

姿 勢 制 御

東 口 実
野 村 民 也

1. は し が き

ロケットを用いて観測を行なう場合に、また人工衛星を上げる場合に、ロケット機体の姿勢をその目的にもっとも適した方向に制御することが必要になる。ロケットによる観測の精密化に対応して数年前より、姿勢制御に関する研究が始められている。

ロケットの姿勢制御の目的としては、次の場合が特徴的なものとして考えられる。

(a) 飛しょう経路の安定化. いわゆる自動操縦装置であって、機体姿勢の安定度の向上と同時に、飛しょう経路の予定経路からの偏差に対する修正、地上からの指令による経路変更等もその機能の中で関連させて考える。

(b) 観測目的にもっとも適する機体姿勢の維持. これはロケットが弾道飛行を行なっている状態において行なわれることが多い。飛しょう経路とは無関係にたとえば太陽方向にロケットの機軸を向けて、観測が有効に行なえるようにする。原理的に (a) の場合と大きく異なるわけではない。しかしできるだけ簡単で小型軽量の装置であることが望まれる。

一方姿勢制御を行なう時の機体の運動状態に着目すると次の二つの場合が代表的なものとなる。

(1) 機体の pitch, yaw, roll 軸まわりの運動がほとんど独立と見られる場合. 一般に姿勢制御を行なうことは、機体の重心のまわりの運動を制御することである。剛体の重心まわりの運動方程式は剛体に固定した座標系で、直交座標の各成分にわけて書いたときに相互干渉の項を含む。しかし角運動量の各成分が小さい場合には、運動方程式は各座標成分についてそれぞれ独立とみなされる。

この場合の制御系は比較的簡単であって、pitch, yaw, roll 各軸まわりの運動について、それぞれダンパーと呼ばれる速度帰還ループと姿勢誤差による位置帰還ループとを合成した単純な形になる。したがって制御系の高精度化、環境に対する適応性の広範囲化などを容易に設計の中で取り入れることができる。理論的な取り扱いも容易で、時間最短、あるいは燃料最小の条件での最適制御系の解が種々の面から得られている。

(2) スピン安定化された機体の機軸 (スピン軸) 方向を制御する場合. 一般的には角運動量が大きいときであって、その角運動量ベクトルの方向を制御する。ロケットの機体を空間において一定の方向に安定化するとき、一番簡単で確実な方法はスピンをかけることである。しかし機軸は必ずしも所要の方向を向くとは限らないので、積極的に制御して所要の方向を向ける必要がある。

この場合の制御は、pitch, yaw 成分にわけた運動方程式が結合項を持つので、単純ではなくなる。スピンしている機体に制御力を加えると、一般にスピン軸は摂動を起し、円錐状の

運動をする。したがって速度帰還および位置帰還は、誤差検出位置に対してある角度だけスピンの軸まわりに回転した位置にある制御エンジンに対して加える方が効果的である。

この両者を比較してみると、(1)の場合には各軸まわりの姿勢誤差に対してそれぞれ復元を行なわせるために最大8個の制御トルク発生要素を必要とする。一方(2)では最小1個の制御トルク発生要素で十分な制御が行なわれる可能性がある。しかし制御系としては(1)はほぼ同種のもの3要素でよく、また姿勢検出要素、角速度検出要素の調整が容易であるといった利点がある。これに対して(2)では制御トルク発生要素の時間おくれがスピン回転数によって異なった効果を持ち、制御特性が変化しやすいこと、ダンパ帰還ループ形成用角速度検出装置にスピンの影響が加わり、ダンパ効果が減殺されやすいなどの問題がある。

ここで角速度検出要素としては通常 Rate-Gyroscope が用いられる。一方姿勢角誤差検出要素は目的に応じて多種多様なものが用いられている。基本となるのは姿勢基準系である。ロケットが弾道飛行をすることから、地球の重力方向は特別な場合を除いて使用できない。二自由度 Gyroscope, Rate-Integrating-Gyroscope. (またはその組み合わせ, Stable Platform, Strapped-Down System など), Sun Sensor, Horizon Sensor, 磁界検出器 (Flux-Gate など) が通常用いられている。

これらの検出器はいずれも単体では単に一本のベクトルの方向から誤差を指示するものであり、空間における姿勢を完全に知るには不十分である。すなわち適当な互に独立な三個のベクトルの方向からの角度で三次元的な姿勢を決定する。Gyroscope の場合は、その検出軸を互に直交させた2個あるいは3個を一組にして用いる。これらの検出器の支持方法は機体の運動とも関連し、いろいろ特徴ある方法が考えられている。

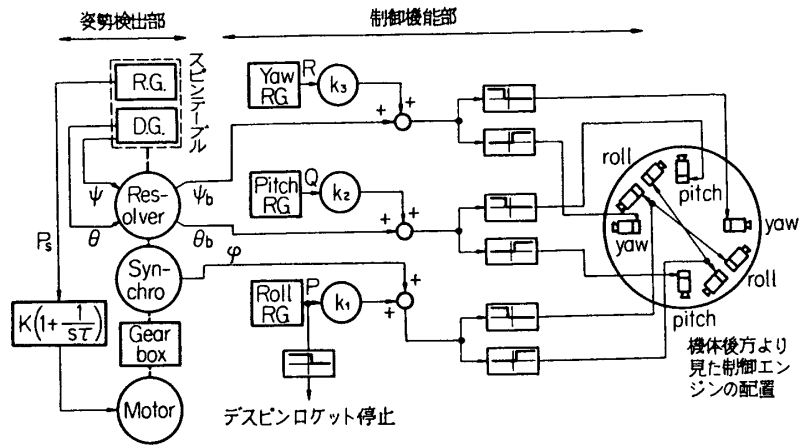
2. スピンテーブル形姿勢制御装置

これはMロケットによって人工衛星を軌道に投入する場合の姿勢制御装置として計画され、現在L-4Sロケットについて試験を続けているものである。最終段の軌道投入時の姿勢を、その局地水平方向に制御することを目的としている。

ロケットの飛しょうは次のように行なわれる。第1段燃焼中は尾翼で安定を保ち、第2段燃焼と共に機体にスピンをかけて安定を保つ。このスピンは第3段燃焼終了まで継続する。ここまでは特に積極的に、機体の制御あるいは誘導は行なわない。姿勢制御は第3段燃焼終了後、惰性飛しょう中に行なわれる(M計画とL計画, L-4S飛しょう計画参照)。

姿勢制御は次の順序で進行する。(1)デスピンのロケットに点火(スピンを減速)。(2)スピン速度検出開始。(3)スピン速度が規定の値以下になった時を検出してデスピンのロケット停止。(4)姿勢制御エンジン作動開始。(5)一定時間後制御エンジン作動停止。(6)レスピンのロケット点火(最終段再スピン)。このあと軌道投入点で最終段に点火される。

姿勢制御装置は姿勢検出部、制御機能部、電源部、姿勢制御エンジンから構成されている。全体のブロック図を第1図に示す。姿勢制御装置は機体のスピンの付近で動作するので、pitch, yaw, roll 軸共制御機能部はほとんど同一の構成をとっている。

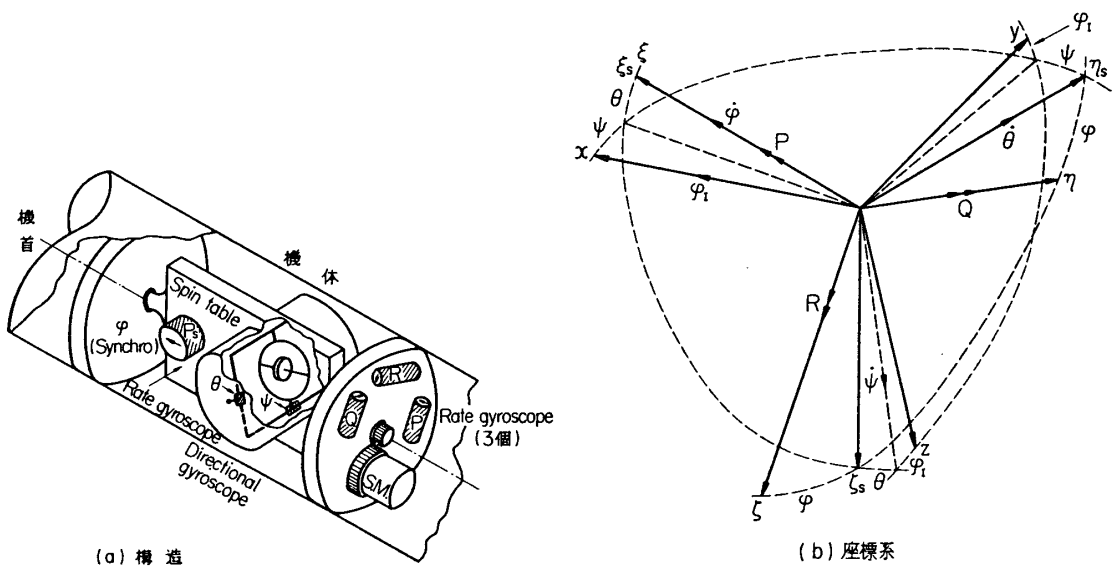


第1図 姿勢制御装置ブロック図

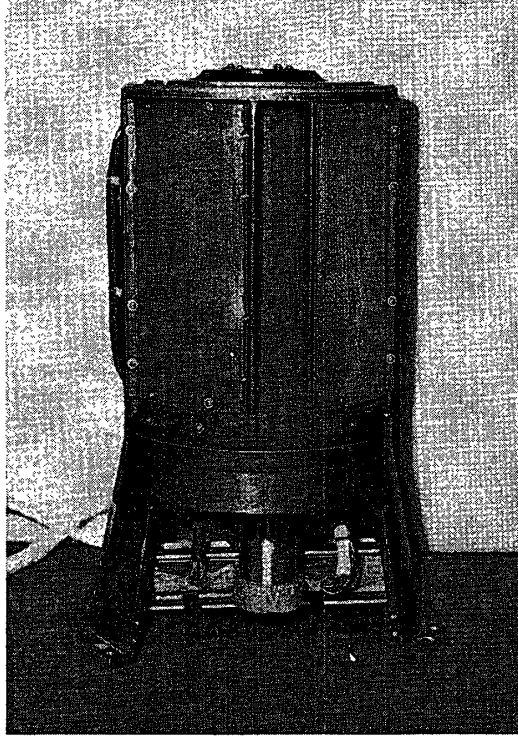
2.1 姿勢検出

姿勢検出部ではロケット姿勢を検出し、姿勢誤差信号を制御機能部に送出する。同時にロケットの pitch, yaw, roll. 角速度信号送出用 Rate-Gyroscope が取り付けられている。姿勢基準は二自由度 Gyroscope を用いている。ロケット機体は飛しょう中にスピンするので、二自由度 Gyroscope を慣性空間に対して静止させるために、スピントーブルと呼ぶ機軸まわりに自由に回転できる台上にのせる。スピントーブルにはその上に取り付けた Rate-Gyroscope 出力が零になるようにサーボモータで機体に対して逆スピンをかける。原理的な構造は第2図(a)に示した形である。二自由度 Gyroscope の方向はロケット発射前に、予定軌道の局地水平の方向に設定しておく(3参照)。第3図に外観を示した。

スピントーブル上で測定される量は次の関係にある。第2図(b)にこの座標系を示した。



第2図 スピントーブル型姿勢検出部と座標系



第3図 姿勢検出部

ここで xyz が基準慣性座標系, $\xi_s \eta_s Z_s$ がスピントーブル座標系, $\xi \eta \zeta$ が機体座標系を示す. η 軸上に yaw 制御エンジンが, ζ 軸上に pitch 制御エンジンが取り付けられている. スピントーブル上の Rate-Gyroscope: P_s の出力は

$$P_s = \dot{\varphi}_I \cos \psi \cos \theta - \dot{\psi} \sin \theta \quad (1)$$

である. 機体に固定されている Roll Rate-Gyroscope: P , Pitch Rate-Gyroscope: Q , Yaw Rate-Gyroscope: R の出力はそれぞれ次の式で与えられる.

$$\left. \begin{aligned} P &= P_s + \dot{\psi} \\ Q &= Q_s \cos \varphi + R_s \sin \varphi \\ R &= R_s \cos \varphi - Q_s \sin \varphi \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

$$\left. \begin{aligned} Q_s &= \dot{\theta} - \dot{\varphi}_I \sin \psi \\ R_s &= \dot{\psi} \cos \theta + \dot{\varphi}_I \cos \psi \sin \theta \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

ここで θ, ψ が二自由度 Gyroscope (Directional Gyroscope) で測定される pitch 角, yaw 角であり, φ_I は測定することはできない. スピントーブルサーボ系は第3図のブロック図で示される構成であり, サーボ増幅器は積分器を並列に持っていて P_s のオフセットを除いている. このスピントーブルサーボ系はスピンの最高 6 cycles/sec まで動作し, また 1 cycle/sec² の角加速度に対してほとんどおくれを持たないで追従できるよう設計してある.

実際に試験した結果 P_s は飛しょう中, 正常な状態ではほぼ 0.5°/sec 以上になることはなかった. しかし(1)式からわかるように pitch 角 θ が大きい場合には Yaw 角速度 $\dot{\psi}$ の影響を受け, yaw 軸が φ_I の角度で回転することになる. すなわちたとえば最初 yaw 軸が垂

直であったとしても、Pitch 角 θ が大きい場合、yaw 角速度の影響を受けて Yaw 軸は垂直からたおれてくる。しかしロケットが正常に飛しょうする場合は yaw 角速度 $\dot{\psi}$ は小さくほとんど問題はないと考えられる。また本方式の場合機体の roll 姿勢は pitch, yaw にくらべて誤差が大きくてもよい。すなわち最終的に機軸の方向が所定の方向になればよいので大きな問題にならない。

一般にスピントール軸と機体軸とは一致した位置にはなく、回転角 φ はある値をとると考えられる。そこであとに述べるように、roll 制御エンジンで $\varphi=0$ となるような制御も同時に行なうが、pitch, yaw 制御信号としては機体軸に関する pitch, yaw すなわち θ_b, ψ_b を送出している。これはスピントール軸にとりつけた Resolver によって行なわれ、

$$\left. \begin{aligned} \theta_b &= \sin \theta \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi \\ \psi_b &= \sin \psi \cos \varphi - \sin \theta \sin \varphi \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

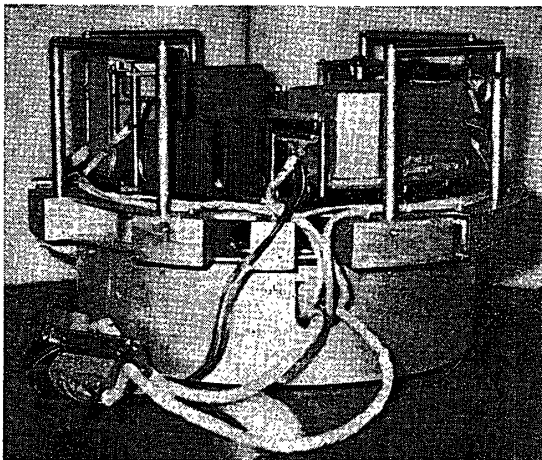
の出力が得られている。これは二自由度 Gyroscope の角度検出がシンクロによって行なわれるためであり、 θ, ψ が小さいときは、機体の pitch 角、yaw 角はそれぞれ θ_b, ψ_b に等しくなる。

機体のスピン角度は Rate-Gyroscope P の出力として得られるが、サーボモータ回転数としても検出できる。後者の方法は、サーボモータの動作範囲が広く、したがって適当なタコジェネレータが得られなかったので現在は使用していない。

2.2 制御機能部、電源部

第4図に外観写真を示す、ドーナツ形をしており、支持板の両側に制御機能部、電源部をそれぞれ取りつける。中央には姿勢検出部が入る。

制御機能部は pitch, yaw についてはまったく同一の構成をとっている。これに対して roll についてはスピン角速度の検出を行なうために、最初は角速度検出回路として動作し、デス



第4図(a) 電源部、制御機能部



第4図(b) 組み込んだ状態(電源部と検出部の上端とが見える)

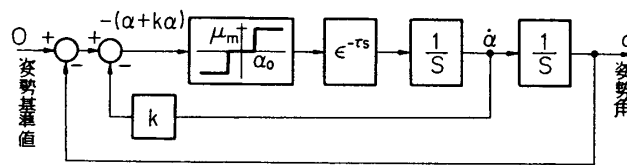
ピンロケット停止後は roll 制御機能を持つように切換えられる。この切換えと同時に pitch, yaw についても制御機能が開始する。何らかの事情でスピンの減速が不十分であった場合、またはスピン角速度検出が動作しなかった場合にも、タイマからの信号により制御機能は開始することができ、保護してある。

姿勢制御終了時の作動停止は制御エンジン電磁弁の電源を切ることによって行なわれる。ロケットの重心まわりの運動方程式は

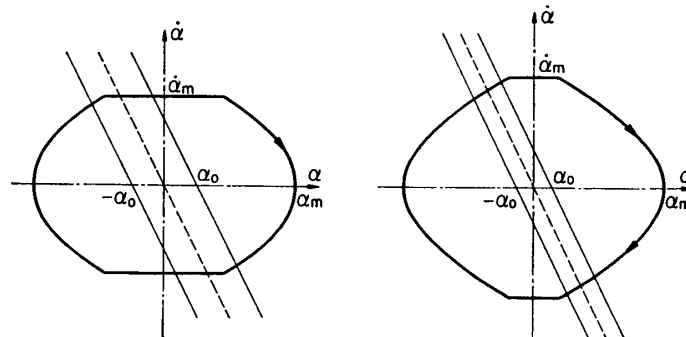
$$\left. \begin{aligned} \dot{P} &= L/A \\ \dot{Q} &= (M/B) + PR(B-A)/B \\ \dot{R} &= (N/B) - PQ(B-A)/B \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

で与えられる。ここで A は roll 軸に関する慣性能率、また pitch, yaw 軸に関する慣性能率は等しいものとして B とした。また L, M, N はそれぞれ roll, pitch, yaw 各軸に関する制御トルクであって通常 $M=N$ である。第2式、第3式の第2項は運動の干渉を示し、制御上の困難さの原因となる。L-4S の場合 $P=0.1$ cycle/sec 程度まではほとんど問題は無い。 P が増加した場合、制御エンジンのおくれ、検出器の取り付け誤差が干渉に加わって特性は複雑になる。アナログ計算機でシミュレーションを行なった結果、 P のある範囲では制御不能領域があることが得られている。これを越えて P を増すとスピン安定が加わって、最終誤差は増すが機体軸は安定になる。

一方各軸の制御系は第5図(a)に示す形に書ける。この制御系について位相面軌跡を描くと第5図(b), (c)に示す形となる。すなわち不感帯通過時間と制御エンジンの作動時間おくれとの大小によりリミットサイクルの形が変化する。この条件は次の式で与えられる。



(a) 姿勢制御系



(b) リミットサイクルの位相面軌跡 α_0 :大

(c) リミットサイクルの位相面軌跡 α_0 :小

第5図 制御系の動作状態

$$\alpha_0 \geq \frac{(2k-\tau)^2}{8(k-\tau)} \mu_m \tau \quad (6)$$

またリミットサイクルの振幅は次のようになる。

α_0 が大きいとき

$$\left. \begin{aligned} \alpha_m &= \alpha_0 - \frac{\mu_m \tau (2k-\tau)(2k-3\tau)(4k-3\tau)}{32(k-\tau)^2} \\ \dot{\alpha}_m &= \frac{2k-\tau}{4(k-\tau)} \mu_m \tau \end{aligned} \right\} \quad (7. a)$$

α_0 が小さいとき

$$\left. \begin{aligned} \alpha_m &= \frac{\mu_m \{ \tau(2k-\tau) + \tau_1(2k-\tau_1) \} \{ \tau(6k-5\tau) - \tau_1(2k-4\tau+\tau_1) \}}{32(k-\tau)^2} \\ \dot{\alpha}_m &= \frac{\mu_m \{ \tau(2k-\tau) + \tau_1(2k-\tau_1) \}}{4(k-\tau)} \end{aligned} \right\} \quad (7. b)$$

ここで τ_1 は次の式のを満足する。

$$\alpha_0 = \frac{\mu_m(\tau-\tau_1)}{8(k-\tau)} \{ (2k-\tau)^2 + \tau_1(2\tau-\tau_1) \} \quad (7. c)$$

これらの式より角度出力と角速度出力との合成比 k (sec) の値を大きくとっておくことにより、最終制御精度を示すリミットサイクルの振幅 α_m は、ほとんど制御エンジンの性能に依存することがわかる。

試作制御装置では制御エンジンのおくれ時間を小さくし、また制御角加速度 μ_m を比較的に小さくして精度が得やすい形とした。

電源部は電池から直接制御機能部に直流電圧を供給する。またトラジスタインバータによって 400 Hertz 正弦波交流出力を得ており、Gyroscope のロータの駆動、スピントーブル用サーボモータの励磁、角度検出用シンクロの励磁等を行なっている。

2.3 制御エンジン部

pitch 制御用 2 基、yaw 制御用 2 基、roll 制御用 4 基の過酸化水素エンジンを第 5 図に示すように機体に取り付けている (第 1 図参照)。過酸化水素は高圧窒素ガスで圧送し、常時はノズル基部にある電磁弁で止めてある。制御機能部からの信号で電磁弁が開くと、過酸化水素は分解されてノズルから噴出し、1 基あたり 300 gr の推力を生ずる。(第 6 図参照)

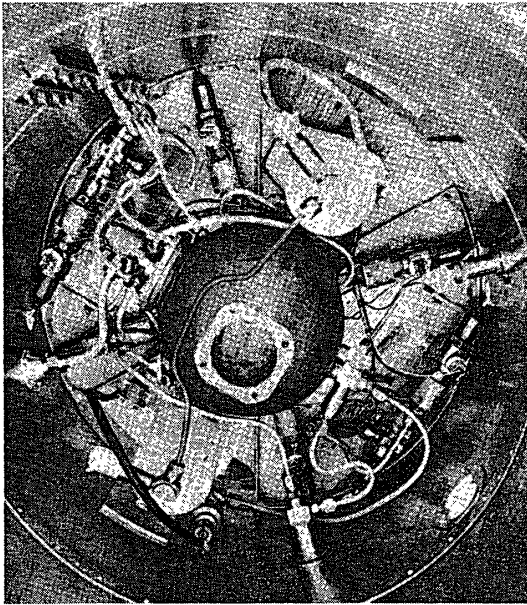
2.4 性能

この姿勢制御装置の動作についてはアナログ計算機でシミュレーションを行なって確かめた。特に初期条件として不利な場合について検討を行なった。その結果、特殊な状態を除いて、L-4S の場合制御時間は 60 秒以内と考えて十分であることがわかった。

姿勢制御における誤差は姿勢検出部のドリフトによる分と、制御系のリミットサイクルによる分がある。5 分間に対して前者は $1^\circ \sim 2^\circ$ と推定される。後者は 2.2 で述べたことから $0.5 \sim 1^\circ$ になる。総合誤差としては 2.5° 程度であろう。

3. スピントーブル形姿勢制御装置用地上系

姿勢制御装置はロケット発射前に始動を行ない、また、二自由度 Gyroscope の方向を予定



第6図 制御エンジン部

軌道の局地水平の方向に設定しておかなければならない。これらの操作を行なうために地上装置を必要とする。第6図にその主要部分の機能のブロック図を示す。外部電源としては直流電源（電池電圧と同じ、28V）と400 Hertz 正弦波交流電源がある。

操作は外部電源による姿勢制御装置の始動、二自由度 Gyroscope, スピンテーブル位置の水平設定、二自由度 Gyroscope の局地水平への設定、発射前の機上電源への切りかえの順に行なわれる。第7図は二自由度 Gyroscope 内に取り付けてある水準器を用いて、水平位置、発射方位への自動設定を行なう状態を示している（yaw については機軸と二自由度 Gyroscope の“こま”の軸が平行なときにシンクロ出力が零になるようになっている）。

roll については制御エンジンの発射前試験を行なう関係上、ランチャ上では機体は45°回転した位置になっている。二自由度ジャイロスコープの“こま”の方向はトルクモータを通して動かすことができる。ロケットの角度付けが終り、発射前に、pitch, yaw 系統のスイッチは逆に倒され、Pitch, Yaw. Alignment 端子に電圧を加えて所要の設定を行なう。現在これは二自由度 Gyroscope の“こま”の方向が水平の場合に測定したランチャ角を基準にして行なっている。

二自由度ジャイロスコープは内部ジンバル角が yaw 角を、外部ジンバル角が pitch 角を与えるので、予定軌道の局地水平が方位角 ψ_0 、仰角 θ_0 で与えられたとき

$$\left. \begin{aligned} \sin \theta_1 &= \sin \theta_0 \sec \psi_1 \\ \sin \psi_1 &= \sin \psi_0 \cos \theta_0 \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

で示される θ_1, ψ_1 が発射時の pitch, yaw 角になる。Alignment 操作での設定は設定終了時から発射時までの地球自転の補正を加えた値を用いる。

地上装置では常に二自由度 Gyroscope の方向、スピンテーブル位置をシンクロ指示器で監視しておく。また機上インバータの動作状態、電池電圧、回路切りかえ用リレーの状態を監視している。

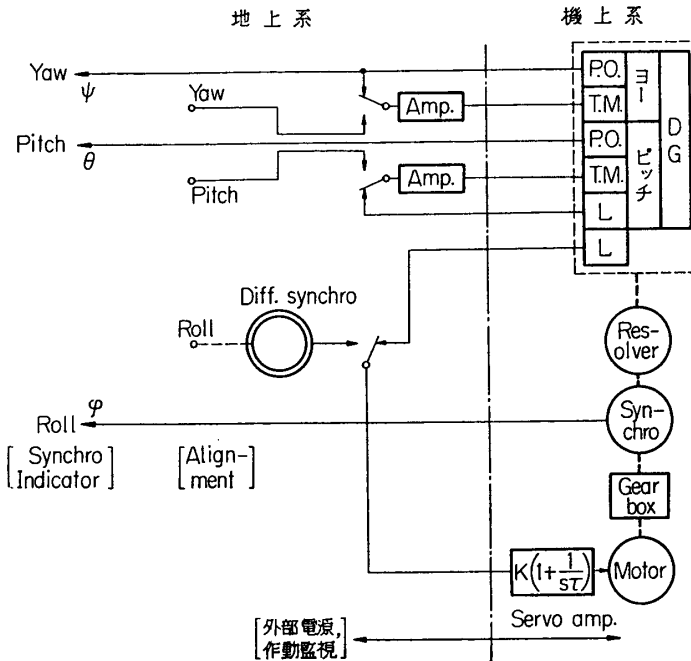
また制御エンジンの機上搭載状態でのチェックもこれで行なう。

4. 試 験

姿勢制御装置は飛しょう試験を行なう前に総合試験として地上試験を行ない、動作を確認している。

4.1 地上試験装置

姿勢制御装置の地上試験は機体に組み込んだ状態で、pitch, yaw, roll 軸まわりに自由に動く台に取り付けて行なっている。この装置の性能の概要は第1表に示す通りである。pit-



第7図 地上系と機上系概要

P.O.: PICK OFF (SYNCHRO CX), T.M.: TORQUE MOTOR
L: LEVELER, DG: DIRECTIONAL GYROSCOPE

第1表 地上試験装置の性能

	roll	pitch	yaw
角度範囲	360°	±30°	±180°
角度精度	±0.1°	±0.05°	±0.1°
角速度最大値	2 rps	10°/sec	10°/sec
慣性能率 ¹⁾	0.5 kg-m-sec ²	3 kg-m-sec ²	3 kg-m-sec ²
摩擦トルク ²⁾	850 gr-cm	1.1 kg-cm	800 gr-cm

1. 標準状態，姿勢制御装置によって異なる。
2. 標準状態，実際には機能試験用の引出線の影響がある。
3. 燃料消費補正装置を持っている。3 ± 0.5 gr/sec を単位として4段階切りかえ可能。

ch, yaw, roll 角はどれも磁気格子を用いた角度検出器で検出され、任意の位置を起点として、カウンタで角度表示パルスを計数して直接回転角を指示できる。出力はアナログデジタル両方で出ており、角速度も表示される。

第8図に地上試験装置を示す。姿勢制御装置が動作したことによる燃料消費は、逆側にある重量調整装置へ制御エンジン作動信号を送ることにより、自動的に相殺される構造となっている。



第8図 地上試験装置

手前が平衡用おもりで中に重量調整装置が入っている向う側が姿勢制御装置で Roll エンジンおよび Pitch エンジンが作動している

制御誤差を 1.5° にまで制御することができた。制御状態としても非常に興味ある結果が出ており、現在解析を進めている。

また K10-1 搭載装置では機体の roll 角速度検出にスピントーブルサーボモータに直結したタコジェネレータ出力を用いていたが、L-4S 搭載装置では第1図に示すように Rate-Gyroscope を使用するなど、細部に関して1台ごとに改善している。

5. 結 言

スピントーブル形姿勢制御装置の計画は昭和 39 年度より開始され、所要精度、構成の容易さ、信頼性の面から種々の方式について検討した。その結果、将来の高精度化、機能の向上に対して十分な資料が得られる方式として着手したものである。

姿勢検出部は最も単純な姿勢基準系の形であり、これはたとえば加速度計を付加することにより、常に局地垂直座標系を与える Stabilized Platform 方式の形にできる。もちろんこの場合に二自由度 Gyroscope はさらに高精度の系への改善は必要である。

現在の装置について考えた場合最終要求精度は $\pm 2.5^\circ$ であり、二自由度 Gyroscope の飛しょう状態におけるドリフト加速度誤差等は 2° 以下と見込まれている。また制御機能部における制御誤差は完全に作動した場合 1° 以下になる。地上系による設定誤差は現在 $30'$ 以下になっている。

4.2 飛しょう試験

スピントーブル形姿勢制御装置は昭和 40 年 11月に最初の機能試験を行なった。このときはスピンは一たんは停止状態に達したが、roll 制御チャンネルの故障により、その後スピン角速度が増し、制御誤差は増大した。このときは最初 pitch 誤差 15° から $\pm 4^\circ$ の範囲まで制御することができ、制御装置の機能が十分であることが確認できた。

その後昭和 41 年 9月および 12月にそれぞれ L-4S 型ロケットに搭載して試験を行なった。9月の試験では姿勢制御装置の電源部に異常を生じ、またデスピンロケットが作動しなかったため、作動は不十分であった。しかし姿勢計として一部分使用できるデータが得られた。他の部分についても不完全ながら姿勢データは得られるものと考えられ、現在解析中である。

12月の試験では完全に作動した。このときはスピンの減速が不十分で 1 cycle/sec 程度のスピンが残ったにもかかわらず、pitch, yaw 共

以上述べた装置の説明および写真は、L-4S-2号機について試験したものである。今後さらに順を追って姿勢検出部の誤差の軽減、制御装置の小型軽量化を進めて行く予定である。

一方観測ロケットの姿勢制御についても現在試作を進めている。装置の簡単化をはかるため、精度は $1\sim 2^\circ$ 程度で太陽に指向する制御を、機体のスピンを止めないで行なう。これについては近いうちに地上試験ならびに、飛しょう試験を行なう予定であり、あらためてご報告する。

筆をおくにあたりスピントーブル型姿勢制御装置の開発にあたり多くのご指導ご援助をいただいた本研究所の高木所長ほかの諸氏、特に玉木教授、秋葉助教授に深く感謝する。また制御部の試作を担当された三菱プレジジョン株式会社、制御エンジンの試作を担当された三菱重工業株式会社長崎造船所の関係各位に厚く謝意を表す。

1967 年 1 月 26 日 計測部