

# M-3S型ロケットの制御

東口 實\*・中谷 一郎・佐藤 忠直  
丹下 甫澄・川口淳一郎

(1985年12月24日受理)

## 1. ま え が き

M-3S型ロケットの制御系は、1~4号機を通じて正常に動作し、順調に衛星を軌道に投入した。本報告では、制御系の構成と飛翔結果を中心に述べる。

本システムの主な特徴は次の通りである。

- (i) 3段式固体ロケットの第1段および第2段燃焼中の姿勢を2次流体噴射方式推力方向制御を中心とする簡易なシステムで制御し、高精度の誘導制御が行われた。
- (ii) 姿勢検出に、スピンドリ解析プラットフォーム(SFAP)方式姿勢基準を使用している。これはロール軸(機軸)まわりに機械的に安定化したプラットフォーム上に、ピッチ角、ヨー角姿勢変化検出用レート積分ジャイロ(RIG)をとりつけたものである。ロール角は安定化プラットフォームを基準として測定される。一方ピッチ角、ヨー角はピッチ、ヨーRIG出力をデジタル微分解析器(DDA)で積分して求めている。いわばプラットフォーム・ストラップダウン方式のハイブリッドシステムである。
- (iii) 誘導は第1段、第2段それぞれ独立のピッチ、ヨープログラマによる姿勢基準値の設定が基本であり、これに地上レーダの支援の下に、必要な修正を加える電波誘導方式を採用している。これらのピッチ、ヨー制御指令値の計算にはロール角による座標変換を含めてデジタル演算を行っている。アクチュエータ指令はアナログ値となって居り、デジタル・アナログハイブリッドシステムである。
- (iv) 電波誘導方式をとることにより搭載装置の負担を軽減し、かつ慣性計測装置のドリフト等の誤差要因を除き、全体として高い軌道投入精度を得た。

第1段ロケットの制御系は、M-3S型ロケットにおいて初めて採用されたものであって、新規に開発された。第1段ロケット燃焼時のピッチ、ヨー制御系に関しては、1, 2号機で構造振動が制御系と結合する現象を生じた。3, 4号機ではフィードバック系の補償回路の改善により、この振動は十分に減衰させることができた。これについては4節で述べる。

---

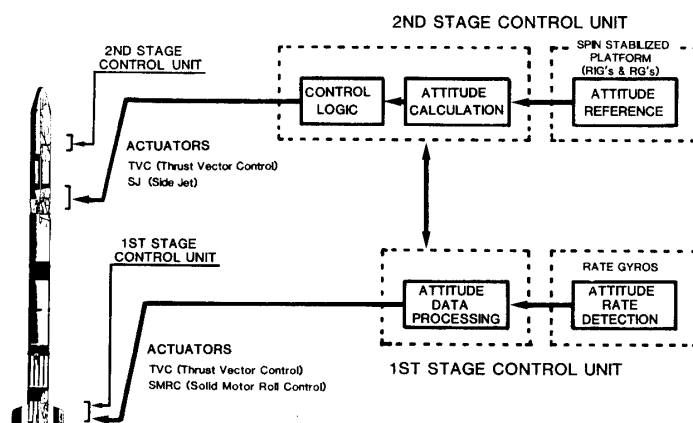
\* 東京大学工学部境界領域研究施設

## 2. 制御系ハードウェア

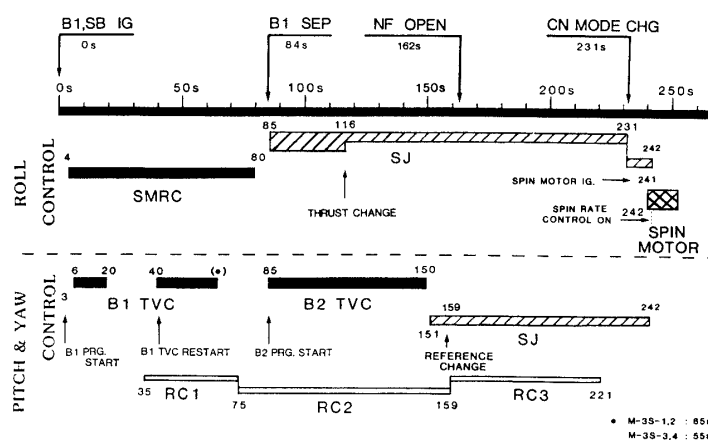
### 2.1 ハードウェア概要

第1図に制御系の概要を示す。センサとしては、2段目ペイロード部に、レート積分ジャイロ3個とレートジャイロ1個より成る慣性計測装置、第1段ノズル回りに、3個のレートジャイロを搭載する。アクチュエータとしては、次の4種類を搭載する。

- (i) 第1段、ロール制御用の固体モータ (SMRC) を、各尾翼の先端に1基ずつ、計4基搭載する。
- (ii) 第1段、ピッチ、ヨー制御用推力方向制御装置 (TVC) を搭載する。これは、主モータに直角に2次流体 (フロン) を噴射することにより、横方向の推力成分を発生させるもので、比例噴射弁の使用により、ピッチ、ヨーを比例制御系とする。



第1図 制御系概要



第2図 制御シーケンス

噴射弁は、ノズル回りに、円周を8等分する位置に取り付けてあり、隣合う2個が対になって動作する。

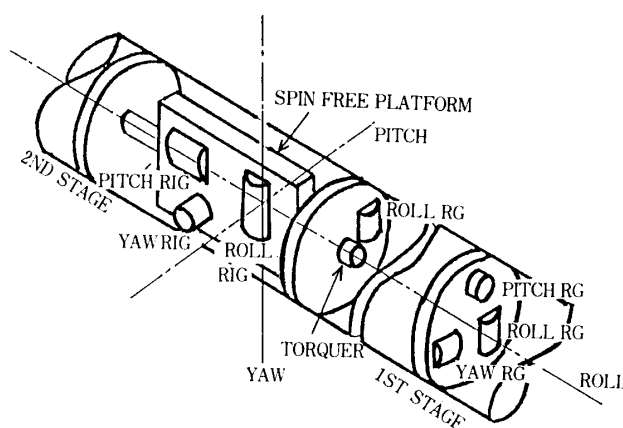
- (iii) 第2段燃焼中のピッチ・ヨー制御用に、オンオフ型の TVC 装置を搭載する。これは、第1段と同様フロンを2次流体として用い、ノズル回りに8基の噴射弁を装備し、隣合う2個が対になって動作する。
- (iv) 第2段ピッチ・ヨー・ロール制御用に、触媒を用いたモノプロペラント型のサイドジェットを用いる。2段目ノズル回りに16基搭載する。サイドジェットの推薬は1, 2号機では過酸化水素を、3, 4号機ではヒドラジンを使用した。この両者で最大推力レベルは同じである。

## 2.2 制御シーケンス

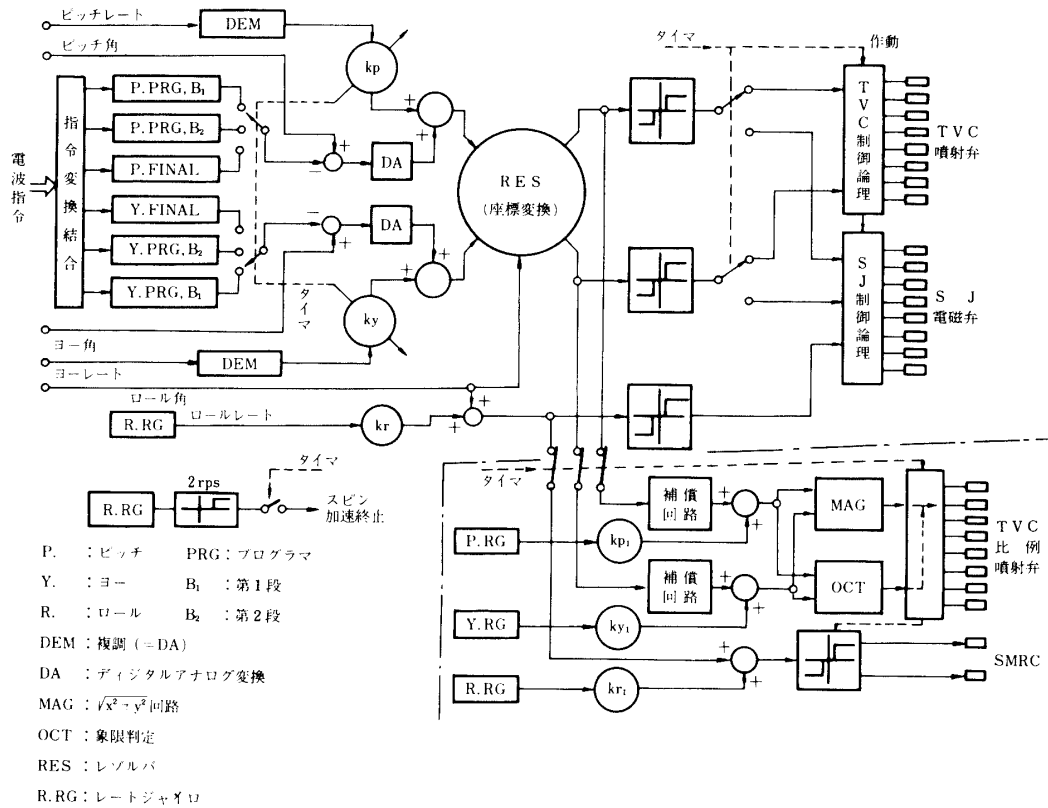
上記4種類のアクチュエータは第2図に示すシーケンスで切換えて用いる。

第1段、ロール制御は、打上げ後4秒(以下では $X+4$ 秒と表す)から $X+80$ 秒の間、SMRCにて行う。第1段ピッチ・ヨー制御は、 $X+6$ 秒から $X+55$ 秒(1, 2号機では $X+65$ 秒)の間、比例 TVC にて行う。途中、 $X+20$ 秒~ $X+40$ 秒の間は、ピッチ・ヨーの制御を中断する。理由は、この間、動圧が大きく、制御を行うと、横造強度の許容限界を越える可能性があるためである。TVC 制御の中断中も、尾翼による安定性は保たれる故、外乱によって姿勢が大きく変化することはない。

第2段ロール制御は、第1段ロケット分離後1秒( $X+85$ 秒)に開始し、 $X+231$ 秒に、モード変更するまでロール角を一定値に保つ制御を行う。アクチュエータとしては、サイドジェットを用いる。2段目モータの燃焼に伴い、慣性能率の減少にともなって、制御角加速度が過大になってリミットサイクル振幅が増大することを防ぐため $X+116$ 秒に、ロール制御に用いるサイドジェットの数を半減し、制御トルクのレベルを半分にする。第2段ピッチ・ヨーの制御は、第2段ロケットモータの燃焼中は、TVC にて行い( $X+85$ 秒~ $X+150$ 秒)、燃焼終了前に打ち切ってモータ燃焼末期に生ずる TVC の異常をさける。その後、 $X+151$ 秒より、サイドジェットによる制御を行うモードに移行する。



第3図 SFAP型姿勢検出装置概念図



第4図 制御機能部ブロック図

第3段以降は、スピンによるピッチ・ヨーの受動安定を行う。このため、X+231秒にロール制御モード変更を行い、スピニアップを開始する。このとき用いるサイドジェットスラスタは、X+116秒以前の高推力モードである。スピン安定移行中の第3段姿勢誤差を小さくするため、ロールレートが約0.5 rpsになるX+242秒まではピッチ・ヨー制御をひきつづき作動させる。さらに、X+241秒に、固体スピンモータに点火して、2 rpsまでスピニアップを行い、X+242秒以降はピッチ・ヨーの制御を行わない。

ピッチ・ヨーの目標姿勢は、予めプログラマにセットされ、時間的に変化する目標角を、折線近似で与えている。ロケットの軌道の目標からのズレは、このプログラマの内容を変え、姿勢目標値を変化させることにより行う。軌道の推定は、レーダデータに基づき、地上レーダでリアルタイムで行い、上記姿勢目標値の修正を、電波指令にて行う。所謂、電波誘導を採用する。電波誘導による第1段の目標姿勢の変更は、第2図に示すように、X+35秒から可能となり、第2段は、X+75秒からX+221秒の間可能である。また、第3段モータ点火時刻の修正も、同じく、電波誘導にて行う。

### 2.3 センサ

姿勢センサとしては、第3図に示すように、第2段ペイロード部及び第1段モータノズル回りに、各種ジャイロを搭載している。姿勢角の計測には、第2段の、スピンフリー解析プラットフォーム (SFAP) 型姿勢基準を用いる[1]。第1段には、ピッチ・ヨー・ロー

ル回りの、レートを計測するため、3個のレートジャイロを搭載している。SFAPについては、文献〔1〕に報告したが、ここでは、その概要を再録する。

第3図に、SFAP型姿勢基準装置の概念を示す。ピッチ・ヨー・ロール軸回りの入力軸を持つ3個のレート積分ジャイロを、プラットフォーム上に置く。ロール用レート積分ジャイロの出力を零にするように、プラットフォームを回転させるサーボ系によってロール安定化プラットフォームを構成する。ロール角は、ロール安定化プラットフォームと、ロケット機体の相対角をシンクロで読むことにより、計測される。また、ロール角速度は、テーブルの外に設置した、レートジャイロにより計測する。一方、ピッチ・ヨー角増分は、プラットフォーム上のそれぞれのレート積分ジャイロを用い、パルスリバランス方式にて計測する。この出力からDDAによってピッチ角、ヨー角を計算するとともにロール安定プラットフォーム方式に独特なコーニング効果〔2〕補償用の出力を得る。ロールレート積分ジャイロのトルカーにこの補償出力をフィードバックして、コーニング効果による悪影響を除去する。

2.4 制御機能部

第4図に、制御機能部のブロック図を示す。第1図に示したように、制御機能部は2段目ペイロード部と、第1段ノズル回りに分けて搭載される。前者が、2段目TVC及びSJ用、後者が、第1段TVC及びSMRC用である。第4図中の主要要素の機能は、以下の通りである。

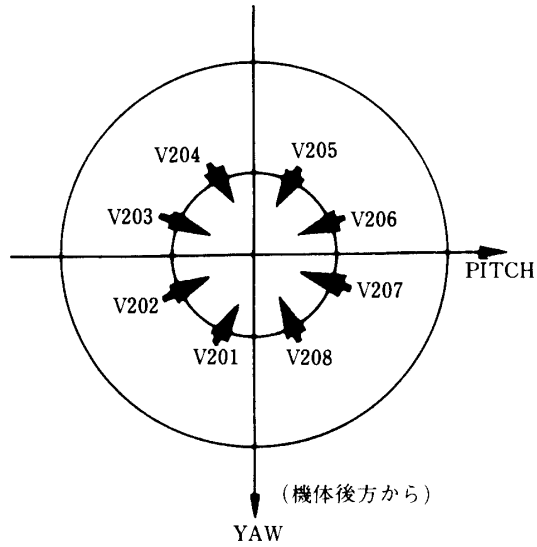
PRG：姿勢の目標値を設定するプログラマで、時刻と共に変化する。第1段(B<sub>1</sub>)、第2段(B<sub>2</sub>)、最終段の3つのフェーズに分け、ピッチ・ヨーそれぞれ独立に設定されて、時間により切替えて用いる。

RES：機体が、ロール軸回りに回転したとき、ピッチ・ヨー制御信号をロール安定プラットフォーム座標系から機体座標系に座標変換し、駆動すべきアクチュエータを変化させる。

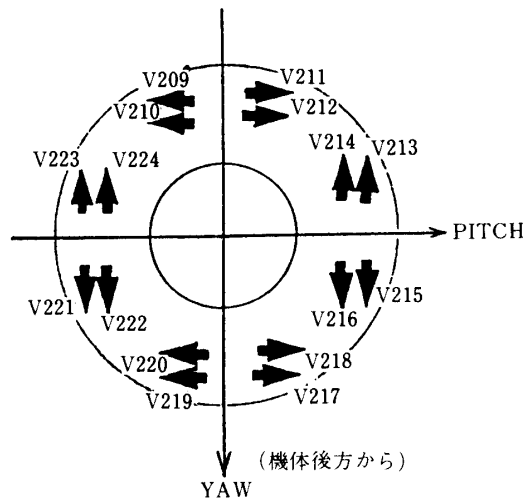
第1表 第2段 TVC噴射の動作

		ヨ ー 誤 差		
		CCW	不感帯	CW
ピ ッ チ 誤 差	UP	V203, V204	V204, V205	V205, V206
	不感帯	V202, V203	OFF	V206, V207
	DOWN	V201, V202	V208, V201	V207, V208

±ΔP, ±ΔY はそれぞれピッチ, ヨーの不感帯を示す。



第5図 第2段 TVC 噴射弁の配置



第6図 サイドジェットノズル配置

TVC 制御論理(第2段)：第5図に示すように、45度おきに配置してある TVC 装置の8個の噴射弁を隣合った2個ずつを対にして、噴射する。ピッチ・ヨー制御信号を重ねるので、第1表に示す論理で、噴射弁をオン・オフする。

SJ 制御論理：第6図に示すように、2基を1対として、8対が、第2段目ノズル回りに配置してある。制御シーケンスの各フェーズに応じて、第2表(a)～(e)のような論理で動作する。

第2表 サイドジェット制御信号

(a) ロール単独制御時

MODE	CMD	
	CW	CCW
LOW THRUST	V211 / V219 V212 / V220	V209 / V217 V210 / V218
HIGH THRUST	V211 / V215 V212 / V216 V219 / V223 V220 / V224	V209 / V213 V210 / V214 V217 / V221 V218 / V222

(b)  $\Delta R < \text{ロール誤差}$

		ヨ - 誤差			
		$-\Delta Y$		$\Delta Y$	
		CCW	不感帯	CW	
ピッチ誤差	UP	V211 / V215 V212 / V216	V215 / V216	V215 / V219 V216 / V220	V219 / V220
	不感帯	V211 / V212	V211 / V212	V219 / V220	V219 / V220
	DOWN	V211 / V212 V212 / V224	V223 / V224	V219 / V223 V220 / V224	V219 / V223 V220 / V224

(c)  $-\Delta R < \text{ロール誤差} < \Delta R$

		ヨ - 誤差			
		$-\Delta Y$		$\Delta Y$	
		CCW	不感帯	CW	
ピッチ誤差	UP	V211 / V221 V212 / V222	V215 / V221 V216 / V222	V209 / V215 V210 / V216	V215 / V216
	不感帯	V211 / V212 V212 / V218	OFF	V209 / V219 V210 / V220	V219 / V220
	DOWN	V217 / V218 V218 / V224	V213 / V223 V214 / V224	V213 / V219 V214 / V220	V213 / V219 V214 / V220

(d)  $\text{ロール誤差} < -\Delta R$

		ヨ - 誤差			
		$-\Delta Y$		$\Delta Y$	
		CCW	不感帯	CW	
ピッチ誤差	UP	V217 / V221 V218 / V222	V221 / V222	V209 / V221 V210 / V222	V221 / V222
	不感帯	V217 / V218	V209 / V210 V217 / V218	V209 / V210	V210 / V210
	DOWN	V213 / V214 V214 / V218	V213 / V214	V209 / V213 V210 / V214	V209 / V213 V210 / V214

(e) スピニアップ時

		ヨ - 誤差			
		$-\Delta Y$		$\Delta Y$	
		CCW	不感帯	CW	
ピッチ誤差	UP	V217 / V221 V218 / V222	V209 / V217 V210 / V218 V217 / V221 V221 / V222	V209 / V221 V210 / V222	V221 / V222
	不感帯	V213 / V214 V214 / V218	V209 / V210 V213 / V214 V217 / V218 V221 / V222	V209 / V210 V213 / V214 V221 / V222	V213 / V221 V214 / V222
	DOWN	V213 / V214 V214 / V218	V209 / V210 V213 / V214 V217 / V218	V209 / V210 V213 / V214	V213 / V214

$\pm \Delta P$ ,  $\pm \Delta Y$ ,  $\pm \Delta R$  はそれぞれピッチ, ヨー, ロールの不感帯を示す。

(a) ロール単独制御時

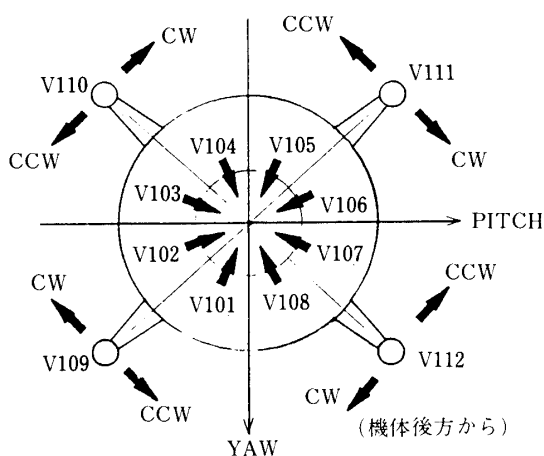
(b)  $\Delta R < \text{ロール制御信号}$

(c)  $-\Delta R < \text{ロール制御信号} < \Delta R$

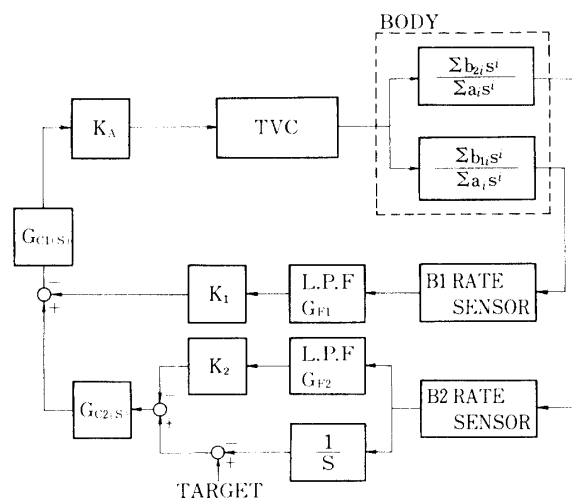
(d)  $\text{ロール制御信号} < -\Delta R$

(e) スピニアップ時の制御信号

(0.5 rps に達する以前)



第7図 等1段 TVC 噴射弁及び SMRC エンジン配置



第8図 第1段 TVC 制御系のブロック図

MAG, OCT：第1段，比例 TVC は，第7図に示すように配置してある．推力方向に関しては，第2段 TVC と同じ論理で動作し，コマンドの大きさに応じた制御トルクを発生させる．

SMRC：第7図に配置を示す．

なお，第1, 2表および以後の記述の中で，コマンドの極性に関しては，次のような定義を用いている．

ヨー及びロールに関して：誤差出力(角度誤差と角速度誤差の合成値)が CW (CCW) 方向にあるとき，与えるべきコマンドの方向を CW (CCW) とする．

ピッチに関して：誤差出力が UP (DOWN) 方向にあるとき，与えるべきコマンドの方向を UP (DOWN) とする．

### 3. 制御則と制御パラメータ

前節に述べた4種類のアクチュエータに対し，制御ロジックを述べる．

第1段 TVC 系：比例制御弁を用いて，第1段ピッチ・ヨーに関し，第8図に示すようなフィードバック系を構成している．補償器のパラメータの設計が重要となるが，それについては，次節に述べる．1号機から4号機までの制御パラメータを第3表に示す．

SMRC 系：第1段ロールに関し第9図(a)に示す無駄時間を含むオンオフ制御系を構成する．制御則は，第9図(b)に示す切替線に従い，トルクのオン・オフ及び極性の切替を行う．第4表に，制御パラメータを示す．

第2段 TVC 系：第2段ピッチ・ヨーに関し，第9図(a)，(b)及び第4表に示すようなオン・オフ制御系を構成する．

SJ 系：SMRC 系，第2段 TVC 系と同様，第9図(a)，(b)及び第4表に示すような制御系を構成する．第2段モータの燃焼中は，ロール制御のみを行う．制御加速度が過大にならぬように推薬残量の減少に伴う，ロール慣性能率の減少に応じて，X+116秒以降，使



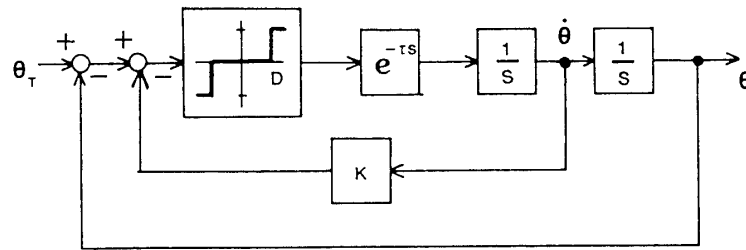
用サイドジェットの数半減させる。第2段モータの燃焼末期のX+151秒からは、ピッチ・ヨー・ロールの3軸制御を行う。X+231秒以降は、スピン・アップのフェーズに入り、ロールの制御レベルを2倍に戻す。スピンアップ開始後も、11秒間は、ピッチ・ヨーの制御は、そのまま続行する。この間は、ロールレートが、まだ小さい故、近似的にピッチ・ヨー独立の制御が可能である。

第3表 第1段 TVC 制御系のパラメータ

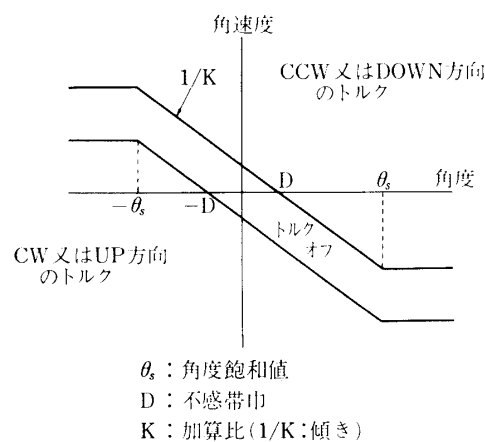
	$K_{1(sec)}$	$K_{2(sec)}$	$K_{A(v \cdot rad)}$	Compensation Circuit	$G_{F1}$	$G_{F2}$
M-3S-1	0.15	0.13	300	$G_{c2}(S) = \frac{1}{1 + \frac{1}{15}S}$	$M-3S-1, 2 : G_{F1}$ $= \frac{251^2}{S^2 + 1.4 \times 251S + 251^2}$	$\frac{1}{0.016S + 1}$
M-3S-2	0	0.3	85	$G_{c1}(S) = \frac{1}{1 + \frac{1}{15}S}$		
M-3S-3	0.6	0	100	$G_{c1}(S) = 29 \frac{S^2 + 45^2}{S^5 + 0.8 \times 20S + 20^2}$ $\cdot \frac{1}{S^2 + 1.4 \times 30S + 30^2} \cdot \frac{S + 0.6}{S + 0.1}$	$M-3S-3, 4 : G_{F1}$ $= \frac{50^2}{S^2 + 1.4 \times 50S + 50^2}$	
M-3S-4	0.6	0	34	$G_{c1}(S) = 89 \frac{S^2 + 45^2}{S^2 + 0.8 \times 20S + 20^2}$ $\cdot \frac{1}{S^2 + 1.4 \times 30S + 30^2} \cdot \frac{S + 0.2}{S + 0.1}$		

第4表 オン・オフ制御系のパラメータ

	アクチュエータ	加算比 (sec)	不感帯 (deg)	角度飽和値 (deg)
ピ ッ チ ・ ヨ ー	$B_2$ TVC	0.4 ( $B_2$ レート)	$\pm 0.7$	$\pm 8$
	SJ	1.0 ( $B_2$ レート)	$\pm 0.5$	
ロ ー ル	SMRC	0.15( $B_1$ レート) 0.15( $B_2$ レート)	$\pm 1.0$	$\pm 4$
	SJ (推力飛翔中)	1.0 ( $B_2$ レート)	$\pm 1.0$	
	SJ (コースティング中)	0.6 ( $B_2$ レート)	$\pm 0.5$	



(a) ブロック図



(b) 切替曲線

第9図 オン・オフ制御系の構成

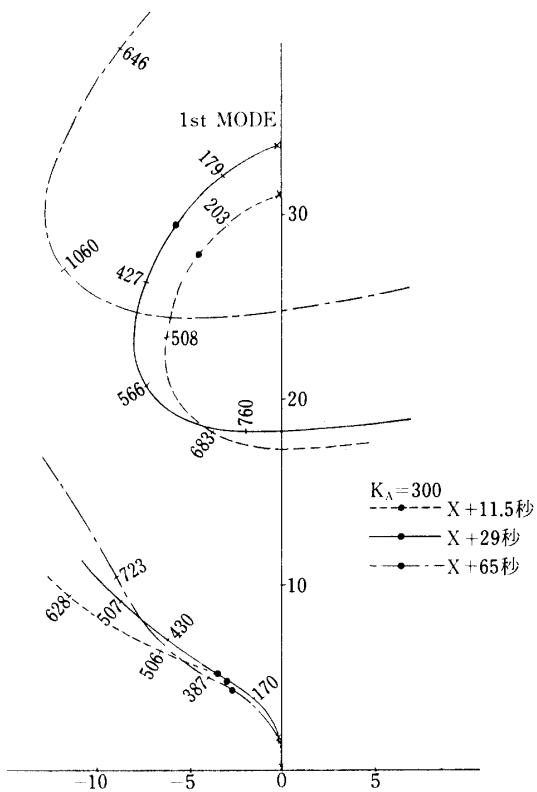
#### 4. 第1段ピッチ・ヨー制御系

第1段ピッチ・ヨーの制御系は、ロールや第2段のピッチ・ヨー系に比し、次のような特徴があり、設計に特別な配慮を要した。

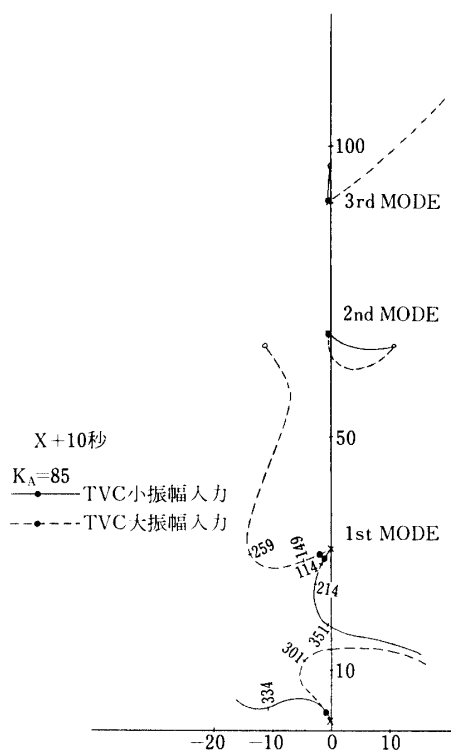
- (i) 柔軟構造物としての扱いが必要で、安定性の検討に際し、高次の振動モードまで考慮する必要がある。
- (ii) 振動モード、TVC等の数学モデルに、不確定要素があり、一定の誤差巾に対して、安定性を保証する必要がある。
- (iii) 他のアクチュエータがオン・オフ系であるのに対し、連続的な制御量の調節が可能であり、閉ループ制御系の補償要素により、安定性、制御特性の改良が可能である。

1号機から4号機に至る間、制御系は、次第に改良を重ね、制御特性の向上が図られた。全号機に共通な設計方針としては、次の通りである。

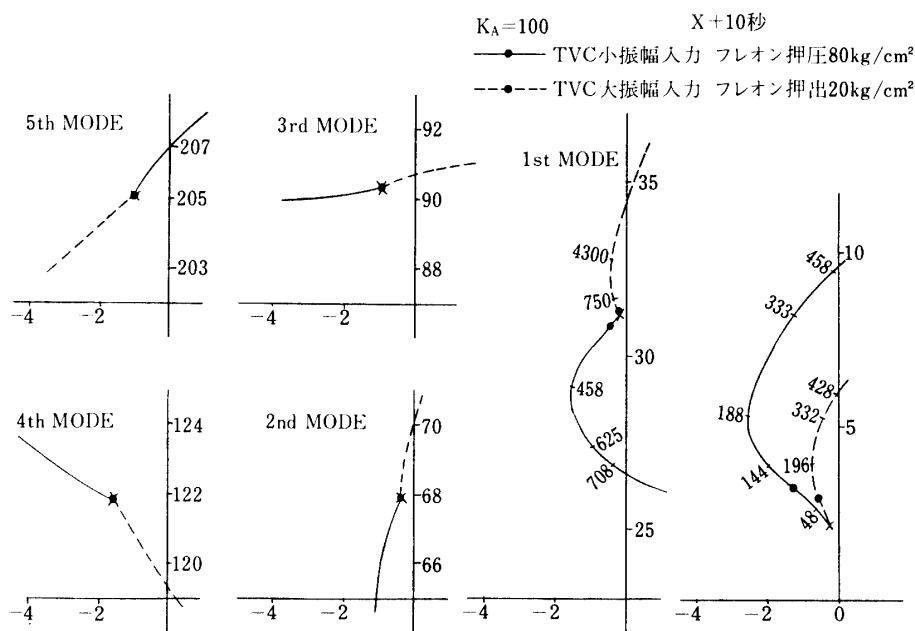
- (i) 時間的に変化する機体特性を、タイムスライス法により、一定時間、一定とみなし、時間的に係数が不変な数学モデルを用いる。



第10図 M-3S-1, 第1段階目ピッチ・ヨー系の根軌跡



第11図 M-3S-2, 第1段階目ピッチ・ヨー系の根軌跡



第12図 M-3S-3, 第1段階目ピッチ・ヨー系の根軌跡

- (ii) 系全体を、第8図に示すように、機体、姿勢センサ、及びアクチュエータに分け、非線形部分は、記述関数により線形近似し、全体として線形な数学モデルに対し、補償器を設計することとする。
- (iii) 根軌跡法により、安定な範囲で、ループゲインをできるだけ高くとるよう決める。
- (iv) 特性の最終確認は、計算機シミュレーションによる。
- 以下、各号機の設計の変遷を述べる。

(1) M-3S-1

1次のベンディングモードを考慮している。根軌跡法により、補償器の検討を行い、第3表に示すパラメータを用いた。即ち、角度信号として第2段の姿勢基準を用い、角度レートとしては、1・2段の両者を用いている。第2段には、 $G_{c2}$ に示す遅れ要素を採用して、安定化を図っている。第10図に、X+11.5秒、29秒、65秒の3点に対し、主な根の軌跡を示す。また、この1号機で初めて第1段にレートジャイロを導入した為、このジャイロが万一オフされても、安定性を保ち得るように配慮した。

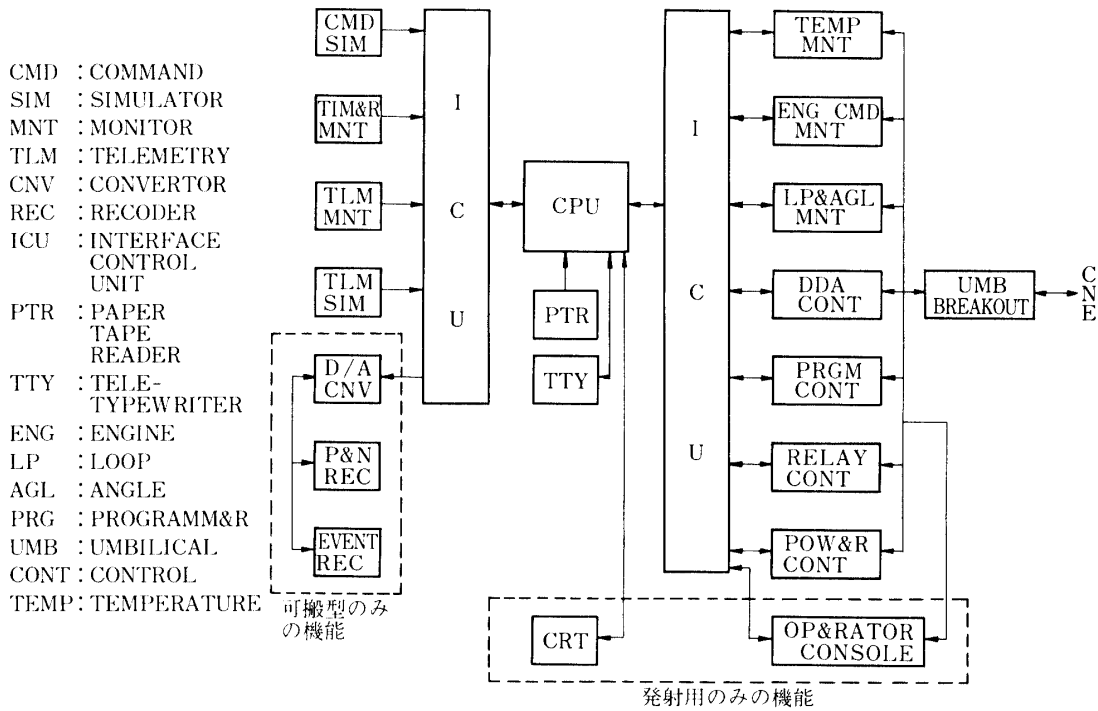
飛翔結果は、第15図(a)に示すように、制御残差の観点からは、良好であった。しかし、第21図(a)に示すように、13 Hzの振動が起これ、これは、3次モードであることが判明した。

(2) M-3S-2

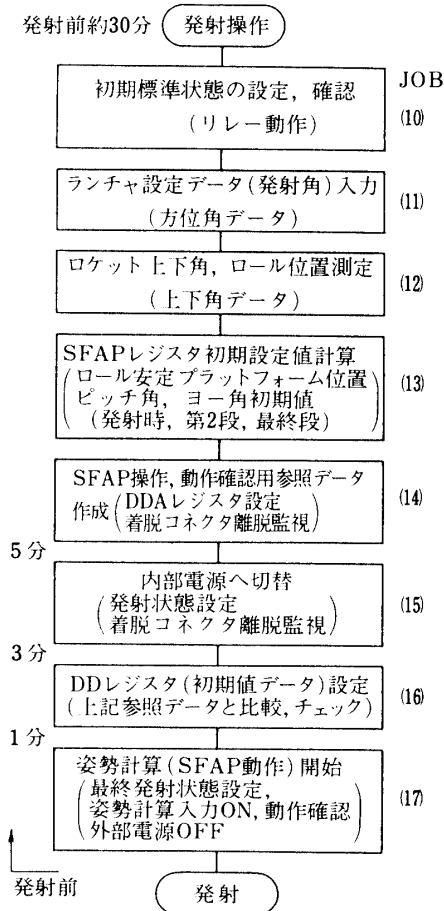
3次のベンディングモードを考慮している。3次モードは、計算値と、1号機の飛翔データと符号が逆になったため、両者に対して安定となるよう設計し、第3表に示すパラメータを採用した。即ち、レートに関しては、第2段を用いることとし、一巡利得を下げ、更に、低域通過型フィルタの定数変更により、対処した。また、TVCの特性が、小振巾と大振巾で、異なることが明らかとなり、両者の記述関数に対して、安定性を確保することとした。第11図に、一例として、X+10秒における、主な根の軌跡を示す。

第5表 第1段目ピッチ・ヨー制御系の数学モデルの変遷

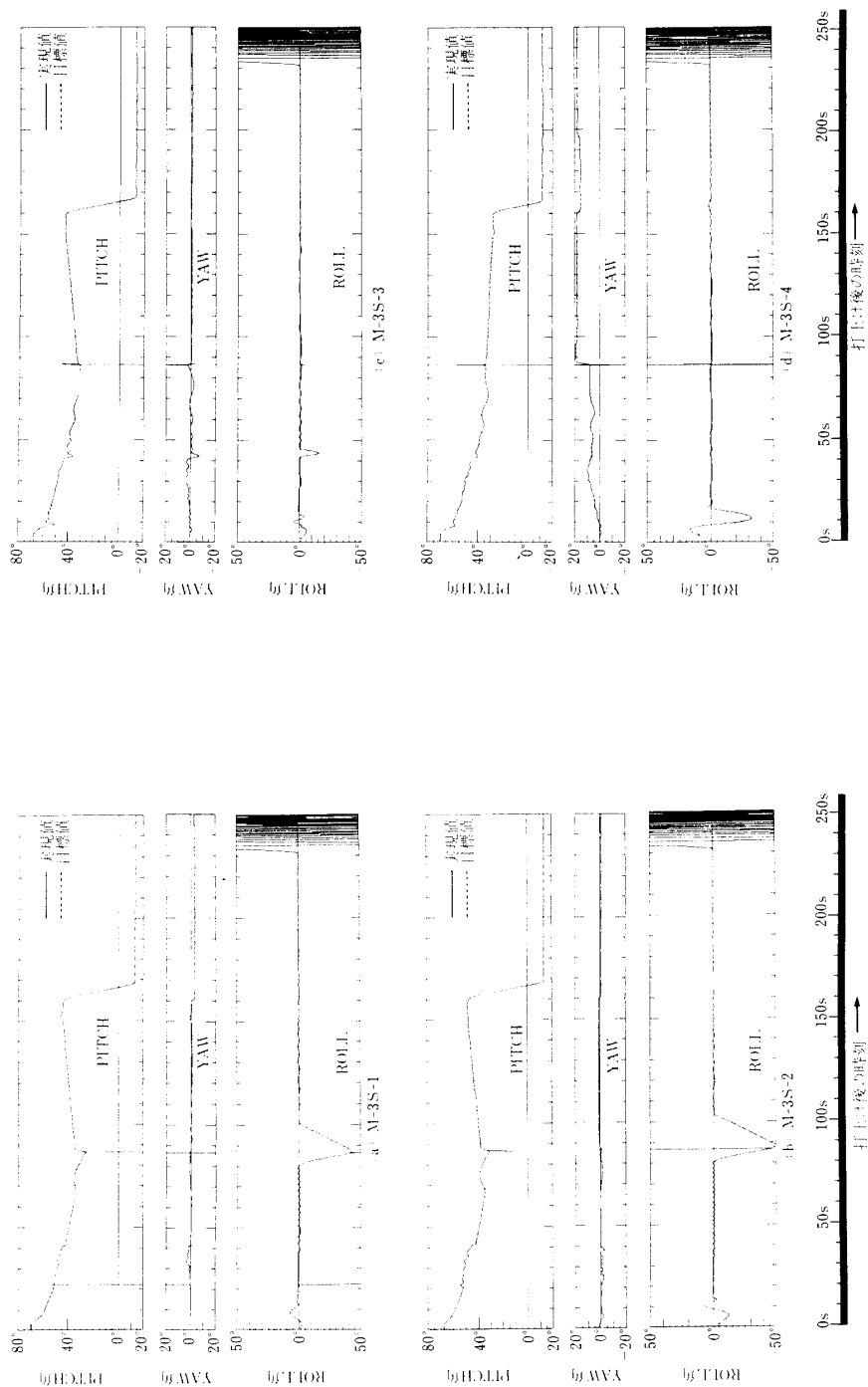
		1号機	2号機	3号機	4号機
機体 ダイナミクス	考慮した振動 モードの次数	1次	1～3次	1～5次	
	モデルの次数	5次	9次	13次	
ジャイロの位置		4.1m	4.1m	3.81m	
T	V	C	1種	2種 (大, 小振巾)	3種 (大, 小振巾, 燃焼末期)
ジャイロ		定数	第1段 第2段	2次 3次	



第13図 地上支援装置のハードウェア構成



第14図 姿勢制御装置発射手順



(c)M-3S-3 (d)M-3S-4

(a)M-3S-1 (b)M-3S-2

第15図 M-3S-1~4 姿勢経過

第6表 地上支援装置の機能

発 射 用 支 援 装 置	(1) 発射直前の操作・監視	可 搬 型 支 援 装 置
	(2) 姿勢基準部の調整試験	
	(i) 電源の投入および内外部電源の切換え。	
	(ii) 姿勢検出部の動作監視 ロール安定プラットフォームサーボループおよびピッチ・ヨーパルス トルク平衡回路の開閉，温度制御の監視	
	(iii) ピッチ・ヨー姿勢計算用DDAの各レジスタの設定，内容読み出し および動作監視	
	(iv) 姿勢測定系ドリフト測定	
	(v) ロールプラットフォーム水平位置の測定	
	(vi) ロケット機軸傾斜角の測定	
	(3) 制御機能部の調整試験	
	(i) ピッチ・ヨープログラムの動作開始と停止	
	(ii) TVC装置，SJ装置の電源開閉	
	(iii) TVC装置，SJ装置の動作モード切換え	
	(iv) TVC装置，SJ装置への制御入力(ON/OFF信号)送出，動作確認	
	(4) タイマ，電波指令信号デコーダ，PCMテレメータ系など関連搭載機 器との間の模擬入出力信号発生および動作試験	
	(5) CNE構成モジュールの調整・試験	

飛翔結果は，第15図(b)に示すように，角度に関しては，良好であったが，第21図(b)に示すように，10 Hzの振動が起これり，これは，2次モードであることが判明した。これは，機体の振動モードの不確定性によるものと判断された。

### (3) M-3S-3

5次のベンディングモードまで考慮している。2号機で判明した，振動モードの違いに対し，姿勢センサの等価的な搭載位置を変更した数学モデルを用いることで対処することとした。実際のジャイロ搭載位置が，先端から測って，4.1 mであるのに対し，数学モデルでは，3.81 mとすることとした。TVCは，更に，燃焼末期に於ける大振幅特性の変化も考慮して，安定性を確保することとした。第3表に，採用した制御パラメータを示す。即ち，レート信号としては，第1段ジャイロを用いることとし，4次の遅れ要素を導入し，更に燃焼末期の安定性を確保するため，ノッチフィルタを用いている。また定常残差を低減させる目的で，低域での利得を向上させるため，1次遅れ要素を用いている。第12図に，一例として，X+10秒における主な根の軌跡を示す。

飛翔結果は，第15図(c)に示すように，良好で，また，振動も，第21図(c)に示すように抑圧されている。但し，TVCの制御開始時，(X+6秒およびX+40秒)に，ピッチ・

第7表 ジョブの内容

JOB NUMBER	内 容		発射支援	可 搬 型
00	リレー CHECK		○	○
07	緊急停止		○	
10~17	発射時操作		○	
20	比例 TVC 試験用階段波形出力		○	○
50	DDA	RESET	○	○
51		WRITE (16進入力)	○	○
52		BINARY DATA DISPLAY	○	○
53		READ (16進データ, 10進データ)	○	○
54		1 データ読み取り		○
60	コンピュータデータモニタ		○	○
61	テレメータデータ表示			○
62	CNE ステータス表示			○
63	GSE ステータス表示			○
67	時刻 (X TIME, JST)		○	
70	DISPLAY CHECK		○	
71	システムタイプライタ入出力使用中の表示		○	
74	SEQUENCE	EXECUTE (強制進行)	○	
75		FREEZE (保持停止)	○	
77	チェックモード (GSE 状態チェック)		○	
80	MEMORY DUMP		○	○
91	LAUNCH DATA ENTRY		○	

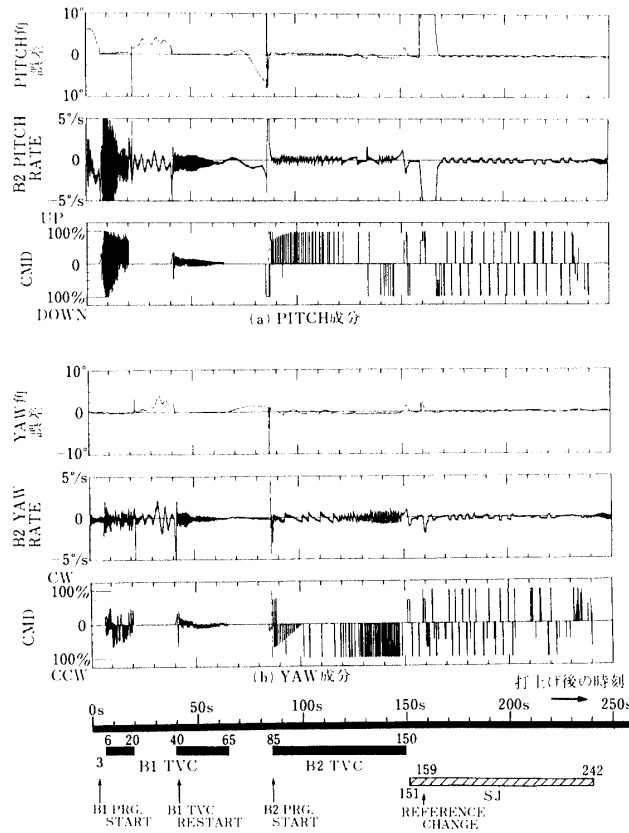
ヨーとも、オーバーシュートを生じている。これは、1次遅れ補償要素の初期値の影響であると判断された。

#### (4) M-3S-4

3号機制御パラメータで、振動に関する安定性が実現されたため、4号機の設計は、基本的には変更を加えていない。但し、制御開始時のオーバーシュートを避けるため、1次遅れ補償回路の効果を1/3に減らし、低域におけるゲインを1/3にした。パラメータは、第3表に示す通りである。根軌跡は、第12図のものと形状は、略、同様である。

飛翔結果は、第15図(d)に示すように、良好で、3号機で生じたオーバーシュートは、





第16図 M-3S-1 ピッチ、ヨー制御経過

抑えられている。また振動モードも、第21図(d)に示すように、抑圧されている。

第5表に、1号機から4号機までに用いた数学モデルの変遷を示す。

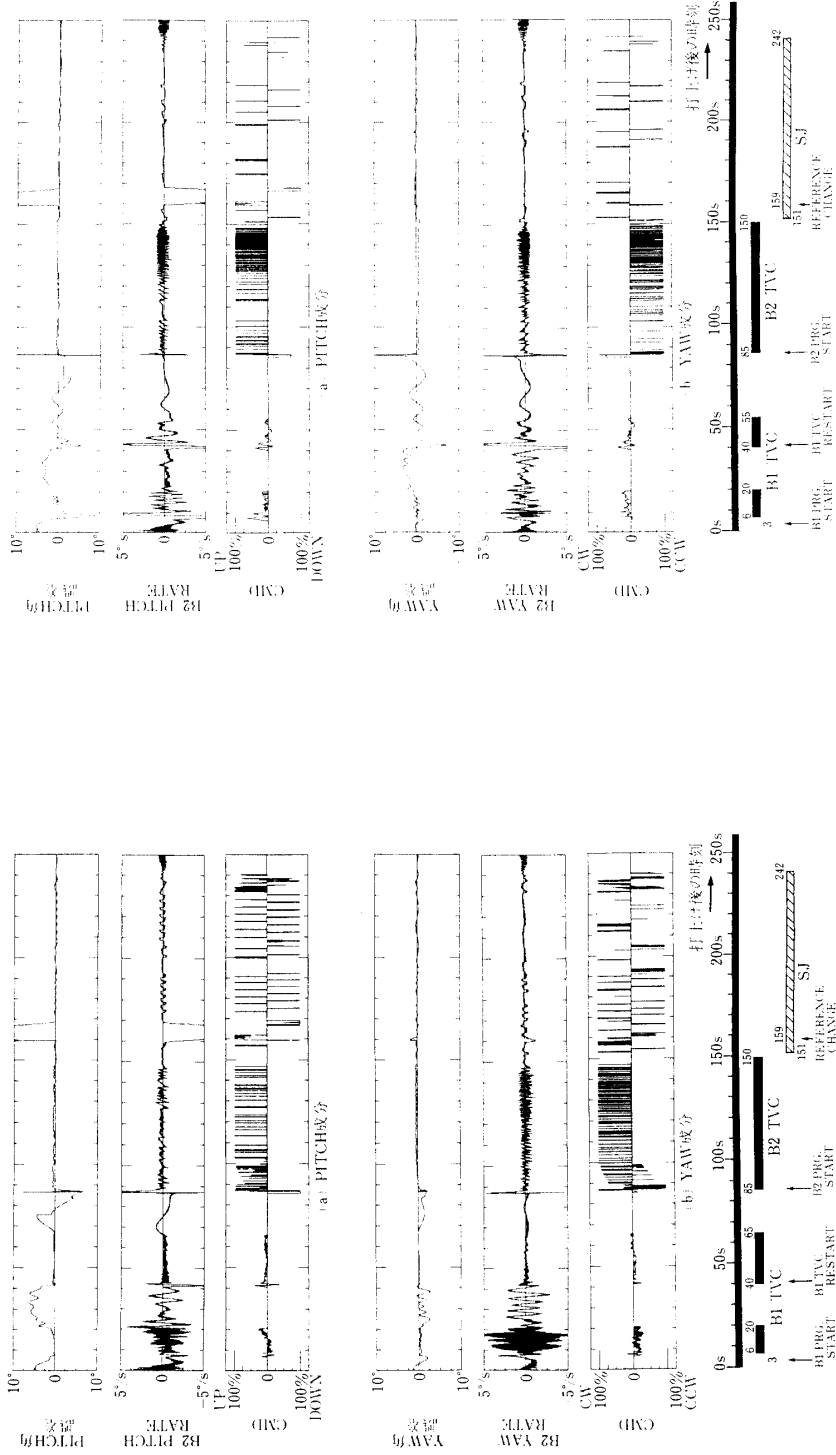
### 5. 地上支援装置

打上げ前に地上で行う試験，調整に用いる支援装置について述べる。以下では，ロケット搭載用の姿勢制御装置をCNE (Control Equipment)，上記の地上支援装置をGSE (Ground Support Equipment) と呼ぶことにする。

GSEとしては，次の2種類を用いた。

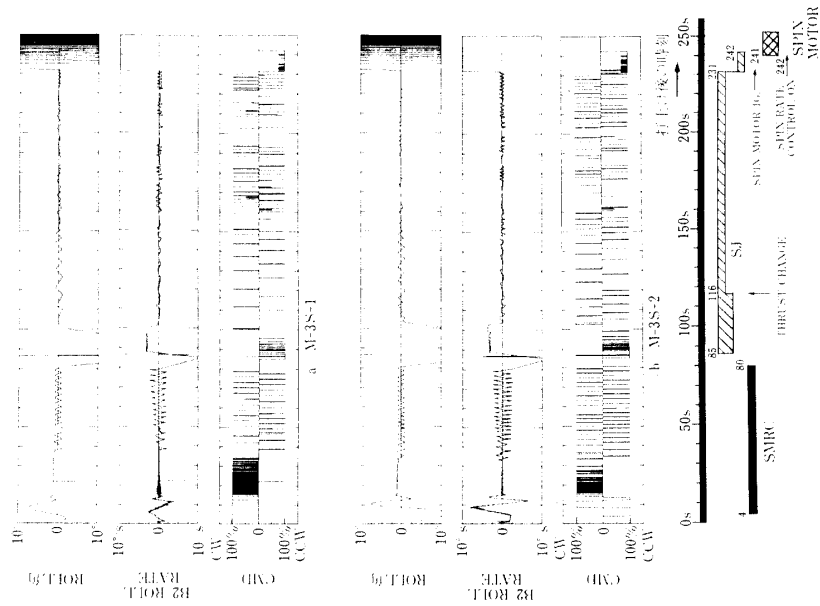
- ① 可搬型支援装置：CNEをロケットに組込む前の飛翔前試験にて用いることを主な目的とする。
- ② 発射用支援設備：射場において，発射前のCNEの監視，データのセットを行うことを主な目的とする。

GSEの機能は，第6表に示す通りである。表に示すように，可搬型および発射用の支援装置は，大部分が共通の機能を有するが，それぞれに固有の機能をも有する。発射支援用は，ミニコンピュータに，大きく依存し，操作のインタロック，手順の標準化，CRT表示

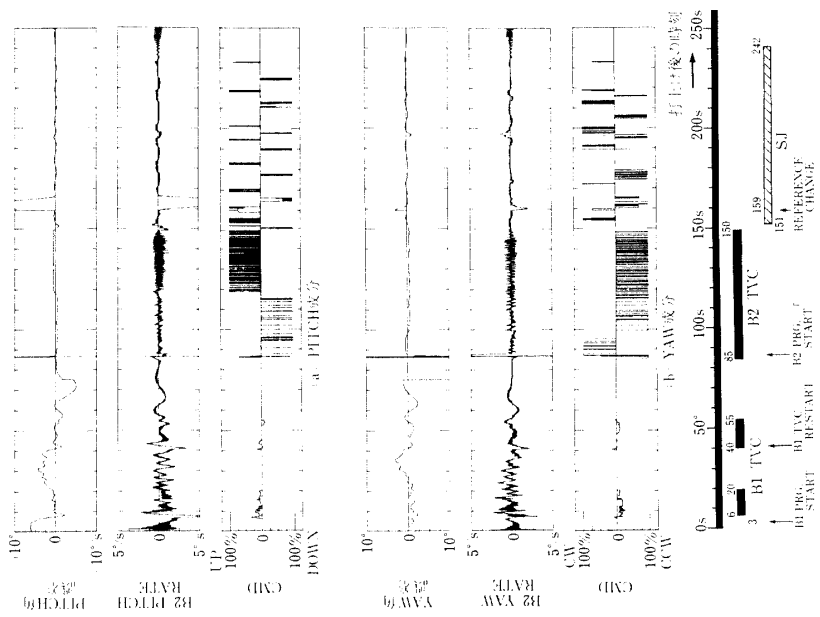


第18図 M-3S-3 ピッチ・ヨー制御経過

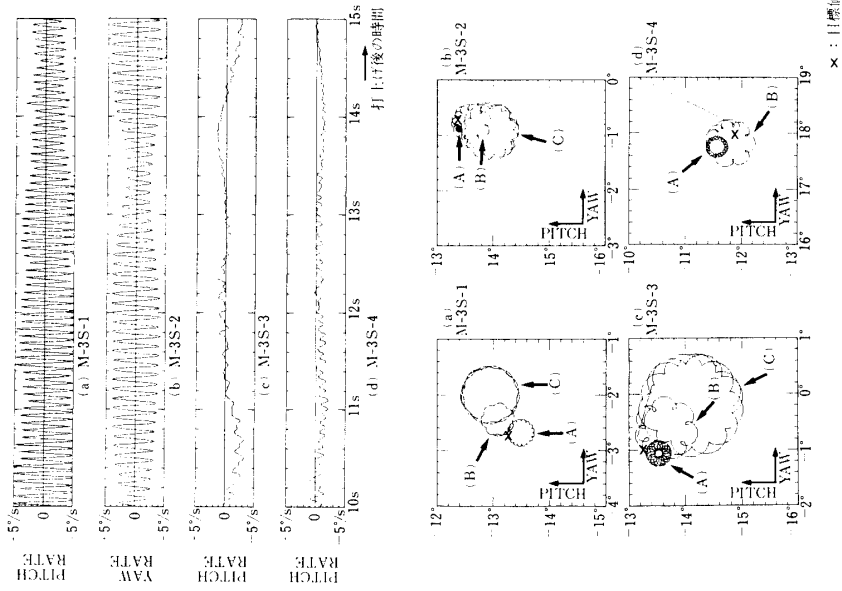
第17図 M-3S-2 ピッチ・ヨー制御経過



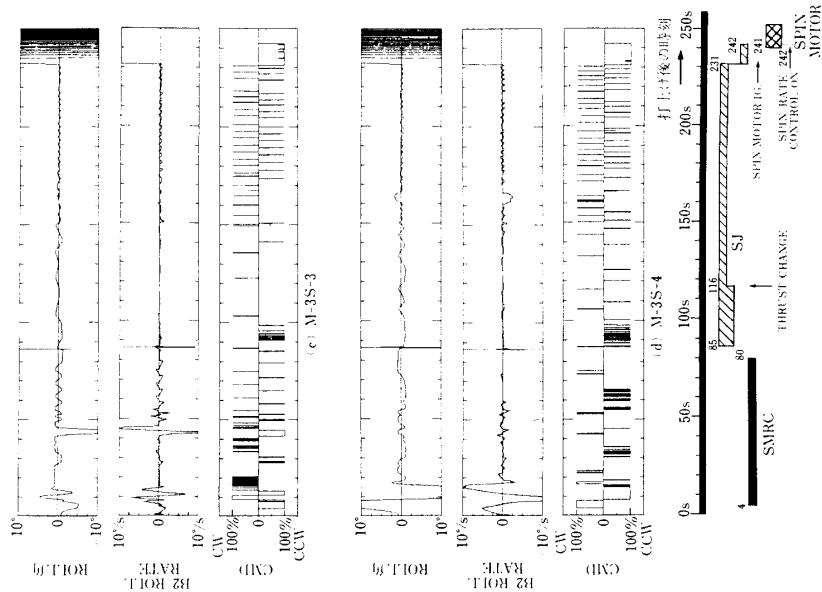
第20図 M-3S-1~4 ロール制御経過



第19図 M-3S-4 ピッチ・ヨー制御経過



第21図 B2機体振動



第22図 最終段スピンアップ後の姿勢

の採用などによりオペレータの負担を軽くして、操作を確実にするよう配慮している。一方、可搬型は、CNEをロケット機体に組込む以前の段階での利用が中心のため、装置構成モジュール単体の調整・検査にも使用できるよう、機能要素に対応したパネルを持ち、局部的に手動操作が可能となっている。

第13図に、地上支援装置のハードウェア構成を示す。

チェックアウトの項目に応じて、一連の操作をまとめたものをジョブと呼ぶことにする。オペレータは、ジョブ単位に、呼び出すことにより、計算機に、一連の操作を行わせることができる。第7表に、各種ジョブの種類を示す。表から分かるように、大部分のジョブは、可搬型と、発射用に共通である。但し、入出力は、前者が、キーボードとプリンタであるのに対し、後者は、専用のジョブスイッチと、CRTが採用されている。

表7中の、発射時の操作(JOB 10~17)を、第14図に示す。

## 6. 飛翔結果

第15図(a)~(d)に、M-3S1~4号機の姿勢履歴をピッチ、ヨー、ロール別に示す。図中、点線は、目標姿勢を、実線は、達成姿勢を示す。いずれも、制御休止期間中を除き、ほぼ目標姿勢を達成し、予定軌道投入の観点から、良好な結果を得た。

第16~19図に、ピッチ・ヨーの姿勢誤差および姿勢変化率と、アクチュエータ操作入力(CMD)の対応を示す。(a)、(b)の各図で、上段は、誤差角(現時点での姿勢角から、目標姿勢角を引いた値)、中段は、姿勢変化率、下段はアクチュエータ操作入力である。各ページの最下段に、使用したアクチュエータを示す。操作入力(CMD)は、縦軸を100%を最大動作入力として、ロール角を考慮して、ロール安定プラットフォーム座標系のピッチ、ヨー成分に変換して目標値と対応させてある。縦軸の意味は、用いるアクチュエータにより異なるが、いずれも、その時点で用いているアクチュエータの最大スラストレベルを100%と定義している。

図20に、ロールの誤差角、ロール角変化率と、アクチュエータ操作入力の対応を示す。操作入力量は最大動作時を100%として示してある。

図21は、3章に述べたように、1段目のピッチ・ヨー系に生じた振動を示す。前述のように、1号機で3次、2号機で2次の振動を生じたが、3、4号機では振動は、抑圧されている。

図22は、最終段のスピンアップが完了した時点での第2段のピッチ・ヨー姿勢を2次元的に表したものである。細かい螺旋運動は、慣性主軸と、ジャイロ入力軸のズレに伴うウォブル運動、大きな円運動は、ニュートーションである。図中(A)の矢印は、スピンアップ完了直後の運動を示す。さらに参考のためにその後の第2段の姿勢を示すと、(B)の矢印は、第2段と第3段の分離が行われた後の運動、(C)の矢印は、第3段が点火し、その噴炎を受けた後の第2段の運動を示す。いずれも、(A)は、第2段分離前の10秒間、(B)はその後第3段点火までの5秒間、(C)は、第3段点火後の10秒間を示す。×印は、目標姿勢を示す。

## 7. 結 言

M-3Sシリーズのロケットの姿勢制御系は、M-3Hロケットの制御装置を基本的に受け継ぎ、それに第1段ロケットモータの制御機能を追加する形で、開発が行われた。M-3S-1～4号機いずれも、姿勢制御系は正常に働き、所定の軌道に衛星を投入した。第1段の制御系に関しては、高次の振動モードと、制御系のカップリング、オーバーシュート特性等を考慮したフィードバック系補償要素の改善が各号機毎に行われ制御特性の向上が図られた。これらの経験は、M-3S II姿勢制御系開発への重要な基礎となっている。

最後に、本実験を通して有益な御指導・御助言いただいた野村、林、秋葉、松尾、各教授をはじめとする実験班各位に深謝する。また姿勢制御装置電気部の製作を担当された三菱プレジジョン株式会社の方々に深く感謝する。

## 参 考 文 献

- [1] 東口、石谷、辻本、長谷川、永井：SFAP型誘導制御装置，電子通信学会，宇宙・航行エレクトロニクス研究会資料，SFAP 77-16 (1977-10)
- [2] 東口：一軸安定プラットフォームにおけるコーニング効果の評価，第17回SICE学術講演会予稿，pp. 189-223 (1978-3)
- [3] M. Higashiguchi & H. Ishitani：Spin Free Analytic Platform Type Guidance and Control system, Preprint of IFAC IXth symposium on Automatic Control in Space (Netherlands), pp. 473-480, (July 1982)