

M-3H ロケットの制御

東 口 実・石 谷 久
細 川 繁*・佐 藤 忠 直

1. ま え が き

M-3H型ロケットの飛行制御は、第2段モータの点火（推力飛しょう）から第3段モータの点火前のコースティングまでの間に行われる。すなわち、第1段燃焼中からの精測レダの追跡結果にもとづいて以後の最適軌道が定められ、これを実現するように、発射前に設定された姿勢変化プログラムに加えて電波誘導指令による姿勢角修正を重畳させて、ロケットの姿勢の安定操縦制御を行って、最終段点火時の高度、速度、姿勢で定まる衛星軌道を予定のものに近づけている。

この飛行制御はスピンドルフリー解析プラットフォーム（SFAP）型姿勢基準装置を使用し、推力方向制御（TVC）装置および横方向ジェット（SJ）装置によって制御力を得ている。M-3H型ロケットの飛行制御系は第2段から第3段までの制御であること、また、同一の制御論理を使用していることでM-3C型ロケットのそれとほとんど変更はない。姿勢基準部がスピンドル型からSFAP型に変更され、ピッチプログラムおよび第3段打出し方向の目標値が独立に用意されたこと、電波誘導指令をピッチプログラム動作に重ねて受信できること、コーニング効果の補正が行われ、姿勢基準のコーニング効果による傾きがないので、この原因によるピッチ、ヨー軸の慣性空間での回転による基準誤差を小さくできること、など姿勢基準装置および姿勢誤差計算回路に大幅な機能増強が進められた。

M-3H型ロケットの第1段は従来と同じく尾翼による空力安定を行っている。したがって、第1段飛しょう中に自然に生ずる最大約0.2 rpsのスピンドルが影響を与えないような姿勢基準を選ぶ必要がある。SFAP型姿勢基準部はロール軸まわりの安定プラットフォーム上にピッチ、ヨー姿勢角測定のためのストラップダウン型レート積分ジャイロを取り付けた形式をとっている。ピッチ、ヨー姿勢角はデジタル微分解析器（DDA）で積分計算の結果得られるので解析プラットフォーム型と呼んでいる。

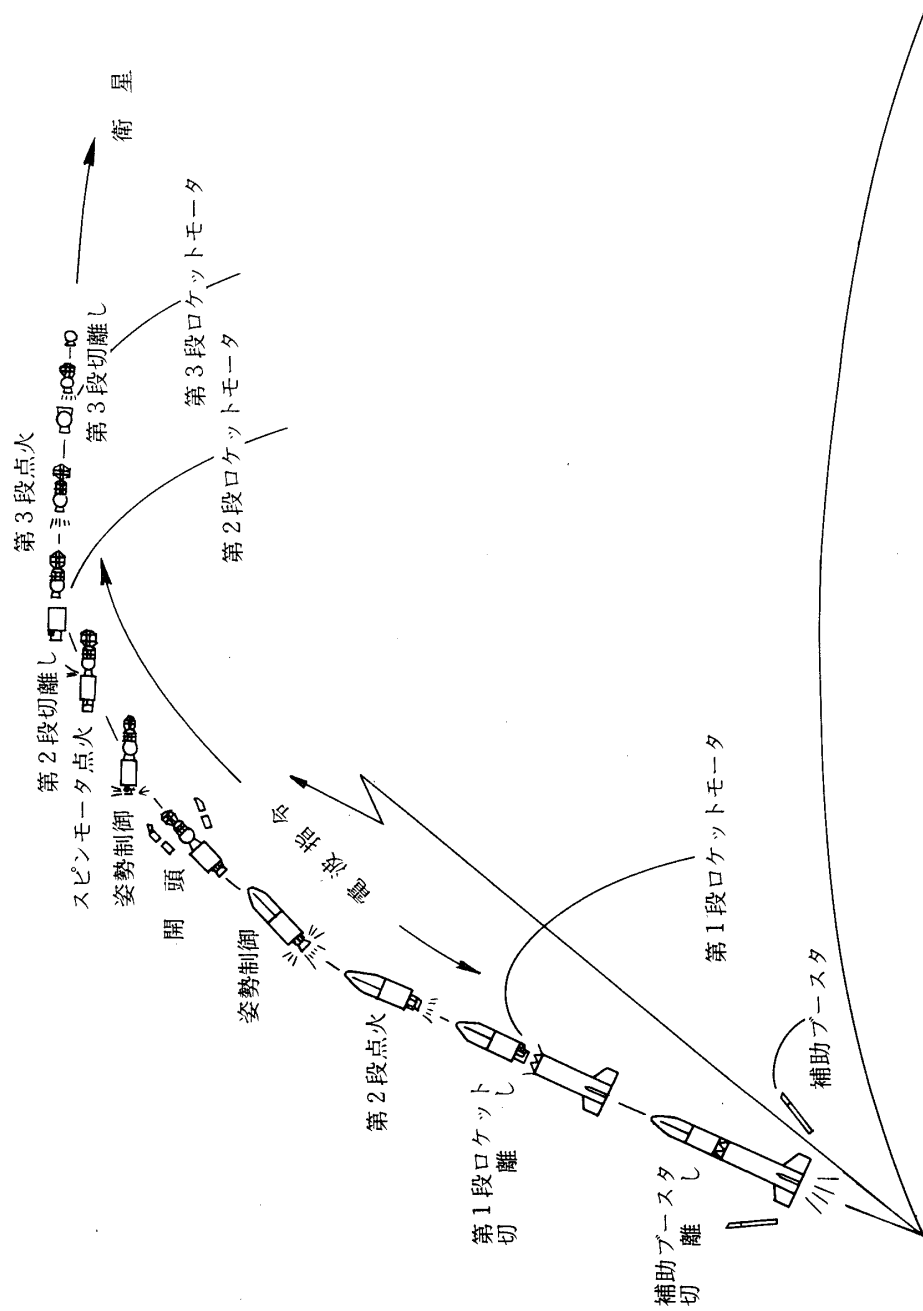
M-3H型ロケットの誘導制御系は1号機より3号機まですべて正常に動作し、いずれも衛星を所定の軌道に投入することができた。

本文はM-3H型ロケットの飛しょう実験における姿勢測定結果を中心としSFAP型制御装置について述べる。また、M-3C-4号機のデータを追加しておく。

*現在、三菱プレジジョン株式会社勤務

2. 制御シーケンス

M-3H型ロケットの飛しょうは第1図に示す経過をとる. 姿勢制御シーケンスはM-3C型ロケットの場合と同じであって, 第2段モータ点火の1秒前から推力方向制御(TVC)用二次流体(フロン)の噴射およびピッチプログラムによるピッチ姿勢目標値の時間変化が



第1図 M-3H型ロケットの飛しょう

始まり、第1表に示すシーケンスを経て、第2段燃焼後第3段の姿勢を最適の方向に向ける過酸化水素ジェット（SJ）を使用した姿勢制御、再スピンまでである。すなわち、第2段モータ燃焼中は8方向等間隔に配置されたTVC噴射弁からの二次流体噴射をON/OFFしてピッチ、ヨー姿勢の制御を行い、ロール姿勢はSJの16基の電磁弁をロールモードでON/OFFして制御する。第2段の燃焼終了後はTVC装置はその動作を止め、SJ装置がピッチ/ヨーモードの動作も同時に行うように切り替えられ、第3段姿勢を所定の打出方向に制御して、さらにスピンをかけて姿勢を安定させて制御装置の全動作が終る。第2段制御開始時刻からの相対秒時はM-3C型ロケットとはほぼ同じで、これは第1表に示した。また、ピッチプログラムおよび姿勢角（姿勢基準座標系）の初期設定は目標衛星軌道および発射条件によってそれぞれ定まり、第2表のように設定された。

ロケットが飛しょうを開始し精測レーダが捕捉して追跡を始めると、飛しょう軌道の目標軌道からの誤差が評価され、その結果衛星軌道を所要のものに近くするための電波指令が送信される。M-3H型ロケットに使用したSFAP型姿勢基準部では電波指令受信後ただちに姿勢基準が修正され、制御は修正された姿勢基準に対する誤差を零とするように動作する。したがって後述するように、姿勢角データは電波指令を反映した変化をしており、初期ピッチプログラムからは電波指令の分だけ外れた姿勢になる。

第1表 制御シーケンス

	項 目	秒 時					
		M-3H (sec)	1	2	3	M-3C-4	
1	Radio Command No. 1	(75)	75.5 ^{sec}	75.4 ^{sec}	75.2 ^{sec}	67.1	(67)
2	B ₂ Pitch Program Start TVC, SJ start	(85)	85.6	85.3	85.1	79.1	(79)
	{ B ₂ ig } *	(86)	{ 86.6 }	{ 86.2 }	{ 86.5 }	{ 80.4 }	(80)
3	Roll SJ Thrust change	(116)	116.6	116.3	116.2	110.0	(110)
4	TVC stop	(150)	{ 150 }	{ 150 }	{ 150 }	{ 143.7 }	(144)
5	Pitch Yaw SJ start	(151)	151.6	151.3	150.9	145.1	(145)
6	Ref. change	(159)	159.6	159.3	159.1	153.2	(153)
7	Radio Command disable	(221)	221.7	221.3	221.0	215.0	(215)
8	Mode change (Respin)	(231)	231.8	231.3	231.0	224.9	(225)
9	Spin Rate Sensor on	(242)	242.8	242.3	242.1	236.0	(236)
10	Spin Rate hold		{ 246.6 }	{ 246.5 }	{ 246.3 }	{ 239.8 }	

*) B₂ ig の秒時は TVC 制御力発生秒時である。

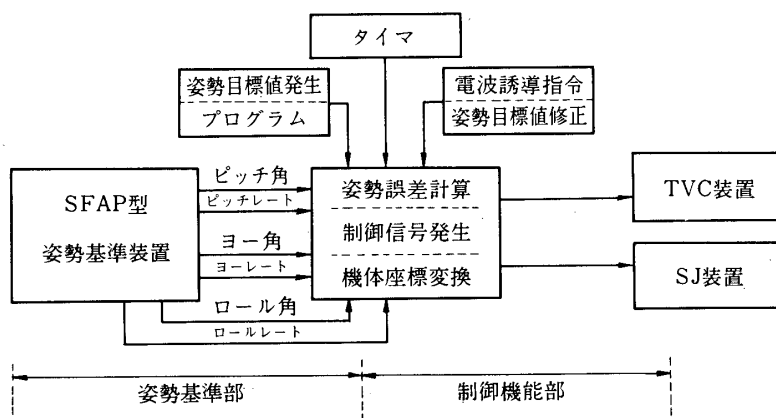
第 2 表 姿勢角基準の初期設定値

ロケット：M-3H-		1	2	3	M-3C-4
発 射	年 月 日	'77. 2. 19	'78. 2. 4	'78. 9. 16	'79. 2. 21
	時 刻	14:15	16:00	14:00	14:00
ラ ン チ ャ	仰角 (°)	70.5	67.0	70.0	74.5
	方位 (°)	147.0	142.0	97.0	93.0
水 平 基 準	ピッチ角 (°)	70.47	67.09	69.86	74.48
	ロール角 (°)	- 0.01	- 0.34	0.14	0.09
ランチャ上におけるロケットの姿勢 (×-58 sec)	ピッチ角 (°)	50.63	47.49	50.14	54.69
	ヨー角 (°)	- 1.46	- 3.66	1.77	- 0.48
	プラットホーム角 (°)	- 4.66	- 9.13	4.81	- 1.81
基 準 座 標 系	仰角 (°)	20.0	20.00	20.00	20.00
	方位 (°)	152.0	152.0	92.00	95.00
第 2 段初期値	仰角 (°)	31.20	30.20	29.30	46.00
	方位角 (°)	152.00	152.00	92.00	95.00
最 終 段 目 標 値	仰角 (°)	-11.10	-11.30	-10.20	-10.26
	方位角 (°)	153.50	153.40	91.75	86.13
第 2 段初期値	ピッチ角 (°)	11.20	10.20	9.30	26.00
	ヨー角 (°)	0.00	0.00	0.00	0.00
第 2 段ピッチ プログラム	変化幅 (°)	6.5	6.5	19.5	0.0
	レート (°/sec)	- 0.1	- 0.1	- 0.3	0.0
	動 作 時 間 × + sec	85~150	85~150	85~150	78~153
最 終 段 目 標 値	ピッチ角 (°)	-13.10	-31.30	-30.20	-30.38
	ヨー角 (°)	1.47	1.37	- 0.25	- 8.73

3. 姿勢制御装置

第 2 図のブロック図に示すように大きくわけて姿勢基準部、制御機能部および TVC 装置、SJ 装置から構成される。制御力を発生する TVC 装置、SJ 装置については別に述べられるので、ここでは主として姿勢基準部、制御機能部について述べる。

ロケットの姿勢は、第 2 段計器部に積載してある SFAP 型姿勢基準装置で測定される。一方、ロケットの予定姿勢目標値は発射前にレジスタに設定され、飛しょう中にこのレジスタの内容はピッチプログラムおよび、ピッチ、ヨー角を修正する電波指令で変化する。制御機能部では姿勢角速度信号を用いてロケットの姿勢を安定化すると同時に SFAP 型姿勢基準装置で測定されたロケットの姿勢が、予定姿勢目標値レジスタと一致するように TVC、SJ 装置に制御信号を送って動作させる。

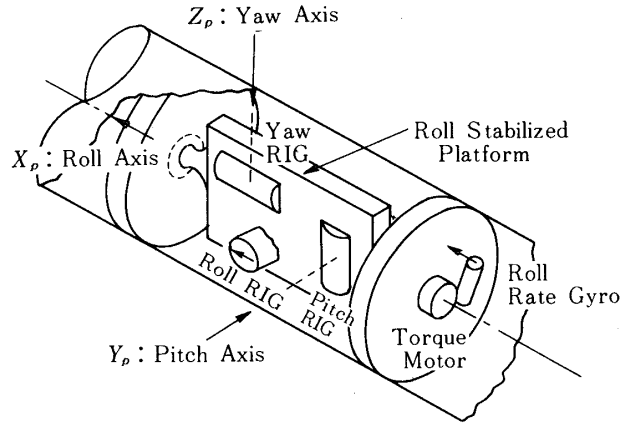


第2図 姿勢制御系

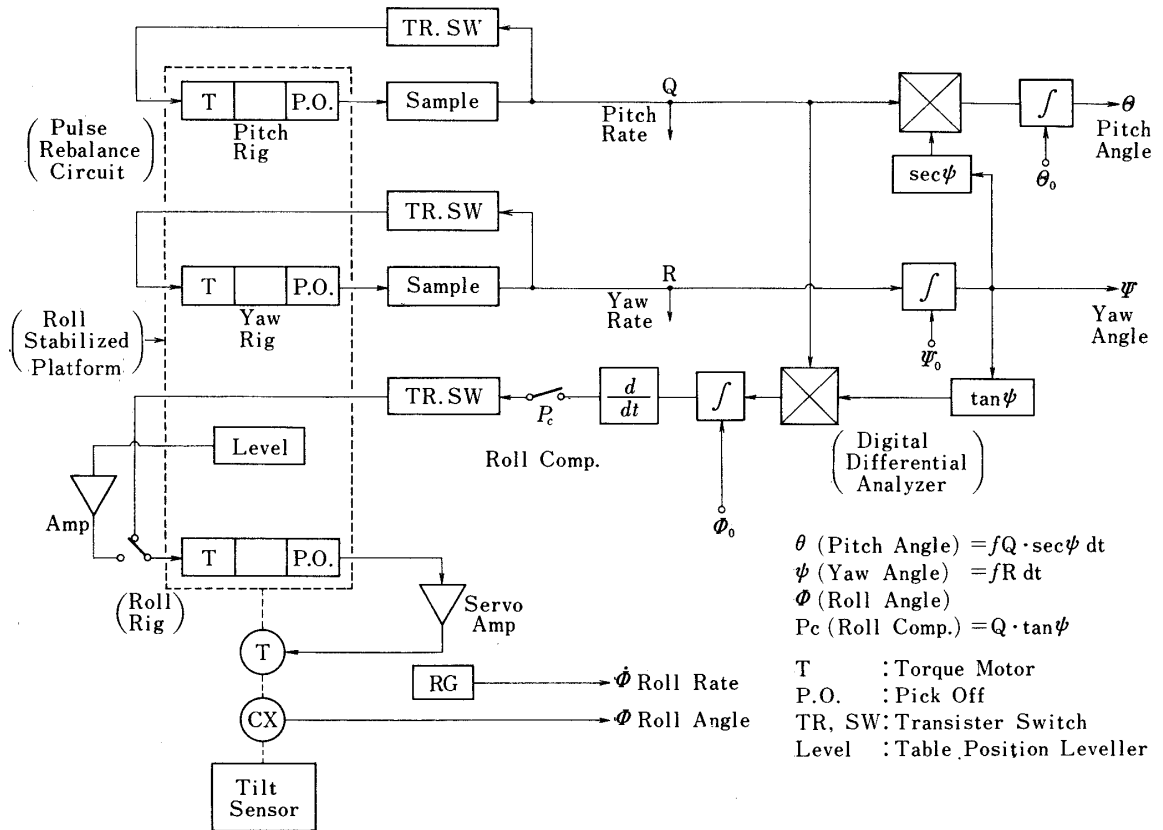
3-1 姿勢基準部

M-3H型ロケットではスピンドルフリー解析プラットフォーム (Spin Free Analytic Platform-SFAP) 型姿勢基準装置 [1, 2] によってロケットの姿勢測定および姿勢誤差の計算を行っている。この装置については文献 [1] に詳細にわたって述べてあるが、ここにその概要を再録しておく。SFAP型姿勢基準装置の検出部は、ロール軸まわりの一軸プラットフォーム上に第3図(a)に示すように3個のレート積分ジャイロスコープを取りつけ、これでピッチ、ヨー、ロール姿勢角の時間変化を検出し、第3図(b)に示す系統図によってロケットの姿勢角を計算出力する。すなわち、ロールレート積分ジャイロスコープ出力(PO)を零にするようにプラットフォームサーボ系を構成し、ロール安定化プラットフォームとする。ロケットのロール角は、ロール安定化プラットフォーム軸にとりつけたシンクロによって得られる。

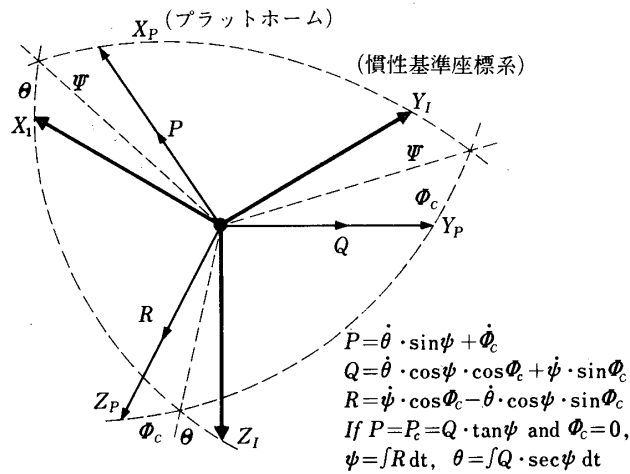
一方、ピッチ、ヨーレート積分ジャイロスコープはそれぞれパルス平衡型姿勢角増分測定回路として動作する。すなわち、レート積分ジャイロスコープ出力(PO)を零とするようにレート積分ジャイロスコープのトルカに電流を流すフィードバックループを作ると、この電流はレート積分ジャイロスコープ入力角速度に比例する。そこでトルカ電流を高精度で制御することによって、入力角速度を高精度で測定できることになる。トルカに流す電流を高精度で測定し制御する方法としてここではパルス幅変調電流フィードバックを使用した。すなわち、入力角速度が零の場合、一定の電流が半周期ずつ正負に切り替えられてトルカに流れ、等価的に電流が零となるようにする。入力角速度が加わるとその正負に相当して正負電流の流通期間の比が変わり、入力角速度によって生ずるレート積分ジャイロスコープ出力が零になるようにフィードバック回路が動作する。電流の正負の流通期間を量子化して測定することによって、 2×10^{-16} rad を単位として角度変化をデジタル量(パルス列)として出力している。ピッチ、ヨーパルス平衡回路出力は正負の符号がついた 2×10^{-16} rad/pulse のパルス列であり、代数的に平均すると第3図(c)に示すピッチ角速度(ピッチレート)Q、ヨー角速度(ヨーレート)Rが得られる。第3図(c)よりロール角速度をPとすると



第3図(a) 姿勢検出部の構造



第3図(b) SFAP型姿勢基準装置系統図



第3図(c) SFAP型姿勢基準座標系

$$P = \dot{\theta} \sin \psi + \dot{\Phi}_c$$

$$Q = \dot{\theta} \cos \psi \cos \Phi_c + \dot{\psi} \sin \Phi_c$$

$$R = \dot{\psi} \cos \Phi_c - \dot{\theta} \cos \psi \sin \Phi_c$$

の関係がある。このP, Q, Rがそれぞれロール, ピッチ, ヨーレート積分ジャイロスコープで検出される。したがって、単にロールレート積分ジャイロスコープ出力を零とするようにプラットフォーム安定化サーボ系を作ると、

$$\dot{\Phi}_c = -\dot{\theta} \sin \psi = -P_c$$

にしたがって安定化プラットフォームは回転することになる。そこで、ローレート積分ジャイロスコープのトルカに角速度 \$P_c\$ に相当する電流を流して補正する必要がある。これはコーニング効果と呼ばれるもので、一軸安定化プラットフォームではさけることができない。 $\Phi_c = 0$ を初期状態としてピッチ角 θ , ヨー角 ψ を第3図(b)中に示した式にしたがって第3図(b)に示したDDA(デジタル微分解析機)回路で計算し、一方上の式にしたがって安定化プラットフォームにロール補正を加える。

ここで得られるピッチ角, ヨー角, ロール角は上に述べたように第3図(c)の座標系で測定されたものであり、 X_i 軸の方向は第2表の基準座標系に示した方向であって、 Z_i 軸は鉛直面内にあるように定められている。またピッチ, ヨー角速度はそれぞれのパルス平衡回路出力で、ロール角速度は機体にとりつけたレートジャイロスコープで測定している。

SFAP型姿勢基準装置のロール軸安定化プラットフォームのトルキングサーボは機体のス

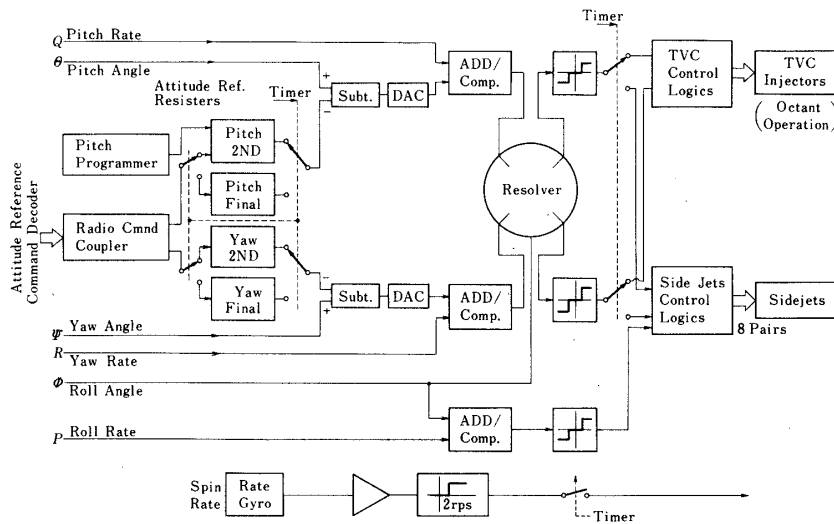
ピンにともなうロール軸の摩擦トルク 1.4 kg-cm に対して 0.04° の定常誤差で安定化できる能力を持っている。一方、ピッチ、ヨー最大角速度はレート積分ジャイロスコプの最大トルキングレートで定まり、 $28^\circ/\text{sec}$ の機体運動まで追従できる。

3-2 制御機能部

第 4 図に示す構成となっている。姿勢基準部で得られたピッチ、ヨー姿勢角をそれぞれの姿勢基準値レジスタの値と比較し、誤差を計算する。姿勢誤差と姿勢角速度の k 倍 (第 3 表) とを加え合わせ、姿勢制御ループ安定化のための補償フィルタを通した後に慣性座標系からロケット機体座標系へのロール角に関する座標変換が行われる。このロケット機体座標系でのピッチ、ヨー姿勢制御誤差信号を不感帯を持つ比較回路に通して ON/OFF 信号とする。これはさらに論理回路によって極座標表現に変換され、TVC 装置、SJ 装置の相当する噴射弁、電磁弁操作信号として出力される。

第 3 表 M-3H型ロケット姿勢制御パラメータ

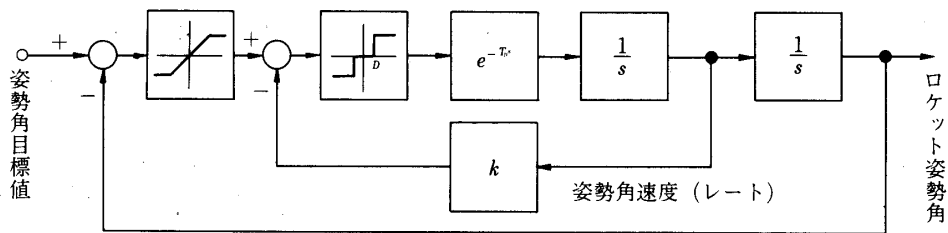
チャンネル		制 動 比 k (sec)	不 感 帯 幅 D ($^\circ$)	角 度 飽 和 値 ($^\circ$)
ピッチ ヨー	T V C	0.4	± 0.7	± 10
	S J	1.0	± 0.5	
ロール	推力飛しょう中	1.0	± 1	± 13
	コースティンク中	0.6	± 0.5	



第 4 図 制御機能部系統図

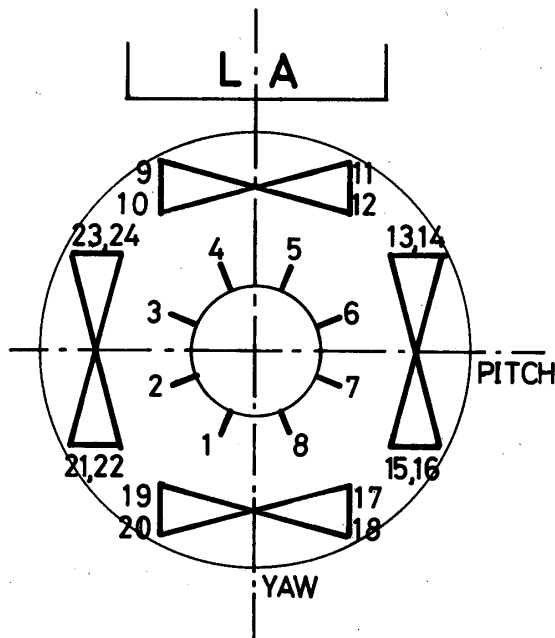
姿勢目標値レジスタは第4図に示すように第2段用および第3段（最終打出方向）用としてピッチ、ヨーそれぞれ2個ずつ合計4個が用意されており、姿勢目標値は独立に設定され、また、ピッチプログラムによる変更、電波誘導指令による変更はそれぞれのレジスタに対して行われる。最終段方向目標値は第2段に与えた電波指令によって影響されないため、最終段に対する姿勢角の電波指令を独立に与えることができる。

ロケットの姿勢制御は姿勢角速度が小さく、制御力は大きい状態で行われるので単純な第



D : 不感帯幅, k : 加算比
 T_b : おくれ時間

第5図 姿勢制御系基本系統図



第6図 TVC 噴射弁(1~8)および SJ ノズル(9~24)の配置(後方より見る)

5 図に示す系がピッチ，ヨー，ロール三軸それぞれ独立に動作している三軸姿勢制御系とみることができる。

そこで，TVC 装置については第 6 図に示した配置の $V_1 \sim V_8$ の噴射弁が極座標表現にした姿勢制御誤差信号にしたがって 2 個ずつ組になった 8 象限動作を行うようにしている(第 4 表)。これはピッチ，ヨー姿勢誤差比較回路出力を TVC 制御論理回路によって合成した後に，対応する噴射弁に対して動作信号を出力することによって行われる。

また，SJ 装置については第 6 図の $V_9 \sim V_{24}$ の 16 個の電磁弁で対応する H_2O_2 ジェットの ON/OFF を制御し，常に同位置，同方向の 2 個を組にして動作させる。第 2 段燃焼中はロール方向のみの制御トルクを発生させるように動作する。第 2 段燃焼終了後はピッチ，ヨー制御トルクもロール制御トルクに加えて第 4 表(b)の姿勢誤差に対応させた動作を行わせる。SJ 制御論理回路によって互いに相殺する方向に制御力を発生する((9, 10), (11, 12))などの同時動作を除いている。(YAW: +, ROLL: + の場合)

再スピンは等価的に反時計方向のロール姿勢誤差を生じた状態を強制的に作り，ピッチ，ヨー姿勢制御はそのまま動作させて，姿勢を目標値レジスタで指定される方向に一致させる制御は続ける。再スピン開始後 10 秒でスピン数が約 0.6 rps に達した所で固体スピンモータに点火して急速にスピン数を上げる。スピンモータ点火 1 秒後に姿勢制御 SJ 電磁弁制御回路は断

第 4 表 姿勢制御誤差と制御力発生

(a) TVC 噴射弁の動作

		Yaw Error		
		$-\psi_D$	ψ_D	
Pitch Error	θ_D	3, 4	4, 5	5, 6
	$-\theta_D$	2, 3	OFF	6, 7
		1, 2	8, 1	7, 8

(b) SJ 電磁弁(ノズル)の動作

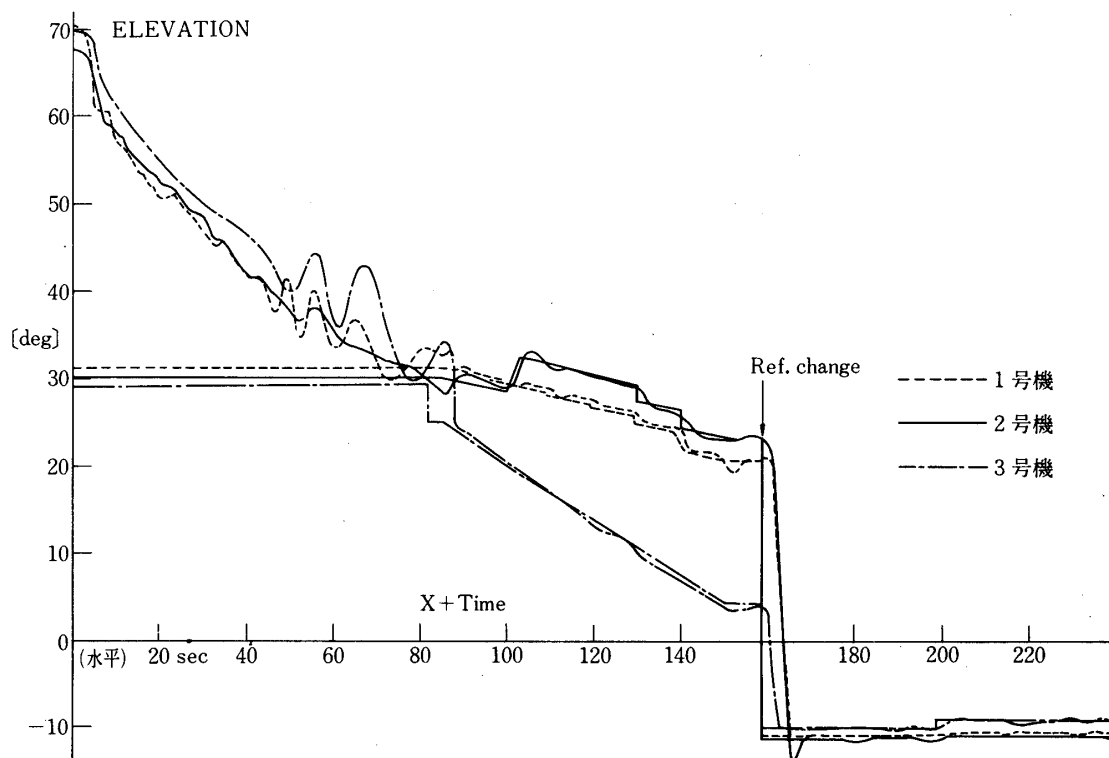
ERROR		+	-
		(U_p , CW)	(D_{WN} , CCW)
PITCH		15, 16, 21, 22	13, 14, 23, 24
YAW		9, 10, 19, 20	11, 12, 17, 18
ROLL	LT	11, 12, 19, 20	9, 10, 17, 18
	HT	11, 12, 15, 16 19, 20, 23, 24	9, 10, 13, 14 17, 18, 21, 22

となって姿勢制御が終了すると同時にスピンドール制御回路が ON となる。第1表に示すように、約4秒後に2 rps になったことを検出して固体スピンドールの推力を平衡させ、スピンドール加速を停止する。

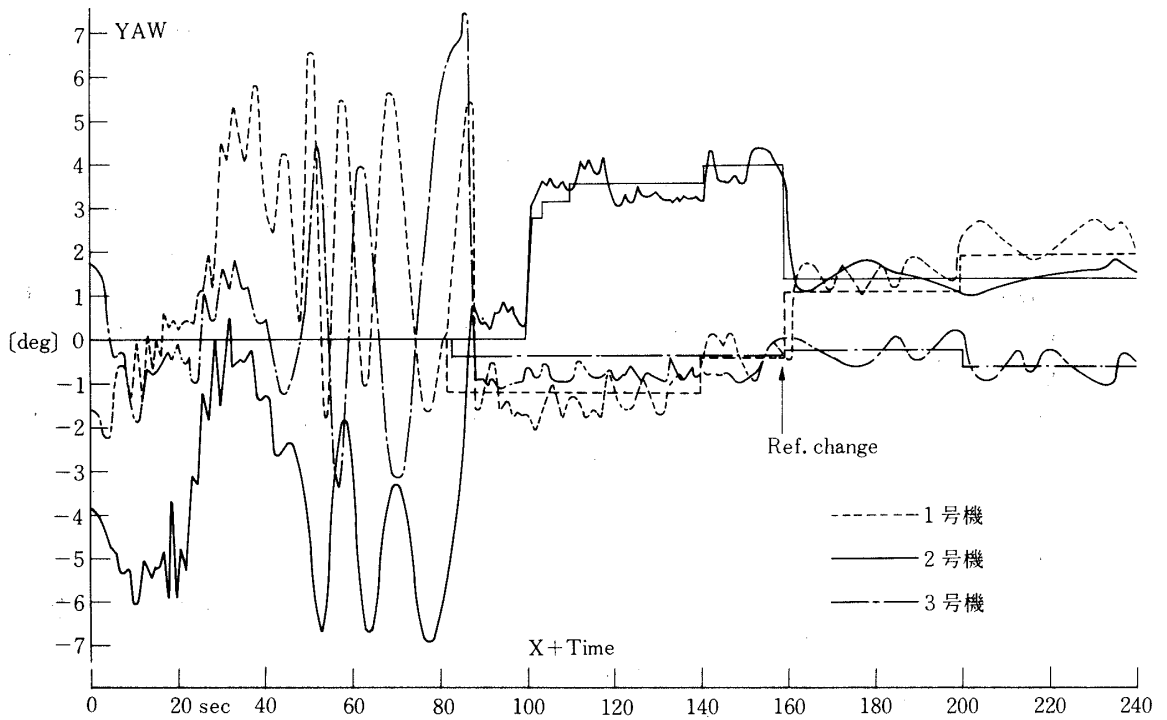
4. 姿勢制御の結果

姿勢制御はM-3H-1, 2, 3号機およびM-3C-4号機を通じて殆ど同一の制御動作を行い、すべてプログラムおよび電波指令にしたがって最終段までの姿勢を予定姿勢角目標値に整定させた。第7図(a)に姿勢上下(ピッチ)角を第7図(b)に姿勢方位(ヨー)角をそれぞれ示す。M-3H-1, 2号機で実現した衛星の目標軌道はほぼ同じであったがM-3H-3号機で実現した衛星の目標軌道は異なっているのでピッチプログラムが異なっている。小さきみに生じている段階的な変化は電波誘導指令の姿勢角修正が加わったことを示しており、ロケットの姿勢もこの電波誘導指令にしたがって即座に変更されていることがわかる。第7図(a), (b)の81秒~150秒の間は第2段飛しょう経路修正のための電波指令を示している。160秒にRef. changeで姿勢角目標値を、発射前に設定した最終段方向に切りかえているが、図からみると方位は第2段と少し異なって設定されている。さらに、飛しょう軌道の標定結果をみて最終段打出方向を最適にするための電波誘導指令を発射後201秒に受けている。

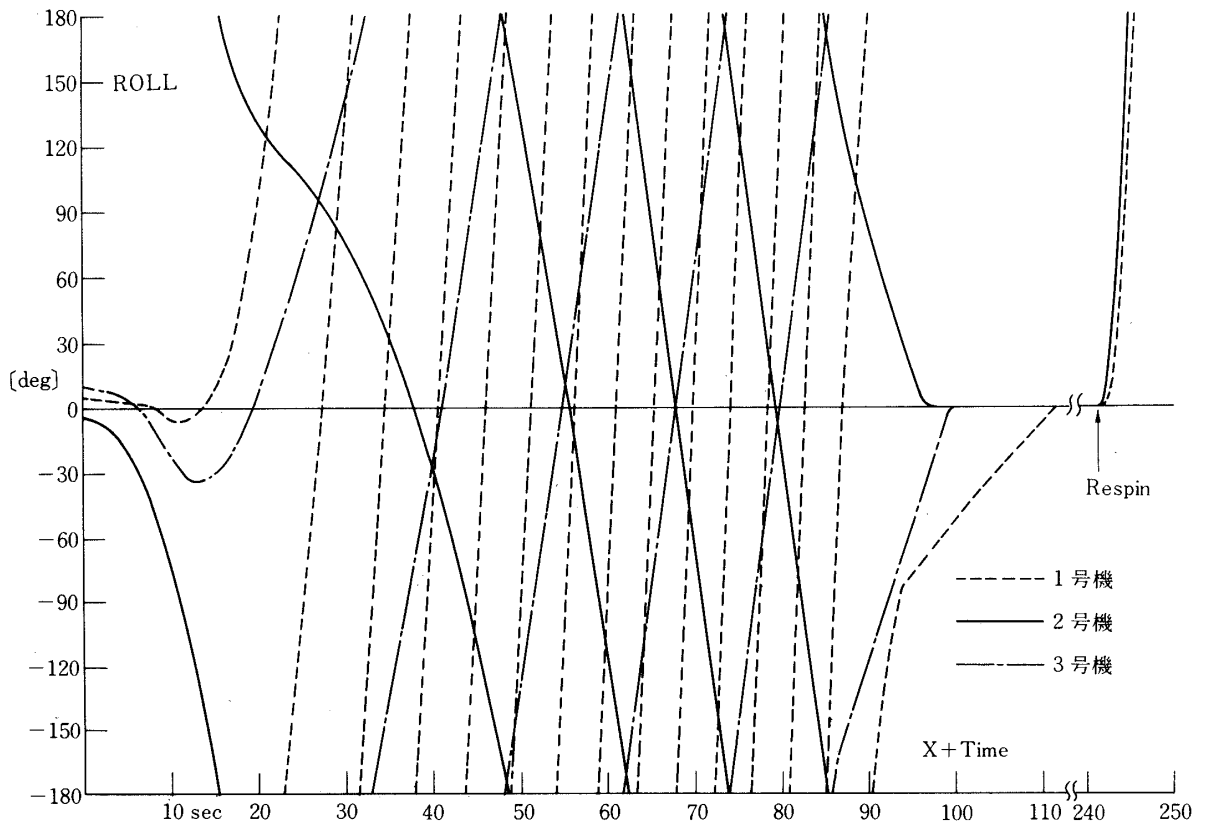
第7図(c)は主として第1段のロール姿勢角の変化を示したものであり、110秒~240秒の間は制御結果の姿勢誤差が $\pm 0.5^\circ$ 以内となっているので省略してある。



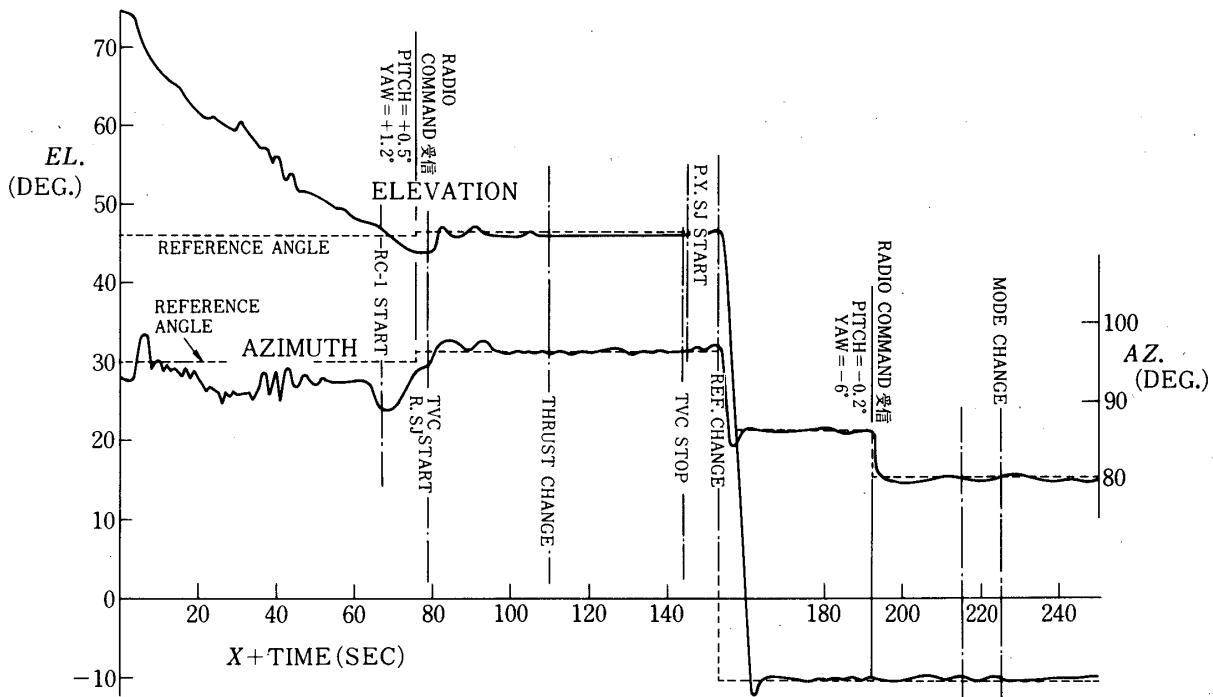
第7図(a) M-3H型ロケット姿勢上下角



第7図(b) M-3H型ロケット姿勢方位角(ヨー角)



第7図(c) M-3H型ロケットのロール角

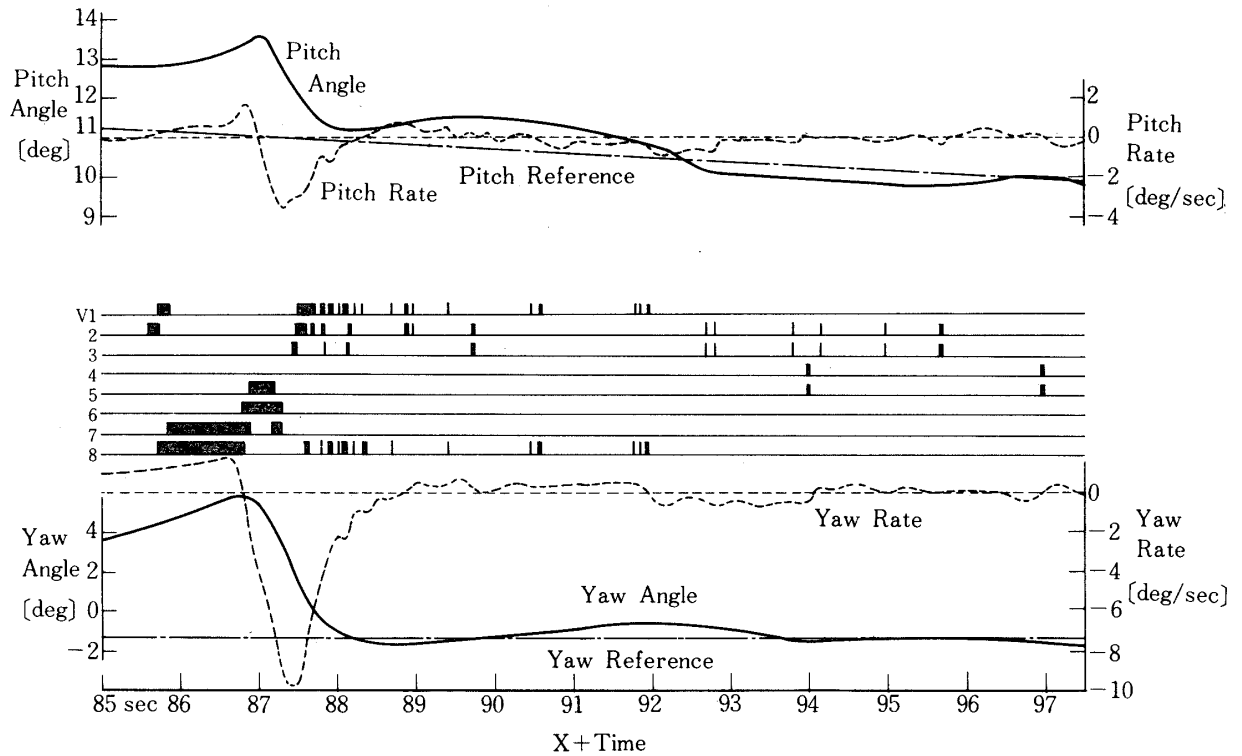


第8図 M-3C-4号機の姿勢角

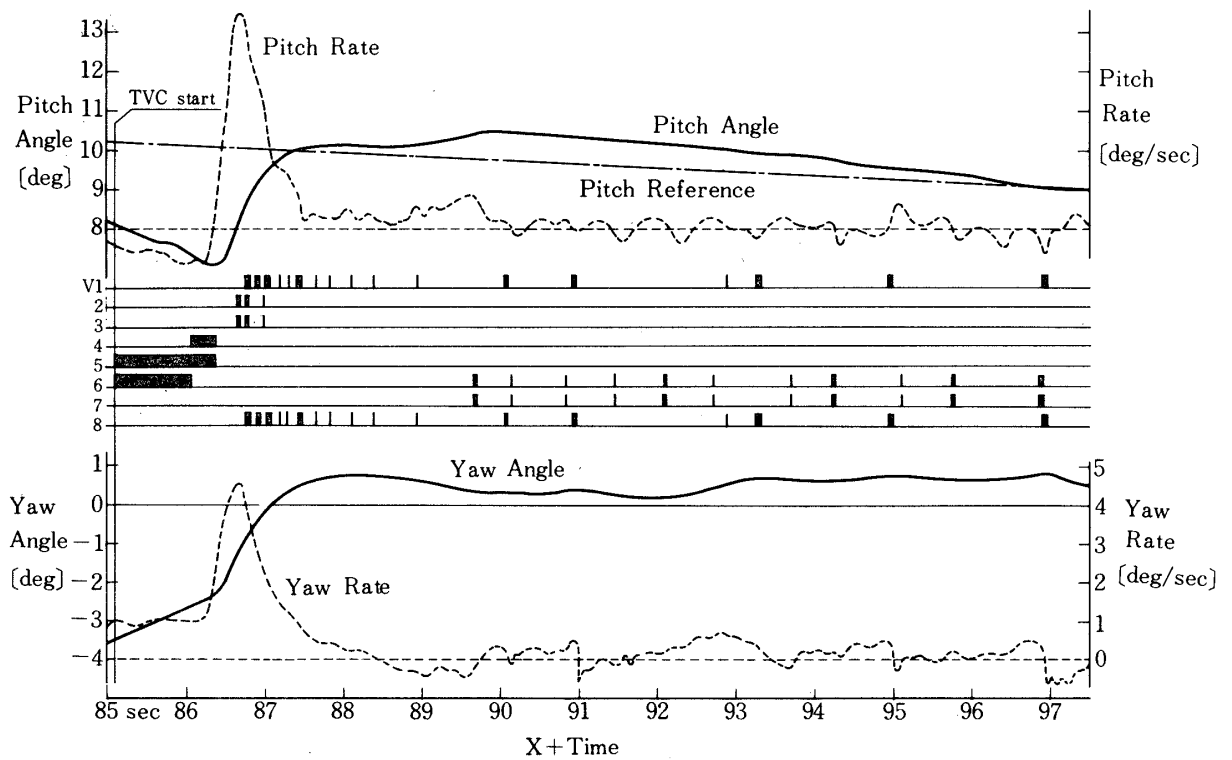
第8図はM-3C-4号機の姿勢上下角，方位角である。この場合，ピッチプログラムの姿勢角速度変化はなく，第2段燃焼中のロケットの姿勢角は一定の姿勢角に保持された。また，最終姿勢は電波指令によって変更され，第2段までの飛しょう結果によって生じた衛星軌道への影響を修正している。ロール制御は正常に行われた。

次に，姿勢制御の代表的な動作状態を姿勢目標値からの誤差が大きい制御開始，電波指令受信などの部分から整定までの期間について第9図～第11図に示す。第9図はTVC制御開始の状態である。まず噴射弁が開き，その1秒後の第2段点火と同時に制御トルクが発生してピッチ，ヨー角速度が大きく変化していることがわかる。いずれの場合にも数秒後には姿勢誤差は 1° 以下となっていることが読み取られる。第10図はTVC制御の途中で電波指令（姿勢角修正指令）が受信されて姿勢角目標値が変わったことに対応しての制御である。約1秒おくれで追従していることがわかる。第11図は最終段姿勢設定のための H_2O_2 サイドジェットの動作と制御を示したものである。 J_1, J_2, \dots, J_8 は(9,10), (11,12), ……(23,24)のSJノズル対にそれぞれ対応している。姿勢目標値の切替ともなって制御は1回の正負のサイドジェットの切替と数回のすべりで最終方向に整定していることがわかる。

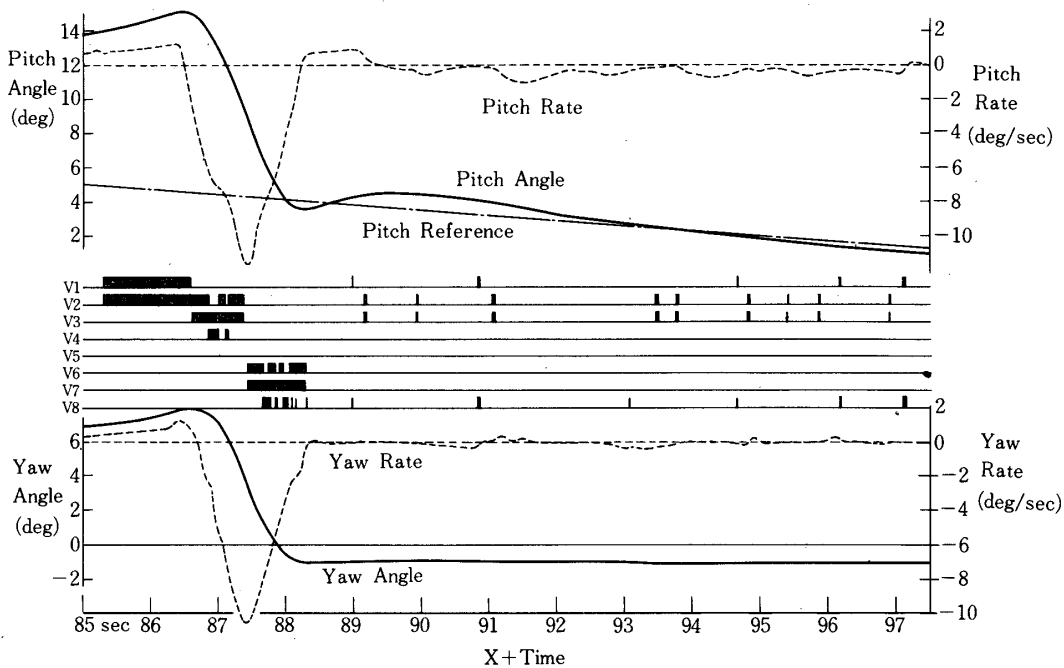
第12図はSJのモード変更ともなって高推力レベル(8kg×8)によって再スピニングが開始し，固体スピンモータ点火によってスピニングが加速され，スピニング検出信号によって2 rpsでスピニング速度を一定にするシーケンスを示したものである。これに対応するピッチ，ヨー姿勢誤差は省略したがいずれの場合も 0.5° 以下になっている。



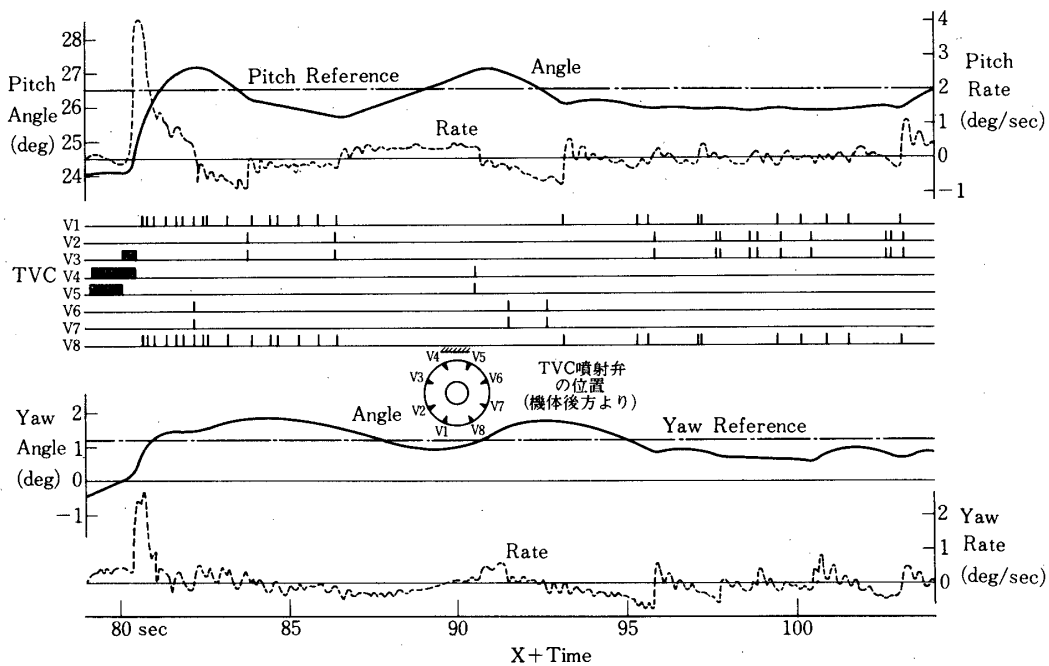
第9図(a) M-3H-1号機の制御状態(TVC)



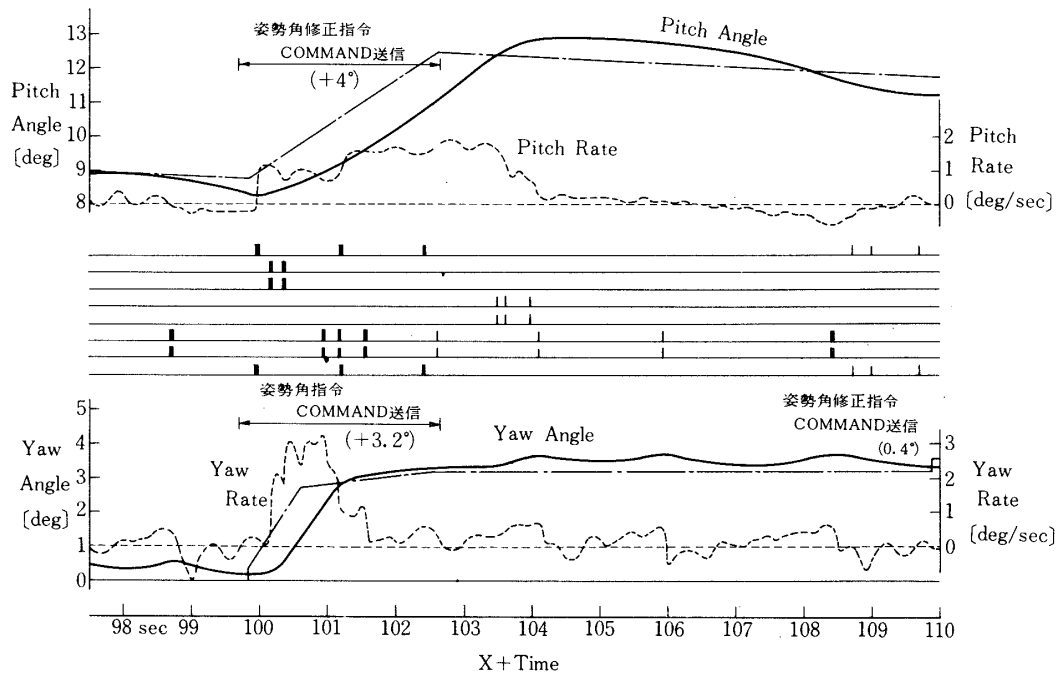
第9図(b) M-3H-2号機の姿勢制御の状態(TVC)



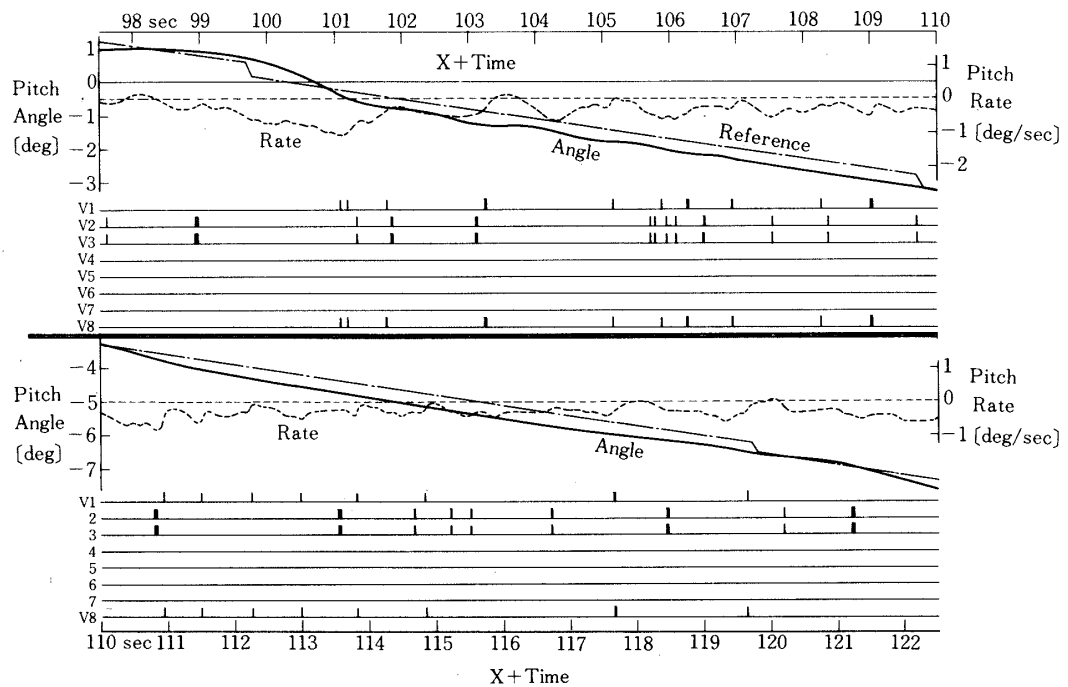
第9図(c) M-3H-3号機の姿勢制御の状態(TVC)



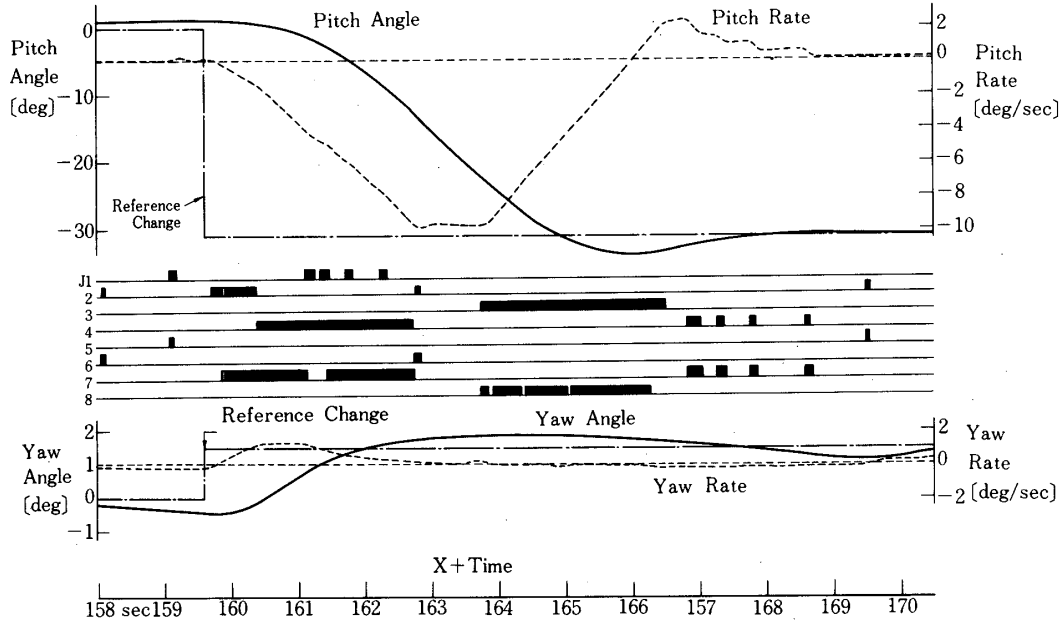
第9図(d) M-3C-4号機第2段制御初期(TVC)



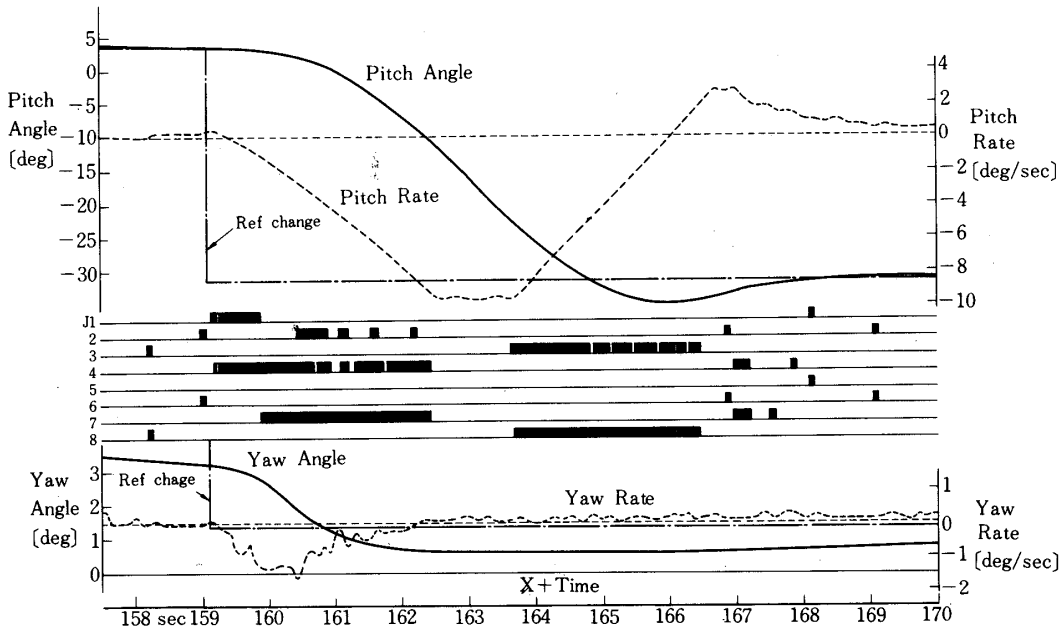
第 10 図(a) M-3H-2号機の姿勢制御の状態(TVC)



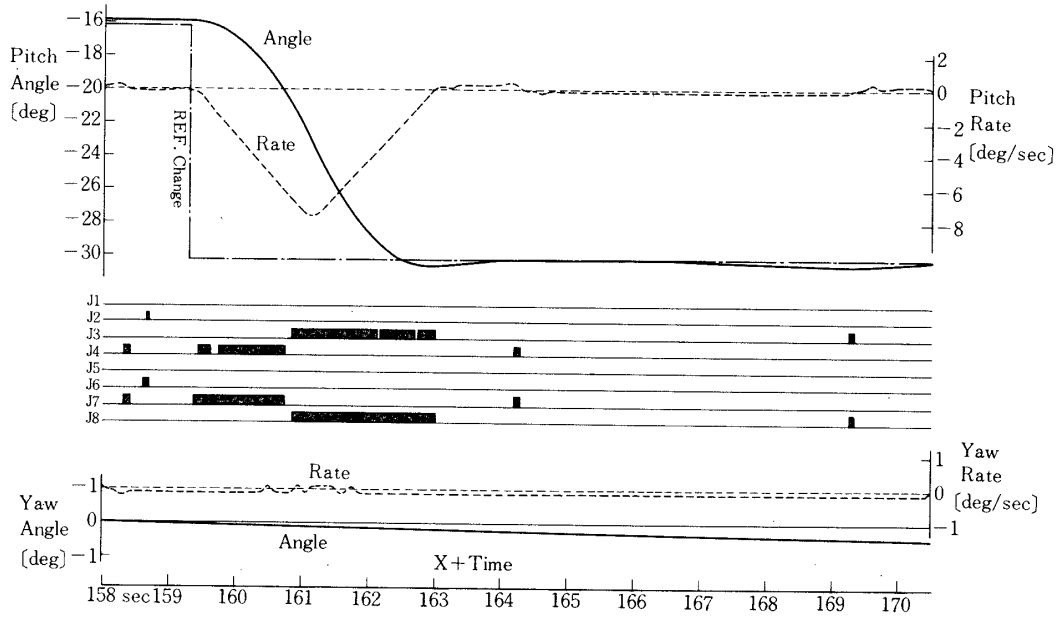
第 10 図(b) M-3H-3号機の姿勢制御の状態(TVC)



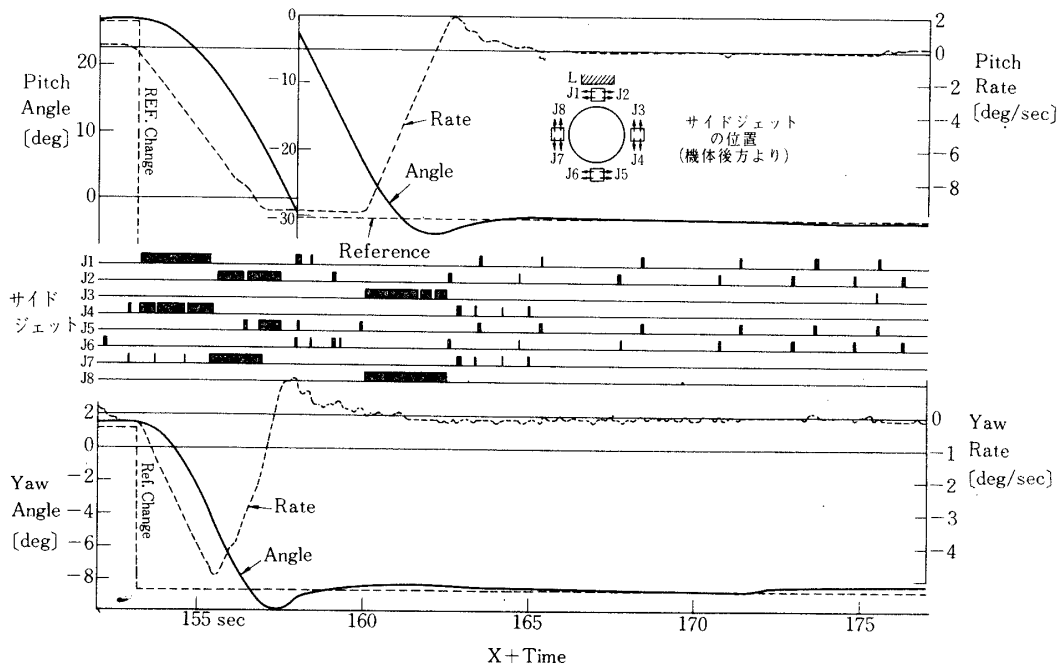
第 11 図(a) M - 3 H - 1 号機の姿勢制御の状態 (S J)



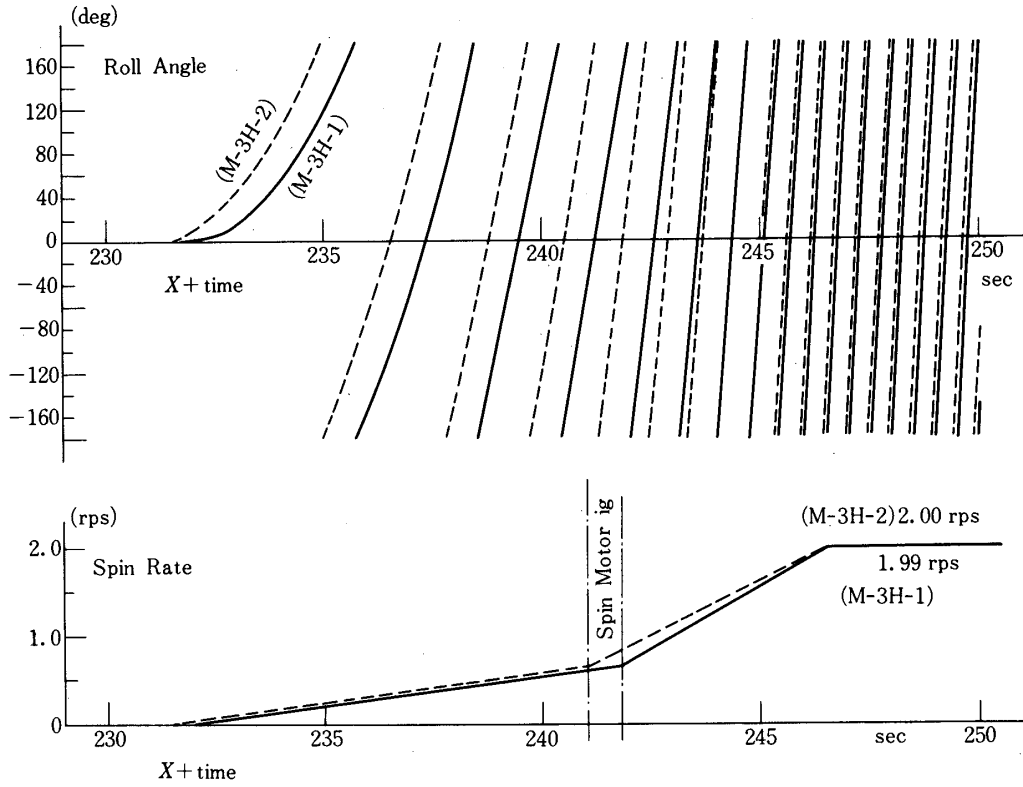
第 11 図(b) M - 3 H - 2 号機の姿勢制御の状態 (S J)



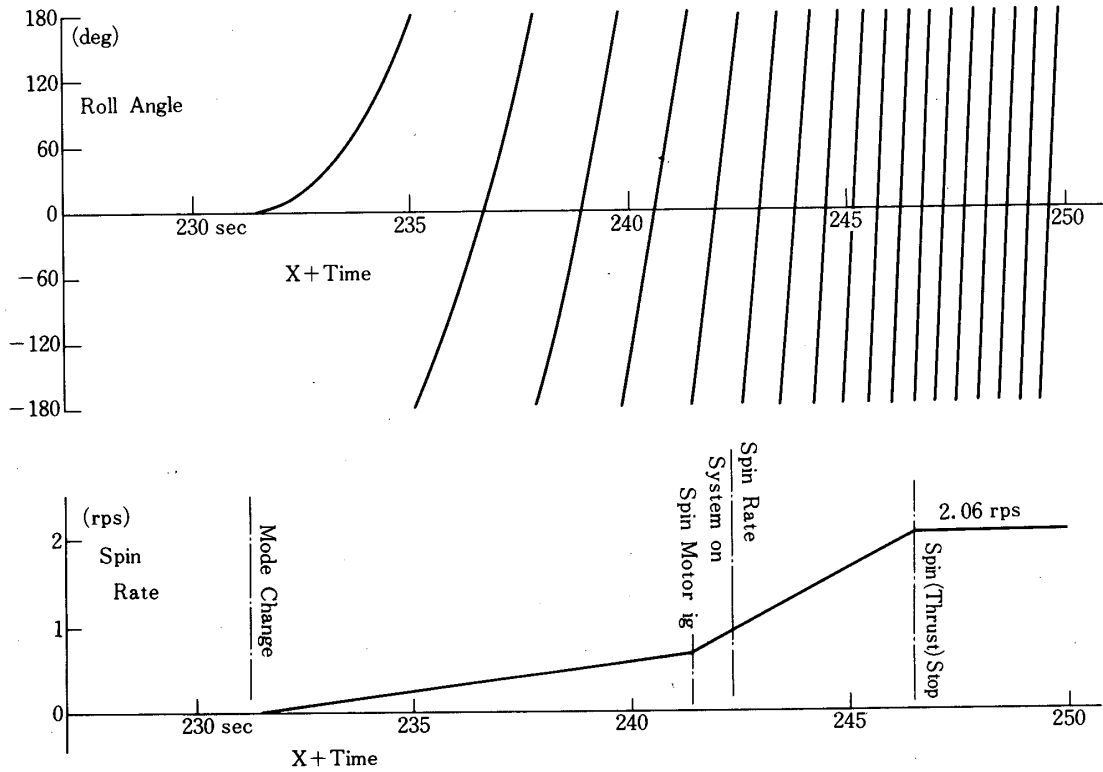
第11図(c) M-3H-3号機の姿勢制御の状態(SJ)



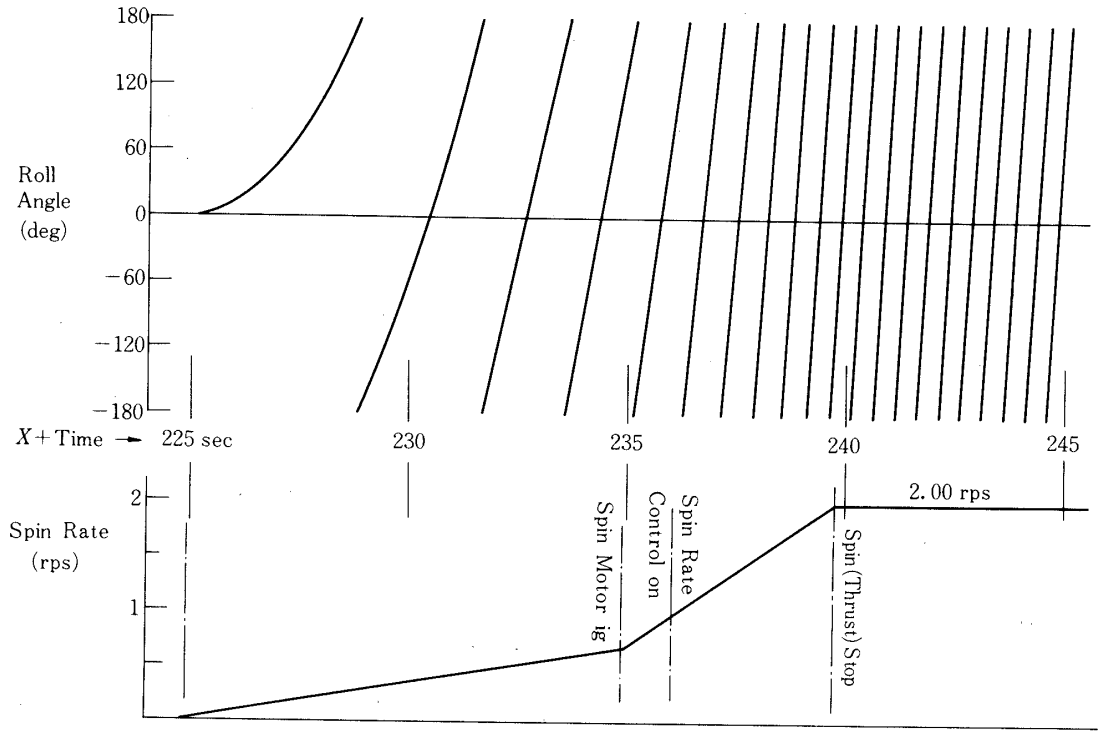
第11図(d) M-3C-4号機の姿勢制御の状態(SJ)



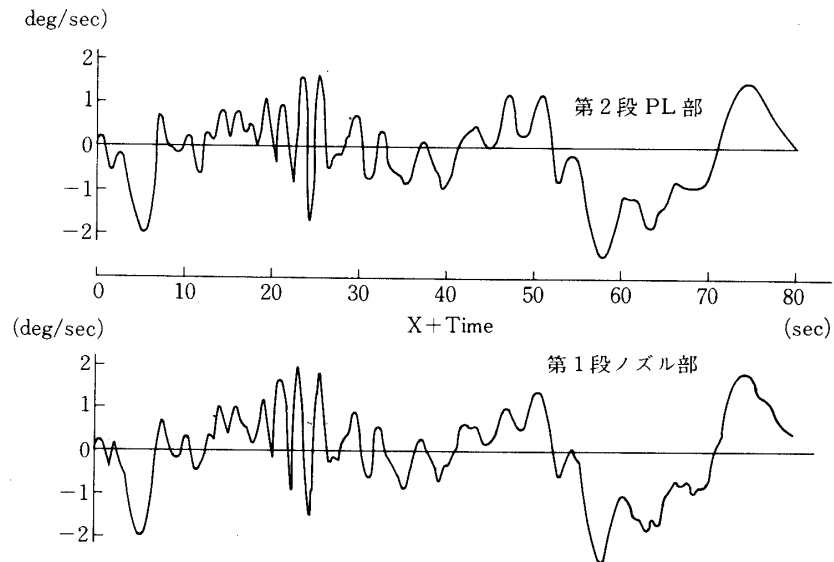
第12図(a) M-3H-1, 2号機最終段スピン状態



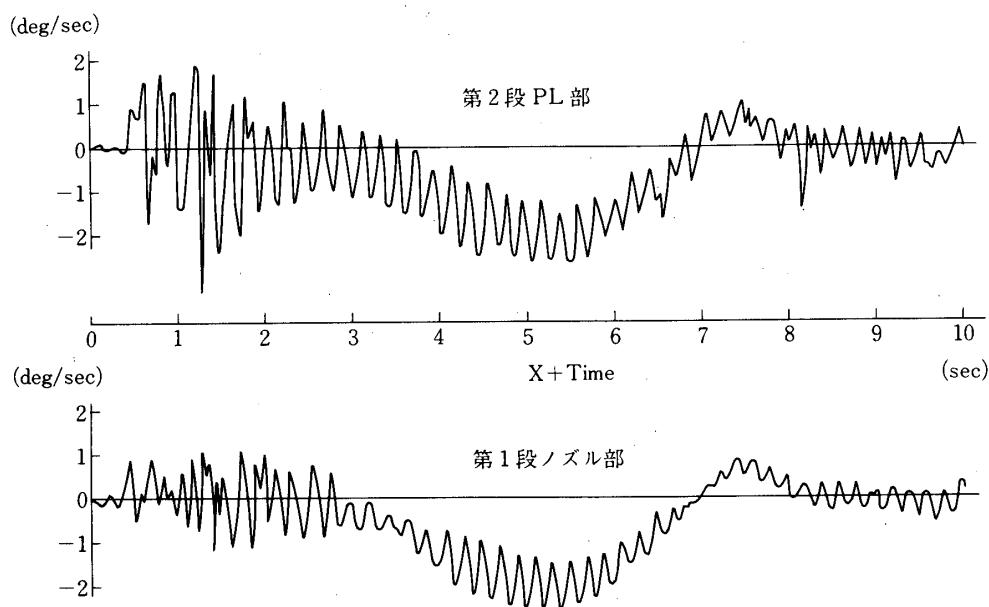
第12図(b) M-3H-3号機最終段スピン状態



第12図(c) M-3C-4号機最終段スピン状態



第13図(a) M-3H-3号機のピッチ姿勢角速度



第13図(b) M-3H-3号機のピッチ姿勢角速度(曲げ振動)

第13図はM-3S型ロケットの第1段姿勢制御系の設計資料として特に測定した第1段ノズル部のピッチ姿勢角速度(レートジャイロスコープ出力)を、第2段計器部で測定された姿勢角速度の機体座標系換算値と対照させて示したものである。(a)図は時定数が長い現象であって、機体の空力的な運動を示しているほぼ同一の波形の出力が得られている。(b)図は発射直後のレートジャイロスコープ出力を示したもので速い振動成分を画いたものであり第1段と第2段とで位相が逆の曲げ振動成分が含まれていることがわかる。

5. 地上設備 [6]

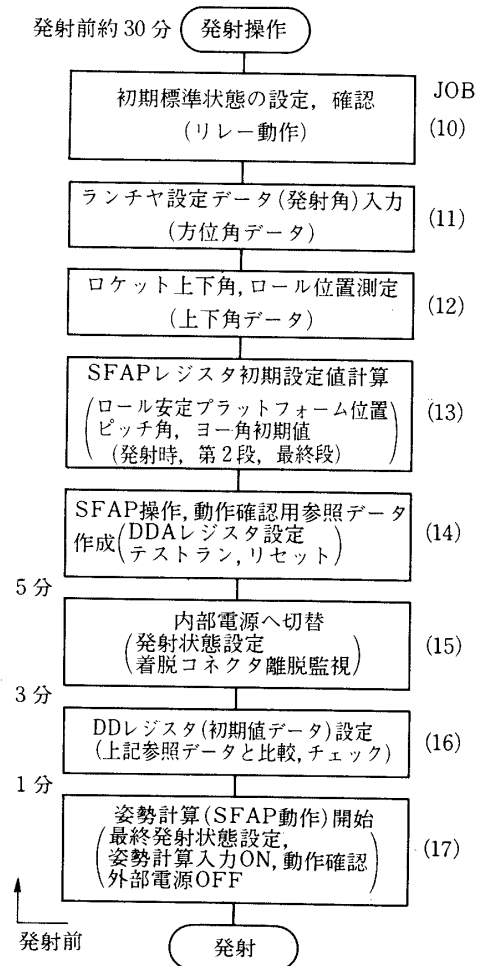
SFAP型誘導制御装置の最終調整試験および関連装置との間の組合せ試験を行うための移動可搬型支援設備および発射時の確認試験および条件設定を行うための固定支援設備を用意した。この両者は共に制御装置の操作および単体動作試験機能を持つことは同じであるが、次の点が異なっている。すなわち、移動型はロケット機体に組み込む以前の組立段階における試験を主とするので、装置構成モジュールの調整、検査にも使用できるように、装置機能要素に対応したパネルを持ち、局部的に手動操作が可能となっている。また、付属ミニコンピュータでその操作内容および状態を日付、時刻と共に記録できる。これに対して発射前作業に使用する設備では、ミニコンピュータの論理機能を大幅に活用し、操作のインターロック、手順の標準化、CRT表示の採用などによってオペレータ操作を確実にして誤操作をさけること、また、表示内容を分かり易いものにして装置の監視に関するオペレータの負荷を軽くす

るような配慮をしていることなどがあげられる。

5.1 機 能

基本的に次の内容に分けられる

- 1) 姿勢基準装置の調整試験
 - a) 電源の投入および内外部電源の切換
 - b) 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
 - c) ピッチ，ヨー姿勢計算用微分解析機の各レジスタの設定，内容読み出しおよび動作監視
 - d) 姿勢測定系ドリフト測定
 - e) ロールプラットフォーム水平位置の測定
 - f) ロケット機軸傾斜角の測定
- 2) 制御機能部の調整試験
 - a) ピッチ，ヨープログラムの動作開始と停止
 - b) TVC 装置，SJ 装置の電源開閉
 - c) TVC 装置，SJ 装置の動作モード切り換え
 - d) TVC 装置，SJ 装置への制御入力 (ON/OFF 信号) 送出，動作確認
- 3) 関連装置
 - a) タイマ信号の模擬入力動作試験，リセット操作
 - b) 電波指令信号の模擬受信試験，リセット操作
 - c) テレメータ出力の監視，較正



第 14 図 姿勢制御装置発射前手順

5.2 調整試験用設備 (移動可搬型)

基本的に5.1の機能を持つほか、SFAP型誘導制御装置の各モジュール毎の操作、調整試験が可能である。その主なものをあげると次の通りである。

- a) 着脱コネクタを通しての装置の起動停止、内部状態の監視、操作。
- b) タイマ、電波指令信号デコーダ、PCMテレメータ系との間の模擬入出力信号発生および動作試験。
- c) SFAP型誘導制御装置構成モジュールの調整試験。

これらの作業を行うことができるミニコンピュータを含む6架で構成され、上記のa)、b)、c)の内容を手動で進めることも、また、ミニコンピュータを接続して半自動、記録監視状態で動作させることも可能であり、次に述べる発射用に対する予備的な機能を含んでいる。ミニコンピュータで連動させた場合はできるだけ発射用と共通のソフトウェアが利用できるようにしてある。

5.3 発射用設備

本装置は電源に対して絶縁してあるほか、搭載装置との間の信号回線についてもフォトカップラを利用するなどして絶縁されていて、漏洩電流の影響をさけている。制御装置をロケット機体に搭載した後の操作、監視を主として行うものでMロケット管制室およびチェックアウト室にまたがって設置されている。操作はすべて着脱コネクタ回線で行われ、動作の監視は着脱コネクタ回線およびテレメータによって行われる。

本装置では発射直前まで操作、監視、初期条件の設定が進められる。そこで大幅にミニコンピュータによる自動化、操作、監視のまとめをしており、第14図に示す手順で発射前約1時間の電源投入、予熱から最終作業は進められている。作業内容は図のように8項目のジョブに分けてあり、オペレータはこれを1項目ずつ進めて行く。JOB 15の内部電源切替以降は発射の主スケジュールに依存して進められる。JOB 16で初期条件を設定した後発射1分前からは発射までの場内時刻信号によって自動的に進められる。すなわち、JOB 17で姿勢測定系の動作が開始し($x-58$ 秒)、JOB 14で得られた内部データと比較して動作に異常のないことを確認し($x-45$ 秒)、地上装置との間の回線の切断を行い($x-28$ 秒)、最終発射状態となる。

これらの設備の動作確認は、別の模擬装置を使用して着脱コネクタ回線の確認と同時に行われる。また、停電時にも機上搭載装置に異常な信号を送出しないようにミニコンピュータ自身にも停電時の処理プログラムを持って、装置を常に安全な状態にできるように配慮されている。

6. 結 言

誘導制御系はM-3H型ロケットでは姿勢基準装置の安定度および精度を向上させ、また、電波指令が有効に作用する形に改善された。すなわち、第1段のスピンの対してロール安定化プラットフォームを使用し、一方、ピッチ、ヨーについてはデジタル微分解析機でパルス平衡型レート積分ジャイロサーボループ出力を演算して姿勢がデジタル出力として得られるストラップダウン方式を使用している。このようなことから、スピンフリー解析プラットフォーム(SFAP)型と呼ばれている。デジタル演算方式を採用したためにピッチプログ

ラム，電波指令の機能を充実することができた。

また，推力方向制御装置，サイドジェットによる制御機能ならびに制御シーケンスはM-3C型ロケットからひき続き使用してきたものである。

今後誘導制御機能はM-3S型ロケットで第1段まで拡張される。これに対しては，以上述べてきた機能に第1段誘導制御のためのピッチ，ヨープログラム機能の追加，電波指令受信機能の追加，姿勢安定制御回路の追加がなされる。

本装置の実験にあたりご指導ご助言をいただいた本研究所の森教授，野村教授をはじめとするご関係の方々にあつく感謝の意を表する。また，製作，開発を担当していただいている三菱プレジジョン株式会社，日産自動車株式会社宇宙航空部，三菱重工長崎造船所の方々の努力に心からの感謝をささげて筆をおく。

1979年11月16日 計測部

附 録

A. コーニング効果の評価

A.1 レート積分ジャイロスコープで検出されるレート

SFAP型姿勢基準部の座標系(第3図(c))と力学的なオイラー角(第A.1図)について考える。

$$P = \dot{\theta} \sin \Psi + \dot{\phi} = \dot{\beta} + \dot{\gamma} \cos \alpha \quad (\text{A.1})$$

$$Q = \dot{\theta} \cos \Psi \cos \phi + \dot{\psi} \sin \phi = \dot{\alpha} \cos \beta + \dot{\gamma} \sin \alpha \sin \beta \quad (\text{A.2})$$

$$R = \dot{\psi} \cos \phi - \dot{\theta} \cos \Psi \sin \phi = -\dot{\alpha} \sin \beta + \dot{\gamma} \sin \alpha \cos \beta \quad (\text{A.3})$$

(X_I Y_I Z_I) から (X_P Y_P Z_P) への座標変換マトリクス C_{PI} ， ($\bar{V}_P = C_{PI} \bar{V}_I$) は

$$C_{PI} = \begin{pmatrix} \cos \Psi \cos \theta & \sin \Psi & -\cos \Psi \sin \theta \\ -\cos \phi \sin \Psi \cos \theta & \cos \phi \cos \Psi & \cos \phi \sin \Psi \sin \theta \\ +\sin \phi \sin \theta & & +\sin \phi \cos \theta \\ \sin \phi \sin \Psi \cos \theta & -\sin \phi \cos \Psi & -\sin \phi \sin \Psi \sin \theta \\ +\cos \phi \sin \theta & & +\cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \quad (\text{A.4})$$

$$= \begin{pmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha \sin \gamma & -\sin \beta \cos \gamma \\ \sin \alpha \sin \beta & \cos \beta \cos \gamma & \cos \beta \sin \gamma \\ & -\sin \beta \cos \alpha \sin \gamma & +\sin \beta \cos \alpha \cos \gamma \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \beta \cos \gamma & -\sin \beta \sin \gamma \\ & -\cos \beta \cos \alpha \sin \gamma & +\cos \beta \cos \alpha \cos \gamma \end{pmatrix} \quad (\text{A.5})$$

$\phi = \dot{\phi} = 0$ になるようにロール補正信号

$$P_c = \dot{\theta} \sin \Psi = Q \tan \Psi \quad (\text{A.6})$$

ロールレート積分ジャイロ스코ープのトルカに加えて動作させている。モニタ信号としては、

$$\phi_{CR} = \int (Q \tan \Psi) dt \quad (\text{A. 7})$$

を伝送している。

A. 2 コーニング試験

SFAP型姿勢基準部の動作試験としてロール安定化軸を半頂角 α_0 の円錐面を画いて運動させる。第A.1図で $\dot{\alpha} = 0$, $\alpha = \alpha_0$, $\dot{\gamma} = \Omega$ が1定の運動に相当する。

緯度が λ の地点で Z_I 軸を鉛直方向としてこの試験を行うものとする。地球の自転 $\omega_{ie}t$ を考慮して(A.5)式の C_{PI} は次の C_{PI}° でおきかえられる。

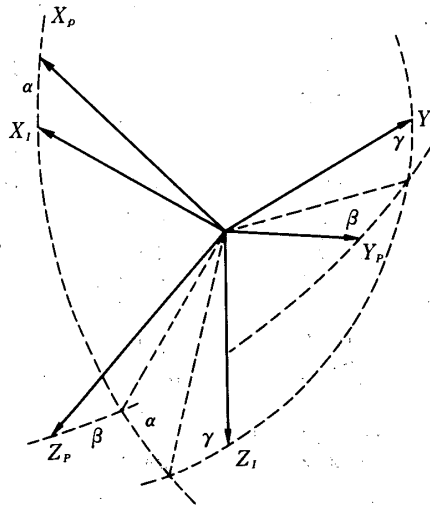
$$C_{PI}^{\circ} = C_{PI} Ty(-\lambda) \cdot Tz(\omega_{ie}t) Ty(\lambda) \quad (\text{A. 8})$$

ここで $Ty(\lambda)$ は y 軸まわりの角 λ の座標回転によって新座標系に移った場合の座標変換マトリクスである。これが(A.4)式の $\phi = 0$ としたものと等しくなるのであるから、 $\phi = 0$ として

$$\begin{aligned} \cos \Psi \cos \Theta &= \cos \alpha \{ 1 - \cos^2 \lambda (1 - \cos \omega_{ie}t) \} \\ &\quad - \sin \alpha \sin \gamma \cos \lambda \sin \omega_{ie}t \\ &\quad - \sin \alpha \cos \gamma \cos \lambda \sin \lambda (1 - \cos \omega_{ie}t) \end{aligned} \quad (\text{A. 9. a})$$

$$\begin{aligned} \sin \Psi &= \cos \alpha \cos \lambda \sin \omega_{ie}t + \sin \alpha \sin \gamma \cos \omega_{ie}t \\ &\quad + \sin \alpha \cos \gamma \sin \lambda \sin \omega_{ie}t \end{aligned} \quad (\text{A. 9. b})$$

$$\begin{aligned} \cos \Psi &= \sin \alpha \sin \beta \cos \lambda \sin \omega_{ie}t \\ &\quad - (\cos \beta \sin \gamma + \sin \beta \cos \alpha \cos \gamma) \sin \lambda \sin \omega_{ie}t \\ &\quad + (\cos \beta \cos \gamma - \sin \beta \cos \alpha \sin \gamma) \cos \omega_{ie}t \end{aligned} \quad (\text{A. 9. c})$$



第A.1図 コーニング座標

$$\begin{aligned}
0 &= \sin \alpha \cos \beta \cos \lambda \sin \omega_{ie} t \\
&+ (\sin \beta \sin \gamma - \cos \beta \cos \alpha \cos \gamma) \sin \lambda \sin \omega_{ie} t \\
&- (\sin \beta \cos \gamma + \cos \alpha \sin \gamma) \cos \omega_{ie} t \quad (\text{A. 9. d})
\end{aligned}$$

$\gamma = 2\pi$ の時のピッチ角 $\theta_{2\pi}$, ヨー角 $\psi_{2\pi}$, ロール角 $(-\beta_{2\pi})$ は $\alpha = \alpha_0$ (一定) として次のようになる。

$$\tan \theta_{2\pi} = (\tan \alpha_0 - C_{2\pi} \sin \lambda) / (1 - C_{2\pi} \cos \lambda) \quad (\text{A. 10})$$

$$C_{2\pi} = (1 - \cos \omega_{ie} t) \cos (\alpha_0 - \lambda) / \cos \alpha_0$$

$$\sin \psi_{2\pi} = \cos (\lambda - \alpha_0) \sin \omega_{ie} t \quad (\text{A. 11})$$

$$\tan (-\beta_{2\pi}) = \sin (\lambda - \alpha_0) \tan \omega_{ie} t \quad (\text{A. 12})$$

レート積分ジャイロスコープパルス平衡回路出力は

$$\begin{aligned}
Q &= \omega_{ie} \sin \lambda (\sin \alpha_0 + \cos \alpha_0 \cos \gamma) \sin \beta \\
&+ \omega_{ie} \cos \lambda \sin \gamma \cos \beta + Q \sin \alpha_0 \sin \beta \quad (\text{A. 13. a})
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
R &= \omega_{ie} \cos \lambda (\cos \alpha_0 \cos \gamma \cos \beta - \sin \gamma \sin \beta) \\
&+ \omega_{ie} \sin \lambda \sin \alpha_0 \cos \beta + Q \sin \alpha_0 \cos \beta \quad (\text{A. 13. b})
\end{aligned}$$

第A.1表 コーニング試験結果 (degree)

	Coning	$\theta_{2\pi}$	$\psi_{2\pi}$	$(\phi_{CR})_{2\pi}$	$-\beta_{2\pi}$
Expect.	CW	.0	-.0957	12.298	-.118
	CCW	.0	-.0957	-12.235	-.118
Unit 1	CW	.0061	-.1040	-12.375	-.14
	CCW	-.0289	-.0997	-12.313	-.10
Unit 2	CW	-.0411	-.0996	12.340	-.10
	CCW	-.0507	-.1031	-12.311	-.10
Unit 3	CW	-.0096	-.1110	12.387	-.10
	CCW	-.0157	-.0586	-12.333	-.10
Unit 4	CW	.0044	-.0385	12.310	-.11
	CCW	.0131	-.0420	-12.816	-.07
Unit 5	CW	-.0402	-.0647	12.203	-.11
	CCW	-.0472	-.0699	-12.156	-.11

ロール補正角速度 P_C およびモニタ信号 Φ_{CR} は

$$P_C = \omega_{ie} \sin \lambda \cos \alpha_0 - \omega_{ie} \cos \lambda \sin \alpha_0 \cos \gamma + \dot{\beta} + \Omega \cos \alpha_0 \quad (\text{A. 14. a})$$

$$\Phi_{CR} = \int P_C dt = \beta + \Omega t \cos \alpha_0 + \omega_{ie} t \sin \lambda \cos \alpha_0 - (\omega_{ie} / \Omega) \cos \lambda \sin \alpha_0 \sin \Omega t \quad (\text{A. 14. b})$$

となる。したがって $\gamma = \Omega t = 2\pi$ に対するロール補正モニタ信号 $(\Phi_{CR})_{2\pi}$ は、

$$(\Phi_{CR})_{2\pi} = \beta_{2\pi} + 2\pi \cos \alpha_0 + 2\pi (\omega_{ie} / \Omega) \sin \lambda \cos \alpha_0 \quad (\text{A. 15})$$

となる。

$\alpha_0 = 15^\circ$, $\Omega = 10^\circ/\text{sec}$ の条件で総合的な動作試験を行った結果を第 A. 1 表に示す。このデータにはレート積分ジャイロ스코ープのドリフトのほか、DDA の演算精度などの影響も加わっているものである。(Expect. が計算値)

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] 野村, 東口: M ロケットの誘導制御システムについて, 計測自動制御学会第 4 回システムシンポジウム資料 pp 303~308 (1978-7)
- [3] 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 3703, pp 603-604 (1978-8)
- [4] 東口, 石谷, 細川, 佐藤: M-3C ロケットの制御, 東大宇宙航空研究所報告, 14-1-B, pp 189-223 (1978-3)
- [5] 野村, 東口, 秋葉: 誘導制御用搭載装置, 東大宇宙航空研究所報告, 12-1-B, pp 357-367 (1976-3)
- [6] 東口, 石谷, 細川, 里, 八神, 西村: SFAP 型誘導制御装置用地上設備, 電子通信学会, 宇宙・航行エレクトロニクス研究会資料, SANE 77-30 (1978-2)