

気球望遠鏡 BAT-2 の開発*

田中 済^{*1}・中田 好一^{*1}・尾中 敬^{*1}・田辺 俊彦^{*1}
橋本 修^{*2}・中桐 正夫^{*3}・小平 桂一^{*3}・矢島 信之^{*4}

Balloon-borne Telescope BAT-2

By

W. Tanaka, Y. Nakada, T. Onaka, T. Tanabé, O. Hashimoto,
M. Nakagiri, K. Kodaira, and N. Yajima

Abstract: A development of the balloon-borne astronomical telescope BAT-2 with a 30cm reflector is described. It is equipped with a near-infrared Fourier transform spectrometer at the coude focus. The primary purpose is the high-resolution spectroscopy of red giant stars free from terrestrial atmospheric absorptions. In order to pursue these observations, a high-precision attitude control system is required. At the latest flight, the coarse control stage achieved the star-tracking with an accuracy of 0.1 arcminute, while the fine control stage obtained an accuracy of 1 arcsecond. In this report, the recent results of the attitude control are described as well as the instrumentation of BAT-2.

1. は じ め に

BAT-2 (図1) は口径15cm の BAT-1[2, 3, 4, 5] に引き続いて, われわれが1977年から開発を進めてきた30cm 気球望遠鏡(Balloon-borne Astronomical Telescope) である[6].

* 宇宙科学研究所特別事業費による研究論文

^{*1} 東京大学理学部

^{*2} 成蹊大学工学部

^{*3} 国立天文台

^{*4} 宇宙科学研究所

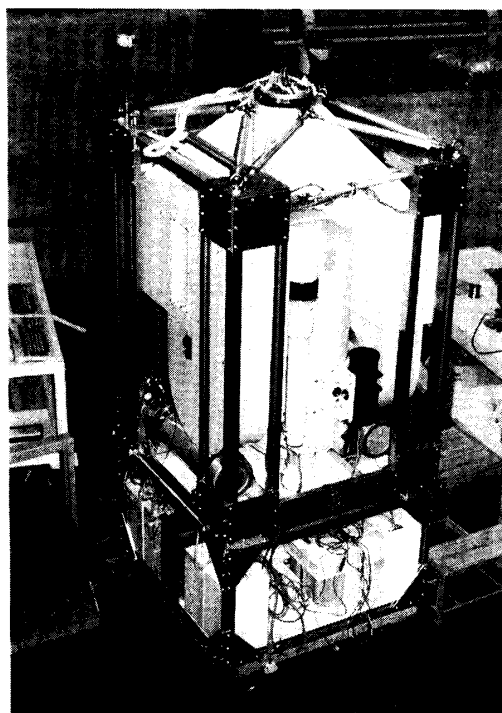


図1 BAT-2

概略の大きさは $1\text{m} \times 1\text{m} \times 2\text{m}$ 、重量は約 500kg ある。手前が主望遠鏡で、左に粗センサ、右にモニタ・カメラが同架されている。望遠鏡を囲うようにU字型のクーデ室があり、その上によじれ戻し軸受がある。フライト時にはこの外側に発泡プラスチックの覆いが付けられる。

そのクーデ焦点にはフーリエ分光器（FTS）が設置されていて、地球大気の影響を受けない低温度赤色巨星の近赤外域高分散スペクトル観測を行なうことを目的とする。種々の不都合からいまだに最終的な目標は達成されていないが、1989年6月のフライトで高精度の姿勢制御が実現されたのでその点を中心に開発状況を述べる。

フライトは1980、81年の技術フライト[9]を含めて、1982、87、88、89年と6回行なった。放球場所は1987、88年が日中共同実験の一環として行なわれたため鹿児島県内之浦町であるほかは岩手県三陸町である。1982年はよじれ戻し軸受（後述）のロック（以後使用せず）がはずれず姿勢制御ができなかったが、フーリエ分光器が上空で作動することは確認できた[7]。1987、88年は気球のバースト及びカッターの誤動作でいずれもレベルに達する前に実験が中止された[10, 12]。1989年は姿勢制御はほぼ完ぺきに行なわれたが、上空の低温低圧のためフーリエ分光器の調整が狂ってしまい、観測データは得られなかった[13]。

2. 光 学 系

光学系の概略を図2に示す。主望遠鏡は公称口径 300mm 、焦点距離 $5,460\text{mm}$ のクーデ式反射望遠鏡である。主鏡は口径 320mm 、焦点距離 911mm の凹放物面、副鏡は口径 66mm 、焦点距離 241mm の凸双曲面、主鏡～副鏡の距離 710mm 、副鏡～焦点の距離 $1,210\text{mm}$

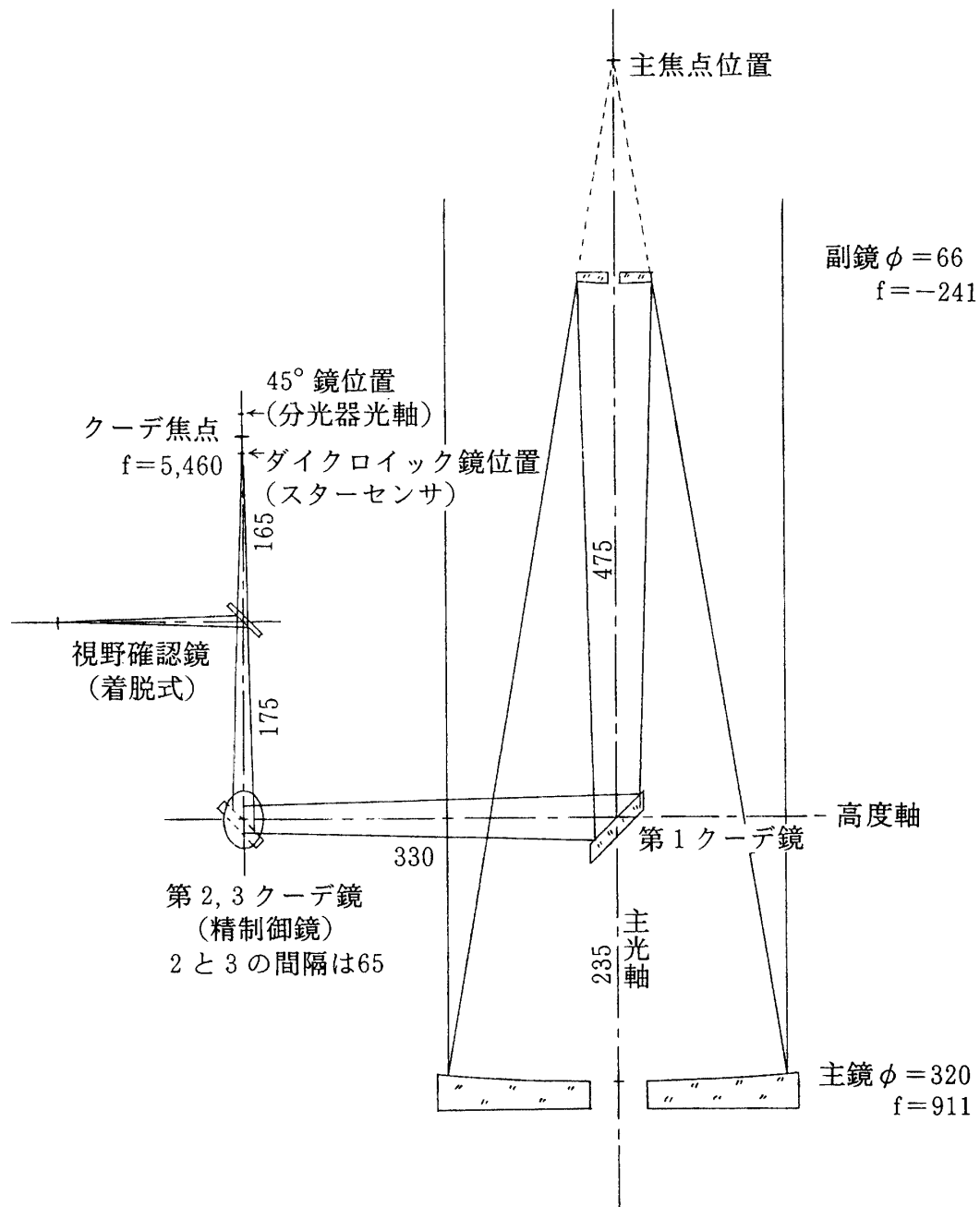


図2 光 学 系 (数字の単位は mm)

である。望遠鏡からの熱放射の影響を減らすため光学瞳の位置が副鏡面になるようにしてあり、合成 F 比は 18.3、従って正確な主鏡有効径は 298mm となる。クーデ鏡は短径 48mm、長径 68mm の楕円形の平面鏡で、副鏡から 475mm のところにあり、中心は高度軸と一致している。高度軸方向に 90 度曲げられた光は鏡筒を出たところでさらに径 50mm の平面鏡 2 枚で分光器室に導かれるが、この平面鏡で第 2 段の XY 精密制御が行なわれる。さらにクーデ焦点の直前に可視と赤外を分けるダイクロイック・ミラーがあって、可視光は精スター・

センサに導かれる。ダイクロイック・ミラーを透過した赤外線は45度鏡で水平方向に反射されフーリエ分光器に入る。精密制御鏡とスター・センサの間に45度鏡を挿入して接眼鏡(2mm 目焦点マツ付き, 天空上1 目1.29' 相当)に導き視野の確認をすることができる。さらにスター・センサの回転セクタ直後には潜望鏡を挿入し星を確認することができる。

主望遠鏡には口径100mm, 焦点距離600mmの色消しレンズを使った粗スター・センサと, 粗センサに星を導くための補助的なセンサとして, 焦点距離90mm, F1.0のキャノン製レンズを使用した星野モニタ・カメラが同架されている。モニタ・カメラに使われている固体撮像素子は32×32画素(ピッチ100 μ m)のレチコンで, 視野2°×2°, 1画素4'にあたる。

フーリエ分光器(FTS, 図3, 4)は赤外線検出器に固体窒素冷却のInSb(シンシナティ・エレクトロニクス製, 0.5mm ϕ , 負荷抵抗100M Ω)を使用して波長1.5 μ m~4 μ mを最高分解能0.5 m^{-1} で観測できる。フーリエ分光の原理等は別の文献[8, 11]を参照されたい。マイケルソン干渉計はビーム・スプリッタにCaF₂(Si単層膜コーティング)を使用し, 可動鏡はエア・ベアリングとムービング・コイルで最大6mm移動できる。ビーム径は25mmまでとれるが, このうち14mm ϕ を使用している。エアは10リットル, 150気圧窒素ボンベ2本からレギュレータ, 電磁バルブ, フローメータを経て2リットル/minで供給される。可動鏡の制御はHe-Neレーザ(波数15798.00296 cm^{-1})の干渉を利用して行なわれる。固定鏡はコマンドでその傾きをわずかに変え可干渉性を調整することができる。前光学系は径25mm(有効20mm), 焦点距離250mmのCaF₂レンズ2個を使用した1入力, 1出力型で, 光軸調整をかねた45度鏡2枚が干渉計の前後に置かれている。検出器ダイアフラム直径は1.6mmで, 精センサ視野と1:1に対応しており, 天空上1分角に当たる。

干渉計本体は温度圧力の制御された気密箱に入れられており, これが海に落ちたときの防水箱の役割もする。低温低圧の環境テストでは-10°Cでも作動することがわかったが, 安全のため温度制御は0°Cに設定してある。また常圧ではエアの流量が1.3リットル/min以下でスキャンしなくなるが, 低圧では同じレギュレータの設定で流量が減るかわりに0.9リットル/minでもスキャンをすることがわかった。実際, 1989年のフライトでは打ち上げ前に2.6リットル/minに設定したものが上空では1.1リットル/minに減少した。ボンベの圧力が0に近づくと流量が増えるという現象も見られた。

光学系(光軸)の調整は何段階かあってかなり手数のかかる作業となる(表1)。これら

表1 光学系の調整項目

(1) 主鏡・副鏡の光軸と焦点合わせ(合焦も1軸と数えて7軸)
(2) クーデ鏡が主軸と高度軸の交点にあり高度軸方向に光を反射するように調整(3軸)
(3) 精制御鏡の傾きの調整(2軸)
(4) ダイクロイック・ミラーの後の45度鏡の傾きの調整(2軸)
(5) フーリエ分光器前光学系の調整(合焦を含めると8軸)
(6) 精センサの光軸乗せ(2軸)
(7) 粗センサの光軸と主光軸の平行性の調整(2軸)
(8) 粗センサの合焦(ばかし)
(9) モニタ・カメラの合焦

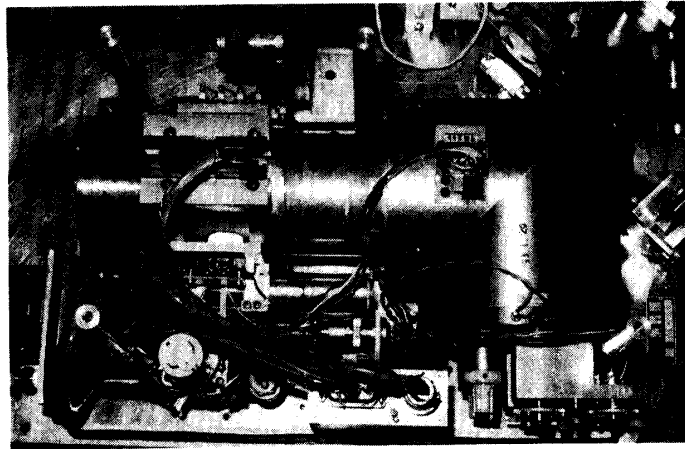


図3 フーリエ分光器

右の部分にビーム・スプリッタが収納されている。中央部はエア・ベアリング、左はムービング・コイルがある。

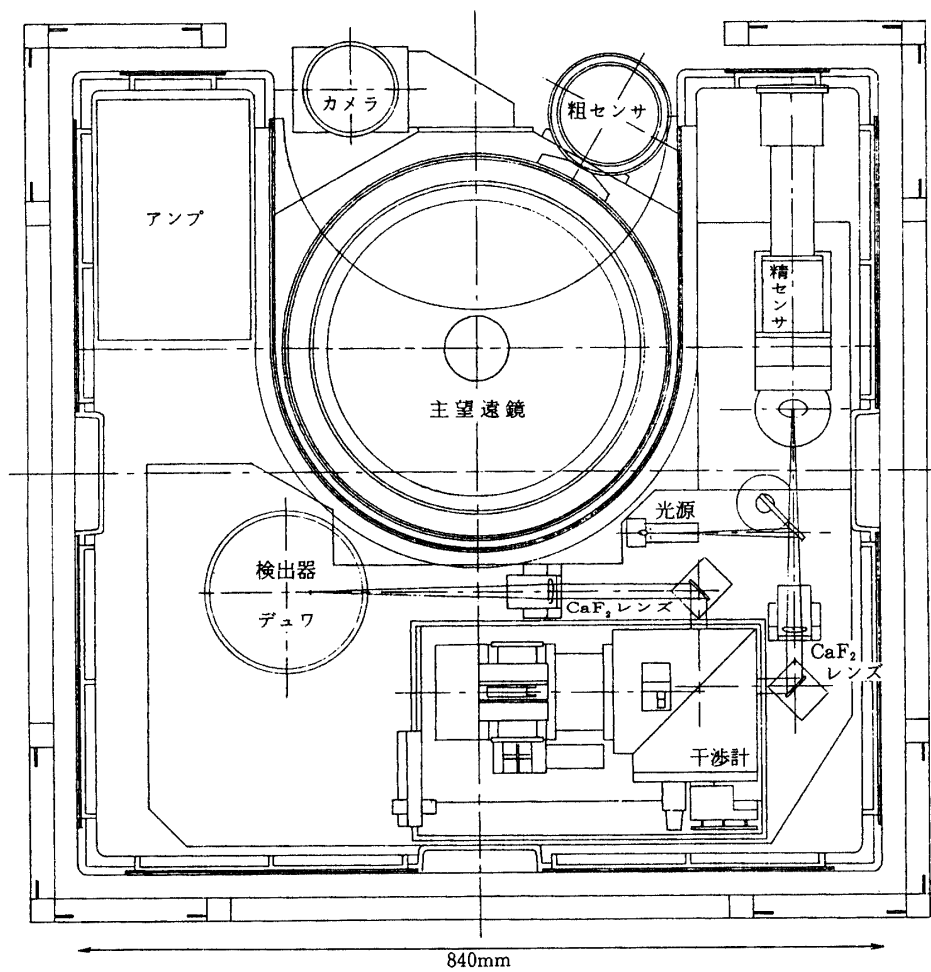


図4 クーデ室内光学系配置図

の調整はまず実験室でレーザとコリメータを使用して大まかに合わせておき、最終的には現地で十分遠方に人工星を設置して行なった。恒星を使っての調整は、対象が移動することや天候に左右されるので現実的ではない。実際には内之浦では宮原に60Wの電球（55Vで点灯）を設置し、これをKS台地から観測（水平距離2.6km、高度差-50m）、三陸では大湊山受信点のコマンド・タワーに100Wの電球（70Vで点灯）を取りつけ、これを旧受信点から観測した（水平距離4.3km、高度差380m）。距離が無限大でないために起こる誤差のうち問題となるのは主望遠鏡の合焦と粗センサの光軸（主光軸と280mm離れている）であるが、内之浦で前者が+12mm、後者が0.4′、三陸で前者が+7mm、後者が0.2′であり許容範囲内にある。

粗センサの合焦は高精度のコリメータを使って行なった。後述するように回転セクタ上の星像の大きさは姿勢制御のレスポンスに関係するので注意が必要である。わざと焦点を外してぼけた星像にするのであるが、その直径が10′角になるように調整した（精センサは1′）。粗センサの視野は30′、精センサの視野は3′である。

3. 姿勢制御系

姿勢制御に関しては[9]に詳しく述べられている。

姿勢制御は望遠鏡全体を振る粗制御と望遠鏡光路内の小鏡を振る精制御の2段階で実現される。ゴンドラの剛体振子としての周期は1~2秒で、粗制御だけでは周波数応答速度が不足している。

第1段の姿勢制御のうち望遠鏡の高度方向の制御は鏡筒部を水平軸回りに回転させることで行ない、方位方向の制御はコントロール・モーメント・ジャイロ（CMG, 図5）によりゴンドラ全体を自転させることで行なう。CMGは3,000rpmで回転する径150mmのジャイロ（角運動量 $8\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ ）2台を組み合わせたもので、2台のジャイロをその回転軸と直交する水平軸回りに反対方向に傾けることで垂直軸回りの回転力を得る。

気球に対してゴンドラが自由に回転できるように、幅40mm、厚さ1.6mmの板バネ4枚とストレイン・ゲージを組み合わせたよじれ戻し軸受（図6）と称するアクティブ・ベアリ

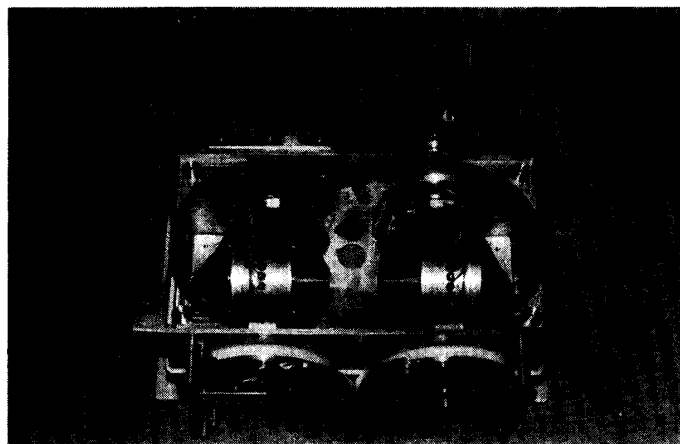


図5 コントロール・モーメント・ジャイロ（CMG）



図6 よじれ戻し軸受

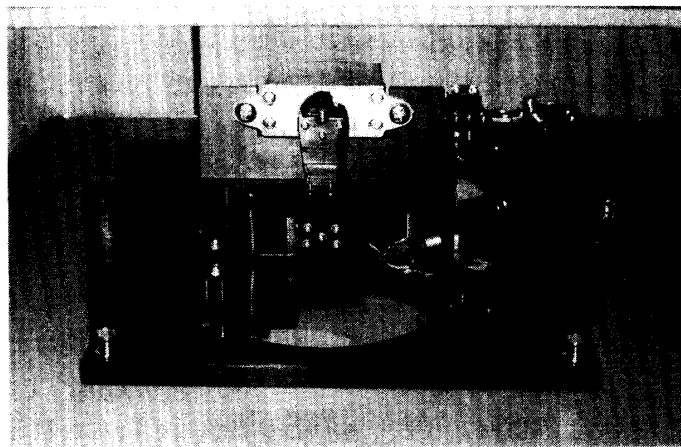


図7 精制御鏡

ングがゴンドラと吊り紐の間に組み込まれている。ストレイン・ゲージがゴンドラと吊り紐のよじれを検出するとそれをとるようにモータが軸を回転させる。よじれ戻し軸受にはCMGの傾き角からもフィードバックをかけ、角度に比例して吊り紐をよじることでCMGの傾きが飽和しないようアンローディング・トルクを発生させる。ストレイン・ゲージが垂直軸回り以外の回転を検知すると、振子運動を励起するなど制御不能になるので、カプリングをベローズで行なうなどの配慮をしてある。方位角の基準はGA（地磁気）センサを使用し、角度の検出は高度角ともポテンシオメータによる。

第2段の制御は望遠鏡水平軸上におかれた2枚の小平面鏡をX軸、Y軸回りにわずかに

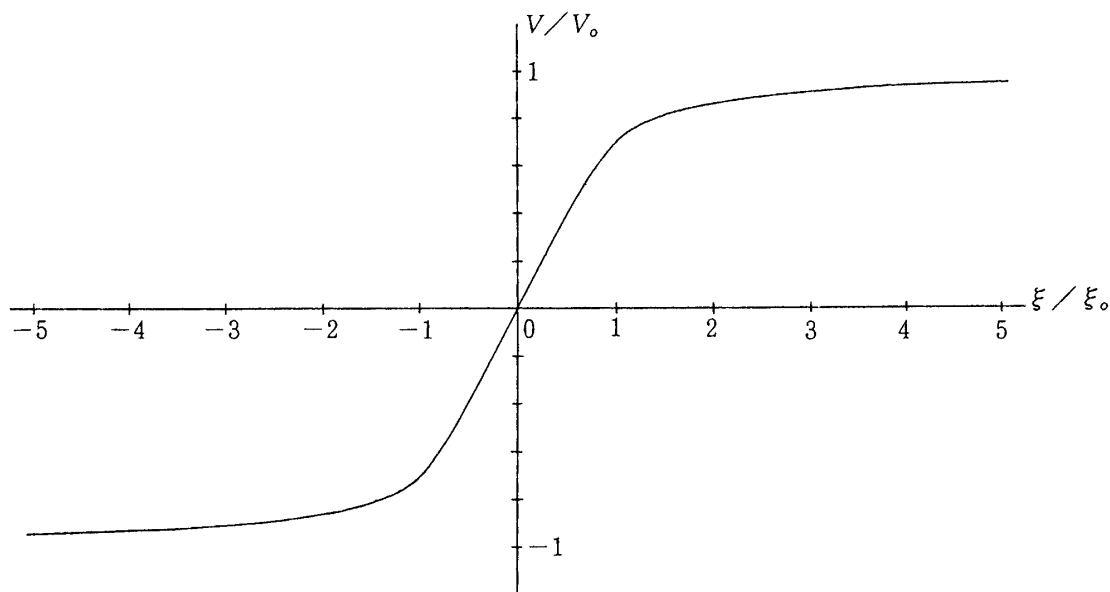


図8 スター・センサのレスポンス・カーブ

振ることによって行なう（図7）。鏡の軸受けはフレキシブル・ピボット（Bendix製）と称するばね軸受けを使用，駆動機構もガルバノメータ（三栄測器3137型）の駆動部と板ばねで結合し，全体として極めてガタの少ない構造になっている。駆動特性を改善するため，ガルバノメータの回転速度検出コイル出力からローカルなフィードバックを施している。

これに応じて星による望遠鏡の姿勢検出も精粗2段階ある。いずれのセンサも半月形の穴を開けた回転セクタとフォトマルを組み合わせたもので，2個のフォト・インタラプタにより位相検出を行ない，同期検波で2方向の成分を分離する[1]。図8はセンサのレスポンス・カーブで，微小変位 ξ に対するセンサ出力 V は

$$V/V_0 = (8/\pi^2)(\xi/\xi_0) \quad (1)$$

である（ V_0 は基準電圧， ξ_0 はぼけた星像の半径）。粗センサの限界等級はおもに視野のバックグラウンド・ノイズによって決まり約7等である。また角度分解能はセクタのガタ（ベアリングのガタ）と焦点距離で決まり，粗センサで2"，精センサで0.2"である。

光学系のところで述べたようにセンサの光軸合わせは慎重に行なわれるが，上空の環境の厳しさを考えるとある程度調整が狂うことは覚悟せざるをえない。そのためにセンサ出力に電氣的なオフセットが加えられるようになっている。センサのリニアな範囲は狭いが，実験的に V/V_0 が ± 0.5 程度までは安定にオフセットがかけられることが分かった。光学系のところで述べたように ξ_0 は粗センサで5'，精センサで0.5'に調整されているからこの1/2程度は光軸が狂っても調整できる。

電気系は熱の出るレギュレータ，CMG，仰角，精制御のパワー・アンプを除いてコントローラと称する箱に収納されている。44ピンのプリント基板15枚で構成されているが，その内訳を表2に示す。プリント基板はほとんどパターン化してある。電源には全面的にリチウム電池を使用している。

制御系には多くのモータが使われているが，ジャイロのホイールを回転させるモータに特

表2 コントローラの構成

1	コマンド信号処理回路 (1)
2	ディジタル・データ・セレクタ
3	ハウス・キーピング信号処理回路
4	アナログ・マルチプレクサ, AD コンバータ (1)
5	アナログ・マルチプレクサ, AD コンバータ (2)
6	コマンド信号処理回路
7	粗オフセット信号発生回路
8	精オフセット信号発生回路
9	粗センサ信号処理回路
10	精センサ信号処理回路
11	ミラー制御回路
12	仰角制御回路
13	CMG 制御回路
14	磁気センサ回転テーブル制御回路 (パワー・アンプ付き)
15	よじれ戻し軸受制御回路 (パワー・アンプ付き)

殊なもの (ホール素子を使用したブラシレス・モータ) を使用している他は ESCAP の DC モータを使用している。CMG 傾き, 高度軸, よじれ戻し軸受, GA センサ回転テーブル駆動用モータはタコジェネ付きで, フィードバックにより特性を改善している。駆動部のガタを防ぐため CMG 傾き伝達は割ギヤ, 高度軸, GA テーブルにはばねによるプリロードを使用している。CMG 以外のすべてのモータはヒータで保温している。

4. データ処理系

データはフーリエ分光器の出力, テレビ・モニタ・カメラの出力, ハウス・キーピング・データがある。前二者は8ビット・オンボード・コンピュータ2台で処理を受けてからハウス・キーピングと合わせてPCM電送される (図9)。地上では3台のパーソナル・コンピュータでクイック・ルックが行なわれる (図10)。

オンボード・コンピュータ (図11) はネオログ電子で気球搭載用に新たに開発されたもので, CPU をはじめ全ての IC に東芝製の高速 C-MOS を使用している。CPU は Z80 相当のもので型番は TMPZ 84C00P, PIO の型番は TMPZ 84C20P である。バスにはスタンダード・バス (STD-Z80, 3.175mm ピッチ, 56ピン) を使用し, 汎用性も配慮した。開発した基板は CPU, PIO, MEM, MUL の4種類で, CPU には PIO が1個とメモリが 32kbyte (8kbyte 単位で ROM, RAM 4個, 混在可), PIO にはバッファ付きの PIO が2個, MEM には 32kbyte のメモリが2バンク (64kbit スタティック RAM 東芝 TC 5564 PL-15 を8個使用) が搭載されている。MUL はアナログ・デバイセズ製の C-MOS 乗算器 ADSP-1016 JD/SD が搭載されているが, まだ気球観測には使用していない。システム・クロックは 4MHz である。環境テストとして -30℃ から 75℃ の温度で完全に作動することを確認してある。実際にも上空で支障なく作動した。

フーリエ分光器からは 633 μ s 毎のサンプル・パルスと白色光の干渉によるサンプル・スタート・パルスが出力される。AD コンバータは12ビットを使用, 4 スキャン分のインタ

フェログラムを積算したのち電送される。サンプル・ポイントは最小2048+1024点(3Kと称する, 分解能 4cm^{-1})から最大16384+1024点(17Kと称する, 分解能 0.5cm^{-1})までコマンドで切り替えられる。

モニタ・カメラの出力は1/4秒毎に画面がコンピュータに取り込まれ, 別に記録されて

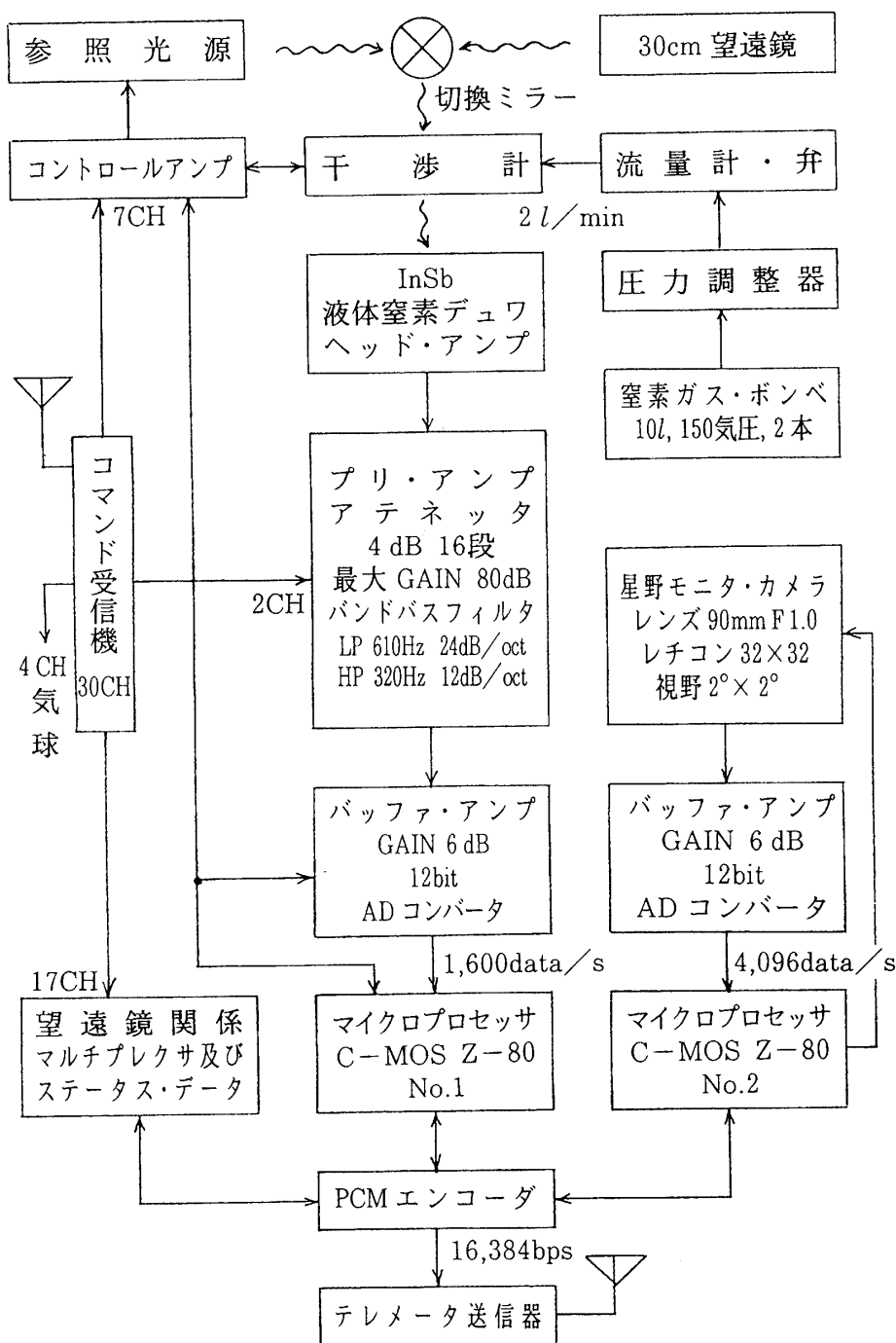


図9 オンボード・データ処理系

いるバックグラウンドを差し引いた上でスレシヨルドを越えたものの位置 (X, Y 各5ビット) と明るさ (Z と称する, 6ビット) を電送する.

ハウス・キーピング・データはアナログ・データ (12ビット AD コンバータ使用) 32チャンネル, デジタル・データ (4ビット) 16チャンネルで構成される (表3).

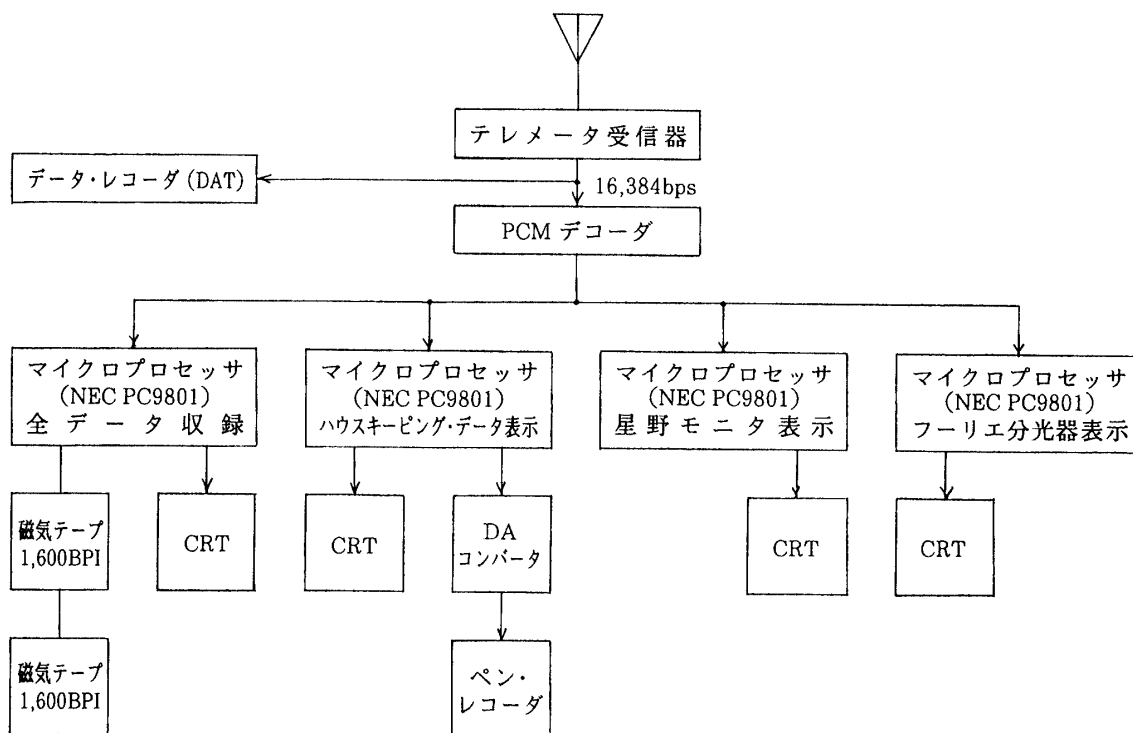


図10 地上リアル・タイム・モニタ・データ処理系

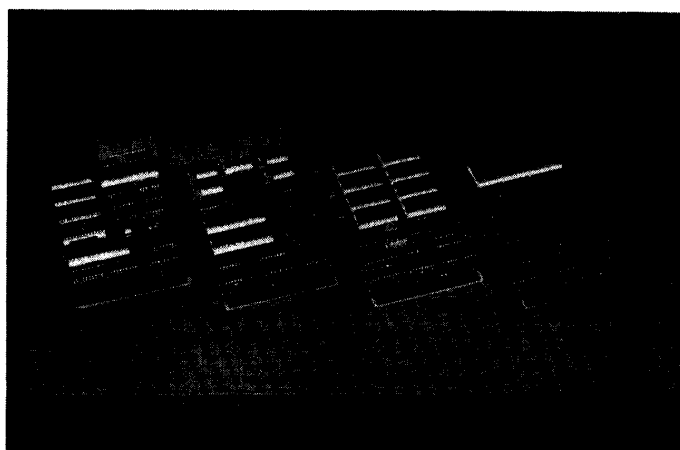


図11 オンボード・コンピュータ
左より CPU, PIO, MEM, MUL の基板

PCM テレメータは16384bps のバイ・フェーズ (PE) で、フォーマットやデコーダは独自に開発されたものであるため一般性はないが、既成のデコーダでもデコードはできるようになっている。1ワードは16ビット、1フレームは256ワードからなり、1秒間に4フレームが送られる。フレームIDは6000_Hである。1ワード16ビットは同期に3ビット、FTSに5ビット、カメラに4ビット、ハウス・キーピングに4ビットが割り当てられている。それ

表3 ハウス・キーピング・データ

ステータス・データ	
1 CMG ジャイロ・モータ (OFF=0, ON=1)	1 ビット
2 FTS 光源 (星=0, 電球=1)	1
3 CMG ジャイロ・モータ (OFF=0, ON=1)	2
4 FTS サンプル・ポイント (3K, 5K, 9K, 17K)	2
5 宇宙研データ (カット)	1
6 宇宙研データ (カット)	1
7 赤外ゲイン (1-16)	4
8 カメラ・ゲイン (1-16)	4
9 ポインティング速度 (クイック=0, スロー=1)	1
10 セレクタ (カメラ=0, センサ=1)	1
11 粗制御ステータス (4 モード)	2
12 精制御ステータス (3 モード)	2
13 電源 (OFF=0, ON=1)	1
14 セレクタ (オフセットとゲイン: 粗=0, 精=1)	1
15 粗センサ・ゲイン (1-16)	4
16 精センサ・ゲイン (1-16)	4

アナログ・マルチプレクサ (12ビット)	
1 FTS 固定鏡ポテンシオメータ X	2 FTS 固定鏡ポテンシオメータ Y
3 方位角ポテンシオメータ	4 高度ポテンシオメータ
5 宇宙研データ (気圧計)	6 宇宙研データ (気圧計)
7 FTS ガス流量	8 FTS 機密室圧力
9 温度 電源	10 温度 よじれ戻し軸受
11 " CMG	12 " 仰角
13 " 粗センサ	14 " 精センサ
15 " 精制御鏡	16 " カメラ
17 " 干渉計	18 " オンボード・コンピュータ
19 " コントローラ	20 " CMG 傾き角ポテンシオメータ
21 オフセット 方位	22 オフセット 高度
23 " 精 X	24 " 精 Y
25 GA センサ出力	26 ストレイン・ゲージ出力
27 粗センサ DC 信号	28 精センサ DC 信号
29 誤差信号 方位	30 誤差信号 高度
31 " 精 X	32 " 精 Y

どれいくつかのワードが組み合わさってデータとなるのでデータの再生は簡単ではないが、パソコンでいったんプログラムを組んでしまえば問題ない。

観測データはテレメータ出力を直接アナログ・レコーダ (DAT も並行使用) に記録するほか、デコードしたデジタル・データをリアル・タイムでオープン・リール MT に落とすことも行なう。

FTS のデータは地上の計算機でフーリエ変換され、粗い分解能 (512点) のスペクトルがクイック・ルックできる (図12)。カメラのデータは地上の計算機で $8 \times 8 = 64$ 段階の階調をもった 32×32 画素にリアル・タイム表示される (図13)。ハウス・キーピング・データは多種

PEAK POINT=342 PEAK VALUE=-03327

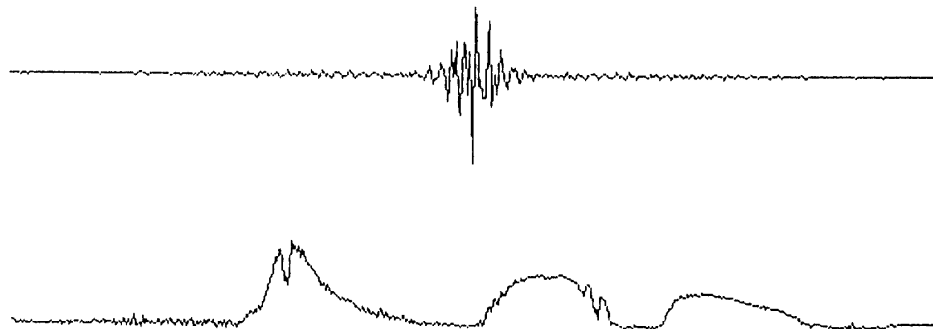


図 12 FTS データの表示例 (大窪山の人工星)

上の段はインタフェログラム、下の段はスペクトル (512 点)。横軸は波数に対してリニアで、左端が 0 cm^{-1} 、右端が 8000 cm^{-1} に相当する。左の山は熱放射のバックグラウンド、右の山は電球の光でまん中のへこみは人工星と BAT-2 の間の主として水蒸気による吸収。

MODE:XYZ
GAIN=5
BACK:SUBT
DATA=004

22:30:00

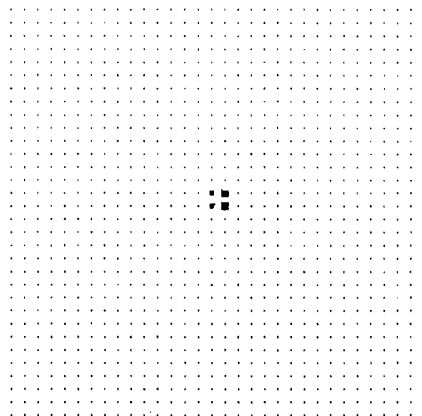


図 13 星野モニタ・カメラで捕らえた星像 (α Her)

4つのピクセルにまたがって表示されている。

```

* BAT-2 HOUSE KEEPING DATA *
Date 1989/06/01      Standard Time 22:30:00      Local Sidereal Time 15:38:46
Balloon Location:    Longitude 142:12.0      Latitude +38:55.0      Altitude 27km
Star:                No. 323U D      ALF1HER BS6406      HD156014      IRC+10324
                    U 3.0 - 4.0      K -3.51 L      Spectral Type M5IB-II
                    Right Ascension 17:14:10      Declination +14:24.1
                    Azimuth 312:49.1      Altitude +57:43.9      Hour Angle 22:24:37
Telescope:           Azimuth 346:44.6      Altitude +57:56.5      Power OFF:ON      QUICK:SLOW
  Coarse:             OFF:CMG:HU:CTR      Offset:      Azimuth -13.1      Altitude - 5.4
  Fine :              OFF:HU:CTR      Offset:      X      + 0.0      Y      - 0.5
Sensors:             GA + 0.1      Strain Gauge - 6.0      CMG Inclination - 1
  Coarse:             Gain 5      DC Output +56.6      Error Signal:Azimuth + 8.3      Altitude + 0.8
  Fine :              Gain 8      DC Output +56.4      Error Signal:X      - 1.8      Y      + 6.4
Camera:              Gain 13      Gymbal: X + 0:00.0      Y + 0:00.0      Position Angle 349:38.0
Interferometer:      LOCK:RELEASE:SCAN:GAS      STAR:LAMP      Mirror: X +92.9      Y + 0.3
  Gain 1      Sample Point 3K:5K:9K:17K      Gas: Pressure +290hPa      Flow +1.16l/min
Temperature:         POW +25.9      ABS -20.0      CMG +29.8      ALT - 1.7      CSS -22.2
  FSS -11.7      FCM -14.8      CAM -13.6      IFM + 5.7      OBC +26.9      CTR +25.9
Star No.=323

```

図14 ハウス・キーピング・データの表示例

実際はカラー・ディスプレイを使用しており、ステータスはカラーの違いで表示している。

多様であるが、それぞれ適当な演算を施したものが一画面に表示される（図14）。この画面には計算された星の位置関係のデータも表示されており望遠鏡の姿勢データと見くらべつつコマンドを打つ。われわれに割り当てられたコマンドは26点あり、これを切り替え多重使用することにより約40のコントロールが行なえる（表4）。

5. ゴンドラ

装置全体はひれの付いた25mm角のアルミ・サッシで作られたゴンドラに収納されている。ゴンドラは望遠鏡、クーデ室、よじれ戻し軸受がある上部とCMG、電気回路、電池、バラストなどを納めた下部に分離できる。ゴンドラは上空で観測中は吊り紐とよじれ戻し軸受を介してつながり、地上でテスト中は下部から装置を支える必要がある。軽量にするためある程度剛性は犠牲にせざるをえないが、それが制御の精度に影響を与えないよう配慮する必要がある。よじれ戻し軸受の収納部はクーデ室と剛に取り付けられているが、ゴンドラに対してはジョイントを介して径30mmのジュラルミン・パイプ16本（通称パンタグラフ）で結合されている。

突起部をのぞいたゴンドラの寸法は940mm（タテ）×940mm（ヨコ）×2,000mm（高さ、上部1,500mm+下部500mm）である。フライト時に上空における保温と海に落ちたときの浮力を得るためにこの外側に発泡プラスチックの覆いが付けられる。重量はフル装備で約500kgである。

表4 コマンド一覧

A 1	カッタ 1
A 2	バラスト
A 3	排気弁
A 4	電源 ON (ブースタ, CMG モータ, カメラ; カメラ CPU リセット)
A 5	電源 OFF (粗制御リセット)
A 6	カッタ 2
A 7	FTS モード (LOCK, NON-GAS→RELEASE, GAS→SCAN→LOCK, GAS)
A 8	FTS サンプル・ポイント (3K, 5K, 9M, 17K; リセット CPU)
A 9	FTS 光源 (星↔電球)
A10	FTS 固定鏡調整 X+
A11	" X-
A12	" Y+
A13	" Y-
A14	赤外ゲイン 上
A15	" 下
B 1	速度切替 (B2-5) クイック (60°/min)↔スロー (6°/min)
B 2	望遠鏡ポインティング 方位 右
B 3	" 方位 左
B 4	" 高度 上
B 5	" 高度 下
B 6	セレクト (B7-10, 14, 15) カメラ↔オフセット, センサ
B 7	カメラ・ジンバル X+ or オフセット+ (方位 or X)
B 8	" X- or " - (方位 or X)
B 9	" Y+ or " + (高度 or Y)
B10	" Y- or " - (高度 or Y)
B11	粗制御モード切替 (OFF→CMG, ABS, GA→HV ON→CONTROL→)
B12	精制御モード切替 (OFF→HV ON→CONTROL→)
B13	セレクト (B7-10, 14, 15) : 粗↔精
B14	カメラ or センサ ゲイン 上
B15	カメラ or センサ ゲイン 下

6. 姿勢制御の実際

以下は最もよい成果が得られた1989年度の結果を少し詳しく述べる。

放球は6月1日, 18時2分, 極めて順調に行なわれた。20時17分高度 26.3km でレベル・フライトに入った。当初 GA センサの向きに 33° ほど狂いがあったので, 星を入れるのに時間がかかったが, 一度捕らえられると後は10分程度の時間で次々に導入できた。α Lyr, α Her, 109 Her, 106 Her, BS7183, α Boo, σ Lib, BS6834である (表5)。6月2日の1時35分以後はコマンドの不調により観測は不可能になったが, それでもフーリエ分光器が生きていたら十分な観測時間 (精制御のかかった時間の合計150分) がとれたであろう。

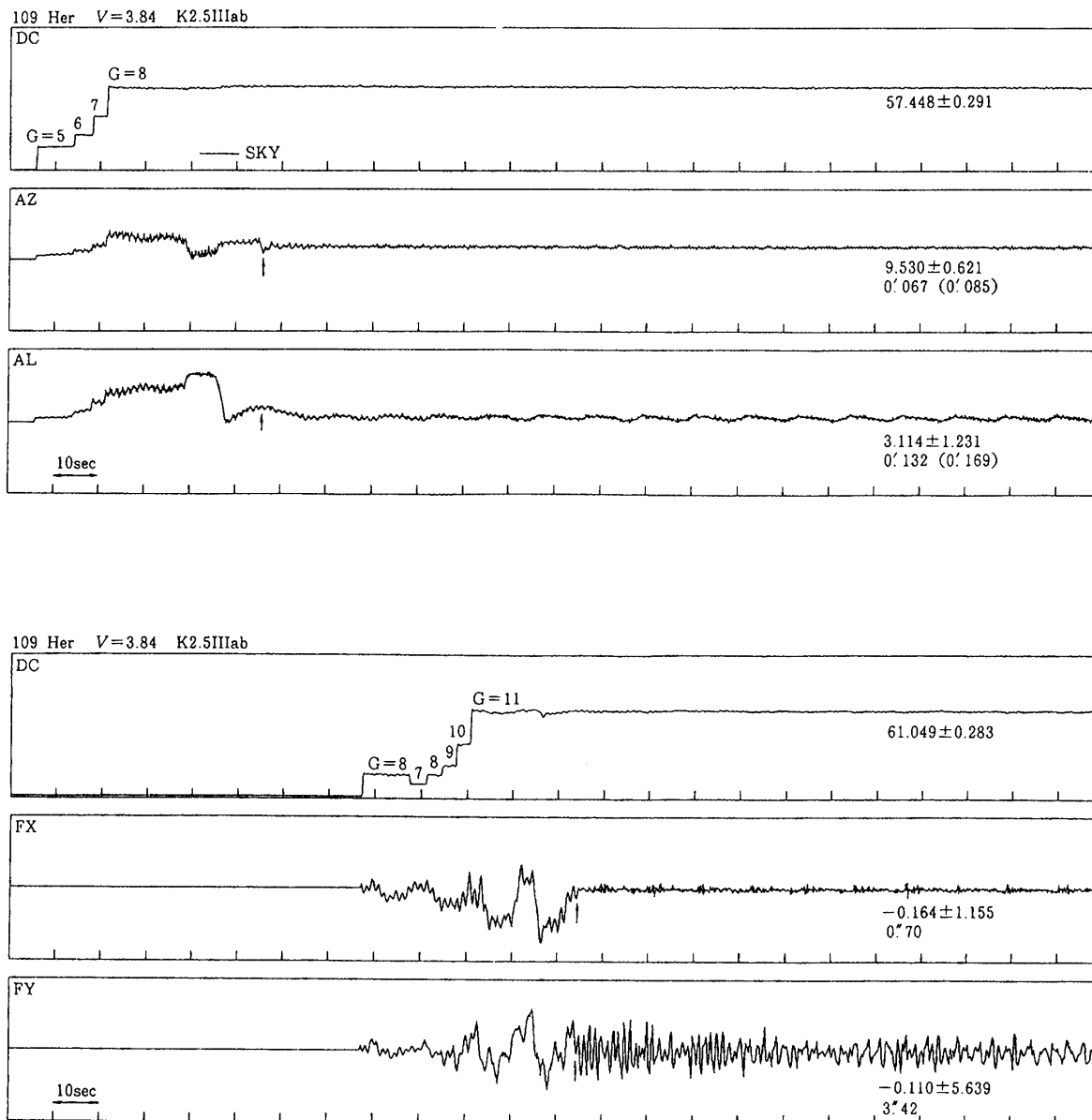


図15 スター・センサ出力の例 (109 Her)

上は粗センサ関係の DC 出力，方位と高度の誤差信号，下は精センサ関係の DC 出力，X 軸と Y 軸の誤差信号を示す．横軸は時間で目盛りは 10 秒，時間の流れは左から右で各図の時刻は対応しており，矢印はそれぞれ制御 ON を示す．

表5 観測星のリスト

名 前	※	赤経 (1989) 赤緯	V	K	スペクトル型
α Vir	\triangle	13 ^h 24 ^m 37 ^s -11° 6.3'	0.97~1.04	1.68	B1 III + B2 V
α Boo	\odot	14 15 10 +19 14.4	-0.05	-3.00	K1 IIIb
σ Lib	\odot	15 3 25 -25 14.3	3.20~3.36	-1.40	M3 IIIa
α^1 Her	\odot	17 14 9 +14 24.1	3.0 ~4.0	-3.51	M5 Ib-II
HD 156860	\times	17 19 14 + 2 9.1	6.91	-0.17	M 3
α Oph	\diamond	17 34 27 +12 34.0	2.08	1.66	A5 III
BS 6834	\circ	18 15 33 + 2 22.5	6.01	0.71	M4 IIIab
106 Her	\odot	18 19 50 +21 57.4	4.96	0.87	M1 III
109 Her	\odot	18 23 14 +21 45.8	3.84	1.09	K2.5 IIIab
α Lyr	\odot	18 36 34 +38 46.4	-0.02~0.07	0.02	A0 Va
BS 7045	\times	18 45 22 -19 37.1	6.42	0.42	M4 III
113 Her	\diamond	18 54 17 +22 37.8	4.59	2.54	G4III + A6V
BS 7183	\odot	18 59 30 +22 48.0	6.29	0.89	M3.5 IIIab

※ \triangle : カメラのみ, \circ : 粗制御可, \odot : 精制御可, \times : 制御不可, \diamond : 参照星

表6 コントロールのかかった時間と精度

名 前	粗 制 御	方位	高度	精 制 御	X	Y
α Lyr	20 ^h 44 ^m 44 ^s ~21 ^h 31 ^m 54 ^s	0.07'	0.12'	20 ^h 49 ^m 42 ^s ~21 ^h 31 ^m 44 ^s	0.5"	3~4"
α^1 Her	22 3 31 ~22 46 28	0.07	0.09	22 6 37 ~22 46 23	0.5	3~5
109 Her	22 52 11 ~23 2 48	0.09	0.16	22 53 20 ~23 2 43	0.7	4
106 Her	23 5 54 ~23 16 20	0.10	0.18	23 8 55 ~23 16 6	0.8	4
BS 7183	23 24 7 ~23 34 2	0.2	0.5	23 25 50 ~23 33 10	3	8
α Boo	23 40 0 ~ 0 9 31	0.08	0.12	23 45 6 ~ 0 9 25	0.4	2~3
σ Lib	0 15 18 ~ 0 38 8	0.06	0.10	0 18 39 ~ 0 37 58	0.4	3~4
BS 6834	1 22 52 ~ 1 25	(escape)				

図15は109 Herの制御時におけるセンサ出力のタイム・チャートである。誤差信号の交流成分をrmsし、フォトマルの直流出力値 ((1)式の V_0 に相当する) で割ったものから姿勢制御の誤差が計算できる。(1)式の ξ_0 は粗センサで5', 精センサで0.5' である。

6等星を除けば姿勢制御の精度はほとんど明るさによらず、方位が0.08分角(rms)、高度が0.13分角、精制御のXが0.5秒角、Yが4秒角であった(表6)。方位に比較して高度の精度が悪いのは吊り紐の長さ30mに対応した周期約11秒の振子運動の影響を受けているからで、図15のカーブにもそれが表れている。また精制御Yの精度が悪いのは鏡駆動系のローカル・フィードバックの調整が完全でなかったと考えられる。6等星では粗センサの視野が30'あるため、バックグラウンドの明るさの影響(1平方度につき約4等)を受けて精度が悪化し、方位で0.2分、高度で0.5分、精制御Xで3秒、Yで8秒となった。特にBS 7183は天の川の中にあってバックグラウンドが約1等明るいため多少悪い結果となったと考えられる。

フーリエ分光器の検出器ダイアフラム径は1分角相当であるから、これらの精度は十分すぎる程である。とはいえ、ファブリ・レンズの不完全さにより、ダイアフラムの中で星が動くことにより信号がモジられる可能性が懸念されるが、姿勢制御の周波数域は10Hz以下であるのに対して、インタフェログラムの周波数域は300Hz以上であるためまったく問題でない。

謝 辞

稿を終えるに当たり、宇宙科学研究所の西村 純所長及び大気球班の方々の協力に心から感謝を捧げる。また実験を進めるに当たって、奥田治之、河野嗣男、小鍛冶繁、橋野 賢、渡辺鉄哉、山口朝三、林（鈴木）左絵子、山下由香利の諸氏の協力をえたことに感謝する。この研究は、文部省科学研究費補助金一般研究B（昭和52年～53年、代表者：田中 済）、一般研究A（昭和53～55年、代表者：小平桂一）、東レ科学技術助成金（第24回、昭和58年、代表者：小平桂一）の援助を受けている。

参 考 文 献

- [1] 田中 済：宇宙研報告，**9**，244－250，1973.
- [2] 小牧和雄，小平桂一，田中 済，末元善三郎：宇宙研報告，**12**，623－630，1976.
- [3] 田中 済，小平桂一，辻 隆，尾中 敬，長井嗣信，渡辺鉄哉，末元善三郎，矢島信之，河野嗣男，太田茂男，狛 豊：宇宙研報告，**13**，813－822，1977.
- [4] 渡辺鉄哉，尾中 敬，吉田春夫，田中 済，小平桂一：宇宙研報告，**14**，943－951，1977.
- [5] 小平桂一，田中 済，中田好一，渡辺鉄哉，尾中 敬，長谷川哲夫：宇宙研報告，**15**，279－303，1979.
- [6] 矢島信之，小鍛冶繁，橋野 賢，西村 純，小平桂一，田中 済，中島 厚，村上 力：機械技術研究所資料，第69号，1980.
- [7] 田辺俊彦，田中 済，尾中 敬，鈴木左絵子，中田好一，小平桂一，渡辺鉄哉，矢島信之：大気球シンポジウム（昭和57年度），196－201，1982.
- [8] 田中 済，辻 隆，小平桂一，渡辺鉄哉，尾中 敬：東京天文台報，**20**，183－214，1983.
- [9] 矢島信之，小鍛冶繁，橋野 賢：機械技術研究所報告，第135号，1986.
- [10] 田中 済，中田好一，尾中 敬，橋本 修，小平桂一，中桐正夫，田辺俊彦，矢島信之：大気球シンポジウム（昭和62年度），75－79，1987.
- [11] 田中 済，岡田隆史，山下泰正：東京天文台報，**21**，213－223，1988.
- [12] 田中 済，中田好一，尾中 敬，田辺俊彦，橋本 修，小平桂一，中桐正夫，矢島信之：大気球シンポジウム（昭和63年度），105－109，1988.
- [13] 田中 済，中田好一，尾中 敬，山下由香利，橋本 修，小平桂一，中桐正夫，矢島信之：大気球シンポジウム（平成元年度），51－57，1989.