

# M-3C ロケットの制御

東口 実・石谷 久  
細川 繁・佐藤 忠直

## 1. はしがき

M-3C ロケットの誘導制御は、スピントーブル型姿勢制御装置を使用した1, 2号機は順調に行なわれた。しかし機能増強と精度向上をめざして新しく開発されたスピンフリー解析プラットフォーム (SFAP\*) 型姿勢制御装置を搭載したM-3C-3号機では、搭載制御装置の誤動作のために、第2段の姿勢が第3段予定値に誤って制御される結果となり、飛しよう軌道が低くなって衛星投入に失敗した。スピントーブル型誘導制御搭載装置は別に述べられ[2]、またSFAP型[5]はその機能が安定した所であらためて報告することとしたので、ここでは主としてM-3C ロケットの飛しよう試験およびスピントーブル型装置の地上設備について述べる。

M-3C-1, 2号機の実験はM-4S ロケットで確立されたスピントーブル型姿勢制御装置に誘導のための付加装置をつけ加えて行なわれたものであり、最低限の誘導制御機能と姿勢基準精度を与えるに過ぎなかったが、衛星軌道の達成に電波誘導が有効であることを示した。

M-3C-3号機で使用したSFAP型誘導制御装置はスピントーブル型の二自由度ジャイロを二個のレート積分ジャイロ (RIG) に変更し、ストラップダウン方式のピッチ、ヨー姿勢角測定を行なったものである。デジタル微分解析機 (DDA) を使用し、また論理回路に半導体部品を数多く使用して、座標変換オイラー角の演算やピッチ・ヨー姿勢のプログラム制御機能および電波誘導指令の受信など機能を増加させた。しかしこのためにシステム全体が複雑なものとなり、システムの試験、調整ならびに操作を効果的に行なうための手順の確立や、誤動作に対する対策や操作手順の変更などに予期しない多くの問題を生じ、その解決が実験への一つの制約を与えたとも言える。

このSFAP型誘導制御装置は、その後L-4SC-4号機において、またM-3H-1号機において飛しよう試験が行なわれた。L-4SC-4号機 (昭和51年8月31日14:35) では第1段の誘導制御用姿勢基準として使用され、ピッチプログラム機能および、ピッチ・ヨー姿勢角誤差および姿勢角速度信号を線形制御回路に与えて、姿勢制御もその機能を十分に達成することができた。またM-3H-1号機 (昭和52年2月19日14:15) ではM-3C-3号機と同じく、従来のスピントーブル型姿勢基準に代るものとして、SFAP

---

\* Spin Free Analytic Platform.

型が使用された。ピッチプログラム機能および電波誘導受信の動作は正常であり、また最終段打出、衛星軌道の精度からみて、姿勢基準は充分の精度を持っていたものとみられている。

## 2. 姿勢制御装置[2, 5]

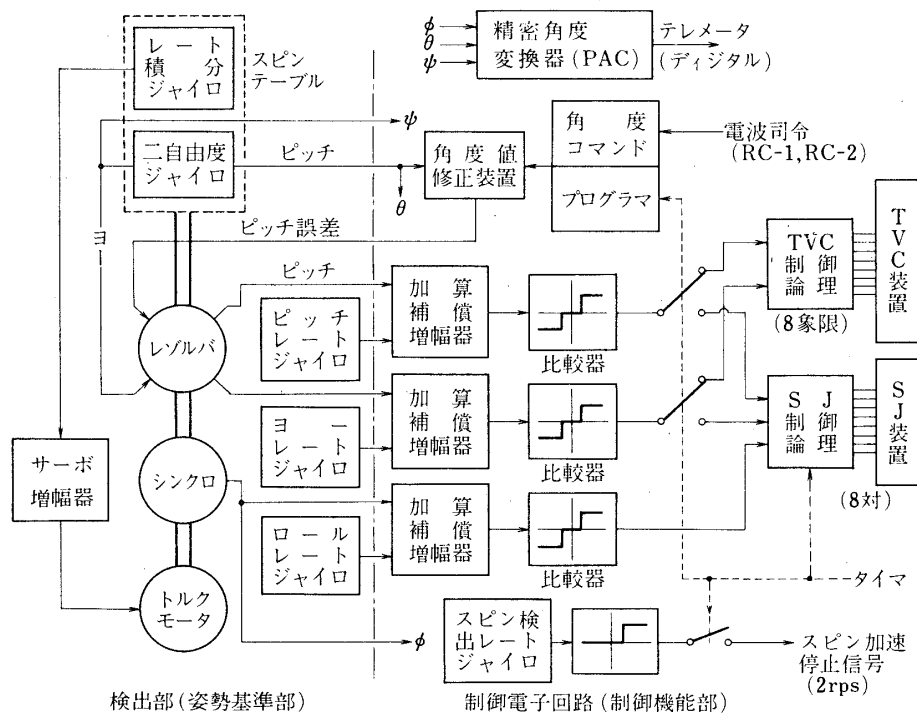
誘導制御用塔載装置についてはすでに電波誘導システムの一部として報告しているので、文献[2]を参照されたい。またSFAP型姿勢基準については文献[5]に述べてある。

スピントーブル型誘導制御装置は第1図に示す構成となっている。またSFAP(スピンフリー解折プラットフォーム)型誘導制御装置は第2図に示す構成である。この両者の相違は第1表に示す所であって、SFAP型ではピッチ・ヨー姿勢角がストラップダウン方式で得られていること、コーニング効果の補償が行なわれていること、プログラム機能の増強などがその主なものである。

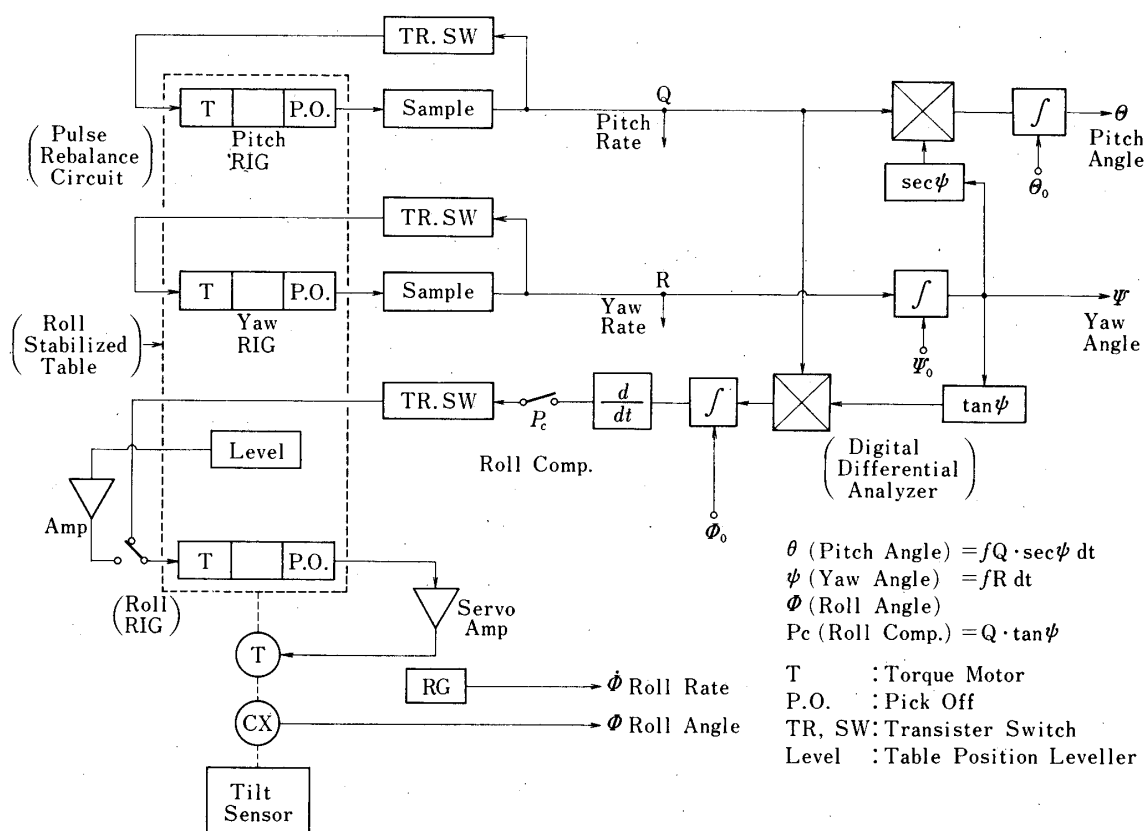
誘導姿勢制御の動作シーケンスを第2表に示す。

## 3. 飛しよう実験

M-3C-1, 2号機にはスピントーブル型姿勢基準部を、M-3C-3号機にはSFAP型姿勢基準部を塔載して、制御機能部は同一の構成の装置で飛しよう実験が行なわれた。M-3C-1, 2号機では誘導および姿勢制御は全く異常なく行なわれた。しかしM-3C-3号機ではSFAP型姿勢基準部の内部の第2段姿勢基準値設定レジスタと最終段姿勢基準値



第1図 M-3C-1, 2の制御システム系統図

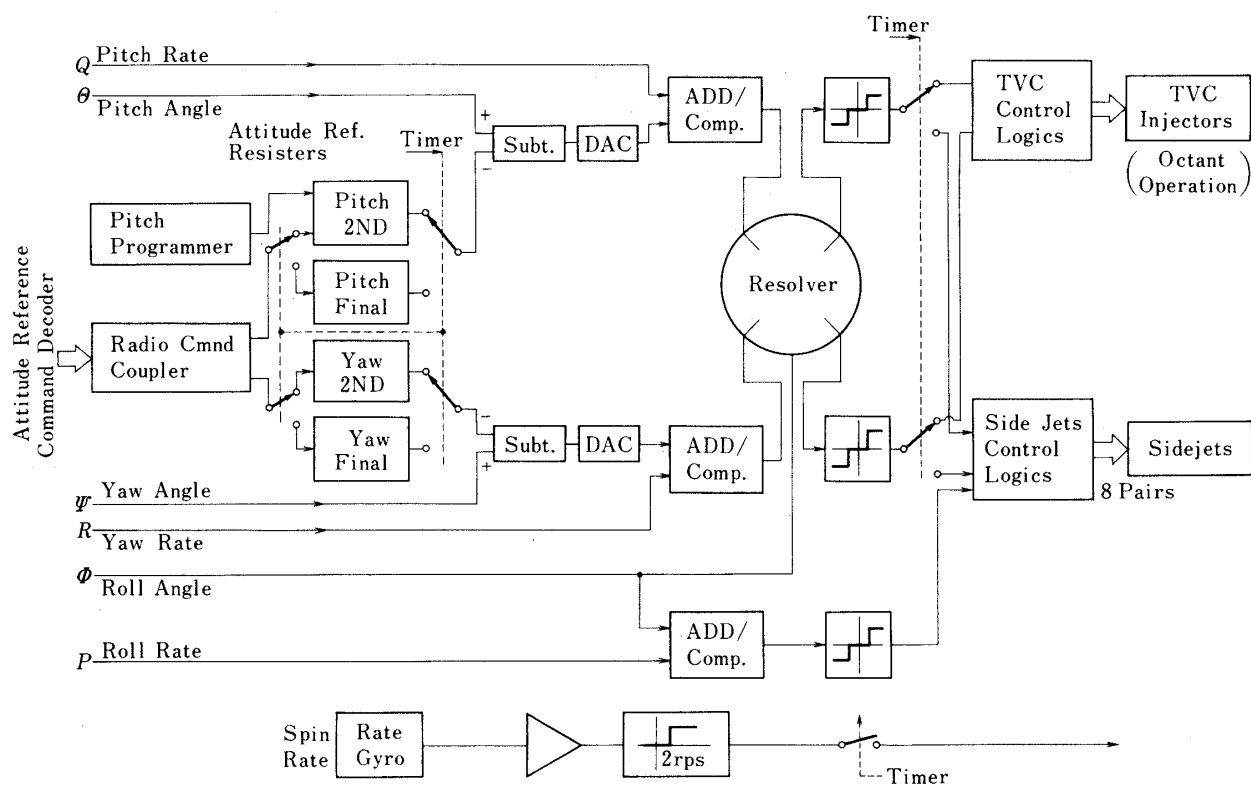


第2図(a) SFAP姿勢基準

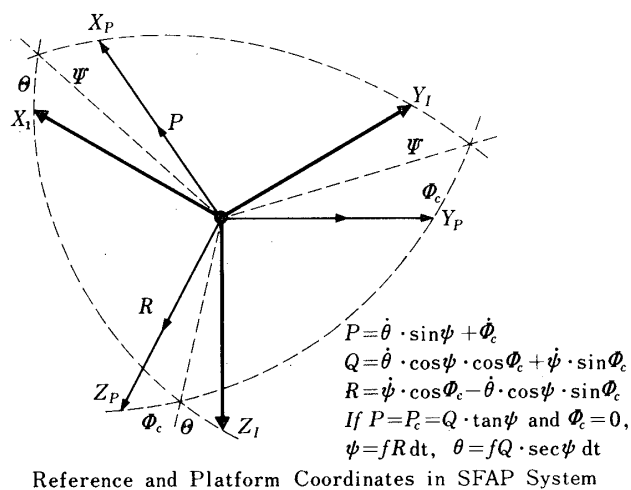
設定レジスタとの出力切替が誤って動作し、このため第2段姿勢が最終段予定方向に制御され、飛しよう径路が低くなった。

三機共に姿勢測定ならびに姿勢制御機能は全く異常なく行なわれて居り、M-3C型ロケットの飛しよう状態ならびに制御に対する応答特性のデータを得ることができた。各ロケットに対する姿勢基準の初期設定を第3表に示す。ここで発射時( $X=0$ )におけるランチャ上のロケットの姿勢は、テレメータで得られた精密角度変換器(PAC)のデータから得られたものである。姿勢基準部内の傾斜計で得られた水平基準のピッチ角およびランチャ方位にもとづいて基準座標系を逆算して第3表に示してある。またピッチプログラムは発射直前に初期値のみが設定された。プログラムによる角度変更の大きさとレートはあらかじめ定められていた(第3表、附録C、D)。

このうちM-3C-3号機では、ヨープログラムの設定も可能となって居り、しかも第2段と最終段ともそれぞれ独立に設定が可能であった。またロール角設定の方法に誤りがあったため、表に示したように基準座標系が傾いたものとなった。正しくはロール角を $4.51^\circ$ とすべきでありこの時に基準座標系は方位 $=94.80^\circ$ 、仰角 $=19.93^\circ$ 、ロール角 $=0.01^\circ$ となる。また飛しよう中の動作においても、姿勢プログラム値の切替と第2段→最終段ピッチ、ヨー姿勢基



第2図(b) SFAP制御機能部



第2図(c) M-3C-3の座標系

準レジスタ出力の切替に誤りを生じ、姿勢制御の結果は正規の状態から大きくはずれたものとなった。

第1表 スピンテーブル型と SFAP 型との比較

項 目	スピン, テーブル	S F A P
検 出 部 使 用 要 素	二自由度ジャイロ : 1 R I G : 1 レートジャイロ : 3 シンクロレゾルバ : 1 トルクモータ : 1 シンクロ (ロール) : 1	レート積分ジャイロ ( R I G ) : 3 レートジャイロ : 1 トルクモータ : 1 シンクロ (ロール) : 1
ロ ー ル テ ー ブ ル 安 定 化	R I G / トルクモータ, サ ーボ	R I G / トルクモータ, サ ーボ
ピ ッ チ / ヨ ー 出 力	二自由度ジャイロジナル シンクロ出力	R I G パルス平衡回路微分 解析機出力
コ ー ニ ン グ 効 果 補 正	困 難	ロール R I G のトルキング による
機 体 座 標 変 換 計 算	シンクロレゾルバによる電 気機械方式	アナログ乗算器による電子 回路方式
姿 勢 角 プ ロ グ ラ マ	ステップモータ / 差動シン クロ演算	デジタル回路によるレジ スタ演算
電 波 誘 導 指 令 受 信	第2段ピッチプログラム動 作中は不能, ピッチプログ ラム開始前および終了後の み. 指令値は全期間にわた って加算される.	全期間にわたって機能停止 まで任意の時刻に受信可能. 第2段指令値と第3段指令 値とは, 受信時刻によって それぞれ独立に加算
慣 性 系 → 機 体 系 変 換	(ヨ ー) → (ピ ッ チ) → (ロ ー ル)	(ピ ッ チ) → (ヨ ー) → (ロ ー ル)
ド リ フ ト	2.5° / (5 分) 以下	1° / (5 分) 以下

飛しよう実験データを第3図～第7図に示す. 第3図はピッチ角, 第4図はヨー角, 第5図はロール角である. M-3C-1, 2号機では81～145秒の第2段燃焼中のピッチプログラムに応じたピッチ姿勢制御, 設定値に一致させるヨー姿勢制御ともに正常に行なわれ, またその後のコースティング中の最終段姿勢制御も順調に行われている. またロール姿勢については第一段で20°/sec 程度のスピンを生じ, 第2段ではこれを基準位置に整定させている. M-3C-3号機では上にも述べたように, 第2段姿勢基準値が異常となり姿勢が急激に変化している. またここで115秒附近の姿勢の変化は精測レーダの観測の結果送出された電波誘導指令によるもので, 修正がかなり効果的であることを示している. ヨー角の115秒～195秒の山も電波誘導の結果であり, 195秒で初期方向に戻す修正をしている.

第6図, 第7図は第3表に示した基準座標系を考慮して求めたロケットの姿勢の仰角と方位である. 仰角は発射点, 発射時刻における水平を基準とし, 方位は同じく発射点, 発射時刻における北を0°として東まわりを正ととっている. 上にも述べたようにM-3C-3号

第2表 制御系の動作シーケンス

項	目	秒 時		備 考
		M-3C-	1 2.3	
1	Radio Command No. 1 ON * 1)	67	67	MT, Command Console
2	Radio Command No. 1 OFF	77	—	MT
3	2nd (B-2) Pitch Program Start	79	79	MT
4	TVC (control) Start	79	79	MT
5	Roll Side Jet Control Start	79	79	MT
	(B-2 ig.)			(80)
6	Roll Thrust (level) Change	110	110	MT
7	2nd Pitch Program End * 2)	(145)	(145)	CN
8	TVC (control) Stop	144	144	MT
9	Pitch, Yaw Constant Change	145	145	MT
10	Pitch, Yaw Side Jet Start	145	145	MT
	(B-2 b.o.)			(151)
11	Final Pitch Program Start * 6)	153	153	MT
	(Nose Cone Open)			(156, 157)
12	Final Pitch Program End * 2)	(159)	(159)	CN
13	Radio Command No. 2 ON * 3)	(200)	(200)	Command Console
14	Radio Command No. 2 OFF	210	215	MT
15	CN Mode Change (Respin) * 4)	220	225	MT
	(Spin Motor ig.)			(235)
16	Spin Rate Control ON * 5)	236	236	MT

\* 1) 第2段ピッチプログラム角にバイアスを加える。

\* 2) 姿勢基準装置内部のクロックによる。

\* 3) 最終段ピッチ姿勢角基準値の変更, \* 1) との和が変更値 (M-3C-1, 2)

\* 4) ロールサイドジェットによる再スピン開始。

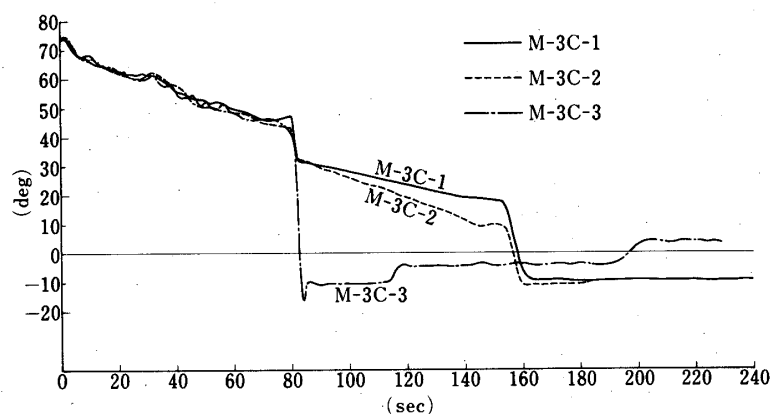
\* 5) 最終段スピン回転数を  $2\text{ rps} \pm 10\%$  にする。(再スピン角加速度は  $2\text{ rad/sec}^2$  以下)

\* 6) M-3C-1, 2号機では, ピッチ姿勢角基準値の変更のみであった。M-3C-3号機ではピッチ姿勢角基準値記憶レジスタの切替と Radio Command No. 1 と No. 2 の切替とを行なう (第1表参照)。

機で姿勢が大きく異っている。特に方位については, さきに述べたロール角の初期設定の誤りのために姿勢基準が設定されていた  $85^\circ$  方向に制御され, 電波誘導によって正規の方向 ( $94.8^\circ$ ) へ姿勢基準値が修正されて, 制御によって追従したことがわかる (195 秒でまた電波

第3表 発射時刻における姿勢基準座標系

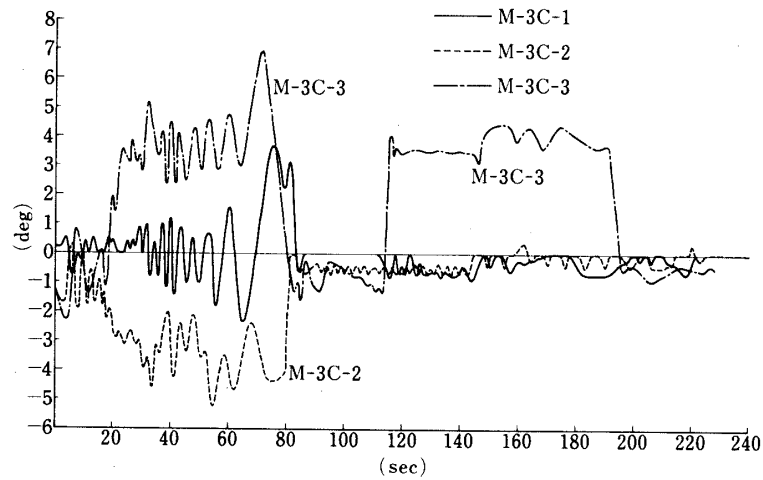
ロケット：M-3C-		1	2	3	L-4SC-2
発 射	年月日	'74.2.16	'75.2.24	'76.2.4	'73.1.28
	時刻	14:00	14:25	15:00	14:15
ランチャ	方 位 (°)	92.0	89.0	90.0	152.0
	仰 角 (°)	74.2	74.0	75.0	76.5
水平基準, ピッチ角 (°)		74.02	73.67	74.86	76.13
ランチャ上におけるロケットの姿勢(発射時)	ピッチ角 (°)	54.76	53.80	55.19	41.1
	ヨー角 (°)	0.35	-1.43	-1.21	3.65
	ロール角 (°)	-1.77	0.46	-4.51	-5.3
基準座標系	方 位 (°)	90.8	91.12	86.92	143.3
	仰 角 (°)	19.3	19.87	19.90	35.1
	ロール角 (°)	0.2	0.31	2.48	-0.98
第2段	ピッチプログラム	初期値 (°)	13.97	15.89	27.50
		レート (%/sec)	0.2254	0.3763	0.00
		最終値 (°)	-0.79	-8.24	27.50
	ヨー角設定 (°)		—	0.00	—
最終段	ピッチ角設定 (°)		-28.71	-28.68	-30.00
	ヨー角設定 (°)		—	-0.79	—



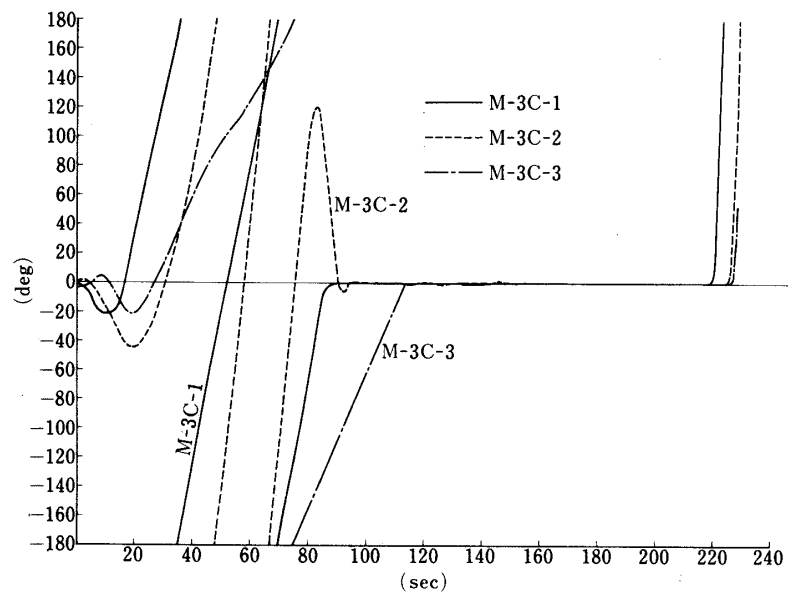
第3図 ピッチ角

誘導により元へ戻したが).

M-3C-1号機およびM-3C-2号機における第2段飛しよう中の制御状態を第8.



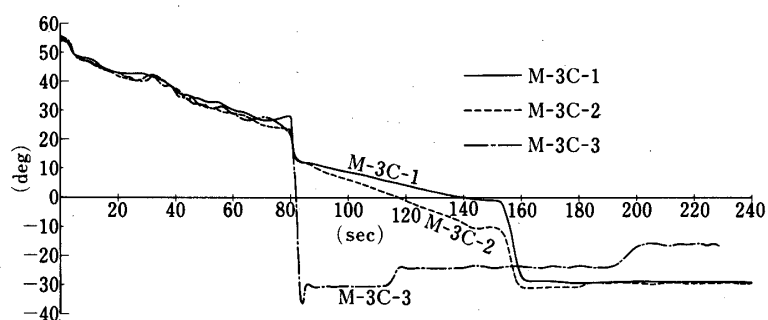
第4図 ヨー角



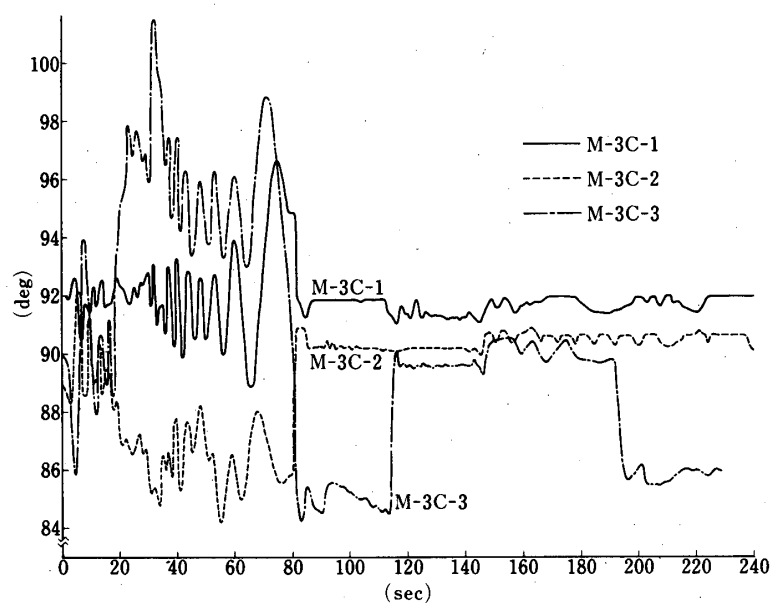
第5図 ロール角

9図に示す. 第2段点火(発射後80秒)附近におけるピッチ, ヨーTVC制御およびロールサイドジェット制御の状態が第8図である. 制御動作開始(電磁弁作動開始)は発射後79秒であり, ロール制御は直ちに始まっていることがレート出力からわかる. 一方ピッチ, ヨーレートは第2段点火時から生じて居り, TVCによる制御力が生じたことがわかる. また第5図と比較するとM-3C-2号機では制御開始前のスピンレートが大きく, 行き過ぎを生じたことが, ロールレートのデータを比較してよくわかる.





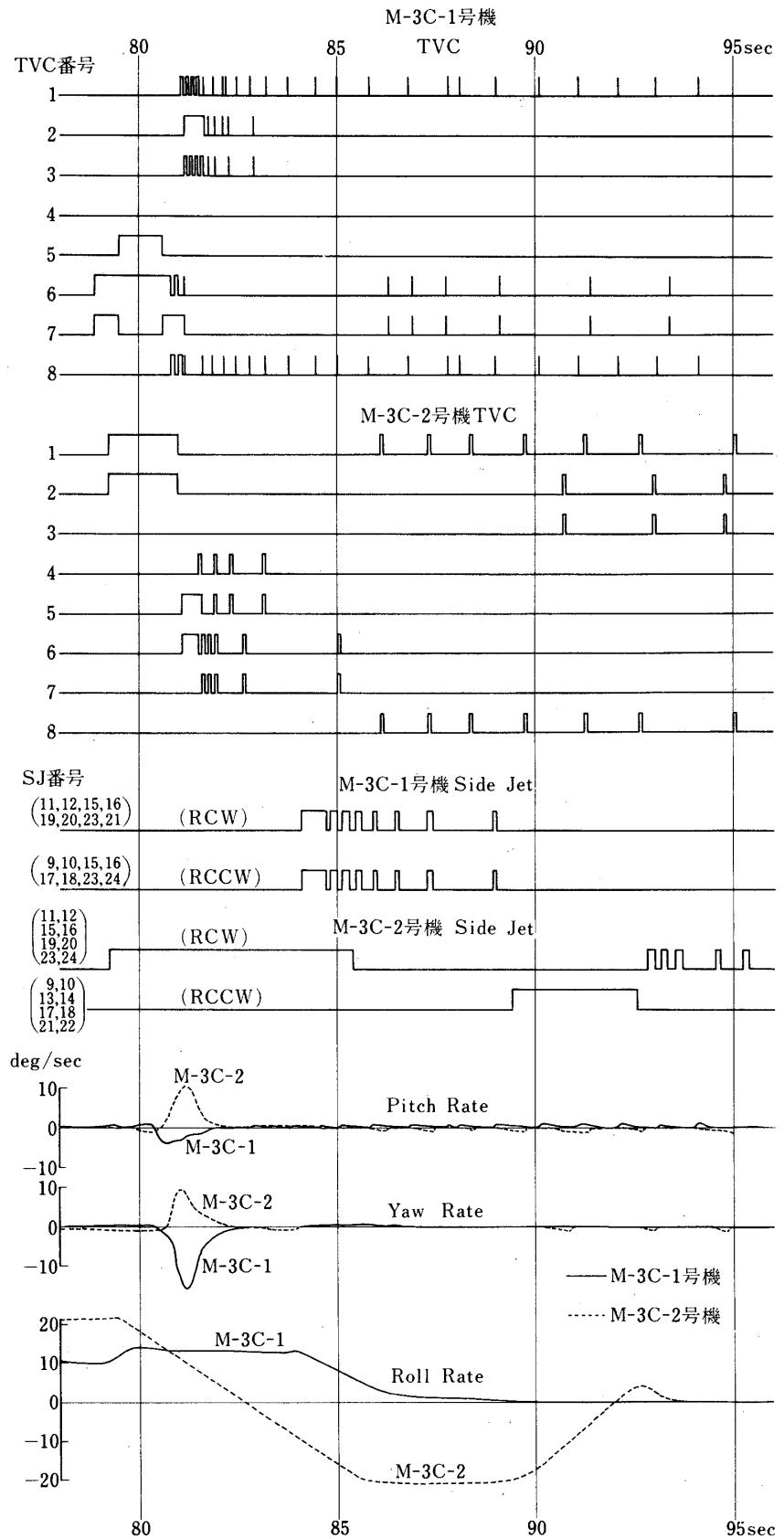
第6図 ELEVATION



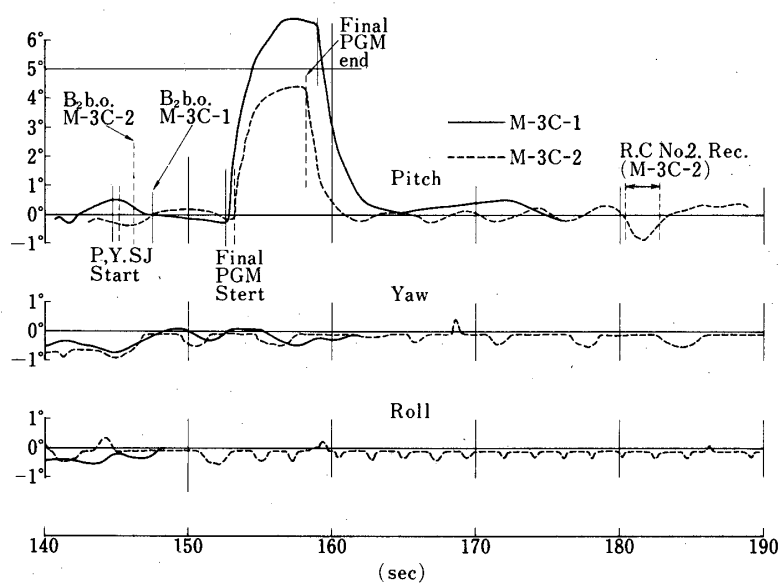
第7図 AZIMUTH

第2段の燃焼が終了（発射後約147秒）した前後におけるTV C制御からサイドジェット制御への切替の状態ならびに最終方向への制御の状態を、第9図に姿勢誤差として示した。M-3C-1号機では $-27.98^\circ$ 、M-3C-2号機では $-20.44^\circ$ ピッチ姿勢角目標値が急激に切替えられて居り、これに応じてロケットの姿勢は最大速度で追従した後に整定したことが読み取られる。しかし行き過ぎなどは生じていない。一方ヨー、ロール制御は何らかの外乱のため一方向にのみ誤差が生じていたものと考えられるが、ピッチ制御との干渉は殆ど認められない。

このような姿勢制御系の制御パラメータは、行き過ぎ量を小さくするように、また燃料消費量を小さくするように定めてあり[2]、この目的は達せられているものとみてよい。外乱も小さく、TV C装置に対する燃料積載量はM-3C-2号機以降、M-3C-1号機の



第8図 制御初期の状態



第9図 第2段燃焼末期および最終プログラマ動作時の制御誤差

第4表 姿勢基準部誤差の推定

		第 2 段		最 終 段	
ロケット, M-3C		1 *1)	2 *2)	1	2
上下角	姿勢基準部	12.8°	-1.8° - 0.13° - 0.5° *3)	-8.7°	-9.8°
	レーダ *5)	13.8°	-1.91°	-8.9°	-10.9°
	誤 差	-1.0°	0.48°	-0.2°	-1.1°
方位角	姿勢基準部	91.0°	1.12° - 0.5° *4)	91.0°	90.4°
	レ - ダ	92.0°	4.04°	92.3°	94.8°
	誤 差	-1.0°	3.42°	-1.3°	4.4°

\* 1) TVC開始直後

\* 2) TVC動作中のデータによる推定

\* 3) 電波誘導+初期誤差+制御オフセット

\* 4) 初期誤差+制御オフセット

\* 5) 精測レーダ追跡データからの加速度方向の推定

50%に減らした。将来はサイドジェット系についても現積載量の50%にすることが可能であろう。

次に姿勢基準部のドリフトおよび誤差を精測レーダの追跡結果と姿勢基準部による姿勢の

結果との比較から推定した。これを第 4 表に示す。精測レーダからの値は追跡結果より飛しよう中の加速度を推定し、この加速度ベクトルの方向をロケットの姿勢としたものである。一つを除いて予期される誤差以下に止まっている。M-3C-2 号機の最終段ヨー方向の談差が大きい。これはロケットに何らかの原因があったものと考えられる。しかし飛しよう結果、軌道に影響を与えるほどのものではなく、他の観測にはこの影響はあらわれていない。

#### 4. 地上設備（スピントーブル型制御系管制装置）

M-3C ロケットの地上設備は M-4S ロケットに対して整備した設備 [3] に改善を加えて自動化を進め、また誘導用ピッチプログラム設定モジュールを加えて使用した。姿勢制御装置用地上設備は第 10 図に示す発射前操作を第 11 図に示す各装置に対応して行なうものである。このうち TVC 装置、SJ 装置 ( $H_2O_2$  供給系) については別に述べられるのでここでは姿勢制御系ジャイロ監視装置について述べる。

これらの装置は発射時に使用されるものであり M ロケット管制室に設置されている。姿勢制御系ジャイロ監視装置では次の機能が要求される。(a) 塔載制御装置の発射前における試験、操作、動作確認、発射条件の設定、(b) 姿勢基準 (二自由度ジャイロのロータ位置およびスピントーブル位置) の設定、(c) ピッチプログラム初期値の設定、(d) 擬似信号による TVC 装置および SJ 装置の各電磁弁の動作確認、(e) 擬似タイマ信号の送出およびその動作の復旧。

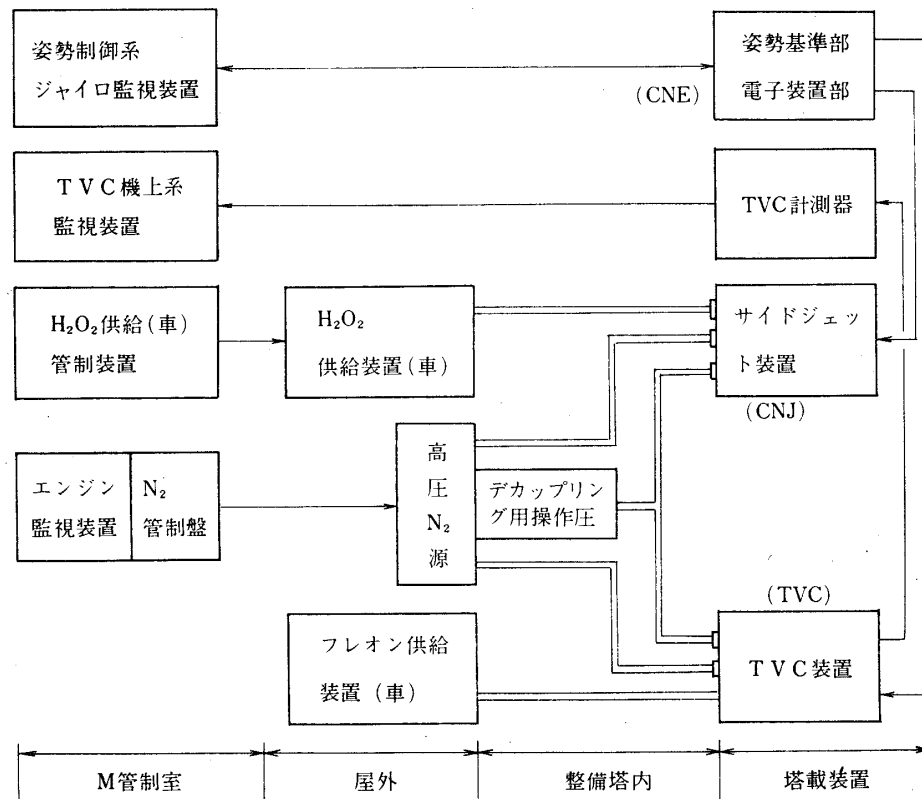
これらの要求に対するハードウェアの構成については、文献 [3] に述べてある。オペレータの操作の概要を述べると、ロケット塔載誘導制御装置の起動をまず手操作で行なう。これは二自由度ジャイロのロータの起動がその位置を零・零の状態で行なう必要がある、また外部交流電源を使用するためである。このほか塔載装置の内部状態切替のためのリレーの動作確認、試験のための印加電圧の確認などが起動に先立って行われる。通常の点検操作は時間的に余裕もあり、手操作で充分である。

発射前作業時の点検操作、特に発射のほぼ 1 時間前からの予熱、基準座標設定、電磁弁動作確認の作業は、点火系、ランチャなどの他の作業と連動して並行して行なわれるものであり、間違いなく確実に時間を追って進めなければならない。オペレータの負担を軽くし、また発射時のデータの記録を行なうために、発射前作業はミニコンピュータを使用して、オペレータの指令あるいは発射前時刻 (XTIME) によって進行する形にしてある。M-3C ロケットでは M-4S の場合に比較して、ソフトウェアに改修が加えられた。

発射直前の作業は、塔載装置の動作のチェックおよび予熱が終了し、ランチャの上下角および方位の設定が終了した後にジャイロ管制装置の操作スイッチによる動作に移る。操作および表示は第 12 図の操作表示パネルに集約されている。操作スイッチと操作の内容との対応を第 13 図に示す。オペレータが表示を確認して、それぞれの操作を進める。ソフトウェアはサブプログラム群として次のように分割されている。

(i) レベル終了：ランチャが設定された状態において姿勢基準部内の水準器で水平位置を知り、ロケットの姿勢 (ピッチ角) を測定する。この測定ピッチ角が仰角で方位はランチャのそれと等しい姿勢にあるロケットについて測定されるべきピッチ、ヨー、ロール角を、





第11図 M-3Cロケット用地上設備

いは地球の自転のために初期設定値から外れないようにアラインメントループによって保持されている。このループを発射直前に開いてジャイロおよびスピントーブルが慣性空間に対して一定の姿勢となるようにする。これは(ii)に対して一時的に割込みの形で動作し(ii)は割込終了後、再続行する(第16図)。

以上が操作に直接関連し、発射直前の不可欠な作業に関するプログラムである。一方オペレータが管制装置を動作させる前提としての準備、試験作業などに使用して有用な次のプログラムが準備してある。これも同時にメモリの中に常駐させてある。

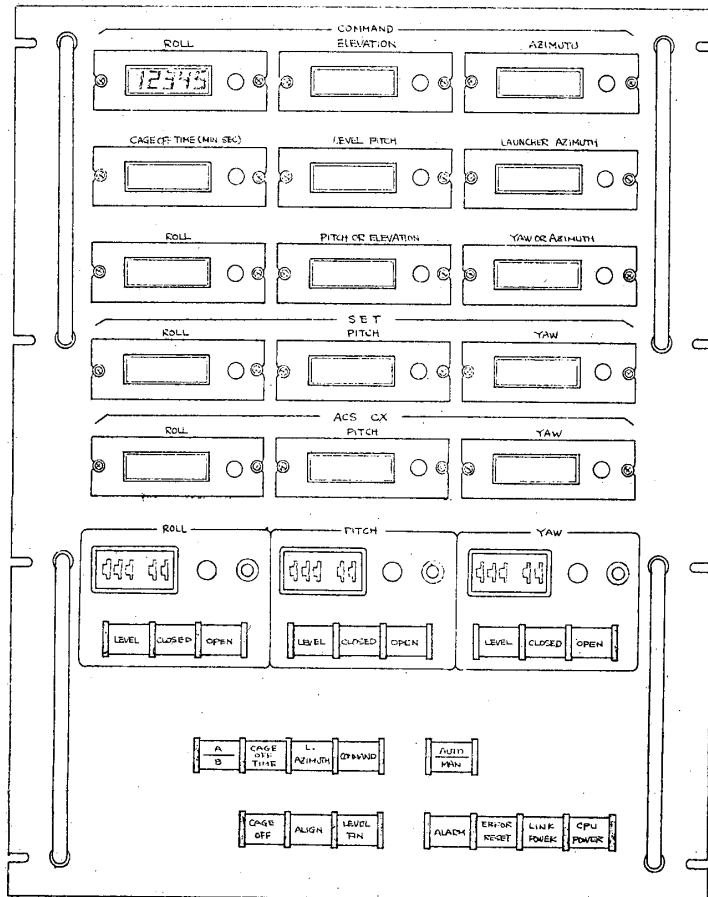
(iv) 発射準備：ピッチ角，ロール角測定値に関する校正表の読み込み，プログラムの初期化を行なう(第17図)。

(v) タイプライタ入出力：管制装置からのスイッチセットによる数値の入出力と並列に，ミニコンピュータ附属のタイプライタによって数値を入力し予備設定計算を行なう。また一方現在の姿勢基準の設定に使用しているデータを出力する(第18図参照)。

(vi) 汎用表示切替：操作に使用したデータの再確認，現在の状態の割込監視(第19図)。

(vii) リンケージテスト：ミニコンピュータとジャイロ監視装置本体との間の結合の試験。

(viii) ランチャ設定読合せ：外部割込によるピッチ，ヨー，ロール角の読取と印刷(第20図)。



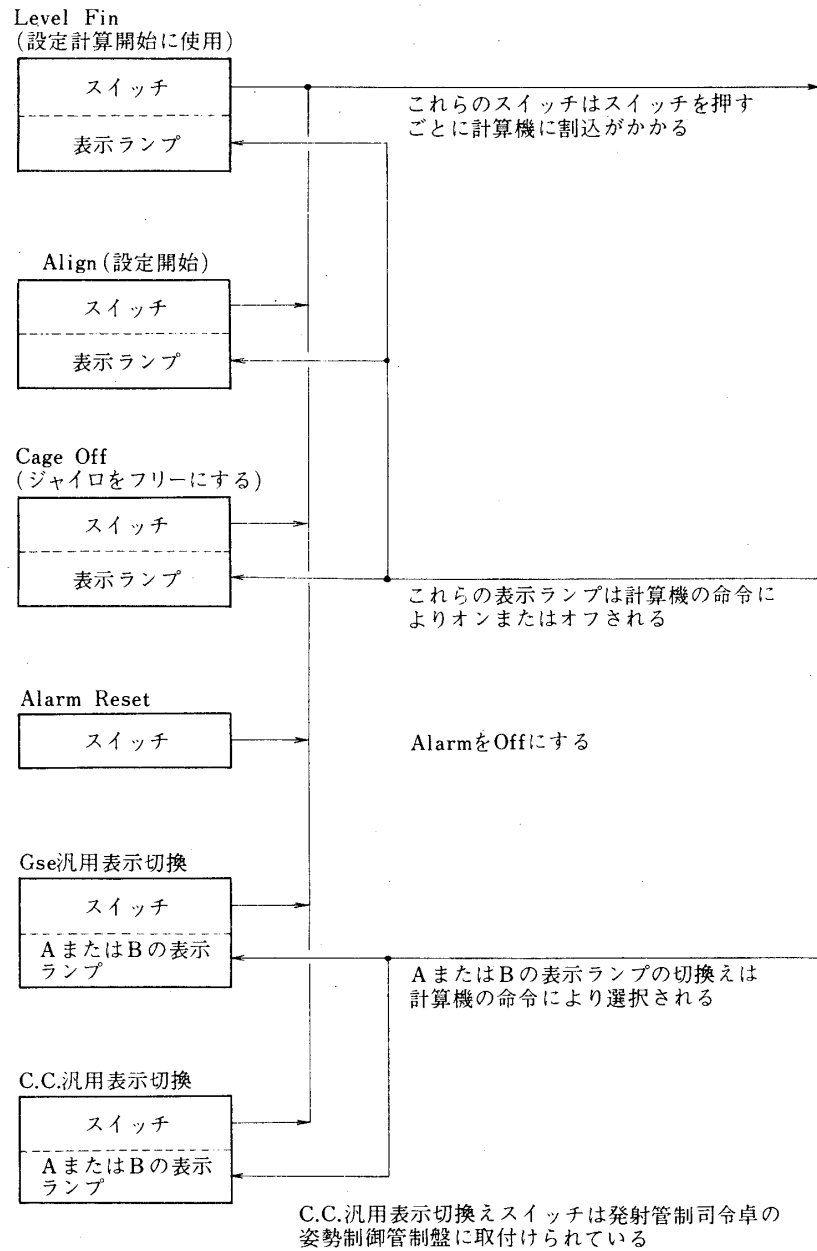
第12図 操作表示パネル ([3] 参照)

これらのプログラムの流れ図を第15～20図に示した。M-3C-1号機からM-3C-2号機にかけて特にアライメントおよびCAGE OFFの部分について改善したものであり、M-4Sの場合に比較して、プログラムステップの短縮と、機能の追加が行なわれた。

また姿勢基準設定値の計算は、ピッチプログラムの採用にともなって、二自由度ジャイロのヨー軸が基準座標系（ $x$ 軸の仰角 $\theta_g$ 、方位 $\psi_g$ ）の $x$ 軸を含む鉛直面内にあるように、またロータ軸が $x$ 軸に一致するように以下の式で行なった。この時のランチャ上のロケットにおけるスピントーブル・二自由度ジャイロ座標系と基準座標系との関係は次のようになる（第21図）。

まずヨー軸に関して 鉛直面内にある条件から

$$\begin{pmatrix} -\sin \theta_m \\ \cos \theta_m \sin \phi_m \\ \cos \theta_m \cos \phi_m \end{pmatrix} = C_e^E C_E^0 \begin{pmatrix} \sin \theta_g \cos \psi_g \\ \sin \theta_g \sin \psi_g \\ \cos \theta_g \end{pmatrix}$$

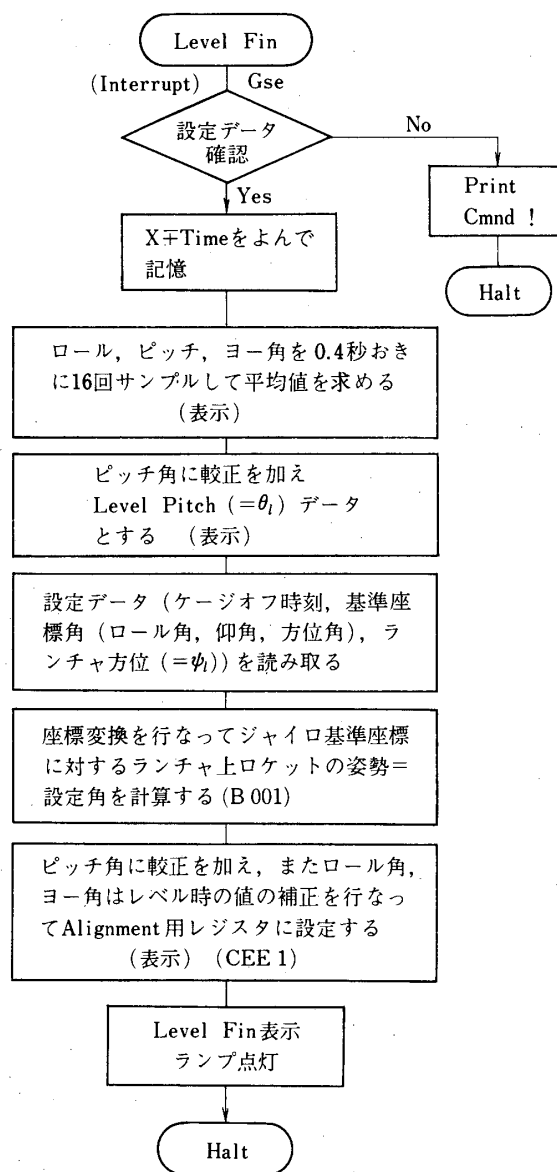


第13図 操作スイッチの機能

より  $(-\pi/2) < \phi_m < (\pi/2)$  となるように  $\phi_m$  を定める. 次にジャイロのロータ軸に関し  
して  $(\phi_m' = -\phi_m)$

$$\begin{pmatrix} \cos \theta_m \cos \psi_m \\ -\sin \psi_m \\ \sin \theta_m \cos \psi_m \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi_m & -\sin \phi_m \\ 0 & \sin \phi_m & \cos \phi_m \end{pmatrix} C_e^E C_E^0 \begin{pmatrix} \cos \theta_g \cos \psi_g \\ \cos \theta_g \sin \psi_g \\ -\sin \theta_g \end{pmatrix}$$



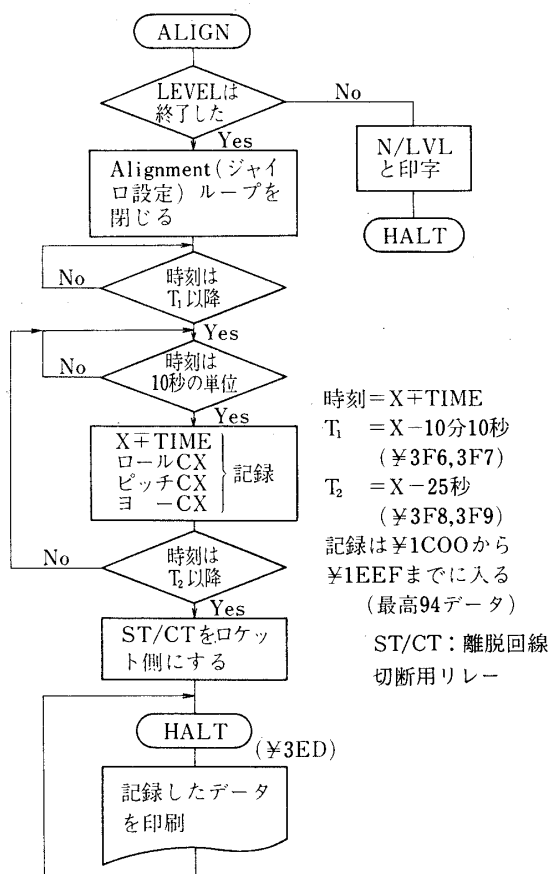


第14図 レベル終了時の作業, 流れの図

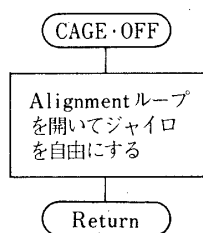
より  $\theta_m$ ,  $\psi_m$  を定める. この  $\theta_m$ ,  $\psi_m$ ,  $\phi_m$  がピッチ, ヨー, ロール姿勢基準設定値, すなわちランチャ上のロケットの基準座標系に対する姿勢角である. ここで,

$$C_e^E = \begin{pmatrix} \cos \theta_e \cos \psi_e & \cos \theta_e \sin \psi_e & -\sin \theta_e \\ -\sin \psi_e & \cos \psi_e & 0 \\ \sin \theta_e \cos \psi_e & \sin \theta_e \sin \psi_e & \cos \theta_e \end{pmatrix}$$

はランチャ上座標系の発射点座標系に対する方向余弦マトリクスであり,  $\theta_e$  はロケットの仰



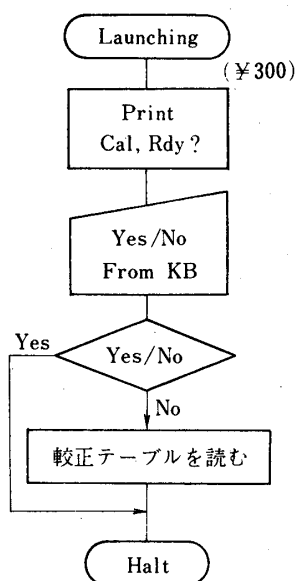
第15図 アラインメント操作



第16図 CAGE OFF (割込)

角を、 $\psi_e$  はロケット (=ランチャ) の方位を示す。また、

$$C_E^0 = \begin{pmatrix} \cos^2 \lambda + \sin^2 \lambda \cos \Omega t & -\sin \lambda \sin \Omega t & -\sin \lambda \cos \lambda (1 - \cos \Omega t) \\ \sin \lambda \sin \Omega t & \cos \Omega t & \cos \lambda \sin \Omega t \\ -\sin \lambda \cos \lambda (1 - \cos \Omega t) & -\cos \lambda \sin \Omega t & \cos^2 \lambda \cos \Omega t + \sin^2 \lambda \end{pmatrix}$$



第17図 発射プログラム準備

は地球の自転の補正を示す。 $\lambda$  は発射点の緯度,  $\Omega$  は地球の自転速度 ( $7.2921152 \times 10^{-5}$  rad/sec),  $t$  は CAGE OFF から発射までの時間。

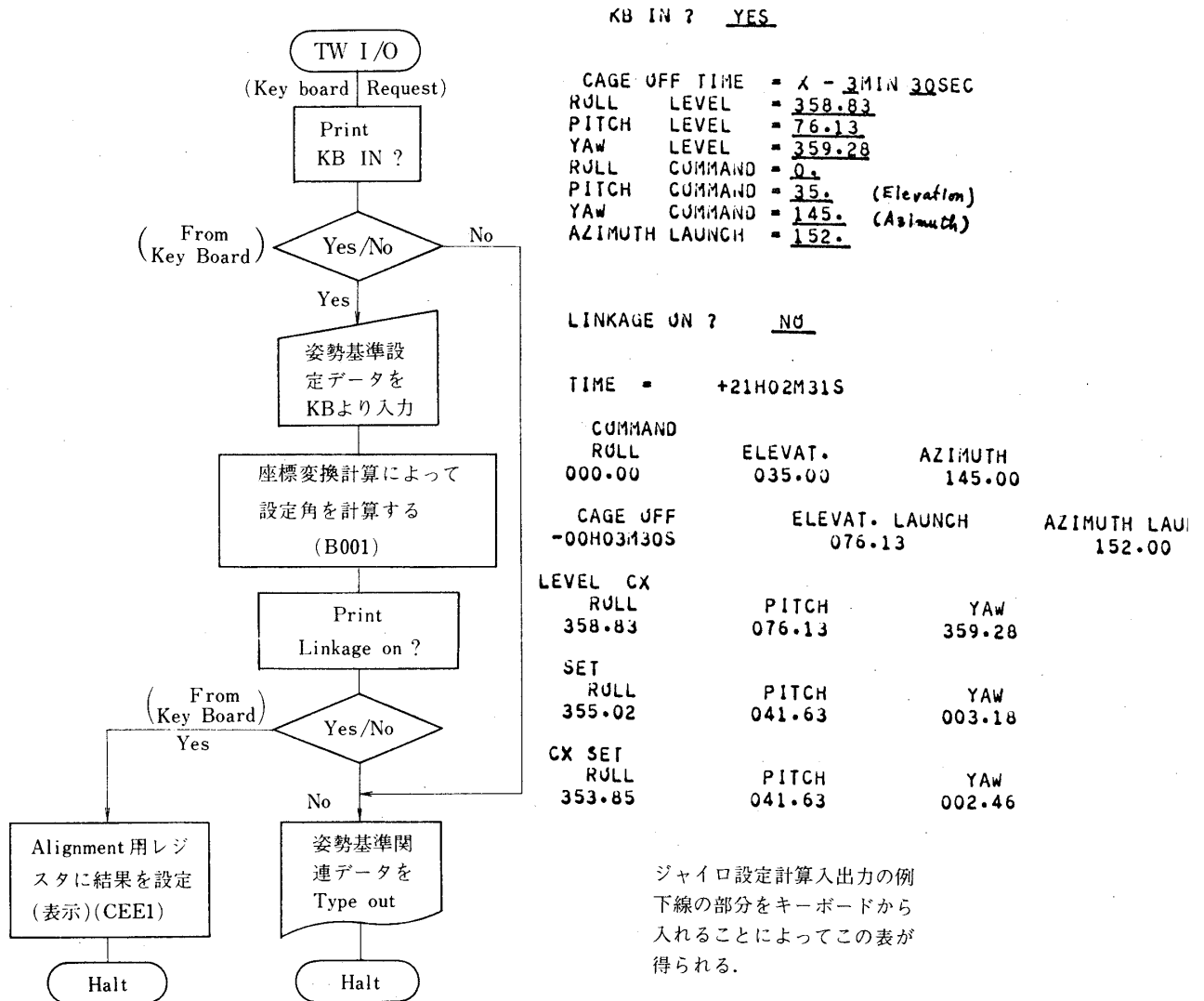
アラインメント操作では  $\theta_m$ ,  $\psi_m$ ,  $\phi_m$  に必要な逆校正を施してそれぞれピッチ, ヨー, ロールの設定値とし, 設定を行なう。

## 5. 結 言

M-3Cロケットにおいて, その第2段ロケットに対して推進飛行中の能動的な姿勢安定制御が行われた。この実験はL-4SC-2号機における姿勢安定制御飛しよう実験の成果を受けて行なわれたものである。M-3Cロケットの誘導制御は, 3号機で姿勢基準部の誤動作のため飛しよう軌道が誤って低くなったほかは, 所定の目的を完全に達成しており, 十分の性能を持っていたものといえる。

ここで使用された装置は, M-4Sロケットの最終段姿勢制御を目的として開発されたスピントーブル型姿勢制御装置に, 誘導のためのピッチプログラム装置, 電波誘導信号受信部およびこれを姿勢基準装置出力と加算する角度値修正装置を加えたものであり, 最小限の機能をそなえたものにすぎない。また第1段が空力安定であって外乱の影響を受け易いために, コーニング効果があるなどその精度においては, 電波誘導を充分生かすものとはいえない。しかし結果はM-4Sロケットに比較して, かなりの改善があった。

オンオフ制御の二次流体噴射推力制御(TVC)装置とサイドジェットによる第2段ロケットの姿勢制御方式は, ロケットの飛しよう軌道の制御手段として十分に有効なものであることを示した。また, その後の慣性飛行中の最終段のサイドジェットによる姿勢制御, スピントーブル制御も良好な安定した性能を示している。



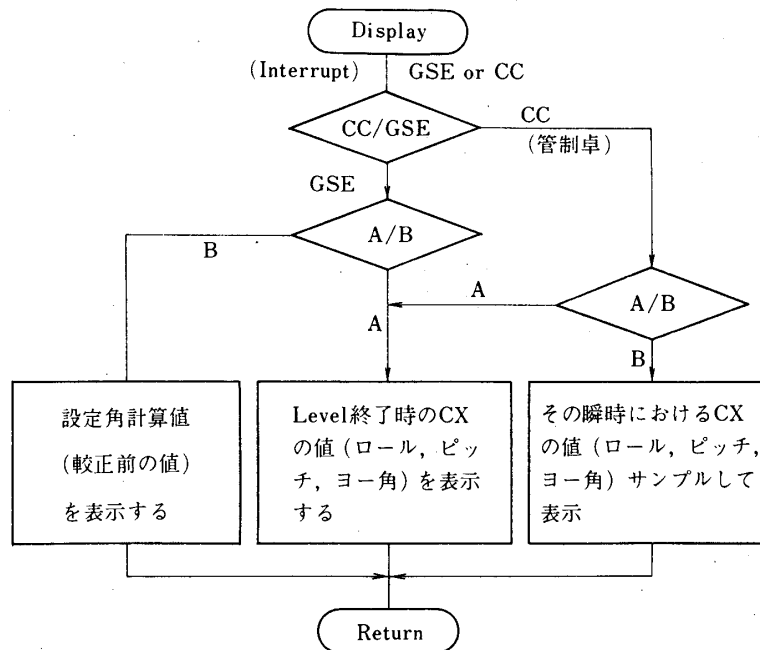
第18図 予備計算流れ図と印刷結果の例

終りにのぞみ本実験を通して有益な御指導御助言をいただいた本研究所の齊藤，森，野村，林，秋葉，各教授をはじめとする皆様に深く感謝する。また姿勢制御装置電気部は三菱プレシジョン株式会社，TV Cは日産自動車株式会社宇宙航空部，H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> サイドジェットは三菱重工長崎造船所特殊機械部の方々に担当していただいた。ここに深く感謝する。

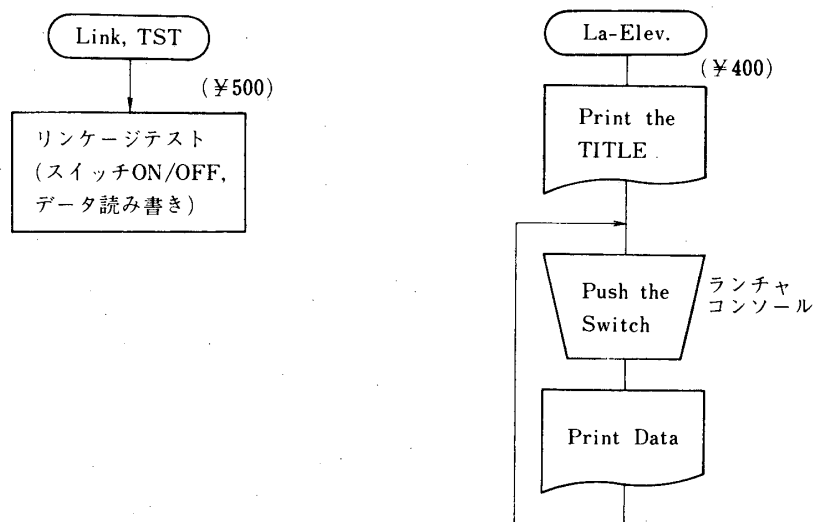
1977年8月30日 計測部

#### 参考文献

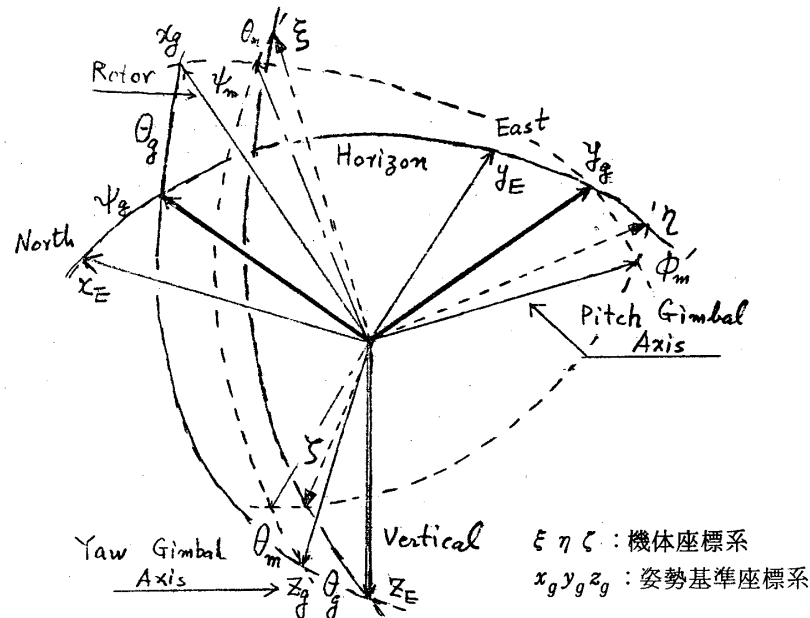
- [1] 東口，石谷，佐藤： M-4 Sにおける姿勢制御，東大宇航研報告，11-1-B，pp 179～206，(1975-3)
- [2] 野村，東口，秋葉： 誘導制御用塔載装置，東大宇航研報告，12-1-B，pp 357～367，



第19図 汎用表示切替と内容



第20図 リンケージテストとランチャ設定読合せ



第21図 ジャイロ設定

(1976-3)

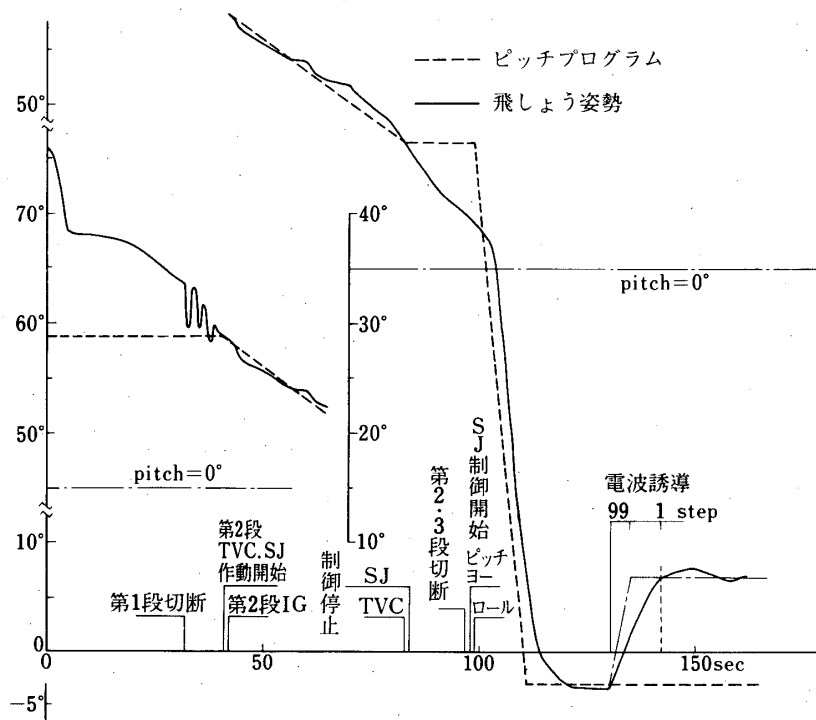
- [3] 東口, 皆藤, 佐藤, 羽広: M-4Sロケット用姿勢制御装置に対する地上設備について, 東大宇航研報告, 9-1-A, pp 33~76, (1973-1)
- [4] M. Higashiguchi and H. Ishitani: The Attitude Control System for Mu Rockets Used to Launch Japanese Scientific Satellites, VII IFAC symposium on Automatic Control in Space (preprints) vol. 2, pp. 282-293, (1976-5)
- [5] M. Higashiguchi: Spin Free Analytic Platform Type Attitude Reference for Mu Rockets, Proc. 12th ISTS (Tokyo), to be published, (1977)
- [6] M-3C-1号機計画概案, 東大宇航研Mロケット計画班, 昭48-7
- [7] M-3C-1号機実験報告書, 東大宇航研 SESデータセンタ, SES-TN-74-035-SY, 昭49-2
- [8] M-3C-2号機計画概案, 東大宇航研Mロケット計画班, 昭49-11
- [9] M-3C-2号機実験報告書, 東大宇航研 SESデータセンタ, SES-TN-75-054-SY, 昭50-2
- [10] M-3C-3号機計画概案, 東大宇航研 SESデータセンタ, SES-TN-75-073-SY, 昭50-11
- [11] M-3C-3号機実験報告書, 東大宇航研 SESデータセンタ, SES-TN-76-001-SY, 昭51-2
- [12] L-4SC-2号機実験報告, SESノート No. 058, 東大宇航研, 昭48-5

### 附録A L-4SC-2号機

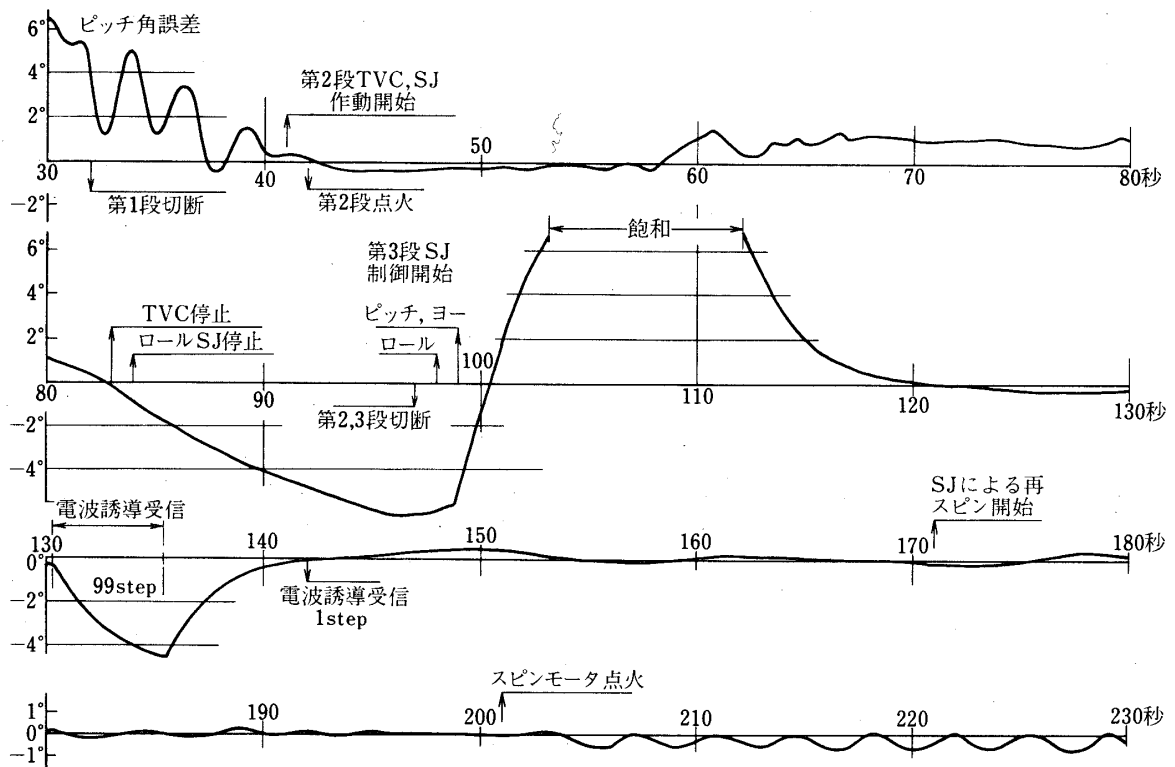
M-3Cロケットの誘導制御系の予備飛しよう試験はL-4SC-2号機で行なわれた。これは第2段のピッチ、ヨー制御に2次流体噴射方式の推力方向制御装置(SITVC)を使用し、ロール制御に $H_2O_2$  サイドジェット装置を使用している。TVCは主推力の2%の横推力を生じ、ロールサイドジェットは8kgの推力を持っている。第3段の姿勢制御は推力300grの $H_2O_2$  サイドジェット装置をピッチ、ヨー、ロールそれぞれの軸の制御に使用している。第2段のピッチプログラムによる制御、第2段-第3段の制御の状態、第3段の電波誘導指令による姿勢制御の試験が行なわれた。

ピッチ姿勢の制御は第A-1図に示すように行なわれ、プログラム値に対する誤差は第A-2図のように測定された。またヨー姿勢角を第A-3図に示す。これらの図より姿勢制御は正常に行なわれたことがわかる。また第2、3段切断の前後で制御を中断しているが、このように慣性飛しよう中の場合には姿勢の変動があっても飛しよう軌道には全く影響はない。また電波誘導指令は、0.0997°/stepであり、ピッチ角を発射後130.5秒より135秒の間に9.87°、その後142秒に0.1°変更している。

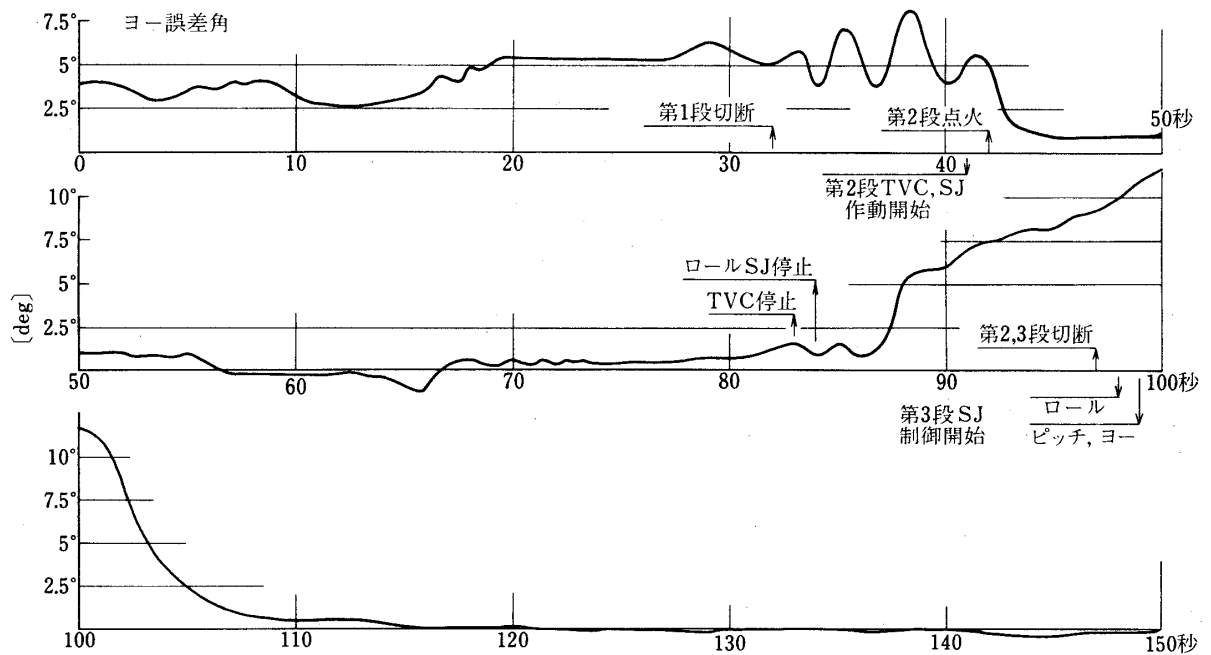
TVCおよびサイドジェット装置(SJ)について、ON-OFF制御系の設計のデータとして必要な動作おくれ時間の推定を行なった。まず飛しよう時のON-OFF動作について姿勢制御装置制御機能部の電磁弁作動リレーの動作時刻と電磁弁下流側圧カスイッチの動



第A-1図 L-4SC-2号機ピッチ角

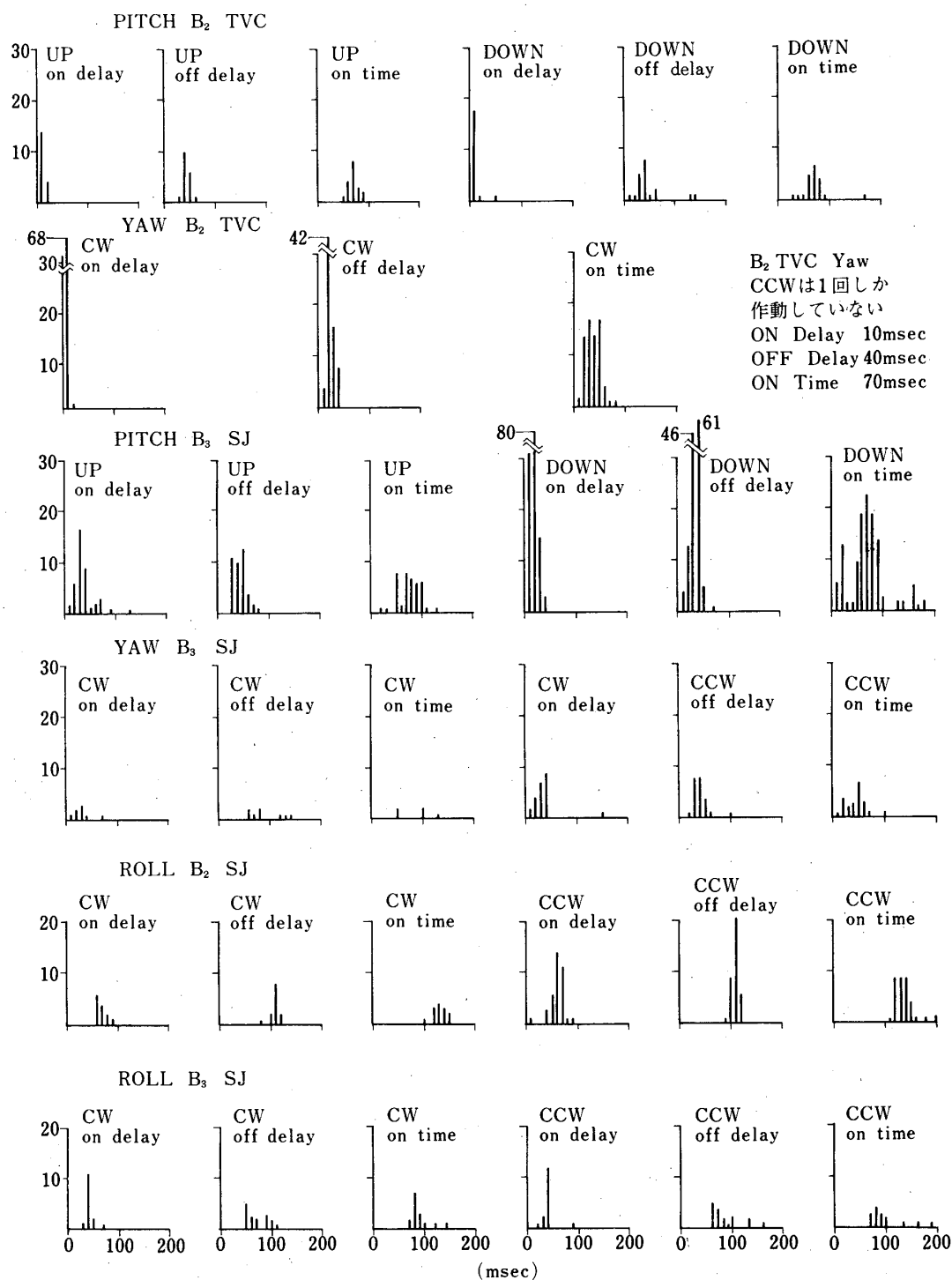


第A-2図 L-4SC-2号機ピッチ姿勢角誤差



第A-3図 L-4SC-2号機ヨー角





第A-4図 L4SC-2におけるTVC, SJの動作

作時刻とを比較してON動作おくれおよびOFF動作おくれの分布をしらべた。これが第A.

第A1表 L4SC-2制御エンジン特性

ENGINE			Ang. Accel (°/sec <sup>2</sup> )	Delay (msec)	No.*	ON Time*(msec)		Δ ( ° ) k ( sec )
						Meas.	Calc.	
PITCH	UP	ON OFF	32	22 45	18	70	45 90	1.5
B <sub>2</sub> TVC	DOWN	ON OFF	30	20 35	21	70	40 70	8
YAW	CW	ON OFF	29	20 25	69	30	40 50	1.5
B <sub>2</sub> TVC	CCW	ON OFF	22	10 40	1	70	15 80	8
PTTCH	UP	ON OFF	1.0	31 41	42	70	55 90	5
B <sub>3</sub> SJ	DOWN	ON OFF	1.9	19 36	124	70	40 70	2.5
YAW	CW	ON OFF	1.6	35 70	7	75	75 140	5
B <sub>3</sub> SJ	CCW	ON OFF	1.3	33 38	22	40	70 80	2.5
ROLL	CW	ON OFF	14.6	65 110	13	130	130 220	2.0
B <sub>2</sub> SJ	CCW	ON OFF	9.4	40 110	35	130	80 220	2.0
ROLL	CW	ON OFF	4.3	40 70	15	80	80 150	1.0
B <sub>3</sub> SJ	CCW	ON OFF	5.0	40 70	15	80	80 150	1.5

\*) リミットサイクル動作時

4図である。動作おくれを10 ms おきに分類し、生起した頻度を示したものである。かなり安定した動作をしているとみてよい。この動作は多くはリミットサイクルを持つ制御であるので、シミュレーションにより、最も近いリミットサイクルを示す条件を求めた。すなわちこれにより制御加速度の大きさ、おくれ時間を推定することができる。不感帯幅および制動比については姿勢角誤差、レート、電磁弁作動リレーの動作時刻を比較して、当初設定した値と変っていないことを確認した。この結果が第A. 1表である。ここで ON Time はリミットサイクルを生じている場合の各電磁弁の動作時間であり、上記動作おくれ時間によってほぼ定まる。Calc. はシミュレーションより求めた値で、動作おくれ時間としてそれ

どれ ON または OFF の実測平均値 (Delay) を使用した場合である。これより見て TVC 装置では OFF の時の動作おくれ時間を、SJ については ON の時の動作おくれ時間をとると、シミュレーションと実測とが近い値をとる。したがって動作おくれ時間は TVC に対して 50 msec、SJ に対して 70 msec とするのが妥当であろう。

## 附録B ジャイロ管制装置ソフトウェア補遺

M-3C で使用したソフトウェアは M-4S ロケットで使用したソフトウェア [3] を整理し、共通部分をまとめなおして、プログラムに必要な記憶容量をあまり増さずに機能をつけ加えた。以下は変更部分である。

A009 : 時間データ (分, 秒) を KB より読込

BL R (/A009)  
DC (格納アドレス)

A00A : 小数点付 6 桁データ (角度) の KB 読込

BL R (/A00A)  
DC (格納アドレス)

KB からの読込みは <復改> で終了、<沫消> で再読込となる。また格納領域は 12 語以上必要である。

A00B : ブロック転送

BL R (/A00B)  
DC (源データアドレス)  
DC (転送先アドレス)  
DC (語数)

A10E : 2 語の二進 10 進 (BCD) データを 8 桁の整数とみて浮動小数点表示に変換する (正の数)。

BL R (/A10E)  
DC (BCD アドレス)  
DC (浮動小数点アドレス)

最大は 1677 7215 = 46 FF FFFF

A10F : 2 語の BCD データを、語の間に小数点がある数値とみて浮動小数点表示に変換する。

BL R (/A10F)  
DC X  
DC (源データアドレス)  
DC (変換データアドレス)

X ≠ 0 ならば BCD → 浮動小数点、

X = 0 ならば 浮動小数点 → BCD

負数の場合 BCD データの符号部 (#0 ビット) が負すなわち 1 となる。

CED0 : GSE および発射管制卓の A/B 表示切替、(AC) に次の種別を入れて BL 命

令でとぶ.

0 # bit = 0 : G S E, = 1 : 管制卓

15 # bit = 0 : A, = 1 : B

Aをえらぶとレベル終了時のピッチ, ヨー, ロール C X の値を表示する. Bをえらぶと G S E では角度セット値の計算結果を, 発射管制卓ではその時のピッチ, ヨー, ロール C X の値をサンプルして表示する (第19図参照).

C E 1 0 : 制御装置データのサンプル, 読込, 記憶.

B L R (/ C E 1 0)

D C (終了時刻: X 一分)

D C (サンプル周期: 秒)

サンプル周期は10秒単位で, 10, 20, 30秒のいずれかになる. 終了時刻とともに B C D データで与える. 記憶領域 ((M M A D R) - (M M A D R + 1)) が一ぱいになるか終了時刻が来れば HAL T 状態になり, RUN にすると記憶内容を出力する (第15図参照).

B F I C : C E E C で読んだテーブルを使って, 校正をし, 所定の所へ格納する.

B L R (/ B F I C)

D C X

D C (校正テーブルのアドレス)

D C (源データのアドレス)

D C (結果データのアドレス)

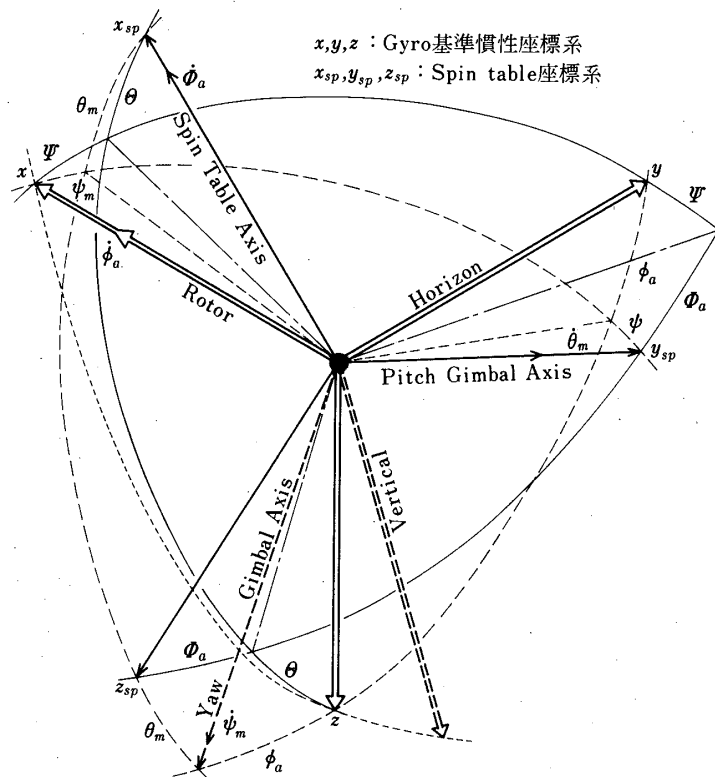
X = 0 ならば順方向, X ≠ 0 ならば逆方向に校正をする. データは浮動小数点表示.

C E E C : 校正テーブルの読込. 一定のきざみの真値 ( $x_i$ , 度) に対する読み取り誤差 ( $y_i$ , 分) の  $i = 1, 2, \dots, n$  のデータの組を読み取って格納する. データの終りは 500. 以上の数値が2個並ぶことによって検出している. J番地から格納されていると (J) = 校正点数, (J + 1, 2) = 真値の最小の値, (J + 3, 4) = 真値のきざみ (=  $x_{i+1} - x_i$ ), (J + 5) ..... は誤差を10倍して整数としたものが入る (負の場合は符号部が1となる絶対値表示).

## 附録 C コーニング効果と座標変換

一軸安定化テーブル (スピントーブル) を使用した場合コーニング効果のために, テーブルの基準面が最初に設定した基準座標系から傾く (skew を生ずる). これについてはすでに述べた [1] が, 各座標系の方向余弦マトリクスとその間の関係について補足する. スピントーブル座標系を ( $x_{sp}$   $y_{sp}$   $z_{sp}$ ) とし, 慣性基準座標系を ( $x$   $y$   $z$ ) とし, 第 C 1 図に示すようにオイラー角をとる.  $i$  軸まわりの回転角  $\lambda$  による座標変換を  $T_i(\lambda)$  であらわすと, 次の関係式が成立する.

$$\begin{pmatrix} x_{sp} \\ y_{sp} \\ z_{sp} \end{pmatrix} = T_x(\Phi_a) T_y(\Theta) T_z(\Psi) \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = T_y(\theta_m) T_z(\psi_m) T_x(\phi_a) \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots (C. 1)$$



第C-1図 座標系

スピントーブル安定化サーボ系は、スピントーブル上にとりつけたレート積分ジャイロによって  $(x_{sp}, y_{sp}, z_{sp})$  系でのロール  $(x_{sp})$  軸方向角速度成分  $P$  を検出し、これを零とするように動作する。すなわち、

$$P = \dot{\Phi}_a - \dot{\Psi} \sin \Theta = 0 \quad \text{..... (C. 2 a)}$$

$$\text{または } P = \dot{\phi}_a \cos \theta_m \cos \psi_m - \dot{\psi}_m \sin \theta_m = 0 \quad \text{..... (C. 2 b)}$$

となるようにサーボ系を動作させる。したがって、

$$\Phi_a = \int (\sin \Theta) d\Psi \quad \text{..... (C. 3 a)}$$

$$\text{または } \phi_a = \int (\tan \theta_m \sin \psi_m) d\psi_m \quad \text{..... (C. 3 b)}$$

で示されるロール軸まわりの回転を生ずることになる。これがコーニング効果である。

一方ロケットのロール軸がある方向を中心とする半頂角  $\alpha$  の円錐にそって、コーニング運動をしたとすると、座標変換は、 $T_x(\beta)$   $T_y(\alpha)$   $T_x(\gamma)$  で示され、スピントーブル上の積分ジャイロで検出されるロール角速度成分より

$$P = \dot{\beta} + \dot{r} \cos \alpha = 0 \quad \dots\dots\dots (C. 2c)$$

$$\beta = - \int (\cos \alpha) dr$$

が得られる. ここでコーニング効果による skew は  $r$  と  $\beta$  との差であって

$$\beta_a = -r - \beta = -r + \int (\cos \alpha) dr \quad \dots\dots\dots (C. 3c)$$

となる. すなわち1回転した時に,  $2\pi(\cos \alpha - 1)$  の skew を生ずる ( $\alpha$ : 一定).

方向余弦マトリクスはそれぞれ次のように示される.

$$\begin{pmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \cos \Theta \sin \Psi & -\sin \Theta \\ -\cos \Phi_a \sin \Psi & \cos \Phi_a \cos \Psi & \sin \Phi_a \cos \Theta \\ +\sin \Phi_a \sin \Theta \cos \Psi & +\sin \Phi_a \sin \Theta \sin \Psi & \\ \sin \Phi_a \sin \Psi & -\sin \Phi_a \cos \Psi & \cos \Phi_a \cos \Theta \\ +\cos \Phi_a \sin \Theta \cos \Psi & +\cos \Phi_a \sin \Theta \sin \Psi & \end{pmatrix} = \mathbf{B}(\Phi_a, \Theta, \Psi) \quad \dots\dots\dots (C. 4)$$

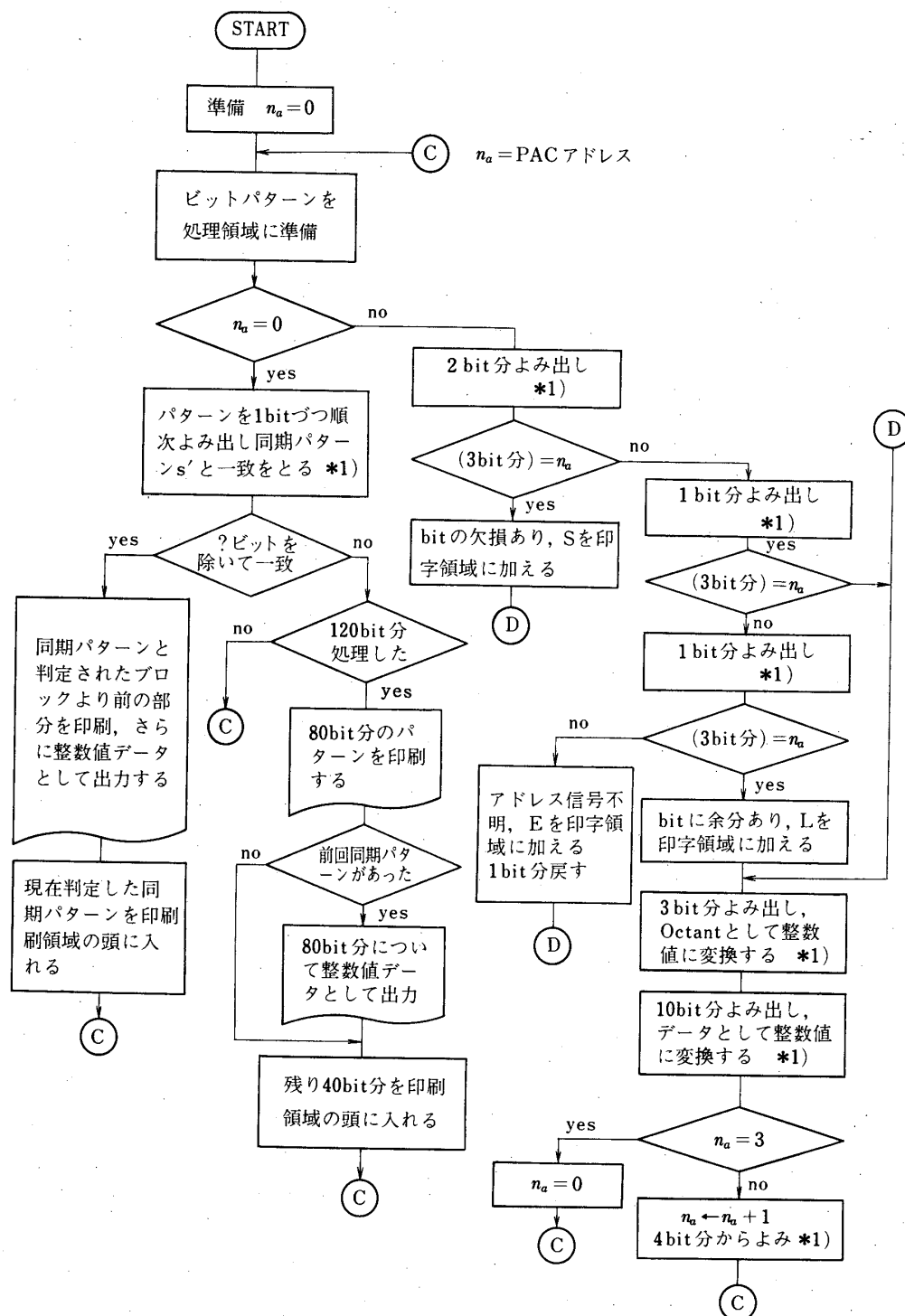
$$\begin{pmatrix} \cos \theta_m \cos \psi_m & \sin \phi_a \sin \theta_m & -\cos \phi_a \sin \theta_m \\ +\cos \phi_a \cos \theta_m \sin \psi_m & +\sin \phi_a \cos \theta_m \sin \psi_m & \\ -\sin \psi_m & \cos \phi_a \cos \psi_m & \sin \phi_a \cos \psi_m \\ \sin \theta_m \cos \psi_m & -\sin \phi_a \cos \theta_m & \cos \phi_a \cos \theta_m \\ +\cos \phi_a \sin \theta_m \sin \psi_m & +\sin \phi_a \sin \theta_m \sin \psi_m & \end{pmatrix} = \mathbf{C}(\theta_m, \psi_m, \phi_a) \quad \dots\dots\dots (C. 5)$$

$$\begin{pmatrix} \cos \alpha & \sin r \sin \alpha & -\cos r \sin \alpha \\ \sin \beta \sin \alpha & \cos \beta \cos r & \cos \beta \sin r \\ -\sin \beta \sin r \cos \alpha & +\sin \beta \cos r \cos \alpha & \\ \cos \beta \sin \alpha & -\sin \beta \cos r & -\sin \beta \sin r \\ -\cos \beta \sin r \cos \alpha & +\cos \beta \cos r \cos \alpha & \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots (C. 6)$$

スピントーブル型姿勢基準を使用したM-3Cロケットで測定されているピッチ角は  $\theta_m$ , ヨー角は  $\psi_m$  であり  $\phi_a$  は観測できない. ロール角はスピントーブルに対する機体の相対角であって, 慣性座標系に対しては  $\Phi_a$  の誤差を持つ. (C. 4), (C. 5) より

$$\left. \begin{aligned} \cos \Theta \cos \Psi &= \cos \theta_m \cos \psi_m \\ \cos \Theta \sin \Psi &= \cos \theta_m \sin \psi_m \cos \phi_a + \sin \theta_m \sin \phi_a \end{aligned} \right\} \quad (C. 7)$$

$$\left. \begin{aligned} \sin \theta &= \sin \theta_m \cos \phi_a - \cos \theta_m \sin \psi_m \sin \phi_a \\ \sin \phi_a \cos \theta &= \sin \phi_a \cos \psi_m \end{aligned} \right\}$$



第D-1図 PACデータ解読ルーチン

相対時刻フレーム数 同期信号		ロール角		ピッチ角		ヨー角	
0X0XX	0X0XX	185.00 927	0 0	42.368 467	28.587 279	0 0	356.089 35
0X0XX	0X0XX	185.20 928	0 1	46.434 467	28.501 278	0 0	355.978 36
0X0XX	0X0XX	185.40 929	0 1	50.437 423	28.501 278	0 0	355.867 37
0X0XX	0X0XX	185.60 930	0 1	54.441 366	28.501 278	0 0	355.755 38
0X0XX	0X0XX	185.80 931	0 1	58.480 314	28.501 278	0 0	355.644 39
0X0XX	0X0XX	186.00 932	0 1	62.459 267	28.501 278	0 0	355.533 40
0X0XX	0X0XX	186.20 933	0 1	66.559 222	28.501 278	0 0	355.422 41
0X0XX	0X0XX	186.40 934	0 1	70.531 181	28.501 278	0 0	355.310 42
0X0XX	0X0XX	186.60 935	0 1	74.603 141	28.501 278	0 0	355.199 43
0X0XX	0X0XX	186.80 936	0 1	78.733 102	28.501 278	0 0	355.088 44

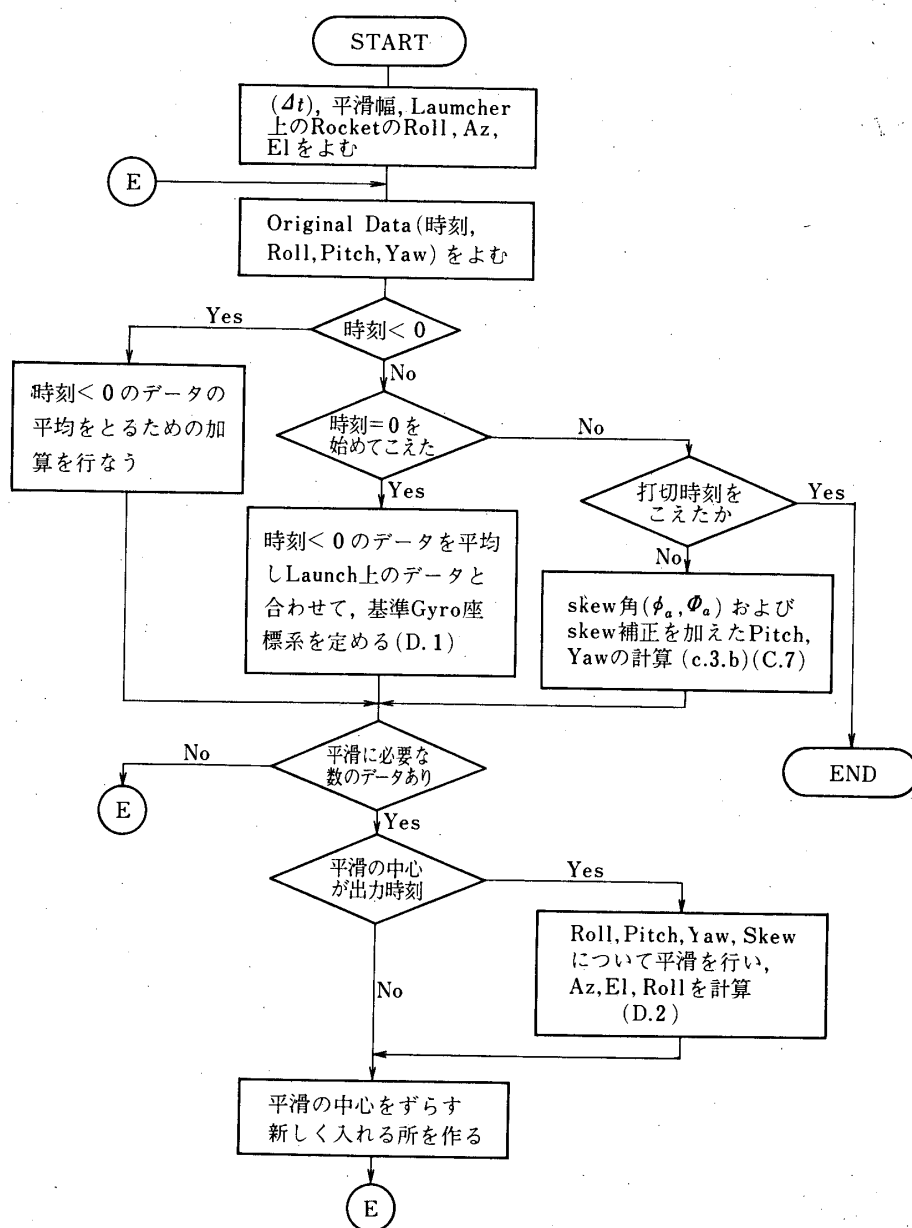
第D-2図 PACデータ処理結果の例



が得られ、これと (C.3b) 式とによって、ヨー  $\psi$ 、ピッチ角  $\theta$  およびロール誤差  $\phi_r$  が計算できる。

#### 附録D 精密角度変換器 (PAC) データの処理

スピントーブル型制御装置においてピッチ、ヨー、ロール姿勢角は、シンクロ出力 (角度の正弦値) をアナログテレメータで伝送するほかに、角度の正切または余切の値をディジタ



第D-3図 Skew 角, および Skew 補正をした Azimuth, Elevation, Roll の計算

ル10ビットに変換し、8象限中の存在領域(オクタント)とアドレスを各3ビットずつつけてPCM伝送した。この後者のAD変換器を精密角度変換器(Precise Angle Converter)とっている[1]。

この信号は400ビット/秒で伝送されて居り、飛しよう中にD/A変換されて実時間モニタをするほか、データレコーダに集録してOFF-LINEのPCMデコードを行なった。データレコーダに集録されたNRZ-PCM信号よりビットシンクロサイザを用いてビット同期信号を作り、これをサンプリング信号としてPCMデータを読み出し・デジタル計算機(HI-PAC-103)のアナログコンピュータリンクエージにある直列データ入力より記憶装置に読みこむ。このビットパターンよりフレーム同期をとって、ロール、ピッチ、ヨーデータを分離した。雑音の影響、データレコーダの再生のゆらぎなどのため、フレームが分離できない場合にもPAC信号に入っているアドレスを手掛りに分離を試みてある。これを第D.1図に示す。パターンおよび一次解読結果の例を第D.2図に示す。ここで各データブロックの第1行は、処理開始を零とした仮の時刻、ロー角、ピッチ角、ヨー角の変換値である。第2行はフレーム数・ロール、ピッチ、ヨーに関する(データの質、オクタント、角度のデジタル値)である。第3行はビットパターンで、最初の20ビットは同期パターン(5A6AE, 16進)である。ここで得られたフレーム数、データの質、オクタント、デジタル値についてさらに処理をして最終データとする。そのためにシンクロ較正表、ランチャ上におけるロケットの姿勢測定データおよび発射時刻を定めるためのオクタント変化時刻データを読みこむ。第D.3図は、これを示したものであり、テレメータ記録から得られるオクタント変化時刻によって同時にPCMフレーム周期の較正も行なっている。ここでは発射直前におけるテレメータデータと、発射時に得られている上記の較正データおよびランチャデータから、あらためて基準座標系を逆算し、発射時刻以降のコーニング効果を積算してskew角を評価し、発射時、発射点における方位、仰角としてロケットの姿勢を算出している。この時の式は以下の通りである。

発射時のロケットの方位を $\Psi_e$ 、傾角を $\Theta_e$ 、ロール角を $\Phi_e$ とすると、ロケットの姿勢を示す方向余弦マトリクス $B_e$ は(C.4)式を用いて $B(\Phi_e, \Theta_e, \Psi_e)$ である。次に同じく発射時の基準座標系からの方向余弦マトリクス $C_0$ は(C.5)式を用いて $C(\theta_{m0}, \psi_{m0}, \phi_{a0})$ となる。したがって発射時、発射点におけるKSC座標系(北: $x$ , 東: $y$ , 下方: $z$ )に対する基準座標系の方向余弦マトリクスは

$$C_r = C_0^{-1} B_e = C^T(\theta_{m0}, \psi_{m0}, \phi_{a0}) \cdot B(\Phi_e, \Theta_e, \Psi_e) \quad \dots\dots\dots(D.1)$$

から決定できる。この基準座標系に対してピッチ、ヨー、ロール角 $\theta_m, \psi_m, \phi_m$ が測定される。したがって(C.3b)によって発射初期値を0として $\phi_a$ を計算し、さらに(C.7)式によって $\Theta, \Psi, \Phi_a$ を求めるとロケットの姿勢のKSC座標系の方向余弦マトリクスは、

$$C_e = B(\Phi_a + \phi_m, \Theta, \Psi) \cdot C_r \quad \dots\dots\dots(D.2)$$

で計算できる。これを方位，仰角，ロール角で表現することは（D. 2）式を（C. 4）式と比較して容易に得られる。

「M-4 Sにおける姿勢制御 [1]」正誤表

頁, 行	誤	正
179, 表 1	44年9月	44年8月
"	44年2月	46年2月
184, ↓ 7	信号選出	信号送出
190, ↑ 8	コ-制御応答	ヨ-制御応答
196, ↓ 13	$\theta / (\alpha T_d)$	$\theta / (\alpha T_d^2)$
196, ↓ 14	$D / (\alpha T_d)$	$D / (\alpha T_d^2)$
197, ↑ 6	$ x_{1L}  =$	$x_{1L} =$
197, ↑ 5	$ x_{2L}  =$	$x_{2L} =$
197, ↑ 4	$\tau_L(2k - \tau_L)\{\delta(k-1)^2 +$	$\tau_L(2k - \tau_L)\{8(k-1)^2 + \dots$
198, ↓ 5	$/ (x'_{1L} + x_{2L}) + x_{2L} \}$	$/ (x'_{1L} + x_{2L}^2)$
198, ↓ 8	$/ \{ \delta(k-1) \}$	$/ \{ 8(k-1) \}$
199, ↓ 2	方向の角 度を検出	方向の角速度を検出
199, ↓ 8	は $\theta$ , ヨ-角は $\Psi$ で	は $\theta_m$ , ヨ-角は $\psi_m$ で
199, ↓ 10	$\dot{\phi}_a - \dot{\Psi} \sin \theta$	$\dot{\phi}_a - \dot{\Psi} \sin \theta$ $= \dot{\phi}_a \cos \theta_m \cos \psi_m$ $- \dot{\psi}_m \sin \theta_m$
199, ↓ 12	$\dot{\phi} \sin \theta dt$	$\dot{\Psi} \sin \theta dt$
199, ↓ 16	$\cos \phi \cos \theta$ $= \cos \Psi \cos \theta$	$\cos \Psi \cos \theta$ $= \cos \psi_m \cos \theta_m$
199, ↓ 17	$\cos \Psi \sin \theta \cos \phi_a$	$\cos \psi_m \sin \theta_m \cos \phi_a$
199, ↓ 18	$-\sin \Psi \sin \phi_a$	$-\sin \psi_m \sin \phi_a$
199, ↓ 19	$\sin \Psi \cos \phi_a + \cos \Psi \sin \theta$	$\sin \psi_m \cos \phi_a + \cos \psi_m \sin \theta_m$
199, ↑ 6	ある [1].	ある [12].
200, ↓ 4	$C + m^2$	$C + m^2 D$