

# ラムダ 4S 型 3号機までの姿勢制御 システムについて

野村 民也 ・ 東口 実\* ・ 秋葉 鎌二郎

## 1. は し が き

ロケットにおける姿勢制御装置は、K-10-1号機によってまず実験され、L-4S-1, 2, 3号機と4機の飛しょう実験を経て、その作動が確認された。この概要および基本的な構成については文献[1]に述べたが、ここでは各飛しょう実験において得られた結果と、改良の経過について述べよう。

このL-4S型ロケットに搭載して試験を進めている姿勢制御システムは、将来Mロケットによって人工衛星を軌道に投入する場合の最初のシステムとして、また誘導制御を行なう場合の基本部分として考えられているものである。今後共さらに対象とするロケット、観測の要求に応じてさらに目的に応じた形をとって行くであろう。

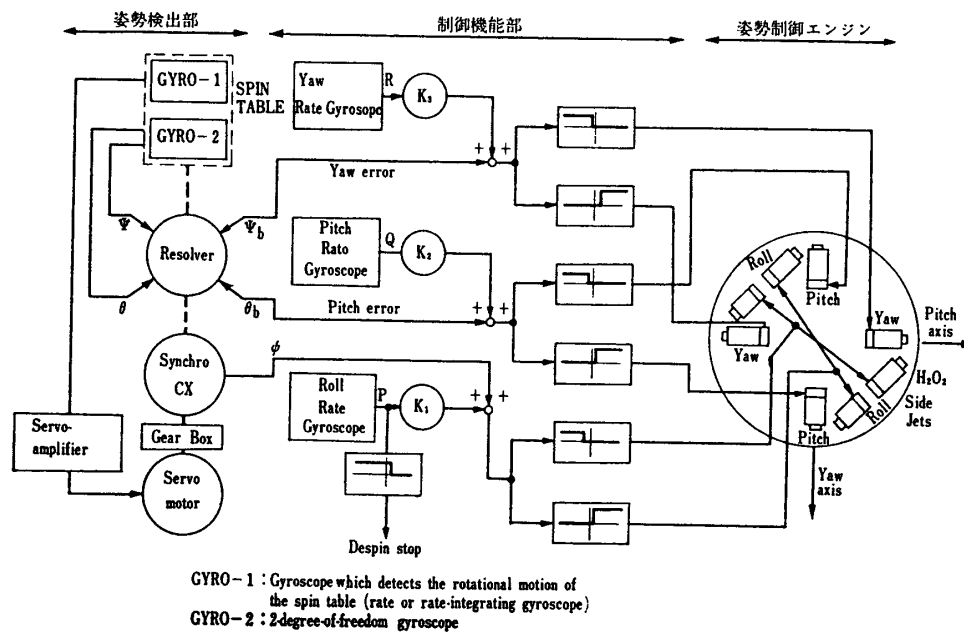
現在の姿勢制御システムは、最終段を軌道に投入するために、最終段ロケットの噴射方向をその点の局地水平の方向に制御することを目的としている。そこで第3段ロケット燃焼終了後から次の順序で制御動作が進行する。

- (1) デスピロケット点火 (スピン減速)
- (2) スピン角速度検出開始
- (3) スピン角速度が規定の値 (約  $3^\circ/\text{sec}$ ) 以下になったことを検出して、デスピロケット推力中断, 信号送出
- (4) 姿勢制御エンジン作動開始
- (5) 姿勢制御終了 (最終段ロケットの機軸が, ジャイロ設定軸方向——局地水平——と一致する)
- (6) レスピロケット点火 (最終段ロケット姿勢安定化のため再びスピンをかける)
- (7) 姿勢制御エンジン作動停止
- (8) 最終段ロケットに点火

姿勢制御装置の構成は、姿勢検出部、制御機能部 (電気部)、姿勢制御エンジン部、電源部に大別できる。全体のブロック図は第1図に示すとおりで、ピッチ、ヨー、ロール軸についてほぼ同一の構成をとっている。これは姿勢制御を行なう状態で、機体のスピン回転数が小さく、ピッチ、ヨー、ロール軸まわりの運動はほとんど独立とみなせるためである。

---

\* 計 測 部



第 1 図 姿勢制御システム

## 2. 各部の構成と改良点

### 2.1 姿勢検出部

ロケットの姿勢を、慣性空間に対して機軸まわりの回転を止めたスピントーブル上の 2 自由度ジャイロスコープで検出し、姿勢角誤差信号を制御機能部に向けて送出する。また同時に、機体と一体にとりつけたレートジャイロスコープによって角速度信号を送出する。機体とスピントーブルの間の相対角度として機体のロール角が検出され、またリゾルバによって、慣性座標におけるピッチ、ヨー角を機体軸におけるピッチ、ヨー角に変換している。姿勢検出部の主要構成部品は次の第 1 表～第 5 表に示すとおりである。また各ジャイロスコープ検出軸の機械的取付け精度は  $0.5^\circ$  以内とし、軸相互間の結合による不正検出出力をできるだけ小さくしてある。

姿勢検出部は機数を追って順次改良が加えられたが、それを列記する。

#### a) L-4S-1, 2 号機

K-10-1 ではロケット機体のロール角速度検出用として、スピントーブル駆動用サーボモータジェネレータのジェネレータ出力を用いていた。しかしロケットの第 2～3 段飛しよう中におけるスピン回転数 ( $3\text{c/s}$ ) に対処するために、サーボモータ出力軸の歯車比を大きくとることができず、姿勢制御時の安定化において必要な微小角速度 ( $1^\circ/\text{sec}$  以下) の検出が困難であった。このため L-4S-1, 2 号機では、レートジャイロスコープによりロール角速度を検出するようあらためた。また構造、リード線取出しについて組み立て保守が容易なようにあらためた。

#### b) L-4S-3 号機

第 1 表 姿勢基準部の構成要素

品 名	搭 載 ロ ケ ッ ト	個数/ロケット	仕 様	
2 自由度 Gyroscope	K-10-1, L-4 S-1 L-4 S-2, L-4 S-3	1	第 2 表	
1 自由度 Gyroscope	Rate	K-10-1, L-4 S-3 L-4 S-1, L-4 S-2	3 4	第 3 表
	Rate Integrating	L-4 S-3	1	第 4 表
Servo- motor	Generator つき	K-10, L-4 S-1 L-4 S-2	1	第 5 表
	Generator なし	L-4 S-3	1	
Synchro CX	K-10-1, L-4 S-1 L-4 S-2, L-4 S-3	1		
Synchro Resolver	K-10-1, L-4 S-1 L-4 S-2, L-4 S-3	1		

第 2 表 2 自由度 Gyroscope

重 量 : 2.5 kg  
 Gyro Motor: 励磁電源 115 V, 400 Hz, 3φ  
 角運動量  $2.25 \times 10^6$  gr-cm<sup>2</sup>/sec  
 回転速度 23,500 rpm  
 Pick-off : Synchro CX  
 Gimbal 自由度: yaw ±85°  
 pitch 360°  
 Free Drift : 2.5°/5 min max  
 Torque Motor つき

第 3 表 Rate Gyroscope

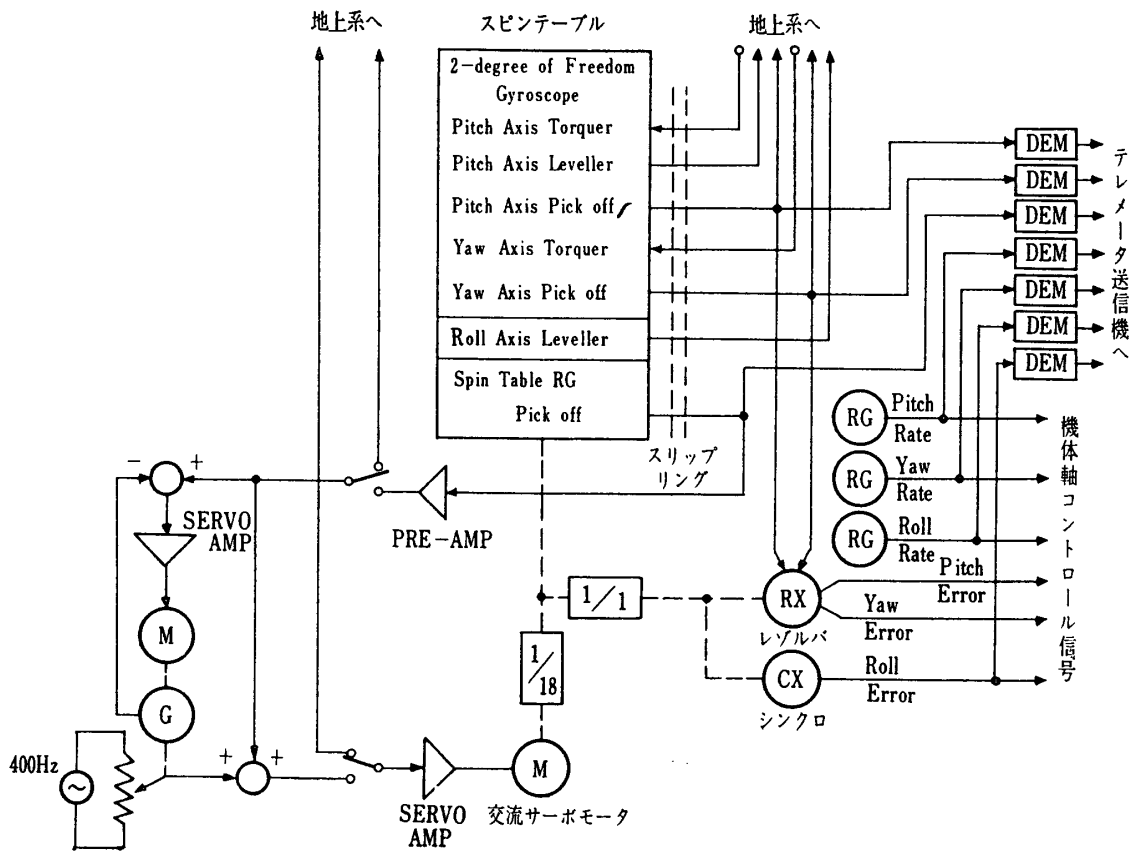
重 量 : 140 gr  
 Gyro Motor : 励磁電源 26 V, 400 Hz, 3φ  
 角運動量 34,800 gr cm<sup>2</sup>/sec  
 回転数 24,000 rpm  
 最大入力角速度: 10°/sec  
 固有振動数 : 17 Hz  
 ヒステリシス : ±0.025°/sec  
 分解能 : 0.005°/sec 以下

第 4 表 Rate Integrating Gyroscope  
利得 = (出力軸回転角) / (入力軸回転速度積分値)

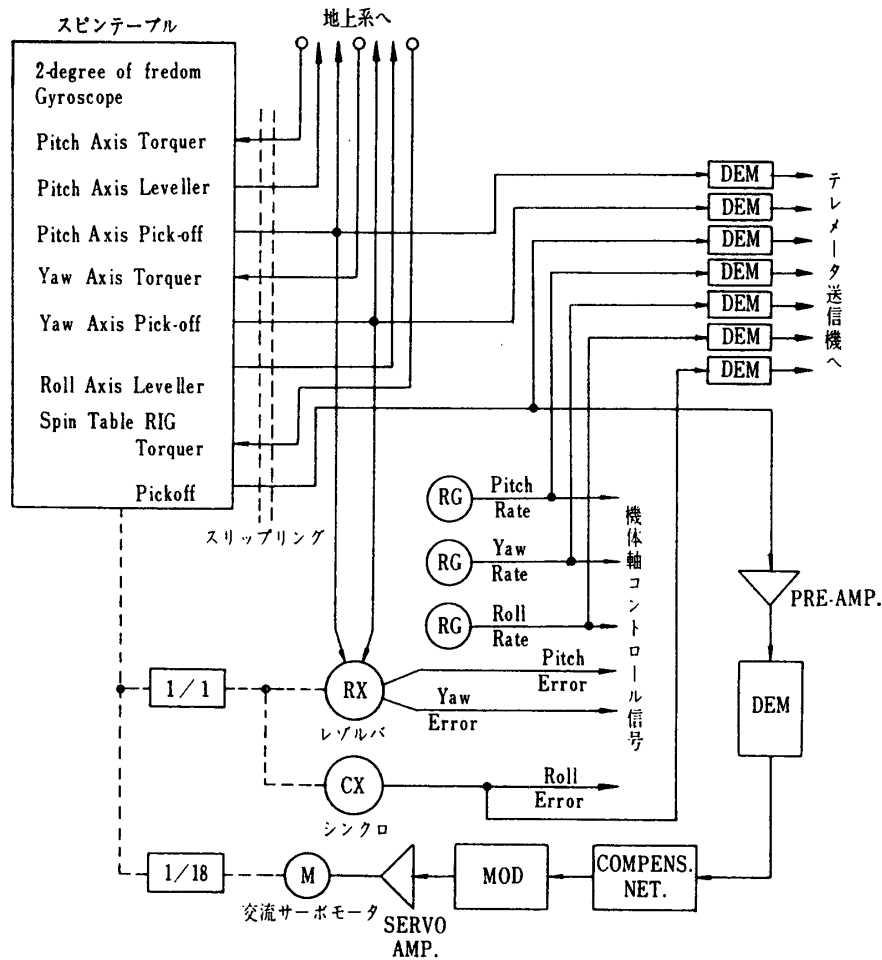
重量	: 140 gr
Gyro Motor	: 励磁電源 26 V, 400 Hz, 3 φ 角運動量 34,800 gr cm <sup>2</sup> /sec 回転数 24,000 rpm
Gimbal 自由度	: ±2.6°
利得	: 2

第 5 表 Servo Motor Generator

重量	: 560 gr
励磁相	: 115 V, 400 Hz
制御相	: 18/36 V, 400 Hz
起動電圧	: 1 V
入力電力	: 16.2 W/phase
無負荷速度	: 9,000 rpm
停動トルク	: 2.8 in-OZ
Generator 部	
出力電圧	: 0.01 V rms at 0 rpm 3.1 V rms at 1,000 rpm



第 2 図 L-4S-1, 2号機の姿勢基準部  
DEM: 400 Hz 信号復調器

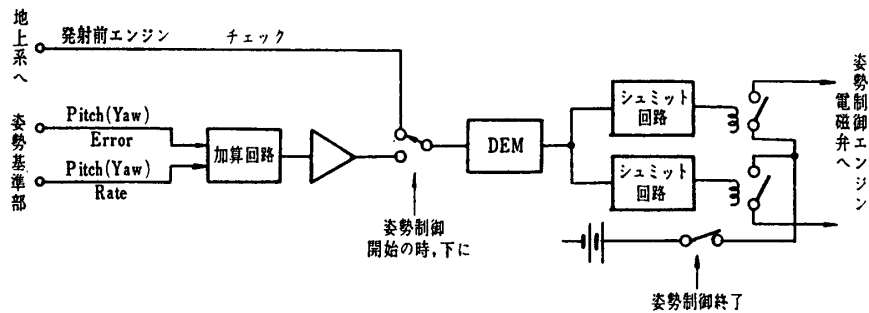


第 3 図 L-4S-3 号機の姿勢基準部

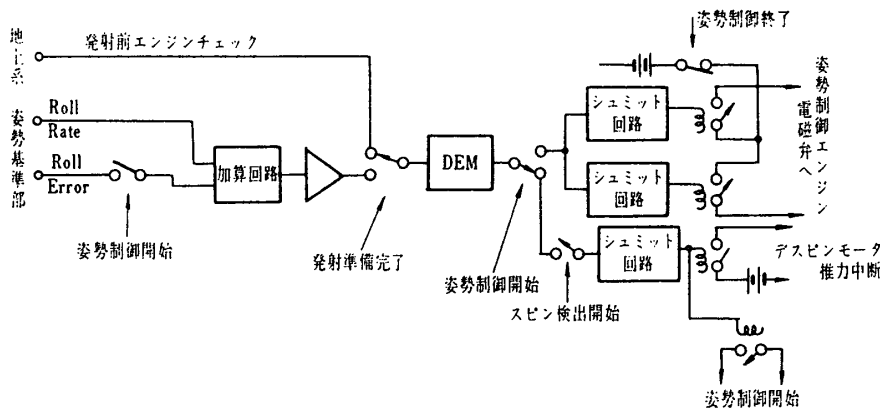
L-4S-1, 2号機までは, スピントーブル制御のセンサーとしてレートジャイロスコープを用いた第2図の系を使用した. この方式では, スピントーブルが慣性空間に対して, 数度/secの回転するドリフトがさけられなかった. しかし最終目標に対しては, 二自由度ジャイロスコープのこまの方向は変化しないので, このことは全く問題にならない. しかし飛しょう中の姿勢の計測は, ピッチ, ヨー軸が水平, 垂直から傾いたことになって好ましくない. そのため L-4S-3号機では, 第3図に示すようにレート積分ジャイロスコープを用いた系に変更し, スピントーブルの安定度を高めた. これと同時に形状をくふうし, 小型化を行なった.

### 2.2 制御機能部

制御機能部はピッチ, ヨーについては, まったく同一の構成としており, 第4図に示すようになっている. これに対してロールは, スピン角速度の検出を行なうために, 制御機能開始開当初は角速度検出回路として動作し. デスピロケットの推力中断後は, ピッチ, ヨーの制御機能を開始させると同時に, ロール角制御機能を持つように切り替えられる. このために第5図の回路となっている.



第4図 ピッチ制御回路



第5図 ロール制御回路

(各スイッチは→で示した項目のときに図示位置から切りかわる)

これらの回路の制御機能の開始は、上記のような正常動作のほかに、何らかの事情でスピンの角速度の減速が不十分であった場合にも動作するように、タイマからのバックアップ信号により強制的にピッチ、ヨー、ロール角制御機能が開始させられる。

姿勢制御が終了してレスピンロケットが点火する時期に制御機能を停止させるが、これは制御エンジン電磁弁への電源のスイッチを開いて、電磁弁の動作を止めることによる。

制御機能部の原理的な動作については、前報[1]ですでに述べてある。L-4S型のデータによってシミュレーションを行ない、大きな角度誤差を持つ場合における制御時間についての限界を求めた[2]。一方、角度誤差が小さい場合の不感帯の影響、角度-角速度加算比についての検討を行ない、K-10-1~L-4 S-3号機を通して、不感帯幅  $\pm 0.8^\circ$ 、角度-角速度加算比 2.5 sec としている。

制御機能部の改良は、姿勢検出部の改良に伴うスピンテーブルサーボ系回路の変更のほかに、次のような部分について進められた。

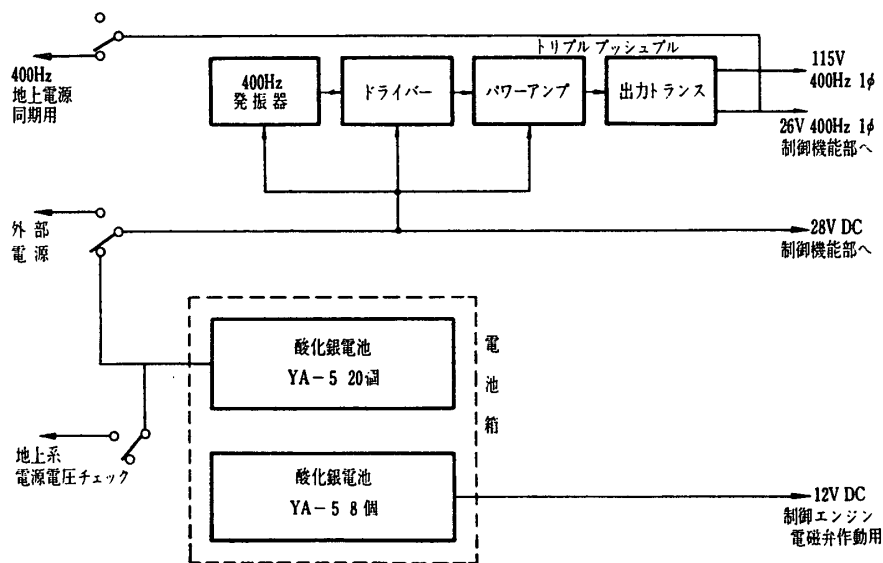
a) L-4S-1, 2号機

K-10-1号機において、機械的構造、各ブロック間の接続にロケット組込の際に作業が多少困難となる点があったので、これを大幅に改善し、組込、分解、保守に要する作業時間の短縮を可能とした。同時にテレメータ信号送出回路の結合による制御機能の劣化が見られた

第 6 表 L-4 S-3 号機姿勢制御装置テレメータチャンネル表

番 号	信 号 源	項 目	測 定 範 囲
1	2 自由度 Gyroscope	ピッチ (FINE)	±2.5°
2	"	(COARSE)	±90°
3	"	ヨー (FINE)	±5°
4	"	(COARSE)	±85°
5	シンクロ	ロール	±180°
6	レートジャイロ	ピッチ	±10°/sec
7	"	ヨー	"
8	"	ロール	"
9	レート積分ジャイロ	(スピントーブル)	±2°
10	制御 ON-OFF 信号	ピッチ UP, DOWN	各信号の
	"	ロール CW 注)	組合せ
11	"	ヨー CW, CCW	"
	"	ロール CCW 注)	"
12	コミュテータ	DC 電源電圧 5 点	規定値 2 倍以下
		AC 電源電圧 4 点	"
		AC 電源電流 2 点	"
		H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> 液圧 1 点	30 kg/cm <sup>2</sup> 以下
		電気部温度	100°C 以下

注) ロール CW, CCW は機体後方より見て時計まわり反時計まわりの意味。ヨー CW, CCW は機体上方より見たときの同じく回転方向を示す。



第 6 図 電源部の構成 (L-4S-3 号機)

ので、バッファ増幅器を追加して万全を期した。

#### b) L-4S-3号機

電気回路の全般的改良を行ない、電源部と制御機能部を一体化する構造とした。またテレメータ信号送出用切替複合回路（コミュデータ）を従来の機械接点による方式から、ICを用いた電子方式のものにかえ、チャンネル数増加と信頼性向上、軽量化をはかった。一方エンジン動作監視用テレメータチャンネルを2チャンネルに圧縮し、そのかわり、ヨー角の零付近の精度を高めた出力をテレメータ信号として送ることとした。この結果 L-4S-3号機におけるテレメータ信号は第6表に示したとおりになっていた。

### 2.3 電源部

第6図に示す構成の正弦波インバータで、400 Hz 交流電力をジャイロ스코ープに供給している。また、制御機能部電気回路に、安定化回路を通して直流電圧を供給している。姿勢制御エンジン用電磁弁動作電源は、K-10-1号機ではかなり余裕を見て別にしたが、L-4S-3号機では容量を半分に減らし、制御機能部電源用電池と同一の電池箱におさめた。

### 2.4 制御エンジン部

姿勢制御エンジンは姿勢制御装置における駆動部として、重要な部分を占めている。姿勢制御装置の計画に先立って、過酸化水素エンジンの試験が、東大生研千葉実験場において秋葉研究室の手で進められていた。この成果をとり入れて、実用性の面からも十分と考えられる過酸化水素エンジンを、姿勢制御エンジンとして採用した。

姿勢制御エンジンの仕様は、制御機能部の項で述べたアナログ計算機によるシミュレーションの結果より、最終リミットサイクル  $0.5^\circ$  以下を目標として決定した。最大角加速度はピッチ、ヨーについて約  $0.06 \text{ rad/sec}^2$ 、ロールについて約  $0.1 \text{ rad/sec}^2$  となっている。この結果各エンジンの推力はいずれも 300 gr とし、ピッチが2個、ヨーが2個、ロールが4個の計8個のエンジンを装備しており、制御機能部からの信号に応じて各エンジンが動作する。姿勢制御可能時間は L-4S-2号機までは5分と余裕をとっていたが、L-4S-3号機では2分とした。これは、同時に全エンジンの半数（4個）が常に動作することを仮定した場合で、実際には制御の不感帯のためのあき時間があるので、これより制御可能時間は長い。また ON-OFF の際の時間おくれは  $0.1 \text{ sec}$  以下である。

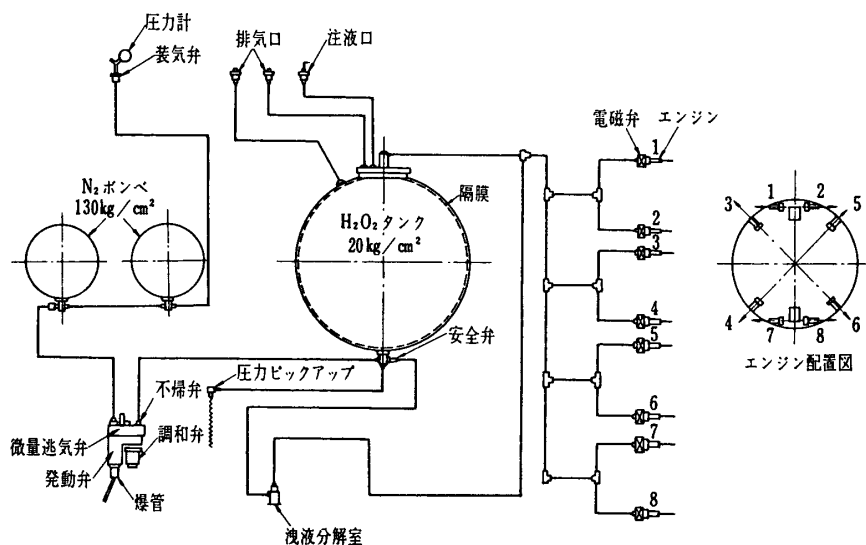
安全装置としては、 $\text{N}_2$  ガス蓄圧器と過酸化水素タンクとの間に火薬で開く弁（爆管）を設けて、発射前10分にこれを開くようにした。また過酸化水素タンクよりの漏液を分解発散させる機構を備えたが、あとに、さらに異常分解対策として、ラプチュアディスクを取付けた。

エンジン部の配管は第7図に示すとおりである。K-10-1～L-4S-2号機においては、燃焼室が大きく応答特性もおそかったが、L-4S-3号機では改良を加えた。この結果応答特性の立ち上り、立ち下りが  $1/2$  以下に短縮された。第8図に L-4S-3号機における機内配置を、第9図に応答特性の一例を示す。

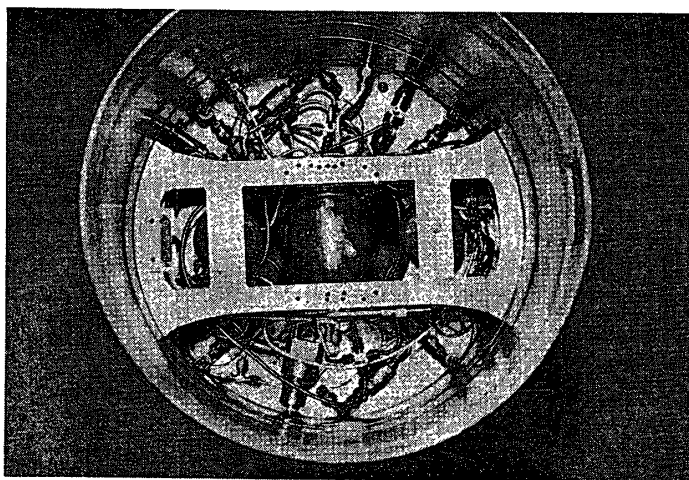
### 2.5 姿勢制御に関連する機体重量、寸法等

第7表に示すような値であった。





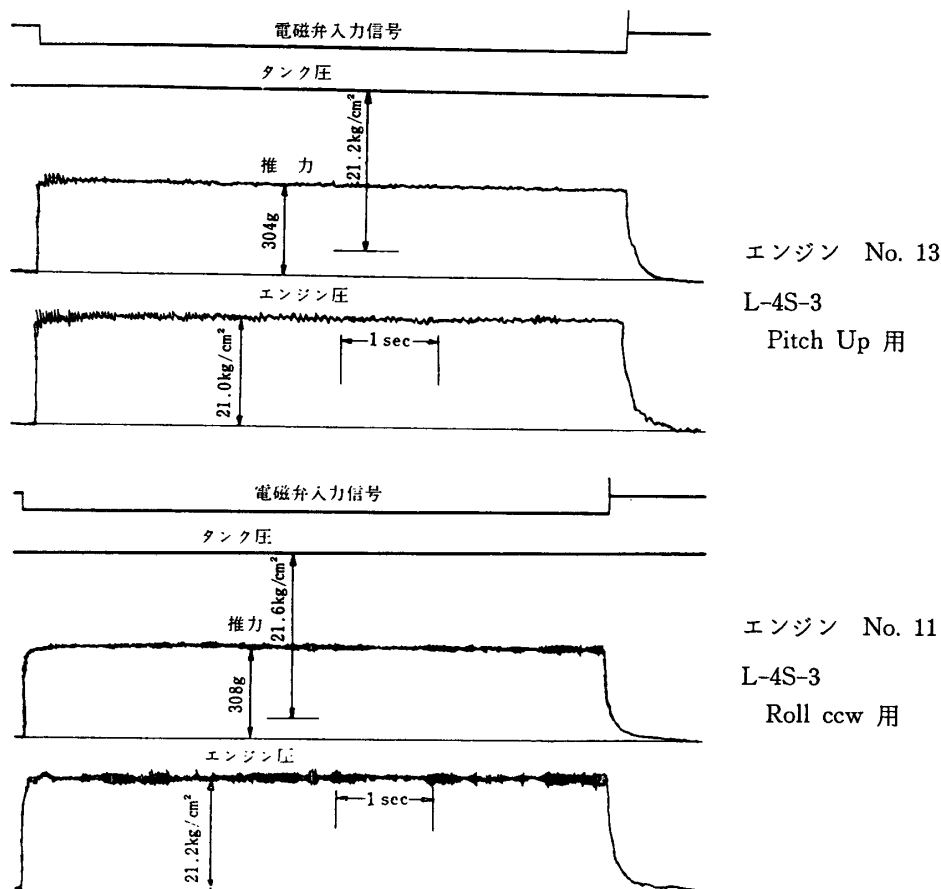
第 7 図 姿勢制御ロケットエンジン配管



第 8 図 姿勢制御エンジン部の配置

第 7 表 姿勢制御状態におけるロケットの諸元

機 体	姿勢制御部重量		姿勢制御部寸法		姿 勢 制 御 開 始 時 の 状 態				
	エンジン部	電気部	全 長	直 径	重 量	全 長	直 径	$I_x$	$I_y$
L-4 S-1	kg 39.7	kg 33.0	mm 698	mm 504	kg 252.5	mm 2006	mm 504	kgmsec <sup>2</sup> 0.8496	kgmsec <sup>2</sup> 5.567
L-4 S-2	kg 39.7	kg 33.0	mm 698	mm 504	kg 253.7	mm 1997	mm 504	kgmsec <sup>2</sup> 0.8537	kgmsec <sup>2</sup> 5.593
L-4 S-3	kg 26.7	kg 31.6	mm 500	mm 504	kg 251.7	mm 1862	mm 504	kgmsec <sup>2</sup> 0.8451	kgmsec <sup>2</sup> 5.546



第 9 図 姿勢制御エンジンの応答特性の例

### 3. 飛しょう試験

昭和 40 年 11 月 8 日 K-10-1 号機の発射を初回として、以後 L-4S-1 号機、L-4S-2 号機、L-4S-3 号機の順に搭載し、姿勢制御装置の飛しょう試験を行なった。各ロケットに搭載した姿勢制御装置の飛しょう中の動作については、12 個のテレメータチャンネルにより、最高 25 点におよぶ各部分の動作信号、状態を地上で受信記録した。

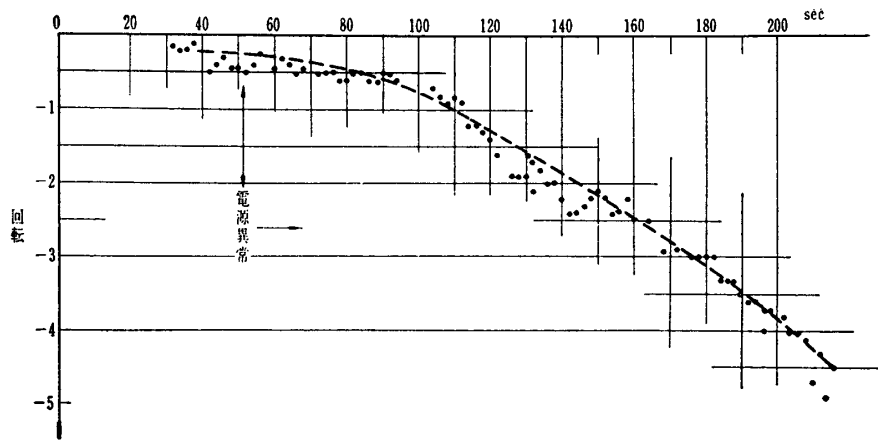
#### 3.1 K-10-1 号機

姿勢制御開始後、始めのうちは正常に動作して、二自由度ジャイロ스코ープの基準軸に対するロケットの姿勢を、ピッチ角  $-15^\circ$ 、ヨー角  $+30^\circ$  の位置から、ピッチ角  $\pm 1^\circ$ 、ヨー角  $\pm 3^\circ$  の範囲まで、約 30 秒後に入れることができた。しかしロール角制御チャンネルの動作が不十分となったため、36 秒後にスピン角速度が増加してしまった。このため姿勢誤差が増加し、発散した。

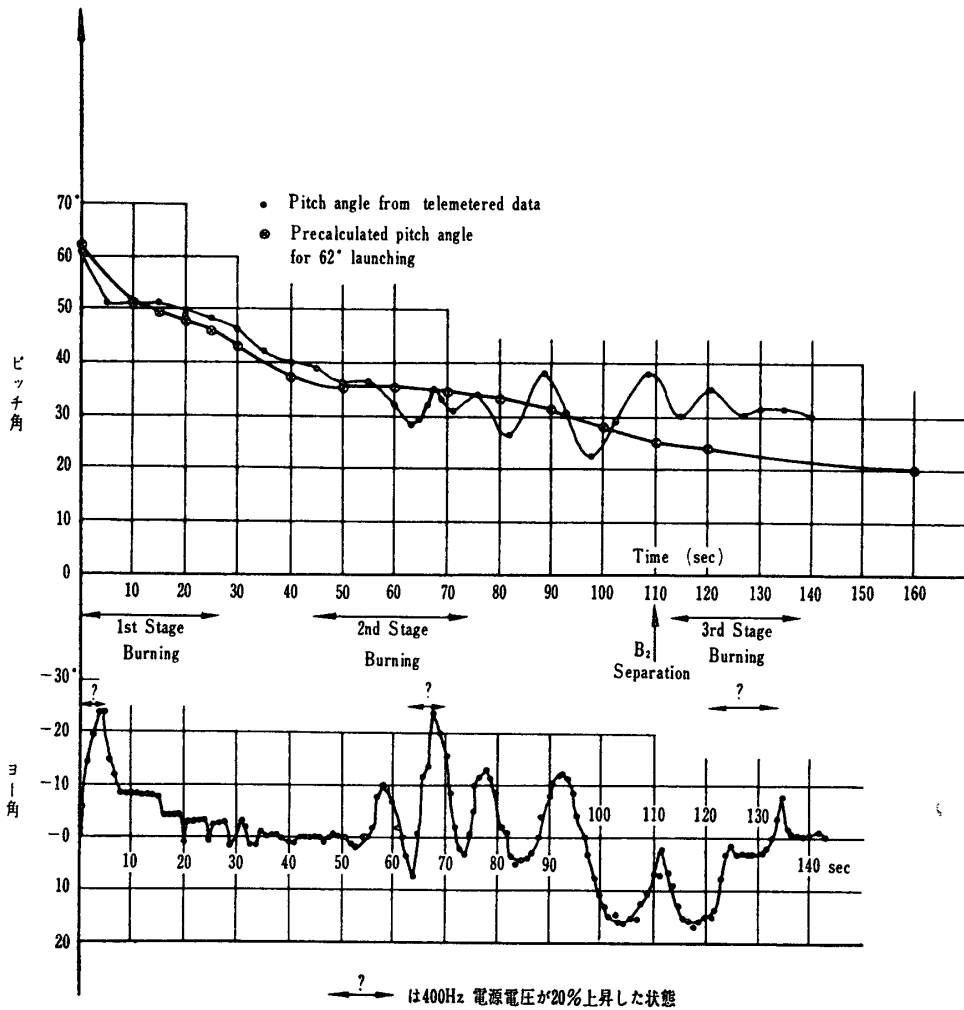
この実験によって姿勢制御装置の機能は、本方式でよいことが確認された。

#### 3.2 L-4S-1 号機

発射後 53 秒経過したときに、姿勢制御装置電源部に異常を生じ、400 Hz 交流電圧が定格値の約 60% に低下した。このために姿勢角検出信号、姿勢角検出速度信号が正規のレベ



第 10 図 L-4S-1 号機の spin table の回転  
 (ロールシンクロ出力と地磁気姿勢計による姿勢測定  
 値との差, 機体後方より見て時計のまわりが正)



第 11 図 L-4S-2 号機の姿勢角  
 (発射点水平および発射方位基準)

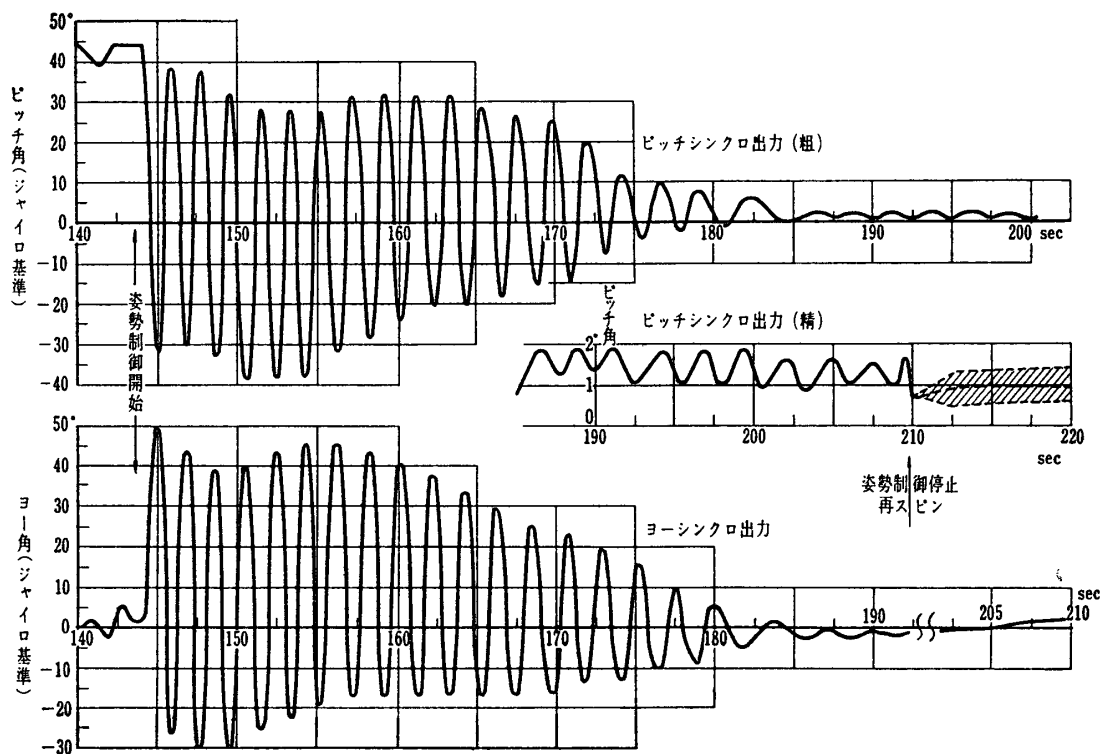
ルより低くなり、またスピテール安定化サーボ系の動作が不十分となった。このことはデスピノケットの不作動、スピテールの回転（周期約 20 sec）を生じた（第 10 図参照）。

姿勢角データは得られたが、大要を判断し得る程度であり、定量的な結果までには至らなかった。

### 3.3 L-4S-2 号機

L-4S-1 号機における電源異常に関して、まったく同一の形式の本機についてさらにかこくな環境試験を行ない、異常が生じないことを確認したほか、さらに強固なものとした。しかしなおロケットの推進燃焼中に、加速度が大きい所で交流出力電圧が約 20% 上昇する異常を生じた。この異常は加速度が小さくなると消滅し、正常に復したが、スピテールサーボ系にショックを与え、最大  $-18^\circ$  程度の回転を招いた。スピテールの回転は、最終的には  $-10^\circ$ （ロケット後方より見て右まわりを正とする）の位置に落ち着いたとみられる。ただし、このようなスピテールの回転は、ここで考えている目的の姿勢制御の機能そのものには、本質的には影響のないものである。

ロケット飛しょう中の姿勢角を、テレメータ記録から求めて描いたのが第 11 図である。ヨー角が異常に大きくなっている所があるが、これは 2 自由度ジャイロスコープのヨー角検出出力を直接描いているためである。すなわちスピテールが回転したためにヨー軸が垂



第 12 図 L-4S-2 号機の姿勢制御応答  
(時間は発射後秒時)

直から傾き、ピッチ角の成分を検出していることによるもので、ロケット姿勢そのものがこのような大きな変化をしたものではない。ピッチ角がかなり大きいのでヨー角検出には大きな影響を与える。

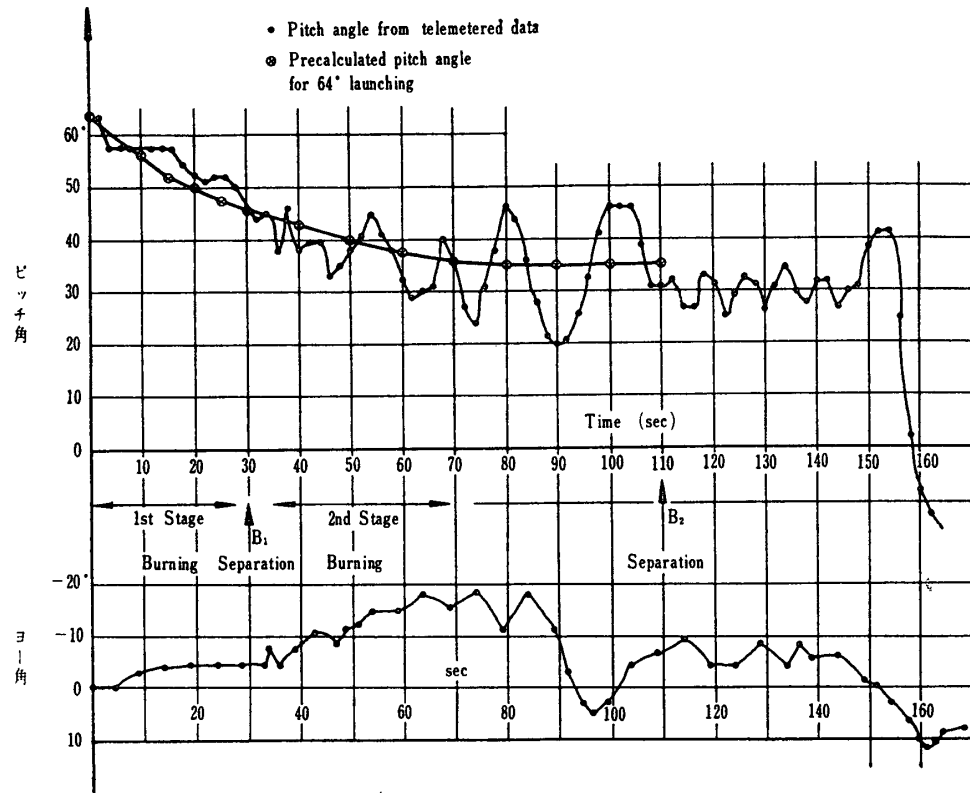
測定されたピッチ角は、飛しょう前の計算から求められた値とかなりよく一致している。レーダによる飛しょう径路の観測もよく一致しており、このピッチ角測定値は妥当なものといえる。

次に姿勢制御開始後の状態は次のとおりであった。まずデスピンロケット点火時に、急激なスピンの減速 ( $2.5 \text{ c/s} \rightarrow 1.6 \text{ c/s}$ ) があり、同時に半頂角が  $38^\circ$  程度のみそすり運動を起した。姿勢制御装置はタイマによるバックアップ回路で作動を開始した。この制御応答を第12図に示す。プリセッションの周期は約2.5秒で、その軸はふらつきながら、2自由度ジャイロスコップのこまの軸の方向に整定されて行なったことが見られる。なおこの運動は地磁気姿勢計でも観測されており、プリセッションの半頂角などは一致している。

タイマで制御終了、再スピンロケット点火が行なわれる直前で、スピン数は制御エンジンの動作で  $1.02 \text{ c/s}$  まで下り、ピッチ角誤差は  $1^\circ$  以下、ヨー角誤差は  $3^\circ$  以下になっていた。また再スピン後、半頂角  $0.35^\circ$  程度のプリセッションが生じた。

### 3.4 L-4S-3号機

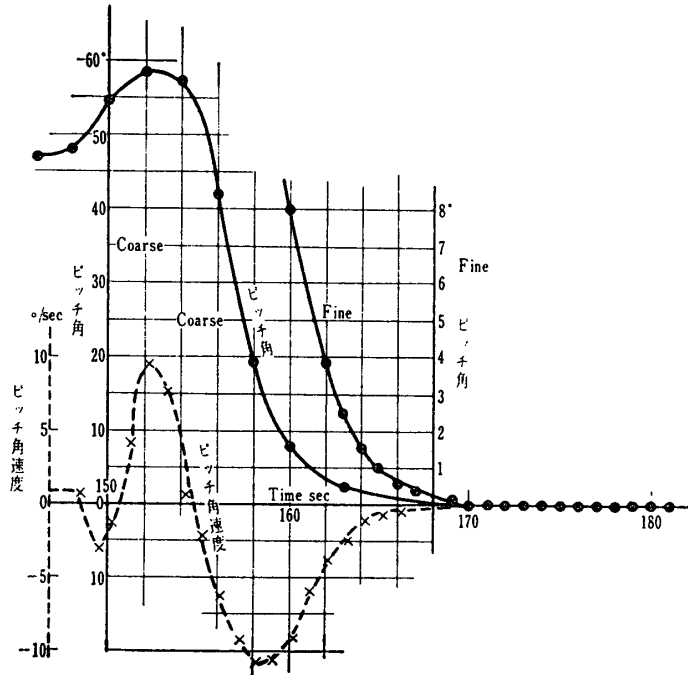
本機では姿勢制御装置は完全に動作し、飛しょう中における姿勢データ、発射後149.5秒



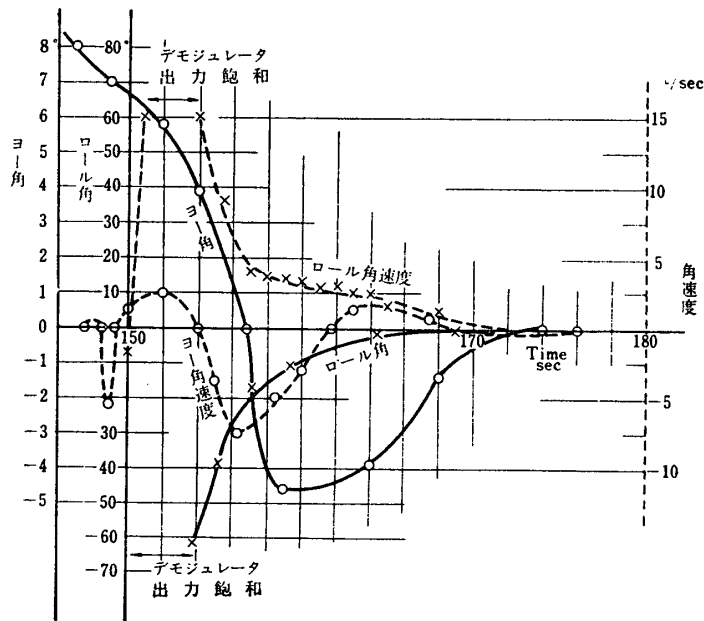
第13図 L-4S-3号機の姿勢角  
(発射点水平および発射方位基準)

にデスピロケット推力中断信号送出後の姿勢制御動作，さらに発射後 210 秒の姿勢制御終了および再スピンに至るまで，定量的なデータが得られた．姿勢制御開始時までの姿勢データを第 13 図に示す．これは発射点基準の水平および基準方位を零として換算したものであって，予備計算における予測値とかなりよく一致していることがわかる．レーダ観測による飛しょう軌跡も，本機に対して予測値とかなり一致しており，この結果とも矛盾はない．

姿勢制御開始後のピッチ角，ヨー角，ロール角は，第 14 図，第 15 図に示すようになっ



第 14 図 L-4S-3 号機における姿勢制御応答 (I)



第 15 図 L-4S-3 号機における姿勢制御応答 (II)

ており、最終的にはピッチ角、ヨー角共に、テレメータデータにおける零点誤差の範囲に入っている。初期値ピッチ角  $45^\circ$ 、ヨー角  $6^\circ$  から 30 秒でピッチ角、ヨー角共に  $0.5^\circ$  以内に入っており、再スピンロケット作動までの状態を保持した。

本機ではさらにレスピンロケット点火時の姿勢誤差についてのデータが与えられた。この値は  $2^\circ$  程度であった。しかし本機では第4段エンジンのない状態で再スピンがかけられたとみられており、このため、先端にレスピンロケットが位置した状態であるので、むしろ大きく誤差があらわれているものと考えられる。正常な場合にはレスピンロケットが重心位置に近いので、レスピンモータによる姿勢誤差は十分小さいものと考えられる。

#### 4. 地上試験および地上管制装置

これら4機の試験の経過において、地上における単体試験手順は次第に確立し、また試験装置の定式化が行なわれた。機上搭載装置の改良と同時に、信頼性向上への前進に寄与している。最終段階における総合試験は前報に述べたものでなお行なっている。

地上管制装置についても、操作者から見た手順の進行の容易さ、誤りの可能性の除去の点から、少しずつ改善されてきた。最初はロール位置の自動設定だけが可能となっていたが、さらにピッチ、ヨーについても自動設定機能を取り入れ、基準設定値をダイヤルで設定して、操作者はシンクロの指示値を監視すればよいように現在はなっている。このほか機内リレーの切替え、タイム信号擬似試験用回路についても、できるだけ操作を簡単化し、また配置がくふうされた。

これらの点はMロケット用地上管制装置に生かされており、別に報告することとしたい。

#### 5. 結 言

以上 L-4S-3 号機までに飛しょう試験を行なった姿勢制御装置で行なわれた改良の経過、およびこれによって得られたデータについて述べた。

現在までの地上試験および飛しょう試験の結果、この制御装置の制御性能についてはほとんど問題はなく、十分なものであることが確認された。なおさらに全体としての信頼性については、機数が少ないため今後の結果に待たなければならないが、個々の部品、要素の信頼性については十分と考えられる。

構造、製作の面については今後さらに小型化軽量化を進め、また保守、整備の面からも改善すべき点が多い。現在までに使用してきた機器について第8表に示した。これを見てもわかるように、各構成要素は順を追ってしだいに確実なもの、またより回路構成が簡単となり信頼性を向上させるものの方向へ変ってきている。

将来に対する問題点は、最終段姿勢誤差の減少と誘導制御を行なった場合の精度向上に対応し得るような、姿勢基準部の精度向上がまずある。さらに誘導制御において、二次流体噴射による推力方向制御方式の採用が計画されているが、このための制御機能部の機能の追加がある。このうち前者に対しては2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法について試作検討を進めている。また後者に対しては地上における制御

第 8 表 姿勢制御システムの構成

使用開始可能時期		40/11	41/9	42/3	42/9
ピッチおよび ヨー軸検出	角 度	2自由度ジャイロ (自由度: ピッチ軸 360°, ヨー軸 ±80°)			
	レート	レートジャイロ 各1			
ロール軸 検 出	角 度	スピントーブル相対角度 シンクロ			
	レート	制御モータに付けた 速度発電機	レートジャイロ		
スピン テーブル 制 御	検 出	レートジャイロ		レート積分ジャイロ (自由度: ±15°)	
	制 御	交流サーボモータ			直流トルカー
デスピ停止信号		速度発電機出力	ロールレートジャイロ出力		レートスイッチ (ロールレートジャイロ出力)
テレメータ多重化		機械式コミュニテータ		電子式コミュニテータ	
駆動	ピッチ軸, ヨー軸	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> サイドジェット 推力 300 gr* 各2			
	ロール軸	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> サイドジェット 推力 300 gr** 4			
適 用		K-10 C-1	L-4 S-1 L-4 S-2	L-4 S-3	L-4 S-4, 5 M-3 D (M-4 S)

\* M-3 D, M-4 S においては 2.3 kg

\*\* " " " 3.2 kg

ループ試験を行ない、シミュレーションによる制御方式の検討を進めている。誘導方式として全体がつり合のとれた系となるよう計画を進める予定である。

終りにのぞみ終始有益など討論をいただき、ご指導をたまわった、本研究所の玉木教授、斎藤教授を始めとする諸氏に感謝する。また多くの点で有力なご支援とご協力を得た三菱プレジジョン株式会社小田技師長ならびに精密機器部の方々、三菱重工業株式会社長崎造船所特殊機械部の関係の方々へ感謝の心を捧げたい。またデータ整理にあたって本研究所計測部の皆藤、白田、佐藤氏の手をわずらわしたことを付記し、感謝するしだいである。

1968年11月9日 宇宙工学

## 参 考 文 献

- [1] 東口, 野村: 姿勢制御, 東大宇宙研報告 3.-1B, p. 116 (1967-3)  
 [2] 東口, 皆藤: ロケット姿勢制御のシミュレーション, 第11回自動制御連合講演会予稿 314 (1968-10)