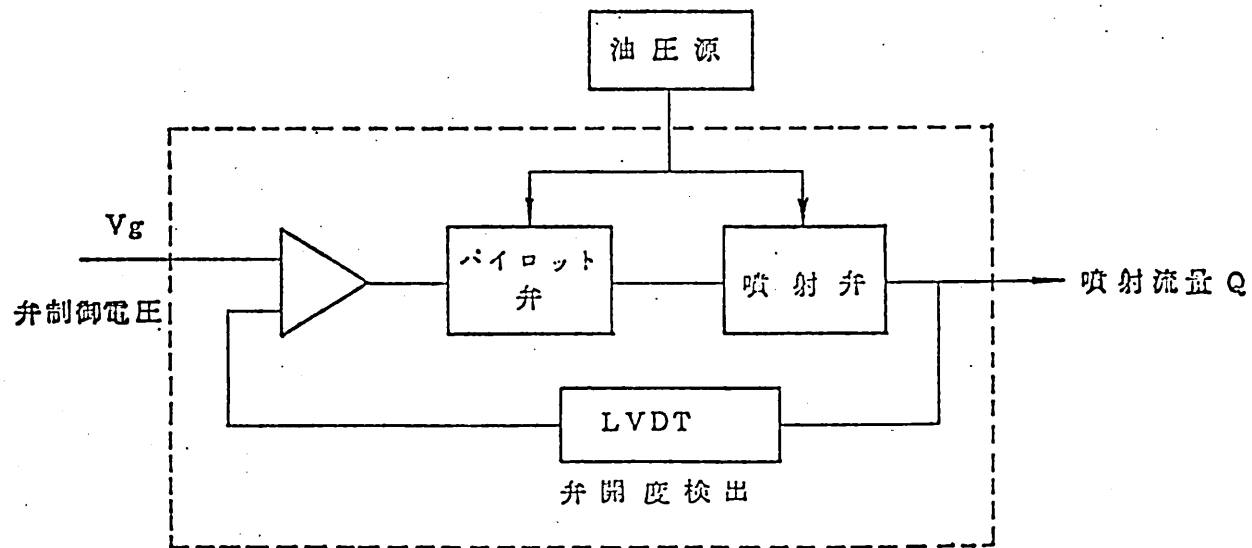


第 8 図 S F A P 型姿勢基準装置

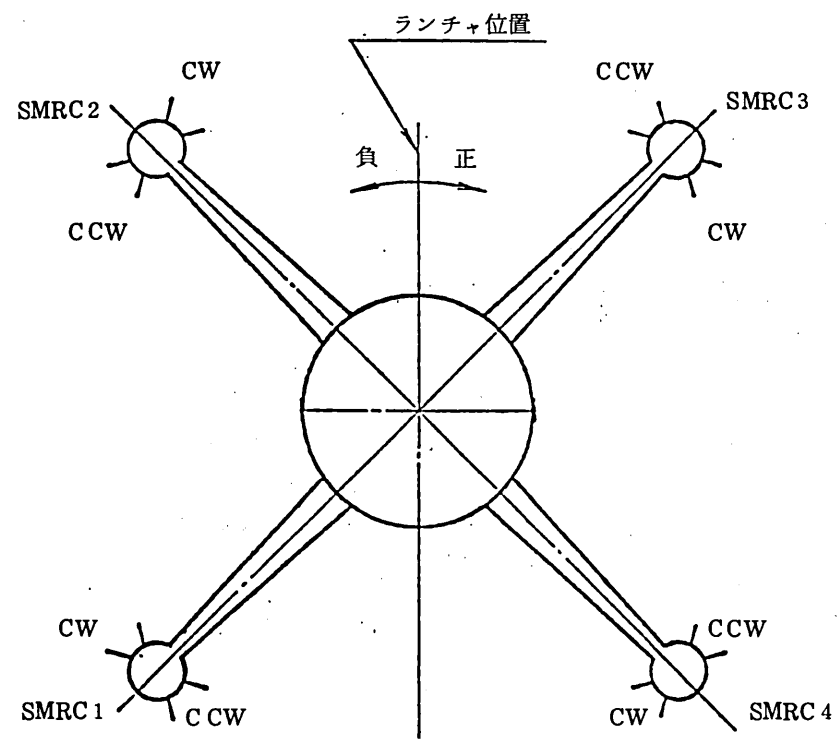


第11図 第1段TVC装置系統図

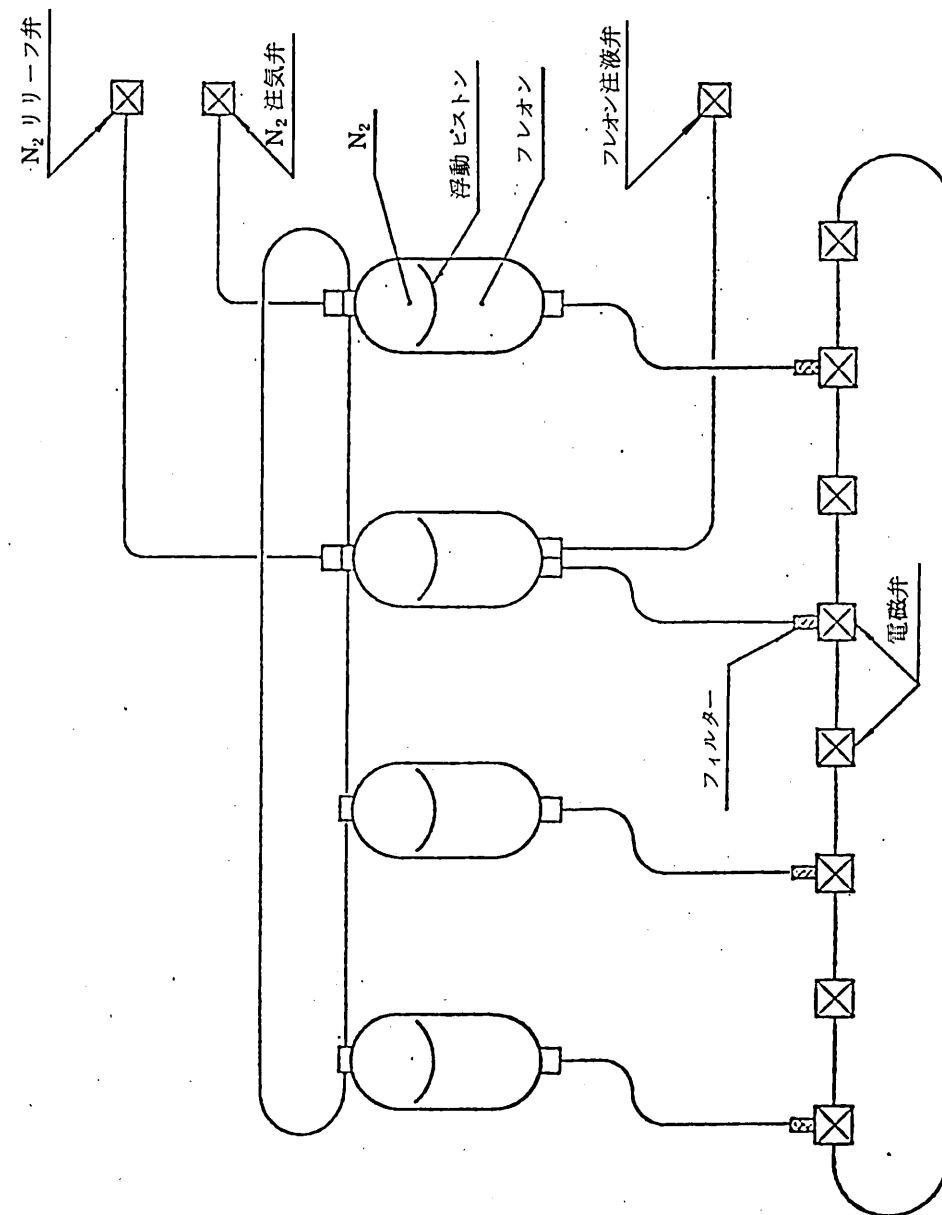




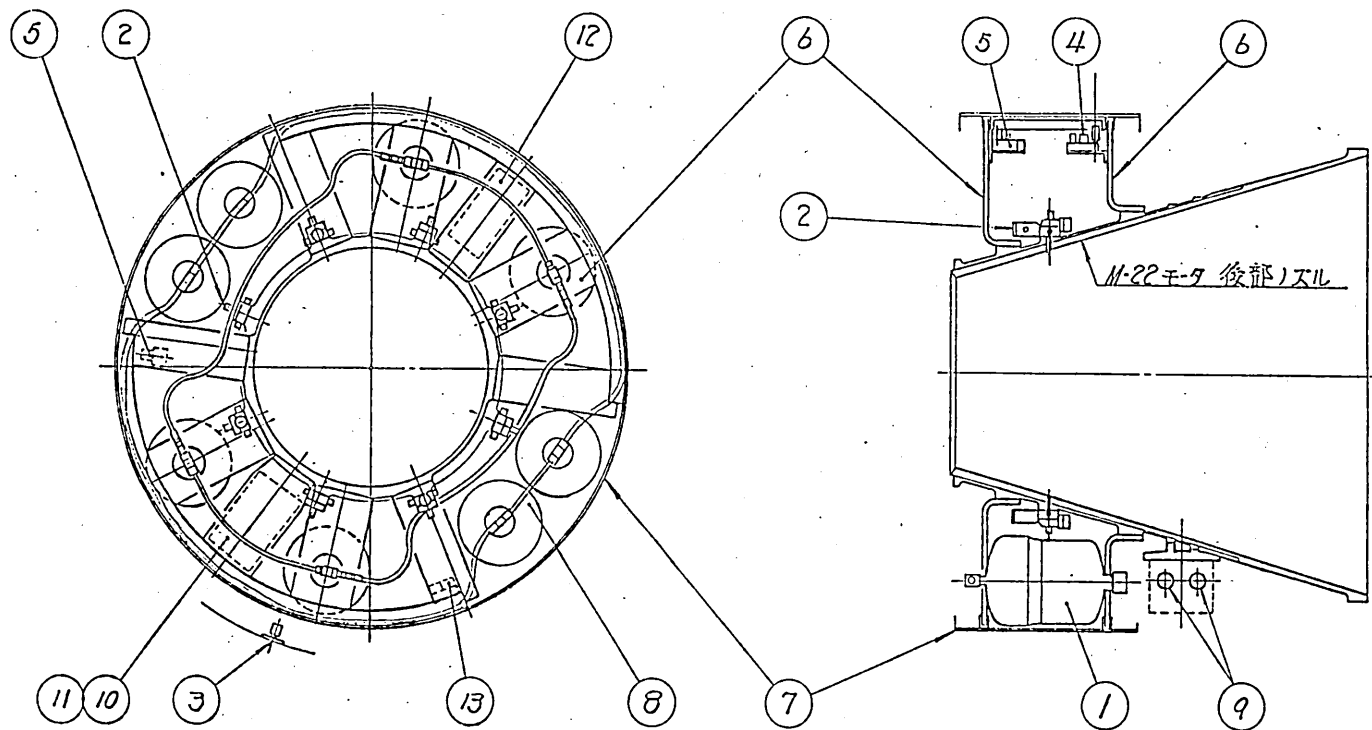
第 1 2 図 第 1 段 TVC 比例制御方式



第13図 SMRC装置配置図

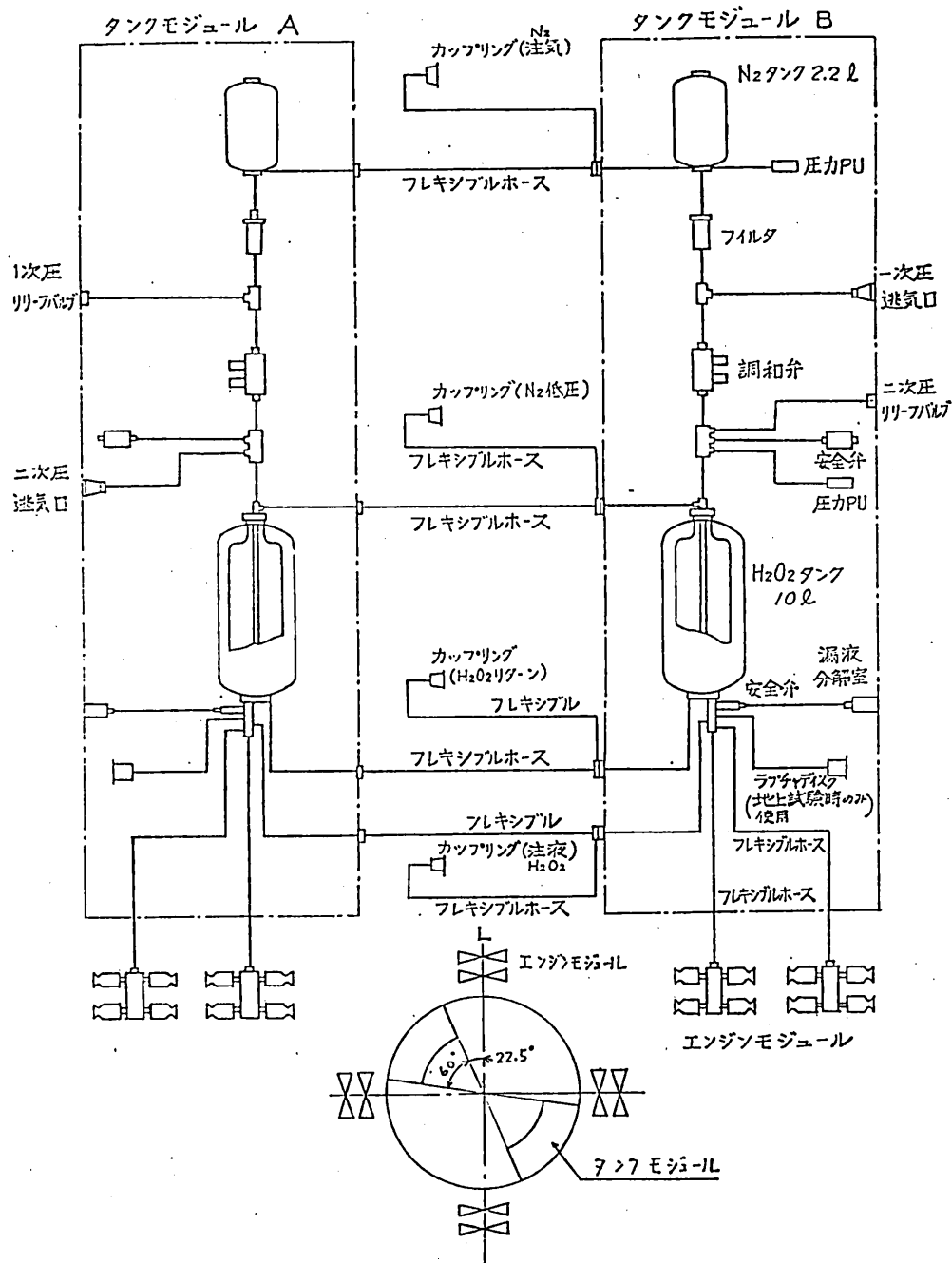


第14図 第2段TVC装置系統図



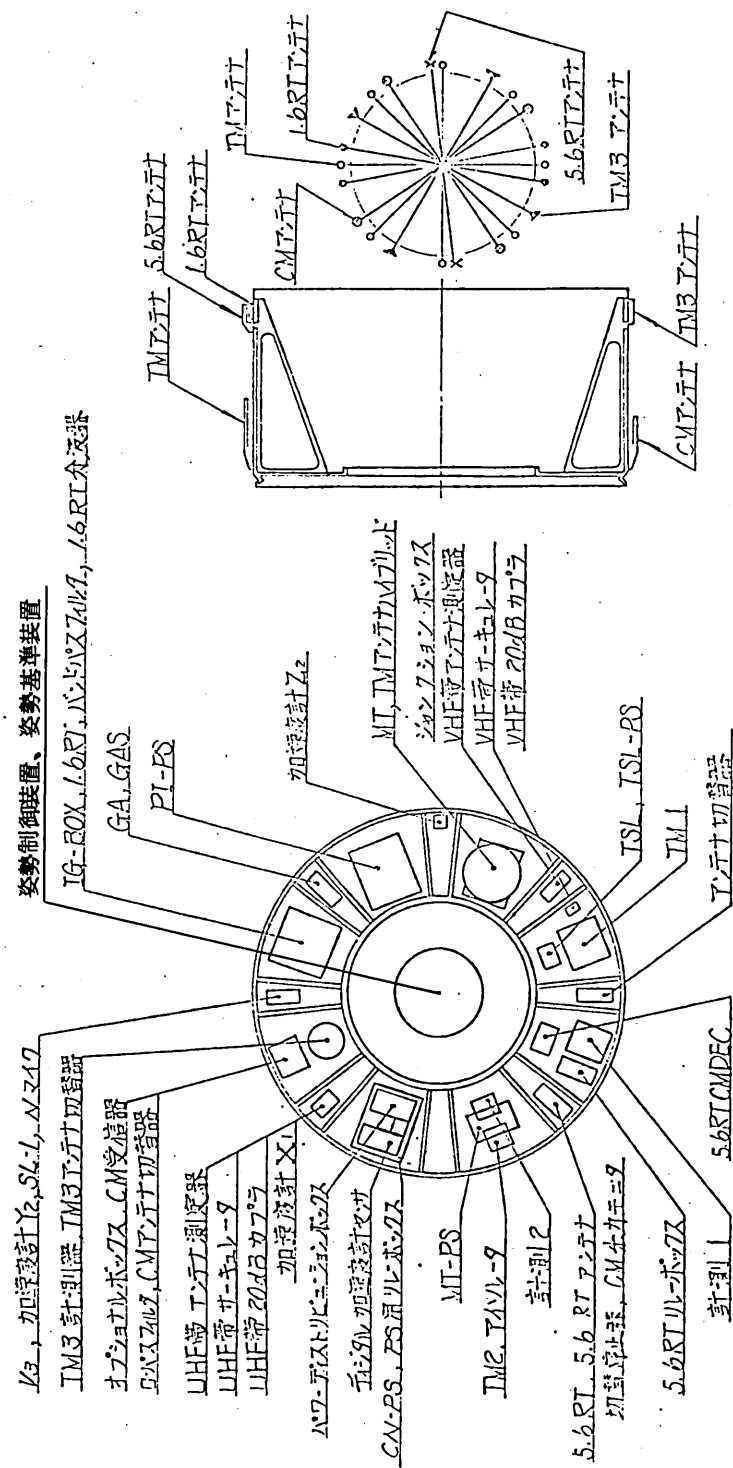
№	名 称	個数	№	名 称	個数	№	名 称	個数
1	TVC タンクモジュール	4	6	CFRP ハニカムアングル	20	11	計 測 器	4
2	" 電 磁 弁	8	7	熱 シールドパネル	1	12	ド ラ イ バ	2
3	" 注 気 弁	1	8	SJ タンクモジュール	2	13	ブリッジボックス	1
4	" 注 液 弁	1	9	SJ エンジンモジュール	4			
5	TVC リリーフ弁	1	10	バッテリ-	1			

第 1 5 図 第 2 段 TVC 装置およびサイドジェット装置配置



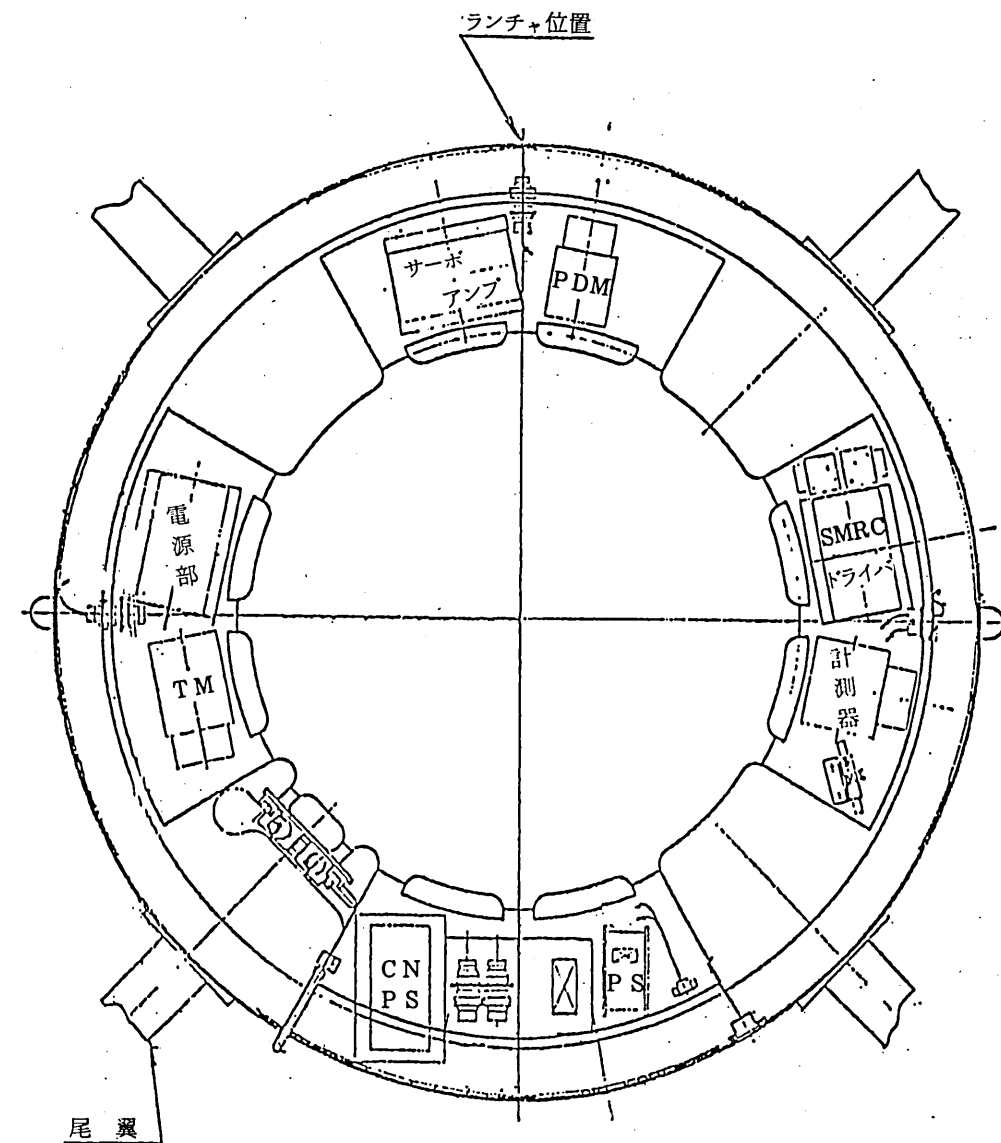
校正位置からノズル位置を見る。

第16図 サイドジェット装置系統図

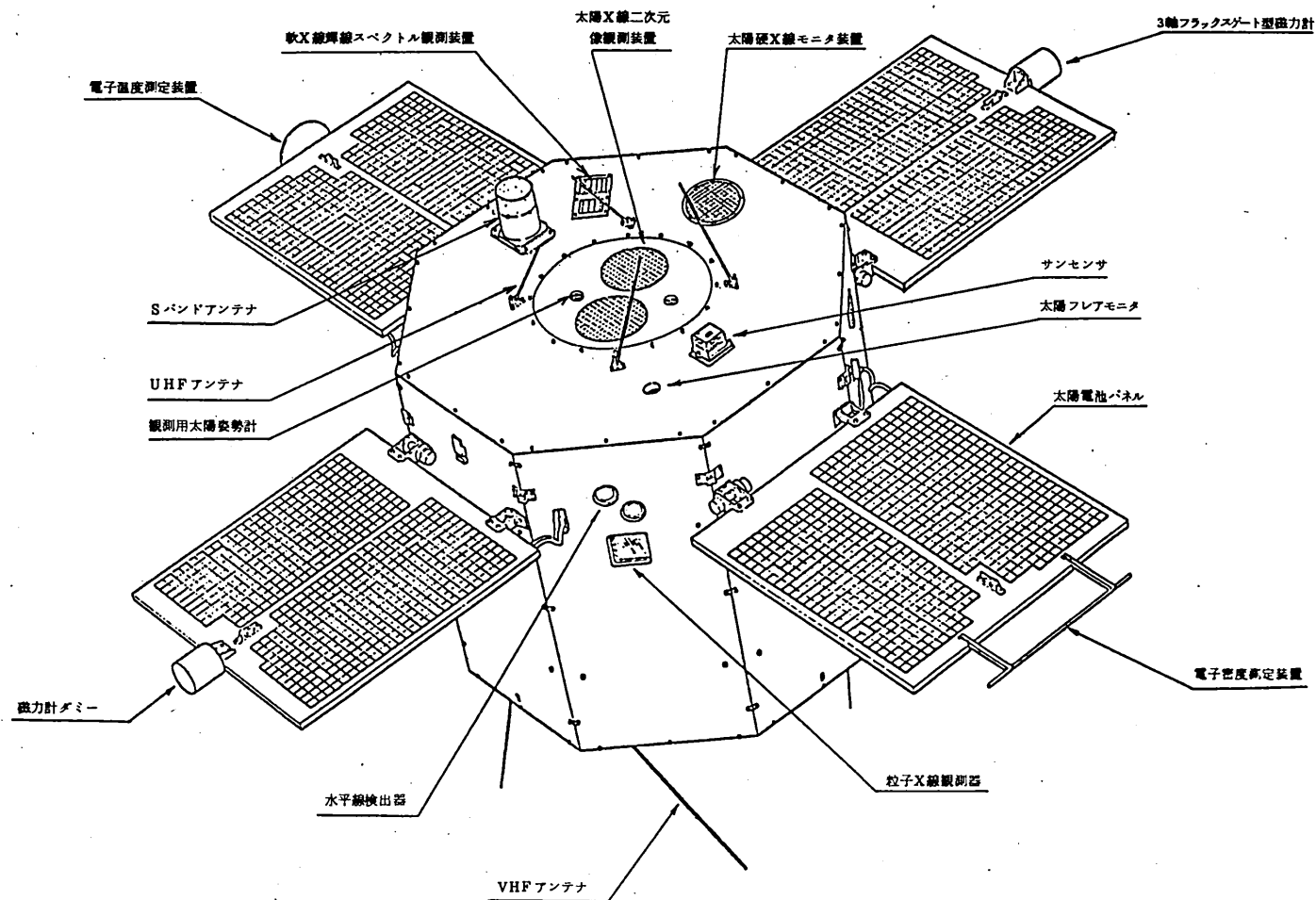


第17図(a) 第2段計器部機器配置図

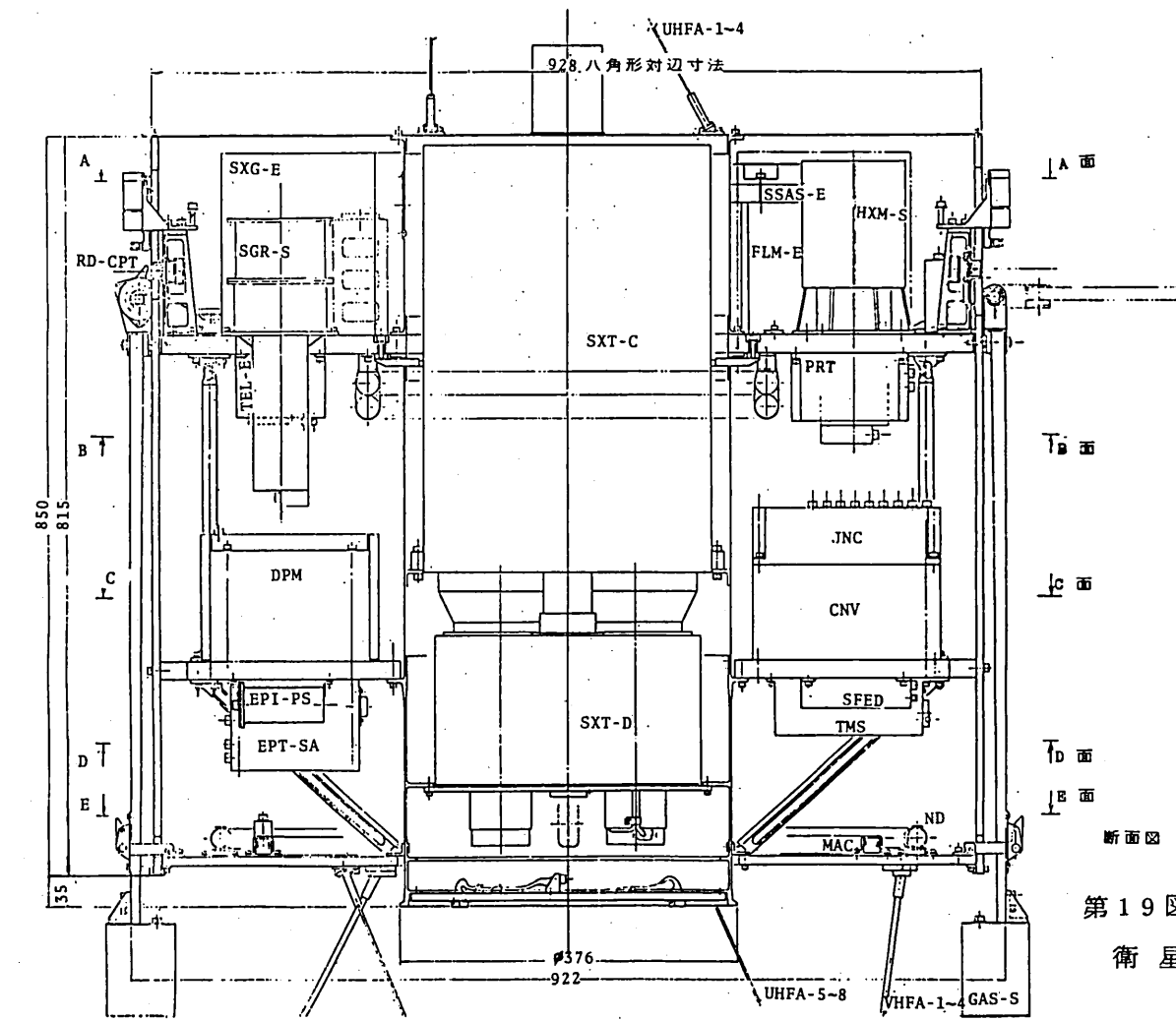
口ケット下倒リ見ル

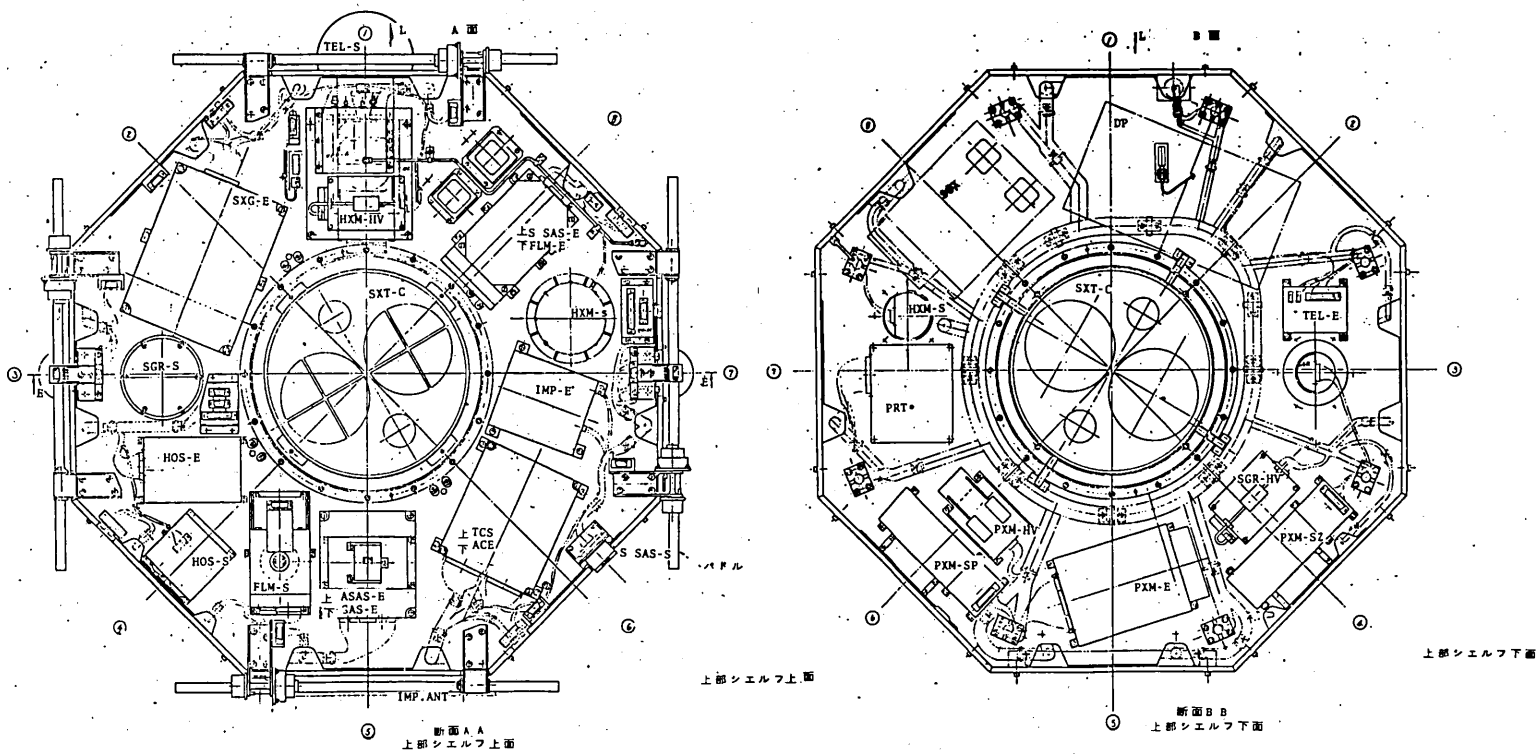


第 17 図(b) 第 1 段尾翼筒部機器配置図

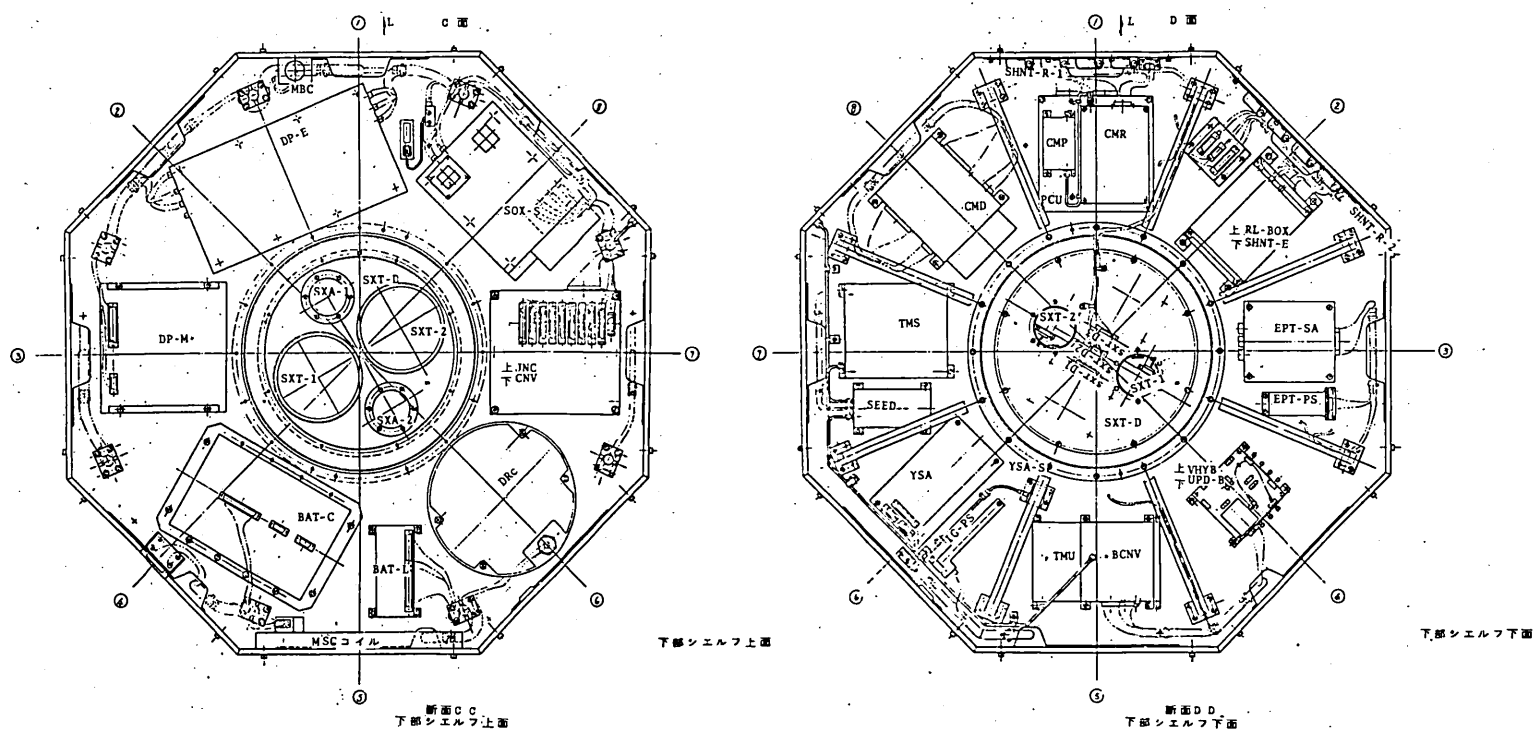


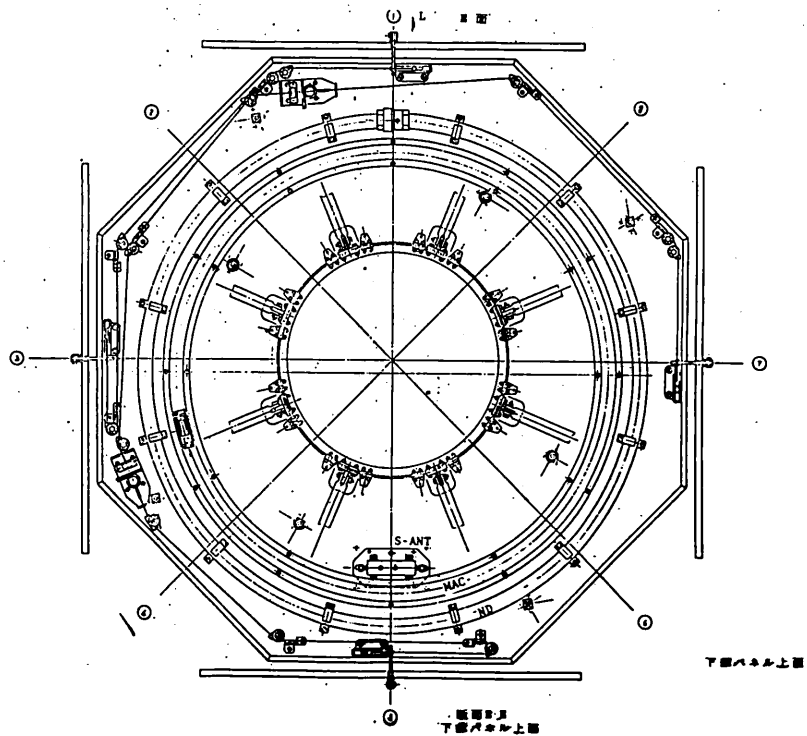
第18図 ASTRO-A 衛星概観図

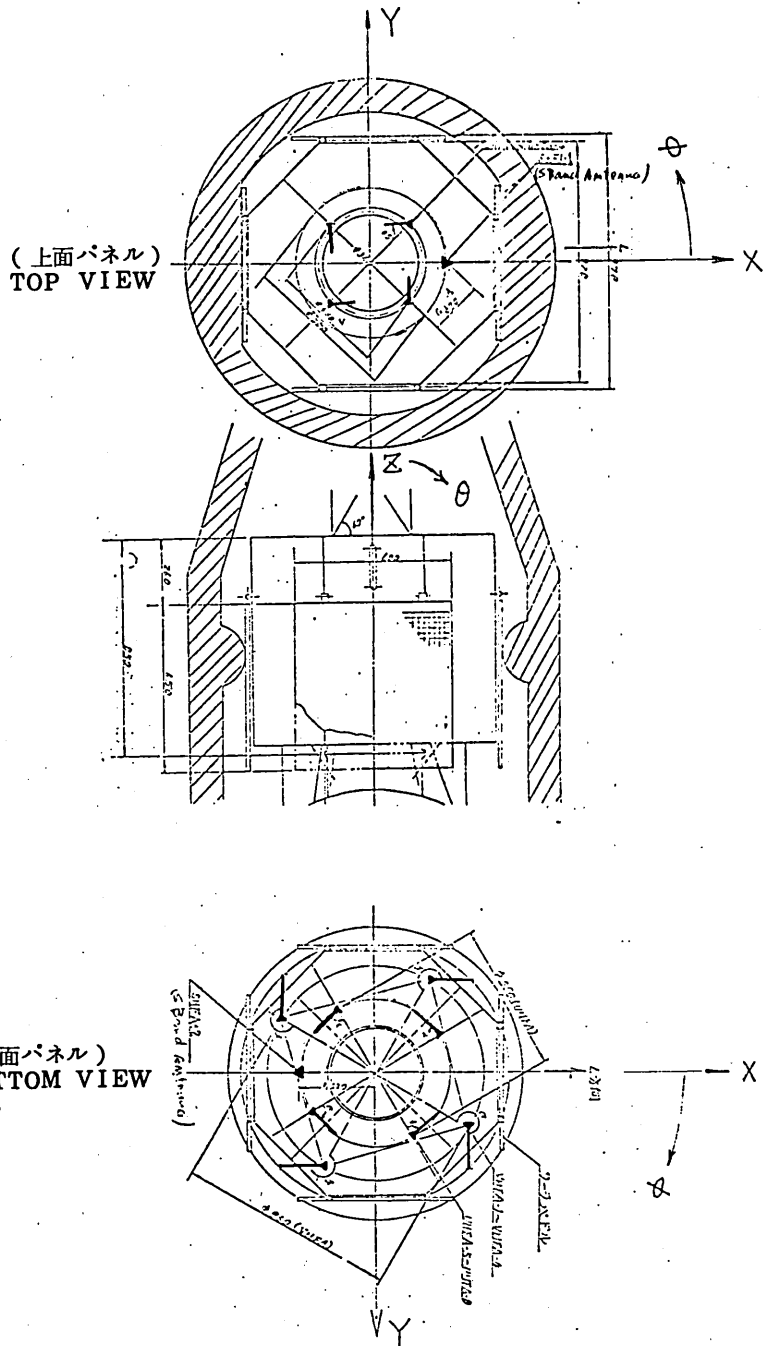




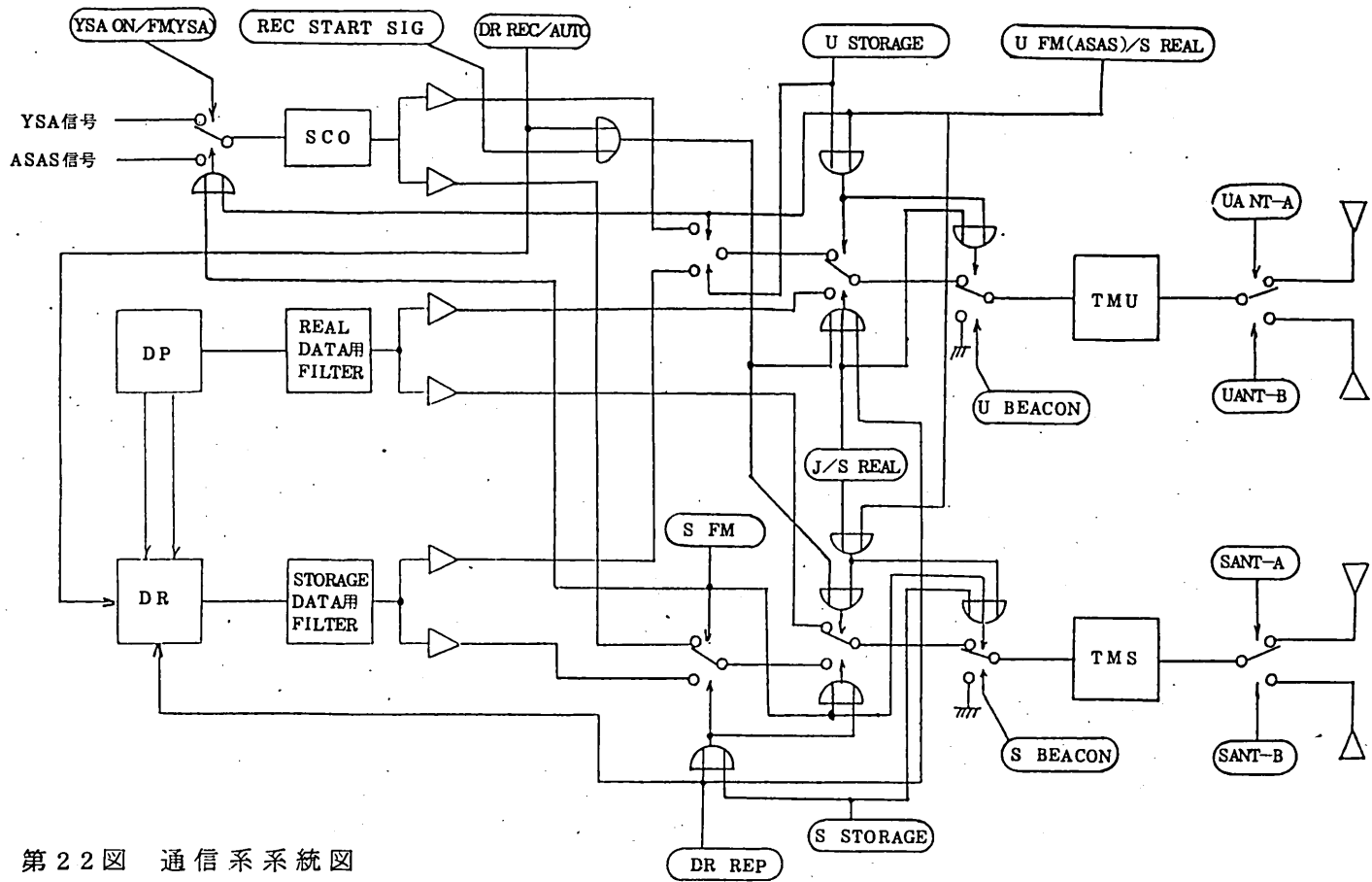
第20図 機器配置図



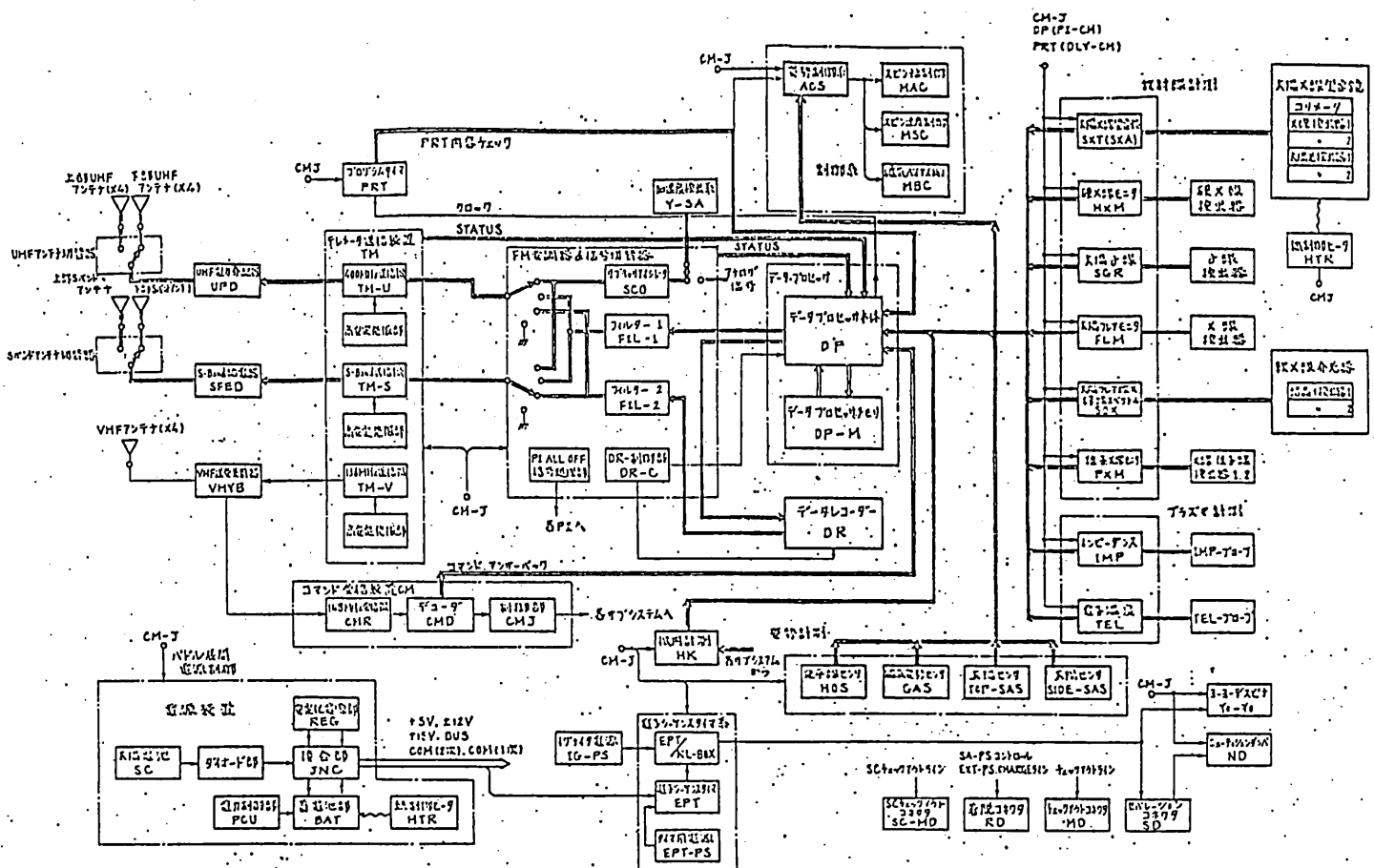




第21図 アンテナ実装図



第22図 通信系系統図



第23図 システム機能系統図

ASTRO-Aのヨーヨーデスビナについて

MS-T4では2個のおもりのうち1個が正常に離脱し、残りの1個は約1.3秒遅れて離れるという事故が起った。原因はワイヤカッタに通電するためのコネクタのはめあいが固かったため、おもりを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ものと考えられる。

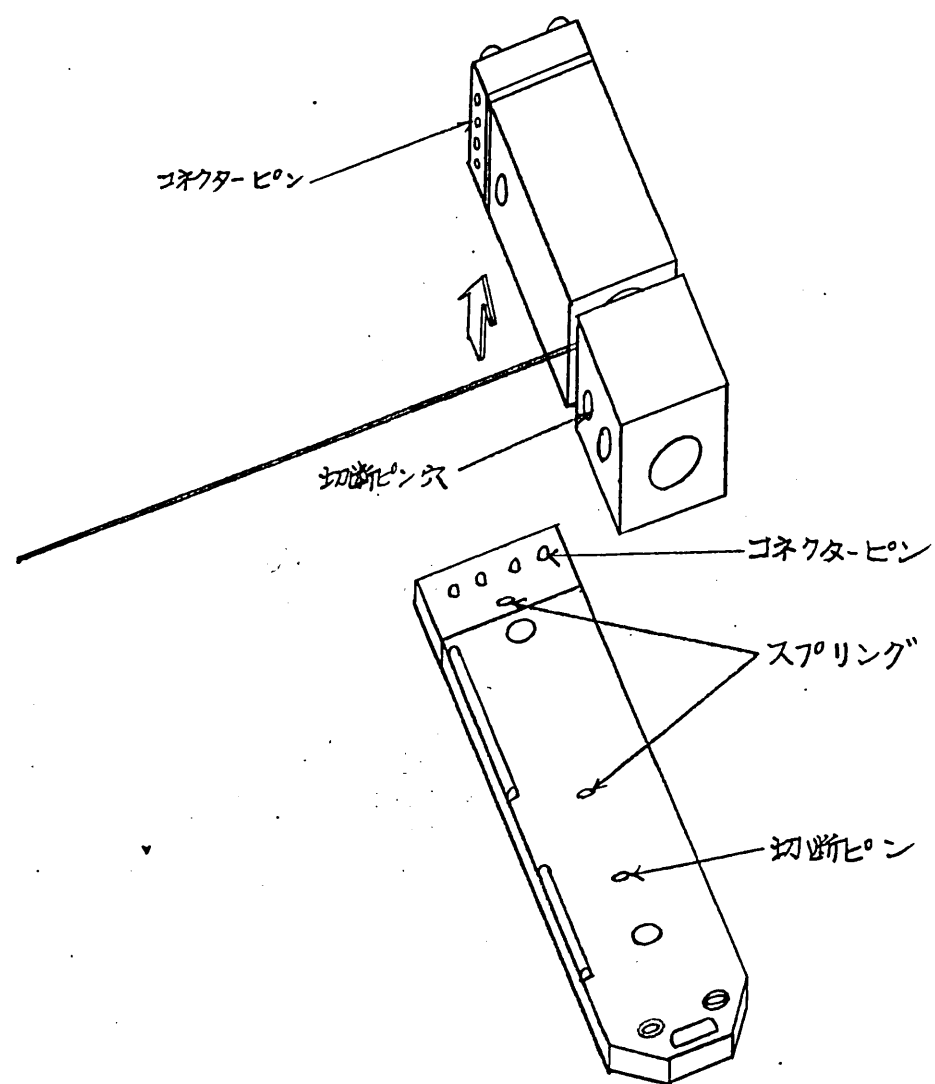
ASTRO-Aでは上記結果を踏まえて

1. 切離し部にはばねを入れて分離を円滑に行わせる。
2. ホルダの片端につばをつけてワイヤの張力を有効に利用する。
3. カッタによる切断後ピンのこじりを避けるため、逃げ穴を大きくする。

の3点の改良を施した後認定試験を行い、

1. おもりに遠心力相当の力が加われば離脱する。
2. 遠心力なしでもばねとワイヤの張力により離脱する。
3. 2つのマスの離脱時間差は3σで20msec以内である。

ことが確認されている。



ヨーヨーデスピナ 外観図

M-3S-2号機の第1段制御について

M-3S-1号機では発射後6~20秒の間に行われた第1段の前期の制御中に、機体曲げ振動に基く擾乱が発生した。原因は、設計にあたって第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無視したこと、及びTVC噴射弁の大振幅動作特性に対する配慮が不十分であったことにある。

M-3S-2号機では、位相遅れ補償により高次曲げモードに対応する周波数でのゲインを下げ、更に高次モードでの機体の構造減衰を利用することにより、安定化を図ることとした。この場合、制御誤差を小さくするため、できるだけループゲインが高くとれるように補償回路の検討がなされた。

下表に各曲げモードに対応する特性値を1号機との対比で示す。値は発射後10秒に対応するものであるが、他秒時においてもほぼ同様の結果を得ている。

M-3S-1とM-3S-2 制御特性の対比

時刻	分 枝		M-3S-1		M-3S-2	
			小振幅時	大振幅時	小振幅時	大振幅時
X+10	空力項	ω	7.0	6.6	3.0	3.0
		ζ	0.43	0.37	0.26	0.26
	1次曲げ	ζ	0.19	0.09	0.04	0.06
	2次曲げ	ζ	-0.009	-0.018	0.002	0.005
	3次曲げ	ζ	-0.04	-0.015	0.005	0.003

昭 和 5 5 年 度 1・2 月 期 ロ ケ ッ ト 打 上 げ 計 画 一 覧

昭 和 55 年 12 月
科学技術庁研究調整局

ロケット機種及び号機	打上げ機関	打上げ予定日	打上げ予定時間	予 備 日	目 的
TT-500 A-9号機	宇宙開発事業団	1月15日(木)	7:00~7:30 又は 10:30~11:00	1月16日(金) } 2月3日(火)	種子島・小笠原間の飛行安全引継ぎ訓練、小笠原追跡所を含むロケット追尾系等の機能及び射場システム機能の確認並びに宇宙材料実験を行う。
S-310-9号機	東京大学宇宙航空研究所	1月22日(木)	6:46	1月23日(金) } 1月28日(水)	正イオン組成、中層大気温度等の観測を行う。
S-520-2号機	"	1月28日(水)	16:00	1月29日(木) } 2月3日(火)	飛しよう試験を行う。
N-7号機(F) (N-II-1号機 /ETS-N)	宇宙開発事業団	2月4日(水)	17:30~18:30	2月5日(木) } 2月28日(土)	N-IIロケット及び関連地上システムについて、その総合的な機能及び性能を確認するため、技術試験衛星N型(ETS-N)をトランスファ軌道に投入する。
MT-135P-T-30号機	"	2月5日(木)	10:30~11:00 又は 15:00~15:30	2月6日(金) } 2月28日(土)	種子島上空の風向、風速、温度等のデータを取得する。
M-3S-2号機	東京大学宇宙航空研究所	2月16日(月)	9:30	2月17日(火) } 2月28日(土)	太陽フレア等の観測を行う第7号科学衛星(ASTROR-A)を打上げる。

(備考) 1 (F)は FLIGHT の略である。

2 ETS-Nは ENGINEERING TEST SATELLITE - TYPE N の略である。