

L-4 T-1, L-4 S-4, 5 における姿勢制御

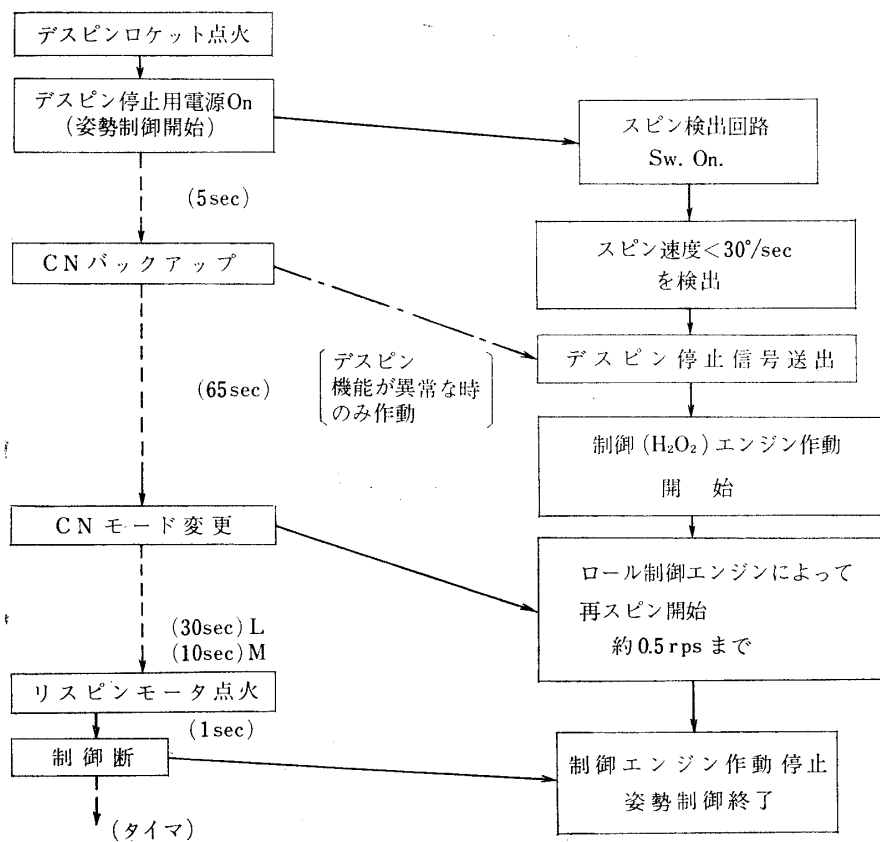
東 口 実・石 谷 久

1. は し が き

M4S ロケット用姿勢制御システムは K-10-1 号機以来, L-4S-1, 2, 3 号機において飛しょう試験を重ね, その機能の確認と改善とを行なってきた. これについてはすでに報告した通りである [1], [2].

L-4 T-1 号機, L-4 S-4, 5 号機に積載した装置では, これらの実験の成果をもとにして, さらに保守ならびに点検を容易にすること, 機能を確実にすることをめざして, 実装方法および部品が改善された.

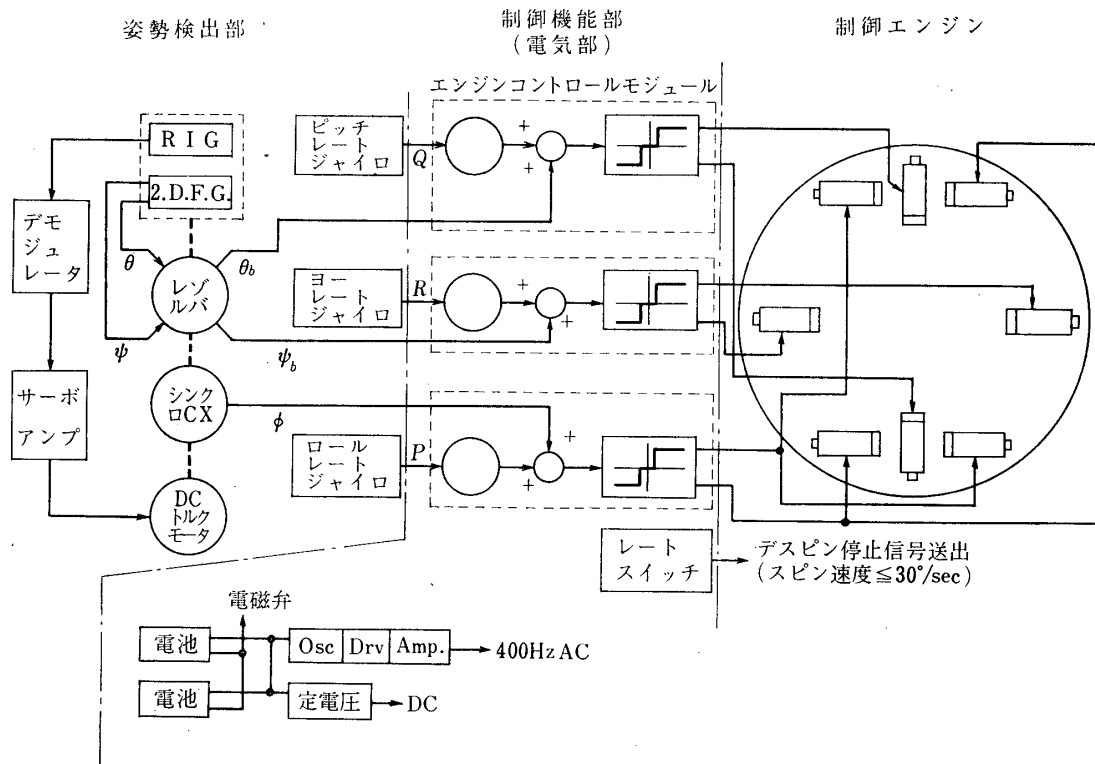
姿勢制御は, 燃焼が終わった第 3 段ロケットモータを切断したあとに第 1 図に示したタイムシーケンスにしたがって進められる. すなわち, まずロケットのスピンを減速し, その後



第 1 図 姿勢制御シーケンス

制御エンジンを作動させて、最終段点火時の姿勢を発射前に地上で設定された二自由度ジャイロ스코プの基準軸の方向に制御する。このために姿勢制御装置は、第2図に示すように姿勢検出部、制御機能部、姿勢制御エンジン部から構成されている。これらは整備、調整上の改善が行なわれたほかは L-4 T-1 号機、L-4 S-4、5 号機について全く同一の構成、配置の装置を使用した。異なる点は作動開始時刻のみである。

本文においては、L-4 S-3 号機の実験までにおいて使用された装置に対して改善された点について述べる。また姿勢データについて述べる。



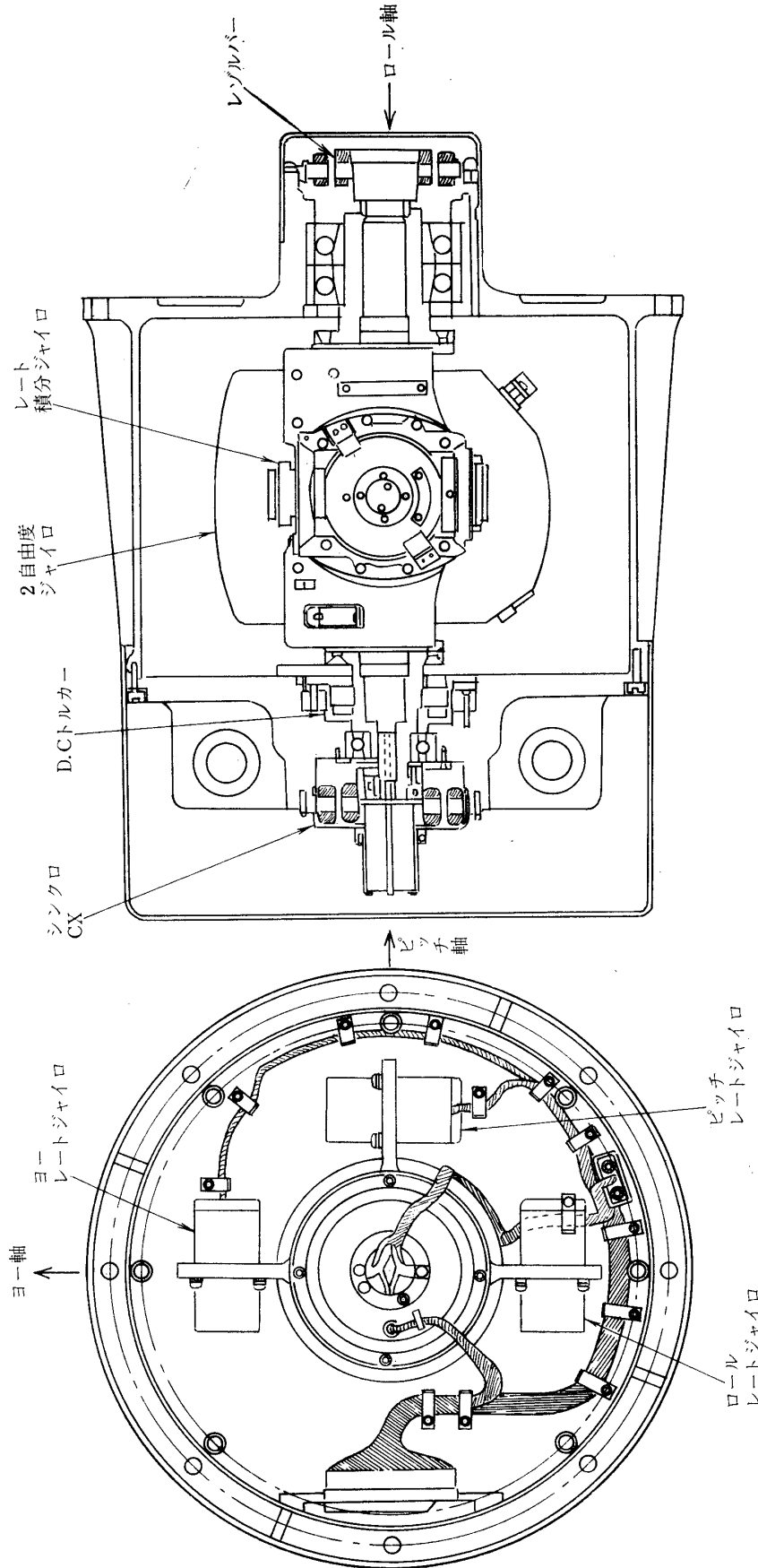
第2図 姿勢制御装置

2. 姿勢制御装置

第2図に示したように、この姿勢制御システムは、機体のピッチ、ヨー、ロール軸について、同一の構成となっている。これは機体運動がこの三軸に関してほぼ独立であるとみなすことができるためである。すなわち姿勢制御動作中においては、機体のロール角速度が十分小さいので、ピッチ—ヨー軸の運動の干渉は制御特性に大きな影響を及ぼさない。

一方姿勢制御終了後（最終段姿勢を安定したあと）にさらにスピンをかけ、最終段切断、点火時における姿勢の変動を小さくする。この再スピンは、別に取りつけた1組の固体ロケットモータ（2個）によるが、その不平衡が最終段姿勢に与える外乱となり、最終段射出方向が二自由度ジャイロ스코プ基準軸の方向と異なることになる。

これらのことから次に示すようなシステムの追加、変更が行なわれ、実装方法をとった。



第 3 図 (a) 検 出 部

2.1 制御エンジンによる再スピンモード

姿勢制御装置が作動して制御偏差が小さくなり、最終リミットサイクルに到達すると予想される時間に、タイマからの信号によって、ロール制御エンジンの片方を強制的に動作させて再スピンをかける。すなわちピッチ、ヨー軸に関する制御はなお続行しており、ピッチ、ヨー姿勢誤差を平均化する形で0.5 rps まで最終段ロケットは再びスピンすることになる。その後再びタイマからの信号でスピン用固体ロケットに点火し、3 rps のスピンの最終段にかけられる。これによって最終段点火時の姿勢変動はほとんど制御誤差程度あるいはそれ以下にできる。

ロール角加速度は $6^\circ/\text{sec}^2$ であるので、具体的には姿勢制御開始後71秒より101秒までの間この再スピンモードとなり、101秒にスピン用固体ロケットモータ点火、その後ただちに姿勢制御エンジン作動停止の信号がタイマより送出されている。

2.2 レートスイッチの採用

L-4S-2号機の例にも見られるように、この姿勢制御システムでは1 rps 程度までは十分の制御動作を行なう。しかし、機体がスピンしていると、そのためにピッチ——ヨー運動の干渉が生じ、あまり好ましいことではない。このためにスピンの減速を十分行なうことが姿勢制御に対する一つの条件となっている。

デスピン用固体ロケットの推力中断はL-4S-3号機までは、ロールレートジャイロスコープ出力を使って、電圧比較回路によって行なってきた。しかし、上記のような、推力中断の重要性とあとに述べる制御機能部の単位化と統一を進めることから、スピン角速度の検出は別に行なうこととした。このためにレートジャイロスコープの出力軸に接点が連動しているレートスイッチを新しく入れ、 $30^\circ/\text{sec}$ 以下にロール角速度が減速したときにデスピン用固体ロケットの推力中断を行なっている。これは同時に第3段ロケットモータ切断後のデスピンモータ点火——姿勢制御装置によるスピン速度検出開始——デスピンモータ推力中断——制御エンジン作動開始のシーケンスを確認するためでもある。

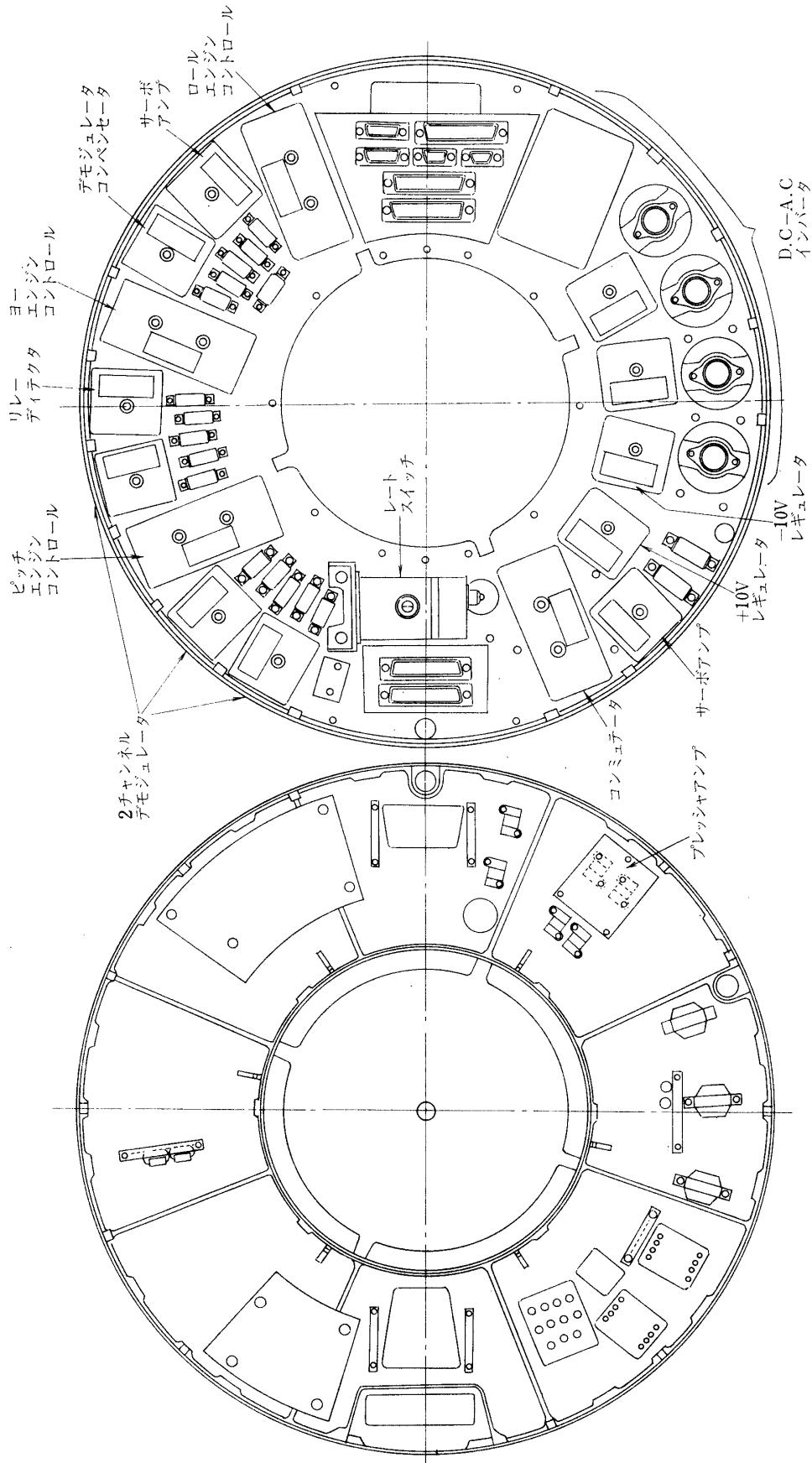
この部分については、デスピンに関連した機体運動が確認されたあとは、再びレートジャイロスコープ出力を電圧比較回路で検出する方式としており、M-4S-3号機ではレートスイッチは使用していない。

2.3 姿勢検出部

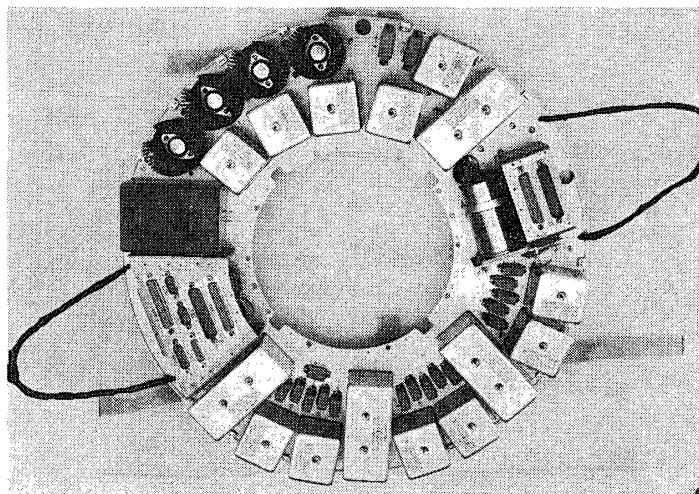
スピントーブルサーボ系の駆動モータとして、直流トルクモータを採用した。L-4S-3号



第3図 (b) 検出部外観



第 4 図(a) 電 気 部 配 置

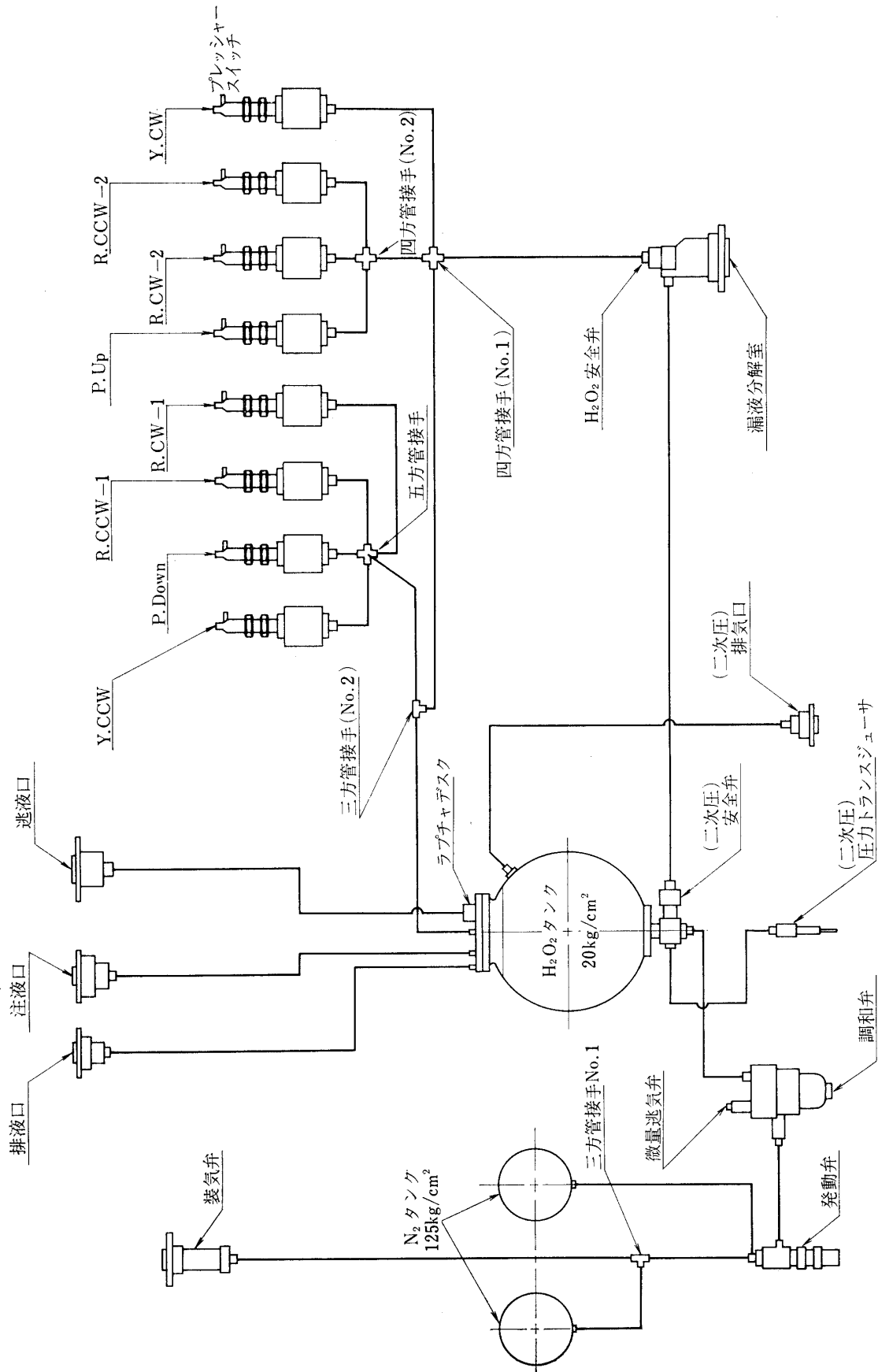


第4図(b) 電気部配置

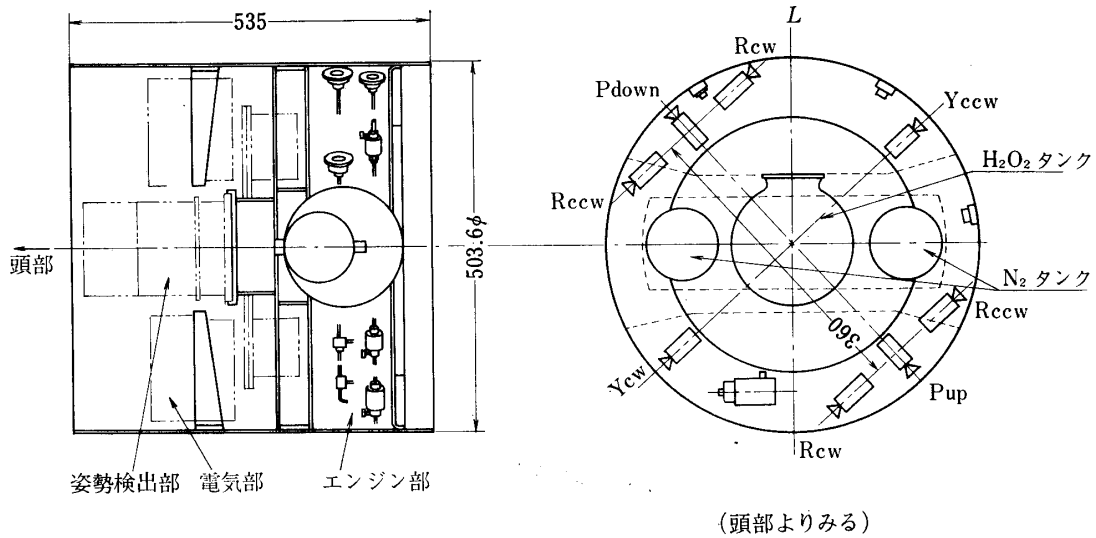
第1表 姿勢制御装置電気部構成

	モジュール	個数	機能概要
姿勢検出部	2自由度フリージャイロ (2D.F.G)	1	姿勢基準を保持する。機体姿勢角検出。
	レートジャイロ (ピッチ, ヨー, ロール)	3	機体姿勢変化角速度検出。
	積分ジャイロ (RIG)	1	スピントーブル回転角検出。
	DC トルクモータ	1	スピントーブルを慣性空間に固定。
	レゾルバ	1	ピッチ, ヨー姿勢角の座標変換。
	シンクロトランスミッタ (シンクロ CX)	1	ロール角検出。
	電気部 構成モジュール	エンジンコントロール	3
2チャンネルデモジュレータ		3	姿勢角, 角速度をテレメータするため。
リレーデテクタ		1	制御エンジン作動命令, エンジン作動状況をテレメータする。
デモジュレータ・コンペンセータ		1	スピントーブルサーボ系用。
サーボアンプ		2	スピントーブルサーボ系用。
圧力アンプ		1	H ₂ O ₂ 圧力のテレメータ。
レートスイッチ		1	デスピントーブル停止信号送出。
±10V 定電圧回路		1	
400 Hz 発振器		1	ジャイロ作動用電源,
400 Hz 駆動回路		1	電力増幅器はモジュール化していない。
テレメータ用走査回路 (16項目)		1	時分割テレメータ用。
電池箱 (14 V, 5 AH, 14 V, 3 AH)	2	電源 (電気部, 制御エンジン用電磁弁)。	

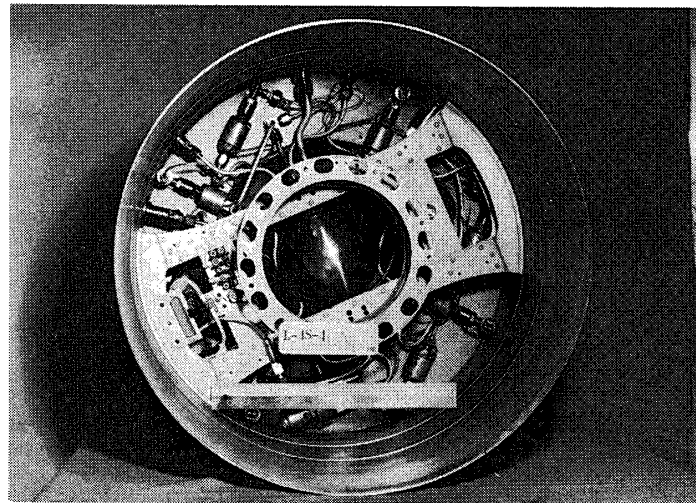
機まで使用していた 400 Hz 交流サーボモータと比較して, 歯車機構が省略でき, サーボ機構が単純化されている。これとともにロール角検出用シンクロ CX, リゾルバをパンケーキ型として小型化をはかった。全体の形状は第3図に示す。



第 5 図 制御用 H₂O₂ エンジン配管図



(頭部よりみる)
第6図(a) 制御用 H_2O_2 エンジン配置



第6図(b) 制御用 H_2O_2 エンジン

2.4 制御機能部（電気部）

第2図に示すように構成上は全く同一の三個の制御回路がそれぞれピッチ，ヨー，ロール軸用の制御回路として使用されている。また姿勢制御システムとしても電源，エンジンコントロール部など制御機能部をまとめた要素機能に分けておくことは，試験調整を容易にすることから見て望ましい。あまりこまかく分けるとケーブル等の接続部分が増して信頼性に疑問がでてくるが。

そこで第1表に示すように分けて，モジュール構成とした。一部分なおモジュール化できない部分もあるが，第4図に示した配置となっている。この結果，装置の点検保守が確實容易になり，また，試験手順を確立することができた。

M-3D-1号機に積載した装置も外形は異なるが，同一のモジュールによって構成されて

おり、L-4 T-1 号機、L-4 S-4、5 号機の結果と合わせて、この構成法は十分であると考えられる。

2.5 姿勢制御エンジン部

配管を第 5 図に、形状を第 6 図に示す。諸元は第 2 表に示す通りである。L-4 S-3 号機に使用したのに対して、保守、調整が容易になるように、各部分に対して小さな改修が行なわれた。また制御用エンジンの推力は 300 gr で同じであるが過酸化水素押圧は 11 kg、燃焼圧は 8 kg に下げられた。また H₂O₂ 分解用触媒の性能をより良くするため二種類の大きさの触媒を二層にしてエンジンチャンバ内に装入する方法をとった。これは同時に振動等による触媒のこぼれを小さくしている。

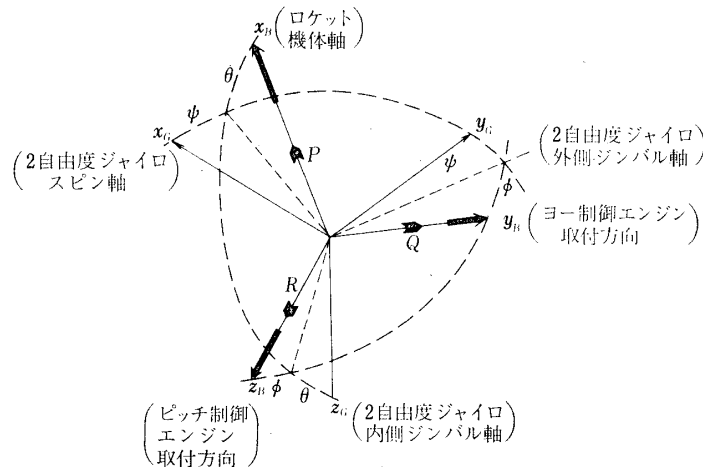
また発射前の制御エンジンの整備は最小限度に止める方向に、手順の整理が進められ、L-4 S-5 号機では、観測所における作業は燃焼試験後の清掃と、触媒の交換作業のみとなり、それまでの制御エンジンに比較して、取扱いは容易となった。

第 2 表 制御用エンジン性能

項 目	規 格
推 力	300 gr×8
H ₂ O ₂ 積載量	1.2 l
総推力	200 kg-sec
作動時間	150 sec
N ₂ 積載量	0.67 l×(150 kg/cm ²)
時間おくれ	100 msec

3. 飛 しょう 試 験

姿勢制御装置に関するデータは第 3 表に示すように 12 チャンネルのテレメータで得られる。ここで姿勢角、姿勢角速度は第 7 図に示した値であり、ロール角 (ϕ) が零でなければピッチ角の時間微分はピッチ角速度 (ピッチレートジャイロスコープ出力) とは一致しない。すなわち、ここで示すピッチ、ヨー、ロール角はロケット機体の慣性空間 (最終段発射方向および発射点水平できる空間座標) に対するオイラー角である。一方ピッチ、ヨー、ロール角速度はロケット機体座標系における機体姿勢角速度ベクトルの成分である。



ϕ : ロール角 P : ロール角速度
 θ : ピッチ角 Q : ピッチ角速度
 ψ : ヨー角 R : ヨー角速度

第 7 図 姿勢測定座標系および測定値

第3表 テレメータ伝送項目

IRIG 番号	信号源	項目	測定範囲
4	レートジャイロ	ロール角速度	$\pm 10^\circ/\text{sec}$
5	"	ピッチ角速度	$\pm 10^\circ/\text{sec}$
6	"	ヨー角速度	$\pm 10^\circ/\text{sec}$
7	積分ジャイロ	スピントーブル回転角	$\pm 1.5^\circ$
8	シンクロトランスミッタ	ロール角	$\pm 180^\circ$
9	2自由度ジャイロ	ピッチ角(粗)	$\pm 90^\circ$
10	"	ヨー角(粗)	$\pm 85^\circ$
11	"	ピッチ角(精)	$\pm 5^\circ$
12	"	ヨー角(精)	$\pm 5^\circ$
13	エンジン制御 On-Off 信号	ピッチ Up, Down (注1) ロール CW	各信号の組合せ
14	"	ヨー CW, CCW (注1) ロール CCW	"
15	コンミュテータ	(注2)	

(注1) ヨーは CW, CCW 機体上方より見た時, ロール CW, CCW は機体後方より見た時, 時計まわり, 反時計まわりに回転した場合である。これらの誤差がある場合に作動するエンジンの On Off 信号を直流レベルの組合せおよび (10 Hz AC.) の組合せで伝送した。

- (注2) 1) 115 V A ϕ 電圧 (400 Hz) 9) +10 V DC
 2) 115 V B ϕ 電圧 (400 Hz) 10) -10 V DC
 3) 115 V 電流 (400 Hz) 11) 接地
 4) 26 V A ϕ 電圧 (400 Hz) 12) 温度
 5) 26 V B ϕ 電圧 (400 Hz) 13) 温度
 6) 26 V 電流 (400 Hz) 14) 電磁弁電池電圧 (28 V)
 7) +14 V DC 15) 過酸化水素押圧
 8) -14 V DC 16) 接地(L)

以上16項目を走査して2秒周期で切換えた。

制御系はピッチ角，ヨー角誤差を機体座標系に座標変換し，機体座標系の各軸成分に対してそれぞれ構成されている．したがって制御エンジン指令応答信号は，テレメータに得られたそれぞれのピッチ，ヨー角誤差の極性とは，ロール角が零の近くでない限り一致していない．

制御装置の動作状態はコンピュータおよび積分ジャイロの項目で監視している．コンピュータ信号は以下の図には示していないが，L-4 T-1，L-4 S-4，5号機共，全く異常なく姿勢制御装置の各部分が作動していたことがこのチャンネルから確かめられている．また積分ジャイロ出力は，スピントーブルサーボ系の作動状態を示しているが，機体運動にともなって，それに応じた出力が見られるのみで異常はない．

以下に姿勢角および姿勢角速度データを示す．ここで姿勢角はその正弦値を伝送しており，たとえば機体がスピンしているときはロール角チャンネルには正弦波形の出力が得られる．したがって， 60° 以上の角については，読み取り誤差がかなり大きいものとみられる．また姿勢角の基準は発射点における水平および第4表に示した方向を，直交する2軸とした座標である．ロケット発射時には4分前に二自由度ジャイロスコープのゲージオフを行なうので付録に示した方法により二自由度ジャイロスコープの設定は行なわれている．

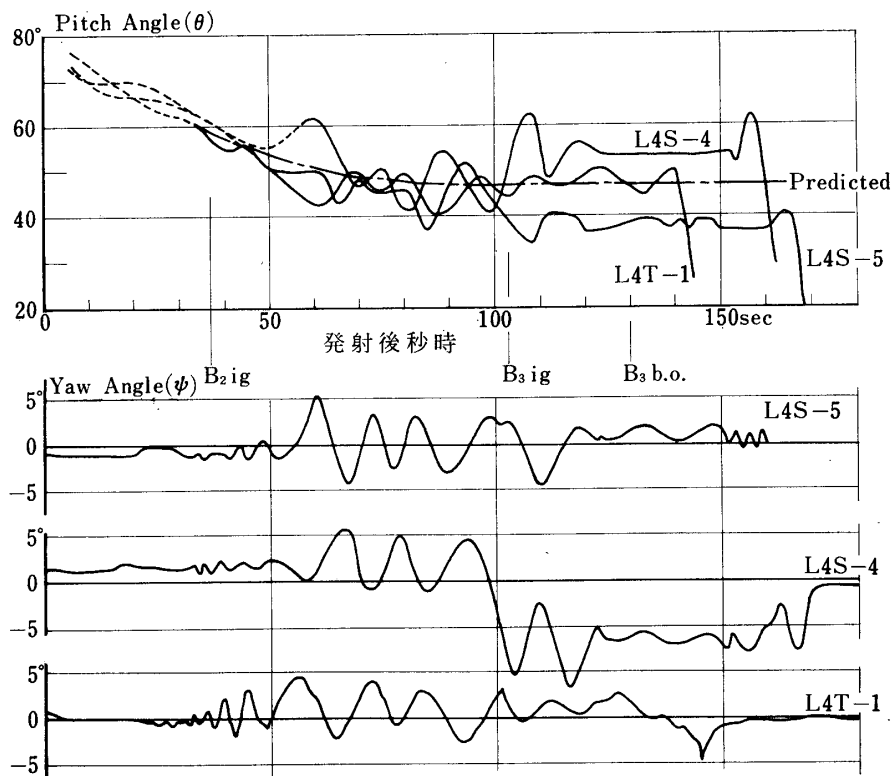
3.1 姿勢制御開始までの姿勢

第8図にピッチ角，ヨー角を示す．第2段ロケットモータ燃焼終了までは三機ともにほぼ予想の姿勢と一致している．しかし第3段ロケットモータ点火後はL-4 S-4号機では上向き，L-4 S-5号機では下向きの姿勢であった．またロケットがスピンしているときに，半頂角が $3^\circ\sim 5^\circ$ 程度のプリセッションを生じていることが見られる．（ピッチ角では，はっ

第4表 姿勢基準の設定方向

			L4 T-1	L4 S-4	L4 S-5	
ランチャ設定	方位角 (β_i)		94.0 度	95.0 度	93.0 度	
	仰角 (α_i')		65.5	64.5	63.0	
レベル時ピッチ角 (α_i)			65.22	64.35	63.01	
姿勢基準設定	発射時刻における値	方位角 (β_0)	94.10	94.10	94.05	
		俯角 (α_0)	16.15	16.15	15.50	
	ジャイロスコープ	ピッチ角 (θ)		82.21	81.35	79.45
		ヨー角 (ϕ)		0.38	1.37	-0.51
		ピッチ CX		81.30	80.48	77.83
		ヨー CX		0.38	1.37	-0.51
軌道データよりの推定値	方位角 (β_0')		92.57	—	91.12	
	俯角 (α_0')		17.14	—	17.83	

*) 4分前の値である．



第 8 図 姿勢データ (1), ピッチ角, ヨー角

第 5 表 姿勢制御シーケンス秒時 (発射より)

項 目	L4T-1	L4S-4	L4S-5
デスピロケット点火	137.0 秒	152.5 秒	160.1 秒
スピ検出開始 (CN START)	137.9	153.3	161.3
デスピ停止信号送出	139.15	155.1	162.36
制御モード変更	209.0	226.8	232.55
レスピロケット点火	239.0	255.25	262.2
制御エンジン作動停止	240.0	258.7	263.5

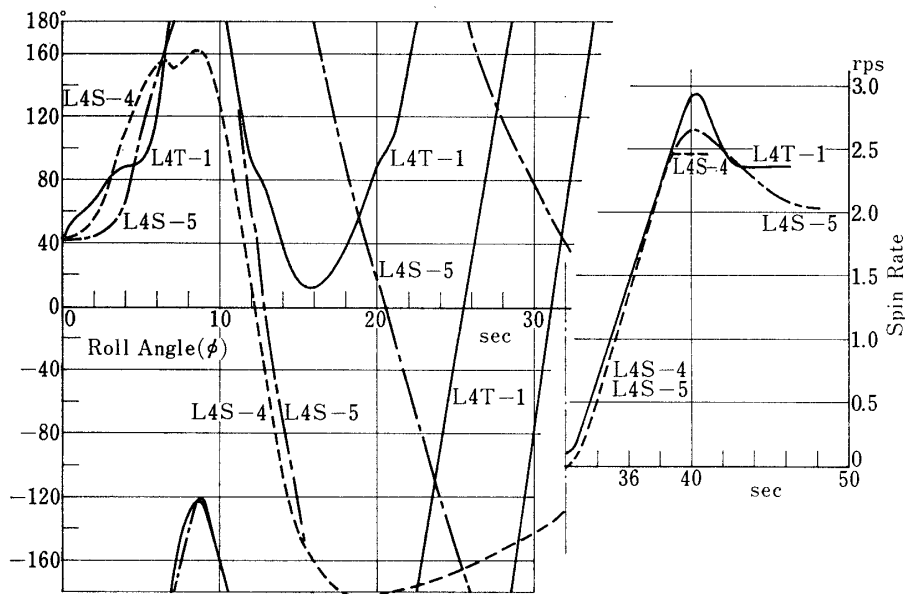
きりしないが、精度が足りないためと考えられる。) また L-4S-4 号機では第 2 段ロケットモータ切断時に外乱があったとみられ、ピッチ、ヨー、レートジャイロ出力のスピ周波数正弦波の振幅は $2^\circ/\text{sec}(\text{p-p})$ から $4.4^\circ/\text{sec}(\text{p-p})$ に急に変わっている。

ロール角を第 9 図に示す。第 1 段燃焼中のロール角およびその後のスピ開始の状態である。サブブースタ切断時にいずれも逆転し、その後再び正転 (後よりみて右まわり) となっている。一方スピ開始の状態は三機ともよく一致している。

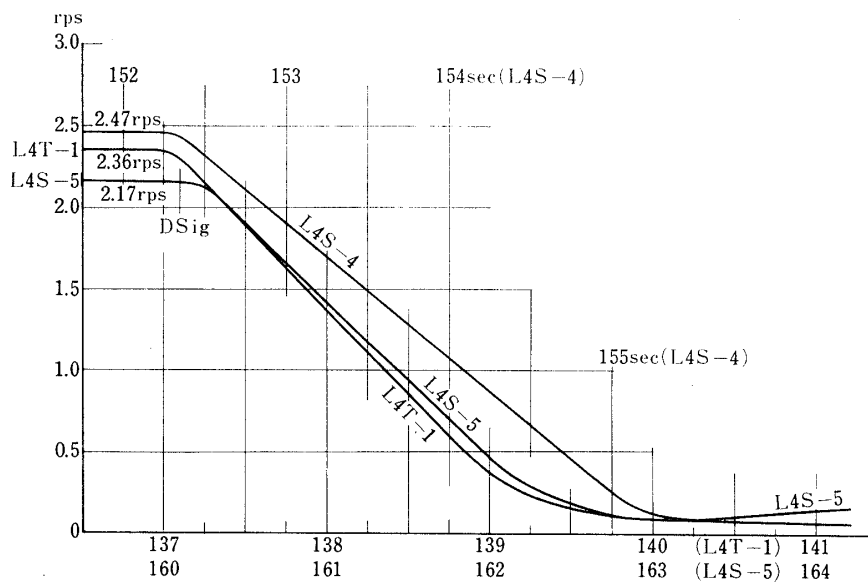
3.2 姿勢制御

姿勢制御は第 5 表の秒時に、それぞれの機体について進行した。第 10 図にデスピの状態を示す。レートスイッチで $30^\circ/\text{sec}$ 以下にスピ速度が下がったことを検出してデスピ停

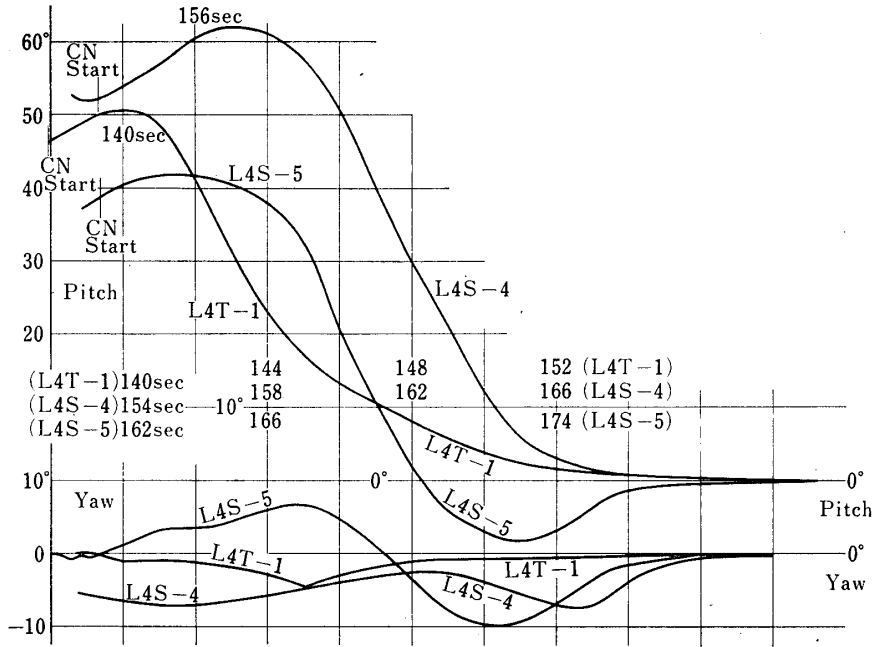
止信号を送出すると同時にピッチ角，ヨー角の制御が始まった。ロール角はスピン検出開始と同時に制御を始めている。ピッチ角，ヨー角の制御状態は第 11 図に示した通りで三機ともに 20 秒後には，最終段は所定の方に整定している。その後 $\pm 0.5^\circ$ 以内のリミットサイクル振動を続けた。第 12 図はロール角の制御状態を L-4S-5 号機について示したものであるが，整定までに 30 秒を要している。後で述べるようにロール角速度が大きいためにピッチ，ヨー制御の干渉を生じ，ピッチ角誤差に行きすぎがみとめられる。しかし最終段は方向



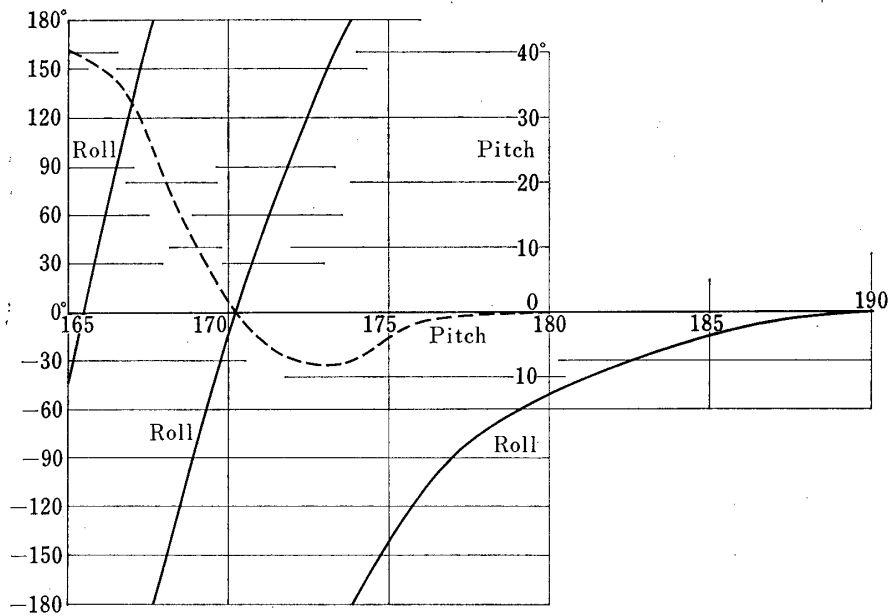
第 9 図 姿勢データ (1), ロール角



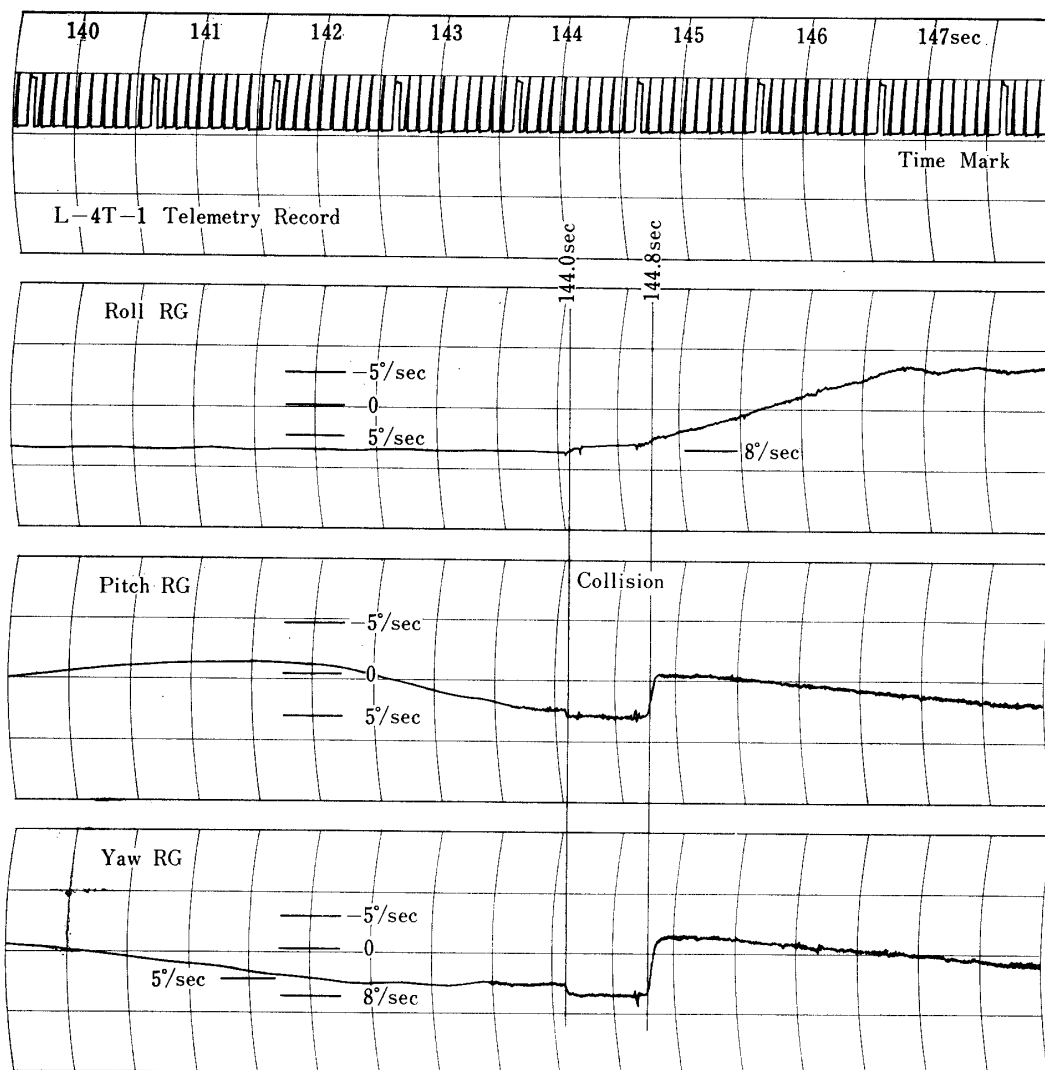
第 10 図 デスピンの状態



第 11 図 ピッチ, ヨー制御



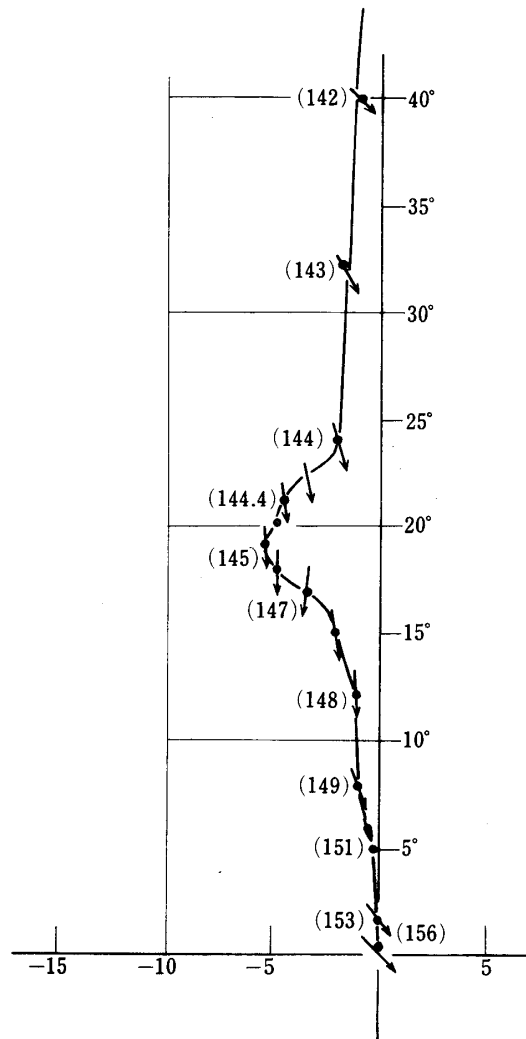
第 12 図 ロール制御 (L-4S-5)



第 13 図 L-4 T-1 テレメータ記録 (接触の付近)

のみの制御で十分であり、ロール角が必ずしも基準位置であることを必要としない（再スピンをかけるため）ので、このロール角にはあまり重要な意味はなく、整定秒時が長いことは問題にならない。なお L-4 T-1 号機では 152 秒以降、L-4 S-4 号機では 177 秒以降にロール角が 90° 以下となっており、両者ともデスピン停止後ロールの回転は 1 回転以下であった。

次に L-4 T-1 号機では 144.0 秒、144.8 秒に、L-4 S-4 号機では 211.3 秒、211.5 秒に、姿勢制御部に衝撃が加わった。これは第 13 図に示した L-4 T-1 号機の例のように、レートジャイロスコップ出力信号に跳躍を生じていることからわかる。L-4 T-1 号機では最終段姿勢整定前であり、衝撃も比較的に小さかったので、その後制御が行なわれて、最終段は予定方向に整定できた（第 14 図）。一方 L-4 S-4 号機では姿勢整定後であり、しかも衝撃が大きかったために、第 15 図に示すように機体姿勢が大きく変化した。その結果 230 秒頃、



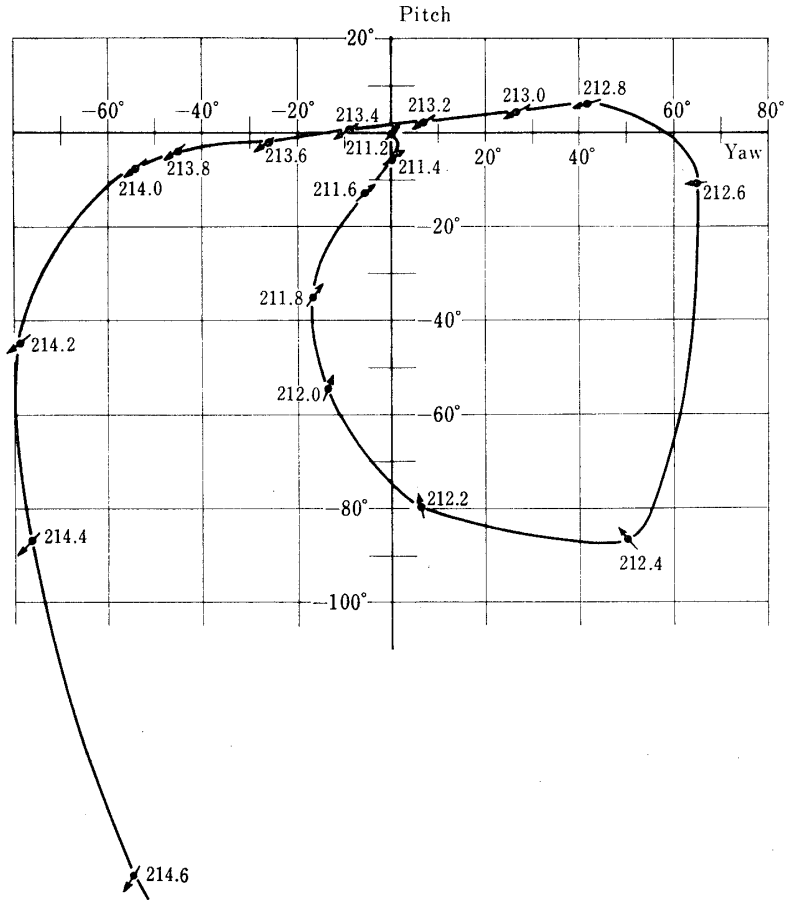
第 14 図 L-4 T-1 号機，機体後方より見た機首の運動

二自由度ジャイロスコープはジンバルロックを起し，姿勢基準が失われてしまった。

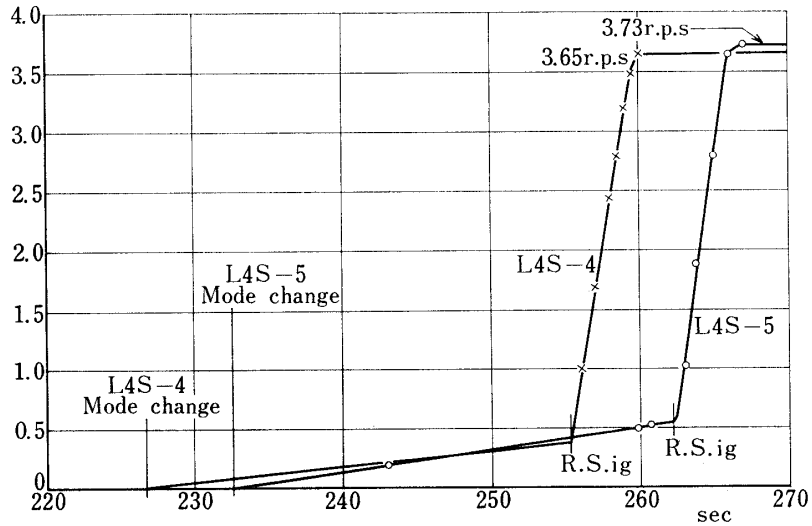
姿勢整定後，すなわちデスピ Rockets 点火後 70 秒に，タイマからの制御モード変更信号によって，ロール制御エンジンの片方だけを連続作動させて再びスピンをかける。この状態を第 16 図に示した。L-4 S-4, 5 号機の状態は十分であったことがわかる。L-4 T-1 号機はテレメータ雑音のためにデータは得られていないが，地磁気姿勢計によるデータから動作は正常であったことが確かめられている。このときのピッチ角，ヨー角データから見ると，L-4 S-4 号機では姿勢誤差が大きいためプリセッションを生じていた。しかし L-4 S-5 号機では，機体が回転したことによるピッチ，ヨー制御誤差の平均化が行なわれ，姿勢誤差は 0.5° 以下であった。

3.3 制御特性

ラムダロケットにおいて姿勢制御用エンジンによる制御角加速度は，ピッチ，ヨーについ



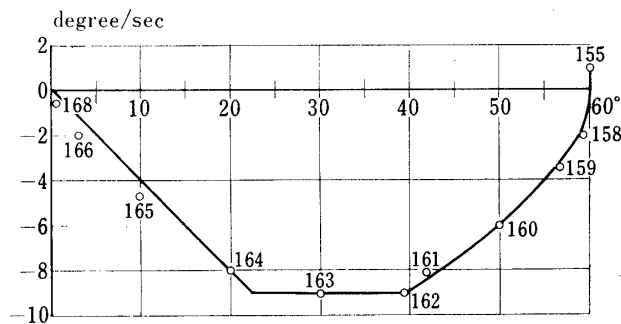
第 15 図 L-4 S-4 号機, 機体後方より見た機首の運動



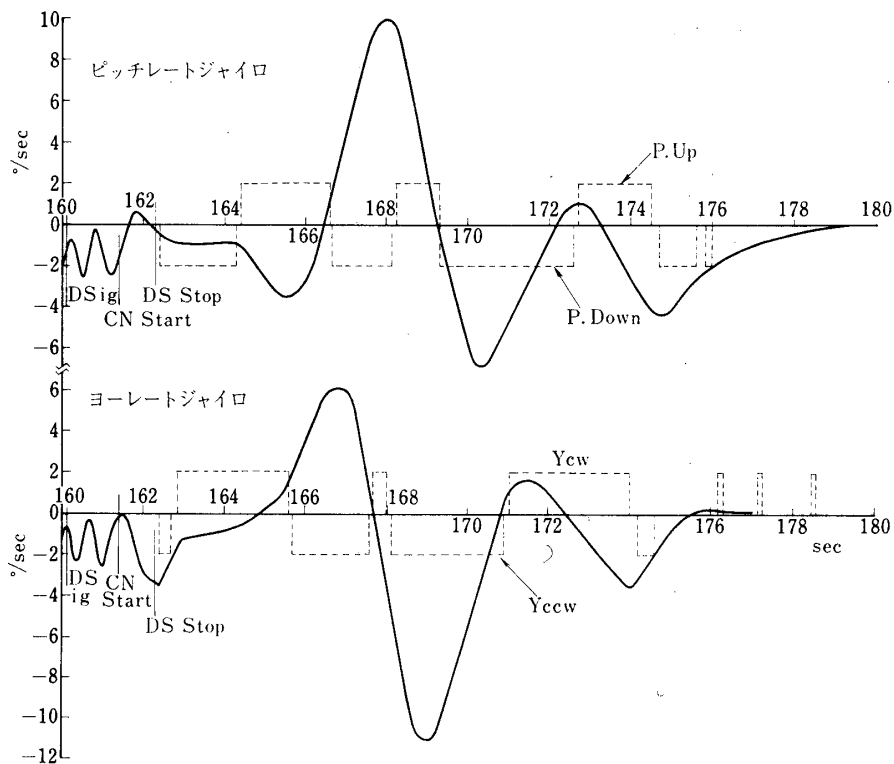
第 16 図 再スピンの状態

て $2^\circ/\text{sec}^2$, ロールについて $6^\circ/\text{sec}^2$ であることが確かめられた。これに対して制動を加えるための角速度加算比は $2.0\sim 2.5 \text{ sec}$ にとつてある。ピッチ, ヨー制御に対しては適当であるが, ロール制御に対しては過制動となつており, 三機ともにロールの制御応答時間が長くなつてゐる。これについては解析の結果からも明らかで [7], その後 M-4S ロケットについてはパラメータの変更を行なつてゐる。

次に前報告 [1] で述べたように, ロール角速度が大きい場合にはピッチ, ヨー制御特性に干渉を生ずる。L-4 T-1, L-4 S-4 号機では制御中のロール角速度は 0.1 rps 以下であり, 第 17 図の例に示したように干渉はほとんど見られなかつた。しかし L-4 S-5 号機では第 12

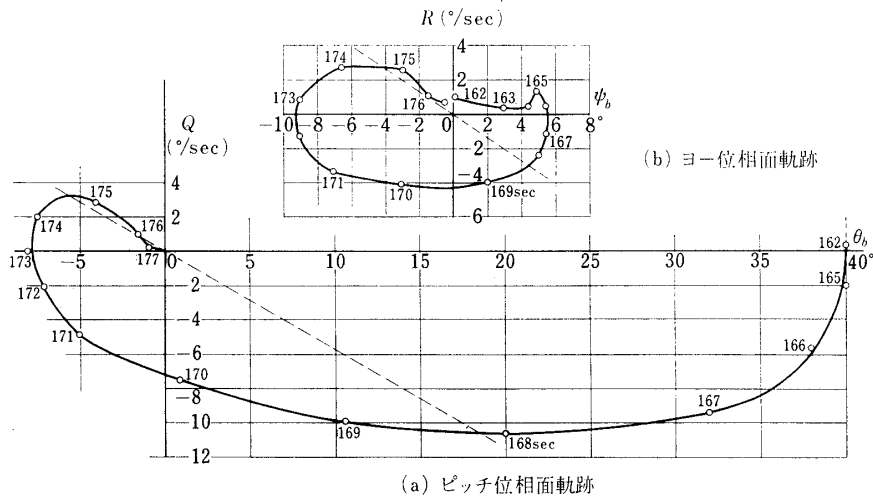


第 17 図 ピッチ制御系位相面軌跡, L-4 S-4 号機



第 18 図 姿勢制御時の運動, L-4 S-5 号機

図でもわかるようにデスピ後、再び外乱によると考えられるロール角速度の上昇があったために、ピッチ、ヨー制御に干渉を生じ、特にピッチ制御応答に行きすぎを生じている。第 18 図はピッチ、ヨーレートジャイロ出力と、制御エンジンとの動作の対応を示したものであるが、制御開始から 171 秒頃までの間は、角速度の微分値（角速度）と制御エンジンの動作とが一致していない。またピッチ制御系の位相面軌跡（第 19 (a) 図）、ヨー制御系の位相面軌跡（第 19 (b) 図）[3] から見ても、見かけ上の角加速度が異なっていることがわかる。



第 19 図 制御状態の位相面軌跡

姿勢制御時の機体の慣性能率を機軸まわりについて A 、機体に直交する重心を通る軸のまわりについて B とすると $A/B \approx 0.15$ であり、運動方程式は次のようになる [1].

$$\dot{Q} = \alpha_P + PR(B-A)/B = \alpha_P + 0.85 PR$$

$$\dot{R} = \alpha_Y - PQ(B-A)/B = \alpha_Y - 0.85 PQ$$

ここで α_P 、 α_Y はそれぞれピッチ、ヨー制御角加速度

上に述べた角加速度のちがいは、この式の第 2 項にはほみあった大きさとなっている。

4. 地上管制装置

L-4S-3 号機までに使用した方式と大きく変更した点はなく、そのまま使用した。機上積載装置の検出部において、直流トルクモータでスピントーブルを駆動するようにしたこと、電気部電源系を $\pm 14V$ にしたこととともなって、地上操作系、電源系に小さな改修を加えた程度である。

5. 結 言

以上、ラムダロケットにおける姿勢制御装置およびその飛しょう実験結果について述べた。L-4T-1, L-4S-4, L-4S-5 号機については、その細部にいたるまで、ほとんど同一の機材を積載し、実験したが、すべて満足すべき動作を行なっている。L-4T-1 号機と同じ時

期に M-3D-1 号機にも積載要領は異なるが、同一のモジュールによって構成された電気部、および同一の検出部を積載している。制御エンジン部はMロケットに対応した推力、実装方法に変更しているが、この場合にも全く異常なく動作している。M-3D-1 号機についてはあらためて述べることにし、本稿では省略した。

L-4S-5 号機までの実験において、姿勢制御装置は、信頼性を高めることを目的とし、試験調整保守を効果的に確実にこなすための改善を行なった。この結果上記のような成果が得られたものといえる。さらに M-4S ロケットに積載する装置としては、部品、実装方法、構造について改善が加えられている。一方地上管制装置は電気系（ジャイロ系）について操作が容易になったほか、制御エンジン系についても燃料の注入、N₂ ガスの注気の方法について操作を確実に容易にするよう、設備がととのえられた。

第4表に示したように、全体として最終段打出方向の姿勢誤差は 2° 以下であり、最初に計画した 2.5° 以下の性能は十分満足しているものとみてよい。さらにこのことは M-4S-2, 3号機においても確かめられている [4]。スピントーブルの安定度、すなわちヨー軸の鉛直性に関しては、飛しょう中における機体のプリセッションのために傾くと考えられているが、これについては現在十分な確認の方法がない。

姿勢制御装置は、ピッチプログラム装置をとりつけ、またレーダコマンドによる姿勢基準値の変更部を加えて二次流体噴射による推力方向制御装置と合わせて、誘導制御装置へ発展させる計画である。この場合、スピントーブルが慣性空間に対して十分に安定していることが必要であり、また一方、姿勢基準の精度向上も必要となる。二自由度ジャイロスコープをレート積分ジャイロスコープ系に置きかえる方式について、試作検討を進めている。

終わりにのぞみ、終始有益な御示唆、御指導をいただいた、本研究所の玉木教授、齊藤教授、さらにシステム構成の面で多くの御意見ならびに御指導をいただいた野村教授、制御エンジンを御担当いただいた秋葉助教授に深く感謝する。また、計測部の皆藤、佐藤、羽広氏にはデータの整理、発射時の操作について御協力をいただいた。本装置の製作にあたられた三菱プレジジョン株式会社精密機器部の方々および三菱重工業株式会社 長崎造船所 特殊機械部の方々の御努力にお礼を申し上げたい。

1972年5月8日 計測部

参 考 文 献

- [1] 東口、野村：姿勢制御，東大宇宙研報告 3-1 B, p. 116 (1967-3)
- [2] 野村、東口、秋葉：ラムダ4S型3号機までの姿勢制御システムについて，東大宇宙研報告 4-4 B, p. 699 (1968-12)
- [3] 長谷川：L4S-5号機姿勢制御装置実験報告書，三菱プレジジョンKK，技術メモ No. 108 (1970-3)
- [4] 東口、石谷：M-4S ロケットにおける姿勢制御，電子通信学会全国大会シンポジウム「人工衛星のエレクトロニクス」(1972-4)
- [5] 野村、東口、熊沢、長谷川、太田尾：スピントーブル型姿勢制御装置，信学会宇宙航空エレクトロニクス研究会資料，SANE 71-25 (1972-1)
- [6] 齋藤、野村、ほか：試験衛星「たんせい（淡青）」，電子通信学会誌 54, 1666 (1971-12)
- [7] 東口：オンオフ制御系の一設計法，第14回自動制御連合講演会予稿，p. 39, No. 1020 (1971-11)

付 録

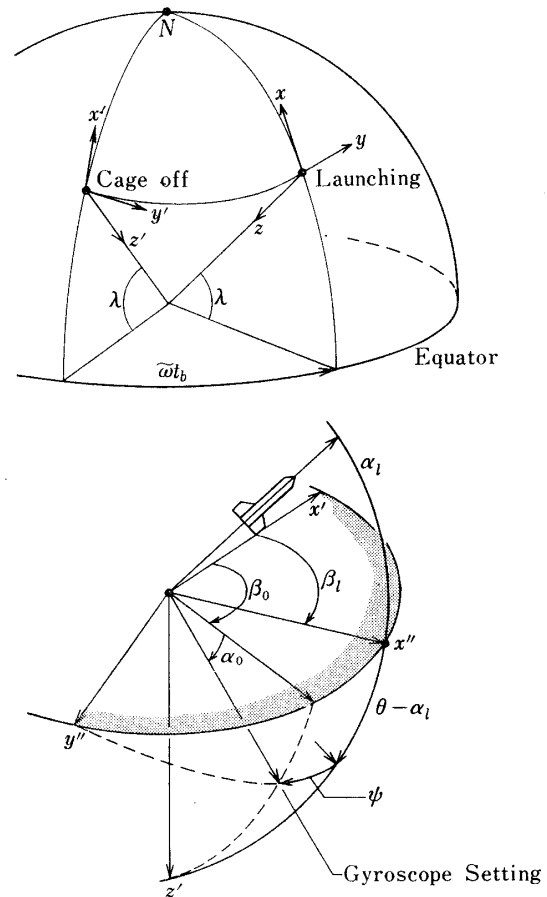
二自由度ジャイロスコープの設定

姿勢基準としての自由度ジャイロスコープおよびスピテールの設定は、発射点水平、ロケット第 1 段発射方向を基準として、その方向が最終段打出予定方向に向くように行なわれる。すなわちロケット発射前に、半地下室にある発射用調整装置から次の手順で姿勢検出部のピッチ、ヨー、ロール CX が希望値となるように各トルクモータに信号を加えて、こまの方向を動かす。

- (1) スピテールにとりつけられたロールレベラの出力が零となるようスピテールをまわす。これによって二自由度ジャイロスコープのピッチ軸は水平面内で機体軸と直交方向に設定される。一方、ヨー軸は鉛直面内にある。
- (2) 二自由度ジャイロスコープの外側ジンバルに取りつけてあるピッチレベラの出力が零となるように、外側ジンバルをピッチ軸まわりに回転させる。この結果、ヨー軸は発射点における鉛直方向を向く。したがって二自由度ジャイロスコープのこまの方向は水平面内にあることになる。同時にこのときのピッチ角はランチャ上にある機体の姿勢検出部における水平からの仰角を示している。
- (3) 二自由度ジャイロスコープのヨー角出力が零となるように内側ジンバルをヨー軸まわりに回転させる。この結果二自由度ジャイロスコープのこまの方向は、発射点における水平面内でロケット第 1 段発射方向に向いている。この手順によって二自由度ジャイロスコープのピッチ、ヨー軸およびこまの方向は互に直交し、しかも発射点における水平鉛直に設定される。この操作をレベルングと呼び、以後の最終段打出方向へのこまの設定のときの基礎となる。

一方、最終段打出方向は発射点における、方位角および俯角の形で与えられる。これは第 A-1 図に示すように二自由度ジャイロスコープのジンバル角（ピッチ、ヨー角）とは一致していない。さらに二自由度ジャイロスコープのこまはロケット第 1 段点火 4 分前にケージオフされ、慣性空間に固定した状態となる。そこで方位角、俯角からジンバル角への変換、および地球の自転の影響の補正を行なったうえで、二自由度ジャイロスコープのこまの方向の設定をしなくてはならない。

二自由度ジャイロスコープのケージオフよ



第 A-1 図 二自由度ジャイロスコープの設定

りロケット第1段点火までの時間を t_b 秒, 方位角を β_0 (北より東まわり), 俯角を α_0 (水平より下向き) とする. 北を x 軸, 東を y 軸, 下向きを z 軸ととると設定方向は次のように示される.

$$(\cos \alpha_0 \cos \beta_0 \quad \cos \alpha_0 \sin \beta_0 \quad \sin \alpha_0) \tag{A-1}$$

これよりケーゾフ時の設定方向 (l, m, n) は, 発射点における北, 東, 下向きの座標系で次のようになる.

$$\begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \lambda & 0 & \sin \lambda \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \lambda & 0 & \cos \lambda \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \tilde{\omega} t_b & -\sin \tilde{\omega} t_b \\ 0 & \sin \tilde{\omega} t_b & \cos \tilde{\omega} t_b \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \lambda & 0 & -\sin \lambda \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \lambda & 0 & \cos \lambda \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \alpha_0 \cos \beta_0 \\ \cos \alpha_0 \sin \beta_0 \\ \sin \alpha_0 \end{pmatrix} \tag{A-2}$$

ここで $\tilde{\omega}$ = 地球の自転速度 = 7.2921152×10^{-5} rad/sec

λ = 発射点の緯度 = 31.25°

二自由度ジャイロスコープのピッチ角を θ (こまが下向きするとき正), ヨー角を ψ (上より見て左まわりを正) とし*, ランチャの方位角を β_i , 仰角を α_i とすると次の関係式が成立する.

$$\begin{pmatrix} \cos(\theta - \alpha_i) \cos \psi \\ \sin \psi \\ \sin(\theta - \alpha_i) \cos \psi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \beta_i & \sin \beta_i & 0 \\ -\sin \beta_i & \cos \beta_i & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix} \tag{A-3}$$

第 A-1 表 姿勢基準設定用計算値表

$$P = \theta - \alpha_i, \quad Y = -\psi$$

Azimuth of gyroscope: 94 d 3 m

Before launching: 4 min. 0 sec.

AZIMUTH OF LAUNCHER													
Decl.		90 0		91 0		92 0		93 0		94 0		95 0	
d	m	d	m	d	m	d	m	p	m	d	m	d	m
14	0	P:	14 53	14 52	14 52	14 52	14 51	14 51	14 51	14 51	14 52	14 52	14 52
		Y:	3 26	2 28	1 30	0 32	0 32	-0 26	-0 26	-0 26	-1 24	-1 24	-1 24
14	30	P:	15 23	15 22	15 22	15 22	15 21	15 21	15 21	15 21	15 22	15 22	15 22
		Y:	3 25	2 27	1 29	0 32	0 32	-0 26	-0 26	-0 26	-1 24	-1 24	-1 24
15	0	P:	15 53	15 52	15 52	15 52	15 51	15 51	15 51	15 51	15 52	15 52	15 52
		Y:	3 25	2 27	1 29	0 31	0 31	-0 26	-0 26	-0 26	-1 24	-1 24	-1 24
15	30	P:	16 23	16 22	16 22	16 22	16 21	16 21	16 21	16 21	16 22	16 22	16 22
		Y:	3 24	2 27	1 29	0 31	0 31	-0 26	-0 26	-0 26	-1 24	-1 24	-1 24
16	0	P:	16 53	16 52	16 52	16 52	16 51	16 51	16 51	16 51	16 52	16 52	16 52
		Y:	3 24	2 26	1 29	0 31	0 31	-0 26	-0 26	-0 26	-1 23	-1 23	-1 23
16	30	P:	17 23	17 22	17 22	17 22	17 21	17 21	17 21	17 21	17 22	17 22	17 22
		Y:	3 23	2 26	1 29	0 31	0 31	-0 26	-0 26	-0 26	-1 23	-1 23	-1 23
17	0	P:	17 53	17 52	17 52	17 52	17 51	17 51	17 51	17 51	17 52	17 52	17 52
		Y:	3 23	2 25	1 28	0 31	0 31	-0 26	-0 26	-0 26	-1 23	-1 23	-1 23

* 注) ロケット機体が上向きおよび右まわりに回転したときにピッチ角, ヨー角は正の値である.

方位角 β_0 および俯角 α_0 は実験計画より定まっているが、ランチャ方位角 β_i および仰角 α_i は発射当日の風の状態その他の条件で変更決定される。そこで第 A-1 表に示すような $(\theta - \alpha_i)$ および ψ の表をあらかじめ用意しておき、これによってピッチ角、ヨー角設定を行なった。その設定の手順は次の通りである。

- (4) 上記の手順 (2) によって得られたピッチシンクロの読みから較正表を用いて真のピッチ角 (α_i) を求める。
- (5) ランチャ方位角 β_i および最終段打出方向 (β_0, α_0) より $\theta - \alpha_i, \psi$ を求める。
- (6) 手順 (4) で得られた α_i を使って θ, ψ を決定する。
- (7) シンクロ較正表より、 θ に相当するピッチシンクロの値、 ψ に相当するヨーシンクロの値をきめる。
- (8) 発射調整装置によって二自由度ジャイロスコープのピッチシンクロ、ヨーシンクロ角度表示値が (7) で得られた値となるように保持してゲージオフ時刻を待つ。この操作をアライメントと呼んでいる。