

搭載型計算機によるスターセンサ の信号処理*

小鍛冶 繁**・橋野 賢**・矢島 信之**

1. はじめに

大気球を利用した恒星を対象とする観測では、主望遠鏡の向きを高精度で制御し、目標の星を補そく、追尾する技術が必要とされる。気球上での主望遠鏡の方位角と仰角は磁気センサと鉛直軸を基準として、地上からのコマンドによって設定される。この段階では望遠鏡の視野内に目標の星以外の星が存在する可能性があり、また、種々の誤差によって視野内に星が存在しない場合もあり得る。このため、追尾センサの作動範囲に目標の星が補そくされていることを確認するために、望遠鏡の視野を含む一定領域内にある星像をフィールドモニタカメラ（スターセンサ）でとらえ、地上に送信する。地上ではこれをモニタ上に画像表示し、目標の星が補そくされたことを確認した後に追尾センサを作動させ、観測を開始する。

我々は従来気球上のフィールドモニタカメラとしてICイメージセンサを利用したものを開発し、使用してきた〔1〕。1978年9月1日～2日に行われた観測において、気球上に低



写真1 恒星赤外観測装置とフィールド・モニタ・カメラ

* 宇宙研特別事業費による研究論文

** 機械技術研究所

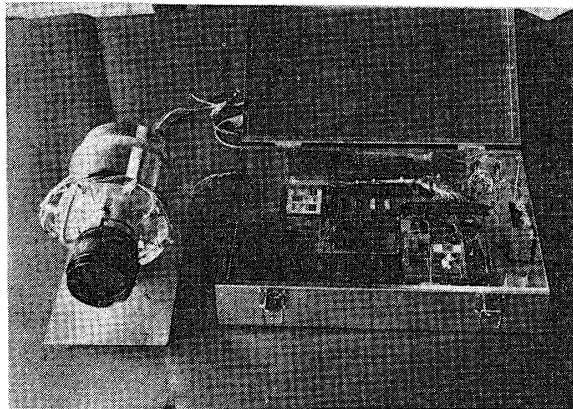


写真2 搭載コンピュータとフィールド・モニタ・カメラ

消費電力型のマイクロコンピュータ（マイコン）を搭載し、フィールドモニタカメラのビデオ信号を処理して地上に送信した。地上基地側ではCRT表示装置を端末として持つマイコンを使用して、受信データの処理と表示を行った。これらの一連の処理によって、フィールドモニタシステムの性能を大幅に向上させることに成功した。

2. 従来の問題点

フィールドモニタカメラにより星像を地上で観測する従来のシステムは非常に安定して動作し、有効に使用されてきた。しかし、次のような点について改善の余地が残されていた。

- (1) ICイメージセンサの各素子が持つ暗電流成分（全く光が当たらない状態での輝度信号出力）が時間と共に変化し、また素子によって異なる。このため、暗い星の場合はICイメージセンサの素子がそれを検出しても周囲の素子の暗電流成分の雑音にかくされてしまい、地上での確認が困難であった（従来の認識限界は4等星程度）。
- (2) フィールドモニタカメラのビデオ信号出力をアナログ信号のまま直接地上に送信していたため、非常に広帯域の伝送路を必要とした。通常モニタに表示される星の数は2～3個であるので、アナログ信号を送信するのは情報理論的にみて非常に効率の悪い方式といえる。
- (3) 地上での画像表示は復調したビデオ信号をアナログ輝度表示する方法をとっていた。この方法では暗電流成分などの雑音がすべて同時に表示されてしまうため、特に暗い星を確認するのが困難であった。また、ICイメージセンサの感度を向上させる目的でスキャン速度を低くしているため、この点でも表示が見にくいものとなっていた。

これに対して今回採用したシステムでは、ICイメージセンサは従来の 32×32 素子のものを使用し、このビデオ信号出力を気球上に搭載したマイコンにA/Dコンバータを介して入力し、内部処理を行って(1)(2)の問題の解決を図った。この処理によって気球上で星の認識を行ってしまう点が従来と大きく異なる点である。また、地上基地側では気球から受信

した信号をマイコンで処理した後に CRT 表示を行い、これによって(3)の表示の改善を図した。

3. 全体システム

IC イメージセンサの輝度信号は、A/D コンバータを介してコンピュータに読み込む。この A/D コンバータは変換時間 $20\mu S$ 、10ビット精度で PIE (パラレルインタフェースエレメント) という LSI 1 個にまとめられた入出力制御回路により制御されている。こうして読み込まれた輝度信号はコンピュータ内のソフトウェアにより処理され、地上に伝送すべきデータが作成される。メモリ内に一時貯えられたこの地上へ伝送すべきデータは、UART (調歩同期送受信回路) より PCM シリアルデータとして地上に伝送される。この UART も先に述べた PIE により制御されている。地上では別機種のマイコンを用いて受信されたデータを解読し、フィールドモニタカメラ内での星像の位置と明るさをモニタテレビ画面の対応する位置にカラー数字で表示した。

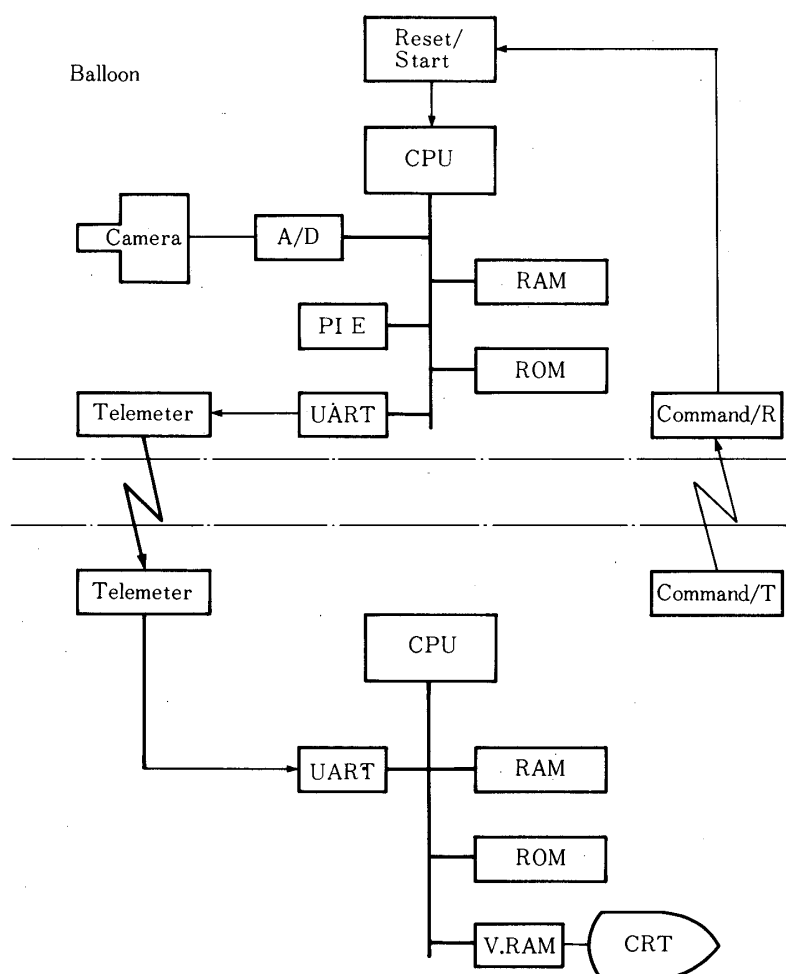


図1 システム概念図

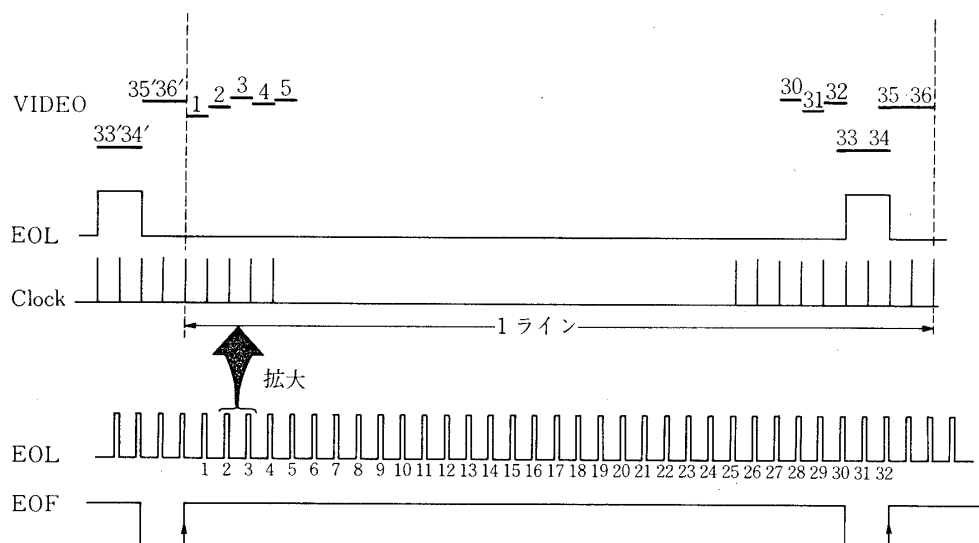


図2 レチコンの出力信号

ICイメージセンサの出力信号には次の4種類があり、それぞれコンピュータ処理に利用される。すなわち、1素子ごとに出力され各素子の輝度信号の初めを示すクロック信号、各ラインの終りを示す信号（EOL信号）、1画面の終りを示す信号（EOF信号）、及び各素子の輝度信号である。フィールドモニタカメラの感度を高め、できる限り暗い星を見ることができるよう、ICイメージセンサのスキャン速度を通常テレビなどに用いられている速度の約1/12に落とし、1秒間に5回画面をスキャンした。素子の総数は1,024であるから、このスキャン速度を用いると素子1個に割当てられる処理時間は $200\mu\text{S}$ である。

コンピュータ内のプログラムが予期せぬ何らかの原因により暴走した場合は、地上よりコマンドを送信しコンピュータをリセットすることができる。そして、再度初期状態から処理を始めることができる。

今回気球に搭載したマイコンはその動作環境が非常に厳しいこと（周囲温度 $-40^{\circ}\text{C}\sim-50^{\circ}\text{C}$ 、気圧25mb）、及び電源に対する制限（電池による20時間作動）から主要部はすべてCMOSにより構成された。この低消費電力型のCMOSの採用により素子からの発熱が避けられ、上空での熱収支の問題が解決された。このCMOSのマイコンは、ミニコンピュータPDP-8と同じソフトウェアが使用できるインターシル社のCPUIM 6100とその周辺回路より構成されている。電源電圧は5Vと $\pm 15\text{V}$ であり、消費電力は約1Wであった。

4. ICイメージセンサ出力信号の機上処理

4.1 暗電流成分の除去

光の全く当たらない状態でのICイメージセンサの各素子の輝度信号すなわち暗電流成分のみの信号を写真3に示す。これから各素子の暗電流には全く規則性が見られず、また、シ

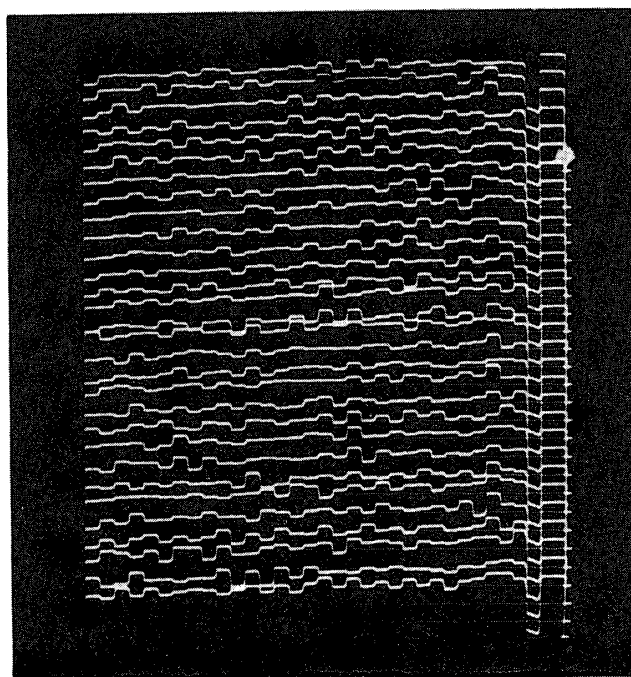


写真3 ICイメージ・センサの暗電流成分

ンクロなどで観測すると時間的に変動していることがわかる。このようなセンサを用いて星の認識限界を向上させるには暗電流成分を差し引いて差分のみをとり出す方法が考えられる(図3)。その作業を今回はマイコンを用いてソフトウェアで行った。搭載コンピュータのメモリ容量はROM 1kワード(1ワードは12ビット構成)、RAM 3kワードである。以下の処理を行うプログラムはROMの一種で1度だけ電氣的に書き込み可能なROM(PROM)

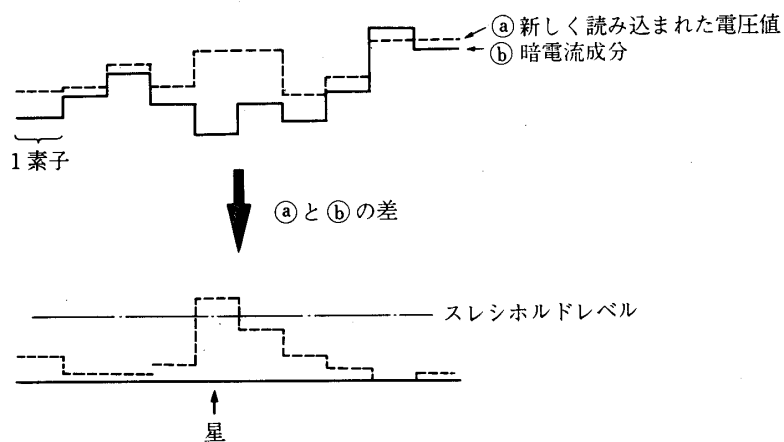


図3 暗電流成分除去の方式

に格納した。これは、プログラムの誤りによる暴走で間違ったデータを書き込んで自分自身を破壊しないためである。変数、テーブル、ワーキングエリアなどプログラム処理の途中で書き換えの必要なものはRAM領域にとった。実際に使用したRAM容量は1kワード程度ではほとんど暗電流成分を記憶しておくためのテーブルである。

ICイメージセンサからのクロック信号によりA/Dコンバータは輝度信号のデジタルデータへの変換を開始する。約 $20\mu\text{S}$ 後A/Dコンバータから変換終了の信号がPIEに送られ、CPUは変換されたデータを読み取る。

4.2 スレシホルドレベルの自動調整機能

各素子の暗電流を記憶しておくテーブルを暗電流テーブルと呼び、1素子につき1ワードを使用する。その全容量は約0.9kワードで有効な素子の数(32素子/ライン×30ライン)に等しい。10ビットA/Dコンバータを介して読み込まれた各素子の輝度に比例した電圧値は、その素子の座標に対応する番地の暗電流テーブルの値と比べられる。もし、新しく読み込まれた電圧値が小さければ、対応する番地の暗電流テーブルの値は置き換えられ常に小さな値の方に更新される。

そこで、プログラムの始めで暗電流テーブル全体に正の最大値を入れる。すると、200ms後の画面の1スキャン以後には暗電流テーブルはほぼ暗電流の値に置き換わっていることになる。プログラムを初期化する機会星の観測の合間であることが多く、望遠鏡は次の観測対象の星に向かって移動中であるから、たとえばICイメージセンサのある座標の素子上に星が結像し、暗電流テーブルの対応する番地に大きな電圧値が入ったとしても次のスキャンの時には星像はその素子からずれ、その番地にはやはり暗電流が入ることになる。

逆に、新しく読み込まれた電圧値が暗電流成分より大きければ星である可能性がある。暗電流は時間的にかなり変動しており、真の星であると認識するには、暗電流全体の状態に適応して自動的に変化するスレシホルドレベルを別途もうけ、そのレベルを越えたもののみ星と認識するようにした。暗電流との差がスレシホルドレベルより大きく、星と認識されればその差電圧と素子の座標を1次テーブルという別のテーブルに格納する。スレシホルドレベルは1画面の処理中は一定であるが、次の画面では認識された星の数によって上下に変動することがある。1次テーブルでの星1個の情報は差電圧と座標の2ワードである。スレシホルドレベルが低すぎると星と認識した個数が増加し、1次テーブルはオーバーフローする。その時は、1画面の処理途中であってもスレシホルドレベルを上げて次の画面の初めからや

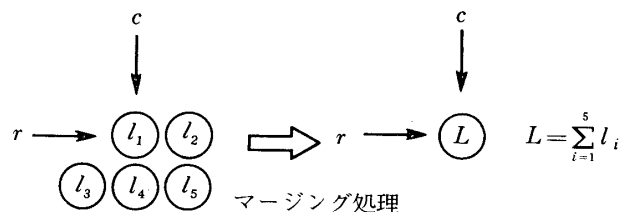


図4 マーキング処理

り直す．1画面全体の処理によって1次テーブルがオーバーフローしなければ次の処理に進む．

4.3 マージング処理

非常に明るい星を捕えた場合，星像がICイメージセンサの数素子にまたがることもある．このため，1次テーブルには実際の星の数以上のデータが入っている場合がある．数素子にまたがった場合には星の位置はその数素子のうち1番最初の座標で代表し，光度は全部の和として1個の星に変換する．この処理をマージングという（図4）．

今回は近隣の最大5個までの星像，すなわち代表する座標の右，右下，下，左下をマージングの対象とした．1次テーブル全体にわたってこのマージング処理を行い，新たに2次テーブルを作成する．次に，この2次テーブルのデータを地上へ伝送するのに適した形に変換し，転送テーブルを作成する．2次テーブルにおける星の認識個数が1以上5以下であれば地上へ伝送する．星の認識個数が0であればスレシホールドレベルを下げ，また，6以上であればスレシホールドレベルを上げ，スレシホールドレベルのみを地上に伝送する．

地上への伝送は，各ラインの終りを示すEOL信号の出力されている間にUARTに転送することにより行う．

1画面の間に30回の転送の機会があることになる．また，調歩同期が乱れた時の対策としてすべて“1”のデータを10分に1回伝送した．

以上の処理を1画面をスキャンする間（200 ms）に行い，プログラムはこのループを繰り返続ける（図6）．

5. 地上への送信

地上への送信は，UARTを介して毎秒500ビット（500ボー）の調歩同期方式で行った．1文字のビット構成は，データ8ビットにスタートパルス1ビット，ストップパルス2ビットを含めて計11ビットである．500ボーの伝送速度では1秒間に約50文字伝送でき，1画面の処理中に10文字伝送することができる． 32×32 のマトリックスからなるICイメージセンサ内の星像の位置は，縦横それぞれ5ビットで表現できるので計10ビット必要である．

また，星の光度については2次テーブル内の電圧値（10ビット）を図7に示すように，“ON”になっているビットのうち最上位ビットに対応した数字で代表するという変則的な2の指数に分解し，0から7までの3ビットで表現した．すなわち，数値が小さい方が明るい星で

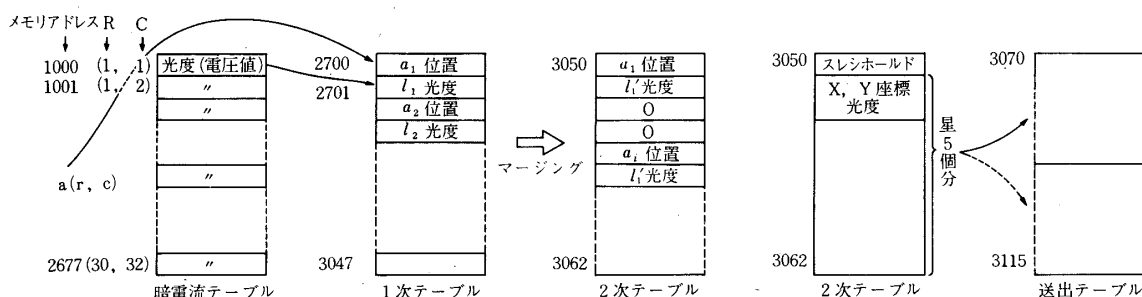


図5 星情報に関して製作されるテーブル

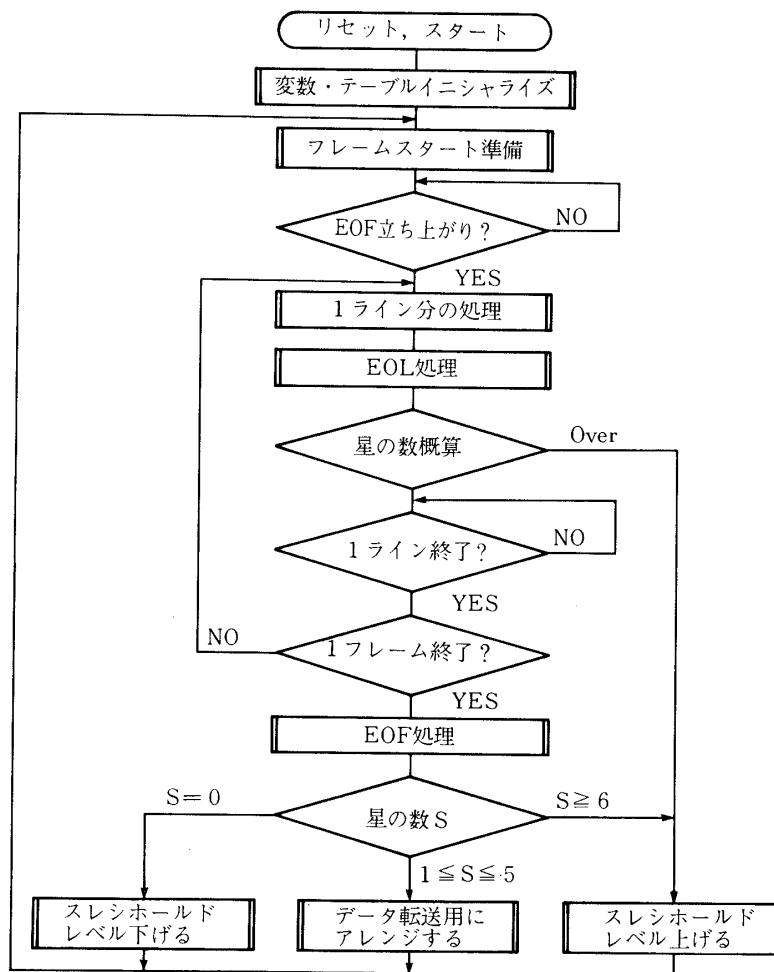


図6 搭載コンピュータ処理概略フローチャート

あることを表わす。これらを合わせて13ビットが最小ビット構成である。これに識別コードの3ビットを加えて16ビットとし2回に分けて伝送する。識別コード1, 0で始まるデータには星像のX座標5ビットとY座標の最初の1ビットが含まれている。識別コード0で始まるデータには星像のY座標の残りと光度3ビットが含まれる。また、同時に画面のスレシホールドレベルも6ビットに変換し同じく識別コード1, 1の2ビットを加えて1画面に1回伝送する(図7)。以上より1画面処理中に最大5個の星のデータを伝送することが可能である。

素子数1024のICイメージセンサの輝度信号を1秒間5画面送るには、アナログ伝送方式における基本周波数は素子数と1秒間の画面数の積になり5kHzである。従来の方式では20kHzのサブキャリア(伝送帯域幅5kHz)によってビデオ信号を伝送していた。今回のデジタル伝送では基本周波数は1秒間の画面数と1画面の星の数と星のデータを構成するビット数の積で表現でき今回の星のデータ構成では約500ボーで1画面につき5個までの星の

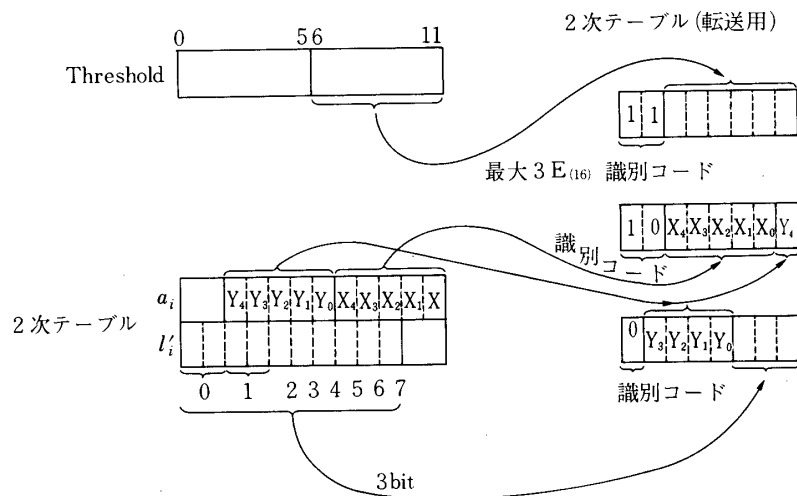


図7 データ転送用アレンジメント

データを送ることができる。今回は、このPCM信号を伝送するためにサブキャリアとして5kHzを用いた。サブキャリアについて比較すると、今回のデジタル伝送方式は1/4に圧縮され、効率のよい伝送方式といえる。

6. 地上での処理と表示

気球側から送られてくる画像情報は符号化されているので直接アナログ的に表示することはできない。地上側にもマイコンを置き、受信した信号の処理とCRT表示を行った。搭載型計算機によって画像情報の前処理がすでに行われているので地上側のシステムは小型のもので十分であり、今回はM6800をCPUとした8ビットマイコンを使用した。

地上側マイコンは復調された受信データをUARTを介して読みとり、各語単位につけられた識別コードをもとにしてデータを整理テーブルに格納する。気球からは連続してデータが送信されているので、テーブルはダブルバッファとなっており、一つのテーブルの内容について表示を行っている間に他のテーブルに受信データがインタラプト処理で格納される。次に受信コードの形式と受信データの内容について正常、異常判別を行う。受信したスレシホールドレベル、画面内に表示される星の数が一定範囲にないとき、受信コードの形式が規約に反した場合はモニタCRT上に警告表示を行う。これらの機能は実時間で観測を行っている。早朝に異常を発見して対策をたてる必要から組込まれている。

受信した信号が正常であった場合は、星像のICイメージセンサ上の位置に対応する座標点に、その星像の明るさに応じた数字(0~7, 0が最も明るい)を色別表示する(0, 1は白色, 2, 3は黄色, 4, 5は紫色, 6, 7は青色)。但し、この数値は5節で述べたように、星の等級を直接表わすものではない。なお、ICイメージセンサの素子数は32×32であり、モニタCRTは32文字×16行であるので、行方向に32→16の座標圧縮を行っている。

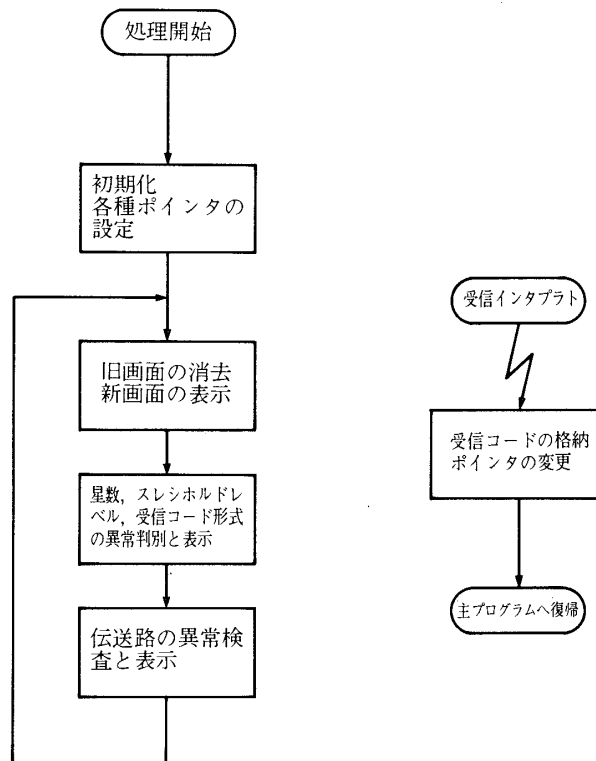


図8 地上受信, 表示処理

この結果モニタ CRT 上ではイメージセンサの2ライン分が1ラインに重なって表示されるが、イメージセンサの奇数行は白文字、偶数行は白ぬき文字を表示して区別を行っている(写真4)。

処理プログラムは ROM に格納されており約2k バイト、ワーキングエリアは約100 バイトを要した(図8)。

7. 実験結果

今回採用したシステムは観測実験において順調に作動し、次のように良好な結果をもたらした。

- (1) 気球上で暗電流成分の除去処理を行った結果、従来のフィールドモニタシステムと比較して、より暗い星の認識が可能となった。今回の観測では Y CVn (4.87 等星), R Lyr (4.0 - 5.0 等星), g Her (4.6 - 6.0 等星) などが地上モニタで確認された。また、プレアデス星団(すばる)も写真5に示すようにとらえることができた。これらの結果からみて、新システムではほぼ6等星までを認識範囲とすることが可能となった。
- (2) 気球上で星像に関する認識を行い情報圧縮した結果、フィールドモニタカメラの画像情報を送るのに必要な伝送帯域幅が従来の1/4程度で十分となった。また、上空で星

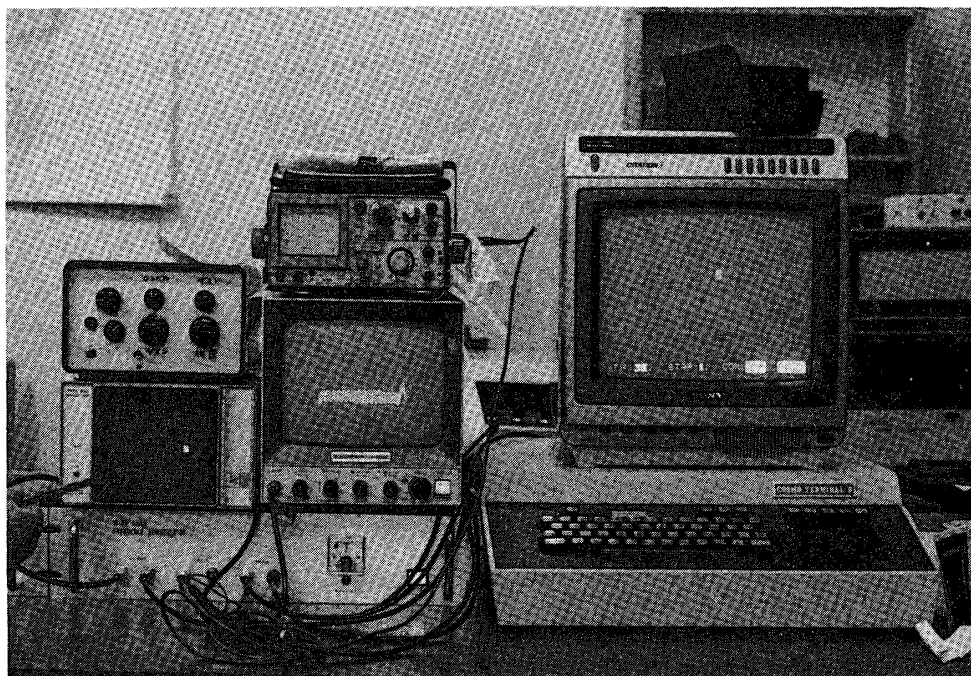


写真4 地上基地側モニタ・システム

の明るさをデジタル化しているので、伝送路の雑音による誤差が生じにくくなり、星の光度に関する情報の信頼性が向上した。

(3) 地上モニタの表示は計算機を介して制御されているため、低速度スキャンによるちらつきもなくなり明確になった。また、画面上に光度、スレシホールドレベルなどが同時に表示されるため、状況を把握しやすくなった。

以上のように当初意図した目的は十分に達成された。上空の環境が厳しいことから計算機の故障が心配されたが、全く問題なく動作した。

8. 今後の展望

今回のシステムの成功により、大気球を利用した恒星観測における制御に関連した分野に新しい可能性が開かれた。我々は、現在口径30cm ϕ の気球搭載用大型望遠鏡の追尾制御システムの開発を進めているが、そこでは本実験の成果をとり入れて、より本格的な搭載型計算機の利用を計画している。次にその概要についてふれる。

(1) 搭載専用型計算機の製作

今回搭載した計算機は1ボード型のマイコンを改造した準専用型であったが、重量、強度、消費電力、体積などを気球搭載を前提として設計した搭載専用型計算機の製作を予定

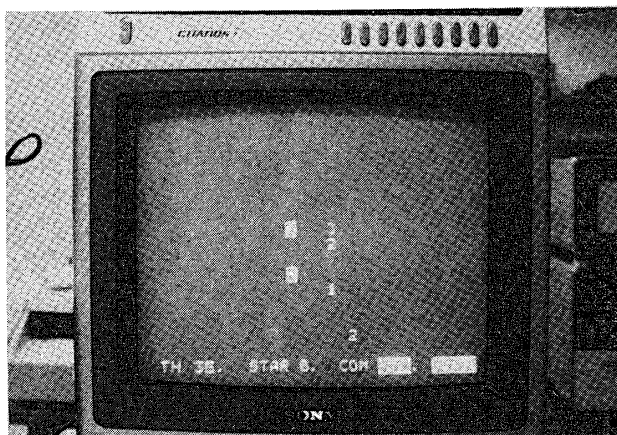


写真5 モニタCRT上に表示されたプレアデス星図(すばる)

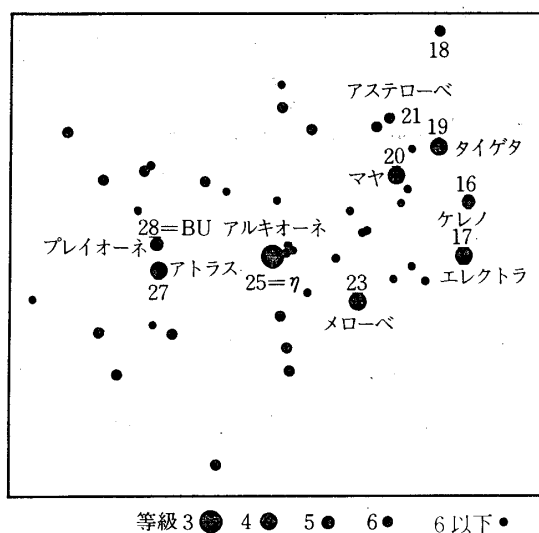


図9 プレアデス星図

している。汎用性も考慮されており、メモリ容量、信頼性などの点で秀れたモデルが完成すれば、他にも広く使用が可能となろう。

(2) 多素子数ICイメージセンサの採用

今回使用した 32×32 素子の場合の実験結果からみて、 100×100 素子のICイメージセンサを採用しても、伝送帯域幅、計算機処理速度などの点で障害は起らないと考えられる。現在の計画では 100×100 素子のICイメージセンサの採用により、フィールドモニタカメラの視野が広がり、分解能も向上するので、目標とする星の確認は一層容易となろう。

(3) コマンド操作の改善

気球上の観測機器の制御はかなり複雑となるので、その制御を前述の専用計算機に受け持たせる。さらに、その情報処理機能を利用して、地上からの動作指令をあらかじめ定めたコード体系によって伝達することができれば、コマンド操作の自由度は飛躍的に増し、より高度な制御が可能となる。

(4) ジンバルを利用したオフセットガイド

追尾センサはフォトマルチプライアの使用により、ICイメージセンサと比較して感度を非常に高くとることができる。非常に暗い星をとらえる場合、フィールドモニタカメラをジンバル上に搭載すると、目標の星の近傍の明るい星を基準として、追尾センサの作動範囲内に目標の星を位置決めすることが可能になる。これには実時間で複雑な制御を行う必要があり、搭載型計算機を前提として初めて可能となるであろう。

謝 辞

本実験にあたり、気球の打ち上げその他について協力をいただいた宇宙研西村研究室の方々に心より感謝の意を表します。

1979 年 5 月 9 日

表1 マイクロコンピュータの性能

	搭載型マイクロコンピュータ	地上処理マイクロコンピュータ
C P U	IM 6100	M 6800
ワ ー ド 構 成	12ビット／ワード	8ビット／ワード
クロック周波数	4 MHz	1 MHz
計 算 時 間	5 μ s (最小命令実行時間)	2 μ s (同左)
電 源 電 圧	5 V, ± 15 V (A/D コンバータ用)	5 V, 12 V, - 5 V
消 費 電 力	1 W 以下	—
メ モ リ ー 構 成	RAM 3 kw, ROM 1 kw	RAM 16kw, ROM 3 kw
特 徴	主要部をC MOS にて構成	
周 辺 機 器	A / D コンバータ (20 μ s / 10ビット)	カラーCRT