

誘導制御用搭載装置

野 村 民 也・東 口 實・秋 葉 鏡二郎

1. ま え が き

Mロケットによる科学衛星は、最小限の誘導制御機器による最も簡単な方式のM-4Sロケットでまず実現された。すなわち人工衛星を実現するための条件である目標軌道の高度および速度の初期値をロケットの最終段燃焼終了時に与えるために、最終段の姿勢は予定軌道の局地水平に一致させ、最終段点火時刻は人工衛星が実現できる条件から定める方法がとられた。この場合ロケットの最終段点火時の高度、速度はそれ以前のロケットの軌道によって大幅に変化し、人工衛星の達成軌道もまたかなり幅があるものになってしまう。

これに対してロケットの飛しょう軌道を安定化し、ロケットの能力を有効に使用して最適軌道をとらせ、目標にできるだけ近い軌道で使命を達成させるために、電波誘導の使用の計画が進められて来た。ロケットの誘導制御は、具体的には、その推力飛行中の姿勢の修正制御、速度が予定値に達したことを検出して行われる推力中断、各段ロケットモータの点火時刻の修正、などの手段によって飛しょう経路を最適なものに近づける方法をとる。しかしMロケットは、全段に固体ロケットモータを使用しているので、上に述べた誘導制御手段のうち、推力中断は実行することは困難である。そこで姿勢角修正と点火時刻修正との手段によって誘導制御を行う方法をとることとした。M-3Cロケットの誘導制御はL-4SCロケットによる飛しょう実験を経て次の項目が順次とり入れられている。

- (1) 電波指令による最終段点火時刻の修正
- (2) 第2段推力飛行中の姿勢のLITVC装置による安定化とピッチプログラム制御
- (3) 電波誘導指令による最終段姿勢の修正および第2段ピッチプログラムへのバイアス値修正

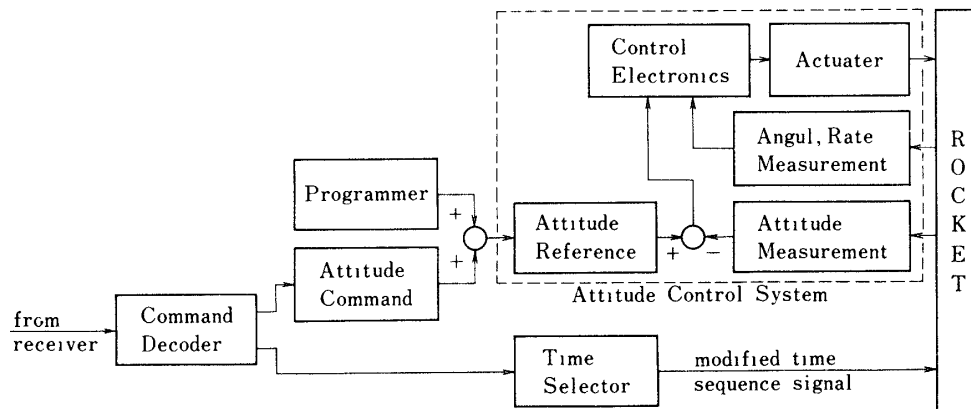
ロケットに積載される装置は図1に示す系統図の構成となり、地上からの電波指令をコマンドデコーダ[2]から受けて、姿勢角基準値の変更指令あるいはタイムシーケンスに対する時刻修正指令がそれぞれ姿勢制御装置あるいはタイマ装置に与えられる。このうち時刻修正はM-4Sロケットよりすでに、一定遅延秒時が設定してあるタイマを地上からの電波指令で起動する方式が採用されていた。しかしこの方式では地上の電波指令送信時刻が基準となるため、制約が加わる。そこで遅延秒時を地上からの電波指令によって変更する方式のタイムセレクタを開発し、送受信動作試験を行っている。

姿勢角基準値の修正指令については、M-4Sロケットに使用したスピントーブル型姿勢制御装置にピッチプログラムおよび誘導指令受信部、角度値修正装置を加えて、姿勢制御信号を得るようにした。また一方、LITVC装置によって第2段姿勢の積極的な制御および安定化を行い、飛しょう経路の安定化と、第1段飛しょう経路の変動の影響の減少化をはかった。LITVC(二次流体噴射推力方向制御, Liquid Injection Thrust Vector Control)装置は、ロ

ケットモータの噴射ノズルの側面から流体（例えばフロン）を噴射して推力の方向を変化させ、ピッチおよびヨー制御を行うものである。ロール制御力はLITVC装置では得られないので別に積載してあるサイドジェット装置によって制御する。

M-3C-2号機ではピッチ姿勢角に関して、プログラム制御および電波誘導指令が行われ、積載装置はいずれも順調に動作した。この結果は誘導制御装置で使用している姿勢基準部の二自由度ジャイロのドリフトによる誤差、最終段ロケットの速度増分の誤差が問題となる程度にまで、発射前予定値に対する人工衛星軌道の誤差を小さくすることができた。

ここではロケットに積載した誘導制御装置について述べることにする。なお、全体のシステムの概要については文献[3]にも述べてある。



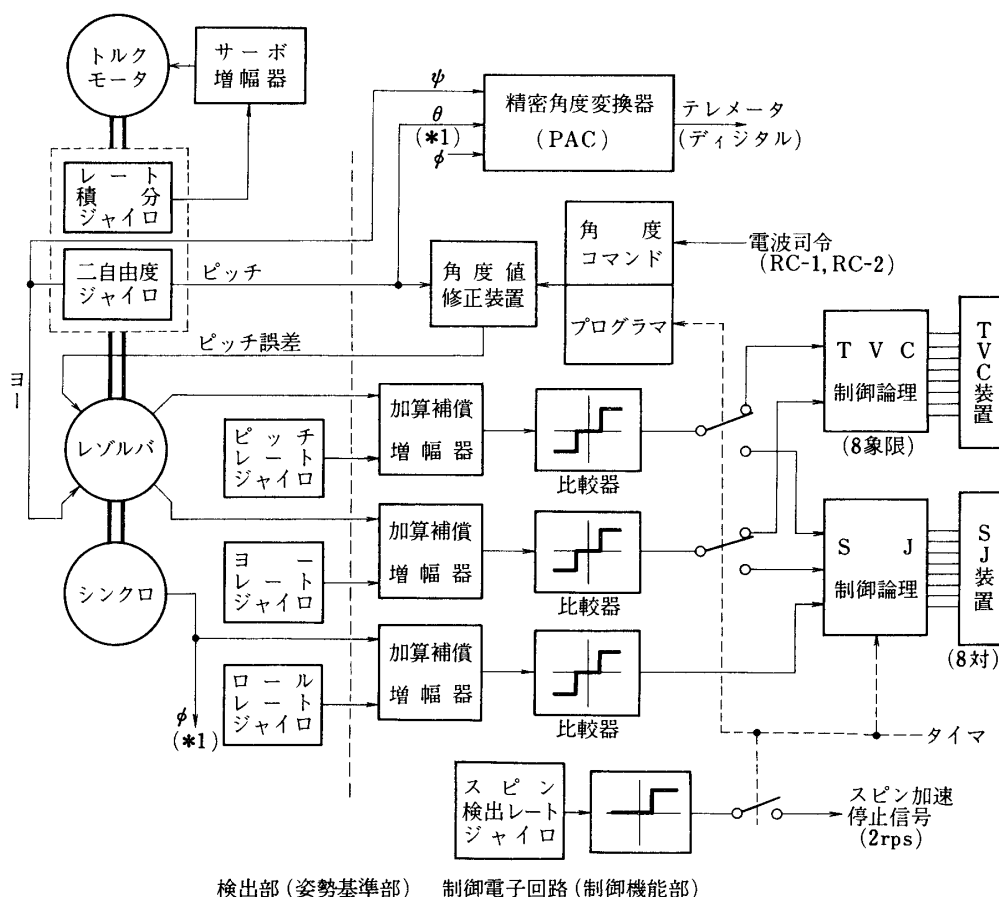
第1図 ロケット積載誘導制御装置系統図

2. 姿勢基準と制御

電波誘導をMロケットにとり入れるにあたって、M-4Sロケットで使用し、飛ばしう実験を経てその機能が確認されている装置を基本とし、これに誘導制御を行うために必要な要素を加えて行く方法をとった。これによって装置の信頼性が保証され、また容易にそして確実に改修が行われることとなった。

M-4Sまでに使用されたスピントーブル型姿勢制御装置[4]に対して、大きく変更された点は姿勢基準のとり方の変更である。すなわちM-4Sロケットにおいては、スピントーブル上にのせた二自由度ジャイロのロータ軸方向が、最終段の発射予定方向に一致して居り、姿勢基準部はこのロータ軸方向を保持していれば十分であった。これに対してピッチプログラムおよび電波誘導による姿勢角修正を行うM-3Cロケットの場合には、二自由度ジャイロのロータ軸とスピントーブル面とで基準座標系を定め、この座標系に対して姿勢角度化あるいは最終段発射方向を規定しなければならない。

このようなことから、制御系は図2に示す構成をとった。電波誘導指令(RC-1, RC-2)を受ける角度コマンド、第2段推力飛行時の基本的姿勢角時間推移(ピッチプログラム)を与えるプログラマおよびこれらの姿勢角の値の変更を姿勢角誤差信号に変換する角度値修正

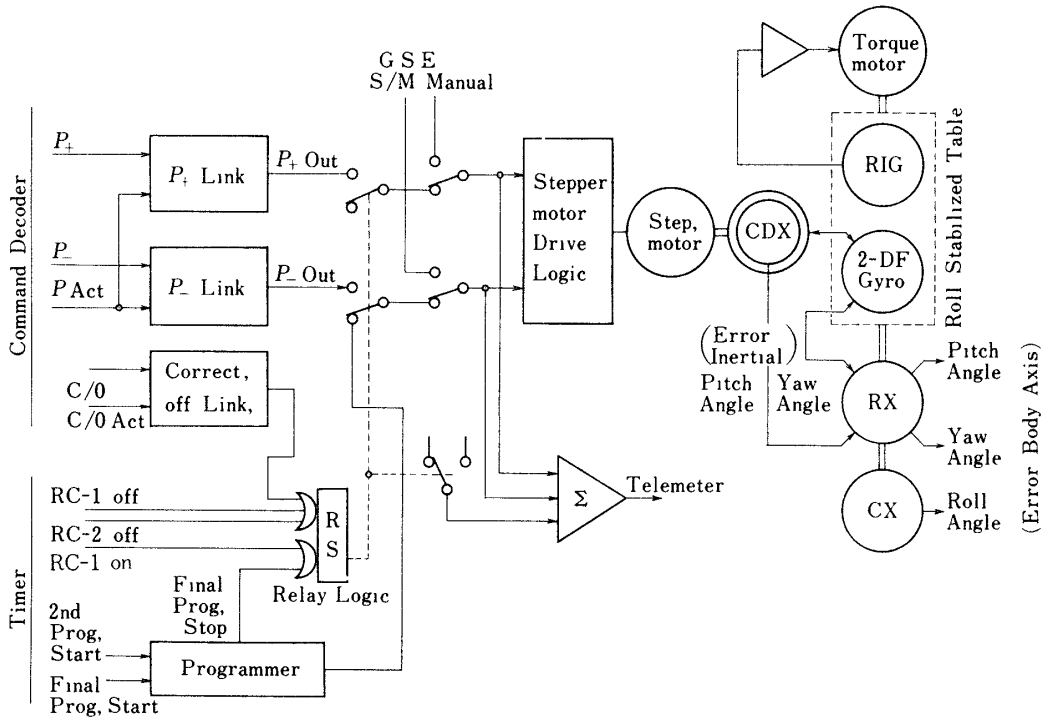


第2図 M-3C-1, 2号機に対する制御系系統図

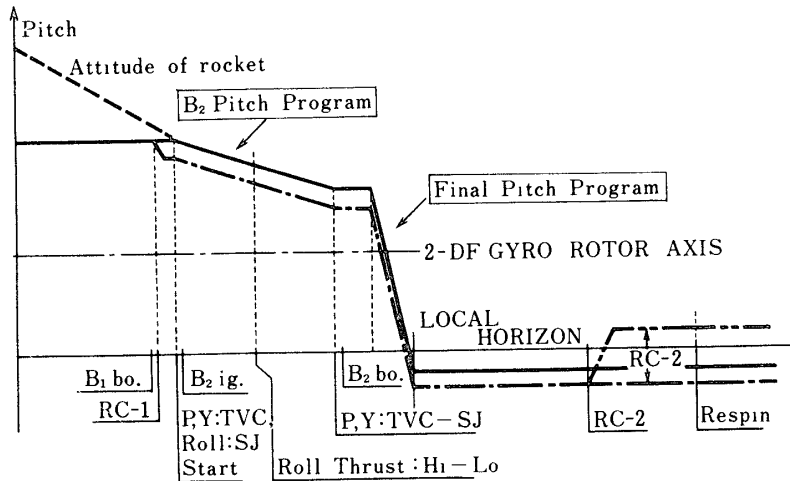
装置の三者が、従来のスピニング型装置に加えられている。一方、第2段におけるLITVCの採用、これに伴うサイドジェット装置の配置の変更に対して、それぞれの制御論理が加えられている。これはピッチ、ヨー、ロールの三チャンネルの制御信号に対して、有効に作動する駆動装置のみを動作させるように駆動信号の合成を行う。

角度コマンド、プログラマ、角度値修正装置の詳細は図3に示す通りであり、角度値修正・誤差計算はCDX（作動シンクロ）で行っている。すなわち作動シンクロの固定子側を二自由度ジャイロのピッチ角出力で励磁し、回転子を0.1%パルスの割合でステップモータで回転させることにより、回転子巻線出力にはピッチ角出力と回転子回転角との差、すなわち姿勢誤差出力が得られる。ピッチプログラマはステップモータに加えるパルス繰返し周波数によって変化速度が定まり、そのパルスの総数の0.1倍が変化角度となる。電波誘導についても、1個の指令パルスが0.1°であることを考慮して所要の指令パルス数を送信する。このように同一のステップモータ・CDXを使用しているため、ピッチプログラマと電波誘導指令の受信とは交互に行われる。

ピッチプログラマおよび電波誘導指令のシーケンスは図4に示すように進行する。上記の



第3図 角度コマンド，プログラマ，角度値修正装置



第4図 ピッチプログラムと制御シーケンス

角度値修正の機構上の理由から，電波誘導指令は第2段ピッチプログラムの初期値の修正 (RC-1) と最終段姿勢の修正 (RC-2) との2回である。RC-1はロケット積載シーケンスタイマ信号によって，発射後67秒から77秒までの間受信可能であり，第2段のピッチプロ

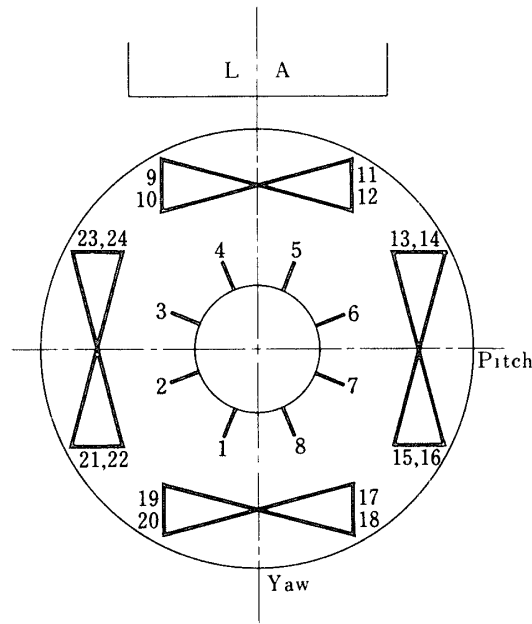
表1 姿勢制御装置の構成, 機能

飛しょう試験		S46-9 S47-8	S46-9	S48-1	S49-2 [S50-2]	S51-2	S49-8
ロケット		M-4S	L-4SC-1	L-4SC-2	M-3C-1.[2]	M-3C-3	L-4SC-3
姿 勢	ピッチ軸 および ヨー軸	角 度	二自由度ジャイロ (自由度:ピッチ軸360° ヨー軸±80°) ドリフト2.5°/5分			RIG 各1 パルスリバ ランス, ドリフト1°/5分	
		レート	レートジャイロ 各1			RIG パルスリバランス, 出力パルスレート	
基 準	ロール軸	角 度	スピントーブル 相対角度				
		レート	レートジャイロ				
	スピントーブル 制 御	スピントーブル上, RIG出力を零にするよう サーボ系を動作させた.				同左, ただしRIGト ルカ入力にコーニン グ補正を加えた.	
ピッチプログラム		————	ステップモータ+CDX			D.D.A.レジスタ演算	
電波司令受信		————	MAIN 受信テスト	MAIN 方向変更	MAIN方向 変更B ₂ 受信 テスト[変更]	B ₂ ,MAIN 方向変更 ピッチ,ヨー	MAIN 方向変更
姿勢角データ		A-D変換器 出力 (Tan θ or Cot θ), PCM符号化				DDA 演算出力	
制 御 論 理		ピッチ, ヨー, ロール 各軸制御			TVC 8象限 SJ 組合せ制御		

グラムが第2段姿勢制御開始(P/Y-TVC, Roll-SJ START)信号で開始すると誘導指令は受け付けられない. RC-2は第2段の燃焼が終了してSJによる三軸制御が開始し, ピッチプログラムが最終値となった後に受信可能となる. このRC-2は図4に示すようにRC-1にさらに加算される形であり, 誘導指令はこのことを考慮して最終姿勢が最適となるように送信される. また誘導終了後の雑音などによる影響をさけるため, 誘導指令の受信可能期間は, シーケンスタイマからの信号のほかに地上からの電波指令によって終止させることができる.

これらの機能は表1に示すようにL-4SCロケットによる飛しょう試験を行いつつ順次その動作を確認し, M-3C-2号機においてその全体を動作させた.

ロケットの姿勢制御系は不感帯を持つ三位置制御動作を行う. ピッチ, ヨー, ロールの各チャンネルについて, それぞれ独立に姿勢角誤差と角速度とから駆動装置(LITVC噴射弁, サイドジェット)に対するオン・オフ制御信号を得ている. M-3Cロケットでは駆動装置は第2段ロケットモータのノズル周辺に図5に示すように配置されている. LITVC噴射弁8個は2個ずつ組にして8象現動作を行わせる. またサイドジェットは推力8kgの過酸化ジェット2基を1組として8組がすべて円周方向に力を出すように取り付けられている. これらはピッチ, ヨー, ロールそれぞれの姿勢誤差に対して表2, 表3に示すように動作する. しかし三軸に関する姿勢誤差が複合した場合は図2に示した制御論理で弁制御信号を合成して,



第5図 LITVC噴射弁(1~8) サイドジェット(9~24)の配置

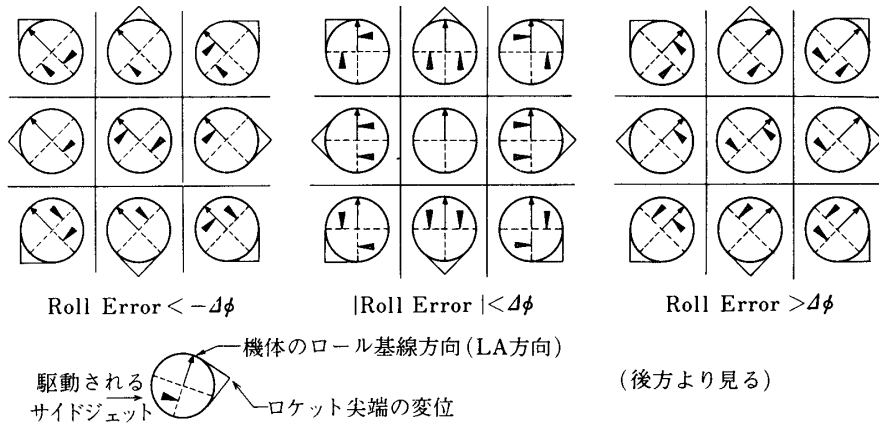
表2 ピッチ, ヨー姿勢誤差に対するLITVC噴射弁の動作

PITCH \ YAW	YAW		
	CW	NEUTRAL	CCW
UP	3, 4	4, 5	5, 6
NEUTRAL	2, 3	OFF	6, 7
DOWN	1, 2	8, 1	7, 8

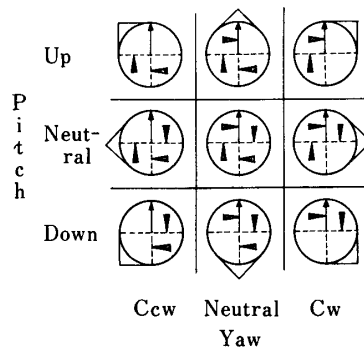
表3 それぞれ独立に誤差がある場合のサイドジェットの動作 (HT)の場合は(LT)に追加してサイドジェットが動作し, ロール加速度を2倍とする

ERROR	+ (UP, CW)	- (DOWN, 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)	15, 16 23, 24	13, 14 21, 22

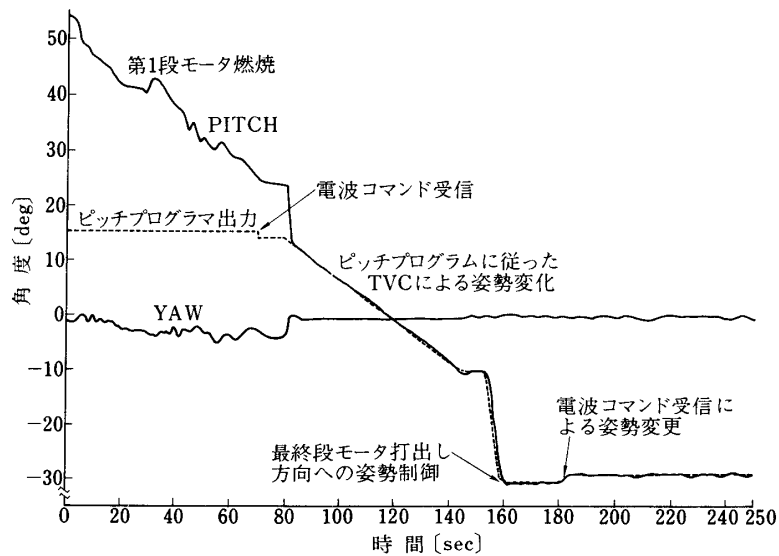
互いに逆方向に動作する2組のサイドジェットの動作を抑制する. この結果第2段燃焼終了後の三軸制御時には図6に示すように, また発射後225秒の開スピン開始以降は図7に示す



第6図 機体姿勢誤差とサイドジェットの動作, Roll : (LT)
 ($| \text{Roll Error} | < \Delta\phi$ の中央が制御終了状態を示す)



第7図 サイドジェットによる再スピン
 開始後の制御, Roll : (HT)



第8図 M-3C-2号機の姿勢角の変化

表4 制御特性の計算例 (M-3C-2)

		T V C			Side Jet*	
X + (sec)		80	110	144	145	160
P	I_Y (Kg-m-sec ²)	3080	2435	1790		1510
	L (m)	2.54	2.87	3.20		3.34
I	F_S (Kg)	500	400	295	32×1.3	32×1.3
	α (°/sec ²)	23.6	27.0	30.2	4.26	5.28
T	Δ (°)	0.7			0.5	
	k (sec)	0.4			1.0	
C	θ_e (°)	0.487	0.457	0.428	0.303	0.256
	$\dot{\theta}_e$ (°/sec)	0.632	0.723	0.809	0.225	0.279
H	T_R (sec)	3.14	2.58	2.17	5.51	3.79
	DUTY (%)	3.42	4.15	4.94	3.83	5.57
Y	I_X (Kg-m-sec ²)	310	211	112	112	103
	L (m)	0.51				
A	F_S (Kg)	(S. J) 64×1.3	(S. J)	32 × 1.3		
	α (°/sec ²)	7.84	11.52	5.76	10.85	11.8
W	Δ (°)	1.0			0.5	
	k (sec)	1.0			0.6	
R	θ_e (°)	0.639	0.469	0.734	0.500	0.218
	$\dot{\theta}_e$ (°/sec)	0.414	0.608	0.304	0.573	0.597
O	T_R (sec)	6.28	3.19	9.77	3.60	1.57
	DUTY (%)	3.36	6.62	2.16	5.87	14.00
L		B ₂ ig	Roll SJ Thrust Chng		N.C	アリ
					N.C	ナン

I_X, I_Y : Moment of Inertia

F_S : Side Force

Δ : Dead band

θ_e : Amplitude of Limit Cycle

T_R : Period of Limit Cycle

Time delay : TVC = 50 msec , SJ = 100 msec

I_X, I_Y, L は M-3C-1 のデータによる

L : Torque arm

α : Angular Acceleration

k : Damping factor

$\dot{\theta}_e$: Rate amplitude of L. C.

* Side Jet の推力は地上での値の30%増とした ((M-3C-1) では160sec 附近で12.7%sec²)

ように、姿勢誤差およびロール制御動作モードに応じて1～3組のサイドジェットが動作する。図6はロール制御が(LT)モードすなわち推力計32 kgで行われる状態である。また図7はロール制御が(HT)モードすなわち推力計64 kgで行われて、しかもCW方向にスピンを与えるために、ロール誤差を強制的にCCWの状態にしたときである。

表4は第2段燃焼中および燃焼終了後における制御の定常特性を設計計画値に対して計算した結果である。M-3C-2号機における飛しょう試験結果をみると、サイドジェットによる三軸制御整定時には、リミットサイクル周期、振幅についてはほぼ一致する値が得られている。一方燃焼中は図8の姿勢データにも見るように、外乱のために不感帯の一方方向に寄った応答特性が示されている。この時約 0.7° の誤差が存在している。さらに再スピン時には制御オフセットの平均化がみられ、制御偏差は $0.1^\circ \sim 0.2^\circ$ 程度になる。さらにそれ以降スピンの2 rpsとなり、制御が終了してからピッチ姿勢誤差がやや増しているが、この原因ははっきりしない。

3. タイムセレクタ

電波誘導で重要な地位を占めるもう一つの項目はロケット点火時刻の修正である。点火時刻修正をロケット積載点火タイマ系に実行させる手段としては次の方法が考えられる。

- (a) 指令電波による瞬時点火。
- (b) 指令電波により遅延タイマ(遅延秒時は一定)を起動し、希望秒時に点火。
- (c) 電波誘導指令信号により点火用タイマの設定秒時を修正変更する。

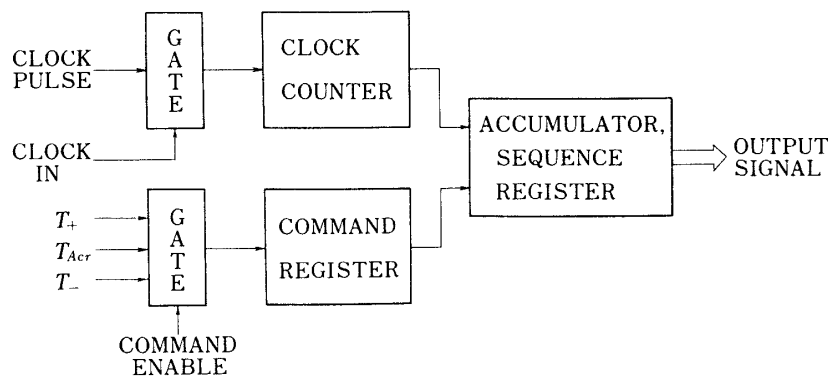
ロケット積載シーケンスタイマには、あらかじめ点火予定秒時が設定されているが地上からの指令が優先して、この予定秒時以前に上記の修正動作を行わせる。

現在までのM-4S、M-3Cロケットでは(b)が主として使用され、(a)がバックアップとして採用されている。しかし(a)、(b)の場合は指令電波の送信時刻が直接に点火時刻を定める要因となり、指令伝送回線の良品質が指令送信時期に保証されていなくてはならない。このことは必ずしも満足されるとは限らず、大きな制約を加えることにもなり得る。これに対して(c)の方法は、誘導計算により最適点火時刻解が得られた時点以降、伝送回線の状態がよい時期に指令を送信することが可能であり、たとえ伝送回線の品質が不良で誘導指令の一部分がロケット積載装置へ到達しなくても、最適なものに近づける修正が行われると云える。

図9はこの目的のために開発されたタイムセレクタの系統図である。主シーケンスタイマからのCLOCK IN信号によってクロックパルスの計数を開始する。この計数値とコマンドレジスタに設定されている値との和が一定の値となった時に出力信号が生じ、ロケットモータに点火する。

電波誘導指令はコマンドレジスタの内容(設定値)を修正変更する。すなわち T_+ と T_{ACT} とが受信された時レジスタの内容は1ずつ減少して信号の出力時刻が1単位(=1秒)づつのびる。同様に T_- と T_{ACT} とが受信された時は信号の出力時刻を1単位づつ縮めるように動作する。

L-4SC-3号機以降、飛しょう中における電波誘導指令受信試験を行っており、近い



第9図 タイムセレクトシステム図

将来において具体的にロケットモータの点火信号として使用する予定である。

4. 結 言

以上電波誘導に使用しているロケット積載装置について述べた。誘導指令を具体的にロケットの飛しょうに反映させるのは姿勢制御装置および点火タイマである。このうち姿勢制御装置に関しては、単純な最小限度の条件を満足する装置がL-4S, M-4Sロケットにおいて飛しょう試験に供され、衛星を実現させてきた。この装置に附加装置を結合して所要のピッチプログラム機能、誘導指令受信解読機能を増強したといえる。現在は姿勢基準（基準座標系）の保持がなおドリフトが多い状態である。これに対してMロケット第1段がスピン座標系）の保持が充分でなくなおドリフトが多い状態である。これに対してMロケット第1段がスピンを持つ状態で動作することを考慮して、ロール安定化テーブル（スピントーブル）はそのまの開発を行っている。この新しい装置ではRIGはパルス平衡サーボ系として動作させ、姿勢角変化を量子化してデジタル量として計測する。この計測された変化量はデジタル微分解析器（DDA）の入力となり、上記の2個のピッチ、ヨーRIGのデジタル出力を使用したストラップダウン姿勢基準系（解析的基準座標系）を与える方式となっている。ロールに関しては安定化テーブル位置として機械的に保持されている。この方式はこの機構から“スピンフリー解析プラットフォーム（SFAP, Spin Free Analytic Platform）型姿勢基準装置”と呼んでいる。ピッチ、ヨーについて解析的な演算が行われているので、ピッチプログラムと電波誘導指令との同時動作や第2段と第3段との目標値の相互に独立な設定保持が可能となる。

タイムセレクトによる点火時刻指定と共に将来の電波誘導をより効果的なものとするためにSFAP型基準装置の使用を今後進めて行く計画である（表1参照）。

終りにのぞみ、本装置の計画、設計にあたって御指導ならびに有益な御討論をいただいた本研究所の齊藤教授をはじめとする諸氏に心からの謝意を表す。またそれぞれの機器の開発、製作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特殊機械部, 松下通信工業株式会社の方々に深く感謝する.

1976年1月30日 新設部(工学)

参 考 文 献

- [1] 秋葉: L I T V C 特性についての一考察, 日本航空宇宙学会誌, 22, 383 (1974/8).
- [2] 浜崎: 本報告, 別項.
- [3] 東口, 石谷, 細川, 馬場, 前田: M-3C ロケットの誘導制御について, 電子通信学会, 宇宙・航行エレクトロニクス研究会資料 SANE75-5 (1975/5)
- [4] 東口, 石谷, 佐藤: M-4S における姿勢制御, 宇宙研報告 Vol. 11 No. 1 (B) pp.179 ~ 206 .