

## リアクションホイールとよじれ戻しモーターを用いた 硬 X 線/ $\gamma$ 線検出器 Welcome-1 (mk2) の方位角制御

斎藤 芳隆<sup>\*1</sup>・江澤 元<sup>\*1</sup>・釜江 常好<sup>\*1</sup>・窪 秀利<sup>\*1</sup>・鈴木 清詞<sup>\*1</sup>  
関本裕太郎<sup>\*1</sup>・高橋 忠幸<sup>\*1</sup>・田中 光明<sup>\*1</sup>・平山 昌治<sup>\*1</sup>・松崎 恵一<sup>\*1</sup>  
矢島 信之<sup>\*2</sup>・山上 隆正<sup>\*2</sup>・秋山 弘光<sup>\*2</sup>・郡司 修一<sup>\*3</sup>・田村 忠久<sup>\*4</sup>  
能町 正治<sup>\*5</sup>・宮崎 聡<sup>\*6</sup>・村上 浩之<sup>\*7</sup>・森 国城<sup>\*8</sup>・山崎 典子<sup>\*9</sup>

Tim Edberg<sup>\*10</sup>

## Azimuth Control System with A Reaction Wheel and A Torsion Relief Motor for Hard X-ray/ $\gamma$ -ray Detector Welcome-1 (mk2)

By

Yoshitaka SAITO, Hajime EZAWA, Tuneyoshi KAMAE, Hidetoshi KUBO, Kiyoshi SUZUKI,  
Yutaro SEKIMOTO, Tadayuki TAKAHASHI, Mitsuaki TANAKA, Masaharu HIRAYAMA,  
Keiichi MATSUZAKI, Nobuyuki YAJIMA, Takamasa YAMAGAMI, Hiromitsu AKIYAMA,  
Shuichi GUNJI, Tadahisa TAMURA, Masaharu NOMACHI, Satoshi MIYAZAKI,  
Hiroyuki MURAKAMI, Kunishiro MORI, Noriko YAMASAKI and Tim EDBERG

**Abstract:** We have developed the azimuth control system utilizing a reaction wheel and a torsion relief motor for the hard X-ray/ $\gamma$ -ray detector Welcome-1 (mk2). In this paper, we describe the hardware characteristics and the performance obtained from the ground test and the flight data.

### 概 要

硬 X 線/ $\gamma$  線検出器 Welcome-1 (mk2) の気球実験における方位角制御のために、リアクションホイールとよじれ戻しモーターを用いた制御方法による方位角制御システムを構築し

<sup>\*1</sup> 東京大学 理学部

<sup>\*2</sup> 宇宙科学研究所

<sup>\*3</sup> 山形大学 理学部

<sup>\*4</sup> 東京大学宇宙線研究所

<sup>\*5</sup> 高エネルギー物理学研究所

<sup>\*6</sup> 国立天文台

<sup>\*7</sup> 立教大学 理学部

<sup>\*8</sup> クリアパルス株式会社

<sup>\*9</sup> 東京都立大学 理学部

<sup>\*10</sup> Lawrence Berkeley Laboratory Univ. of California

た。制御に用いた部品のパラメーターの評価, 地上, および上空でのパフォーマンスについて報告する。

## 1. はじめに

硬 X 線/ $\gamma$  線検出器 Welcome-1 (mk 2) は, 1989年から1991年にブラジルでの気球実験[1]で用いてきた Welcome-1 (mk 1) 検出器[2][3]を, さらに低バックグラウンドをめざして改良した検出器である。開口角からのバックグラウンドの混入を減らすため, 視野を狭め以前の  $1/4$  である  $\pm 3.7$  度とした。したがって, より安定性に優れた姿勢制御システムが必要となった。

そこで, 我々は, リアクションホイールとよじれ戻しモーターを用いた方位角制御方法[4][5]を採用した。この制御方法はトルク源としてリアクションホイールを, 気球の回転との切り放し, および, アンローディング動作のためによじれ戻しモーターを用いる方法である。宇宙科学研究所気球工学部門で開発され, 赤外観測実験でその性能が確認されている。この方法を採用することで, 従来用いてきた, 「より戻し」制御方式[6][7]と比べ, より素早い応答時間のより安定な方位角制御が期待できる。

我々は, 新たに, 方位角制御部への入力となる方位角基準信号を生成し, 検出器の姿勢をモニターするシステムを構築した。方位角基準信号を電氣的な処理により作り出したところが新しい。また, 制御部と基準信号を作り出す部分とを切り分けたため, 仕様に対し柔軟な対応ができるようになった。

## 2. 方位角制御に対する要求

硬 X 線/ $\gamma$  線領域は, 宇宙の高温, 高エネルギー現象の核心にせまることのできる窓である。この領域の観測の特徴として, 天体からの信号の強度がバックグラウンドに比べて, 非常に小さいことがあげられる。したがって, 目標天体を追いつける (ON 観測) ばかりでなく, 同じ仰角でのバックグラウンド測定 (OFF 観測) を頻繁に行い, バックグラウンドの差し引きをすることが必要となる (ON-OFF 観測)。ただしパルサーの観測の場合, パルサー自身に  $\gamma$  線を放出しないタイミングがあるため, OFF 観測は不要である (見続け観測)。

バックグラウンドが多いこのエネルギー領域では, バックグラウンドをできるかぎり小さく抑えることが感度をあげるために必須である。今回, 開口角を狭め, 目標天体以外からの放射線の混入を減らす改良を行った。検出器の視野は深さ 28cm, 幅 5.5cm のコリメーターにより幾何学的開口角  $\pm 3.7$  度とした。この開口角の値は従来の Welcome-1 (mk 1) 検出器の半分であり, 開口部から侵入する放射線を  $1/4$  に減少させることができる。

この改良に伴い, 姿勢制御に対する要求が厳しくなり, 高精度の方位角制御が必要とされた。視野中心から目標天体が 1 度ずれると, エネルギーにもよるが, 検出効率は 10% 程度減少してしまうことになる。また, 星の方位角方向の移動に追従してゆく必要があるのだが, 今回の目標天体, かにパルサーは, 方位角方向の移動が最も速くなる南中時で, 10 分間に 8 度移動する。そして, 今回は行われなかったが, 典型的な ON-OFF 観測は, 20 度離れた ON 領域, OFF 領域の観測を各 10 分ずつを繰り返す (図 1 参照)。この時, 方位角が安定するまでの時間は移動時間を含めて 1 分程度であって欲しい。

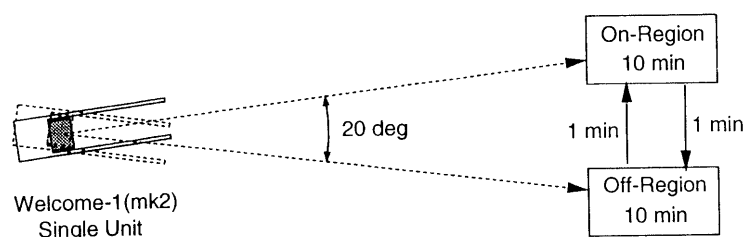


図 1 典型的な On-Off 観測。実際の Welcome-1 (mk 2) 検出器は左のような検出器が 32 本同じ方向に向いている

したがって、この検出器の方位角制御に対する要求としては、

- ・絶対精度は $\pm 0.5$ 度、変動率は $\pm 0.5$ 度。
- ・10分間に8度の移動が安定しながらできること。
- ・20度の回転が、1分以内に安定すること。

である。将来的には、さらに開口角を狭めてゆく予定であるので、0.1度程度の制御まで達成可能であるリアクションホイールとよじれ戻しモーターを用いた制御方法を今回から取り入れることにした。

### 3. 方位角制御システム

#### 3.1 全体構成

方位角の制御を行うためには、目的の方位に回転される部分と、回転指令を出す部分、そして、検出器の状況をモニターする部分とが必要である。このシステムの全体図を図2に示す。地上では、センサーの値、および、各回路の状況をモニターしつつ回転指令を送る。その指令を受けて上空では方位角基準回路が方位角制御回路に与える信号を作り出す。そして、方位角制御回路がリアクションホイールとよじれ戻しモーターを操り、検出器を目的の方位角へと向け、その方位で安定させている。

新たに導入したのが方位角基準回路である。従来、地上からの指令に従い、磁場センサーを回転させ、その出力を直接方位角制御回路に入れていた。しかし、この方法は検出器の内部磁場の影響を受けやすいという欠点があった。今回、磁場センサーを固定し、電気的に方位角基準回路で処理することにより可動部分をなくしたため、内部磁場の影響を受けにくくなった。

また、方向制御信号を作る部分を方位角制御回路、方位角基準回路の2つに切り分けることにより、観測者の要求は方位角基準回路のみに押し込めている。したがって、方位角基準回路のみを取り替えることにより、制御信号の改善、あるいは、制御の種類の変更を容易に行うことができる。

#### 3.2 制御部

##### 3.2.1 リアクションホイールとよじれ戻しモーター

方位角制御は、リアクションホイールとよじれ戻しモーターとを用いて行った。方位角制御は、(1)ゴンドラに与えるトルクを生み出す機構と、(2)つりひもの定常的よじれを取り除き、ホイールに蓄積された角運動量を放出させる機構とが必要である。この制御方式では、(1)の機構のためにリアクションホイールを(2)の機構のために、よじれ戻しモーターを用いている。

リアクションホイールはゴンドラの下部に取り付けた。赤外の観測の場合、ゴンドラ上部に取り付けられていたが、大きな仰角での天体観測の場合、ホイールがγ線を遮ってしまうため、下部に位置している。ホイールの諸

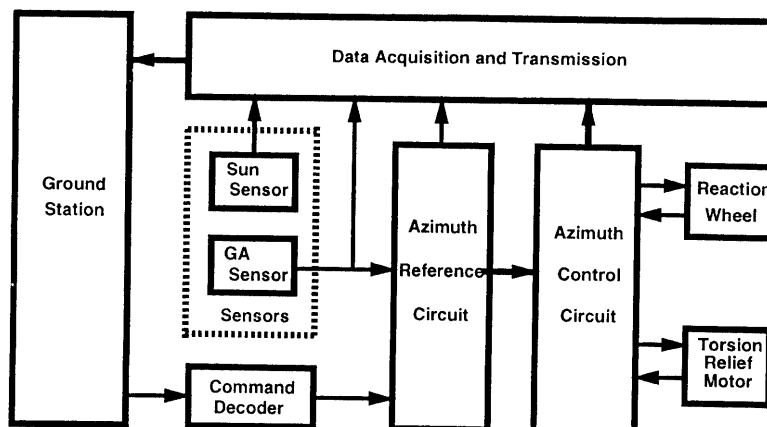


図2 方位角制御システム信号流れ図

表1 リアクションホイール諸元

項 目	数 量
半 径	0.35m
重 量	20kg
慣性モーメント	1.6kg・m <sup>2</sup>

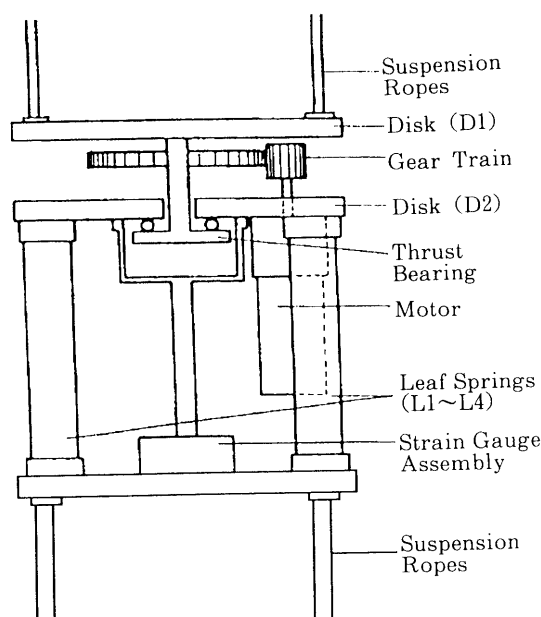


図 3 よじれ戻しモーター概念図

表 2 駆動モーター諸元

項 目	数 量
電流／トルク定数	0.042N・m/A
逆起電圧定数	0.046V/(rad/s)
内 部 抵 抗	9.5Ω
推奨回転数最大値	523rad/s
ギヤヘッド減速比	52.9

元を表1に示す。

よじれ戻しモーターは、上部に取り付けざるをえないが、ゴンドラとの距離を5m以上離すことにより、遮蔽しないように対処した。図3に、よじれ戻しモーターの概念図を示す。板ばねにためられたよじれを、張力センサーで読みだしている。

制御に用いたモーターの諸元について、表2にまとめた。このモーターはリアクションホイール駆動用、および、よじれ戻しモーターとに用いた。モーターを駆動するパワーアンプは、PWM変調方式を用いた速度制御ループを持った市販のサーボモーター用駆動用アンプを用いた。

### 3.2.2 諸元の評価

初期動作がおわり、ゴンドラの方角角が目標方向に接近し、リアクションホイールの回転角速度が線形制御領域に入ってから動作を考える。この系は図4のようにモデル化できる。ここで使用する記号は図中に示す通りである。このモデルをもとに、リアクションホイール駆動モーターに入力電圧  $e(t)$  を加えた場合の運動方程式を考えると、

$$I_W \cdot \theta''_W = -T_m \quad (1)$$

$$I_G \cdot \theta''_G = T_m + T_s \quad (2)$$

$$T_s = k_s(\theta_B - \theta_G) \quad (3)$$

$$T_m = \frac{(n \cdot k_T) \cdot e}{R} - \frac{(n \cdot k_T)(n \cdot k_F)(\theta'_W - \theta'_G)}{R} \quad (4)$$

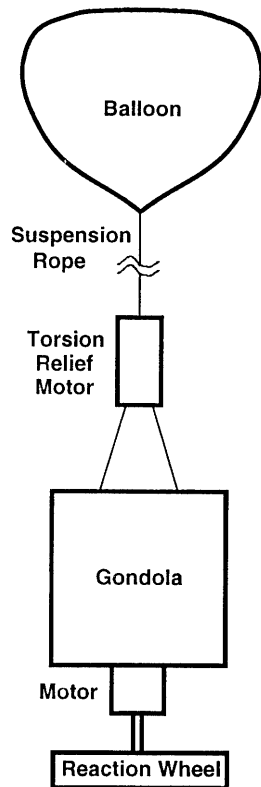
よじれ戻しモーターが十分機能している場合、 $T_s \sim 0$ とみなせる。これらをラプラス変換し、入力  $E(s)$  と出力  $\theta_G(s)$  との伝達関数  $G(s)$  として整理すると、

$$G(s) = \theta_G(s) / E(s) \\ = n \cdot K_m / (I_G \cdot K_F \cdot s(s + n^2 \cdot K_m(1/I_W + 1/I_G))) \quad (5)$$

ここで、 $K_m$  はモーター定数で、

$$K_m = K_T \cdot K_F / R \quad (6)$$

である。制御特性を決めるパラメータ、時間遅れ時定数  $T_d$  は、



## Parameters

- $\theta_G$  : Rotation Angle of the Gondola  
 $\theta_W$  : Rotation Angle of the Reaction Wheel  
 $\theta_B$  : Rotation Angle of the Balloon  
 $I_G$  : Moment of Inertia of Gondola  
 $I_W$  : Moment of Inertia of Reaction Wheel  
 $K_S$  : Spring Constant of the Suspension Rope  
 $n$  : Reduction Gear Ratio of the Motor  
 $K_F$  : Current/Torque Constant  
 $K_T$  : Induce Electromotive Force Constant  
 $R$  : Internal Resistance

図4 リアクションホイールとよじれ戻しモーターを用いた制御方法のモデル

$$T_d = 1 / (n^2 \cdot K_m (1/I_W + 1/I_G)) \quad (7)$$

である。制御の道筋をブロック線図で表すと図5のようになる。

ゴンドラの慣性モーメントを  $80 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$  と仮定すると、角運動量保存則より、

$$\begin{aligned}
 \theta'_G &= (I_W / I_G) \cdot \theta'_W \\
 &= (1.6 / 80) \cdot (523 / 52.9) \\
 &= 0.2 (\text{rad/s})
 \end{aligned} \quad (8)$$

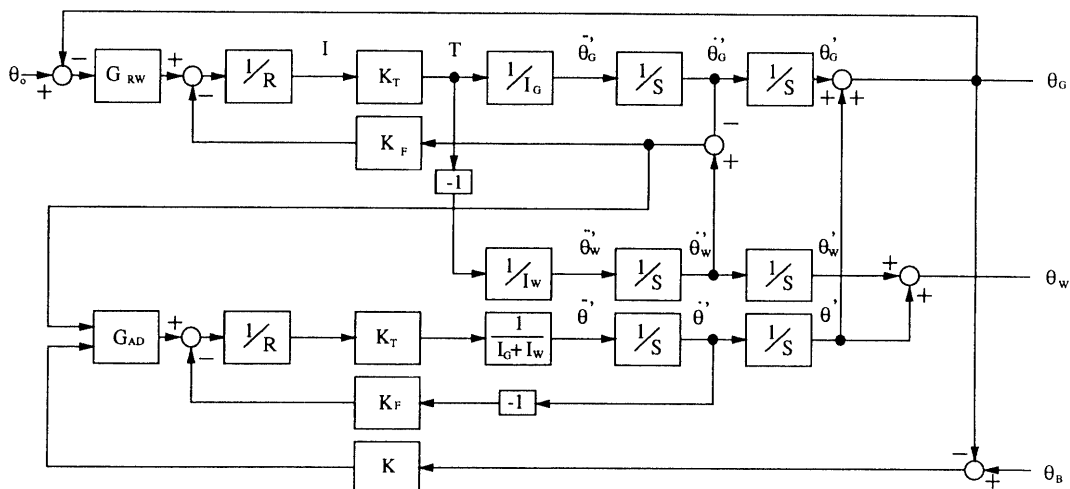


図5 方位角制御ブロック図

ゴンドラの最高角速度は  $0.2\text{rad/s}$  と計算できる。気球の回転速度は、フライト中の実測値から、大きい場合でも  $0.01\text{rad/s}$  であることが知られており、この値はゴンドラの最高角速度の  $1/20$  程度にすぎない。したがって、外乱は線形制御の範囲で十分吸収可能である。

また、遅れ特性時間  $T_d$  は、

$$\begin{aligned} T_d &= 1 / (n^2 \cdot K_m (1/I_w + 1/I_G)) \\ &= 1 / (52.9^2 \cdot (0.042 \cdot 0.046 / 9.5) \cdot (1/1.6 + 1/80)) \\ &= 2.8(\text{sec}) \end{aligned}$$

となる。通常、外乱の変動周期は30秒以上であり、それに対して、 $T_d$  は十分小さいので、精度のよい制御の実現ができる。

### 3.2.3 方位角制御回路

方位角制御回路図を図6に示す。回路は大きく、上下2つにわけられ、上半分がリアクションホイール制御用、下半分がよじれ戻しモーター制御用である。フィードバックループは、方位角基準回路からの入力信号と、目標方向となす角度とが、正の相関にあるとき安定であり、その信号値が  $0V$  を示すところが安定点となる。回路は VME single height の基板におさまっており ( $15\text{cm} \times 10\text{cm}$  程度)、コンパクトな設計となっている。

#### (1) リアクションホイール制御部

リアクションホイール制御部は、方位角基準回路から与えられた目標からの方位角偏差信号を増幅し、かつ、積分補償回路をくわえ、リアクションホイールを駆動する信号を作っている。積分補償は、微量に残った方位角制御の定常偏差をなくすためである。

#### (2) よじれ戻しモーター制御部

よじれ戻しモーター制御部は、よじれ戻しモーターにつけられた、よじれトルク検出器出力を高ゲインの演算増幅器で増幅し、モーターを駆動する信号としている。また、リアクションホイール駆動用モーターの回転数検出器の出力も積分補償回路を経て、オフセットとして加えられている。これら2つの信号により、よじれ戻しモーターはつりひものよじれがゼロとなるよう回転するとともに、リアクションホイールの回転数の増加に対してもこれを減少させる方向のトルクを発生する。この機能の詳細は参考文献[4]を参照されたい。

### 3.3 方位角の検出、回転指令信号生成部

上で述べた方位角制御を実現するためには、まず、絶対空間上での検出器の方位角を精度よく検出し、それに基づいて回転指令を送ることが必要である。この章では、方位角を検出するセンサー、および、地上からの指令とセンサーの値から回転指令信号を作る方位角基準回路について述べる。

#### 3.3.1 センサー

今回、検出器の方向を知るために用いたセンサーは、三軸磁場センサー、太陽センサーの2種である。データ収集／転送の章で述べるように、これらの信号は、電波で地上へと転送され、オンライン、あるいは、オフラインでその時点での方向を定める情報とした。

##### 三軸磁場センサー

これまでの観測では、一軸の磁場センサーを回転テーブルの上にのせ、その信号を直接、方向制御回路に入れていた。しかし、この方法には、磁場計の配置が変わることに伴い、内部磁場が変化する影響を受けてしまうという欠点があった。そこで、今回は、後の述べるような、方位角基準回路を用い、固定した三軸磁場センサーから制御信号を生成した。これに伴い、上空での磁場の変化が測定でき、検出器の方向も知ることができるようになった。

今回、用いた三軸磁場センサーは、Bartington 社製の MAG-03MS という製品である。フラックゲート型で、非常にコンパクトであり、地磁気程度の静的な磁場に対して高感度なセンサーである。表3に諸元をまとめ

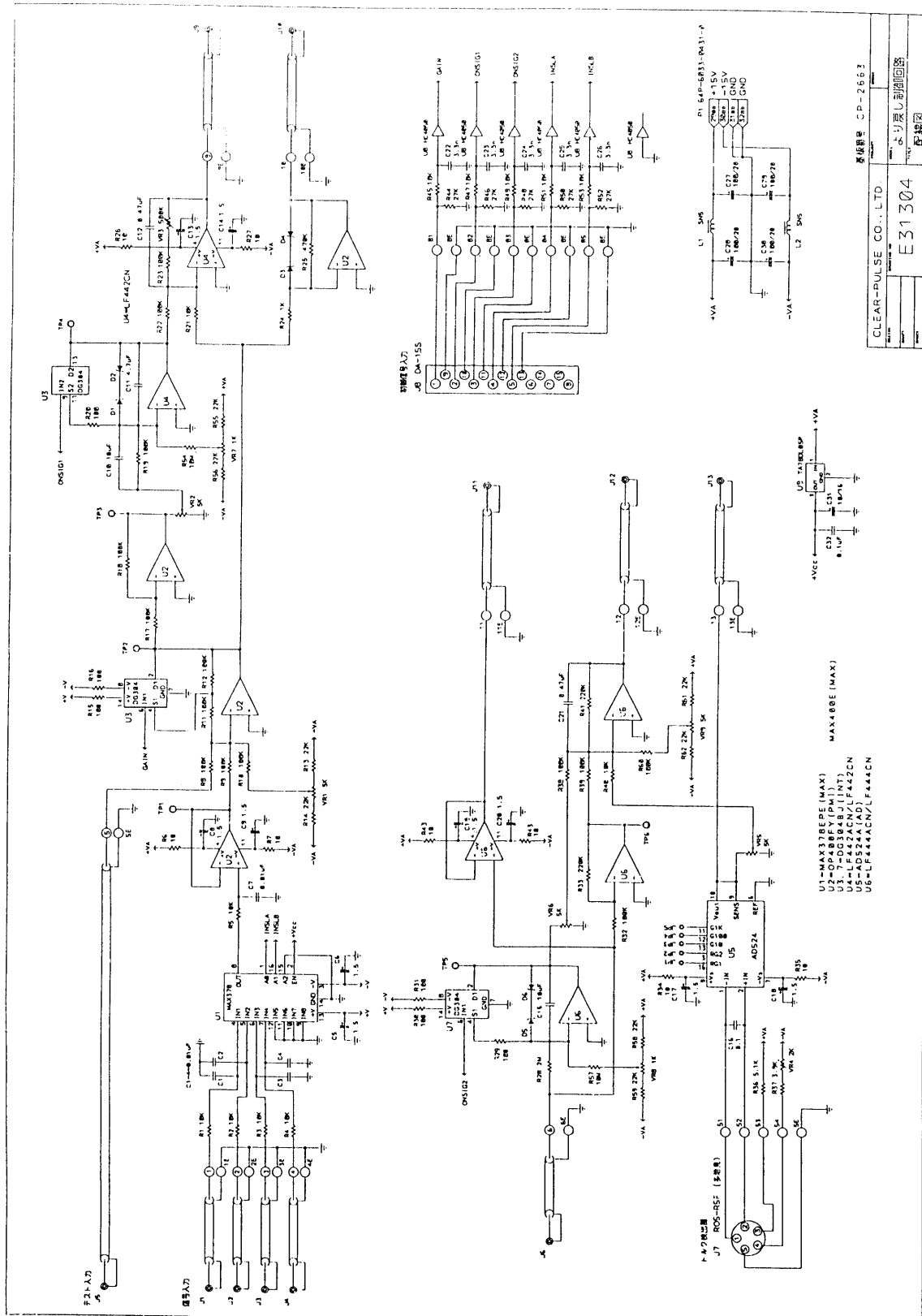


表 3 三軸磁場センサー諸元

項 目	数 量
大 き さ	32mm×152mm×32mm
重 量	150g
動作温度範囲	-10℃～+60℃
電 源 電 圧	±15V
消 費 電 流	20mA
計 測 範 囲	±1gauss
感 度	10V/gauss
精 度	±0.5%
オフセット誤差	10nT
直 交 性	±0.5°

表 4 一次元位置検出素子, S1352の諸元

項 目	数 量
大 き さ	2.5mm×34mm
位置検出誤差	125μm
有 効 範 囲	中心から端へ75%
動作温度範囲	-10℃～+60℃

た。

磁場センサーは、ネジ、ナットといった磁気を帯うるもの、電流が流れているものからできるかぎり離して取り付けた。全系を配備したのち、地磁気以外の影響がでない屋外において、検出器全体により磁場のゆがみを測定した。地磁気の値はIGRF (International Geomagnetic Reference Field) [8]の値を参照し、絶対方位角は太陽の方位角から求めた。この較正により、地上においては±0.2度の精度で方位角を定めることができた。

#### 太陽センサー

浜松ホトニクス社の一次元位置検出素子, S1352 とスリットを用いて太陽センサーを製作した。従来、使われていた太陽センサーは、太陽電池二枚を左右に開いた角度に組み合わせ、発電量を比較することで方向を示していたが、反射等の影響を受けてしまうため、精度がよくなかった。一次元位置検出素子, S1352 の諸元について表4に示す。

この素子は、平板状のシリコンであり、表面にP層、裏面にN層、そして、中間にあるI層から構成されている。入射した光は、光電変換され、光電流として、P層の左右の端につけられた電極から読みだされる。電流が流れるP層は全面に均一な抵抗値を持っているため、光電流は電極までの距離（抵抗値）に逆比例して分割される。したがって、左右の出力の差を和で規格化することにより入射光エネルギーによらず光の入射位置を決定することができる。

今回のセンサーは、一次元位置検出素子の感度方向と直交する方向に幅500μmのスリットを組み合わせたものである。図7に外観図、諸元を示す。方位角±50度、仰角0度から80度の視野を持つ。これを二台搭載し、片方はγ線検出器と同じ方向を向くように取り付け、もう一台は、今回の観測対象である、カニバルサーにγ線検出器が向いている時に、太陽が視野中心近くへくるように取り付けた。

地上で検出器に取り付けた状態での較正をおこなった。しかし、空の背景光の影響があり、大きな離角での較正ができず、仕様範囲は方位角±20度となってしまった。暗室における検出器単体での較正が必要であった。

#### 3.2.2 方位角基準回路

方位角基準回路はセンサーの出力を参照しつつ、地上からの回転指令にしたがって方位角制御回路へ与える信号を作る回路である。今回、新たに方位角基準回路を作るにあたり、簡単なアナログタイプと高度な機能を持つデジタルタイプの2種類を製作し、上空で両者を切り替えられるようにした。残念ながら、デジタルタイプは放



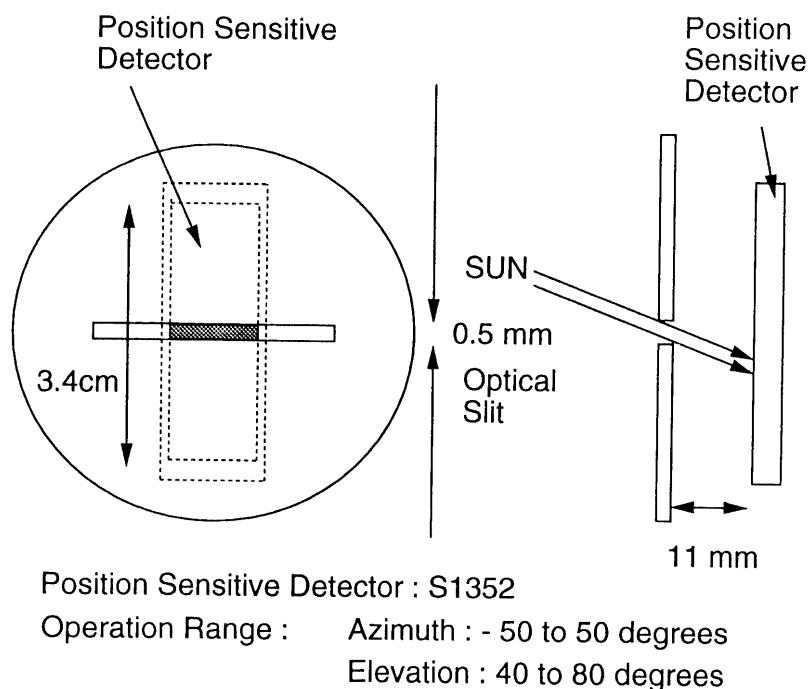


図7 太陽センサー外観図

球直前の最終動作のときに故障していることが分かったので、実際の実験では用いなかった。

#### (1) 方位角基準回路 (アナログ)

方向制御信号生成ボードは、三軸磁場センサーの一軸にオフセット電圧を加え、方向制御ボードへ出力している。このオフセット電圧をコマンドで変化させることでゴンドラを回転させ、方位角90度から250度の制御ができる。結果としては、今回の観測ではこの狭い制御範囲で十分であった。しかし、この方法は磁場の強度変化に弱い、方位角によって出力信号のゲインが異なり、ゲインの調整が十分できないという欠点がある。したがって、以下に述べるデジタルタイプのほうがこれらの点で優れている。

#### (2) 方位角基準回路 (デジタル)

新たに ADA ボードを開発し、方位角基準回路の役割をさせた。ADA ボードは、小型、軽量、低消費電力、高信頼性、という特徴を持った PPB 形式 (Polar Patrol Balloon) のモジュールである。PPB 形式の特徴については、データ収集／転送の章で詳しく述べる。図8に概念図を示す。他の PPB モジュールと同様に Z 80 CPU, ROM, Dual Port Memory, を持つほかに、ADC, DAC, Up/Dowm Counter を持つインテリジェントボードである。アナログ信号を ADC で一度デジタル化し、CPU においてなんらかの演算を行ったのちに、DAC でアナログ信号を出力することができる。入力、アナログ入力 4ch, デジタル入力 8 ビット, 出力は、アナログ出力 2ch である。ROM を変えることにより、広範な機能を持たせることができる。

センサー出力をアナログ入力から、コマンド情報をデジタル入力し、アナログ出力から制御信号を出力するようなプログラムを書き、方位角基準信号を作った。このボードを使う特点是、機械的に回路をいじることなく、ソフトのみで制御信号の改良を行えるところにある。計算機を用いることは計算時間による対応に遅れがあるのであるが、今回試みた簡単なプログラムの場合、0.1秒の遅れにとどまっており、問題はなかった。

### 3.4 データ収集／転送

検出器の方位角を制御するためには、センサーで得られた検出器の状況を地上に送ること、地上からの回転指令を上空へと伝達すること、が必要である。我々は、南極パトロール気球のために開発された PPB 形式のモ

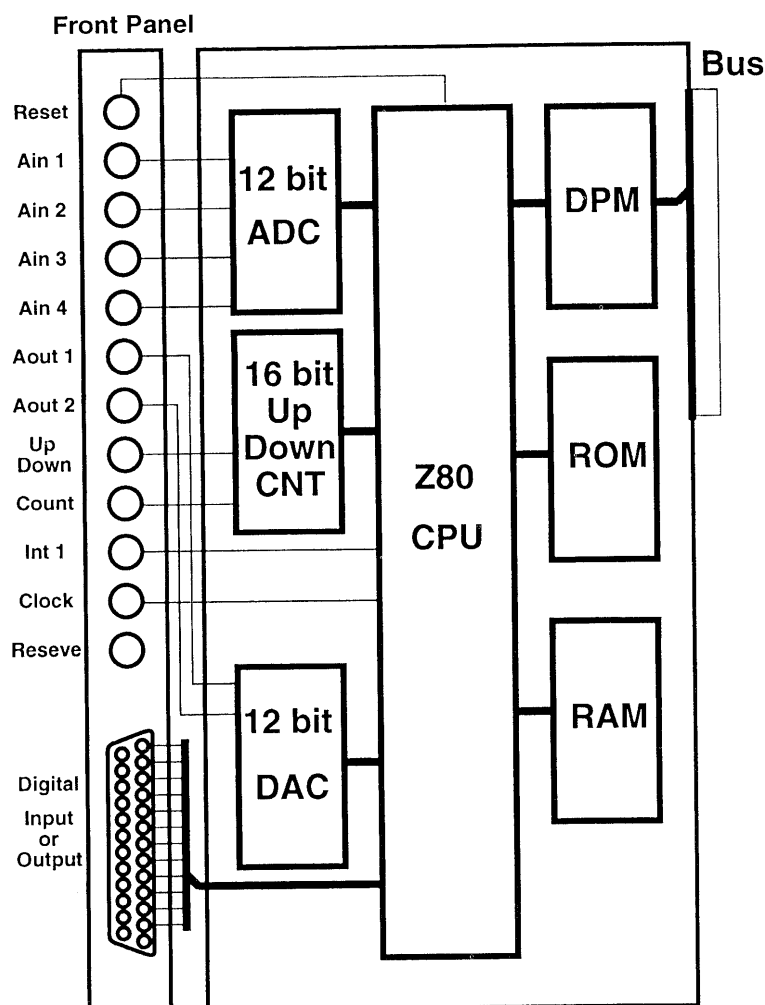


図 8 ADA ボード概念図

ジュールを用いてデータ収集／転送を行った。図 9 にデータ収集／転送のブロック図を示す。

PPB 形式の特徴として、

- ・CPU（マスター）ボードからは他のスレーブボードは単なるメモリーに見えている。したがって、1つのスレーブボードの故障によってすべてがハングアップしてしまう心配がない。
- ・クロックにしたがって、マスターボードが動くタイミングとスレーブボードがアクセスするタイミングを完全に切り分けており、デザインを簡単にしている。これは、省電力につながっている。
- ・電力を食う PAL, GAL をシーケンサとして使わず、すべてのボードに Z80 CPU を搭載しその役割を担わせている。これにより、省電力化できている。

があげられる。我々は、さらに、

- ・システムプログラムをアセンブラでなく C 言語で書いた。これにより、短時間のうちにプログラムの整備をすることができ、多種類のボードを動かすことができた。可読性を高めたため、将来的にも容易な開発、拡張性を持つ。

という改良を行った。

図 9 中の ADC (12bit) によって、表 5 の情報を収集した。これらのデータは、Pulse Code Modulation (PCM) によって変調された後、電波によって地上に転送され、オンラインモニター、および、オフライン解析

表 5 ACS ADC channel

Sequential Cannel No.	Channel	Contents
1	1-1	Elevation Gauge 1
2	1-2	Elevation Gauge 2
3	1-3	Clinometer for Mid. Plane X-axis
4	1-4	Clinometer for Mid. Plane Y-axis
5	1-5	Gyroscope (Angle)
6	1-6	Gyroscope (Angular Velocity)
7	1-7	Sun Sensor-1 Right
8	1-8	Sun Sensor-1 Left
9	2-1	Sun Sensor-2 Right
10	2-2	Sun Sensor-2 Left
11	2-3	Pressure Gauge
12	2-4	Geomagnetic Aspect Sensor X-axis
13	2-5	Geomagnetic Aspect Sensor Y-axis
14	2-6	Geomagnetic Aspect Sensor Z-axis
15	2-7	Temperature of Crystal 1
16	2-8	Temperature of Crystal 2
17	3-1	Azimuth Control Signal
18	3-2	Reserved
19	3-3	Azimuth Control Error $\times 100$
20	3-4	Speed of the Reaction Wheel
21	3-5	Strain Gauge of the Torsion Relief Motor
22	3-6	Reaction Wheel Drive Signal
23	3-7	Torsion Relief Motor Drive Signal
24	3-8	Temperature of CPU

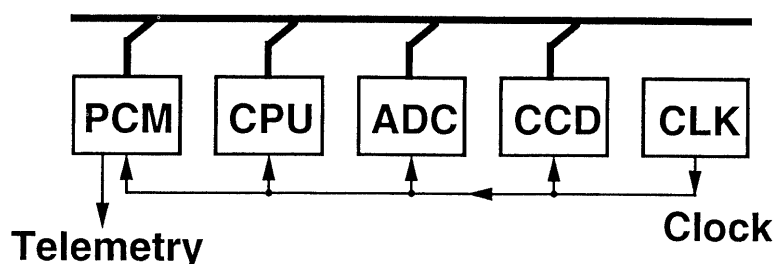


図 9 姿勢情報収集系モジュール間結線図

に使われた。PCM 波は 1673MHz を使い、データ転送速度は 16kbit/s とした。

地上から上空への指令を表 6 にまとめた。指令は、A, B 両チャンネル各々 15 チャンネルずつが使えるが、30 種類の指令は十分ではなく、以下のような工夫を行っている。これらのうち、方位角制御に関連する指令は、A-7 azimuth control on/off, A-10 ACS command select, A-11 ACS command execute, A-12 CW/CCW, A-13 fixed rotation (large), A-14 fixed rotation (small), A-15 continuons rotation, である。

#### On/Off

A-7 指令は方位角制御を開始する。終了するのトグルとなっている。レベルフライトに到達した後、方位角制御を開始する。この on/off を行うことにより、回路中の積分用コンデンサーにたまった電荷を放電させることもできる。

#### 回転指令

上空での方位角を容易に変えられるように、回転指令には、大固定角度回転 ( $10^\circ$ ) 指令 (A-13), 小固定角度回転 ( $1^\circ$ ) 指令 (A-14), 連続回転指令 (A-15) の 3 種類を用意した。固定回転指令は一度指令を送ると、決まった角度回転するモードであり、連続回転指令は指令を送り続けているあいだ回転し続けるモードである。事故を防ぐため、指令は 5 秒以上送り続けないと有効とならないよう設定されている。連続回転指令だけでは微小な回転の指令が難しいため固定回転モードを取り入れた。また、固定角度回転により、容易に ON/OFF 観

表 6 指令系統

Cannel No.	Contents
A-1	main cutter
A-2	ballast (12 kg/s)
A-3	leak valve - radio buoy on/off
A-4	change transmitter (crystal 1673 MHz → transistor 1673 MHz)
A-5	change transmitter (crystal 1687 MHz → transistor 1687 MHz)
A-6	main cutter
A-7	azimuth control on/off
A-8	elevation up
A-9	elevation down
A-10	ACS command select
A-11	ACS command execute
A-12	CW / CCW
A-13	fixed rotation (large)
A-14	fixed rotation (small)
A-15	continuous rotation
B-1	CCD CPU reset
B-2	event generator on/off
B-3	veto module on/off
B-4	HV select
B-5	HV on/off
B-6	main CPU reset
B-7	main CPU program mode
B-8	main CPU trigger mask change
B-9	main CPU interrupt
B-10	main mask all
B-11	CCD command select
B-12	CCD parameter select
B-13	CCD command set
B-14	gyro light-offset cancel
B-15	gyro home direction set

表 7 選択指令の仕様

A-10 を送った回数によって、A-11 の実行指令を送った時の動作が異なり、それぞれ、表の動作をする。特に、Azimuth-control circuit program mode select は、それが選択されるたびに右のように program mode の選択枝が切り替わり、目的の program mode が選ばれている時に実行指令を送るとその mode が選ばれる、という仕様である。

No. mod 4	Command	No. mod 4	Command
0	Azimuth-control circuit program mode select	0	Program mode 1
		1	Program mode 2
		2	Program mode 3
		3	Program mode 4
1	Azimuth-control circuit program mode execute		
2	Azimuth-reference circuit digital / Analog		
3	Rotation speed low / high		

測を行うことができる。今回の観測では、小固定角度回転 ( $1^\circ$ ) 指令 (A-14), 連続回転指令 (A-15) を組み合わせ、観測対象のかにパルサーを追いかけた。回転の方向は A-12 によってトグリでできりかわる。

### モード切り替え

A-10 の選択指令, A-11 の実行指令は、指令の系統数の少なさを補うための指令方法である。表 7 に示すように、選択指令は送った回数によって異なる指令を意味し、実行指令を送ることによりその指令が発動する。これらの指令は、特殊な場合にのみ用いられるものであり、このような少々時間がかかる指令方法でも問題ないものばかりである。

### 3.5 パフォーマンス

地上での制御実験の結果を示す。天井からクレーンでゴンドラを吊り下げ、三軸磁場センサーの Y 軸の時間変化をペンレコーダーでモニターした。このとき、方位角基準回路はアナログタイプを用いている。図10は、三軸磁場センサーの Y 軸（方位角制御に用いた信号）が 0V となる方向で安定しているときに、段階関数的にオフセット電圧 1V を加え、暫く時間がたったのちに再び段階関数的にオフセット電圧を 0V とし、ステップ応答

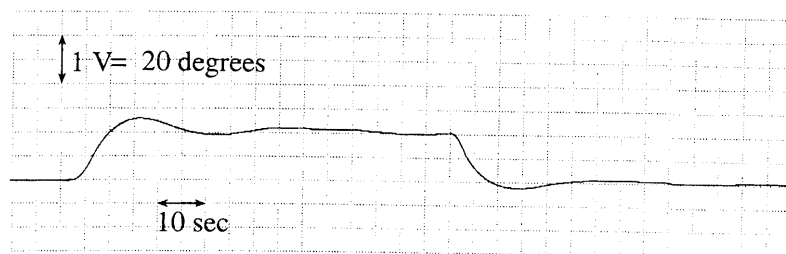


図10 地上での方位角制御試験。1度相当の振幅に収束するまでに1分程度かかる

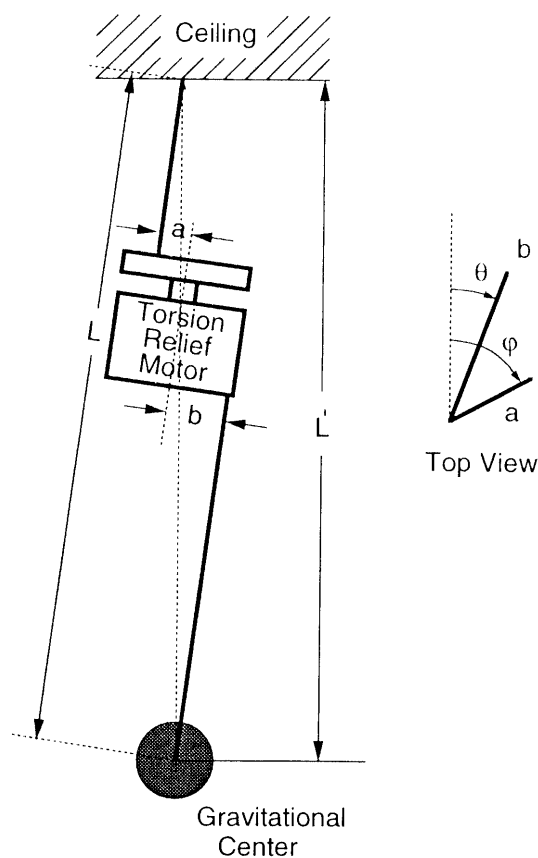


図11 モデル化した実験の状況図

をみた。三軸磁場センサーのY軸の振幅が2.8V程度であったので、このオフセット電圧を加えることによってゴンドラは20度程度回転する。0.05V（1度相当）の振動に収束するまで1分程度かかっていることが分かる。なお、実際の気球実験での回転操作としては、徐々にオフセット電圧を変化させるコマンドを送っているため、制御信号の急激な変化はなく、このような大きなオーバーシュートは見えていない。

### 3.6 実験で明らかになった問題点—不安定となる方向の存在—

次のような地上テストを行ったところ、方位角制御が効かなくなる方向があることが分かった。実験は、三陸大気球観測所の屋内で高さ8.5メートルから、クレーンで検出器を吊り下げて行った。図11にモデル化した図を示す。ゴンドラの全長は2.5m、ゴンドラとよじれ戻しモーターの距離は5mに固定していたため、よじれ戻しモーターとクレーンの距離は1mと、十分な距離は取れなかった。

このとき、次の現象が見られた。

- ・安定した状態から、ゴンドラを回転してゆくとよじれ戻しモーターが急に回転し、ゴンドラが逆方向に回転し始める方向がある
- ・そのまま放っておいても、検出器の振動は50度程度の振幅で振動しつづけ、安定しない。
- ・また、制御を切り、ゴンドラを手で回転させると、あるところで、よじれ戻しモーターが急によじれを戻す。
- ・よじれ戻しモーターと吊り下げ点の距離を離すと改善する。

これは、次のように、よじれ戻しモーターの回転軸と吊りひもとが一致していなかったことによる影響であることが分かった。

図11のように、 $a, b, L$ をおく。重心と吊り下げ点との距離（ $L'$ ）は、 $a$ と $b$ の位置関係による。上のひものよじれの角を $\phi$ 、検出機の向く方向を $\theta$ とおくと、 $L'$ は、

$$L' = \sqrt{L^2 + a^2 + b^2 + 2ab \cos(\theta - \phi)} \quad (9)$$

したがって、吊り下げ点を基準とするゴンドラの重力ポテンシャルは、

$$U_g = -Mg\sqrt{L^2 + a^2 + b^2 + 2ab \cos(\theta - \phi)} \quad (10)$$

$$\simeq -MgL \left( 1 + \frac{a^2 + b^2 + 2ab \cos(\theta - \phi)}{2L^2} \right) \quad (11)$$

となる。ここで、定数項を除くと、

$$U'_g = -\frac{Mgab}{L} \cos(\theta - \phi) \quad (12)$$

とおける。一方、ひものよじれによるポテンシャルは、

$$U_i = A\phi^2 \quad (13)$$

と考えられる。したがって、全体のポテンシャルエネルギーは、

$$U = A\phi^2 - \frac{Mgab}{L} \cos(\theta - \phi) \quad (14)$$

$$= A(\phi^2 - \alpha \cos(\theta - \phi)) \quad (15)$$

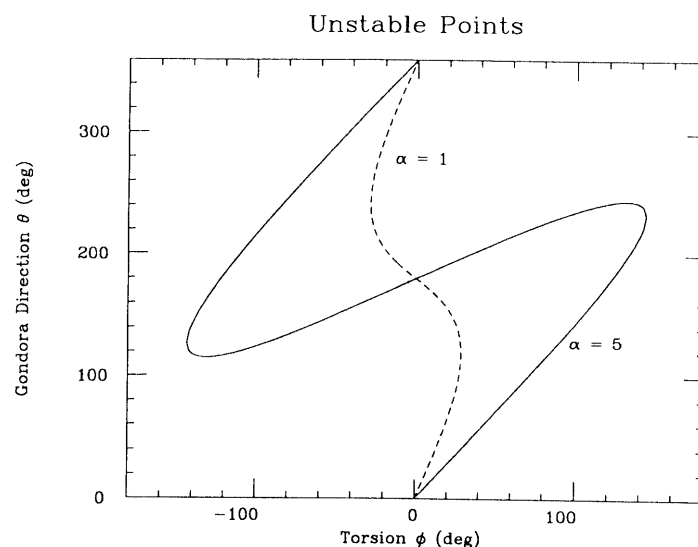
と表すことができる。トルク検出器のこのポテンシャルによる力を感じ、それがゼロになるように、よじれ戻しモーターを回転させる。すなわち、ゴンドラの回転（ $\theta$ の変化）に伴って、 $U$ が極小点をとるようによじれを戻す（ $\phi$ の変化）。

$$\frac{\partial U}{\partial \phi} = A(2\phi - \alpha \sin(\theta - \phi)) \quad (16)$$

となるので、

$$2\phi - \alpha \sin(\theta - \phi) = 0 \quad (17)$$

を満たす点を図12に示す。

図12  $2\phi - \alpha \sin(\theta - \phi) = 0$  を満たす点

ゴンドラが  $\theta = 0$  の方向を向いているとき、よじれ角は  $\phi = 0$  の方向で吊りあっている。しかし、ゴンドラを回転して行くと、 $\alpha$  の値によってふるまいがことなる。

- ・  $\alpha = 1$  の場合、 $\theta$  の変化とともに、図12の点線に沿って  $\phi$  は変化する。
- ・  $\alpha = 5$  の場合、 $\theta = 240^\circ$  付近までは図12の曲線に沿って変化するが、 $\theta$  がそれより大きくなると、突然、 $\phi$  は  $140^\circ$  から  $-80^\circ$  へとジャンプする。

実験で見られた動きは、 $\alpha = 5$  のような、 $\theta(\phi)$  が一意な関数でない場合である。このような不安定点が生じるのは、 $\alpha > 2$  の場合に相当する。よじれ戻しモーターと吊り下げ点の距離を話すと安定したのは  $\alpha$  が  $L$  に反比例するためと考えられる。実験を屋内で行い、吊り下げ点とよじれ戻しモーターとの距離が十分に取れなかったために、この現象は生じたものである。

この考察を確かめるために、屋外においてクレーン車でゴンドラを吊り下げ、よじれ戻しモーターと吊り下げ点の距離を十分に確保した状態(3m 程度)での制御テストを行った。このテストでは上記のような不安定は生じず、制御可能な範囲内で安定に動作した。

実際の気球実験では室内実験時に比べ、 $L$  は 5m 程度にのばしたため、この不安定は生じていない。また、この現象はよじれ戻しモーターの回転軸とつりひもとが一致していなかったことによる影響であるから、よじれ戻しモーターの軸にユニバーサルジョイントを入れることでも改善できると思われる。

#### 4. 1993年三陸気球実験

硬X線/γ線検出器 Welcome-1 (mk2) は、1993年6月5日、宇宙科学研究所三陸大気球観測所(北緯39.2度、東経141.9度)から放球された[9]。ゴンドラの総重量は580kg(バラストは含まず)、気球はWinzen社製180,000m<sup>3</sup>にヘリウムを封入した。この実験の経過を以下に示す。観測対象が、かにパルサー観測であったため、見続け観測を行った。ON/OFF観測は行っていない。

5日 07:50 放球

11:00 レベルフライト到達(高度36km, 6g/cm<sup>2</sup>)

11:30 かにパルサー観測開始

14:30 かにパルサー観測終了

23:25 気球切り離し

6日 06:00 ゴンドラ回収

#### 4.1 方位角制御の安定性

図13は、方位角制御開始時の動作である。気球の回転に伴い、方位角制御可能領域に十分入ってきた所で11時10分に制御開始信号を送った。制御開始時は、制御回路の初期特性のため動作初期の安定までにかかる時間は遅くなるが、2分程度で安定していることが分かる。

図14は、12時から13時での向けようと思った方位角と実際に向いていた方位角の差をプロットしたものであ

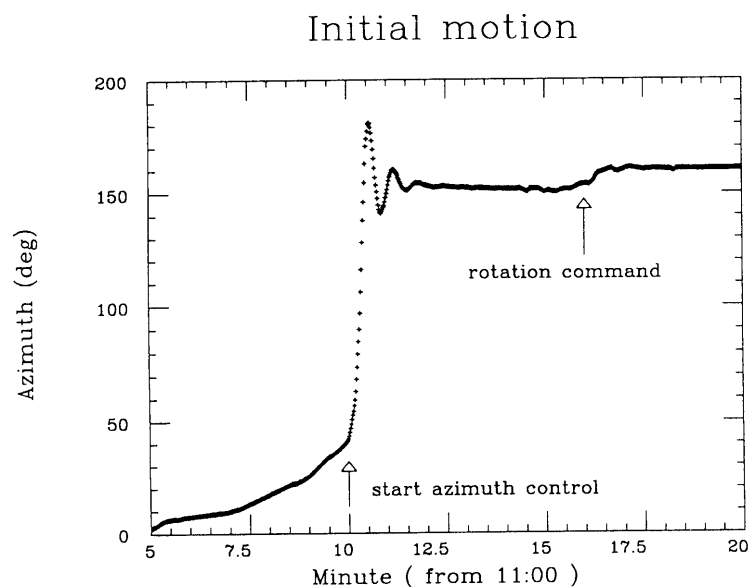


図13 方位角制御初期動作

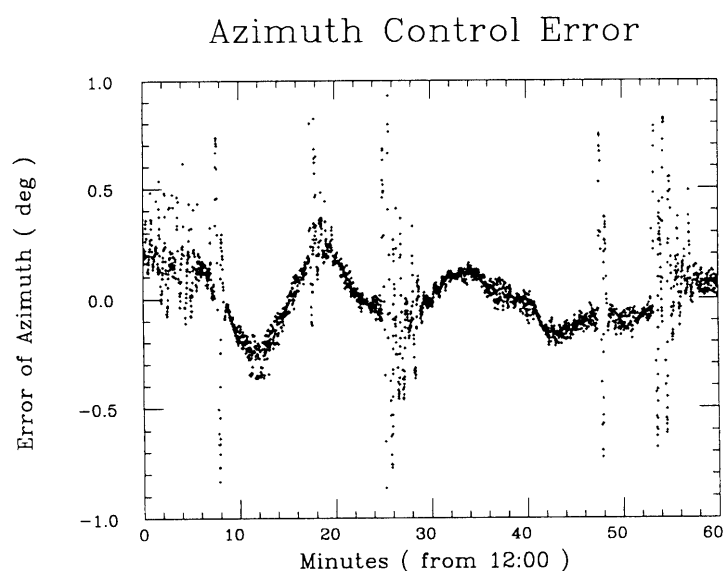


図14 方位角制御誤差。向けようと思った方位角と実際に検出器が向いていた方位角の差を示す。おおむね、0.3度で安定していることが分かる。ところどころ、突発的に振幅が大きくなっているのは回転指令を送っているためである



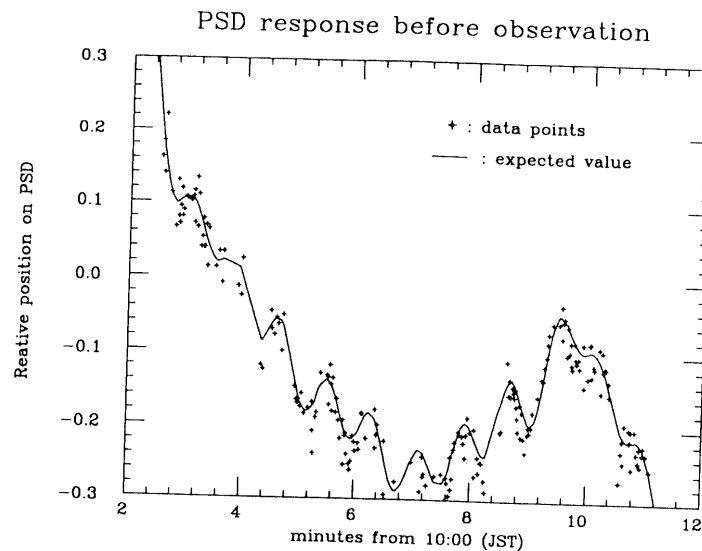


図15 磁場センサーから求めた絶対方位より期待される太陽センサーの出力（実線）と実際の太陽センサーの出力（点）の比較。こちらは、かにパルサー観測前の時点での比較である。データのばらつきは0.5度程度に相当する

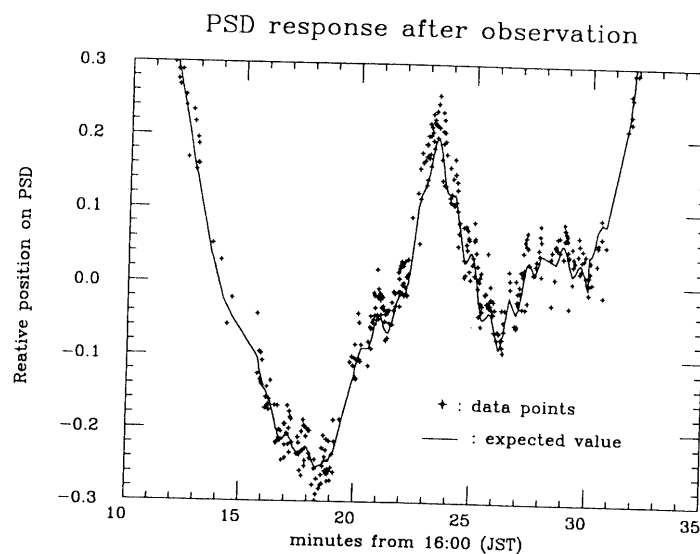


図16 かにパルサー観測後の、磁場センサー、太陽センサーそれぞれから求めた絶対方位の比較

る。48分の辺りなど、大きな差が見えているのは、ゴンドラを回転させたためである。28分の辺りなど、大きな差が長時間続いているのは回転させ続けたためである。回転による変動の増加は1分程度でおさまリ、変動率 $\pm 0.3$ 度で安定していたことが分かる。なお、10分程度のゆっくりとしたゆらぎは、制御回路内に存在する時定数と一致する。

#### 4.2 方位角のモニター

検出器の方位角は磁場センサーからと、太陽センサーからと独立に定めることができた。図15と図16は両者の比較を行った図であり、図15はかにパルサー観測前、図16はかにパルサー観測後の値を示す。レベルフライトに

到達した時にはすでに太陽の高度が $66^\circ$ と高く、気球に隠れてしまったため十分な光量がえられず、位置決定精度が悪かった<sup>1</sup>。磁場センサーから絶対方位を計算し、その絶対方位から太陽センサーの出力の期待値を計算した。太陽センサーの出力のばらつきは、ほぼ $0.5$ 度に相当する。観測の前後で両センサーが誤差の範囲内で一致していることから、磁場センサーのみでモニターした観測中の絶対方位精度も $\pm 0.5$ 度程度で正しいものと思われる。

## 5. ま と め

硬 X 線/ $\gamma$  線検出器 Welcome-1 (mk2) の視野をせばめ、 $\pm 3.7$ 度角としたため、素早い応答ができる安定な方位角制御システムが必要となった。そこで、新たに、リアクションホイールとよじれ戻しモーターを用いた制御方法を採用し、方位角制御システムを構築した。方位角基準信号を作り出す回路を製作したため、磁場の影響を受けにくくなったとともに、容易に機能の変更、拡張ができるようになった。また、よじれ戻しモーターの回転軸と吊りひもが一致していない場合、不安定な方向が生じ得ることが分かった。

1993年6月5日、三陸大気球観測所から放球し、かにパルサーの見続け観測を3時間行った。方位角制御システムは正常に動作し、 $\pm 0.3$ 度の変動率、安定までにかかる時間1分でのポインティングという十分な性能を発揮した。

## 参 考 文 献

- [1] 釜江常好, 他, 宇宙科学研究所報告特集第31号, 1993年3月, “ブラジルにおける大気球実験—1991年度の報告とまとめ—”.
- [2] T. Takahashi, 他, 宇宙科学研究所報告特集第30号, 1992年2月, “New Hard X-ray/ $\gamma$ -ray Telescope—Welcome-1—and Observation of SN 1987A”.
- [3] 山岡典子, 他, 宇宙科学研究所報告特集第27号, 1990年12月, “MCPを用いた気球用高感度スターセンサーシステムの開発”.
- [4] 矢島信之, 他, 宇宙科学研究所報告特集第30号, 1992年2月 “「よじれリアクション」制御方式”.
- [5] 廣本宣久, 他, 宇宙科学研究所報告特集第4号, “リアクション・ホイールによる気球赤外望遠鏡の姿勢制御”
- [6] 西村 純, 他, 東京大学宇宙航空研究所報告第5巻第1号(B) “よりもどし方式による方向規正”
- [7] 西村 純, 他, 東京大学宇宙航空研究所報告第6巻第1号(C) “よりもどし方式による方向規正(II)”
- [8] Peddie, P. W. *et al.*, 1991 : *J. Geomag. Geoelectr.* **43**, 1007.
- [9] 関本裕太郎, 他, 宇宙科学研究所報告出版予定, “三陸における硬 X 線/ $\gamma$  線観測気球実験”.

<sup>1</sup> 観測全般を通じ、光量は期待していたよりも低かった。これは、放球時が濃霧であったため、センサーの全面に取り付けた光学フィルターに露が付き、これが上空で凍結し、霜となって太陽光を散乱していた恐れがある。