

UDC 629.783.525:
629.7.062.2

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-338

スキャン型地球センサの試作および予備実験

木田 隆・狼 嘉彰
村上 力・中島 厚

1977年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

スキャン型地球センサの試作および予備実験*

木田 隆**、狼 嘉彰**
村上 力**、中島 厚**

1. まえがき

実用衛星に対するミッションの多用化、高度化に伴ない、三軸姿勢制御方式が強く要求されている。姿勢制御に不可欠の要素として、地球センサが重要な位置を占め、すべての衛星に何らかの形の地球センサが搭載されている。本報告では実用上極めて重要と思われる中低高度（高度 300~1000 km）の軌道を周る三軸安定化衛星に使用することを想定して試作したスキャン型地球センサについて述べる。即ち、次章ではスキャン型地球センサを試作するに際して行なったトレード・オフの概要を述べ、第3章では動作原理、第4章ではハードウェア構成をセンサ機構部、信号処理部に分けて説明する。第5章では機能確認のために行なった予備実験の方式とその結果を述べる。

予備実験の結果、所期の機能は確認され、性能の一部についても要求を満たすことが判明した。さらに、搭載形に発展させるに際して生ずる諸問題も明らかになった。

2. 地球センサのトレード・オフ

地球センサのトレード・オフに関しては表1のような項目が挙げられる（文献¹⁾参照）。ここでは次の条件のもとで検討を行なった。

- (1) 軌道高度 1000 km
- (2) 可能な限り国内で開発済みの技術を使用する。
- (3) 重量、消費電力の制限および信頼性については考慮しない。

先づ、国内で開発され、いくつかの衛星に搭載されて実証済みの赤外線検出器として焦電形赤外線検出器が最も有力と考えられる。これは比較的新しい検出器であり諸外国でも注目されている。²⁾様々な焦電素子の中で国内ではチタン酸鉛の利用技術が確立されており、他の焦電素子との比較は文献³⁾に詳しい。

次に、これまでの利用例はスピン衛星の姿勢センサに限られていた。焦電素子は宇宙空間と地球の温度の変化分を微分的に検出するのに適する特性を持つので、非スピンタイプの三軸制御衛星の姿勢センサのセンサタイプとしてはコニカル・スキャンが適当である（エッジ・トラッカ方式も可能である⁴⁾）。

スペクトル帯に関しては炭酸ガスの吸収帯（14~16 μm ）が最もよく使われ、国内での実績もある。

レンズ材料は使用波長の透過率、入手の容易さ、および実績からゲルマニウムを使用し、口径は 35 (mm)とすれば国内で容易に製造できる。なお、コニカル・スキャン方式にはプリズムによるものと、回転鏡によるものがあるが機構の簡単さからプリズム・レンズ一体のものを使用した。視野および精度はスキャン回転数、検出感度、ミッション・ライフなどを考慮して決定すべきものであり、この試作の研究対象の一部をなすものである。

以上のトレード・オフにより本スキャン型地球センサの主な仕様を表2のように定めた。

3. 原理の概要

スキャン型地球センサの姿勢角検出の原理の概要を述べる（詳細は別途報告の予定である）。

図1に姿勢検出の概要を図示する。微小な瞬時視野（Instantaneous Field of View）を持つ2個のセンサの視線がそれぞれの回転軸のまわりを一定のコーン角で定速回転することにより、宇宙空間を円錐型に走査する。センサは地球面上を走査する時、地球表面温度に対応する赤外線輻射光（波長14~16(μm))を検出する。更にセンサは一定のスキャン角度位置で基準パルスが発生する。図1では衛星の飛翔方向をロール軸、地球中心方向をヨー軸とし、ピッチ軸はロール・ピッチ・ヨーの順序が右手系を構成するように選び、衛星姿勢角のロール誤差を ϕ_1 、ピッチ誤差を ϕ_2 とする。基準パルスはヨー軸の方向で発生され、また基準パルスからセンサ出力パルスの立上り、立下りまでのスキャン角度を β_i 、 α_i (度)

*昭和52年9月17日 受付

**宇宙研究グループ

($i=1, 2$ でありそれぞれセンサ・ヘッド 1, 2 に対応する) とする (図 1-b)。衛星の姿勢角に誤差がないとき図 1-b に示すようにセンサ 1, 2 の出力は、出力幅が等しく同時に基準パルスはセンサ出力パルスの中心と一致する。しかしながら衛星にロール誤差があるとき基準パルスは出力パルスの中心と一致するが、センサ 1, 2 の出力パルス幅が異なる (図 1-c)。即ち、

$$\phi_1 \propto |\alpha_1 - \beta_1| - |\alpha_2 - \beta_2| \quad \dots\dots\dots (1)$$

となる。但し $\phi_2=0$ とし比例定数は軌道高度によって決まる。逆にピッチ誤差があるときは、基準パルスは出力パルスの中心と一致しない (図 1-d)。即ち、

$$\phi_2 \cong (\alpha_1 + \beta_1) / 2 = (\alpha_2 + \beta_2) / 2 \quad \dots\dots (2)$$

但し $\phi_1=0$ とする。

上記のように、スキャン型地球センサは出力パルスの

デューティ・サイクルと、基準パルスと出力パルスの位相差を利用して、衛星のロールおよびピッチ角を検出するものである。図 1-a ではセンサの取付方向を回転軸がピッチ軸と一致するようにしたが、これは必ずしも必要ではなく、様々の取付法が考えられる¹⁾。また基準パルス発生方向も衛星に固定した任意の方向でよい。本報告の予備実験ではヨー軸の負の方向に基準パルスを設定した。

4. ハードウェアの構成

試作したハードウェアは写真 1 に示すように、センサ機構部と信号処理部 (各 1 台) から構成される。外形および取付け寸法は図 2 に示すとおりである。

4.1 センサ機構部

表 1 トレードオフの主な項目

項目	選択範囲およびレンジ	重要な要因
センサ方式	コニカル・スキャン エッジ・トラッカ ラディエーション・バランスング ホライゾン・クロッキング・インディケータ	要求精度, 軌道高度, ミッション長さ, 衛星のタイプ (スピン又は三軸安定) 許容し得る機構的複雑さ
スペクトル帯	CO ₂ 吸収バンド 14-16 μm H ₂ O 吸収バンド 20-35 μm	所望のスキャン方式のために適当な信号/雑音比 雲の除去, 水平線の安定性が良好なこと
光学系材料	ゲルマニウムまたはシリコン	望ましいスペクトル帯
レンズ口径	2.5-3.5 cm	適度な信号/雑音比を与える十分な大きさ
視野	0.75-3.0 度矩形又は円形	要求精度, 選択したスペクトル帯
精度	0.05-2.0 度	軌道高度, スペクトル帯ミッション長さ, 許容し得る機構的・電氣的複雑さ
太陽除去*	別個のディテクタを使用または, 主ディテクタを使用し信号レベル, パルス幅などに注目する	許容し得る複雑さ視野に入る以前に太陽の存在を予期できること
検出器	サーミスタ, メタルボロメータ, またはサーモパイル	主に, センサ方式 (スキャン形, 非スキャン形) に依存
信頼性*	MTBF=15000 時間-120 年	要求精度 重量・電力の制限
重量*	0.23-11.4 kg	要求精度 望ましいスキャン方式
電力*	0.5-2W	要求精度 望ましいスキャン方式

*) 本稿では考慮しない

スキャン型地球センサのヘッド回転部は図3に示すように、2個のセンサ・ヘッド、ギヤトレイン、駆動モータおよびロータリ・エンコーダからなる。駆動モータにはDCブラシレス・モータを用いギヤ・トレインによりセンサ部を駆動する。この回転速度は約60〔rpm〕である。センサ部に取付けられた発光ダイオードの信号を図の位置でフォト・カップラにより検出しセンサの基準信号を発生する。また本試作機ではモータの回転むら（フラッタ）補正のために光電式ロータリ・エンコーダ（電気的内挿により分解能0.1〔度〕、測定可能範囲360〔度〕）を使用している。主な仕様を表3に示す。

4.2 光学系

姿勢角検出素子にはチタン酸鉛（ $PbTiO_3$ ）を使い、これの焦電現象（結晶温度の変化による表面電荷の変化）を利用する。 $PbTiO_3$ はキュリー点が高く、素子の冷却

が不要である等の利点も有する³⁾

地球輻射光の集光のために図4のようなゲルマニウムのプリズム・レンズ一体のものを使用する。有効開口径は約30φである。コーン半頂角はプリズムの頂角αによって図に示すように決定され、ゲルマニウムの屈折率nがn=4.0の場合にはコーン半頂角φ=45〔度〕とするためにα=12.12〔度〕となる。検出素子面積および取付位置より瞬時視野角が決定される。またレンズ通過光は赤外フィルタにかけられる。赤外フィルタの特性は図5に示すように中心値15.0〔μm〕、半値幅1.91〔μm〕（14.04~15.95〔μm〕）である。

4.3 信号処理部

焦電素子 $PbTiO_3$ はきわめて高抵抗であるので温度変化によって生じた微小電流はインピーダンス変換回路およびプリアンプを通して信号処理部に入力される。この

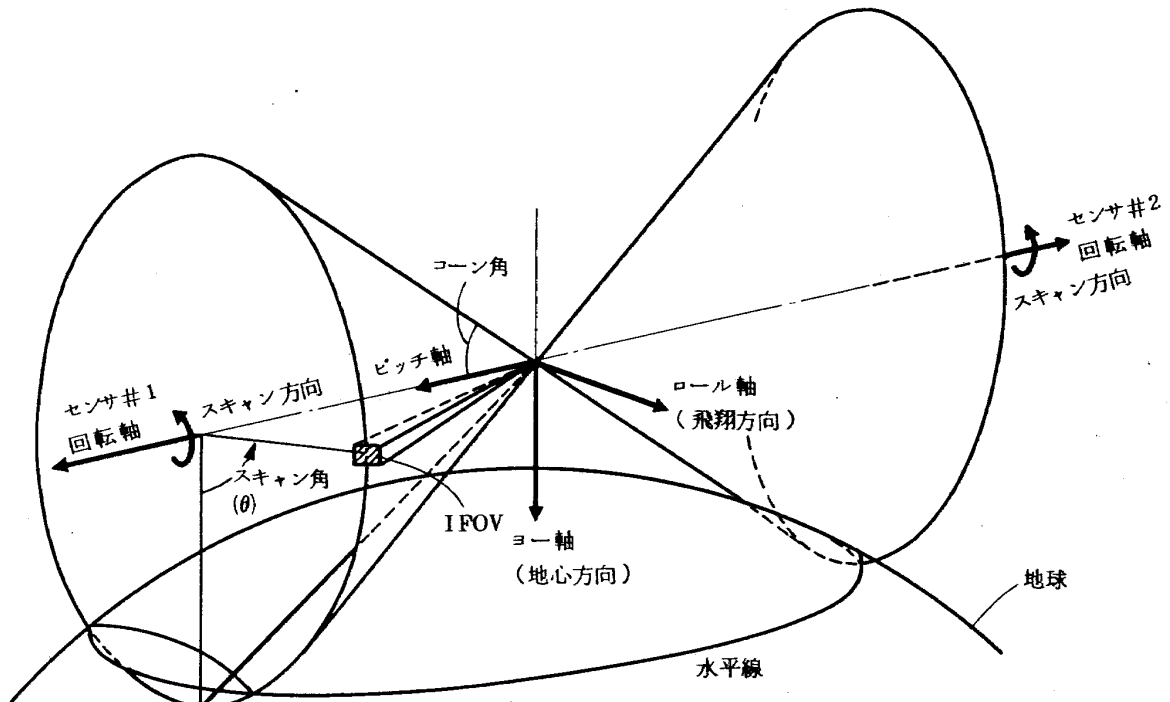
表2 水平線スキャナの主な仕様
(NAL-HS-01)

項目	仕様	
光学系および 機械系	センサ視野	2ケのヘッドにより 4π sr
	赤外線検出波長範囲	14-16.5 μm
	検出方式	干渉フィルタ+ $PbTiO_3$
	レンズ口径	35 mmφ
	瞬時視野	(2°×2°)
	スキャン回転数	60 rpm
	コーン半頂角	45°
	駆動モータ	DCブラシレス1個
電気系	電源	±15V(100%負荷変動に対し0.05%安定化)
	消費電力	2W程度(モータを含む)
重量	光学機械系	2.5kg 程度
	電気系	1.0kg 程度
総合精度	ロール, ピッチ角 ±5° 以内において	0.5°
	" " ±5° を超えるときは	指定せず

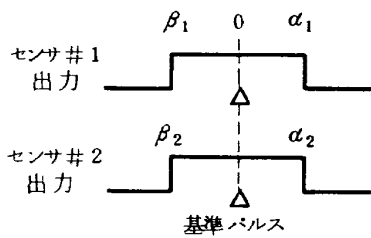
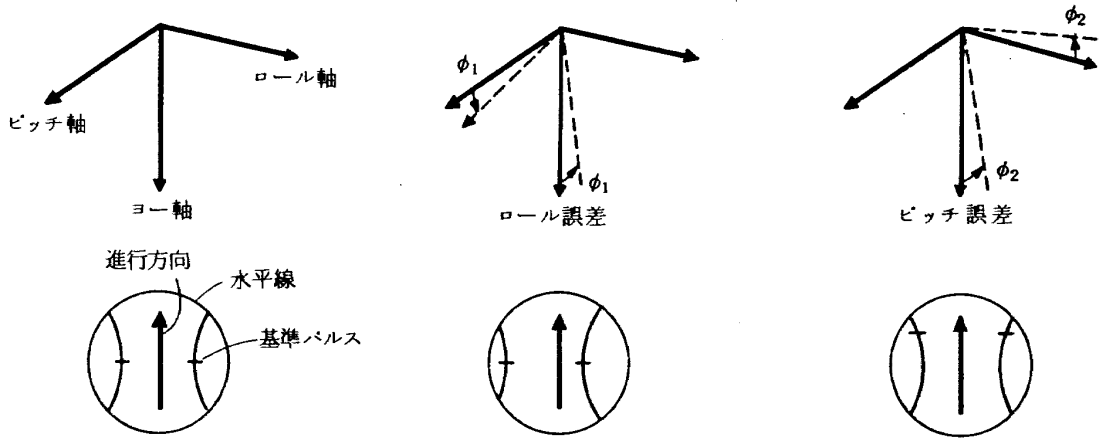
〔注〕 製作後の特性は表6を参照

水平線スキャナの出力

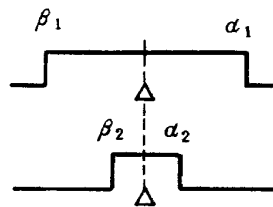
1. センサ(#1)の脉冲巾 ±5V (8bit DA変換器出力)
2. センサ(#2)の " ±5V (")
3. ピッチ角 ±5V (")
4. 基準パルス 0-5V, 10m sec のパルス
5. モニタ出力 TP1-4



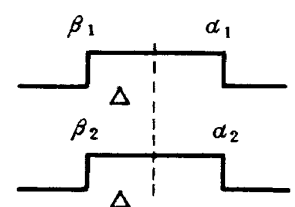
(a) 姿勢検出座標系



(b) 姿勢角誤差無



(c) ロール誤差有
ピッチ誤差無



(d) ロール誤差無
ピッチ誤差有

図1 姿勢角検出の概要

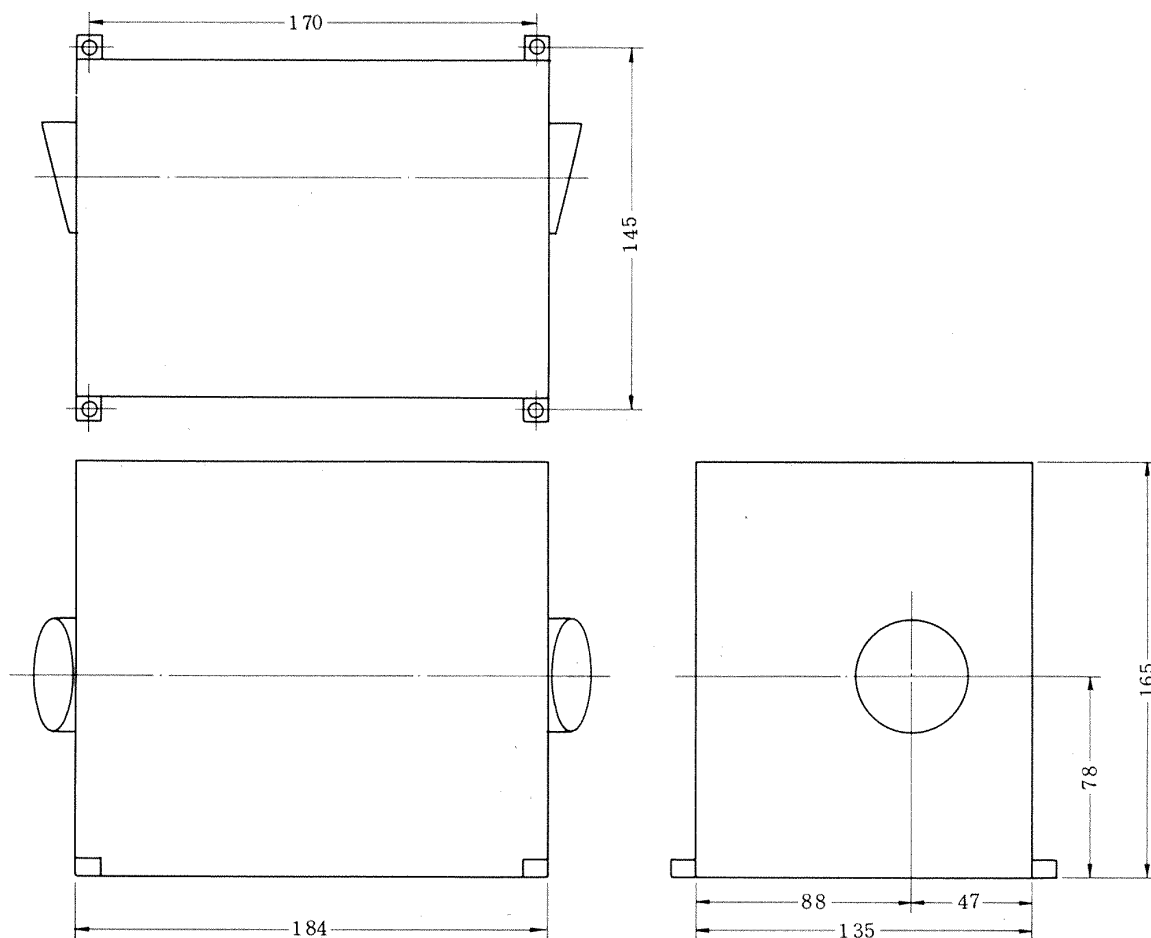


図2 外観図 (単位mm)

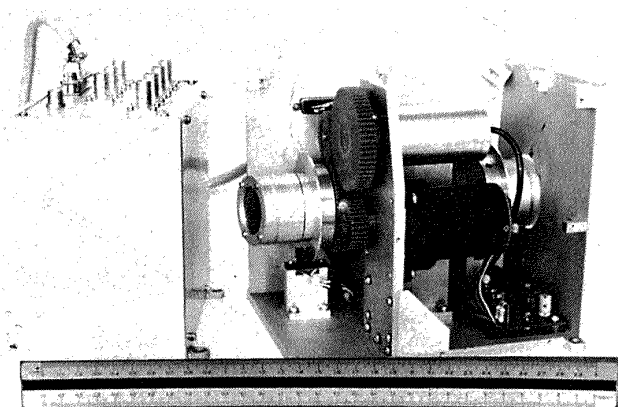


写真1 スキャン型地球センサ (写真右; 機構部, 写真左; 信号処理部)

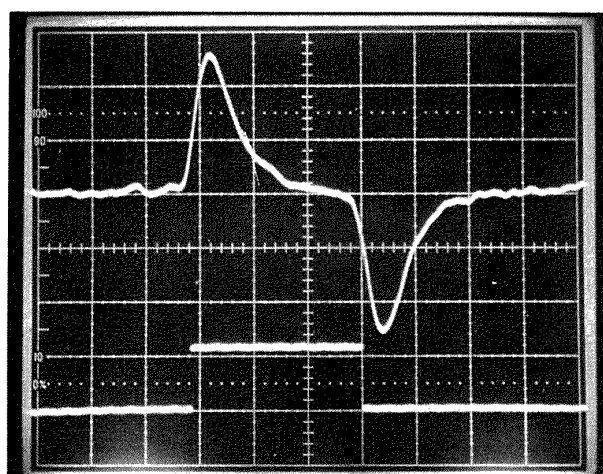


写真2 アナログ信号 (TP1) (写真上; 縦軸 0.5V/DIV, 横軸 5m sec/DIV) とパルス信号 (BNC6) (写真下; 縦軸 5V/DIV)

部分はヘッド回転部に含まれている。

図6に信号処理ブロック線図を、図7に信号処理タイムチャートを示す。プリアンプから出力された信号は広帯域の雑音を含んでいるので、ローパス・フィルタでノイズを除去している。また信号変化分(瞬時視野が宇宙空間と地球の境界をよぎるとき)を検出するために擬似微分を行なっている。以上のようなアナログ信号処理を行なった後では図7中(3), (5)(写真2)のように成形され、地平線をスキャンする時のスキャン角度に対応する正・負(それぞれセンサ視野が宇宙空間から地球に入る時および地球から宇宙空間に出る時)のアナログ信号を発生する。基準パルスおよび角度パルスは波形成形後、(1)・(2)となる(写真3)。

信号(3)・(5)を成形しデジタル信号(4)・(6)を作る(写真4)。これらはセンサが地球面上をスキャンする時にオンとなるパルス信号である。信号(4)および(6)がオンの期間の角度パルスをカウントし、これらのカウント数をD/A変換(D/A変換器のダイナミックレンジは±10〔volt〕、ビット数は符号+11ビット)し、アナログ量としてモニタできる(V_1, V_2)。これらの他にパルス信号(4)と(6)の論理和(7)のパルス中心を示すパルス信号(9)を作成する。(7)と(9)よりセンサパルス(7)の半分の幅のパルス(8)を作成し、角度パルスをカウントする同様の方法でアナログ信号 V_3 として出力する。

信号処理部の出力信号は7チャンネルあり、それぞれ信号(4), (6)および(8)・(9)の和のアナログ信号、基準パルス

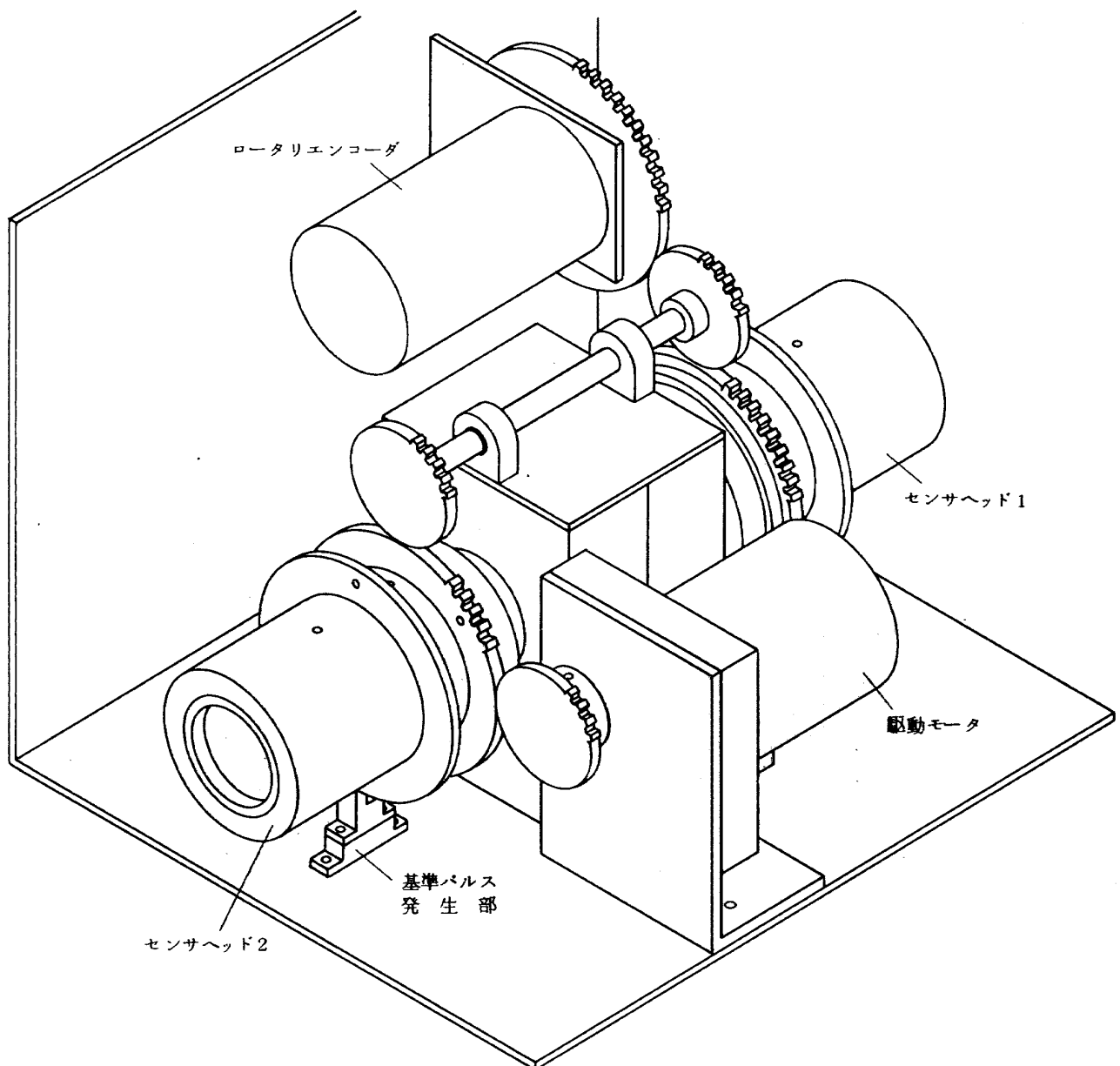


図3 センサ機構部

表3 駆動モータ, ロータリ・エンコーダの主な仕様

項 目	規 格	
駆 動 モ ー タ	日本サーボ(株), DH45	
	DC ブラシレス・モータ	
	定 格	
	電 圧	12 V
	ト ル ク	30 g - cm
	回 転 数	2000 rpm
	電 流	390mA
起動トルク	60 g - cm	
	減速機付	
ロータリ・エンコーダ	日本光学工業(株), RM1800-12-1	
	電気的性能	
	出力パルス数	1800 P/R
	出力波形	正弦波2出力
	出力レベル	3 V _{p-p} 以上
	光源	発光ダイオード
	最高応答周波数	50 KHz
	出力インピーダンス	1 K Ω 以下
	電 源	+ 12V, -6V
	機械的性能	
	外形寸法	36 ϕ
軸慣性モーメント	2.5 g \cdot cm ²	
重 量	190 g	

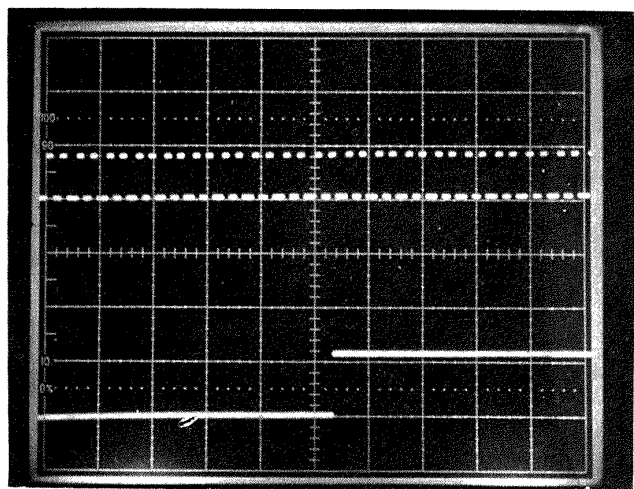


写真3 角度パルス(BNC5)(写真上;縦軸5V/DIV, 横軸1 msec/DIV)とパルス信号(BNC6)(写真下;縦軸5V/DIV)

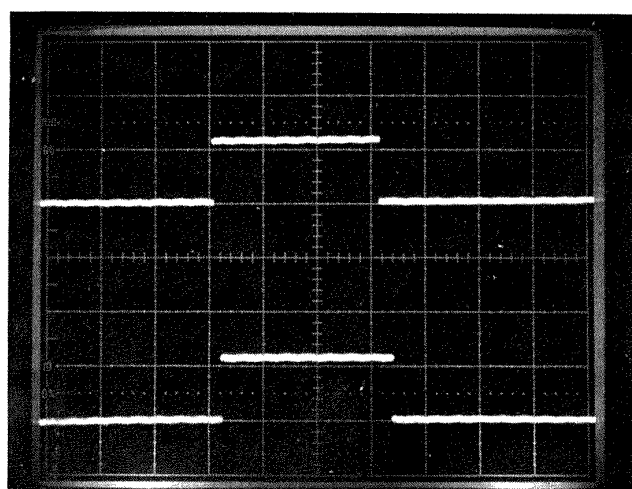


写真4 センサヘッド#1(写真下, BNC6),ヘッド#2(写真上, BNC7)のパルス信号(縦軸;5V/DIV, 横軸5 msec/DIV)

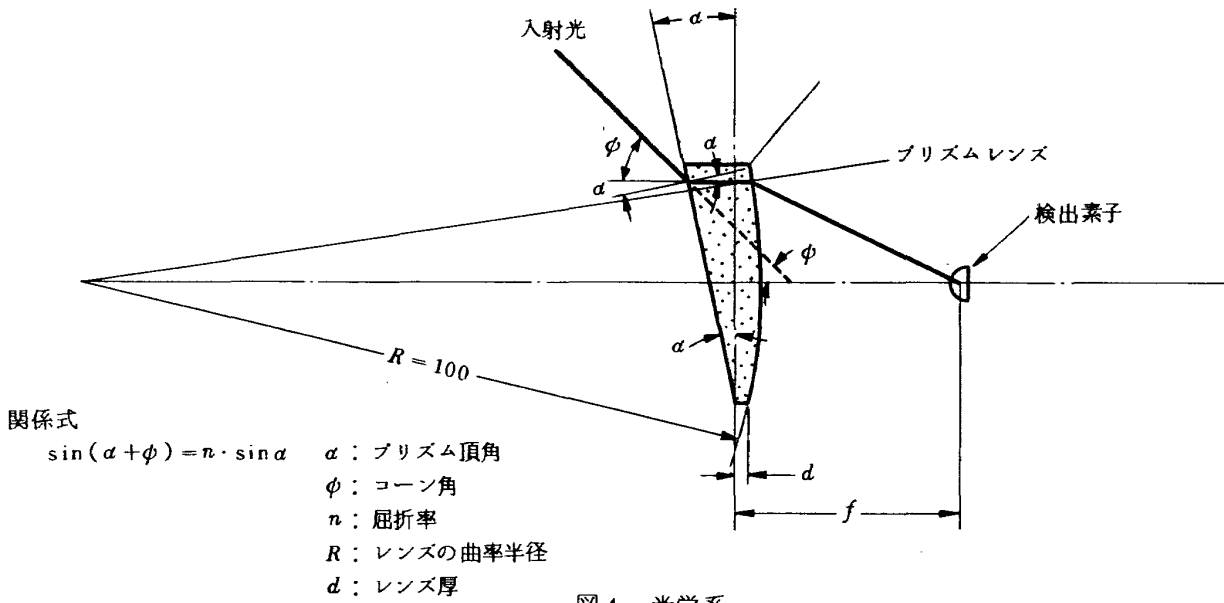


図4 光学系

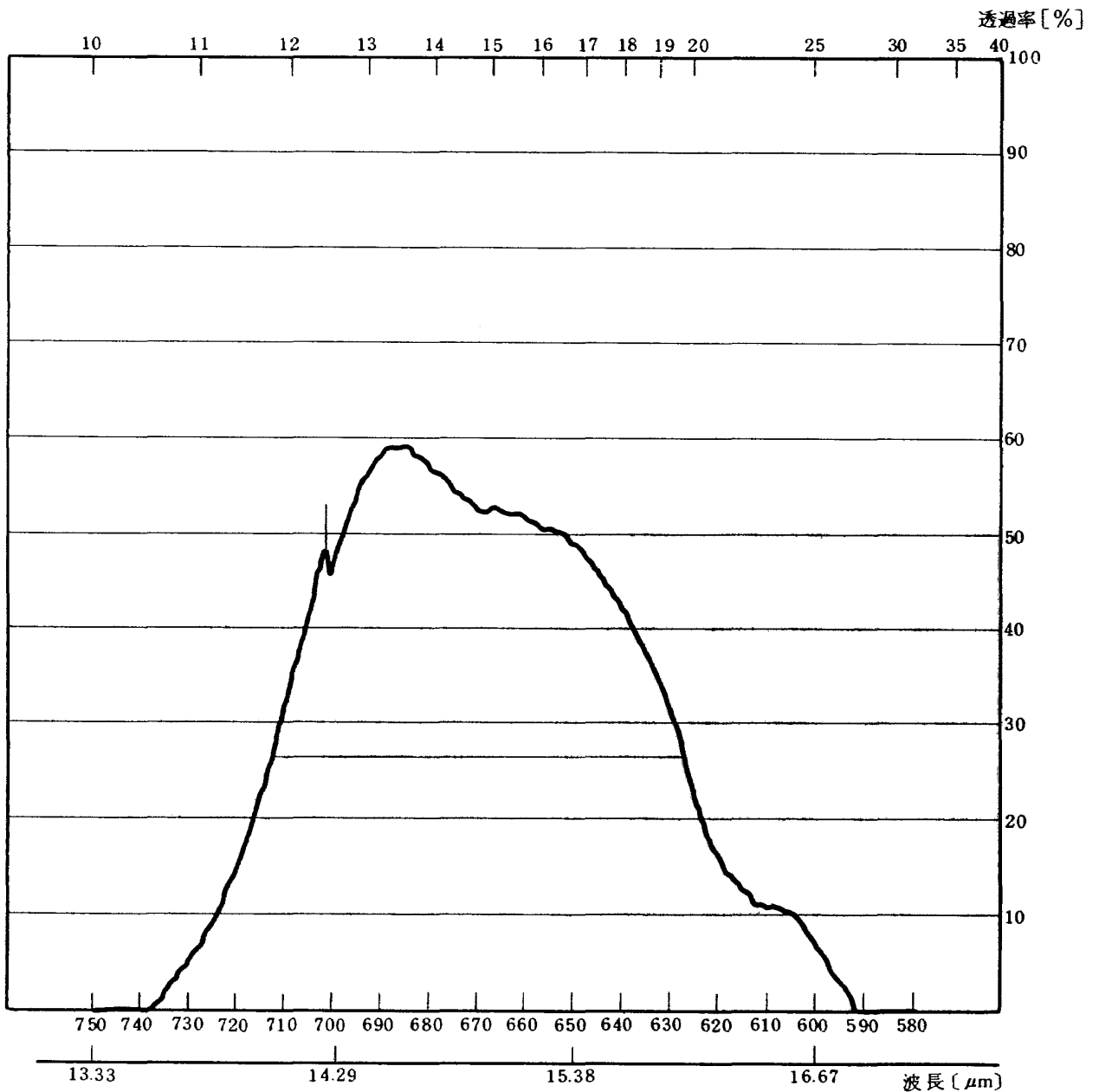


図5 赤外フィルタの特性

信号(1), 角度パルス信号(2)およびセンサ・ヘッド1, 2のパルス信号(4), (6)である。他に図6に示すようにテストポイント(TP1~TP4)として, 波形成形後のセンサ出力(3), (5)および成形後の基準パルスをモニターできる。

アナログ出力 V_1, V_2 および V_3 [volt] と図1および(1), (2)式に示した諸量との関係は以下のとおりである。

$$V_1 = k(\alpha_1 - \beta_1) \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$V_3 = k(\alpha_2 - \beta_2) \quad \dots\dots\dots (4)$$

$$V_3 = k \text{Max}(\alpha_i + \beta_i) \quad \dots\dots\dots (5)$$

但し $k = a \cdot b$ であり

$$b = 10 \text{ [bit/deg]} \quad \dots\dots\dots (6)$$

$$a = 4.89 \times 10^{-3} \text{ [volt/bit]} \quad \dots\dots\dots (7)$$

である。なお b はスキャン角度 0.1 [度] あたり 1 パルス

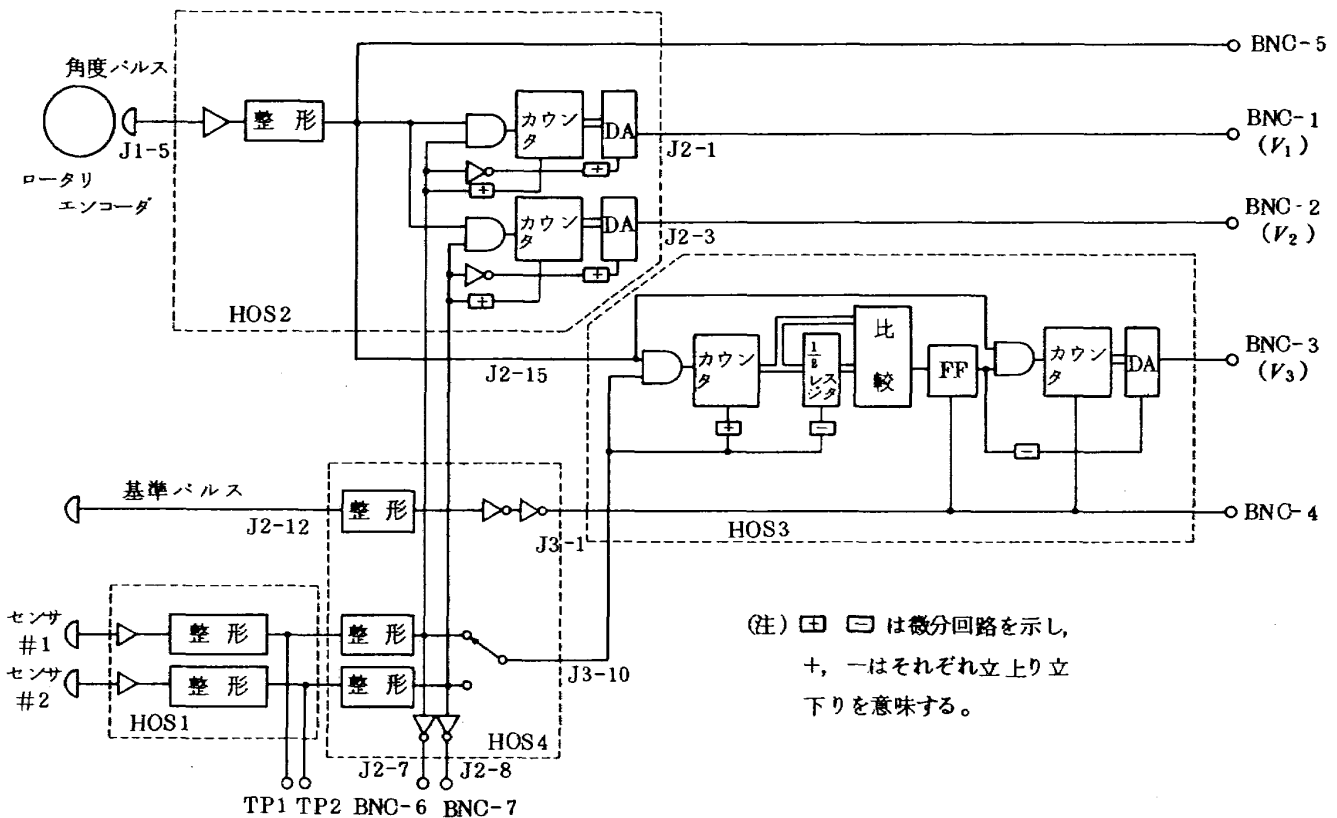
発生するロータリ・エンコーダの特性を示す係数である。 a は D/A 変換器のビット長 (=12ビット) およびバイアス電圧より決まり, デジタル入力 が 0 ~ 4095 まで変化するとき $-9.999 \sim 10.014$ [volt] まで変化するようにになっている。したがってデジタル入力 1 ビットは出力電圧変化 4.89 [m volt] (= $(10.014 + 9.999) / 4096$) に等しい。

従って, 姿勢角 ϕ_1, ϕ_2 と出力信号 V_i ($i=1, 2$) の関係は(1)-(5)式より

$$\phi_1 \propto V_1 - V_2 \quad (\text{ロール出力}) \quad \dots\dots\dots (8)$$

$$\phi_2 \propto V_3 / k \quad (\text{ピッチ出力}) \quad \dots\dots\dots (9)$$

である。



(注) \boxplus \boxminus は微分回路を示し, $+$, $-$ はそれぞれ立上り立下りを意味する。

図6 信号処理ブロック線図

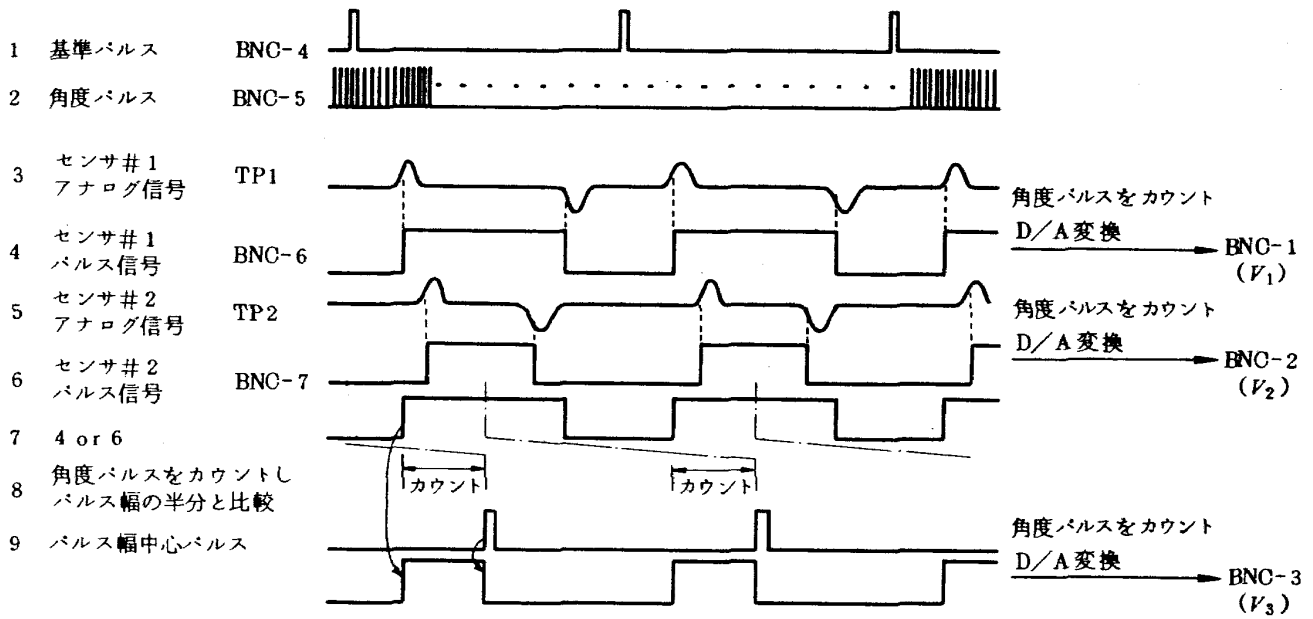


図7 信号処理タイム・チャート

5. 予備実験

本予備実験は試作した地球センサ (HS-01) の機能確認と性能評価を目的とし以下の項目について実験を行なう。

- (1) スキャン・ヘッドの回転むらの測定
- (2) 基準パルスおよび角度パルスの再現性の評価
- (3) 赤外線検出器の出力信号の観測
- (4) 信号処理部の機能確認
- (5) 総合性能の評価

なお

- (6) 瞬時視野角度の測定
- (7) コーン角の測定
- (8) 赤外線フィルタの分光特性

については本予備実験では行なわず、製作者の測定データに従った。

上記の測定項目(1), (2)については 5.2 節で、(3)-(5)については 5.3 節で述べる。

5.1 予備実験で使用した機器

表 4 に本予備実験で使用した模擬地球板および測定機器とそれらの主な特性を示す。

5.2 回転むらの評価

スキャン型地球センサの姿勢角検出精度は、駆動モータの回転むら (フラッタ) に依存している。また本試作機ではこの補正のためにロータリ・エンコーダを用いてモータの回転角度を計数しているが、この角度パルスの計数値のばらつきも重要な問題である。

5.2.1 モータのフラッタ

基準パルスの立上り時刻からスキャン角 50 [度] までの間の回転むらを測定した。角度パルスの 50 パルスカウントに要する時間、即ちスキャン角 5 [度] あたりの平均回転速度を次の方法で測定した。図 8 のように基準パルスから角度パルス 50 個 (スキャン角 5 [度] に対応する) ごとに区間を分け、各々の区間に要する時間 T_i ($i=1, 10$) を測定する。これらの測定値より各区間における平均角速度 ω_i が次式で与えられる。

$$\omega_i = 5 / T_i \quad \text{[度/秒]} \quad \dots\dots\dots (10)$$

フラッタは次式で定義する。

$$(\omega_i - \omega_0) \times 100 / \omega_0 \quad \text{[%]} \quad \dots\dots\dots (11)$$

ここで ω_0 は 1 周あたりの平均角速度で $\omega_0 = 357.4$ [度/秒] である。

この測定のためには、マイクロ計算機を使用し基準タイマとしてマイクロ計算機の基準クロックで決定される命令語の実行速度を利用し、ここでは 40.3 マイクロ秒とした。付録 1 にこのためのプログラムの詳細を示す。4 回の測定による角速度のばらつきを図 9 に示す。約 ± 5 [%] の回転フラッタがあることが判る。

この測定結果を積算して、基準パルスからの角度とこれに要した時間との関係を得る (図 10)。このグラフにおいて測定値の理論値からのずれはスキャン・ヘッドのフラッタに起因し、もしスキャン角度を時間で測定した場合にはこれがスキャン角度誤差になる。例えば図中の時刻 t_1 で立上り、 t_2 で立下るパルス幅を時間で測定したとするとそれに対応するスキャン角度はノミナルの角

速度を用いて 20.34〔度〕となる。しかし実際のスキャン角度は 20〔度〕であるので、0.34〔度〕の姿勢角測定誤差となる。ただし、本試作機ではロータリ・エンコーダによって直接角度を測定するから、この誤差は無視できる。

回転フラッタは確率的不確定性以外に回転位置による確定的な性質を示すことが図9よりも判るが、これはフラッタがモータの磁極の数および分布、使用したギアトレインの介在に起因すると思われる。このギアは合成樹脂製であり、歯巾の工作精度、モータ出力トルクの変動によるギアの弾性変形、バックラッシュなどの誤差が直

接計測される結果となる。

5.2.2 1周期あたりの角度パルスのばらつき

ロジックスコープを使用し、信号 D_6 (図11 参照) がオンとなる期間即ちスキャン1周期あたりの角度パルス数を測定する。ロジックスコープは外部から与えるタイム・ベースのパルス 256 個の期間の入力データ (最大 8 チャネル) 256 ワードをラッチし、ブラウン管に表示する。

測定には、図11に示すように角度パルスを外部タイム・ベースとし、信号 D_6 を外部トリガとして使用する。トリガ入力時刻からのディレー・ワードを3084に設定し、

表4 模擬地球板および主な測定機器の仕様

項目	規	格
模 擬 地 球 板	銅 板 寸 法 塗 装 温度制御 設定範囲 設定精度	900mm×150mm×10mm 住友 3M ベルベット・コーティング 0-100℃ ±1℃
測 定 機 器 傾斜円テーブル	日研工作所(株), NST-300 仕 様 テーブル直径 重 量 精 度 角度割出 傾斜割出	300 mm 79 kg ±10 秒 ±30 秒
定 盤	サーボマウント (1000×2000×800) 付	
ロジックスコープ	岩崎通信(株), LS-6211 ブラウン管ディスプレイ 記憶部 容 量 書込速度 入力チャネル スレッシュホールド	256 word/ch. 50 nsec/word. 8 ch TTL レベル
マイクロ計算機	CPU RAM ROM 入出力信号	INTEL 8080 4 Kbyte 256 byte デジタル 8 bit アナログ 12 bit

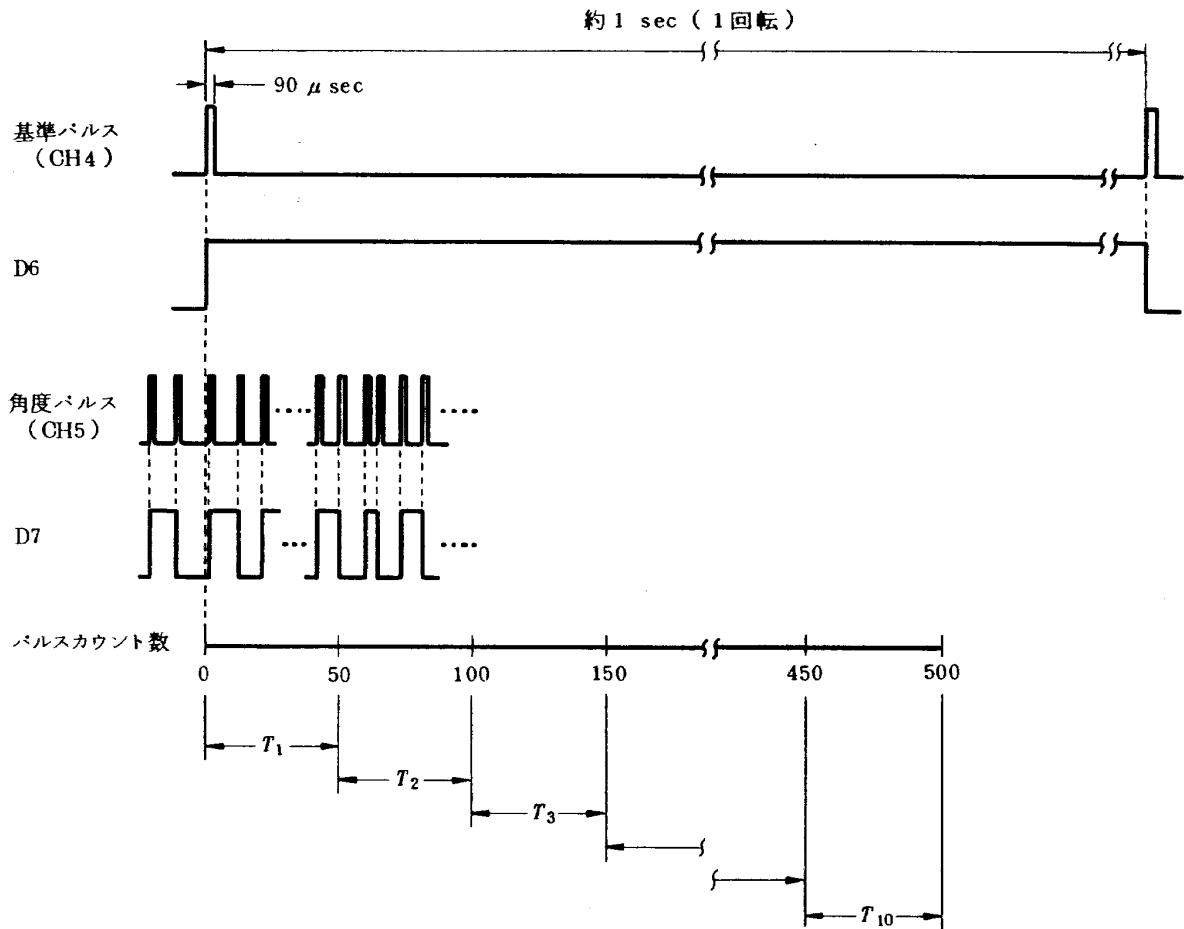


図 8 フラッタの測定

信号 D_6 の立下りまでのタイム・ベース数をワード・インディケータを用いてカウントすることにより、スキャン1周期あたりの角度パルス数を測定する。16回の測定の結果、最大および最小の角度パルスのカウント数は3600および3597であり、平均3598、分散1であった。

5.3 総合性能の評価

5.3.1 測定ジオメトリ

センサの総合的性能評価を図12に従って行なう。

センサは傾斜円テーブル(最大傾斜角95度、角度設定精度1分)上に取付け、この傾斜角によってセンサに姿勢角変化を与える。センサ取付位置によって、傾斜軸中心 O とセンサ中心 O' の距離 ρ およびテーブル面垂線 Oh と OO' のなす角度 ϕ が決まる。(図12-a)

熱的模擬地球として矩形銅板(表4参照)を用いる。傾斜軸 O は銅板と平行に設定する。センサ取付面を水平(図12-b, 水準器による)にした時のテーブルの傾斜角度 $\gamma = \gamma_0$ とし、 $\delta_0 = \gamma_0 + \phi$ をセンサの初期姿勢角とする。

銅板の幅 B 、傾斜軸中心 O から銅板面までの距離 L 、

O の高さ H_1 および銅板の最下端の高さ H_2 を測定する。センサの姿勢角 δ とセンサの視線が銅板の最上端、最下端をよぎる時のセンサ・スキャン角 $\alpha \cdot \beta$ (図12-cに

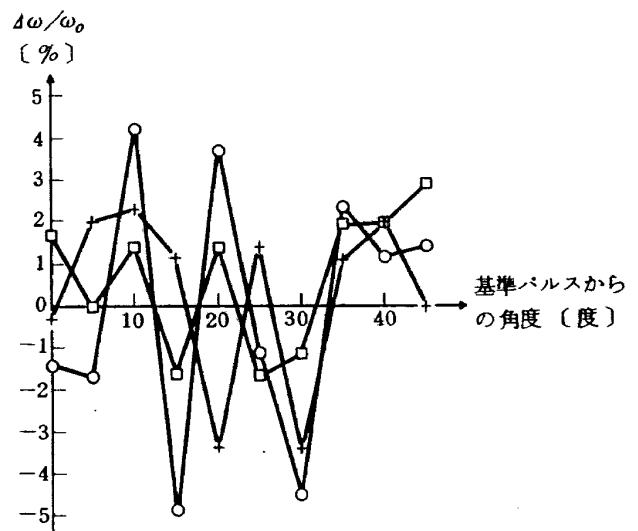


図 9 エンコーダのフラッタ

基準パルスからの
回転角度〔度〕

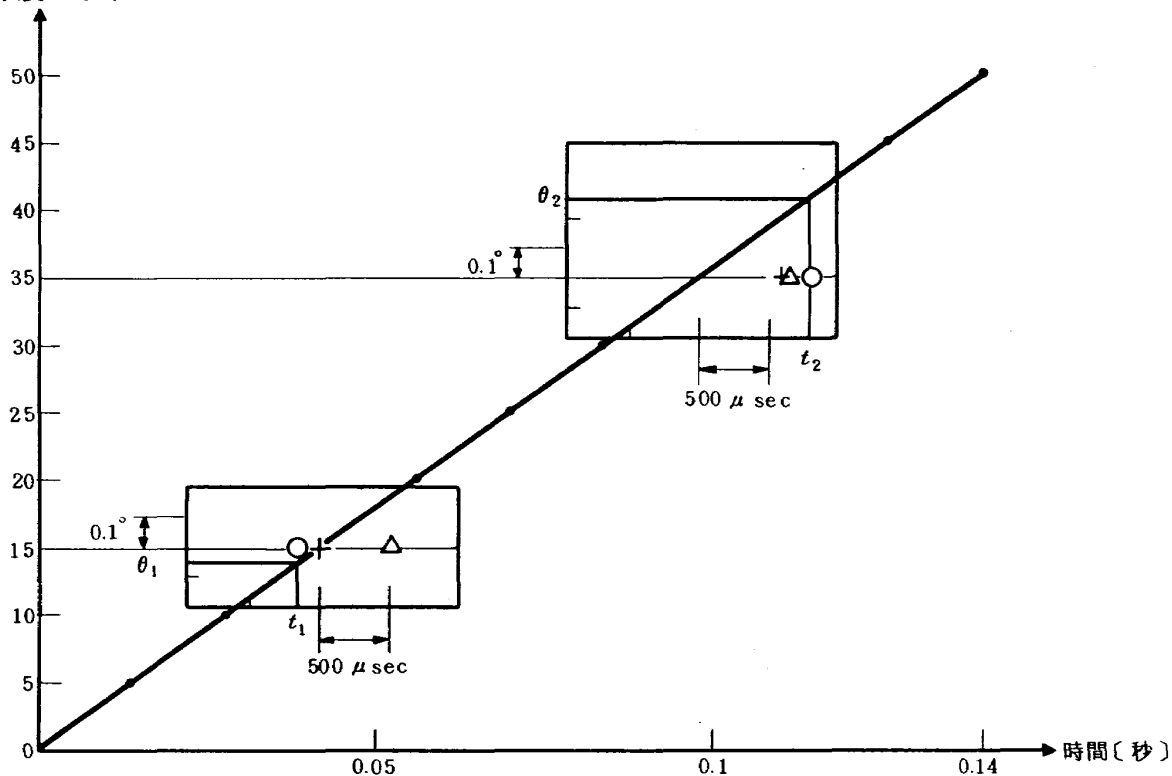


図 10 スキャン角度の時間履歴

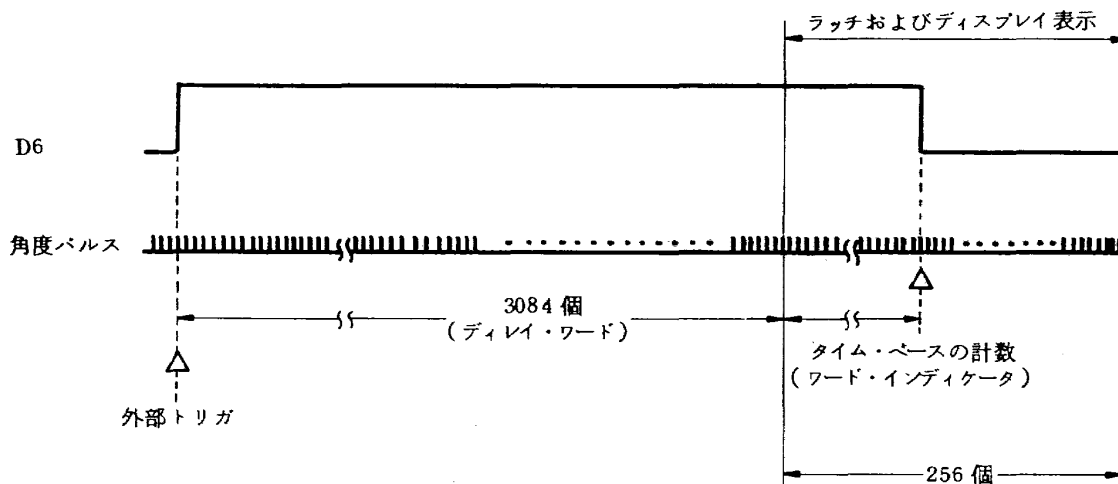
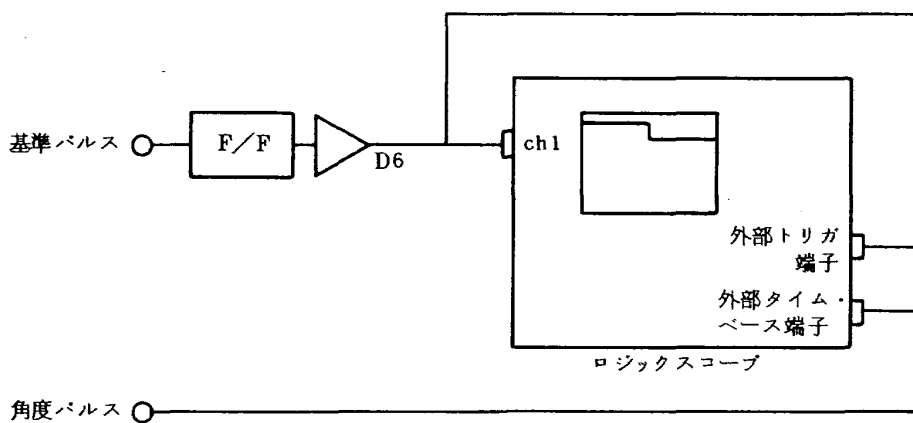


図 11 角度パルスのばらつきの測定

示すように、水平位置 $O'h'$ からの角度とする)は(2)、
(13)式の関係にある。

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{H_1 - H_2 - W + \rho \cos \delta}{L - \rho \sin \delta} \dots\dots (2)$$

$$\beta = \tan^{-1} \frac{-1 H_1 - H_2 + \rho \cos \delta}{L - \rho \sin \delta} \dots\dots (13)$$

従って、センサ出力パルス幅 W_s 〔度〕およびパルス中心
角度 C_s 〔度〕の理論値は α 、 β を使って

$$W_s = \beta - \alpha \dots\dots (14)$$

$$C_s = (\beta + \alpha) / 2 \dots\dots (15)$$

となる。

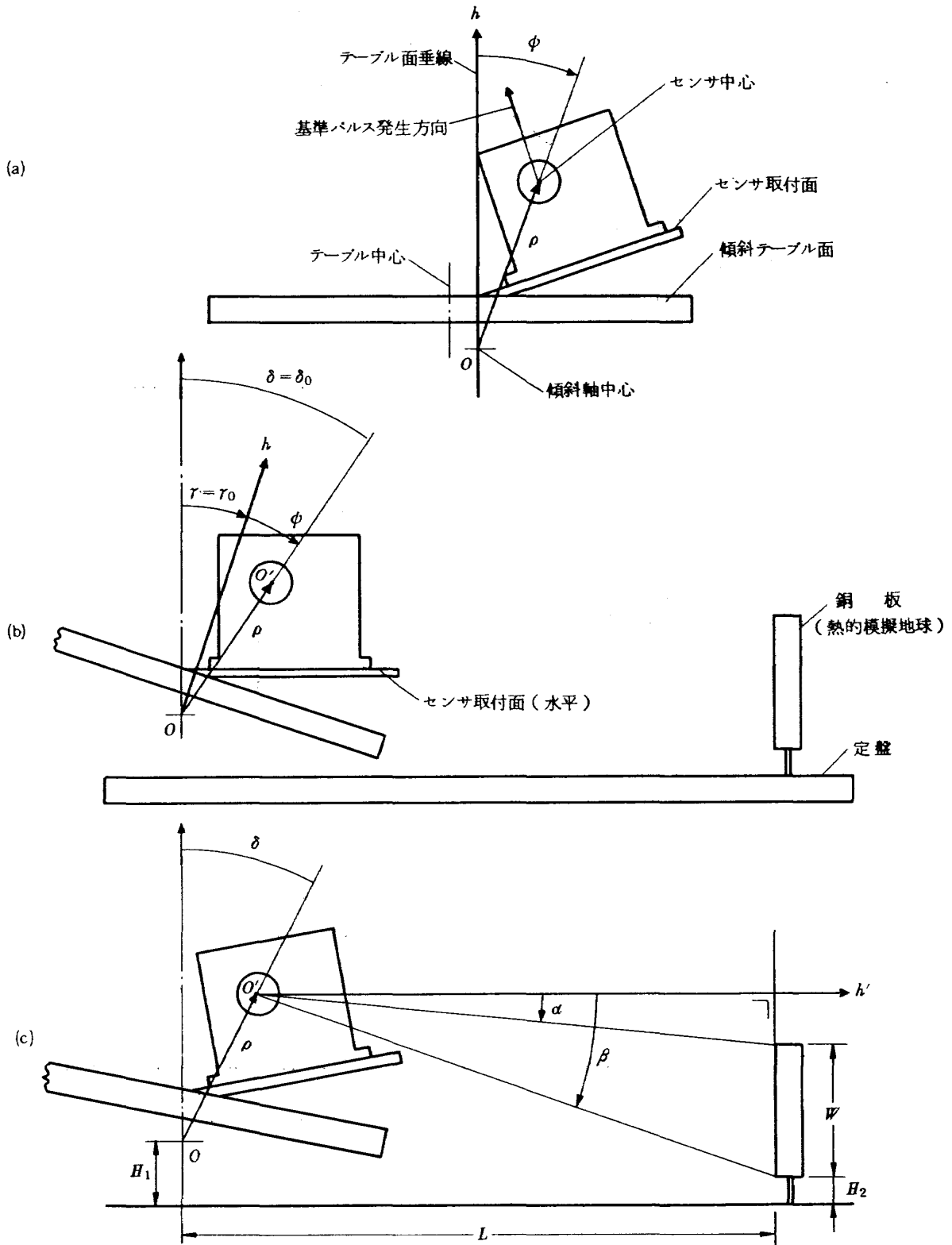


図 12 測定のジオメトリ

5.3.2 測定項目および測定方式

測定する信号は、スキャン型地球センサの信号処理部 (3.3節) で発生する角度パルス信号 (ch5, 図7の(2)), 基準パルス信号 (ch4, 図7の(1)) およびセンサ・ヘッド1, 2 の出力パルス信号 (ch6, 7, 図7の(4), (6)) である。

図13-aに示すように基準パルスおよび角度パルスはフリップ・フロップにより信号 D_6, D_7 に変換される。インタフェース通過後の信号 D_1, D_2, D_6 および D_7 (これらの波形を図13-b, 写真3に示す) をマイクロ計算機のデジタル入力装置によって読込む。読込み開始は信号 D_6 の立上り時刻であり, 終了は立下り時刻である。計算機は, 測定開始時刻から信号 D_1 および D_2 のイベント発生時刻 T_1, T_2, T_3, T_4 および T_0 (図13-b参照) までの信号 D_7 のオン・オフ回数即ち角度パルス個数を計算し, 計数值をランダム・アクセス・メモリ (RAM) 内にストアする。ここで, T_1, T_2 はセンサ・ヘッド1のパルス信号の立上り・立下り時刻, T_3, T_4 はヘッド2のパルス信号の立上り・立下り時刻であり, T_0 は信号 D_6 の立下り時刻即ち1スキャン周期の終了時刻である。上記のデータ取得のために作成したマイクロ計算機用プログラムの詳細およびリストを付録2に示す。

データ取得終了後, RAM上に格納されたデータを紙テープにダンプし, 小型計算機により以下のデータ処理を行なう。

小型計算機はダンプテープのデータ・フォーマットングを行ない, パルス中心 C_1, C_2 およびパルス幅 W_1, W_2 を(12)-(14)式に従って行なう (図13-b)。

$$C_1 = \frac{1}{2} (T_1 + T_2) \quad \dots\dots\dots (16)$$

$$C_2 = \frac{1}{2} (T_3 + T_4) \quad \dots\dots\dots (17)$$

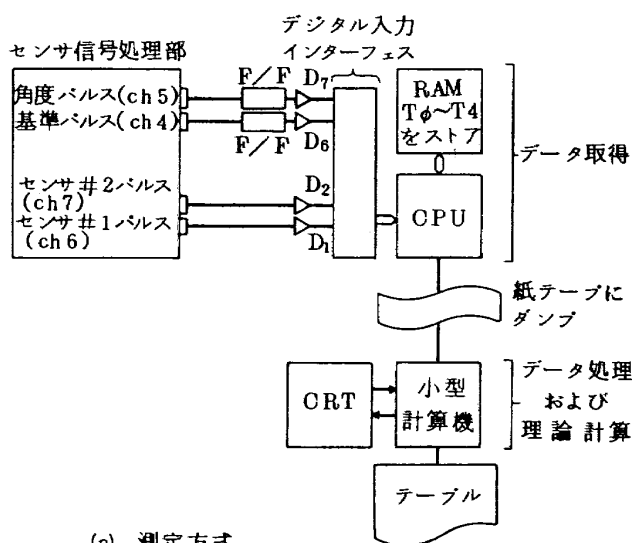
$$W_1 = T_2 - T_1 \quad \dots\dots\dots (18)$$

$$W_2 = T_4 - T_3 \quad \dots\dots\dots (19)$$

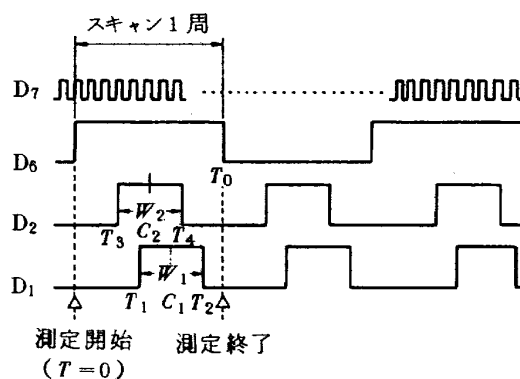
更に, これらの平均値・分散も計算する。また測定ジオメトリのパラメータ値 ϕ, ρ, H_1, H_2, r (5.3.1節参照) の実測値をテレタイプ (TTY) より入力し, パルス中心およびパルス幅の理論値 C_i および W_i ((12)-(14)式), これらに対応するアナログ信号の理論値 ((3)-(5)式) の計算を行なう。

上記のマイクロ計算機によるパルス信号の読取りと同時に電圧計を使用して, C_1, C_2 および W_1 (または W_2) に対応するアナログ出力 V_1, V_2 および V_3 ((3)-(5)式参照) をも同時に測定する。

5.3.3 測定結果



(a) 測定方式



(b) 測定波形

図13 測定項目および測定方式

5.3.2節で述べた測定方式に従って, センサの姿勢角 δ を変化させた時 (これは近似的に衛星にピッチ姿勢角を与えることに相当する) の, センサ出力パルス幅 W_i , パルス中心角度 C_i ($i=1, 2$) およびアナログ信号 V_i ($i=1, 2, 3$) を測定・計算して理論値と比較する。測定は各姿勢角 δ 毎にそれぞれ8回行ない, データのばらつきをも評価する。測定条件および測定ジオメトリのパラメータ値を表5に示す。

図14-a, bにそれぞれ測定値 W_i, C_i ($i=1, 2$) の平均値の理論値 W_i, C_i からの偏差を示す。同図中にはデータ番号とその時のセンサ姿勢角 δ との対応をも表示している。図よりパルス幅 W_i の理論値 W_i からの誤差は最大約2.4〔度〕である, 但し初期姿勢角 ($\delta = 47.76$ 〔度〕) の近傍約 ± 5 〔度〕の範囲内では誤差は ± 0.5 〔度〕である。また, パルス中心角度 C_i の誤差の最大値は約0.3〔度〕, 非直線性は約1.2%である。ここで図14-bにおいてヘッド#1の出力 C_1 に常に約4〔度〕の誤差があるのは, ギアの噛み合わせ等によるもので修正は容易であり本質的な問題ではない。

また各測定点での8回測定によるデータのばらつきの評価のために、図15-a,bにパルス幅およびパルス中心角度の分散を図示する。これより W_i および C_i の分散の最大値は、それぞれ0.22〔度〕および0.20〔度〕である。

図16-a,bには、パルス幅とパルス中心角度のアナログ信号(V_3 と V_1, V_2)の理論値からの偏差を図示する。測定時のセンサ姿勢角およびデータ番号は図14と対応している。

5.4 考察

本試作スキャン型地球センサの特性および性能の実測値を表6に示す。所期の機能および性能(表2)をほぼ満足する。5.3節の予備実験においてセンサの検出誤差の主な原因として以下の諸項目が考えられる。即ち

- (1) 模擬地球板(銅板)の温度分布の不均一性
 - (2) センサ・ディテクタ面上での焦点ぼけ;これはセンサ・模擬地球が近距離にあることによるものである。
 - (3) 測定ジオメトリのパラメータ値の実測誤差などの測定方法による誤差の他に重要な項目として、
 - (4) センサの瞬時視野(実測では約2.5度)とセンサ信号の立上りの影響
 - (5) 基準パルス信号の立上りの影響;5.2.2節に見られるように1周期あたりの角度パルス数の計数誤差の主な原因と考えられる。
- が挙げられる。項目(4)については、搭載する衛星の軌道

表5 測定条件およびパラメータ値

項目*	記号		単位
実験室温度	T_r	24	°C
銅板(模擬地球)温度	T_b	58	°C
取付距離(傾斜軸-センサ中心)	ρ	148.0	mm
取付角度	ϕ	-17.1	度
傾斜軸中心高さ	H_1	145.0	mm
銅板設置高さ	H_2	107.5	mm
傾斜軸-銅板距離	L	265.0	mm
初期傾斜角度	τ_0	64.9	度
傾斜角度範囲	τ	35.0-95.0	度
センサ姿勢角測定範囲	δ	17.9-77.9	度

* 5.3.1節参照

高度、衛星姿勢角、および地球大気層の高度による赤外線輻射密度の変化を考慮して光学系を設計する事が必要である。機械的部分の問題点としては、本試作に限っては

- (6) センサ・ヘッド中心線のミスアラインメント;スキャン・コーンの中心軸の傾き
 - も考えられる。また
 - (7) モータのフラッタおよびギア・トレインによる回転むら
- については、本試作機ではロータリ・エンコーダを用い

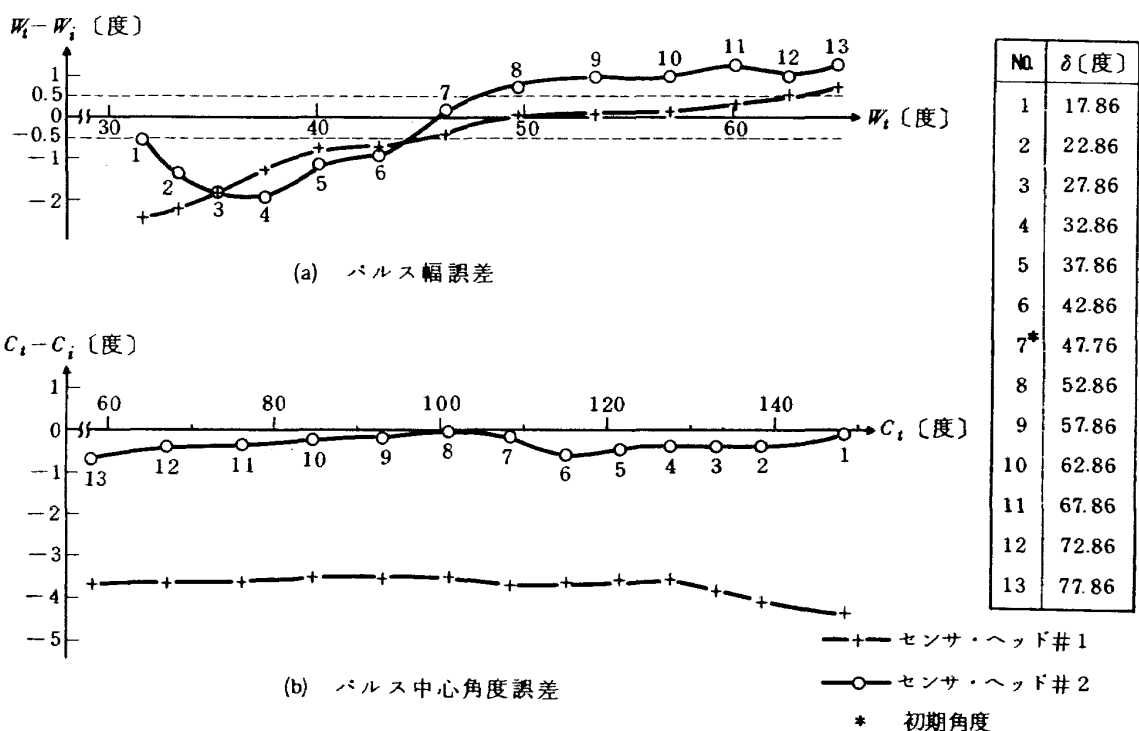


図14 測定値の誤差

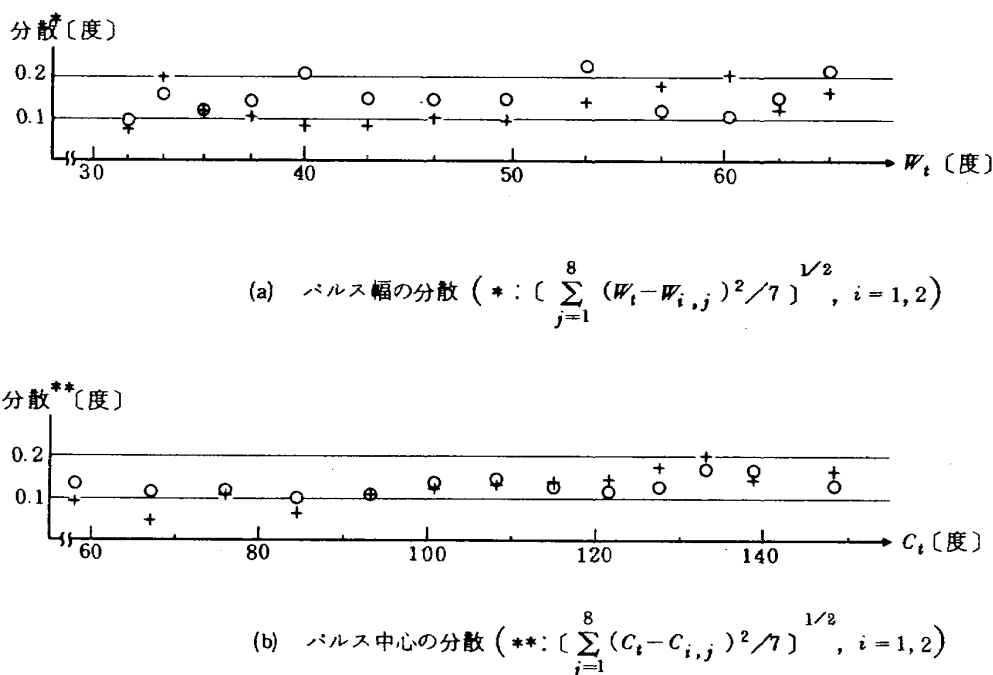


図 15 パルス幅およびパルス中心角度の測定値のばらつき

て角度パルスを検出することにより、モータのフラッタによる影響を軽減しているが、ロータリ・エンコーダ自体が各センサ・ヘッドとギア・トレインで接続されているため、この誤差は完全には除去されていない。搭載形センサの設計には、一定回転数の保証およびギア・トレインを使用しないことは、重要な設計項目である。

6. あとがき

スキャン型地球センサ試作機のハードウェアの概要を説明し、簡単な予備実験の方式および結果について報告した。

筆者らは、本予備実験の成果に基づいて、今後宇宙開発事業団との共同研究として、筑波宇宙センタに設置されている模擬地球を使用して、より精密な実験を行なう予定であり現在準備中である。これは搭載機設計のための基礎資料の取得および性能評価のための測定方式の確立を目的として行なうものである。

最後にスキャン型地球センサの試作に御協力いただいた松下技術(株)の山香英三氏を始め諸氏に深謝する。

参 考 文 献

- 1) NASA SP-8033; Spacecraft Earth Horizon Sensor, Dec. (1969).
- 2) A. E. Jenkinson, et. al.; The Development of Pyroelectric Detectors for Space Applications, ESRO CR-67, Mar. (1973).

- 3) 山香英三; 結晶の焦電現象と赤外線検知への応用, 応用物理, 43巻2号(1974) pp. 153-158
- 4) R. B. Fontana, et. al.; Design Study of an Infrared Sensor Based on Non-thermovoltaic Detectors for Accurate Earth Pointing of a Geostationary Satellite, ESRO CR-161, Jan. (1973).

表 6 スキャン型地球センサ試作機の実測値

項 目	特 性
光学系及機械系	
瞬時視野角	2.36, 2.64 [度]
コーン半頂角	89.0 [度]
スキャン 回転数	59.6 [rpm]
総合精度	
パルス幅	±0.5 [度] 以下 (±5 [度] において)
パルス中心角度	0.3 [度] 以下
ロール姿勢角 (パルス幅の差)	±0.5 [度] 以下
ピッチ姿勢角 (パルス中心角度 / 2)	0.15 [度] 以下

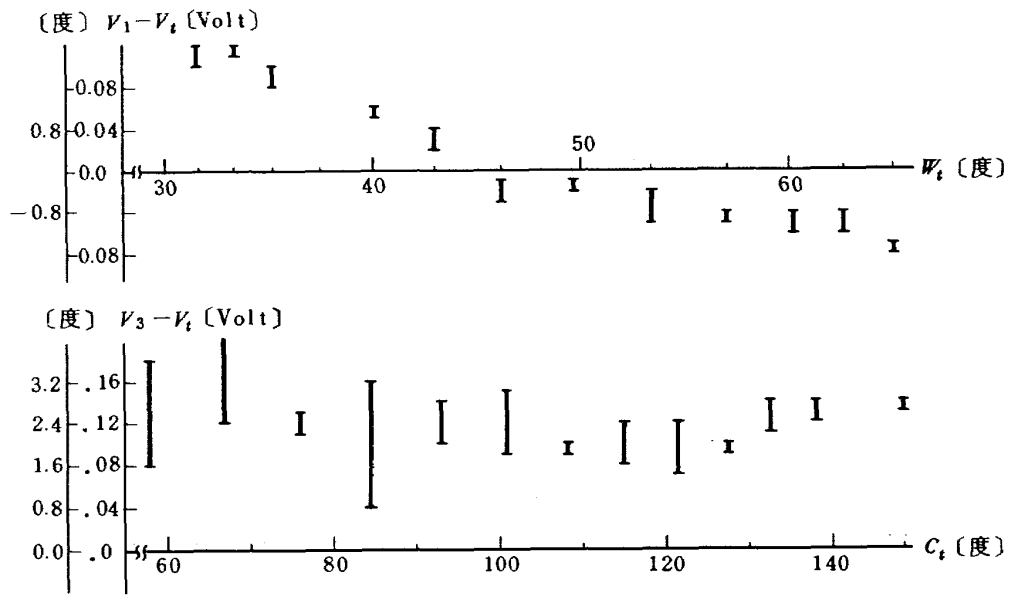
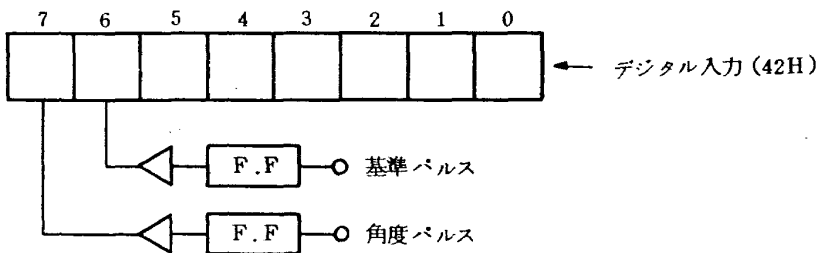


図 16 アナログ信号の誤差

付録1 フラッタ測定プログラム

1.1 デジタル信号入力



1.2 RAM 上への格納データ

ビット 6 オンから初期設定した時間遅れ ($WS\phi$) の間 計算機はウェイト状態となり、その後クロック ($40.3\ \mu\text{sec}$) 毎に 1.1 のデータを 番地からストアする。

1.3 アセンブル・リスト

; ANGULAR PULAE TEST
 ORG OF100H

```

F100 31
F101 00
F102 F3
F103 FB LP02: EI
F104 76          HLT
F105 DB          IN OEH
F106 0E
F107 32          STA WSO          ; SET DELAY TIME C.
F108 3D
F109 F1
F10A DB LP00: IN 42H
F10B 42
F10C E6          ANI 40H
F10D 40
F10E CA          JZ LP00
F10F 0A
F110 F1
F111 DB LP01: IN 42H
F112 42
F113 E6          ANI 40H
F114 40
F115 C2          JNZ LP01
F116 11
F117 F1

          ;;
F118 21          LXI H OH
F119 00
F11A 00
F11B 3A          LDA WSO
F11C 3D
F11D F1
F11E 4F          MOV C,A
F11F D3          IN 42H
F120 42
F121 E6          ANI 80H
F122 80
F123 47          MOV B,A
F124 DB LP03: IN 42H
F125 42
F126 E6          ANI 80H
F127 80
F128 B8          CMP B
F129 47          MOV B,A
    
```

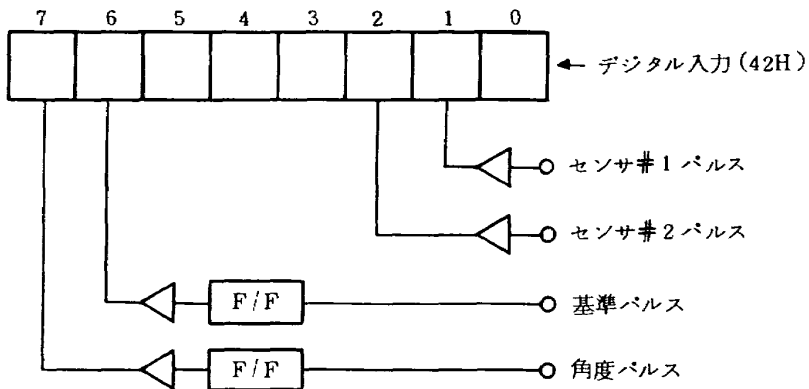
```
F12A CA      JZ LP03
F12B 24
F12C F1
F12D 23      INX H
F12E 7C      MOV A,H
F12F B9      CMP C
F130 C2      JNZ LP03
F131 24
F132 F1

      ;;
F133 21      LXI H OH
F134 00
F135 00

      ; 36.0 MICROSEC LOOP
F136 DB LP1: IN 42H      ; 6.0
F137 42
F138 77      MOV M,A      ; 8.0
F139 23      INX H      ; 3.0
F13A C3      JMP LP1      ; 6.5
F13B 36
F13C F1
F13D 00 WSO: DB OH
END
```

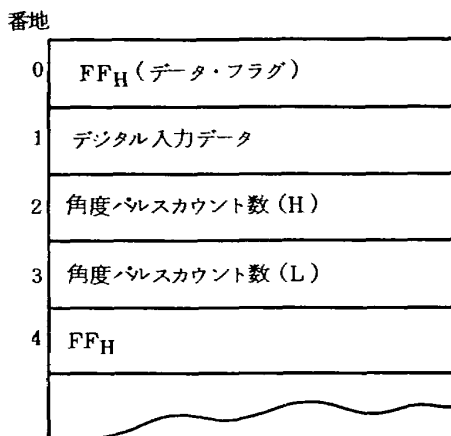
付録2 総合性能測定プログラム

1.1 デジタル信号入力



1.2 RAM 上への格納データ

ビット6の立上りから、デジタル入力データの変化ごと
とに入力データと、角度パルスの計数値をストアする。



1.3 アセンブル・リスト

```

;DIGITAL I/O CONTROL :::HOS
ORG OF100H
F100 31      LXI SP OF300H
F101 00
F102 F3
F103 00 START: NOP
F104 21      LXI H OH
F105 00
F106 00
F107 22      SHLD IA      ;AREA ADDR.C. CLEAR
F108 91
F109 F1
;
F10A 00 LP1:  NOP
F10B 21      LXI H OH
F10C 00
F10D 00
F10E 22      SHLD IHL ; PULSE C.CLEAR
F10F 8F
F110 F1
F111 DB      IN 42H
F112 42
F113 E6      ANI 40H      ;D1,2,6 RETATIND
F114 40
F115 C2      JNZ LP1
F116 0A
F117 F1
F118 00 LP2:  NOP
F119 DB      IN 42H
F11A 42
F11B 47      MOV B,A
F11C E6      ANI 40H
F11D 40
F11E CA      JZ LP2
F11F 18
F120 F1
F121 78      MOV A,B
F122 2A      LHED IA
F123 91
F124 F1
F125 36      MVI M,OFFH;((IA))=FFH...DATA FLAG
F126 FF
F127 23      INX H
F128 77      MOV M,A      ;((IA+1))=DATA
F129 E6      ANI 7FH

```

```

F12A 7F
F12B 32      STA WSO      ;(WSO)=DATA
F12C 94
F12D F1
F12E 23      INX H
F12F EB      XCHG
F130 2A      LHLD IHL
F131 8F
F132 F1
F133 7C      MOV A,H
F134 12      STAX D      ;((IA+2))=(H)
F135 13      INX D
F136 7D      MOV A,L
F137 12      STAX D      ;((IA+3))=(L)
F138 13      INX D
F139 EB      XCHG
F13A 22      SHLD IA      ;IA=CURR. ADDR.
F13B 91
F13C F1
F13D 78 LP3:  MOV A,B
F13E E6      ANI 80H      ;B7 RETAINED
F13F 80
F140 32      STA D7
F141 93
F142 E1
F143 DB LP4:  IN 42H
F144 42
F145 4F      MOV C,A
F146 E6      ANI 80H
F147 80
F148 47      MOV B,A
F149 3A      LDA D7
F14A 93
F14B F1
F14C B8      CMP B
F14D CA      JZ LP4
F14E 43
F14F F1
F150 79      MOV A,C
F151 E6      ANI 7FH
F152 7F
F153 4F      MOV C,A
;
F154 2A      LHLD IHL
F155 8F
    
```



```

F156 F1
F157 23      INX H
F158 22      SHLD IHL ;IHL COUNT UP & STORED
F159 8F
F15A F1
F15B 7C      MOV A,H
F15C FE      CPI 1CH ;1C=7168
F15D 1C
F15E F2      JP LP5
F15F 85
F160 F1
;
F161 3A      LDA WSO
F162 94
F163 F1
F164 B9      CMP C
F165 CA      JZ LP3
F166 3D
F167 F1
F168 2A      LHLD IA
F169 91
F16A F1
F16B 36      MVI M,OFFH
F16C FF
F16D 23      INX H
F16E 71      MOV M,C
F16F 79      MOV A,C
F170 32      STA WSO
F171 94
F172 F1
F173 23      INX H
F174 EB      XCHG
F175 2A      LHLD IHL
F176 8F
F177 F1
F178 7C      MOV A,H
F179 12      STAX D
F17A 13      INX D
F17B 7D      MOV A,L
F17C 12      STAX D
F17D 13      INX D
F17E EB      XCHG
F17F 22      SHLD IA
F180 91
F181 F1

```

```
F182 C3      JMP LP2
F183 3D
F184 F1
F185 00 LP5: NOP
F186 3E      MVI A, OAAH
F187 AA
F188 D3      OUT 42H
F189 42
F18A FB      EI
F18B 76      HLT
F18C C3      JMP LP1
F18D 0A
F18E F1
;
F18F 00 IHL: DW OH
F190 00
F191 00 IA:  DW OH
F192 00
F193 00 D7:  DB OH
F194 00 WSO: DB OH
END
```

航空宇宙技術研究所資料338号

昭和52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 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
