

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPCE LABORATORY

TM-371

積分ジャイロの特性評価手法とその評価例

新宮博公・大月正男・円居繁治

1978 年 11 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

積分ジャイロの特性評価手法とその評価例*

新宮博公** 大月正男** 円居繁治**

1 まえがき

最近の飛翔体の航法誘導制御などにはきわめて精度の高い積分ジャイロが用いられる。従って、使用予定の積分ジャイロの特性をあらかじめ厳密に評価して、実際に搭載可能か否かを決定する必要がある。もとよりこの種の高精度積分ジャイロの研究開発を進める過程においては種々の特性の測定および評価が行なわれる。将来とも、積分ジャイロ高精度化の要求がより強まれば、特性評価技術をより一層進歩させるために、実験設備の更新改良、実験方法およびデータ処理方法の改良等が必要になることは当然である。

一般に、積分ジャイロの特性評価は、各構成要素の数学モデルを作成し、そのモデルに従って実験結果を解析することによりなされている。これらのモデルは、従来米国においては種々の実験的経験を通じて作成されているが^{1),2),3)}、特性評価を厳密に行なうにはモデル自体をより厳密化しなければならないので、積分ジャイロ高精度化への要求と相俟ってモデルは年々厳密化する傾向にある。

当所においては、過去十数年にわたり実用可能なストラップダウン慣性航法装置に供するために積分ジャイロの研究開発を進めてきた。その場合、試作積分ジャイロの特性評価は、米国でのモデルを参考にし、国内既設の実験装置で実施可能な評価方法によって行なわれた。これらの評価においては、異なった特性の評価についてそれぞれ別の方法を用いた。その方法を系統的に整理すれば、積分ジャイロの特性評価に関する一貫した概念が把握でき、これに加えて積分ジャイロの機構的な誤差の要因を理解する上にもきわめて有用と考えられる。

本報告は、上述のように積分ジャイロの研究を通じて進めてきた理論的実験的考察を基に各種特性の評価方法を集成して、基礎的な実験および評価の手順となる資料を作成したものである。すなわち、慣性モーメント、信号発生器感度、ジナルゲイン、トルク発生器スケールファクタ、ダンパーの粘性抵抗係数、各ドリフトレート

(加速度不感、加速度比例、加速度自乗比例)、エラスティックレストレイントの測定法、製作技術の影響度(例えば、スティクション)等の測定法、ジャイロパッケージのミスアラインメントの測定法等に関する手順を示すものである。従って、本報告は、将来より一層高精度の積分ジャイロの研究を進める際にも、また積分ジャイロが開発段階に移行される際にも大いに役立つものと考えられる。

主要な記号および用語

C; ジャイロケースとフロート間のダンパーの粘性抵抗係数〔dyne・cm・sec〕

CW, CCW; 時計回り, 反時計回り

dz_1, dz_2 ; 不等弾性効果によるフロートの重心の変位の x_1, z_1 軸方向成分〔cm〕

E_R ; エラスティックレストレイント係数〔°/h/mRad〕

F_{x1}, F_{z1} ; ジンバル系のコンプライアンスによってフロートの重心に作用する力の x_1, z_1 軸方向成分〔dyne〕

G_0, G_1, G_2 ; 加速度不感, 比例, 自乗比例ドリフトレート(本文中ではドリフトレートの“レート”を省略する)

G_{IA}, G_{SRA} ; IA, SRA方向の G_1 係数〔°/h/g〕

G_R ; 不規則ドリフトレート〔°/h〕

G_a ; ジンバルゲイン

G.R.U.; Gyro Reference Unit の略

G.T.F.; Gyro Transfer Function の略

g ; 重力加速度

H; ジャイロロータの角運動量〔gr・cm²/sec〕

IA, OA, SRA; ジャイロの入力軸, 出力軸, スピン基準軸

$(IA)_f, (SA)_f$; フロートに固定した入力軸, スピン軸

I_{tg} ; トルク発生器電流〔mA〕

J; フロートのOAまわりの慣性モーメント〔gr・cm²〕

K_{gg} ; 信号発生器の感度〔mV/mRad〕

K_{tg} ; トルク発生器の感度〔dyne・cm/mA〕

K_{TG} ; トルク発生器のスケールファクタ〔°/h/mA〕

K_{dm} ; 復調器のゲインの逆数

K_{θ} ; θ_i と V_{dm} との間の比例係数〔deg/mV〕

* 昭和53年9月20日受付

** 計測部

l_a ; K_{sg} の測定時におけるアームの長さ [cm]
 l_i, l_s ; フロートの重心の浮心からの変位の I A ,
 S R A 方向成分 [cm]
 M. A. ; ミスアラインメント
 m ; フロートの質量 [gr]
 S. T. ; サーボテーブル
 S. G. ; 信号発生器
 T. G. ; トルク発生器
 T_g ; T. G. の発生するトルク [dyne·cm]
 T_f ; ジャイロのリアクショントルク [dyne·cm]
 T_{OA} ; 加速度の作用によって発生するフロートの O A
 まわりのトルク [dyne·cm]
 V_{dm} ; 復調器出力電圧 [mV]
 V_{sg} ; 信号発生器出力電圧 [mV]
 x, y, z ; G. R. U. の基準軸
 x_m, y_m, z_m ; G. R. U. の各ジャイロの入力軸
 X_{CW}, X_{CCW} ; G. R. U. を x 軸まわりに CW, CCW
 方向に回転したときの角速度 [°/s]
 Y_{OW}, Y_{CCW} ; G. R. U. を y 軸まわりに CW, CCW
 方向に回転したときの角速度 [°/s]
 Z_{OW}, Z_{CCW} ; G. R. U. を z 軸まわりに CW, CCW
 方向に回転したときの角速度 [°/s]
 $\alpha_{IA}, \alpha_{SRA}$; ジャイロに作用する重力加速度 g の
 I A , S R A 方向成分 [g]

β ; コンプライアンスの軸の角変位 [deg]
 $\delta_{ij} (i, j = x, y, z, i \neq j)$; i 軸の j 軸まわりの
 変位角 (ミスアラインメント) [deg]
 η ; タンプリング試験時の S. T. 回転角 [deg]
 θ_i, θ ; ジャイロの入力角, 出力角 [deg]
 θ_p ; ω_T の積分値 [deg]
 θ_s ; S. T. に設定した回転角 (G_a 測定時) [deg]
 K_{x1}, K_{z1} ; x_1, z_1 軸 (コンプライアンス軸) 方向
 のコンプライアンス [cm/dyne]
 ϕ ; サーボテーブル設置地点の緯度 [deg]
 ω_i ; ジャイロの入力角速度 [°/s]
 ω_{ie} ; 地球自転速度 [°/s]
 ω_T ; サーボテーブルの回転角速度 [°/s]
 ω_{ig} ; ω_T に ω_{ie} の影響を含めたもの (K_{TG} 測定時)
 ω_η ; タンプリング試験時のジャイロ出力 [°/h]
 ω_1, ω_2 ; タンプリング試験時の G_1, G_2 の値 [°/h]

2 積分ジャイロの特性評価手法

本章においては積分ジャイロの各種特性の評価手法を
 実験, 解析手順に照らしながら記述する。評価対象を大
 別すると, 構成要素の特性と固有誤差の二者が挙げられ
 る。前者の測定としては慣性モーメント, 信号発生器の
 感度, ジンバルゲイン, トルク発生器のスケールファク
 タ, ダンパーの粘性抵抗係数の測定があげられ, 後者の

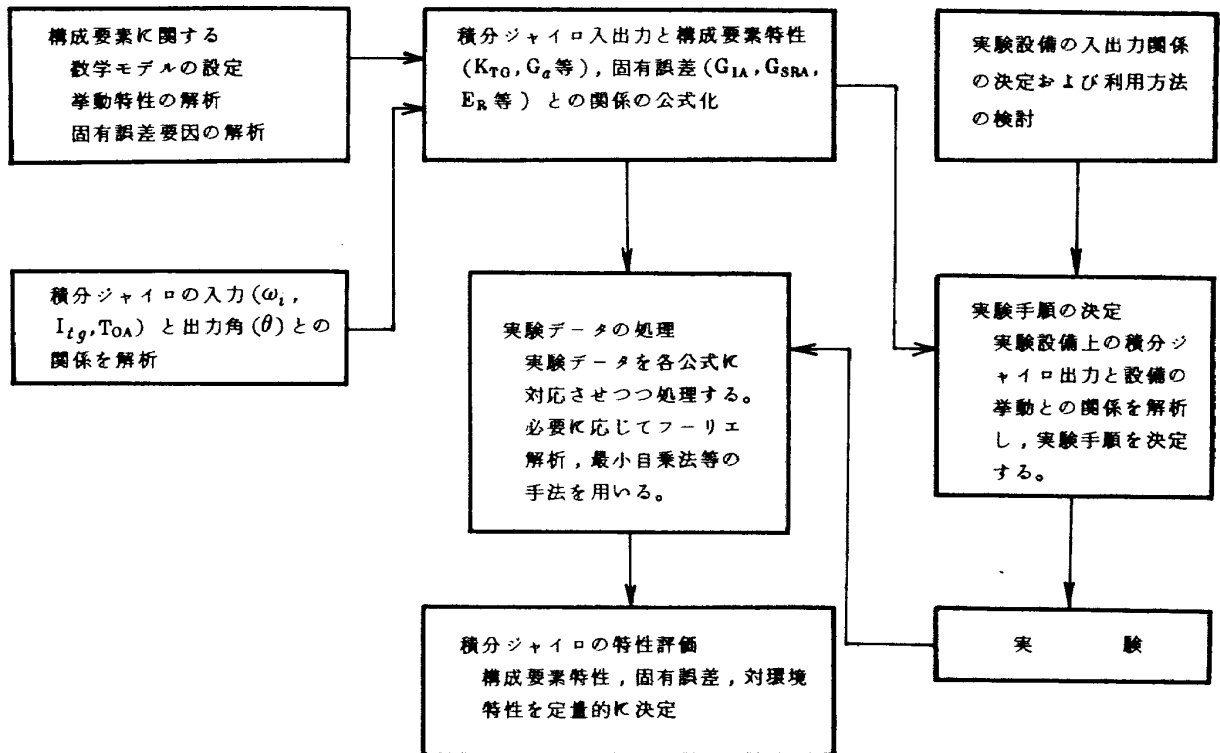


図1 特性評価手順のフローチャート

測定法としては加速度不感・加速度比例ドリフトの静的測定法、タンプリング試験、エラスティックレストレイントの測定法があげられる。さらに、構成要素特性(例えば、信号発生器励磁電流)の変動あるいは構成要素自体の仕上げ精度が出力に及ぼす影響度の測定法、積分ジャイロをパッケージに組んだときの各入力軸のミスアライメントの測定法、環境試験等についても触れることにする。

上記各項目の測定結果は、適当なデータ処理方法(最小自乗法、フーリエ解析等)によって処理される。この処理値が特性の評価値となるが、その際特性の安定度だけが問題になると考えてよい。特性が安定であれば、基準値からずれていてもトリムまたは補正計算によって誤差補正が可能になるので、補正後の値の変動の程度を誤差とみなすだけでよい。これは特性値に含まれる定常成分と変動成分に関連するものであるが、それらを分離して測定することは困難である。従ってその2成分の和として現われる特性値を測定し、その後のデータ処理段階で定常成分を除き、変動成分に対する処理を行なって特性評価がなされる。

次に述べる各特性評価手順は評価対象によって多少異なるが、手順のフローチャートを示せば図1のようになる。まず、構成要素の数学モデルの設定、挙動特性の解析、固有誤差要因の解析を行なった後、積分ジャイロに ω_i 、 I_{ig} 、 T_{OA} が外部から与えられたときに θ がどう挙動するかを解析する。次に、それらの解析結果を基に構成要素特性および固有誤差は積分ジャイロ出力にどう影響するかを公式化し、既設の実験設備で可能な実験方法を考案し、実験手順を決定する。この手順に従って実験を行ない、実験データを処理すれば、処理結果が特性の評価値となる。これら評価値を航法計算に適用すれば、航法誤差の許容度によって積分ジャイロの良否が決定される。

2.1 慣性モーメント

積分ジャイロ(以下ジャイロという)の入出力特性を理論的に解析する際には構成要素(例えば、フロート)の慣性モーメントの値が必要となる。この測定は、図2に示すように1本の鋼線で懸垂した取付治具ないしは被測定物のねじれ振動の周期を測定することによってなされる。取付治具に何も保持しないときの振動周期を T_0 、慣性モーメント I_1 が既知の標準体を保持したときの周期を T_1 、被測定物を保持したときの周期を T_2 とすれば、被測定物の慣性モーメント I_2 は

$$I_2 = I_1 \frac{T_2^2 - T_0^2}{T_1^2 - T_0^2} \quad (1.1)$$

となる。

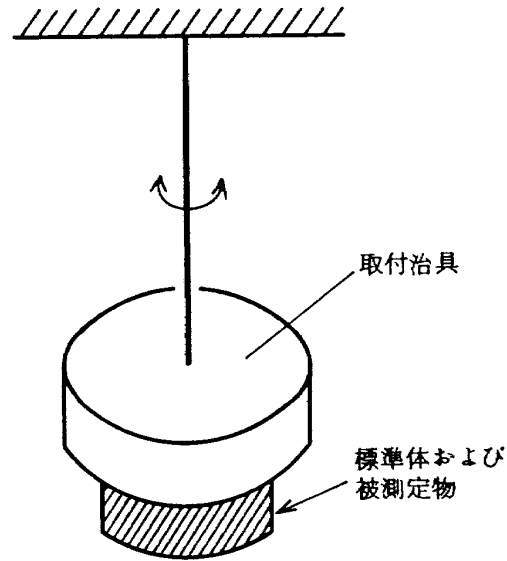


図2 慣性モーメントの測定装置

2.2 信号発生器の感度

信号発生器(以下S.G.と略す)⁴⁾の感度 K_{sg} は、励磁周波数を考慮してS.G.の製作時に決定される。 K_{sg} の値は、図3に示すようにS.G.のロータに取付けたアーム(長さ l_a)を Δx だけ変位させたときの V_{sg} (変調信号による被変調信号電圧)の変動 ΔV_{sg} を測定することによって求められる。この Δx はマイクロメータで測定される。 Δx に対応する角変位を $\Delta\theta$ とすれば、 K_{sg} は

$$K_{sg} = \frac{\Delta V_{sg}}{\Delta\theta} = \frac{\Delta V_{sg}}{(\Delta x / l_a)} \quad (2.1)$$

として算出される。 θ と V_{sg} との関係の測定例を図4に示す。この図には $\theta = \pm 0.05 \text{ deg}$ までのデータが呈示してある。 K_{sg} はこれらの関係の勾配であるから、図4より K_{sg} を求めれば

$$K_{sg} = 4.22 \text{ [mV/mRad]} \quad (2.2)$$

となる。これは $\theta = \pm 0.05 \text{ deg}$ までの出力範囲において有効であるが、一般にS.G.(マイクロシン型、可動線輪形)は $2 \sim 3 \text{ deg}$ の θ の範囲においてその線形特性が良好であるから、(2.1)式で得られた値は

$$K_{sg} = \frac{V_{sg}}{\theta} \quad (2.3)$$

から得られた値にほぼ等しい。

V_{sg} は無効成分および雑音成分としてのヌル電圧を含んでいる(図4の $\theta = 0$ における $V_{sg} \neq 0$)が、この成分は全波平衡形復調器(以下復調器と略す)によって復調する際に除去される。また、(2.3)式の正比例関

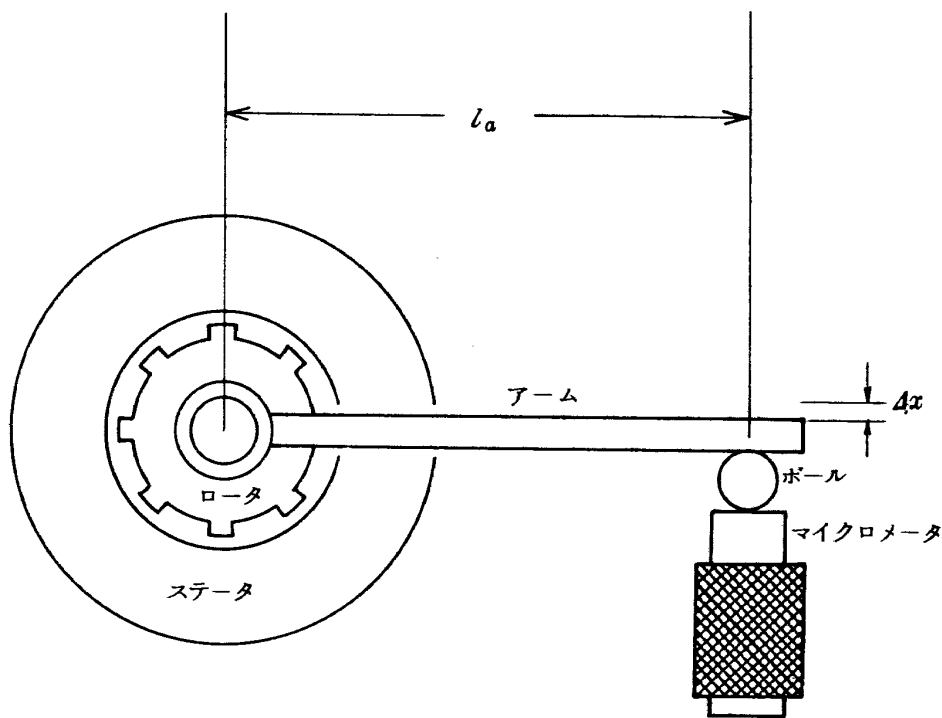


図3 K_{sg} の測定機構

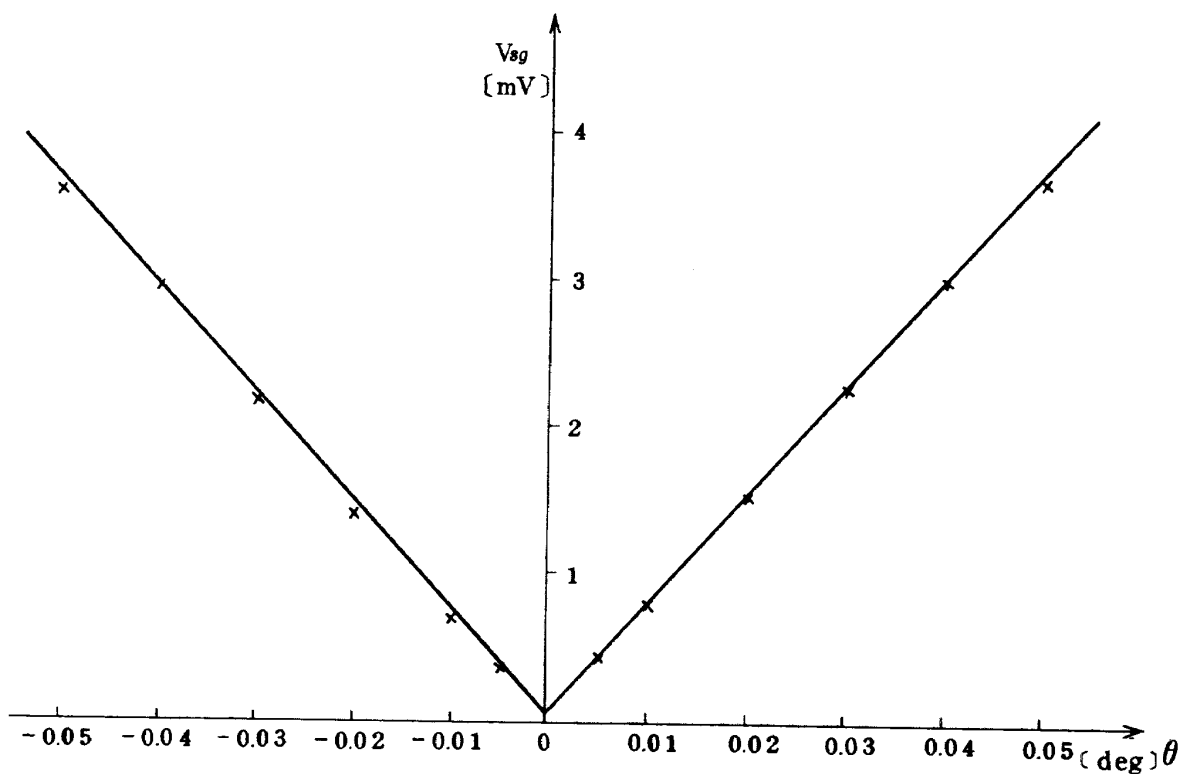


図4 出力角 θ の変化に対する V_{sg} の変化の測定例

係は V_{sg} の有効成分のみに対して成立するので、 θ が零のとき V_{sg} の有効成分も零になる。復調器の出力 V_{dm} と V_{sg} との関係は

$$V_{sg} = K_{dm} V_{dm} \quad (2.4)$$

と表わせるが、このときの V_{sg} もその有効成分を示している。既知の V_{sg} を復調器に入力して、上式の関係から K_{dm} を求めておけば、以後は V_{dm} によって V_{sg} を知ることができる。(2.3.), (2.4.) の各式より θ , V_{sg} の

有効成分, V_{dm} の各値は正比例関係となるので, 以下に本文, 図表等で単に V_{sg} と記すときには, それは V_{sg} の有効成分のみを表わすものとする。

2.3 ジンバルゲイン

ジャイロのジンバルゲイン G_a は出力角と入力角との比例関係を示すものであり, 公式化すれば

$$G_a = \frac{\theta}{\theta_i} = \frac{H}{C} \quad (3.1)$$

となる。⁴⁾ これと (2.4), (2.5) 式より θ を消去すれば

$$G_a = \frac{\theta}{\theta_i} = \frac{K_{dm} V_{dm}}{K_{sg} \theta_i} \quad (3.2)$$

となる。 K_{sg}, K_{dm} は一般に既知とみなせるので, G_a を求めるには V_{dm} と θ_i とを測定すればよい。この測定は, ジャイロを角度割出台(円テーブル)またはサーボテーブル(以下S.T.という)上に載せ, 回転盤を回転(S.T.の場合では位置制御モード)することによってなされる。S.T.を用いた測定のブロック線図を図5に示す。この図から明らかなように, S.T.の回転角 θ_s の初期値を零とすれば, S.T.の角速度 ω_T の積分値 θ_p は θ_s に等しくなるので θ_p は θ_s によって知ることができる。この θ_p の増分は当然 θ_i の増分となるので, $\theta_i = 0$ のときの θ_p を θ' とすれば, θ_p は θ_i に θ' を加えたものになる。(3.2)式より θ_i と V_{dm} とは正比例関係が成立するから, その比例係数を K_θ とする。こ

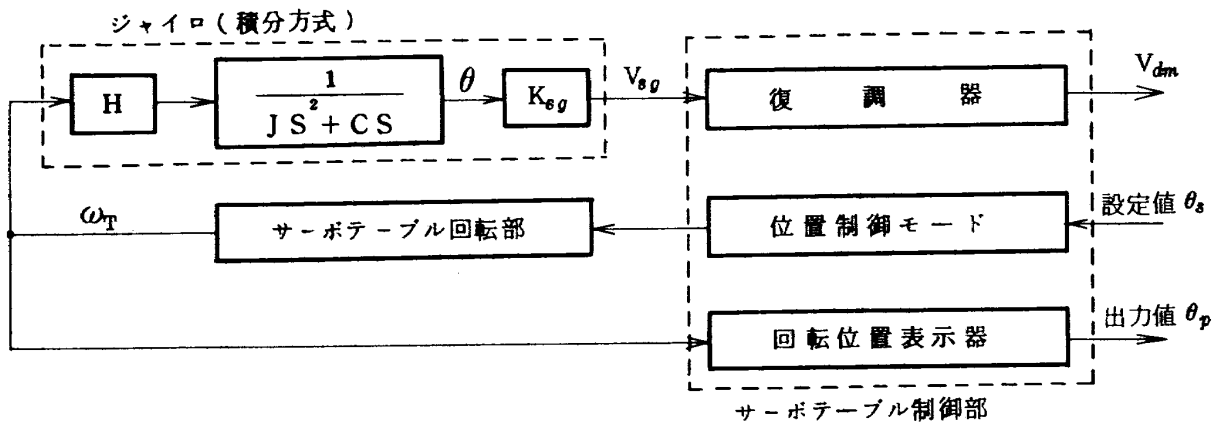


図5 G_a の測定ブロック線図

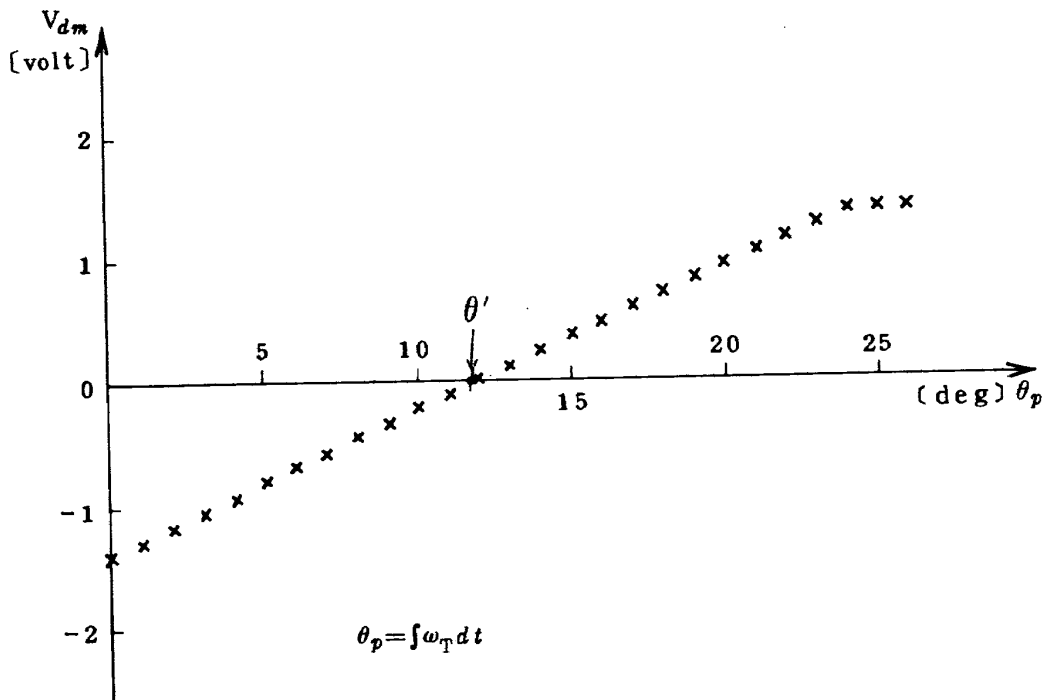
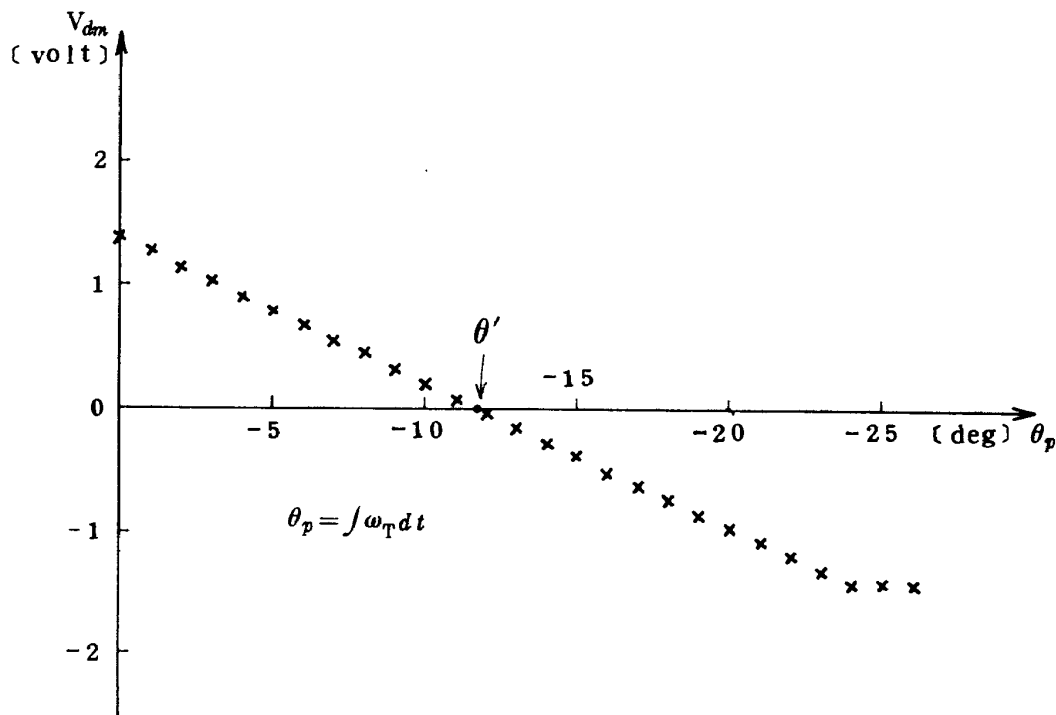


図6 ジャイロの入力角に対する V_{dm} の変化1

図7 ジャイロの入力角に対する V_{dm} の変化2

のとき、 θ_p と θ_i 、 V_{dm} との関係は

$$\theta_i = \theta_p = \theta_i + \theta' = K_\theta V_{dm} + \theta' \quad (3.3)$$

となる。(3.2)、(3.3)式より G_a は

$$G_a = \frac{K_{dm}}{K_{sg} K_\theta} \quad (3.3)$$

となるので、 K_θ を(3.3)式の関係より求めておけば、既知の K_{sg} 、 K_{dm} を用いて G_a が求まる。

上記の手法を用いた測定の一例として、S.T.をジャイロのIAまわりにCW、CCW方向に回転したときの θ_p と V_{dm} との関係を図6、7に示す。 θ_p の零点は測定開始前の読取角を零とみなすことによって設定した。これは機械的の零点と電気的の零点が一致しないためである。図6、7で θ_p が正(負)に増加するとき V_{dm} が飽和するのは θ の自由度(ジンバル自由度)⁴⁾のためである。ここでのジャイロの K_{sg} は6.4[mV/mRad]、 K_{dm} は0.3892である。図6、7の測定値より K_θ を算出して G_a を求めれば

$$G_a = \begin{cases} 0.4094 & (\text{図6}) \\ 0.4104 & (\text{図7}) \end{cases} \quad (3.4)$$

となり、両特性の G_a はよく一致している。

2.4 トルク発生器のスケールファクタ

積分ジャイロの運動方程式⁵⁾から明らかのように、入力レート ω_i とトルク発生器(以下T.G.と略す)の電流 I_{tg} とは定常的に比例関係⁵⁾にあり、この比例定数 K_{TG} がスケールファクタとなる。そこでジャイロを

S.T.上に図8のように設置して、その入力軸IAをS.T.の回転軸に平行になるようにすれば

$$\omega_i = \omega_T \quad (4.1)$$

となるので、この ω_T と I_{tg} との関係より K_{TG} を求めればよい。測定方法の概要を図9に示す。定電流源によって I_{tg} をT.G.に与えれば、T.G.に発生するトルク T_g によってジャイロのフロートは回転し、S.G.に V_{sg} を発生する。この V_{sg} を増幅、復調し、入力信号としてS.T.を回転させれば ω_T がジャイロの入力レートとなり、ジャイロスコピックトルクが発生する。このトルクすなわちフィードバックトルク T_f がフロートに作用してフロートは零位平衡を保つ。定常的に T_g と T_f とは一致するので

$$T_f = \omega_T H = \omega_i H = T_g = K_{tg} I_{tg} \quad (4.2)$$

となる。一方、 ω_T と K_{TG} との関係は

$$\omega_T = \frac{K_{tg}}{H} I_{tg} = K_{TG} I_{tg} \quad (4.3)$$

のように表わせるので、図9の入力 I_{tg} 、出力 ω_T の関係より K_{TG} は求められる。測定の際、地球自転角速度 ω_{ie} の影響等が ω_T に含まれるが、これらの影響はヌルコンベンサーによって除去し、 I_{tg} が零のとき ω_T も零になるようにした。実際にはヌルコンベンションは必ずしも必要ではない。そのときは、 ω_T に ω_{ie} の影響を含めた値 ω_{tg} を

$$\omega_{tg} = \omega_T + \omega_{ie} \sin \phi \quad (4.4)$$

によって算出し、この ω_{tg} と I_{tg} との関係を求めればよ

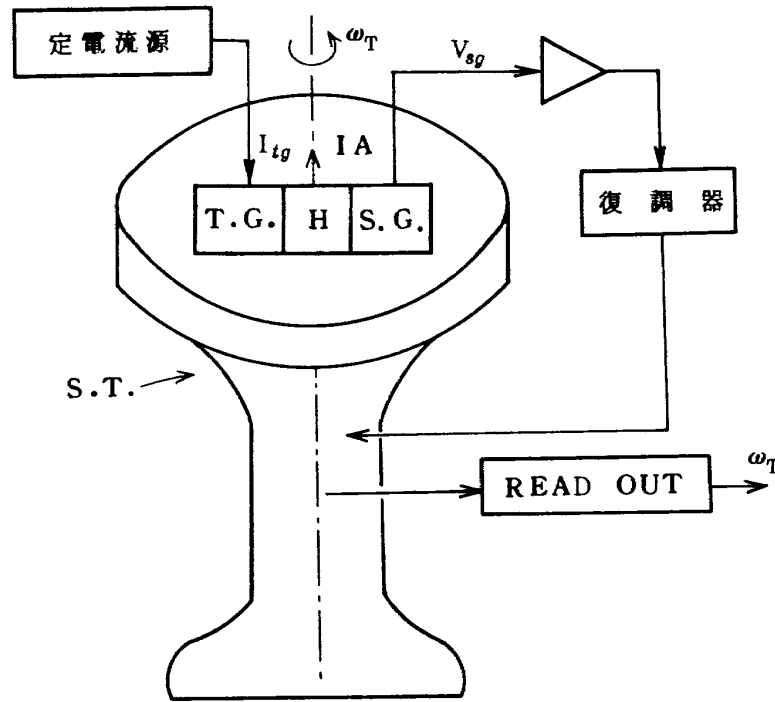


図8 S.T.による K_{TG} 測定の概要

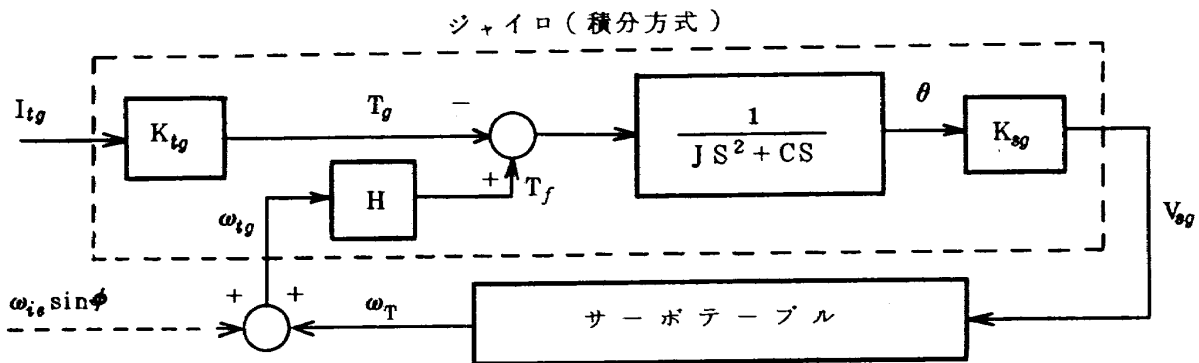


図9 K_{TG} の測定ブロック線図

い。(4.4)式の右辺第2項は一定値なので、 ω_{ig} と I_{tg} との比例係数は ω_T と I_{tg} との比例係数に一致する。 I_{tg} と ω_T との関係の測定例を図10に示す。この測定データの勾配は使用電流範囲(±10mA)における K_{TG} となる。原点を通る直線の勾配を最小自乗法によって求めれば

$$K_{TG} = \begin{cases} 815.03 [^\circ/h/mA] & I_{tg} \geq 0 \\ 814.48 [^\circ/h/mA] & I_{tg} \leq 0 \end{cases} \quad (4.5)$$

となり、 K_{TG} は電流の正負によって異なっている。この(4.5)式の K_{TG} は0~±10mAの I_{tg} に対して有効となるが、 K_{TG} は一般に I_{tg} の使用範囲において定常であることおよび直線性を保つことが要求される。

以上の K_{TG} を求める手法は ω_i によって I_{tg} が変化

するジャイロの用法(制御方式)に即した手法である。デジタルリバランス方式の用法⁶⁾においては、 I_{tg} が一定となるので使用電流値(I_{tg})における K_{TG} の定常性が要求されるのみである。従って、使用する I_{tg} に対して K_{TG} を定めるだけでよい。 I_{tg} が零のときの ω_T を零に設定(ヌルコンベンション)した後、図9のブロック線図に示したと全く同様の方法によって K_{TG} を求めれば

$$K_{TG} = \frac{\omega_T}{I_{tg}} \quad (4.6)$$

となる。ヌルコンベンションしないときの K_{TG} は

$$K_{TG} = \frac{\omega_{ig}}{I_{tg}} = \frac{\omega_T + \omega_{ie} \sin \phi}{I_{tg}} \quad (4.7)$$

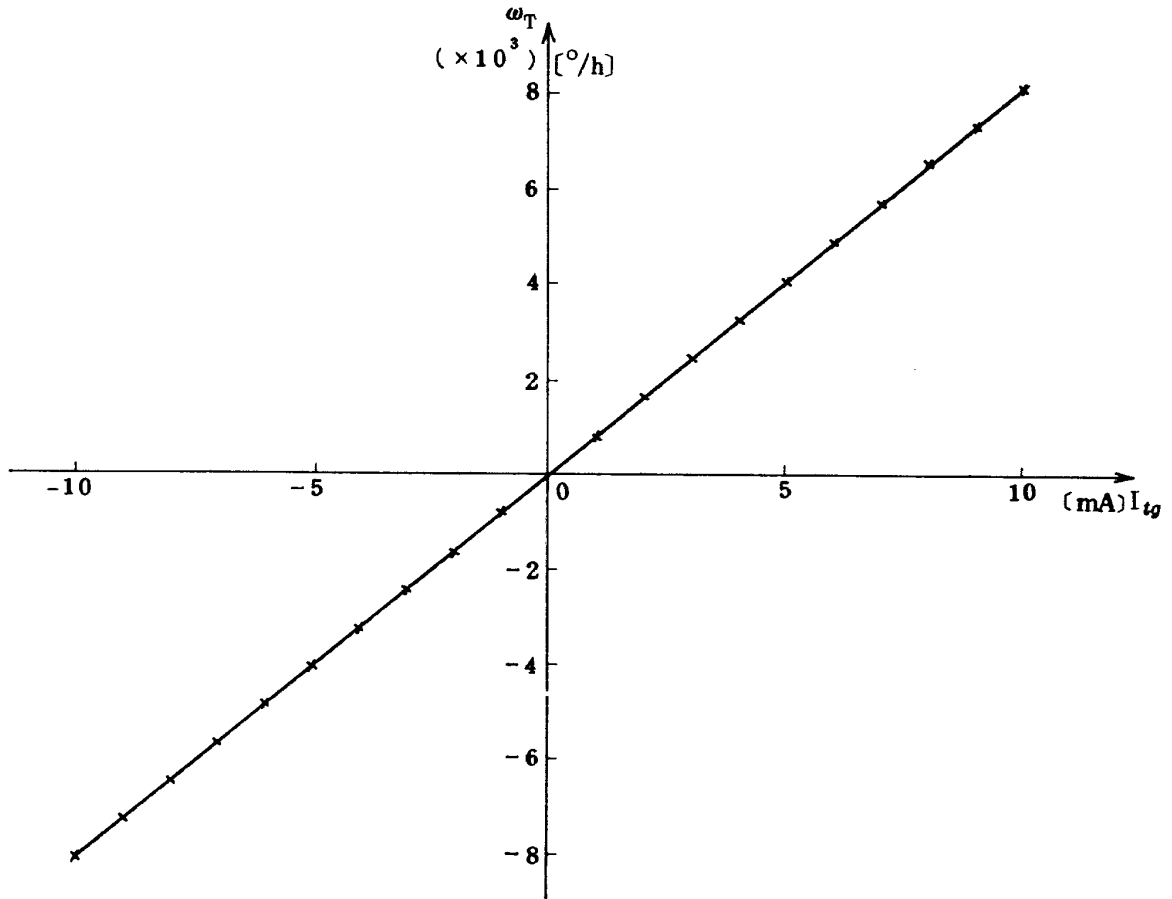


図10 ω_T と I_{tg} の関係の測定例(試作 NOMARK GYRO)

となる。よって上記の2方法のいずれを用いても使用電流値における K_{TG} は求められる。

2.5 ダンパーの粘性抵抗係数

粘性抵抗係数 C は $G_a (=H/C)$ より求めることができるが、ここでは θ の時間的な変化を測定して求める方法を示す。測定のプロック線図は、図11に示すように、定電流源によって I_{tg} を外部から与え、 V_{sg} を復調して V_{dm} を測定する仕組みになっている。 θ と V_{dm} との関係は

(2.3), (2.4) 式より

$$\theta = \frac{V_{sg}}{K_{sg}} = \frac{K_{dm}}{K_{sg}} V_{dm} \tag{5.1}$$

となる。ここで K_{sg} , K_{dm} を前もって測定しておけば V_{dm} の測定によって θ が得られる。図11において、 I_{tg} が一定のとき $\dot{\theta}$ はほぼ一定となり、 J に関する項は無視できる。従って θ は

$$\theta = -\frac{K_{tg}}{C} I_{tg} t + \theta_n = \dot{\theta} t + \theta_n \tag{5.2}$$

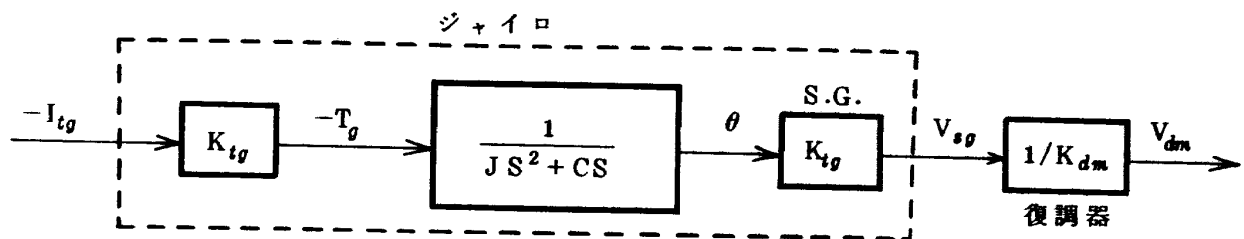


図11 Cの測定プロック線図

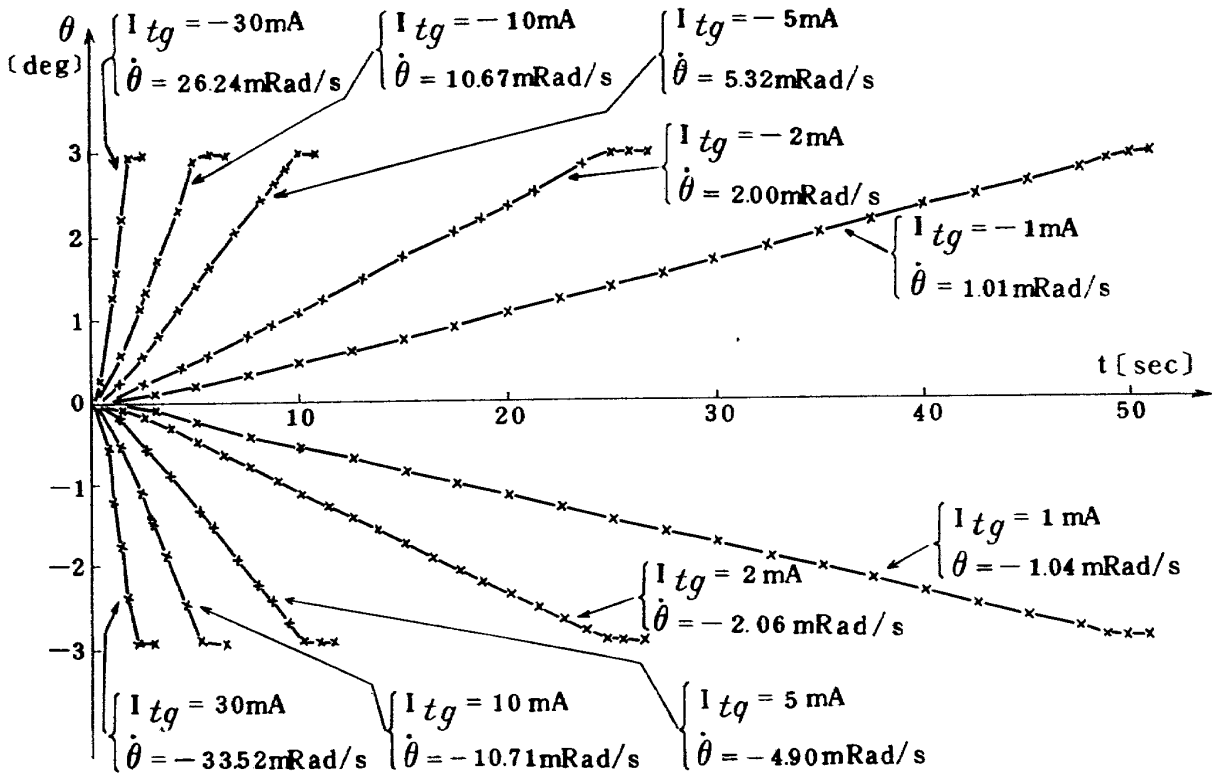


図 1.2 トルカー電流 I_{tg} による θ の時間的変化の測定例

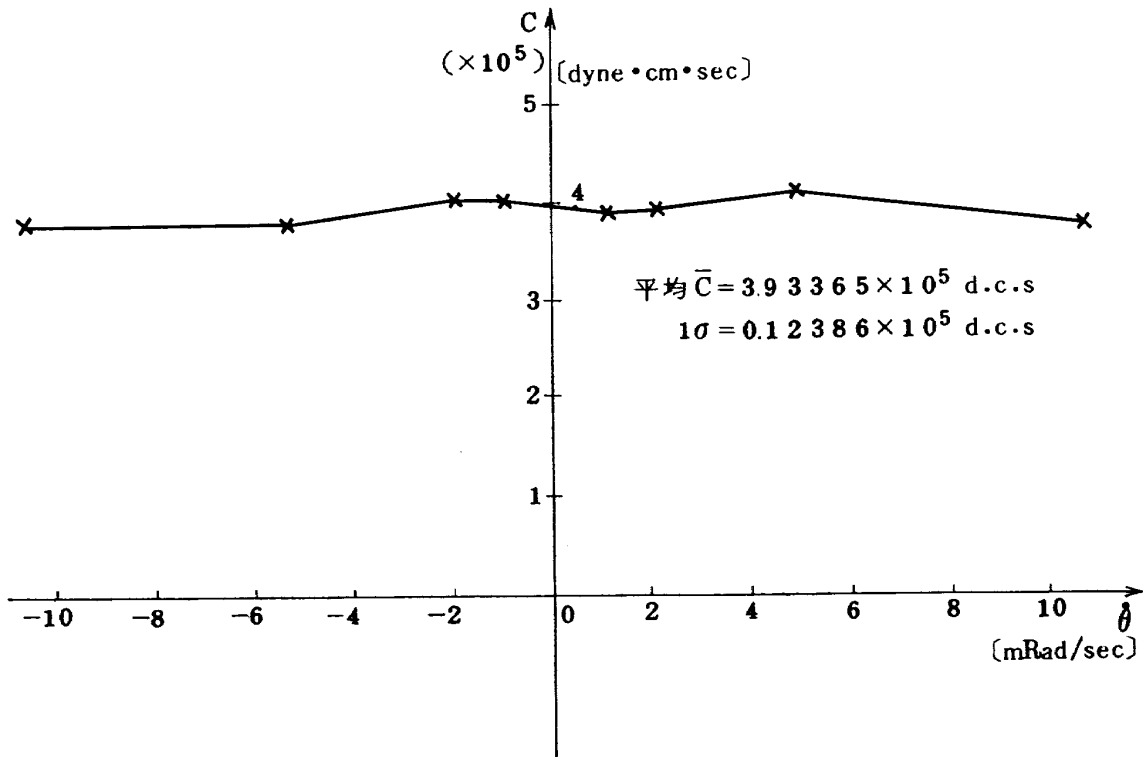


図 1.3 $\dot{\theta}$ による C の変化

となる。 θ_n は初期条件である。よって I_{t_g} を一定にして T.G. に与え、時々刻々変化する V_{dm} を測定して θ に変換し、 θ の時間的変化率 $\dot{\theta}$ を算出すれば C は

$$C = -\frac{K_{t_g} I_{t_g}}{\dot{\theta}} \quad (5.3)$$

となる。 I_{t_g} をいろいろ変えたときの θ の時間的変化の測定例を図 12 に示す。この図で $\dot{\theta}$ は各データの直線的に変化する部分の勾配である。 θ の値はジンバル自由度⁴⁾のために $\pm 3 \text{ deg}$ 付近で飽和する。これらの測定結果から求めた C の値を測定時の $\dot{\theta}$ に対応させて図 13 に示す。図 13 の C の平均値 \bar{C} は 3.934×10^5 [dyne·cm·sec] であり、その標準偏差 σ は 0.124×10^5 [dyne·cm·sec] である。

なお、C を求める方法として上記の他に V_{sg} の利得特性 (周波数特性) の各周波数領域における勾配を用いる方法がある。⁷⁾

2.6 加速度不感・加速度比例ドリフトの静的測定法

加速度不感ドリフト G_0 はジャイロが加速度の影響を受ける、受けないに関係なく発生する誤差である。一方、加速度比例ドリフト G_1 は、フロートの重心が浮心 O より変位しているときに (図 14, 15 参照), ジャイロに加速度が作用すれば発生する誤差である。いま、重心の

浮心からの変位の SRA, IA 方向成分を l_s, l_i とする。SRA 方向の G_1 係数 (G_{SRA}) の測定は、ジャイロを図 14 のように設置して IA を垂直上 (下) 向きにしたときに発生する出力 W_1, W_2 を求めることによる。この場合ジャイロ出力を構成する成分は ω_{ie} の IA 方向成分、 G_0, g と変位 l_s に起因するドリフト (すなわち、 G_{SRA}) である。図 14 においては W_1, W_2 は

$$W_1 = \omega_{ie} \sin \phi - \frac{m l_s g}{H} + G_0 \quad (6.1)$$

$$W_2 = -\omega_{ie} \sin \phi + \frac{m l_s g}{H} + G_0 \quad (6.2)$$

となる。この式の第 2 項は IA 方向に $-1g, +1g$ の加速度が作用したときに発生するドリフトを示している。加速度単位を g で表わして $1g (= 9.8 \text{ m/s}^2)$ 当りの加速度に対するドリフトを通常 G_1 係数の単位としている。したがって G_{SRA} は

$$G_{SRA} = \frac{m l_s g}{H} = \frac{W_2 - W_1}{2} + \omega_{ie} \sin \phi \quad (6.3)$$

となる。この G_{SRA} の単位は [$^{\circ}/h/g$] である。 ω_{ie}, ϕ は一定であるから、測定値 W_1, W_2 より G_{SRA} は求められる。さらに、 G_{IA} の測定は図 15 のようにジャイロを設置して行なう。そのときの IA は東西に向けられているので、ジャイロに ω_{ie} の影響は入らない。SRA を

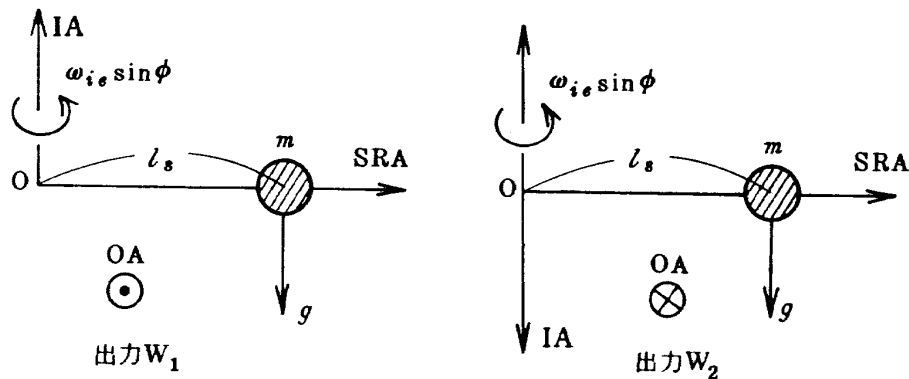


図 14 G_{SRA} の影響の測定モデル

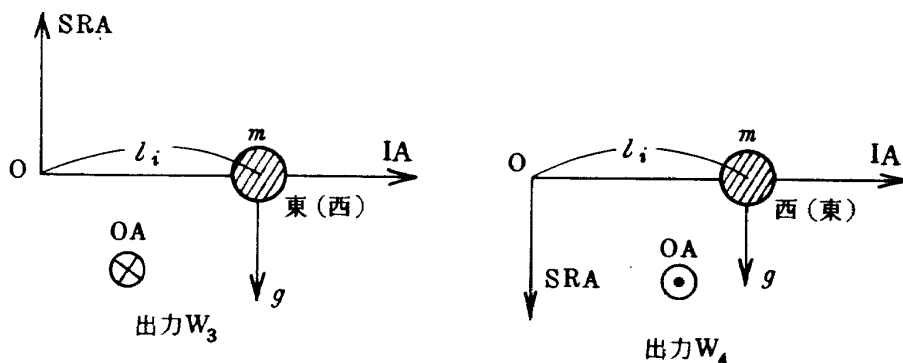


図 15 G_{IA} の影響の測定モデル

垂直上(下)向きにしたときのジャイロ出力 W_3, W_4 は,

$$W_4 = -\frac{m l_i g}{H} + G_0 \quad (6.5)$$

図14の場合と同様にして

$$W_3 = \frac{m l_i g}{H} + G_0 \quad (6.4)$$

となる。 G_{IA} はSRA方向に1gの加速度が作用したときのドリフトそのものとなるから、上の2式より G_{IA} を

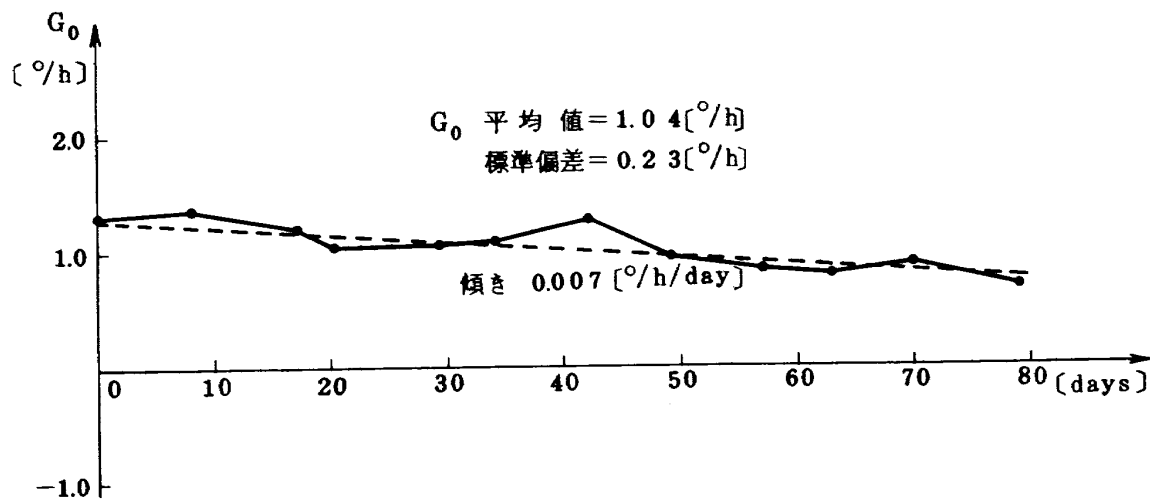


図16 加速不感ドリフト G_0 の長期安定性の測定例

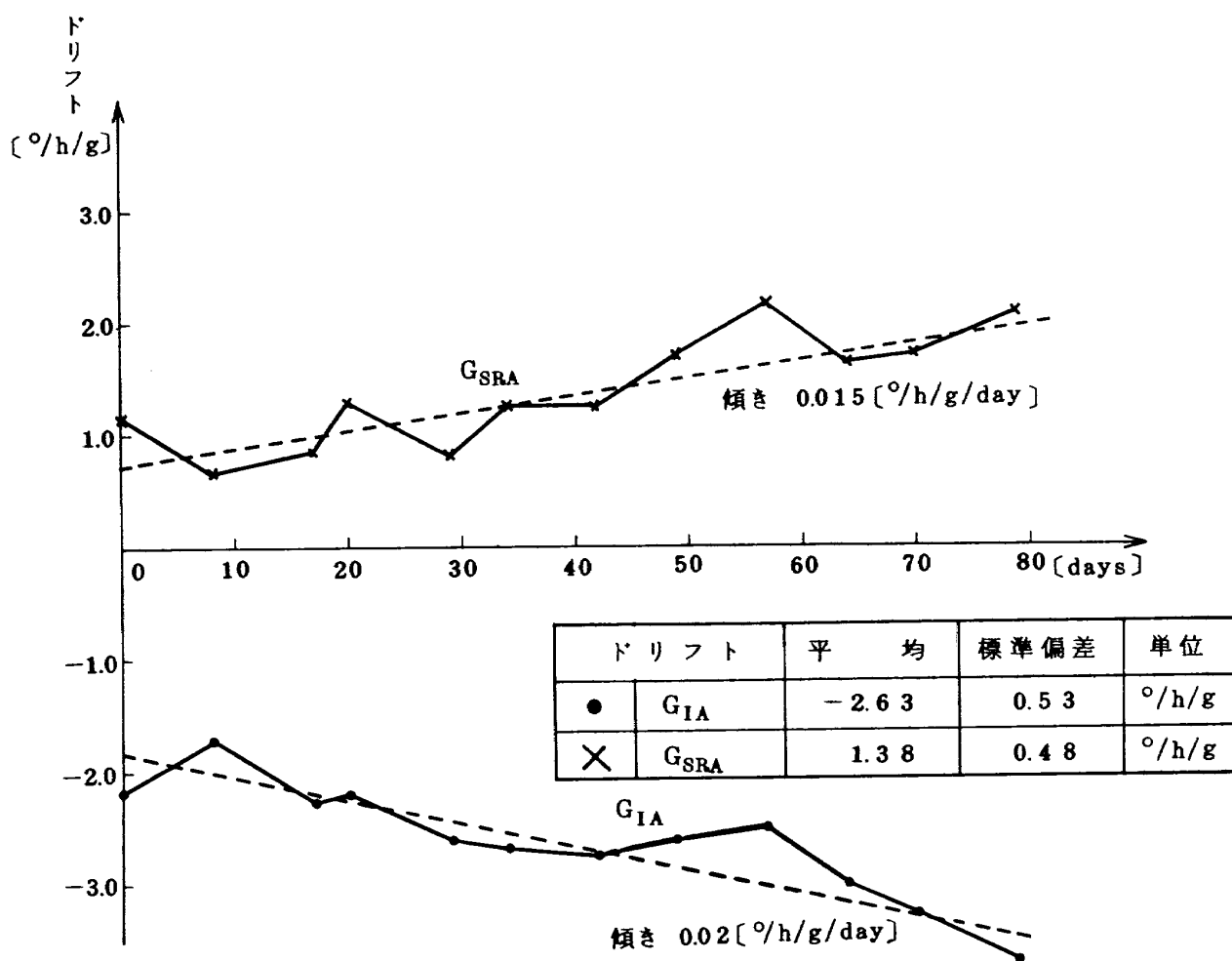


図17 加速度比例ドリフト係数 (G_{SRA}, G_{IA}) の長期安定性の測定例

求めれば

$$G_{IA} = \frac{m l_i g}{H} = \frac{W_3 - W_4}{2} \quad (6.6)$$

となる。以上は G_1 係数を求める手法であるが、同じ測定結果 W_1, W_2, W_3, W_4 を加え合せれば

$$G_0 = \frac{W_1 + W_2 + W_3 + W_4}{4} \quad (6.7)$$

として G_0 を求めることができる。 G_0 は使用前のトリムによって、また G_1 は航法系内での補正計算によってそれぞれ補正されるが、このときそれらのドリフトの安定性が問題となる。安定がよければ当然ながら補正の効果はそれだけよくなる。図16, 17に G_0, G_{SRA}, G_{IA} の長期安定性の測定例を示す。図16より G_0 は平均値が $1.04 [^\circ/h]$ で、標準偏差が $0.23 [^\circ/h]$ であるから、ジャイロ出力を $1.04 [^\circ/h]$ だけトリムした後にはその期間内で $\pm 0.23 [^\circ/h]$ 程度の不確定誤差(ランダムドリフト)が発生すると考えられる。図17の G_{SRA}, G_{IA} についても同様に補正の精度はそれぞれ $\pm 0.48 [^\circ/h/g]$, $\pm 0.53 [^\circ/h/g]$ 程度と考えられる。

2.7 タンプリング試験

加速度によるジャイロ誤差として、 G_1 の他に加速度自乗比例ドリフト⁵⁾ G_2 がある。 G_2 は通常タンプリング試験によって求められる。この試験は、ジャイロをS.T.上に設置してS.T.を回転しながら g のSRA, IA方向成分 $\alpha_{SRA}, \alpha_{IA}$ を時々刻々変化させたときのジャイロ出力 ω_η を得る方法である。この ω_η には G_2 の値 $\omega_2 [^\circ/h]$ だけでなく、 G_1 の値 $\omega_1 [^\circ/h]$ も含まれている。 ω_1 を前節(図14, 15)から導けば

$$\omega_1 = -G_{IA} \alpha_{SRA} + G_{SRA} \alpha_{IA} \quad (7.1)$$

となる。タンプリング試験に即して ω_2 を公式化するに際して、ジャイロロータのスピンベアリングを含むジンの弾性モデル⁵⁾を図18のように設定する。この図で β はコンプライアンス軸の変位角である。図18よりコンプライアンス軸方向(x_1, z_1 方向)に作用する力 F_{x1}, F_{z1} およびこの力によって発生する重心の変位 d_{x1}, d_{z1} は

$$F_{x1} = m(-\alpha_{SRA} \sin \beta + \alpha_{IA} \cos \beta) \quad (7.2)$$

$$F_{z1} = m(\alpha_{SRA} \cos \beta + \alpha_{IA} \sin \beta) \quad (7.3)$$

$$d_{x1} = \kappa_{x1} F_{x1} \quad (7.4)$$

$$d_{z1} = \kappa_{z1} F_{z1} \quad (7.5)$$

となる。これらの力および変位によってOA軸まわりに発生するトルクを T_{OA} とすれば

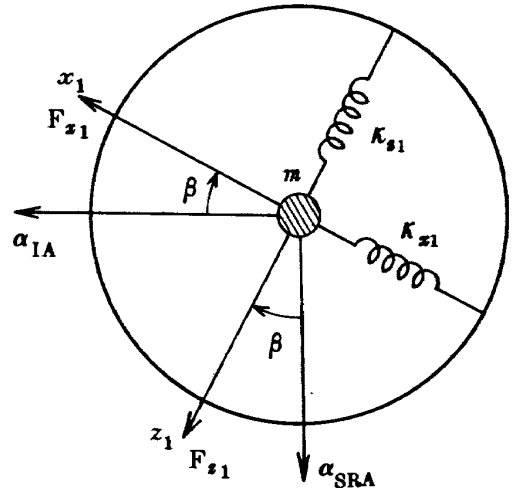


図18 ジンの弾性モデル

$$\begin{aligned} \omega_2 &= \frac{T_{OA}}{H} = \frac{d_{x1} F_{z1} - d_{z1} F_{x1}}{H} \\ &= \frac{m^2}{2H} (\kappa_{z1} - \kappa_{x1}) \{ (\alpha_{IA}^2 - \alpha_{SRA}^2) \sin 2\beta \\ &\quad + 2\alpha_{IA} \alpha_{SRA} \cos 2\beta \} \quad (7.6) \end{aligned}$$

となる。

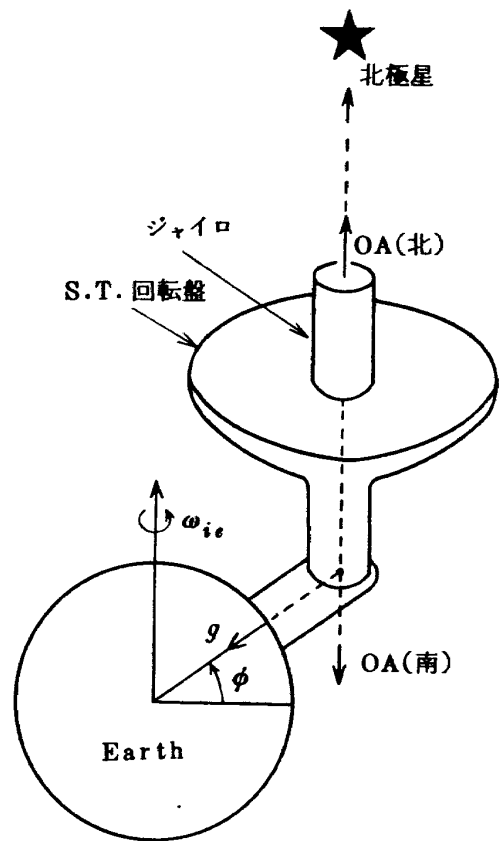


図19 S.T.上へのジャイロの設置

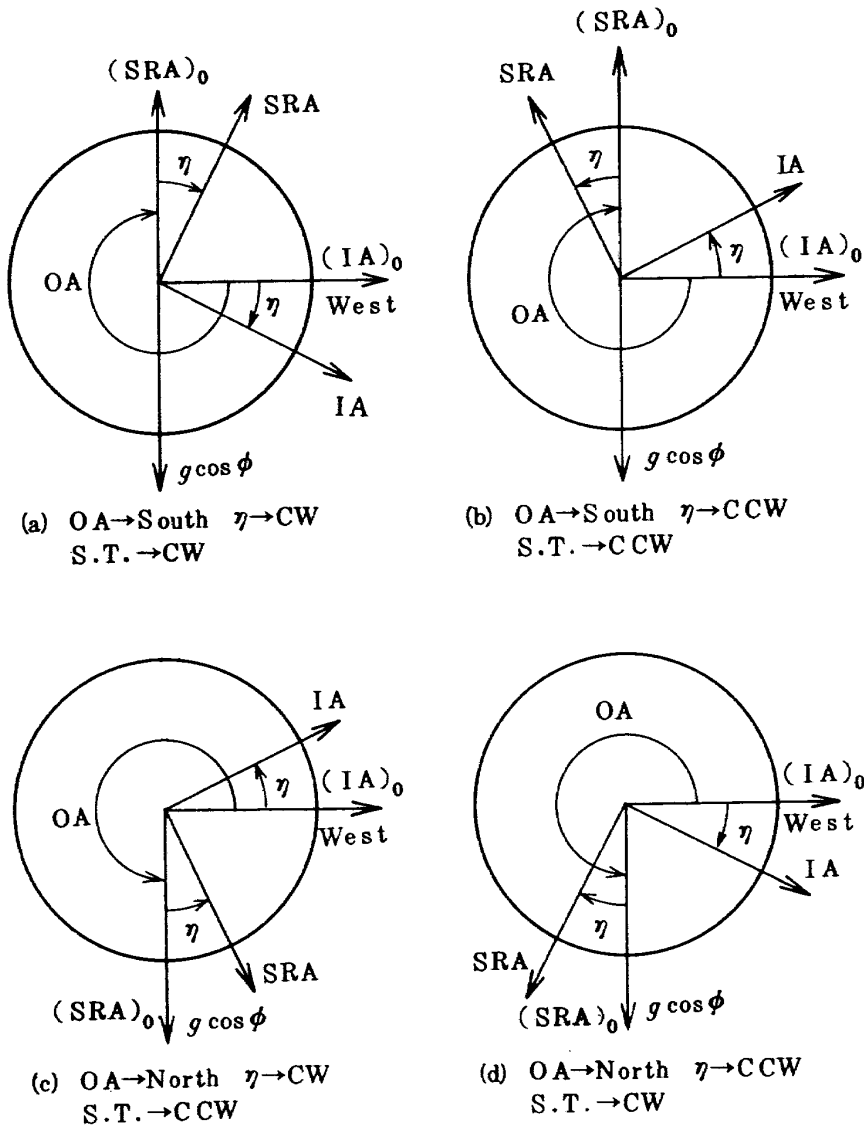


図 20 ジャイロの設置方向と回転方向

タンプリング試験を行なう際のジャイロのS.T.上への設置方法を図19に示す。これよりジャイロはそのOAがS.T.回転軸と平行になるようにS.T.回転盤上に設置され、S.T.の回転軸は北極星の方向に向けられている。この方法によってOAは地軸と平行になり ω_{ie} のジャイロへの影響は除かれる。S.T.の位置から北極星への向きを北(North)、これと反対の向きを南(South)とする。S.T.のCW、CCWは南向きを基準とする。ジャイロの設置方向とS.T.の回転方向とを図20に示す。試験方法としては、OAを南に向けた状態でS.T.を基準軸まわりにCW、CCW方向に回転させる2方法(図20のa、b)と、OAを北に向けた状態でS.T.をCW、CCW方向に回転させる2方法(図20のc、d)と合計4通りの方法がある。前者の場合は η のCW、CCWはS.T.のCW、CCWと一致するが、後者の場合はそれらが一致しないで逆になる。これ

らの各方法で α_{IA} 、 α_{SRA} が異なるので、 g を用いて表わした ω_1 、 ω_2 の式も異なる。図20(a)の方法における α_{IA} 、 α_{SRA} は

$$\alpha_{IA} = g \cos \phi \sin \eta \quad (7.7)$$

$$\alpha_{SRA} = -g \cos \phi \cos \eta \quad (7.8)$$

となる。この2式を(7.1)、(7.6)式に代入すれば

$$\omega_1 = g \cos \phi (G_{IA} \cos \eta + G_{SRA} \sin \eta) \quad (7.9)$$

$$\omega_2 = -\frac{m^2 g^2}{2H} (\kappa_{z1} - \kappa_{x1}) \cos^2 \phi \sin 2(\eta + \beta) \quad (7.10)$$

が得られる。同様に(b)の方法では

$$\omega_1 = g \cos \phi (G_{IA} \cos \eta - G_{SRA} \sin \eta) \quad (7.11)$$

$$\omega_2 = \frac{m^2 g^2}{2H} (\kappa_{z1} - \kappa_{x1}) \cos^2 \phi \sin 2(\eta - \beta) \quad (7.12)$$

となり、(c)の方法では

$$\omega_1 = -g \cos \phi (G_{IA} \cos \eta + G_{SRA} \sin \eta) \quad (7.13)$$

$$\omega_2 = -\frac{m^2 g^2}{2H} (\kappa_{z1} - \kappa_{x1}) \cos^2 \phi \sin 2(\eta + \beta) \quad (7.14)$$

となり、(d)の方法では

$$\omega_1 = g \cos \phi (-G_{IA} \cos \eta + G_{SRA} \sin \eta) \quad (7.15)$$

$$\omega_2 = \frac{m^2 g^2}{2H} (\kappa_{z1} - \kappa_{x1}) \cos^2 \phi \sin 2(\eta - \beta) \quad (7.16)$$

となる。

タンブリング試験結果(ジャイロ出力) ω_η を η の関数としてフーリエ解析し、第1, 2高調波の余弦および正弦の係数を $p_{11}, p_{21}, q_{21}, q_{22}$ とすれば、その他の項は不規則成分とみなせるので G_R とおく。このとき ω_η は

$$\begin{aligned} \omega_\eta &= \omega_1 + \omega_2 + G_R \\ &= p_{11} \cos \eta + p_{12} \sin \eta + q_{21} \cos 2\eta \\ &\quad + q_{22} \sin 2\eta + G_R \end{aligned} \quad (7.17)$$

と表わせる。(7.9)~(7.15)の各 ω_1 の式より G_1 係数は

$$G_{IA} = \pm \frac{p_{11}}{\cos \phi} \quad (7.18)$$

$$G_{SRA} = \pm \frac{p_{12}}{\cos \phi} \quad (7.19)$$

のようになる。上式の正負は試験ケースによって異なるので、その整理結果を表1に示す。 G_2 については、そ

表1 タンブリング試験結果の処理法

試験	OA	S.T.	η	G_{IA}	G_{SRA}
(a)	South	CW	CW	$p_{11}/\cos \phi$	$p_{12}/\cos \phi$
(b)	South	CCW	CCW	$p_{11}/\cos \phi$	$-p_{12}/\cos \phi$
(c)	North	CCW	CW	$-p_{11}/\cos \phi$	$-p_{12}/\cos \phi$
(d)	North	CW	CCW	$-p_{11}/\cos \phi$	$p_{12}/\cos \phi$

の大きさが η によって異なるが、 $\sin 2(\eta \pm \beta)$ が ± 1 のときに最大となる。加速度を g 単位で表わし、

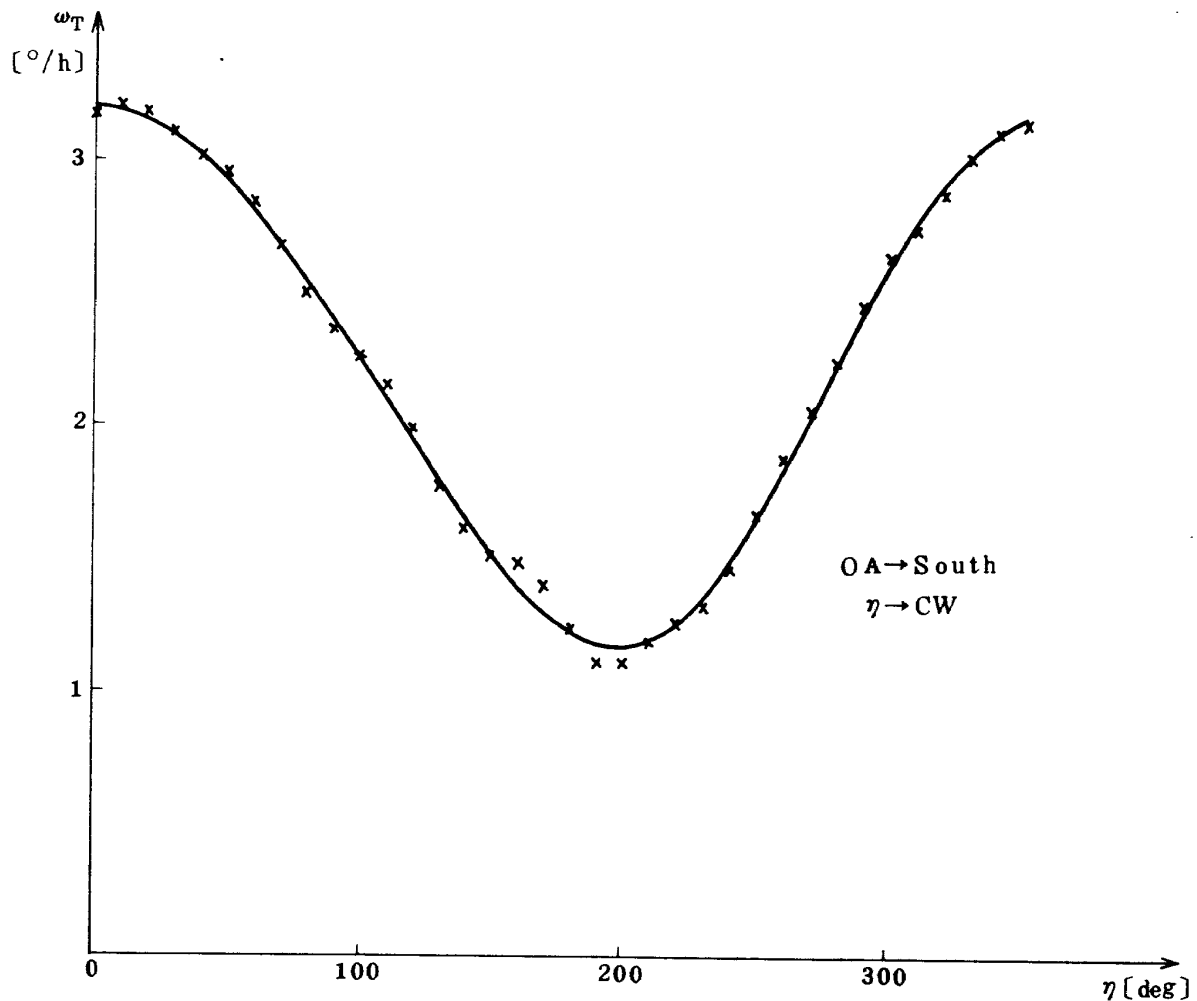


図21 タンブリング試験結果の一例

1 g あたりの ω_2 の最大を $Max(G_2)$ で表わせれば、この値は ω_2 の第 2 高調波の振幅を $\cos^2 \phi$ で除したものであるから、

$$Max(G_2) = \left| \frac{m^2}{2H} (\kappa_{z1} - \kappa_{z1}) \right| = \frac{\sqrt{q_{21}^2 + q_{22}^2}}{\cos^2 \phi} \quad [^\circ/h/g^2] \quad (7.26)$$

となり、この $Max(G_2)$ を通常 G_2 係数としている。また β は

$$\beta = \pm \frac{1}{2} \tan^{-1} \left(\frac{q_{21}}{q_{22}} \right) \quad (7.27)$$

となる。この β の式で正符号は試験ケース(a), (c)のときであり、負符号は試験ケース(b), (d)のときである。

航技研(緯度 $\phi = 35^\circ 40' 40''$) 設置の S.T. を用いて試験ケース(a)手法でタンプリング試験を行なった結果の一例を図 2.1 に示す。この結果を上記の手順に従ってフーリエ解析し、(7.18) ~ (7.21) より G_{SRA} , G_{IA} , $Max(G_2)$, β を求めれば

$$\begin{aligned} G_{SRA} &= 1.215 \quad [^\circ/h/g] \\ G_{IA} &= 0.239 \quad [^\circ/h/g] \\ Max(G_2) &= 0.123 \quad [^\circ/h/g^2] \\ \beta &= 2.85 \quad [deg] \end{aligned}$$

となる。これらの値は 1 回だけの試験結果に基づくものであるため、平均値および標準偏差を求めることはできないが、そのような試験を数回行なえばトリムの精度(標準偏差)等は評価可能である。

2.8 エラスティックレストレイントの測定法

加速度に無関係なジャイロドリフトとして、いままで

に述べた G_0 の他にエラスティックレストレイントがある。これは出力角 θ によって変化するドリフト、すなわちフロートとケース間の相対位置変化によって発生するドリフトであり、主に給電用リガメント(フレックスリードワイヤー)および S.G. のリアクショントルクからなる。エラスティックレストレイント係数 E_R の値は、フロートの位置を $\Delta\theta$ だけ角変位させ、その変位後の平衡時におけるドリフトと変位前のドリフトとを比較すれば求まる。角変位 $\Delta\theta$ を発生するには、図 2.2 に示すように Gimbal Positioner をジャイロのフィードバックループに組込み、定電圧源によって不平衡電圧を T.G. に与えればよい。図において、 V_{sg} を増幅・復調した電圧 V_{dm} に外部電圧 V_{gp} を加えて直流増幅した電流を T.G. に流せば、フロートの零位平衡点から θ は変化する。このときの角変位は Gimbal Positioner 電圧 V_{gp} によって生ずるから、 V_{gp} を既知の K_{sg} , K_{dm} 等によって θ に換算すれば、 V_{gp} と θ との目盛定めより $\Delta\theta$ は求められる。フロートを $\Delta\theta$ だけ角変位させた後の T.G. 電流はジャイロの入力角速度およびドリフトによる出力軸まわりのトルクに対応するものであるから、角変位前(出力角 = θ) と角変位後(出力角 = $\theta + \Delta\theta$) とでドリフトの値が異なれば当然その相違に相当する出力角(オフセット角)の変動も考えられるが、通常入力に比してドリフトは小さく、その差はさらに小さいので、この変動は無視する。もし無視できないときには、ジャイロ誤差が許容値をはるかに越えているとみなされるので、誤差を大きく減少させる工夫が先に望まれる。 E_R を測定する際のジャイロの姿勢は、図 2.3 に示すように IA が東(西), SRA が北(南), OA が垂直下方向をそれぞれ

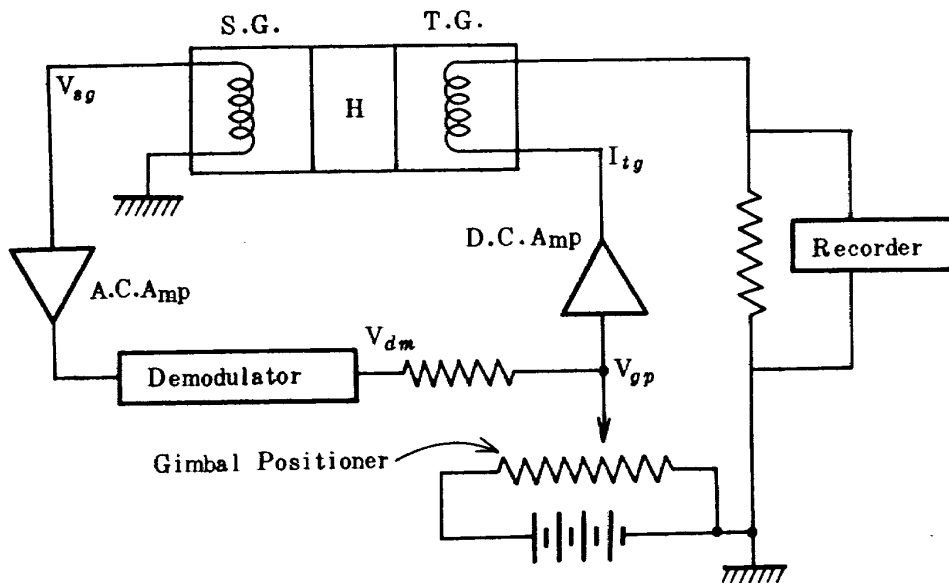


図 2.2 フロートの角変位測定機構

れ向いている。この状態でジャイロは g の影響を受けないので G_1, G_2 は発生しない。フロート固定の IA, SRA をそれぞれ $(IA)_f, (SA)_f$ とすれば、それらはケース固定の IA, SRA と一致しない。それらの間には角変位 θ_0 が存在する (図 24) ので IA を東西方向に向けても ω_{ie} の影響をジャイロは感知する。ジャイロがレートを検知する軸は $(IA)_f$ である。^{4),5)} 通常 θ_0 は非常に小さいので IA と $(IA)_f$ は一致しているとみなされる。 ω_{ie} の影響は IA を東に向けたときに $-\omega_{ie} \cos \phi \sin \theta_0$, IA を西に向けたときに $\omega_{ie} \cos \phi \sin \theta_0$ となる (図 23, 24)。いま, Gimbal Positioner によりフロートを $\Delta \theta (= \theta_1 - \theta_0 > 0)$ だけ角変位させた状態で, IA を東, 西に向けたときのジャイロ出力をそれぞれ D_{e1}, D_{w1} とする。 D_{e1}, D_{w1} の構成成分は定常誤差 G_s, ω_{ie} の影響 ($= \mp \omega_{ie} \cos \phi \sin \theta_1$) および角変位 $\Delta \theta$ に起因する誤差 E_θ であるから

$$\begin{aligned} D_{e1} &= G_s - \omega_{ie} \cos \phi \sin \theta_1 + E_\theta \\ &= G_s - \omega_{ie} \cos \phi \sin (\theta_0 + \Delta \theta) + E_\theta \end{aligned} \quad (8.1)$$

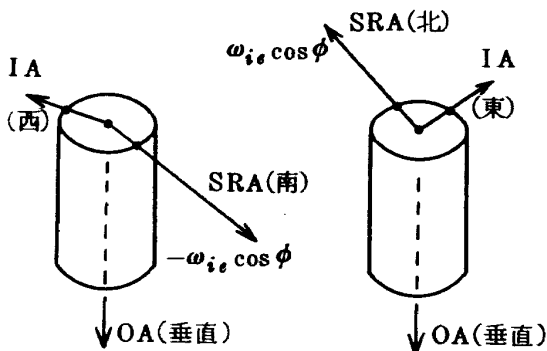


図 23 E_R 測定時のジャイロ軸の方位

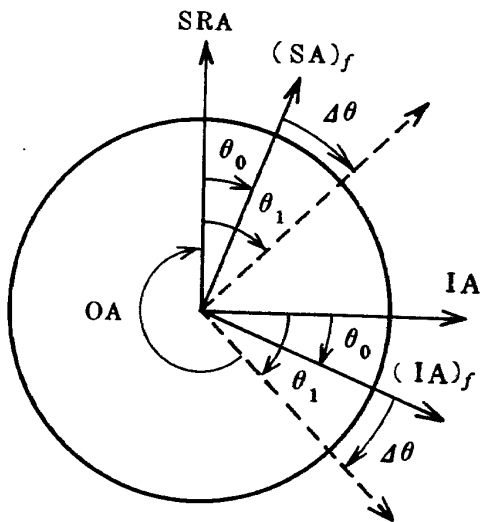


図 24 フロートの角変位

$$\begin{aligned} D_{w1} &= G_s + \omega_{ie} \cos \phi \sin \theta_1 + E_\theta \\ &= G_s + \omega_{ie} \cos \phi \sin (\theta_0 + \Delta \theta) + E_\theta \end{aligned} \quad (8.2)$$

が得られる。次にフロートを $-\Delta \theta$ だけ角変位させて, 全く同様の実験を行ない, D_{e2}, D_{w2} に対応するジャイロ出力を D_{e2}, D_{w2} とすれば, それらは

$$D_{e2} = G_s - \omega_{ie} \cos \phi \sin (\theta_0 - \Delta \theta) - E_\theta \quad (8.3)$$

$$D_{w2} = G_s + \omega_{ie} \cos \phi \sin (\theta_0 - \Delta \theta) - E_\theta \quad (8.4)$$

となる。 E_θ は (8.1) ~ (8.4) 式より

$$E_\theta = \frac{D_{e1} + D_{w1} - (D_{e2} + D_{w2})}{4} \quad (8.5)$$

となる。この E_θ は θ が θ_0 より $\pm \Delta \theta$ だけ変化するときのドリフト変動分であるので, E_R は E_θ を $\Delta \theta$ で除すればよいため

$$E_R = \frac{E_\theta}{\Delta \theta} = \frac{D_{e1} + D_{w1} - (D_{e2} + D_{w2})}{4 \Delta \theta} \quad (8.6)$$

となる。表 2 に上記の手法で $D_{ei}, D_{wi} (i=1, 2)$ を求めた実験例を示す。この実験では θ_0 を零にして, $\pm \Delta \theta$ を ± 2.35 [mRad] にした。測定は各要素 (D_{ei}, D_{wi}) について 2 回行なったが, 表より測定 1, 2 の結果はよく一致していることがわかる。 E_R は各要素の平均値を用いて

$$\begin{aligned} E_R &= \frac{(D_{e1} + D_{w1}) - (D_{e2} + D_{w2})}{4 \times 2.35} \\ &= -0.054 \quad (^\circ/h/mRad) \end{aligned}$$

となる。

表 2 エラスティックレストレント実験例

角変化	IA	測定 1	測定 2	平均値
+ $\Delta \theta =$ 2.35 mRad	東	1.31	1.35	1.33 = D_{e1}
	西	1.01	1.01	1.01 = D_{w1}
- $\Delta \theta =$ -2.35 mRad	東	1.65	1.51	1.58 = D_{e2}
	西	1.28	1.25	1.27 = D_{w2}

2.9 構成要素の特性変動の影響

ジャイロの構成要素の特性が変化すれば, 発生するドリフト量も変化し, トリムまたは誤差補正計算に影響することが予想される。ここではスピンモータの励磁電圧, S.G. の励磁電流, 浮動油の作動温度の変動の影響および G.T.F. インバージョン感度を考察する。

2.9.1 励磁電流変動の影響

スピンモータの励磁電圧⁴⁾およびS.G.の励磁電流⁴⁾は常に一定に保たれることが望ましいが、ジャイロ電源は使っていくうちに特性が変化しないとも限らない。一方ジャイロ誤差はその値が定常であればそれだけ補正の精度が向上する。よって励磁電源が変動してもジャイロ誤差が変化しないことが望ましい。ジャイロをそのIAが東向きに、OAが垂直(上または下)向きになるように設置して ω_{ie} および g の影響を無視しうる状態で、モータの励磁電圧およびS.G.の励磁電流の定格値における G_0 と、定格値を $\pm 10\%$ 変化させたときの G_0 とを

測定し、ドリフトの安定性の比較を試みた。測定の一例を図25、26に示す。これらの図より、モータ励磁電圧については1 voltあたり $-0.06 [^\circ/h]$ 、 $+0.13 [^\circ/h]$ のドリフト変動があり、S.G.励磁電流については1mAあたり $0.02 [^\circ/h]$ のドリフト変動がある。この測定値を基に、ドリフト変動の許容値から逆に励磁電源の許容変動範囲(許容精度)が決定できる。

2.9.2 作動温度変化の影響

フロートを浮動させる高粘性浮動油⁴⁾の温度は常に一定値(作動温度)に保たれねばならないが、その値は温

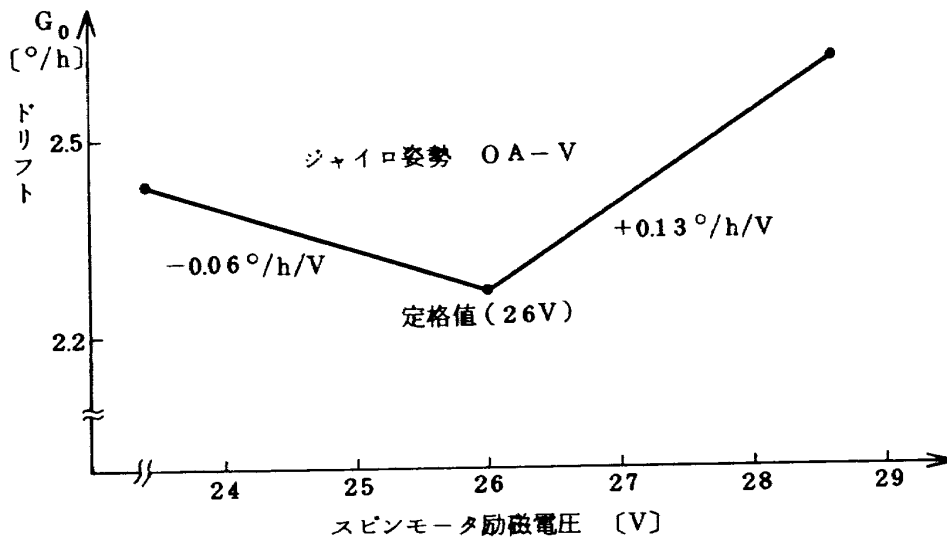


図25 スピンモータ励磁電圧変化の影響

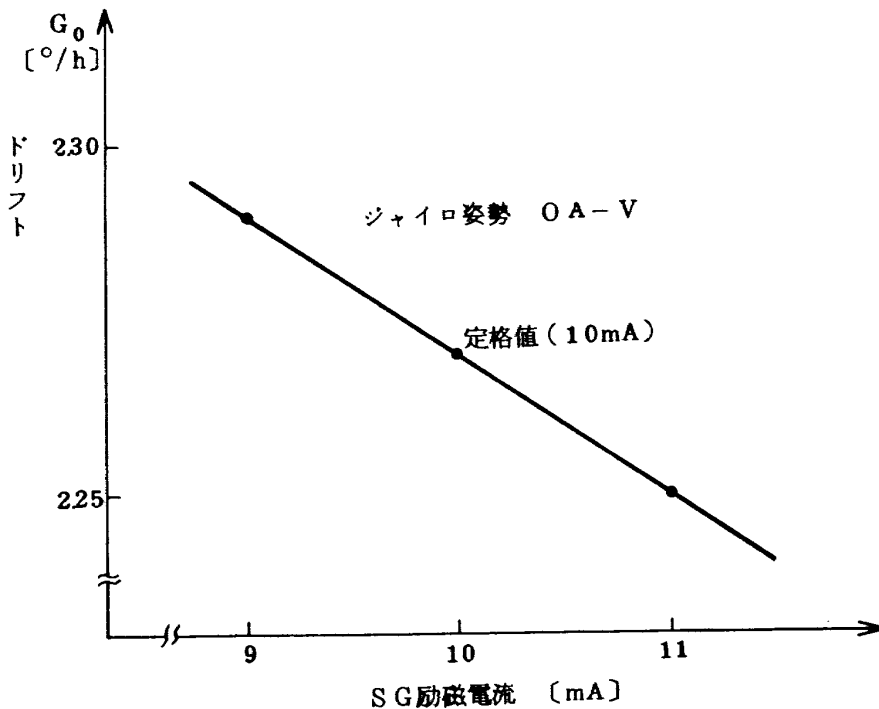


図26 S.G.励磁電流変化の影響

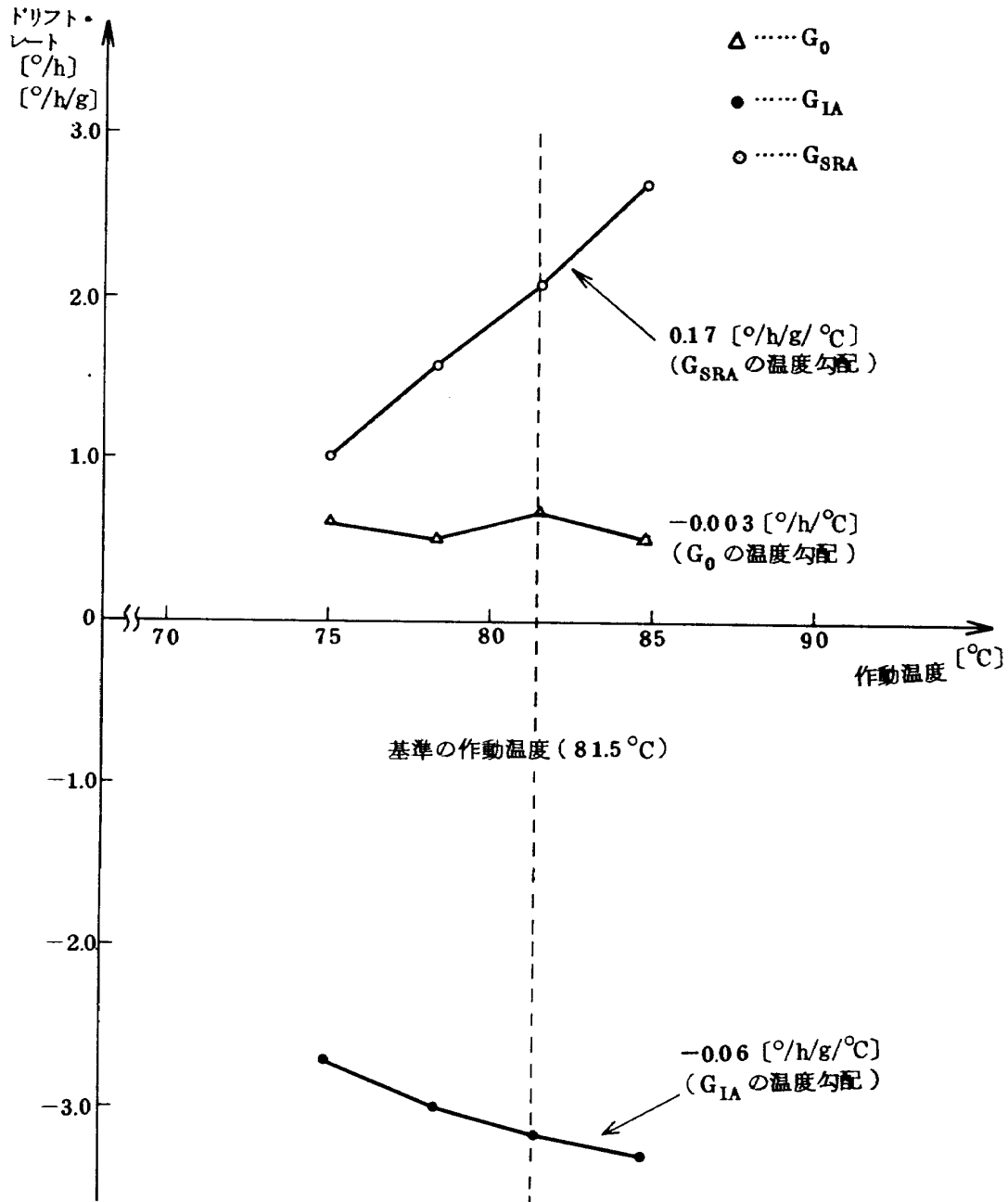


図 27 作動温度変化によるドリフトの変動

度制御系の計測精度や制御精度によって変動する。この作動温度変化によってもジャイロ誤差の変動が起こる。その変動は、前節と同様に、トリムの精度に影響するので、作動温度変化に対するジャイロ誤差の変動率を測定すれば、この測定結果から温度制御系の要求精度が決められる。前節と同じジャイロを同じ姿勢に設置して、作動温度 (81.5°C) を変化させて G_0 , G_{IA} , G_{SRA} を測定した結果の一例を図 27 に示す。この図より、それらの誤差に対する温度勾配 (変動率) はそれぞれ $-0.003 [^{\circ}/\text{h}/^{\circ}\text{C}]$, $-0.06 [^{\circ}/\text{h}/\text{g}/^{\circ}\text{C}]$, $0.17 [^{\circ}/\text{h}/\text{g}/^{\circ}\text{C}]$ となっている。

2.9.3 G.T.F. インバージョン感度

G.T.F. (Gyro Transfer Function) は、入力角 θ_i に対する S.G. 出力 (V_{sg}) の比で定義され、ジャイロゲインとも呼ばれる。G.T.F. は浮動油の作動温度の変化により、また OA の正負の向きに作用する加速度によるジンバル位置変化により変動する。このうち、後者に対する変化率を通常 G.T.F. インバージョン感度と称している。いま、ここでその感度を求める手順を示す。作動温度を基準値 T_n より ΔT_n だけ正負に変化させ、それぞれの状態で OA を垂直上または下向き (g の作用方向を変える) にして、入力角を θ_i だけ変えたときの

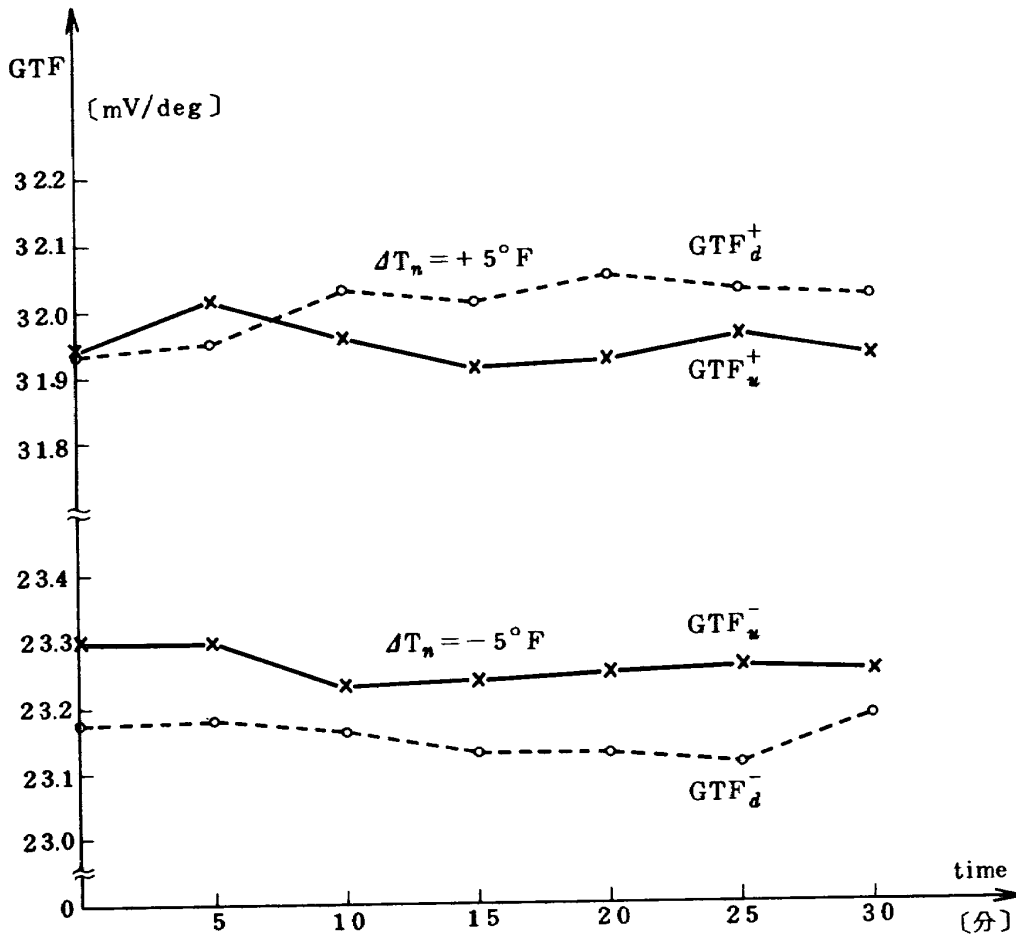


図 28 G.T.F. インバージョン感度の時間的变化

出力 (V_{so}) をそれぞれ V_u^+ , V_d^+ , V_u^- , V_d^- とする。ここの土は ΔT_n の土に対応する。この4出力より各条件のもとでのG.T.F. (量を表わすときはGTFとする) は次のようになる。

$$GTF_u^\pm = \frac{V_u^\pm}{\theta_i} \quad (9.1)$$

$$GTF_d^\pm = \frac{V_d^\pm}{\theta_i} \quad (9.2)$$

作動温度が基準値よりも高(低)い状態での上記の比の相対変化率(%)はそれぞれ

$$I_N^+ = \frac{GTF_u^+ - GTF_d^+}{GTF_u^+ + GTF_d^+} \times 200 \quad (9.3)$$

$$I_N^- = \frac{GTF_u^- - GTF_d^-}{GTF_u^- + GTF_d^-} \times 200 \quad (9.4)$$

となる。この I_N^+ , I_N^- は作動温度が基準値よりも ΔT_n だけ正負にずれた状態でのG.T.F. インバージョン感度とよばれる。基準の作動温度でのG.T.F. インバージョン感度 I_N は

$$I_N = \frac{I_N^+ + I_N^-}{2} \quad (9.5)$$

で表わされる。また、G.T.F.の温度感度 TH_u , TH_d は

$$TH_u = \frac{GTF_u^+ - GTF_u^-}{GTF_u^+ + GTF_u^-} \times 200 \quad (9.6)$$

$$TH_d = \frac{GTF_d^+ - GTF_d^-}{GTF_d^+ + GTF_d^-} \times 200 \quad (9.7)$$

で定義される。図28は $\Delta T_n = \pm 5^\circ F$ における GTF_u^\pm , GTF_d^\pm の時間的变化の測定例である。一例として30分後のデータより I_N^+ , I_N^- , I_N はそれぞれ -0.28%, -0.43%, -0.355%となる。

2.10 製作技術の影響

ジャイロは、その製作時における構成要素の仕上げ精度、材料加工および組立時の条件等に起因する誤差を有する。⁸⁾その種の誤差としてスティクション、クリープ特性、Mass Shiftの影響、気泡の影響等がある。

2.1 0.1 スティックション(Stiction)

スティクションの原因は出力軸受部の汚染および仕上げ精度による摩擦力の不均一であると推定されている。誤差そのものは一般に不規則に発生し、実験の度に現われたり、現われなかったりする。スティクションの値は、ジャイロをその IA が東向き、OA が水平なる状態に設置して、Gimbal Positionerによりジンバルを正(負)のストップエンド($\theta \approx \pm 3 \text{ deg}$)から負(正)のストップエンド($\theta \approx \mp 3 \text{ deg}$)まで作動させたときのジャイロ出力(I_{tg})の変化を測定して求める。図 29 はその測定例である。図のある箇所($\theta = -1.0 \sim -0.5 \text{ deg}$ 付近)で出力(入力レート ω_i に換算)の変化が著しくなっており、この急激な変化分よりスティクション

の値は $0.31 (^\circ/\text{h})$ であると考えられる。これは θ を負から正のストップエンドまで作動させたときの測定例であるが、この次に θ を正から負のストップエンドまで変化させて同様の測定を行なったが図 29 のようなスティクションは現われなかった。このようにスティクションはジャイロ出力がゆるやかな変化(例えば、図 29 の点線部分)から逸脱した急激な変動の有無より評価される。

スティクションの測定では、出力 ω_i の変化分のみに着目すればよいから出力変化分の記録のスケールが十分拡大できるようにすべきである。

以上のような不規則に発生するスティクションの減少は、出力軸受部の汚染を除去することおよび仕上げ精度の向上等により摩擦力を減らすこと等によって可能になる。

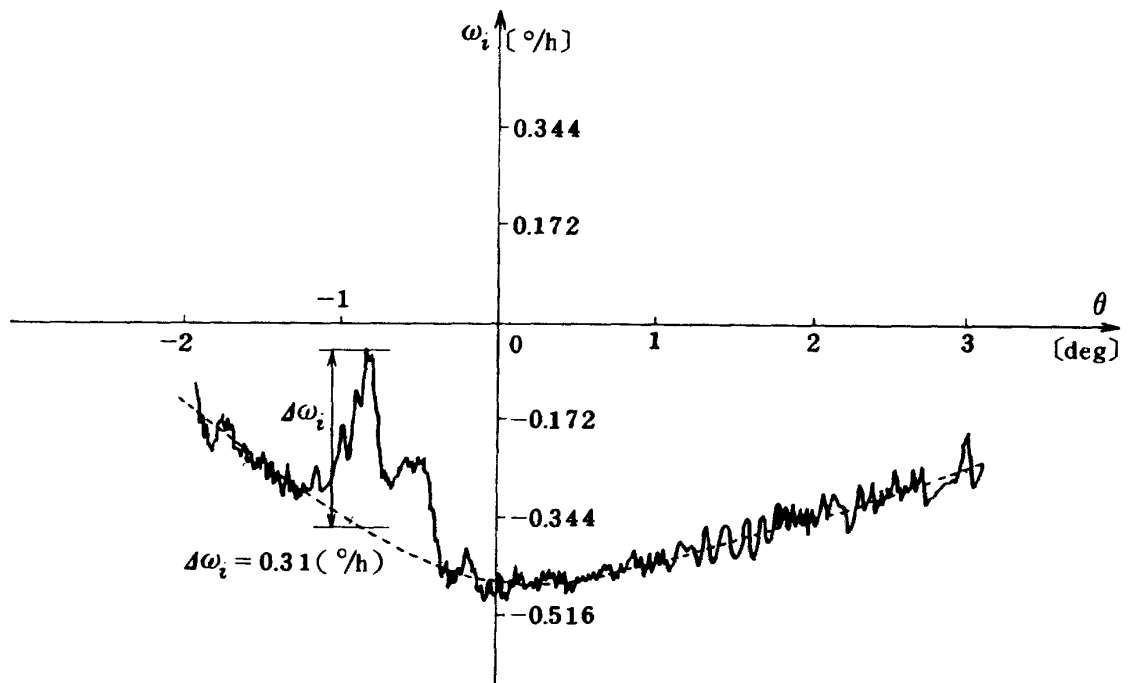


図 29 スティックションの測定例

2.1 0.2 クリープ特性

積分ジャイロのジンバルに作用するトルクとして給電線のレストレイントルク⁴⁾がある。このトルクは一定であることが望ましいが、ジンバルの変位量および一定変位で保持される時間、変位方向等により変動する。

この影響度は、クリープ特性試験によって測られる。まず、ジャイロをその IA が真西、OA が垂直下向きになるように設置して、ジンバルを Gimbal Positioner により正(または負)のストップエンドに保持(30分以上)した後にジャイロの計測系を閉ループにし、その

後のジャイロ出力を測定する。このデータより測定を開始して5分後のデータと安定後(30分以上経過)のデータとの差を求める。この差(絶対値)を積分ジャイロのクリープ値とよぶ。また、クリープ測定において、定常状態でのジャイロ出力の差をヒステリシスという。図 30 はクリープ測定の一例であり、ジャイロ出力が正(負)になっている方が正(負)ストップエンドに保持後に測定を行なった場合である。これよりクリープ値はそれぞれ $0.69 (^\circ/\text{h})$ 、 $0.50 (^\circ/\text{h})$ となり、ヒステリシスは $2.16 (^\circ/\text{h})$ となる。

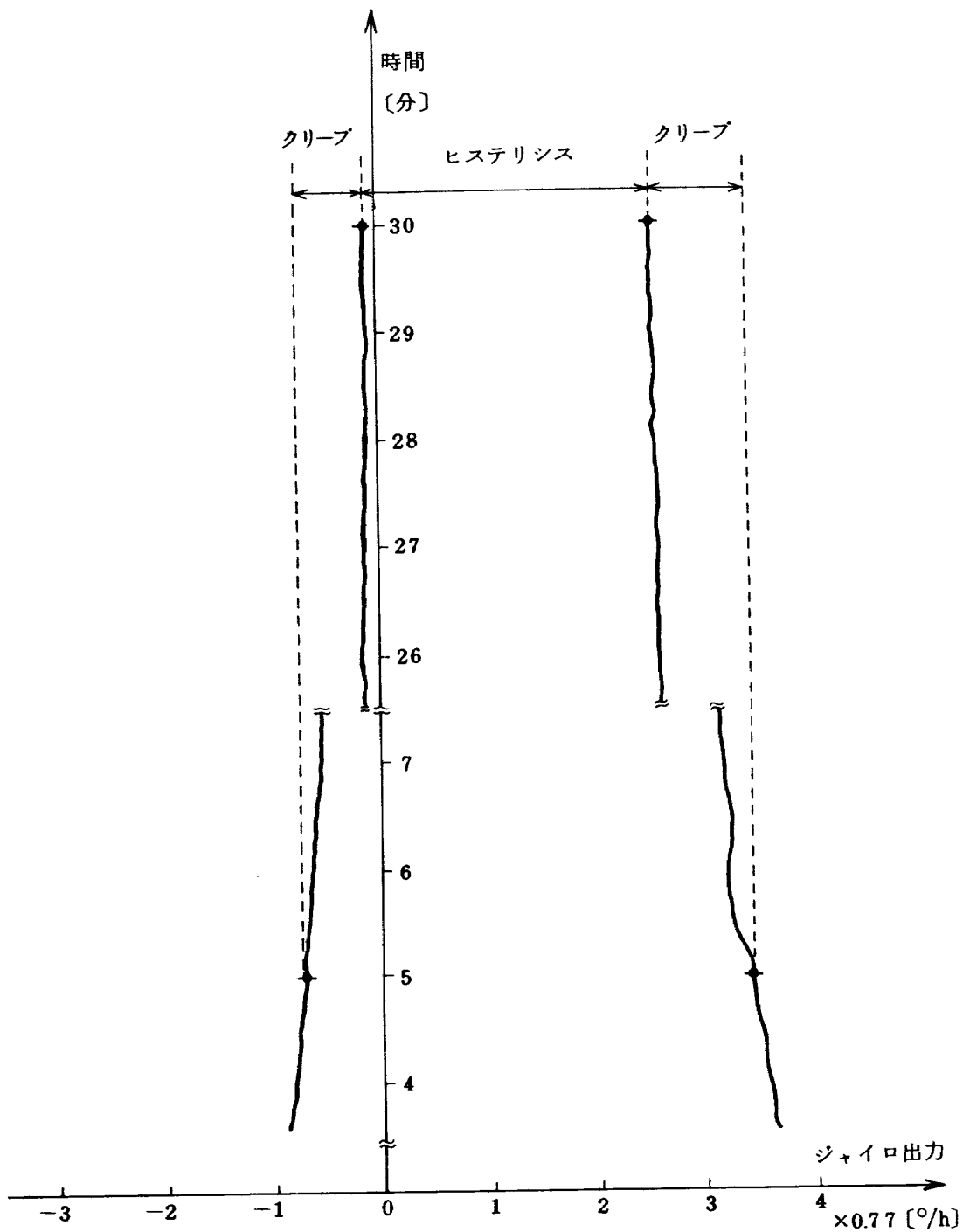


図 30 クリーブ特性の測定例

2.1.0.3 Mass shift

ジンバル構成部品が変位すると、フロートの重心が移動し、ジャイロ出力に影響する。これはタンブリング試験結果より推察される。すなわち、OAに垂直方向の加速度の向きとジャイロ出力（ドリフト）との関係を図示すれば、その関係（図21参照）は一般に調和解析の曲線となるが、時たまある箇所では急激に出力が曲線から変

化し、その変った箇所からはあたかも変化量をバイアス成分として残しているかのように再び調和解析の勾配に沿った変化を示すことがある。⁸⁾この急激な変化の原因は、Mass shift（浮心と重心との相対位置関係がある向きで急変すること）によるものと考えられる。このような場合には、ジャイロを分解し、各要素を調査し、欠陥箇所を修理する必要がある。

2.1.0.4 気泡の影響

浮動油をジャイロに注入するときには気泡およびゴミ等が混入しないようにしなければならないが、その注入技術によっては多少の気泡の混入はあり得る。この影響はジャイロをタンブリング試験することによって確かめられる。すなわち、浮動油中に気泡があれば、ジャイロをOAまわりに回転させていく際にどこかで気泡による回転力がフロートにOAまわりに作用するので、その作用箇所でのドリフト変化は滑らかではなくなる。例えば図2.1.のタンブリング試験結果の例では $\eta=160\sim 200$ 度の箇所では測定値が調和解析の曲線からずれているが、これは気泡の影響であろうと推定される。

2.1.1 ジャイロパッケージのミスアラインメント測定

ストラップダウン慣性航法系の姿勢検出装置には3個のジャイロがそのIAを直交3軸(ロール, ピッチ, ヨー軸)方向に向けて取付けられている。これがいわゆるジャイロパッケージ(以下G.R.U.という)である。G.R.U.の各ジャイロのIAが基準の直交3軸から変位しているときにその変位をミスアラインメント(M.A.と略す)とよんでいる。M.A.は航法誤差の要因となるが、その値(変位角)が既知であれば、ジャイロ出力を補正して飛行体等の航法計算に用いることができる。

G.R.U.の基準の3軸を x, y, z とし、これに対応するジャイロのIAをそれぞれ x_m, y_m, z_m とする。 x_m 軸は y, z 軸まわりに、 y_m 軸は z, x 軸まわりに、 z_m 軸は x, y 軸まわりに変位するから、これらの変位角を順に $\delta_{xy}, \delta_{xz}, \delta_{yz}, \delta_{yx}, \delta_{zx}, \delta_{zy}$ とすれば、各M.A.は図3.1のように設定される。 $x(y, z)$ 軸と $x_m(y_m, z_m)$ 軸とのなす角は微小であるから、その角の余弦は1.0と近似する。図3.1において x, y, z 軸方向の角速度 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ をジャイロ出力 $\omega_{x_m}, \omega_{y_m}, \omega_{z_m}$ で表わせば

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & \sin \delta_{xz} & -\sin \delta_{xy} \\ -\sin \delta_{yz} & 1 & \sin \delta_{yz} \\ \sin \delta_{zy} & -\sin \delta_{zx} & 1 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \omega_{x_m} \\ \omega_{y_m} \\ \omega_{z_m} \end{bmatrix} \\ &\approx \begin{bmatrix} 1 & -\sin \delta_{xz} & \sin \delta_{xy} \\ \sin \delta_{yz} & 1 & -\sin \delta_{yz} \\ -\sin \delta_{zy} & \sin \delta_{zx} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{x_m} \\ \omega_{y_m} \\ \omega_{z_m} \end{bmatrix} \\ &\approx \begin{bmatrix} 1 & -\delta_{xz} & \delta_{xy} \\ \delta_{yz} & 1 & -\delta_{yz} \\ -\delta_{zy} & \delta_{zx} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{x_m} \\ \omega_{y_m} \\ \omega_{z_m} \end{bmatrix} \quad (11.1) \end{aligned}$$

となる。この式より測定値 $\omega_{x_m}, \omega_{y_m}, \omega_{z_m}$ を使ってG.R.U.基準軸方向の角速度 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ を求めることができる。次に上記の各変位角の測定が必要となるが、これはG.R.U.をS.T.上に設置して各 x, y, z 軸まわりに回転レートを与えることによってなされる。すなわち、 x 軸まわりに X_{CW}, X_{CCW} , y 軸まわりに Y_{CW}, Y_{CCW} , z 軸まわりに Z_{CW}, Z_{CCW} の各レートを別々に与え(図3.1), それらのレートが他軸のジャイロに与える影響度(出力)を測定すれば各 δ_{ij} ($i, j=x, y, z, i \neq j$)は求められる。いま、 X_{CW} および X_{CCW} を与えたときの y ジャイロの出力をそれぞれ X_{CWy}, X_{CCWy} とすれば、図3.1よりそれらの出力は

$$X_{CWy} = -X_{CW} \sin \delta_{yz} + Y_n \quad (11.2)$$

$$X_{CCWy} = -X_{CCW} \sin \delta_{yz} + Y_n \quad (11.3)$$

となる。ここで Y_n は y ジャイロの誤差で短時間中(x 軸レート試験中)は一定とする。(11.2), (11.3)式より $\sin \delta_{yz}$ は

$$\sin \delta_{yz} = -\frac{X_{CWy} - X_{CCWy}}{X_{CW} - X_{CCW}} \quad (11.4)$$

となる。デジタルリバランス方式の積分ジャイロを用いる際にはその出力はパルス個数(角度)となるから X_{CWy}, X_{CCWy} の積分の差より δ_{yz} を求めることができる。GRUをCW, CCW方向に n 回転したときは X_{CW}, X_{CCW} の積分値はそれぞれ $+360n[\text{deg}], -360n[\text{deg}]$ となり、(11.2), (11.3)式の両辺の積分値の差

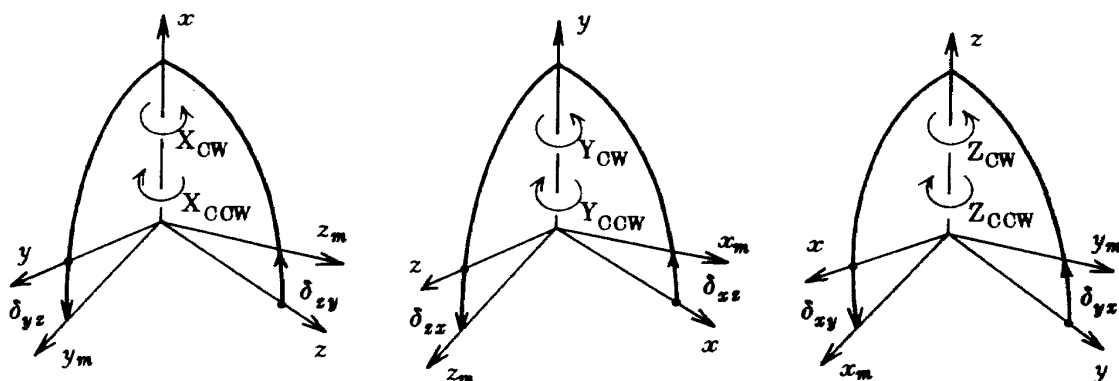


図3.1 各軸のミスアラインメントの設定

より

$$\begin{aligned} \sin \delta_{yz} &= -\frac{\int X_{OWy} dt - \int X_{COWy} dt}{360n - (-360n)} \\ &= -\frac{\int X_{OWy} dt - \int X_{COWy} dt}{720n} \end{aligned} \quad (11.5)$$

となる。ここで分子も deg で表わすものとする。よって δ_{yz} は (11.4), (11.5) 式より

$$\begin{aligned} \delta_{yz} &= -\sin^{-1} \left[\frac{X_{OWy} - X_{COWy}}{X_{OW} - X_{COW}} \right] \\ &= -\sin^{-1} \left[\frac{\int X_{OWy} dt - \int X_{COWy} dt}{720n} \right] \end{aligned} \quad (11.6)$$

となる。同様にして X_{CW}, X_{CCW} によって z ジャイロに現われる出力を X_{OWz}, X_{COWz} とすれば、それらの出力およびその積分値を用いて δ_{zy} が

$$\begin{aligned} \delta_{zy} &= \sin^{-1} \left[\frac{X_{OWz} - X_{COWz}}{X_{OW} - X_{COW}} \right] \\ &= \sin^{-1} \left[\frac{\int X_{OWz} dt - \int X_{COWz} dt}{720n} \right] \end{aligned} \quad (11.7)$$

として求められる。 x 軸レート試験と全く同様の手順を用いて、 y 軸まわりに G.R.U. を CW, CCW 方向に回転したときの z ジャイロの出力を Y_{OWz}, Y_{COWz} とし、 x ジャイロの出力を Y_{OWx}, Y_{COWx} とする。また、 z 軸まわりに G.R.U. を CW, CCW 方向に回転したときの x ジャイロの出力を Z_{OWx}, Z_{COWx} とし、 y ジャイロの出力を Z_{OWy}, Z_{COWy} とする。そのとき各変位角 $\delta_{zx}, \delta_{xz}, \delta_{xy}, \delta_{yx}$ は、 δ_{yz} および δ_{zy} を求めた場合と同様にして

$$\delta_{zx} = -\sin^{-1} \left[\frac{Y_{OWz} - Y_{COWz}}{Y_{OW} - Y_{COW}} \right]$$

$$= -\sin^{-1} \left[\frac{\int Y_{OWz} dt - \int Y_{COWz} dt}{720n} \right] \quad (11.8)$$

$$\begin{aligned} \delta_{xz} &= \sin^{-1} \left[\frac{Y_{COWz} - Y_{OWz}}{Y_{COW} - Y_{OW}} \right] \\ &= \sin^{-1} \left[\frac{\int Y_{COWz} dt - \int Y_{OWz} dt}{720n} \right] \end{aligned} \quad (11.9)$$

$$\begin{aligned} \delta_{xy} &= -\sin^{-1} \left[\frac{Z_{COWx} - Z_{OWx}}{Z_{COW} - Z_{OW}} \right] \\ &= -\sin^{-1} \left[\frac{\int Z_{COWx} dt - \int Z_{OWx} dt}{720n} \right] \end{aligned} \quad (11.10)$$

$$\begin{aligned} \delta_{yz} &= \sin^{-1} \left[\frac{Z_{COWy} - Z_{OWy}}{Z_{COW} - Z_{OW}} \right] \\ &= \sin^{-1} \left[\frac{\int Z_{COWy} dt - \int Z_{OWy} dt}{720n} \right] \end{aligned} \quad (11.11)$$

となる。上記の手法を用いて行なった M.A. の測定例を表 3 に示す。この場合の G.R.U. は 50 年度 NAL-NA SDA 共同研究 (慣性航法系に関するシミュレーション研究) に用いたものである。表 3 に示した各ジャイロ出力は、G.R.U. をある軸まわりに CW, CCW 方向に 1 回転したときに、他の 2 軸に現われる出力の積分値である。これを用いて各 M.A. の決定が可能である。例えば、 δ_{yz} は (11.6) 式より

$$\begin{aligned} \delta_{yz} &= -\sin^{-1} \left[\frac{-0.445 - 0.403}{720} \right] \\ &= 0.067 \text{ (deg)} \end{aligned} \quad (11.12)$$

のようにして計算すればよい。

表 3 ミスアラインメント (M.A.) の測定例

試験	入力レート	x ジャイロ出力	y ジャイロ出力	z ジャイロ出力
x 軸	X_{CW}		-0.445	-0.140
	X_{CCW}		0.403	0.165
	M.A. 値		$\delta_{yz} = 0.067$	$\delta_{zy} = -0.024$
y 軸	Y_{CW}	0.360		-0.255
	Y_{CCW}	-0.480		0.268
	M.A. 値	$\delta_{xz} = 0.067$		$\delta_{zx} = 0.042$
z 軸	Z_{CW}	-0.083	-0.243	
	Z_{CCW}	0.290	0.240	
	M.A. 値	$\delta_{xy} = 0.030$	$\delta_{yx} = -0.038$	

単位は deg

2.1.2 環境試験

環境試験は一般にジャイロを使用する環境条件に即してなされる。例えば、ジャイロの使用環境が高(低)温であれば高(低)温環境に耐えるようにしなければならないし、振動の多い所で用いる場合にはその振動による各種特性値の変動が微小でなければならない。したがって対環境試験条件は一概には決められないが、一般的にはMIL-E-5400⁹⁾、MIL-STD-810¹⁰⁾を基本としている。ここでは、2、3の例を以下に述べる。

2.1.2.1 振動・衝撃試験

飛翔体搭載用ジャイロに関しては、飛翔体の振動環境および衝撃の状態に即してジャイロに振動・衝撃を与える。試験はジャイロ単体で行なうこともあるし、パッケージに組んだ状態で関連する電子回路等をも含めて行なうこともある。ジャイロの各特性値(各種ドリフト、 K_{sg} 、 K_{T0} 等)が試験の前後でどの程度変化したかを見究めて、対振動特性および対衝撃特性の良否を判定する。

2.1.2.2 温度環境

使用温度環境に即して温度範囲を設定し、その範囲内の数箇所の温度で、ある時間ジャイロを保持(storage)し、ジャイロの諸特性を測定する。測定結果の変動によって対温度環境特性を決める。

2.1.2.3 磁界

磁気環境に対する耐用性を決める試験である。特にステープルプラットフォーム(S.P.)等にジャイロを用いるときには、S.P.駆動用電流による磁界が発生し、ジャイロにその磁界が作用する。この際、磁界の大きさの範囲は予測できるので、そういう磁界中でのジャイロの諸特性の安定度を求め、対磁気環境特性を決める。

3 あとがき

国産の積分ジャイロの研究を進める際に考察した評価方法の集成を行ない、今後の研究にも供せられ得る資料を作成することができた。内容的には、特性モデルの設定方法、特性の公式化、実験設備に即した実験方法の概要等が主となっているが、これらは筆者らが長期間にわたって行なってきた積分ジャイロの研究の過程において理論的かつ実験的に試行した結果に基づくものである。本文中に示された実験結果の例は公式(特性モデル)を説明するためのものであって、ジャイロの評価そのものとみなし得ない面もある。しかし、それらの例は特性お

よび誤差の傾向を把握するには十分役立つ。本論文での手法はあくまで出力角 θ が高々 10^{-4} rad程度のデジタルリバランス方式用積分ジャイロの研究を進める段階で必要となったものであり、今後開発がなされるときには広範囲な環境試験、信頼性試験等が必要となる。したがって、本研究はジャイロを研究する際に最小限必要となる評価および実験の手法を述べたものであり、今後高性能化、高精度化の研究が進めば、より厳密な特性モデルの作成とそれに基づく実験技術、実験設備およびデータ処理方法等が要求されると思われるが、そのようなときにも本資料で述べた評価方法は大きい有用となるであろう。

本評価法をまとめるにあたって、宇宙開発事業団搭載電子装置開発グループ 福田敏幸氏および日本航空電子工業(株) 梅本金之氏の協力を得た。さらに宇宙開発事業団試験衛星設計グループ総括開発部員 田畑浄治氏(元航技研計測部)および元航技研計測部長 故樋口一雄氏の御指導に感謝する。

参考文献

- 1) D.A.Lorenzini ; Gyro Error Modeling, Sc.D Thesis of MIT, T-530, June 1970
- 2) G.S.Draper, W.Wrigley and J.Hovorka ; Inertial Guidance, Pergamon Press, 1960 pp111~123
- 3) W.Wrigley, W.M.Hollister and W.G.Denhard ; Gyroscopic Theory, Design and Instrumentation, MIT Press, 1969, pp372~430
- 4) 大月, 外4名 ; ストラップダウン方式用広角度積分ジャイロの研究, NAL TR-349, 1975年11月
- 5) M.Otsuki, H.Shingu ; Analysis of Anisotropic Errors of a Floated Single Degree of Freedom Integrating Gyro, NAL TR-188T, June 1973
- 6) 鈴木, 外2名 ; デジタル・トルク平衡方式による加速度計の研究, NAL TR-386, 1974年8月
- 7) 鈴木, 外2名 ; アナログ・トルク平衡方式による浮動振子型加速度計の研究, NAL TR-230, 1971年1月
- 8) I.Cochin ; Analysis and design of the gyroscope for inertial guidance, John Wiley & Sons, Inc. 1963, pp130~143
- 9) MIL-E-5400(Military Specification), NOTICE-1, 28 September 1965

- 10) MIL-STD-810 (Military Standard),
Environmental Test Methods, 15 June
1967

航空宇宙技術研究所資料371号

昭和53年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南4-2-12
