

球形エアベアリング姿勢計測装置

林 友直・東 口 実
二 宮 敬 虔・道 野 敏 雄*

Attitude Measuring System for Spherical Air-Bearing

By

Tomonao HAYASHI, Minoru HIGASHIGUCHI, Keiken NINOMIYA,
and Toshio MICHINO

Abstract: This attitude measuring system has been developed as part of a precision attitude-control simulation test-stand facility employing a spherical air-bearing. It is used for remotely detecting the 3-degrees-of-freedom rotational motion of a spacecraft model mounted on the spherical air-bearing.

When a spacecraft model is mounted on the spherical air-bearing, its center of gravity should be coincident with the center of the air-bearing. This makes it possible to obtain the motion of the test model around its center of gravity by measuring the surface motion of the sphere.

The attitude measuring system consists of a pattern printed on the surface of the sphere and detection heads fixed along rectangular coordinate axes with their zero point set at the center of the sphere. The motion of the sphere around its center is resolved into the shifts around these three rectangular axes, each shift is detected by each detection head, and then the output data of each detection head are processed for indicating the original three-dimensional motion. The shifts around the pitch and yaw axes are detected by optical detection heads and continuously pen-recorded with angle resolution of 0.1 degree. The roll rate around the roll axis is magnetically picked up and measured by an electronic counter in a periodical measuring mode.

The system design, specification, construction and test results of the attitude measuring system are discussed in this paper. This paper also includes a brief description of the precision attitude-control simulation test-stand facility.

概 要

この姿勢計測装置は、球形エアベアリングテストスタンドを使用する姿勢制御精密試験装置の姿勢計測部として開発されたもので、球形エアベアリングテストスタンドに装着された宇宙飛しょう体モデルの三自由度回転運動を非接触で連続して計測する目的に使用さ

* 日立製作所

れる。

球形エアベアリングを使用して宇宙飛しょう体モデルの姿勢制御実験を行なう場合に、宇宙飛しょう体モデルの重心と球形ベアリングの球中心とを一致させるという条件を利用して、この装置では球形エアベアリングの三自由度回転運動を計測することによって宇宙飛しょう体モデルの重心まわりの三自由度運動を直接計測する仕組みとなっている。

この姿勢計測装置は、球形エアベアリングの球面に書き込まれている姿勢計測用パターンを、座標軸上に固定された計測ヘッドによって読み取ることにより、姿勢運動を計測する方式となっている。即ち、球の中心を中心とする三自由度運動を、球の中心を原点とする直交三軸から見た計測パターンの運動としてそれぞれに計測し、その結果を合成して三次元の姿勢を求めるもので、ピッチ、ヨー軸まわりの運動は光電ピックアップ方式により、またロール軸（スピン軸）まわりのレートは磁気ピックアップ方式によっている。ピッチ、ヨー軸まわりの運動は記録計に連続記録され、測定精度は0.1度であり、ロール軸まわりのデータは時間々隔測定方式をとってカウンタにより計測される。

この報告では、姿勢計測装置の方式、機能、構成及び試験結果について述べ、あわせて姿勢制御精密試験装置の全体について概要を紹介する。

1. 概 説

1.1 緒 言

宇宙空間における宇宙飛しょう体（ロケット、人工衛星）の運動を地上においてシミュレーションテストする場合の問題点として、飛しょう体モデルを支持する装置とモデルとの間に生じる摩擦の除去がある。球形エアベアリングテストスタンドを使用する姿勢制御精密試験装置は、エアベアリングの低摩擦特性を利用してこの摩擦をできるだけ低減した状態で宇宙飛しょう体モデルの運動のシミュレーションを行なう目的で開発されたもので、3号科学衛星「SRATS」の姿勢制御技術の確立のためのニューテーションダンパ、ヨーヨーデスピナの実験、その他に使用されてきた。

姿勢制御精密試験装置を使用して宇宙飛しょう体のモデルの運動をシミュレーションする際に、当然要求されることでかつ可成り困難な問題として、宇宙飛しょう体モデルの三自由度運動（姿勢）の非接触精密計測の実現方法があり、この目的で独自の構想に基づく姿勢計測装置が開発され、姿勢制御精密試験装置に付加されたので、本稿においてはこの姿勢計測システムを中心として報告することにする。

1.2 姿勢計測方式

(1) 基本構想

球形エアベアリングテストスタンドを使用して宇宙飛しょう体モデルの三自由度運動をシミュレーションする場合、モデルの重心をエアベアリングの中心と一致させる必要がある。この状態において、球形エアベアリングの球の運動を計測すれば、これが直ちに飛しょう体モデルの重心まわりの運動を示すことに着目する。そして、球形エアベアリングの中心点は空間的に固定されているから球面の占める位置は常に一定であって計測ヘッドを充分球面に近付けることが可能であるという特長を利用し、球面に書き込まれた計測用のパターン(縞)

を計測ヘッドを思いきり球面に近接して読み取ることによって、非接触で精密計測を可能とするのが基本構想である。

次に、三自由度の回転運動を直交三軸に対するパターンの運動に分解して独立して計測し、そのデータをつき合わせるにより、もとの運動を導き出す方法をとれば、計測の実現が比較的簡易であるのも基本的着想の1つである。

(2) 測定原理

いま図 1.1 に示すとおり、球形エアベアリングの中心点 O を通り受け皿側に固定した直交座標系 $O-xyz$ と、回転球に固定した直交座標系 $O-\xi\eta\zeta$ とを考え、最初 $O-xyz$ と $O-\xi\eta\zeta$ とは一致していたものとする。オイラー角 (ϕ, θ, ψ) を図示のように定義すると、 $O-xyz$ から $O-\xi\eta\zeta$ への回転は、(i) z 軸まわりの $(\phi + \frac{\pi}{2})$ の回転、(ii) ξ' 軸まわりの θ の回転、(iii) $\zeta(\zeta')$ 軸まわりの ψ の回転をこの順序で行なうことによって実現されることがわかる。このような回転によって、もともと D 点および J 点にあった球上の点は、それぞれ B 点および K 点に移動することになる。

点 D および点 J に計測ヘッドを固定して、運動球面上にロール軸 (ζ) に直交する方向に刻まれた円の縞の数を、数える向き(符号)を含めてカウントするものとする。図示の状態では、点 D を通る計測パターン CD (点線で示した) と点 A および点 B を通る球上の大円 ABC との交点を C とすると、上述の運動の間に D 点にある計測ヘッドは球の「赤道」($K'HBEKG$) から計測パターン (CD) までの間にあるパターンの数をカウントすることとなる。このカウント数は途中の運動経路によらず最初と最後の相対的位置関係のみによって決ま

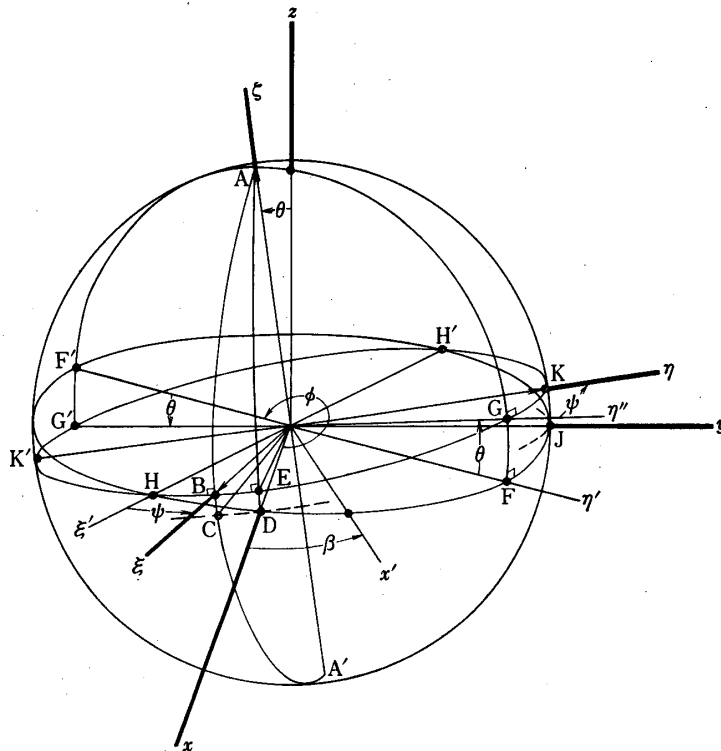


図 1.1 測定原理図

り, ちょうど中心角 $\angle BOC$ に対応している.

A 点と D 点を通る大円と球の「赤道」との交点を E とすれば $\angle BOC = \angle EOD$ であるから, 球面三角形 ADF に対して余弦法則を適用すれば ($\angle BOC = \theta_x$ と表わすものとする),

$$\cos\left(\theta_x + \frac{\pi}{2}\right) = \cos(\phi - \pi) \cos\left(\theta + \frac{\pi}{2}\right) + \sin(\phi - \pi) \sin\left(\theta + \frac{\pi}{2}\right) \cos \frac{\pi}{2}$$

$$\text{ゆえに} \quad \sin \theta_x = -\cos \phi \sin \theta \quad (1.1)$$

同様に点 J に置かれた計測ヘッドによって測定される角 θ_y について

$$\cos\left(\theta_y + \frac{\pi}{2}\right) = \cos\left(\frac{\pi}{2} - (\phi - \pi)\right) \cos\left(\theta + \frac{\pi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\pi}{2} - (\phi - \pi)\right) \sin\left(\theta + \frac{\pi}{2}\right) \cos \frac{\pi}{2}$$

$$\text{より} \quad \sin \theta_y = -\sin \phi \sin \theta \quad (1.2)$$

(1.1), (1.2) 式から

$$\left. \begin{aligned} \tan \phi &= \frac{\sin \theta_y}{\sin \theta_x} \\ \sin \theta &= \sqrt{\sin^2 \theta_x + \sin^2 \theta_y} \end{aligned} \right\} \quad (1.3)$$

よって, 測定値 θ_x, θ_y からオイラー角のうちの2つの角 θ, ϕ を求めることができる.

いま θ の値が小さくて,

$$\sin \theta \doteq \theta \quad (1.4)$$

の近似が可能な場合は, (1.3) 式は

$$\left. \begin{aligned} \phi &= \frac{\theta_y}{\theta_x} \\ \theta &= \sqrt{\theta_x^2 + \theta_y^2} \end{aligned} \right\} \quad (1.5)$$

と置ける. θ の値が 10° 以下では (1.5) 式によっても 2% 以下の誤差となる.

次に, 時刻 t_1, t_2 における ϕ, θ の値をそれぞれ ϕ_1, ϕ_2 および θ_1, θ_2 とすれば (1.3) 式より

$$\left. \begin{aligned} \phi_1 &= \tan^{-1} \left(\frac{\sin \theta_{y1}}{\sin \theta_{x1}} \right) & \theta_1 &= \sin^{-1} \sqrt{\sin^2 \theta_{x1} + \sin^2 \theta_{y1}} \\ \phi_2 &= \tan^{-1} \left(\frac{\sin \theta_{y2}}{\sin \theta_{x2}} \right) & \theta_2 &= \sin^{-1} \sqrt{\sin^2 \theta_{x2} + \sin^2 \theta_{y2}} \\ \dot{\phi} &= \frac{d\phi}{dt} \doteq \frac{\phi_2 - \phi_1}{T_\theta} & T_\theta &= t_2 - t_1 \end{aligned} \right\} \quad (1.6)$$

これ等によって θ_x, θ_y の各値から ϕ, θ を得る.

次に, 第3番目の角度 ϕ および θ の測定について述べなければならない. これらの測定は, たとえば大円 ABC に沿って球面上に一つの半円 ABA' を考え, この半円が x 軸および x 軸からすこし離れた xy 平面内の軸 $0x'$ とそれぞれ交わる時刻と, そのときの ϕ および θ の値を測定することによって実行される (したがってこの場合は原理的に, 時間的に離散した測定値しか得られない).

たとえば, 半円 ABA' が x 軸と交わる瞬間 t_3 には $\eta = 0$ が ($x = \text{任意}, y = z = 0$) によって満足されるから,

$$-\cos \phi \cos \theta \cos \phi + \sin \phi \sin \phi = 0 \quad (1.7)$$

が成立し、これにより

$$\phi_3 = \tan^{-1}(\cos\theta_3 \cdot \cot\phi_3) \tag{1.8}$$

同様に半円 ABA' が x' 軸を通過する瞬間 t₄ には η=0 が (y=x tan β, z=0) によって満足されねばならぬことより

$$\phi_4 = \tan^{-1}\{\cos\theta_4 \cdot \cot(\phi_4 - \beta)\} \tag{1.9}$$

が得られる。これより、β が十分小さい場合のロールレート、または β が小さくないときの平均的ロールレートは

$$\left. \begin{aligned} \dot{\phi} &= \frac{d\phi}{dt} = \frac{\phi_4 - \phi_3}{P_\phi} \\ T_\phi &= t_4 - t_3 \end{aligned} \right\} \tag{1.10}$$

により求められる。

最後に、飛しよう体モデルに固定されている座標系 ξ, η, ζ の各軸まわりの運動 (w_ξ, w_η, w_ζ) は次の式より求めることができる。

$$\left. \begin{aligned} w_\eta &= \dot{\phi} \sin\theta \sin\phi + \dot{\theta} \cos\phi \\ w_\xi &= \dot{\phi} \sin\theta \cos\phi - \dot{\theta} \sin\phi \\ w_\zeta &= \dot{\phi} \cos\theta + \dot{\phi} \end{aligned} \right\} \tag{1.11}$$

この姿勢計測装置においては、θ_x, θ_y の値はそれぞれ X データ、および Y データと称して光電計測ヘッドにより求めるようになっている。また大円 ABA' が固定座標軸と交わる瞬間の検出は Z データと称して磁気計測ヘッドにより求めるようになっている。

1.3 装置の概要

(1) 構成及び系統

この姿勢計測装置は、図 1.2 に示すとおり、エアベアリングテストスタンド部に取付ける計測ヘッド (光電計測ヘッド及び磁気計測ヘッド)、計測ヘッドから出た信号を増幅してペン

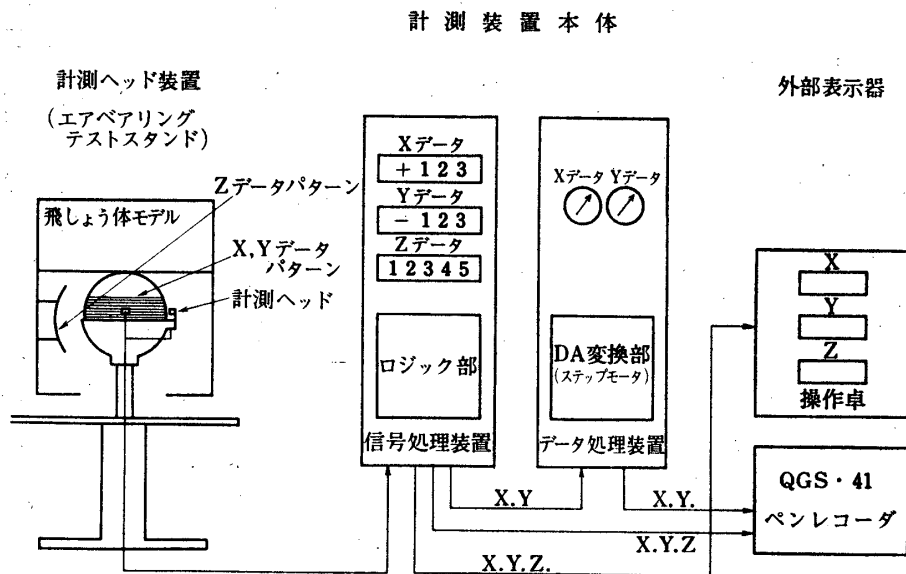


図 1.2 姿勢計測装置基本構成図

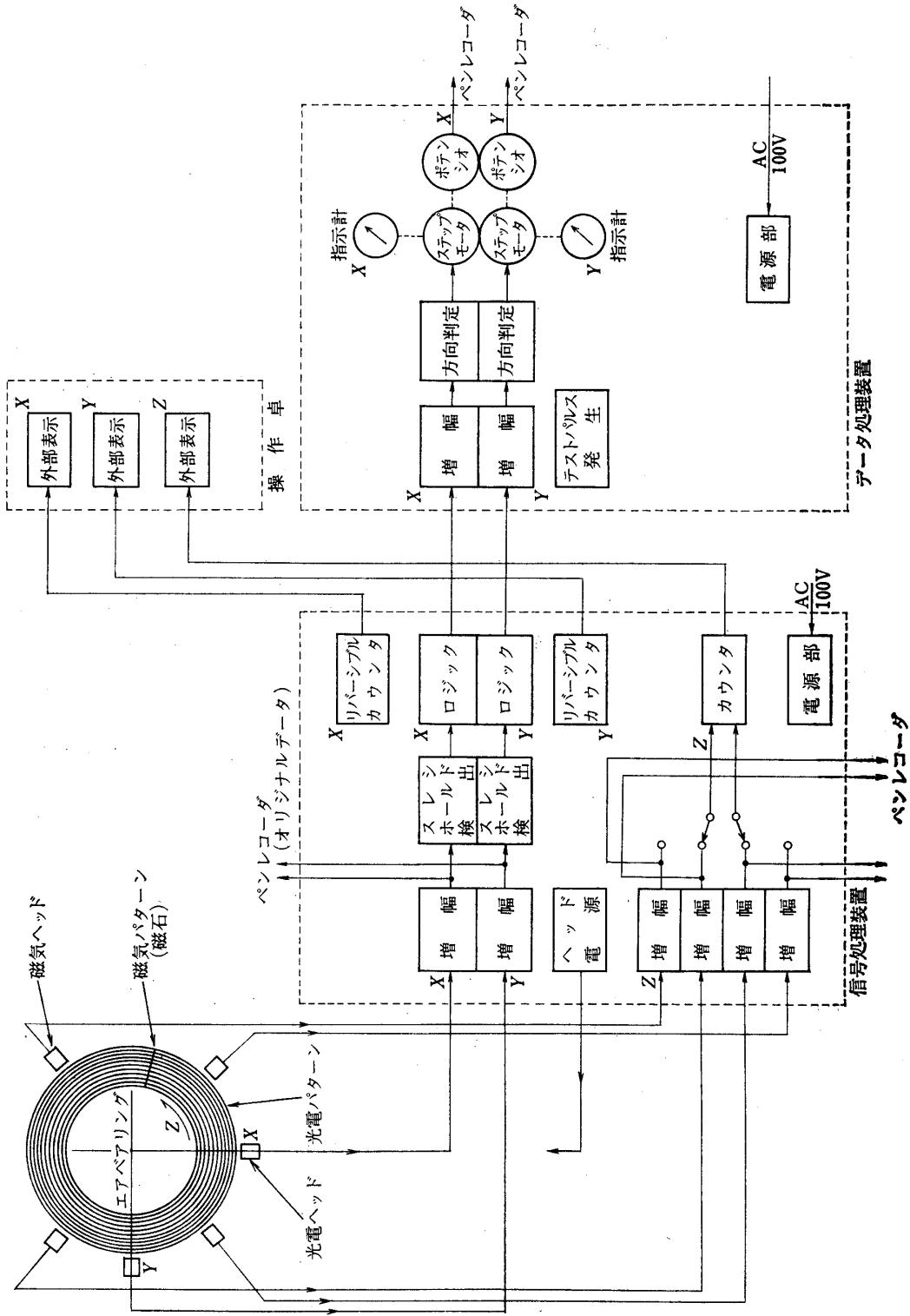


図 1.3 姿勢計測システム図

レコーダに与えると同時に数値表示をするための信号処理装置、信号処理装置から出るパルス信号で角度表示を行なうためのデータ処理装置から構成されている。球形エアベアリングには姿勢計測用パターン（白黒縞）が書き込まれている。球形エアベアリングは宇宙飛しよう体モデルの重心位置に取付けられているので、球面の運動はモデルの重心まわりの運動と同一となる。

図1.2でXデータとあるのは固定直交軸x軸に対する運動を示すデータ(θ_x)を示す。装置の詳細は第2章に述べる。

図1.3にはこの装置の系統図を示す。

(2) 性能の概要

この姿勢計測装置の性能の概要を次に示す。

計測方式 非接触連続計測 (θ, ϕ について)。

姿勢検出方式 球面計測パターン（縞）と固定計測ヘッドによる回転角度検出。

データ出力 X, Yデータ (θ_x, θ_y): サインウエーブ状のオリジナルデータをペンレコーダに連続記録, ならびに瞬時角度値を数値表示および角度指示計で表示。

Zデータ (ϕ データ近似値): パルス列状のオリジナルデータをペンレコーダに連続記録, ならびに回転所要時間値の数値表示。

計測精度 X, Yデータ: 0.1°

但し角速度 ($\dot{\theta}$) 10度毎秒以下のとき

Zデータ: 1%

データレート X, Yデータ: 連続

Zデータ: 4データ毎回転

計測レンジ X, Yデータ: $\pm 30^\circ$ 以内

Zデータ: 全度

2. 姿勢計測系の詳細

2.1 光電計測系

この姿勢計測装置においては、球形エアベアリングの中心を原点とする直交固定座標系における宇宙飛しよう体モデルの運動を、直交するx軸及びy軸に対する回転角の形で計測してこれを基にして算出する方式が採られている。このx軸及びy軸に対する回転角 θ_x, θ_y を計測する手段として、本装置ではx軸、y軸上に固定した光電計測ヘッドと、球形エアベアリングの球面に書き込まれた計測用パターン（縞）との組合せが用いられている。

本稿においては、以下次の表現を使用する。

x軸に対する回転角 (θ_x): Xデータ

y軸に対する回転角 (θ_y): Yデータ

(1) 光電計測ヘッド部

光電計測ヘッドと球面計測パターンの位置関係を図2.1に示す。図に示す通り、球面計測パターンはロール軸 (ζ 軸) まわりに捲いた白黒縞で、その細部は図2.2に示される。図で

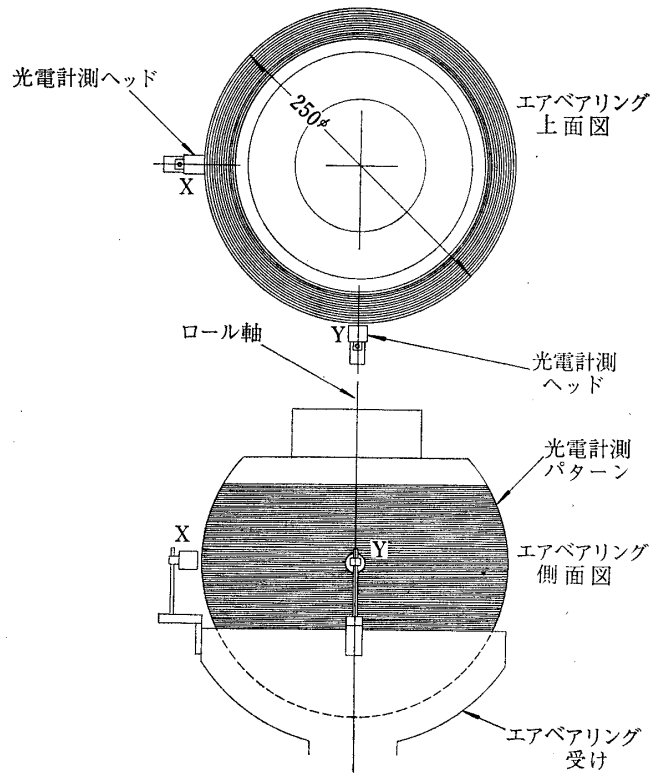


図 2.1 光電計測のメカニズム

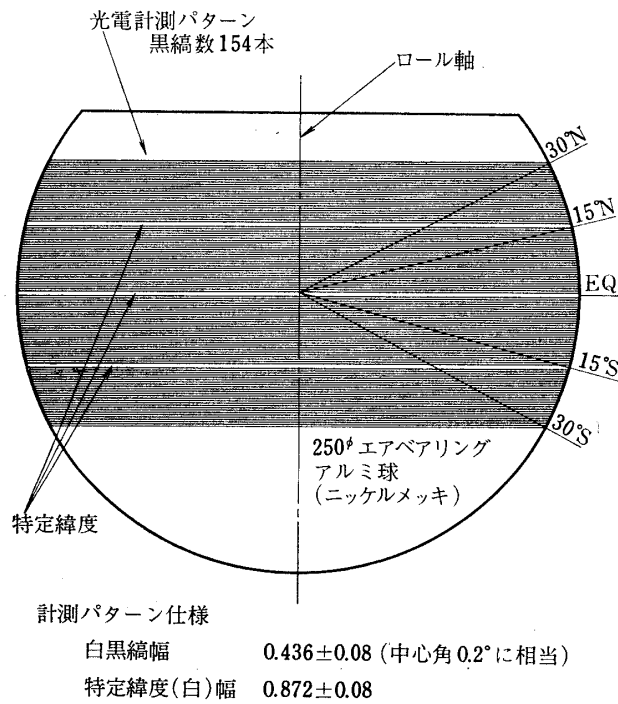


図 2.2 球面光電計測パターン

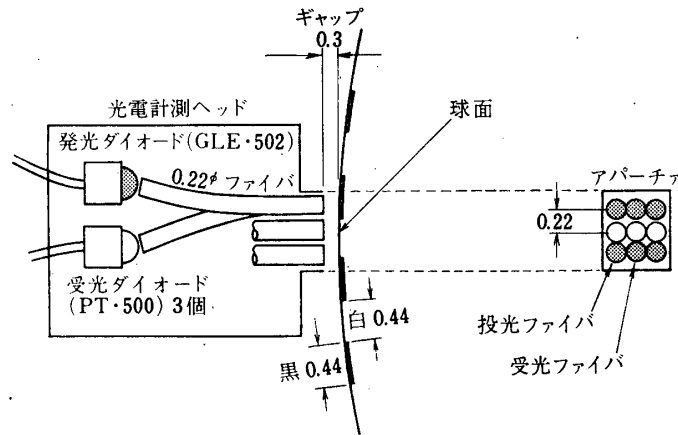


図 2.3 光電計測ヘッド構成

「白」と表現された部分は金属光沢面で光をよく反射する部分、「黒」と表現された部分は黒インキを埋め込んで光を吸収する部分であり、何れも縞幅は特定緯度部分を除き約 0.44mm でこれは中心角 0.2 度に相当する。

これに対する計測ヘッドは図 2.3 に示すように発光ダイオードの組合せで、光学ファイバを通して球面に 0.3 程度まで近接して設置され、球面計測パターンの白黒縞のシフトによって受光ダイオードからサインウェーブ状の出力を得ている。既に、縞のカウンタ数が n であれば回転角度 θ は次のとおりとなる。

$$\theta = n \cdot \alpha = n \cdot \frac{a}{r} \quad (2.1)$$

α : 縞幅の中心角 (0.2 度)

r : 球半径

a : パターンの縞幅

この式の a/r は分解能を示すものであるが、本装置の計測ヘッドでは図 2.3 に示すようにマルチプルヘッド形となっているため縞幅の半分の分解能を有する。

$$\text{分解能 } \Delta\theta = \frac{1}{2} \cdot \frac{a}{r} = 0.1 \text{ (度)}$$

写真 2.1 に球形エアベアリングに近接して取付けられた計測ヘッドの状況を、また写真 2.2 に光電計測ヘッドの外観をそれぞれ示す。

(2) 方向判定

球面計測パターンは光電計測ヘッドから見ると上下運動を繰り返すので、その運動方向を判定するためにも本装置のマルチプルヘッドが活用される。計測ヘッドの 3 本の受光ファイバと計測パターンの位置関係を図 2.4 に示す。図で明らかのように 3 個の受光ダイオード出力の大きさの変化によってパターンのシフト方向が判別出来る。

なお、後述する通り本装置では 3 つの受光ダイオード出力信号をロジック回路に導いて方向判定、加減算を行ない、その結果の角度値を数値表示するようにしてある。

図 2.5 に光電計測ヘッドの 3 つの受光ダイオードの出力信号 (オリジナルデータ) の 1 例

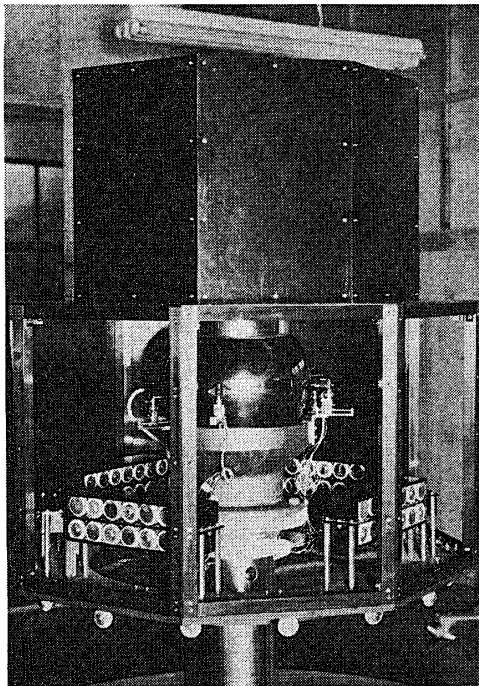


写真 2.1 エアベアリングと姿勢計測ヘッド

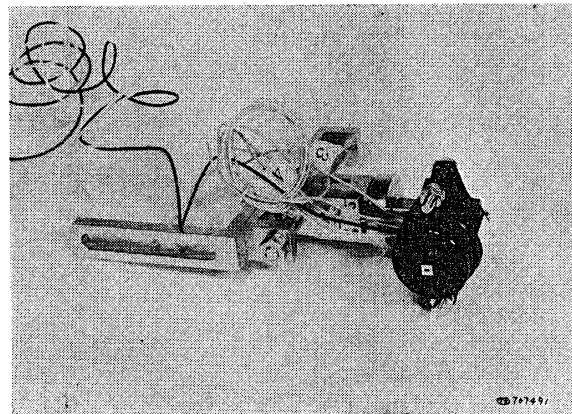
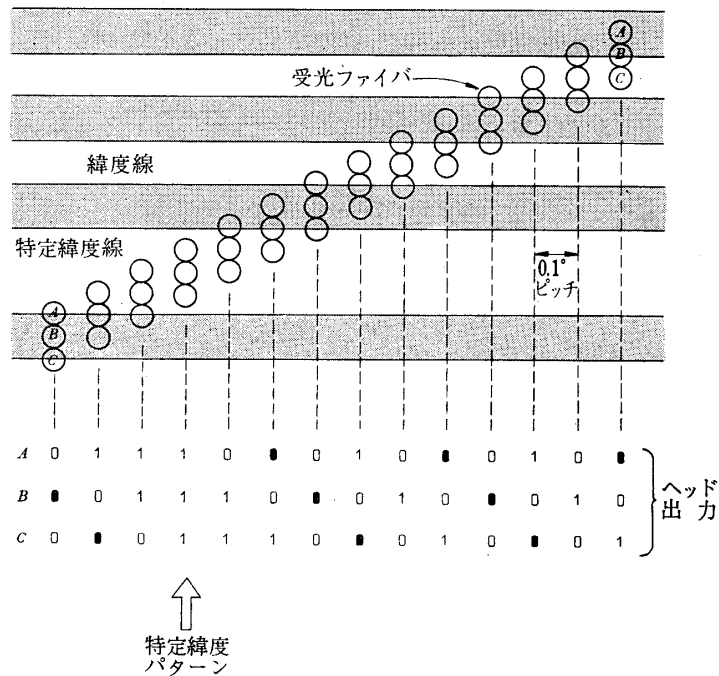


写真 2.2 光電測ヘッド



光電計測ヘッドが球面計測パターン(白黒縞)上を移動したとき計測ヘッドの出力信号の変化する状況を示したもの。

図 2.4 光電検出ヘッドの位置特性

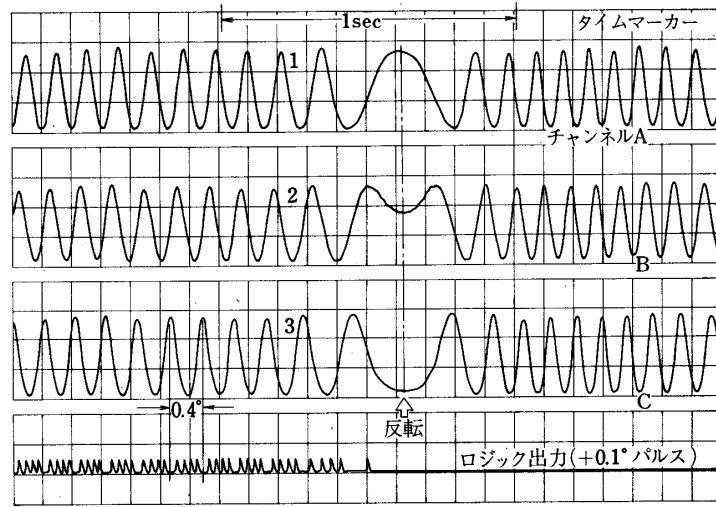


図 2.5 光電計測ヘッド出力

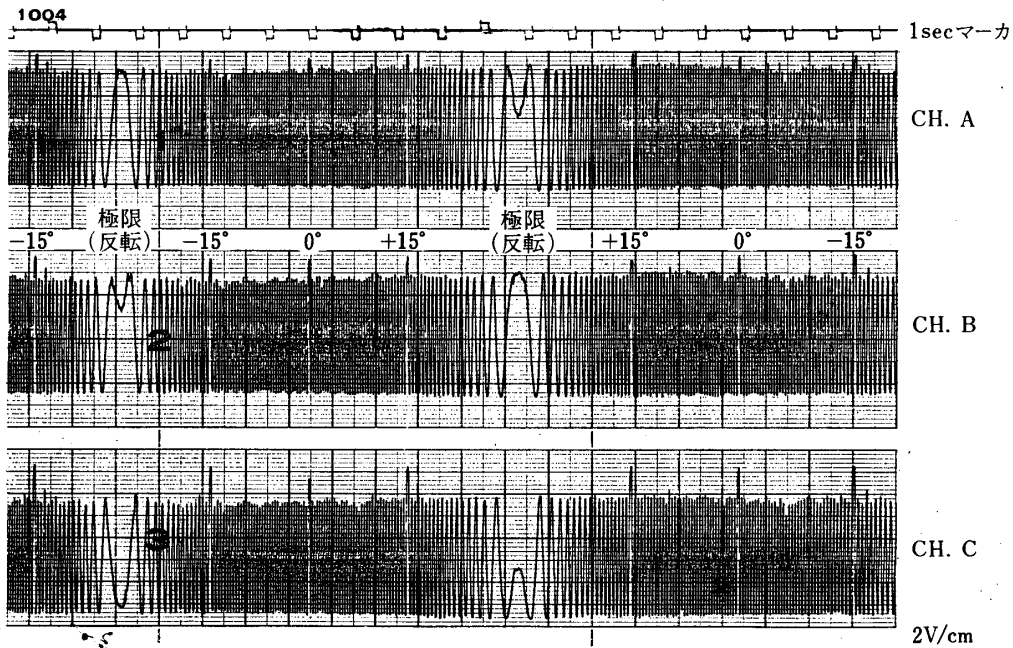


図 2.6 光電計測ヘッドの特定緯度パターン

を示す。図のサインウェーブ状信号の1サイクルが計測パターンの1ピッチ (0.4度) に相当するので、波形上から0.1度の分解能が得られることが判る。また、チャンネルA, B, 及びCの相互の位相から方向判定が出来る。図の中央付近でパターンのシフト方向が反転していることが示されている。

なお、同図の下端には信号処理装置内のロジック部で方向判定を行なった結果の加算パルス (0.1度パルス) が出ている模様が示されている。

(3) 特定緯度識別

球面計測パターンのシフト数をカウントすることにより計測パターン上での計測ヘッドの

現在位置を求める方式であるため、当然スタート位置データが必要となって来るが、本装置では図 2.2 に示すとおり、赤道位置及び南北緯 15 度位置に特定緯度線 (幅の広い線) を置くことにより、光電計測ヘッド出力 (オリジナルデータ) 上での識別を容易にしている。即ちこの位置においてはオリジナルデータの振幅が図 2.6 に示すとおり大きくなるよう設計されている。この図は飛ばしよう体モデルのロール軸が約 22 度傾むいた状態で ($\theta=22^\circ$ 一定) ϕ を等速増加させたときのオリジナルデータを示す。

なお、特定緯度位置でオリジナルデータの振幅が大きくなる原因は散乱光によるものと考えている。(次項参照)

(4) ギャップ特性
(ギャップの一般的考察)

光電計測ヘッドと球面との間隙 (ギャップ) の値 l と、受光ダイオードに達する光量との関係を調べる。

先ず一般に受光ダイオード入力 P_R は次の形で与えられる。

$$P_R = C \cdot (G_R \cdot \mu_R + G_S \cdot \mu_S) \tag{2.2}$$

G_R : 照射面積と法線反射にあずかる面積の比

G_S : 照射面積と散乱反射にあずかる面積の比

μ_R : 法線反射面の反射能率

μ_S : 散乱反射面の反射能率

C : 定数で、発光ダイオードの光量及びオプ
チカルファイバの減衰等で決まる量

ギャップ l と反射面の関係を図 2.7 に示す。オプチカルファイバのビームアングル θ は通

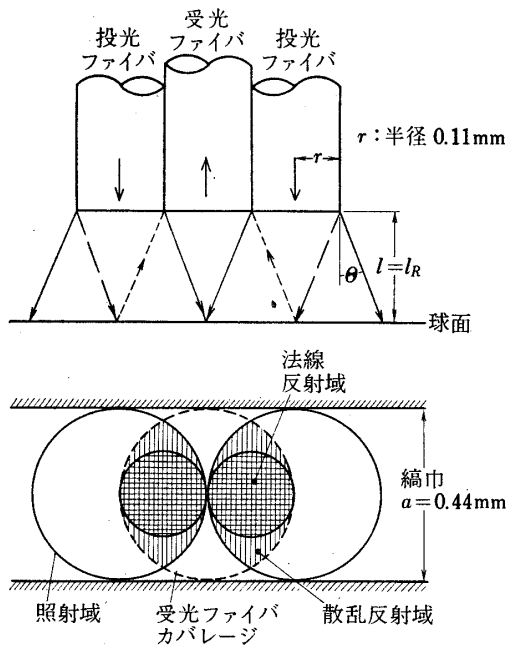


図 2.7 球面反射状況 ($\theta=30^\circ$ のとき)

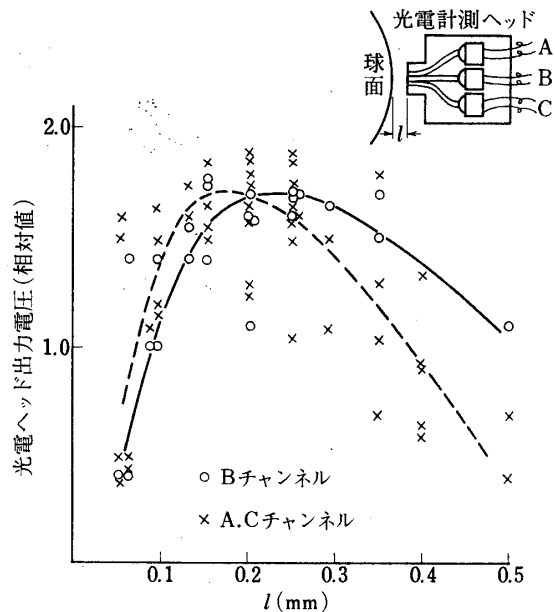


図 2.8 ギャップ対出力特性

常 30 度程度であるので、この図では法線反射がエネルギーが概ね最大のときの関係位置を示している。この図で示されるギャップ l よりも大きい l の場合は、照射域が拡大するのに対して法線反射域の面積は一定であるため G_R が低下する。

また図のギャップ l より小さい l の場合は点線で示される受光ファイバカバー面積が減少するため法線反射域面積が小さくなり G_R は低下する。法線反射のみ考えた場合の最適ギャップ値 l_R は概ね次に示すような値となる。

$$l_R \cong r \cdot \cot \theta \cong 0.193 \text{ (mm)} \tag{2.3}$$

(但し $\theta = 30^\circ$, $r = 0.11 \text{ mm}$)

次に散乱反射能率 G_S を考えると、図 2.7 から明らかなように、図で示すよりも大きい l の値のときに G_R が大きくなる。但し球面計測パターンの幅の制約があるため、ギャップ l を大きくしても G_R は飽和する。

以上の考察により、 P_R の最大を与えるギャップ l の値は、 $l_R = 0.193 \text{ mm}$ よりすこし大きいあたりで与えられることが想定される。これは次に述べる実測結果と一致している。

(ギャップ特性測定結果)

ギャップの大きさ l と光電計測ヘッド出力電圧との関係を実測した結果を図 2.8 に示す。この結果より、ギャップ l の最高値として

$$l_{opt} = 0.15 \sim 0.25 \text{ mm}$$

であることが判る。この測定において、ギャップ l 値の測定にはシックネスゲージを使用した。球面の位置は力を加えるとシフトするため図のように測定値のバラツキを生じたものと思われる。図の B チャンネルは中央のファイバを、また A, C チャンネルは上, 下のファイバをそれぞれ示す。

(5) 光電計測信号処理

光電計測ヘッドは図 1.3 にも示されている通り球形エアベアリングの中心を通る水平面内に互いに 90 度離れて取付けられていて、球の中心を原点とする固定直交座標の二軸を形成している。各ヘッドは A, B 及び C の 3 チャンネルから成り、各ヘッド出力は図 1.3 に示される通り信号処理装置の増幅器で増幅され、オリジナルデータとしてペンレコーダに記録されると同時に、信号処理装置内のスレシホールド検出及びロジック回路へ送られ、ここで回転方向及び回転角の判読を行なってその結果である 0.1 度シフトパルスとリバーシブルカウンタ及びデータ処理装置へ送り出してリアルタイム表示を行なう。

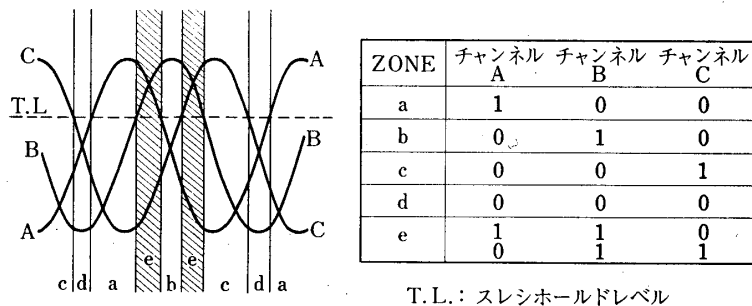


図 2.9 光電検出レスシホールド

さて、光電計測ヘッド出力信号は図2.9に示すとおり概ねサインウエーブ状を呈している。図1.3のスレシホールド検出部においては入力信号の波高値の70%付近にスレシホールドレベル (T. L.) を設定し、A、BおよびCチャンネルの瞬時値と比較を行なうと、図2.9に示す通り a, b, c 及び d の四ゾーンを求めることが出来る。このとき各ゾーンにおける各チャンネルのパターンは図2.9に示す通りである。次段のロジック回路部ではゾーンからゾーンへのシフトを識別してゾーンが1つシフトする度に1個のシフトパルスを送出する。またゾーンのシフト方向 (球の回転方向) を判読して例えば正転の場合は正回路へシフトパルスを送り下し、逆転の場合は負回路へシフトパルスを送出する。図2.9において各チャンネルの1サイクルは本装置の場合中心角0.4度に相当するが、1サイクルの変化はゾーンで言えば例えば $a \rightarrow b \rightarrow c \rightarrow d \rightarrow a$ と変化するため4つのシフトパルスが送出され、結果的に0.1度シフト毎に1パルス送出したことになる。ゾーンdは本来方向判定の目的からすれば必ずしも必要がないものであるが、0.1度毎に1パルス送出の目的で付加されたものである。ゾーンeは計測上は使われていない。また図2.9には示されていないが、特定緯度位置では各チャンネルレベルがそろってスレシホールドレベルを越える(1, 1, 1)パターンが得られるので、このパターンの場合にもシフトパルスを1つ送出するようになっており、またこの位置に来たことを示すパルスを特定緯度出力端子に出すようになっている。

スレシホールドレベル (T. L.) の選定にあたっては、図2.9から判る通り理論上はピーク値の85%付近とすれば各ゾーンの幅がほぼ等しくて最適であるが、実際はピーク値の局部的変動 (局部的な反射率のばらつき) を考慮して60~70%の範囲で選定する必要がある。なおスレシホールドレベルの選定は実装置ではA、B及びCの各チャンネル単独で調整出来るようになっている。

実測データによれば、オリジナルデータの各チャンネルのピーク値の変動は、例えば図2.6に示すとおり最大で±10%程度あり、スレシホールドレベル (T. L.) を70%としたときのリバーシブルカウンタの表示誤差およびステップモータ (データ処理装置内) の表示誤差は、球面が60度回転したときオリジナルデータと比較して何れも0.4度程度であった。但しオリジナルデータにおいて起動点と終止点を正確に求めることは困難なため、上記は1つの目安を与えるに過ぎない。カウント誤差があるとすればその原因は球面パターンの局部的な反射不良によるものと想定される。

データ処理装置では、信号処理装置から出る0.1度シフトパルスによってリバーシブルステップモータを動かしてX、Yデータの角度表示及びポテンシオメータによるアナログデータへの変換、送出を行なっている。

写真2.3に信号処理装置を、また写真2.4にデータ処理装置をそれぞれ示す。

2.2 磁気計測系

この姿勢計測装置の磁気計測系は、飛しよう体モデルに取付けられた永久磁石棒と、固定位置に置かれた磁気計測ヘッドによって検出部が構成されている。図2.10に示すとおり、永久磁石は飛しよう体モデル座標 ξ, η, ζ の大円 ζ, ξ 上に取付けられ、磁気計測ヘッドは固定座標系 x, y, z の xy 平面上に固定されている。永久磁石が磁気計測ヘッドの前を通過するとヘッド出力パルスが現われるようにして、ヘッド相互間の角度とパルス時間差から、

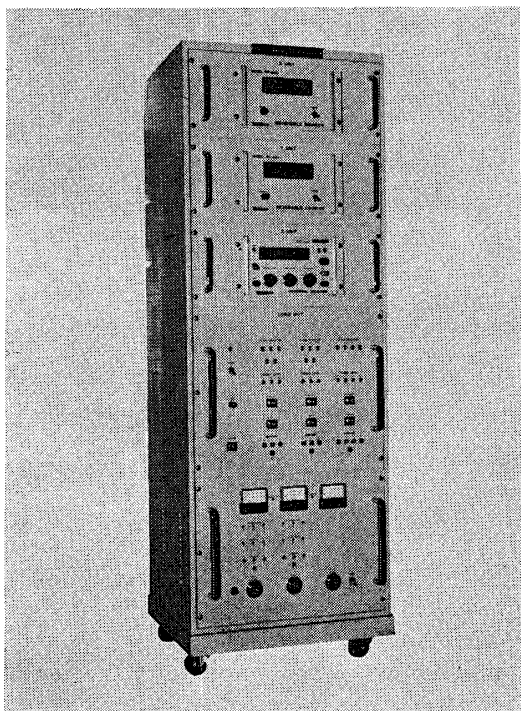


写真 2.3 姿勢計測信号処理装置

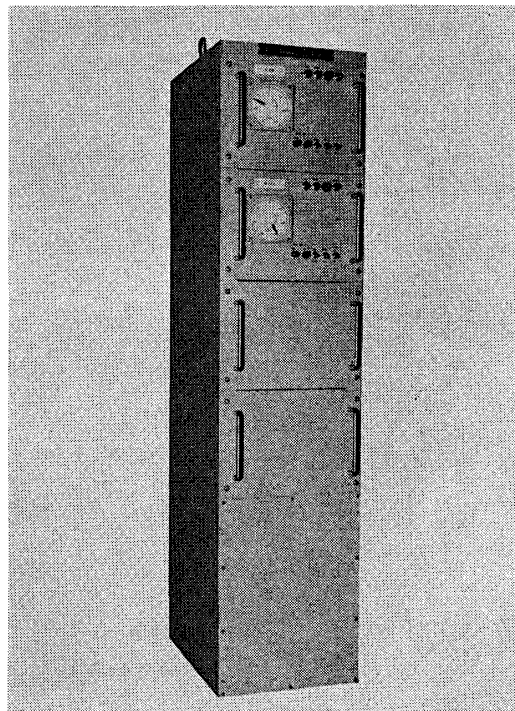


写真 2.4 姿勢計測データ処理装置

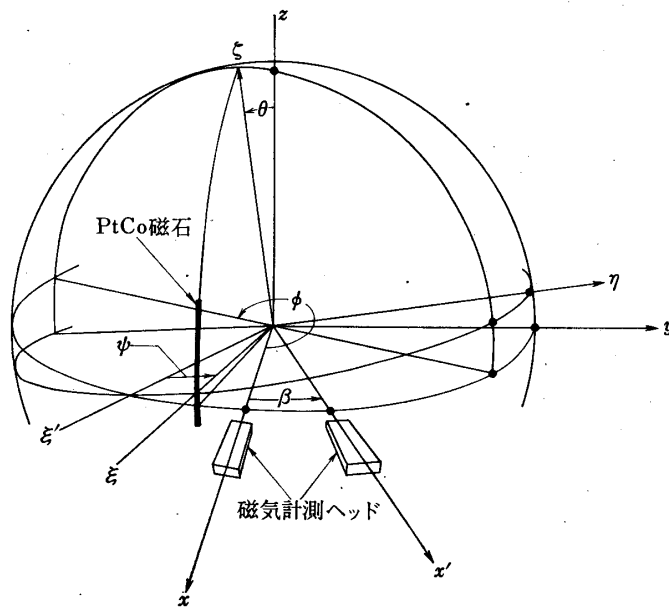


図 2.10 磁気計測原理図

飛しよう体モデルのロールレート $\dot{\phi}$ を求める (式 1.10).

特殊の場合として θ の値が小さい場合 (飛しよう体モデルのロール軸 ξ が概ね垂直軸 z と一致する場合は、二つの計測ヘッドの出力パルス時間差から次式によりロールレート $\dot{\phi}$ を概略求めることが出来る。

$$\phi = \frac{\beta - (\phi_4 - \phi_3)}{T_d} \quad (\theta = \text{小}) \quad (2.4)$$

β : ヘッド間の角

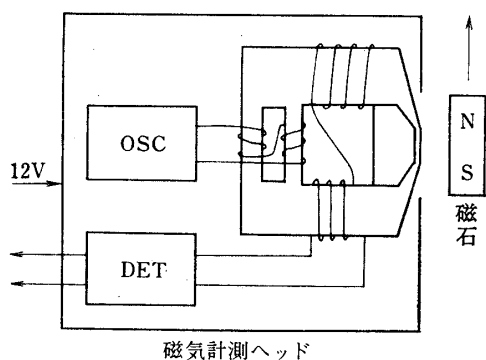
T_d : 通過時間差

磁気計測ヘッドの出力 (Zデータ) はペンレコーダで記録するほか、姿勢計測信号処理装置のユニバーサルカウンタ部へ導かれて時間々隔の表示を行なう。

(磁気計測ヘッド)

計測ヘッドとしては高感度でかつ直流に近い周波数から高周波までのレスポンスを必要とするため、本装置では磁束応答型マルチギャップセンサ (MST 500-SONY) を採用した。

図 2.11 に示すとおりヘッド内部に発振回路及び検出回路が組込まれ、コアの一部にも図に示すとおり可飽和コア部があって、5~10



- 磁気計測ヘッド (MST500) 規格
- 電源電圧 12V ± 0.5VDC
 - 出力電圧 5VMAX
 - 磁束感度 ±1マックスウェルにて ±1V
 - 応答周波数 DC~4KHZ
 - 出力安定度 -10°C~60°Cで ±0.15V

図 2.11 磁気計測ヘッド

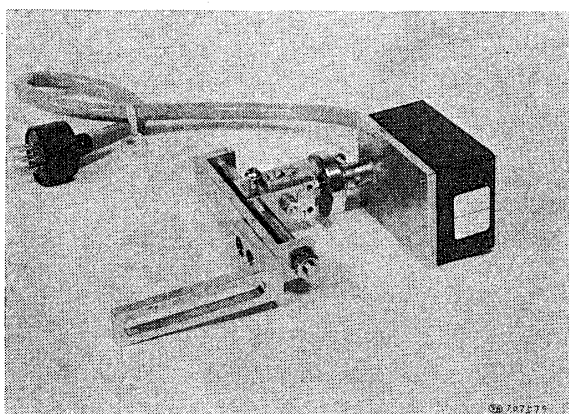


写真 2.5 磁気計測ヘッド

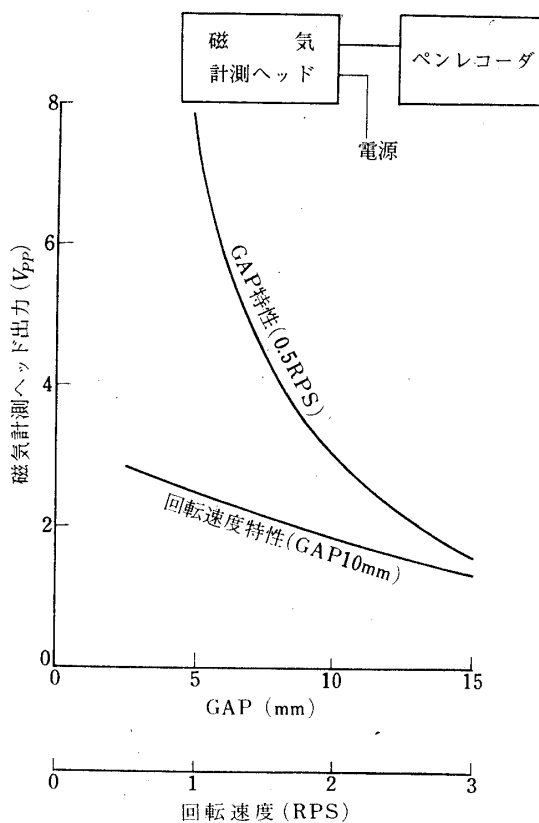


図 2.12 磁気計測ギャップ特性

kHz で励磁して磁束応答を得ている (写真 2.5 参照)。

永久磁石は白金コバルト製の棒状をなし、断面は 2.2 × 1.1 mm で 2.2 mm の長さ方向に磁化されている。

(ギャップ特性)

磁気計測ヘッド出力パルスのピーク値と永久磁石とのギャップは5~15mmの範囲が適当で、ギャップが大きくなると出力パルスは指数函数的に減少する。なお回転数(ロールレート)が大きくなると出力パルスは減少する傾向にある。図2.12にギャップ特性を示す。

3. 姿勢制御精密試験装置の概要

前章まで記述した姿勢計測装置は、姿勢制御精密試験装置の姿勢計測部として開発されたものである。以下に姿勢制御精密試験装置の概要を紹介することにする。

(装置の目的)

本装置は球形エアベアリングテストスタンド上に宇宙飛しよう体モデルを保持し、低摩擦状態下において宇宙飛しよう体モデルの3自由度運動のシミュレーションテストを行なうことを目的として開発されたものである。

(構成)

本装置は大別してエアベアリングテストスタンドを中心とするテストスタンド系と、姿勢の計測やデータ送受を行なう計測制御系から成り立っている。

(I) テストスタンド系

25mmφの球形エアベアリングを使用して飛しよう体モデルを保持、運動させるテストス

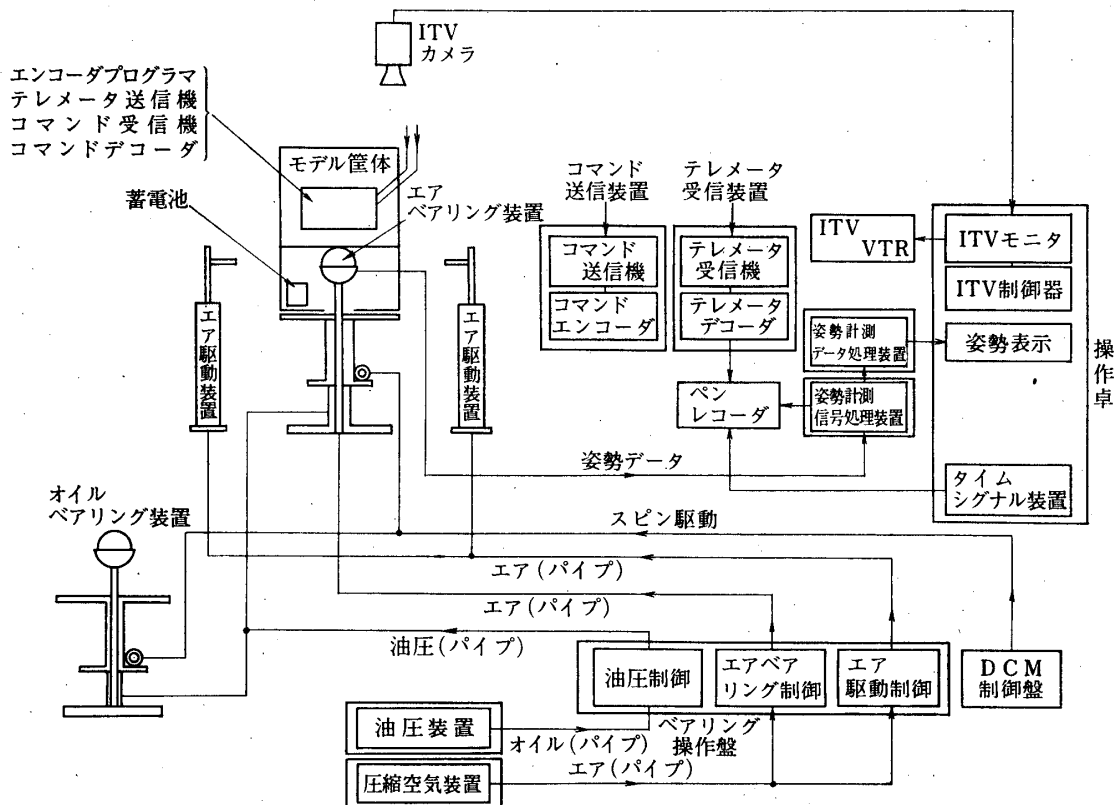


図 3.1 姿勢制御精密試験装置全体構成図

タンドが中心となっていて、エアベアリングに一定圧の空気を送り込むための空気圧源装置（圧縮空気装置、空気制御系、フィルタ）、飛しよう体モデルに初期ロールを与えるためのターンテーブル及びその駆動モータ、ターンテーブルの昇降のための油圧源装置（油圧装置及び油圧制御系）等の付帯設備があり、空気圧系、油圧系及び駆動モータ系は何れも操作盤で遠隔制御される。テストスタンド上の飛しよう体モデルは、先ずターンテーブルに支えられて初期ロールを与えられ、次いでターンテーブルが降下して飛しよう体モデルが球形エアベアリング上で自由運動を行なうといった方式となっている。なおこのほかエア駆動装置（ノズルスタンド）も併設されていて、上記のターンテーブルを使用せずに空気で飛しよう体モデルの起動、制動が出来るようになっている。

(II) 計測制御系

計測制御系としては前記の姿勢計測装置に加えて、ITV 及び VTR による補助測定が出来る。またテレメータ系及びコマンド系の送受信装置があって、飛しよう体モデルが自由運動中に指令、データの送受がなされる。飛しよう体モデル上のコマンド受信装置及びテレメータ送信装置は Ni-Cd 蓄電池により給電される。

全体装置の系統図を図 3.1 に、また全体写真を写真 3.1 にそれぞれ示す。

(性能諸元)

エアベアリングテストスタンド

エアベアリング径：250 mm ϕ

最大荷重：200 kg

フリクション：10 g \cdot cm 以下

飛しよう体モデル運動範囲：

ロール軸まわり全度

ピッチ，ヨー軸まわり ± 30 度

ロール駆動速度：5 RPS (MAX)

空気圧：5 kg/cm² (MAX)

姿勢計測装置

姿勢計測精度：0.1 度

(ピッチ，ヨー軸まわりの運動の計測精度で，角速度 10 度毎秒以下のとき)

テレメータ，コマンド装置

テレメータ方式：PCM-DPSK-PM

送信周波数：290 MHz 帯

ビットレート：6.4 Kb/s

チャンネル数：30

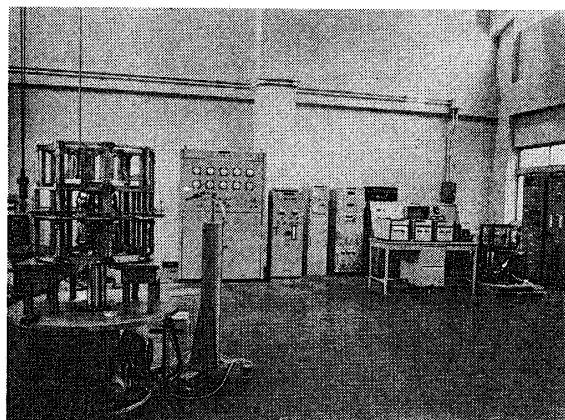


写真 3.1 姿勢制御精密試験装置全景

コマンド方式: PCM-DPSK-AM
送信周波数: 148MHz 帯
コード: 特殊デジタルコード
チャンネル数: 20

4. 結 言

姿勢計測装置のシステムデザインにあたり、姿勢計測精度向上のため球形エアベアリングの直径をなるべく大きくしたいとする要求と、球形エアベアリングのフリクションを小さくしかつ飛ばし体モデルの自由度を大きくするため直径をなるべく小さくしたいとする要求のトレードオフによって、球形エアベアリングの直径が250mmと決まり、これに基づいて球面計測パターンの工作精度と光電計測ヘッドのレスポンスから姿勢計測装置の分解能0.1度が決められてしまった次第である。球面計測パターンの工作精度の改善は実際上困難と考えるため、分解能を改善する方法としてはより細かいファイバを使用してよりレスポンスの速い受光素子を開発するの他はないが、これにしても球面計測パターンの印刷技術の改善がない限りあまり多くは望めないように考える。

球形エアベアリングテストスタンドは、目下3号科学衛星SRATSの姿勢制御技術の開発のために、ニューテーションダンパやヨーヨーデスピナの実験に使用され、姿勢計測装置も良好に動作している。

最後に、本装置の開発にあたり特に指導いただいた東大宇宙研の斎藤成文(併任)教授、野村民也教授、光学計測パターンについて指導いただいた千葉大学渡辺鋼一郎教授、ならびに設計製作にあたった日立製作所の各位に謝意を表する次第である。

1974年5月30日 新設部(工学)