

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

山岡 典子^{*1}・釜江 常好^{*1}・高橋 忠幸^{*1}・郡司 修一^{*1}
田村 忠久^{*1}・宮崎 聡^{*1}・関本裕太郎^{*1}・田中 光明^{*1}
山上 隆正^{*2}・西村 純^{*2}・矢島 信之^{*2}
能町 正治^{*3}・村上 浩之^{*4}・中川 道夫^{*5}

Development of High Sensitivity Star Sensor System Using Micro Channel Plate

By

Noriko Yamaoka, Tuneyoshi Kamae, Tadayuki Takahashi,
Shuichi Gunji, Tadahisa Tamura, Satoshi Miyazaki,
Yutaro Sekimoto, Mitsuaki Tanaka, Takamasa Yamagami,
Jun Nishimura, Nobuyuki Yajima, Masaharu Nomachi,
Hiroyuki Murakami and Michio Nakagawa

Abstract: We developed a new kind of star sensor system for a balloon borne experiment. A MCP (micro channel plate) coupled to a CCD camera images the sky. Its field of view is 9.1×6.3 degrees and identifies stars of magnitude ~ 8.1 . The star image on the CCD camera is digitalized (512×512 pixels) by the image processing board on VME bus. The microprocessor selects the bright points and then transmits brightness and position of each point to the ground through PCM telemetry (max 2kB/s). On the ground station, the star image is reconstructed every three seconds by

*1 東京大学理学部

*2 宇宙科学研究所

*3 高エネルギー物理学研究所

*4 立教大学理学部

*5 大阪市立大学理学部

using a 32bit workstation.

In 1989 we used this star sensor system for the experiment Welcome, to observe hard X/ γ rays from astronomical objects. From the reconstructed star image the direction of payload was determined within ± 0.02 degree. The attitude of the payload was controlled by *yorimodoshi* method. And the combination with the new star sensor system enabled us to track the astronomical source with a stability better than ± 0.5 degree.

概 要

マイクロチャンネルプレート (MCP) と CCD カメラとを組み合わせたナイトビューアー、VMEバス上の搭載用計算機とビデオモジュールを用いて画像処理を行う気球搭載用スターセンサーシステムを開発した。本システムは画角 9.1×6.3 度を持ち、光度 8.1 等までの星を観測できた。本システムで絶対方位を知り、更に検出器をその方位に指向させる「より戻し制御方式」で方向規正することで ± 0.5 度の精度で追尾観測を可能にした。

1. はじめに

我々は硬 X/ γ 線による超新星残骸や銀河中心などの天体観測を進めており、気球による高度 $4\text{g}/\text{cm}^2$ (約38km) での観測のための検出器の開発及び実験を行っている。1989年ブラジル実験 (BJ89) のための検出器は、SN 1987A からの原子核に起因する線スペクトル硬 X/ γ 線 (特に ^{57}Co からの122keV) や、連続硬 X 線中のパルサー成分の観測を目的に開発された。検出感度は 10^1 秒の観測で $5 \times 10^{-5} \sim 10^{-6}$ -photon/cm²/sec を目標にしている。そのためには厚いアクティブシールドで全体を囲うとともに開口角をせばめ、バックグラウンドをさげねばならない。検出器は Welcome (Well-Type Compound Eye) と名付けられ、検出エネルギー範囲40~800keV、122keV での有効面積は700cm²、開口角は7.4度である。中央部は図1のように井戸型のホスウィッチカウンターを64本組み合わせている。このホスウィッチカウンターは、中心部に34mm×34mm×10mmの新開発の Ga₂SiO₅ (GSO) を、遮蔽部に井戸型に加工した CsI (Tl) 結晶をアクティブなコリメーター兼アンチシールドとして用いている。その周りには CsI (Tl) によるアクティブなアンチカウンターを36本おき、全体を10×10のマトリックス状にしている。

このように開口角の狭い検出器で点 X 線源を観測するには、検出器の向いている方向を制御して、1度以内の精度で目標天体を追尾していくことが必要である。このため地上から方位をモニターし、検出器の方向を制御する手法を確立しなければならない。

BJ 89実験では検出器の仰角は約42度 (SN 1987A の南中時の高度) に固定し、水平方向には検出器上部に取り付けたモーターで回転できるようにした。方向規正には宇宙科学研究所の開発した「より戻し制御方式」を用いた。より戻し制御には、地磁気を感じるジオマグネ

Schematic drawing of Welcome

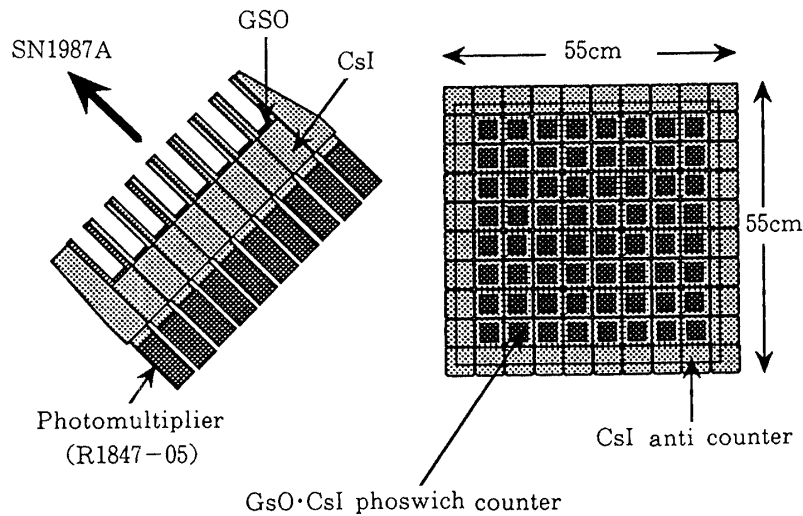


図1 Welcome 概略図

ティックセンサー（GA センサー）を用いた。GA は検出器上に水平に設置し、コマンドで水平面内を回転させられる。このGA の出力とモーターを連動させ、常にGA の出力が極小になるように地磁気とGA の向きが一致するまで検出器を回転させる。GA と検出器のなす角度を変えることで検出器の方向が制御できる。

GA センサーは地磁気を測定するため場所による地磁気の偏角、ゴンドラの内部磁場、ゴンドラのゆれに大きく影響される。特に今回実験を行ったブラジルでは、放球場での地磁気の偏角が21度と大きく、放球前にGA を較正しても気球の飛行経路によって偏角が変わっていくことも予想された。また地上で地磁気の絶対方位を合わせることは大変困難であり、絶対精度として約2度の誤差が生じる可能性がある。従ってGA のみでなく直接に星を観測して絶対方位を知るためにスターセンサーを開発することにした。更に今回の観測目標の1つであったSN1987A はLMC（大マゼラン星雲）の中にあるが、この領域には3.7等以上の明るい星はなく通常のCCDカメラでは星の画像を得ることは難しいため、MCPの導入を決定した。

2. スターセンサーシステム

2.1 概要

本システムは、検出器本体から独立したサブシステムとして設計され、主な特徴は、

- ・MCP（マイクロチャンネルプレート）とCCDカメラを使い8.1等星まで捉える。
- ・VME¹⁾バス上で高速の32 bit CPU（MC 68000）を用い画像処理用ビデオモジュールでCCDカメラの映像を処理する。
- ・独立のPCM波により地上に送り、地上において約3秒に1画面のリアルタイムモニターを可能にする。

1) Versa Module Europe

の3点である。システム全体の構成を図2に示す。システムは大きく光学系、上空での画像処理部、地上でのデータ処理部の3つに分かれそれぞれ表1に示すモジュールを用いている。

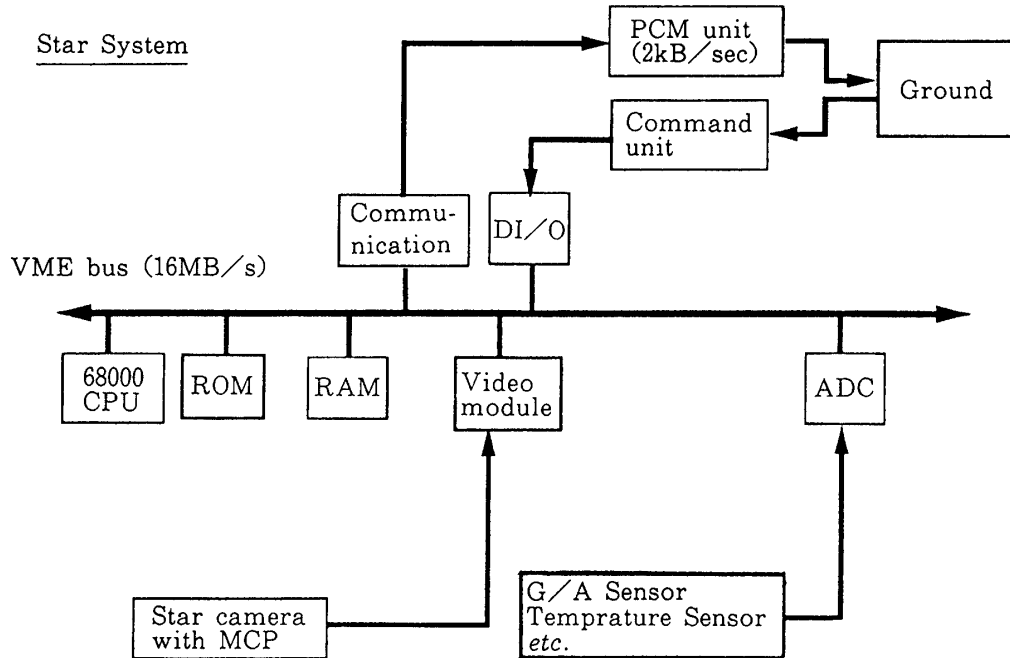


図2 スターセンサーシステム概略図

表1 使用したモジュール

光学系	対物レンズ MCP リレーレンズ CCD カメラ	135mm F2.8 (ニコン) ナイトビューア C3100 (浜松ホトニクス) A2098 (浜松ホトニクス) C3077 (浜松ホトニクス)
上空用 VME	CPU (68000) ROM (512 kbyte) ²⁾ RAM (512 kbyte) ビデオモジュール ADC ³⁾ コミュニケーションモジュール DI/O モジュール	Macro 6002 (アンペール) Macro 6302 (アンペール) Macro 6302 (アンペール) DVME-W-580 (帝菱産業) DVME AD2 (デジタル)
地上用 VME	CPU (68020) RAM (512 kbyte) SCSI インターフェース コミュニケーションモジュール データレコーダー	TVME 120 (アパールデータ) Macro 6302 (アンペール) TVME 322 (アパールデータ) 8 mm VCR (Exabyte)

2) 実際には 64 kbyte を使用した

3) 温度センサー, HV, GA のモニター用

光学系で星の映像をとり、CCD カメラからビデオ信号を出力する。ビデオモジュールでデジタル化した画像データを上空でVMEバス上の計算機システムにより画像処理し、PCMユニットを通して地上に送信した。地上では別の計算機システムを用いて画像を再合成し、その画像上の星の動きを見ながら適宜指令電波により上空のシステムを操作し、方向規正を行った。

2.2 光学系

MCPとしては浜松ホトニクス製のナイトビュー C3100を使用した。MCPは高電圧をかけた絶縁物質中の直径 $10\mu\text{m}$ 程度の穴に電子を通すことで電子の数を 10^5 程度に増倍させる装置である。ナイトビュー-C3100は入射光を光電面で電子に変換し、その電子をMCPで増

表2 ナイトビュー C3100仕様[1]

対物レンズマウント方式	ニコン, キヤノン, ミノルタ, オリンパス, ペンタックス, Cマウント
MCP 平均ゲイン	6×10^4
MCP 限界解像度	30 lp/mm
MCP 幾何学的歪	5%以下
消費電力	約 75 mW
使用電源	単4乾電池 2個
電池寿命	約15時間 (アルカリ電池)
使用温度範囲	-20~40度
重量 ⁴⁾	約 930 g
外形	66 mm ϕ \times 180 mm

表3 CCD カメラ仕様[2]

撮像素子	interline 方式 CCD 固体撮像素子
画素数	768(H) \times 493(V)
撮像面積	8.8mm \times 6.6mm (3/2 inchサイズ)
セルサイズ	11.0 μm (H) \times 13.0 μm (V)
レンズマウント	Cマウント
水平周波数	15.734KHz : f_H
垂直周波数	59.94 Hz
同期方式	内部同期, 外部同期ともに可能
映像出力	1.0 V_{p-p} 同期負, 75 Ω 不平衡
電源電圧	DC12V \pm 10%
消費電力	2.2W
動作温度	-30~60度
耐振動	7G (11Hz~200Hz)
耐衝撃	70G
重量	190g
外形	44mm(W) \times 29mm(H) \times 107mm(D)

4) 対物レンズ, 電池を除く

倍させて蛍光面にあて、再び光に戻す。これにより、6万倍に増光できる。本実験で用いたMCP及びCCDカメラの主な仕様を表2, 3に、分光感度特性を図3, 4に示す。MCPによる光の増倍率は調節でき、CCDも固定利得と、AGC（自動利得調節）が選択できる。135mmの対物レンズと組み合わせると画角は対角で18度だが、CCDカメラの画面を全て使用するためにリレーレンズで中央部を矩形に切ってCCDの撮像面上に投影するので画角は約9度となる。CCDカメラの画素数が768×493なので角度分解能は約0.01度となる。

MCP内部には650～850Vの高圧電源があるため、全体を120mmφ×5100mmのアルミニウム製気密箱に入れて検出器と平行に取り付けた。スターセンサーと検出器の視線方向が一致するので、スターセンサーの画面中央に目標天体を捉えれば検出器の視野に目標天体が入っていることになる。

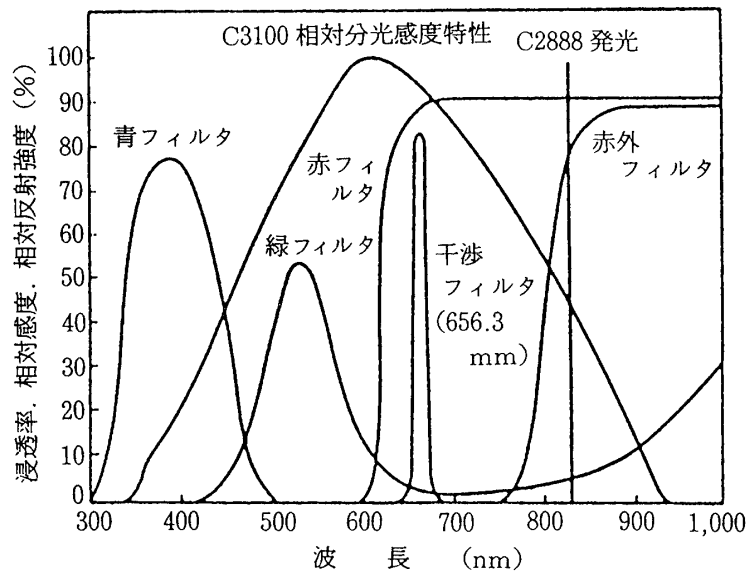


図3 MCP 分光感度特性[1]

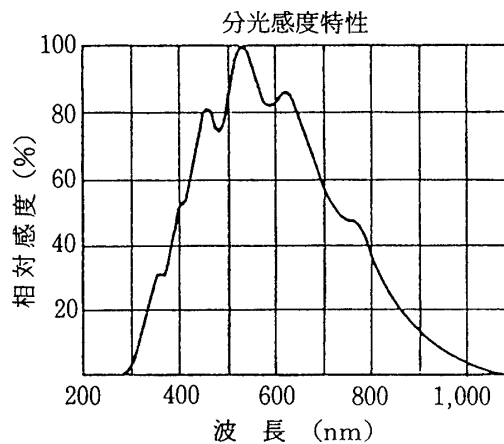


図4 CCD 分光感度特性[2]

2.3 上空での画像処理

上空でのスターセンサーシステムの構成は図2に示した。画像処理システムとしてVMEバス上にMC-68000CPUを用いたコンピューターシステムを構築し、OS9/68Kをオペレーティングシステムとした。VME規格の計算機は産業用計算機のスタンダードとして広く使われており、様々な機能のモジュールが市販されている。またOS9/68KはマルチタスクのリアルタイムOSであり、データの高速処理が可能である。ソフトウェアは簡単にROM化できるのでハードディスク、フロッピーディスクなどが使えない気球実験に適している。また割り込み処理機能を用いて地上からのコマンドも受付られる。

ビデオモジュールはCCDカメラからのビデオ信号を高速にA/D変換して、メモリ上に縦横512×512のメッシュで画像イメージを製作する。さらにCPUがそのメモリにアクセスして、画像処理を行う。これにより高速に、詳細な画像を得ることができる。今回ビデオモジュールとしては、帝菱産業のVME-W-580を使用した。ただし後述するように、ビデオモジュールはかなり電力消費が大きいので、熱対策としてICを可能なかぎりC-MOSに交換し改良を行った。VMEモジュールのうち、PCMへの出力を行うコミュニケーションモジュール、コマンドを受付けるDI/Oモジュールは、新たに製作し、他は市販品を用いた。

データ処理の流れは、

1. ビデオモジュールからCCDカメラにサンプリング指示を出す。
2. CCDカメラが1枚の映像をとり通常のビデオ信号を出力する。
3. ビデオモジュールはCCDカメラの映像を縦横512×512、各ポイント256階調にデジタル化し、メモリーに取り込む。
4. メモリー上で明るさがあるスレシヨルドを越えている点を探す。
5. その点の位置と明るさを2kbyte/secのPCMで地上に送信する。
6. 1枚の画面を送信し終わると、次の画面のサンプリングを指示する。

というサイクルになっている。

高速な処理を行うために隣接する4点をまとめて扱ったため、実際のメッシュは256×256となる。スレシヨルドは地上からのコマンドによって変更でき、適切な明るさの映像を選べる。1サイクルに要する時間は送信する点の数によるが、60点ほどならば上記のサイクルを3秒に1度の速さで行える。地上にPCMで送信するデータは、1word=16bit データ32wordを1フレームとし1フレームごとに送信した。PCMによって最大2kbyte/secの送信が行える。

上空用VMEモジュール全体は、約190mm(W)×270mm(H)×220mm(D)のラックに納められる。電源は+5V、±12V、±15Vを要し、全てリチウム電池⁵⁾によって供給した。レギュレーターでの電圧降下も含め、消費電力は37Wである。特にビデオモジュールで5Vを2.5A、±12Vを各々100mA、計約15W消費するため、ICや基板全体がかなりの熱をもつため、積極的に放熱する必要があった。

2.4 地上でのデータ処理

地上でのデータ処理は、VME/OS9システムおよびビデオモジュールを用いて、リアル

5) エレクトロケム・インダストリーズ社の3B36及び松下電器のBR-VC3(単2型)

タイムの処理を行った。ただしなるべく高速に処理を行うため、CPUにはM68020(16MHz)を用いた。地上でPCM波を受信し、ビットシンクロナイザー、フォーマッターを通してデータをデコードし、上空のVMEシステムが送信した点の位置と明るさの情報を得る。これから画像を再合成する際に、通常のコピュータディスプレイ上に画像を描くのでは時間がかかるので上空と同じビデオモジュールを用いることにした。ビデオモジュールはその内部のメモリーにデータを書き込むとそれをアナログ化してビデオ信号を出力することができる。この機能を用いてディスプレイに点の明るさに応じた十字を描いた。また、VMEからSCSIインターフェイスを通して上空から送られたデータを送信時と同じフォーマットでデータレコーダーに記録した。

ディスプレイ上の画像と星図を比較すると検出器の向いている方向が分かる。目標天体は日周運動によって画面上を動いていくが、画像を見ながら目標天体が視野に入るようコマンドでGAを回転させ、追尾観測をすることができる。

3. BJ89での実験結果

1989年12月22日21時40分(Brazil Local Time 以下同じ)、ブラジルのINPE⁶⁾ Cachoeira Paulista 実験場(西経45度0分34秒、南緯22度39分44秒)から、LMC(大マゼラン雲)にあるSN1987Aの観測などを目的に放球が行われた。(BJ89)実験当日のSN1987Aの南中時刻は23日0時30分、仰角が固定されているのでその前後2時間ずつを観測予定時間とした。

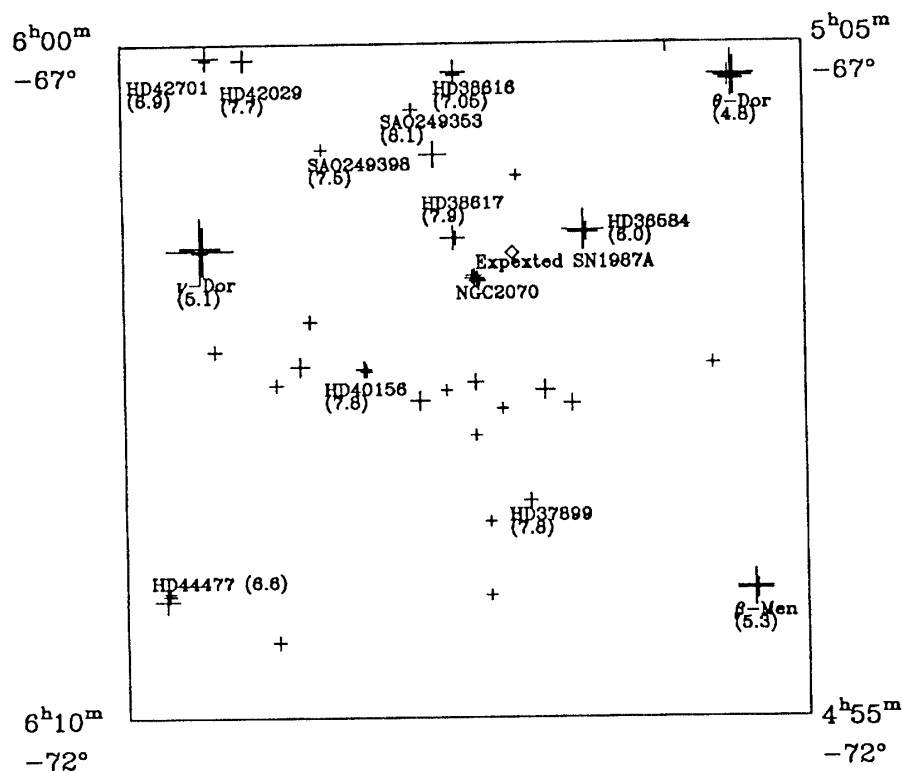


図5 0:35:4の画像、スレシヨルドは27、()内は等級、◇は予想されるSN1987Aの位置

6) ブラジル国立宇宙科学研究所

またその時間内に20分×2回、検出器にLMC以外の領域を向けさせバックグラウンドの測定も行った。放球時の設定では検出器が真南を向くように地磁気の偏角を考慮してGAを設置した。大気の影響で上空と地上では星の明るさが違うので地上でMCPの倍率を決めておくことはできないが、コマンドによるスレショルドの調整が可能なのでスレショルドは1、MCPのゲインは最大、CCDはAGC（自動利得調整）に設定した。

3.1 地上での画像

放球約2時間後に気球が水平浮遊状態（高度36.05km）に入り、指令電波によって方向規正、MCPの電源を投入した。当初送信してくる点の数が多く、画像を読み取りにくかったため、少しずつスレショルドを上げていった。すると目標のLMC領域が視野に入っていることが分かった。その後、LMC領域を確認しながら、コマンドでGAを操作し、SN1987Aを追尾観測した。

実験時に地上でモニターしていた画像を、データレコーダーに記録したデータから再現したものを図5に示す。図5は12月23日0時35分4秒（BST）、ほぼSN1987A南中時の画像である。この時スレショルドは27であった。図6と比較して星を同定し、SN1987Aの予想される位置をともに記入してある。図3、4に見られる感度特性にもよるが、明るさ～Mag. 8.1まで捉えられていることが分かる。図5のデータから画角を求めると

- ・水平方向 9.1度
- ・垂直方向 6.3度

であった。縦横256×256に分割しているので角度分解能は0.024度となる。図5を見る限

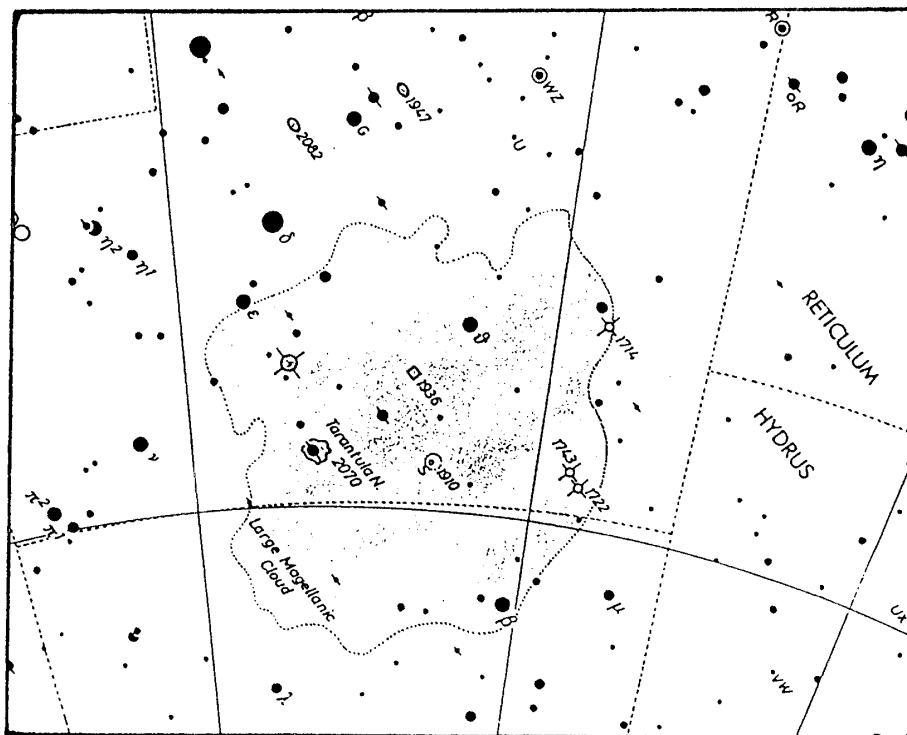


図6 LMC付近の星図（～8等まで）[10]

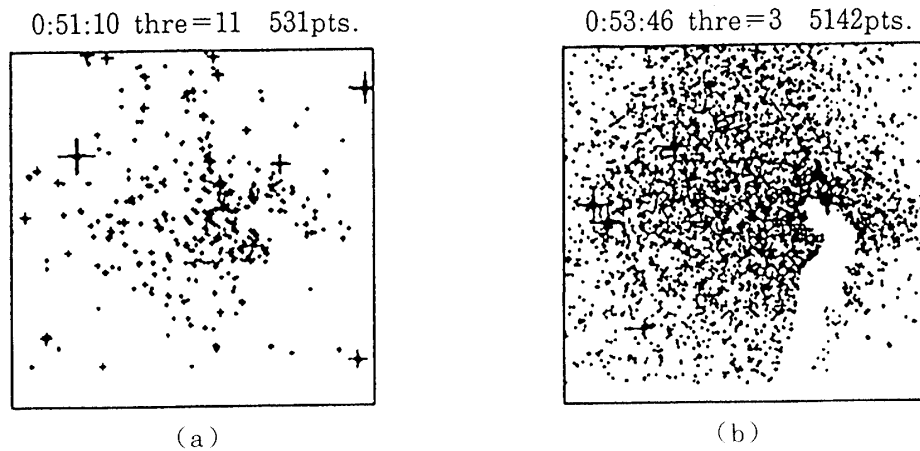


図7 スレシヨルド11(a), 3(b) の画像

りこの分解能でも十分だと思われる。しかし現在以上に広い画角を得るようにする場合には再考の必要がある。またこの状態では、約3.2秒に1枚の画像が得られた。

図7にスレシヨルド11と3の画像を示す。視野は図5とほとんど同じである。スレシヨルドを下げると暗い星まで見えるが、このように細かい点が増えすぎると星の同定もかえってやりにくくなってしまふ。MCPのノイズによるちらつきとも考えられるが、特にLMC領域は星雲なので全体が明るく、星だけを取り出すにはある程度スレシヨルドを上げる必要がある。また送信にも時間がかかるので実験中、図7のようなテストを行う時以外はスレシヨルドは25~27にしておいた。この状態でモニター画面を見ながら追尾観測を続けることができた。

3.2 方向規正の安定性

次に方向規正の様子について示す。図8は、コマンドを入れる前後10分間にわたってレ-Dorの水平方向の位置を追ったものである。縦軸は画面上での相対的な角度（西向きが正）、横軸は経過時間（単位：秒）である。この時レ-Dorはほぼ南中しているので水平方向のずれのみを考えればよく、図上では縦軸の1度の位置が目標である。始めのうち、星が日周運動につれて画面上を移動している。180秒の時点で目標から1度ずれたので、GAのターンテーブルを回転させるコマンドを送った。すぐに検出器のモータが作動し始め、GAが2度回転したところでコマンドを停止した。コマンド停止から160秒後、340秒の時点で検出器は安定し、再び目標から1度以内に納まった。この160秒間に大きく目標はずれることはなく、方向規正はうまく働いていると言える。このように方向規正にかかる時間が精度を決定してしまうが、絶えずGAをモニターしている。0.5度目標からずれると1度戻す、という操作で ± 0.5 度の制御が可能となる。1度の回転であれば、方向規正にかかる時間は60秒以下になると考えられる。

今回はGAを2台搭載し、方向規正を切り替えることで、1時03分~1時23分、2時00分~2時20分の2回にわたりバックグラウンド領域の観測を行った。バックグラウンド領域としてはX線源のない、ろ座付近を予定していた。この間スターセンサーのモニター画面でろ座の λ_1 , λ_2 , η_2 , η_3 が視野に入ったことを確認できた。LMC領域に戻す際にも復帰を

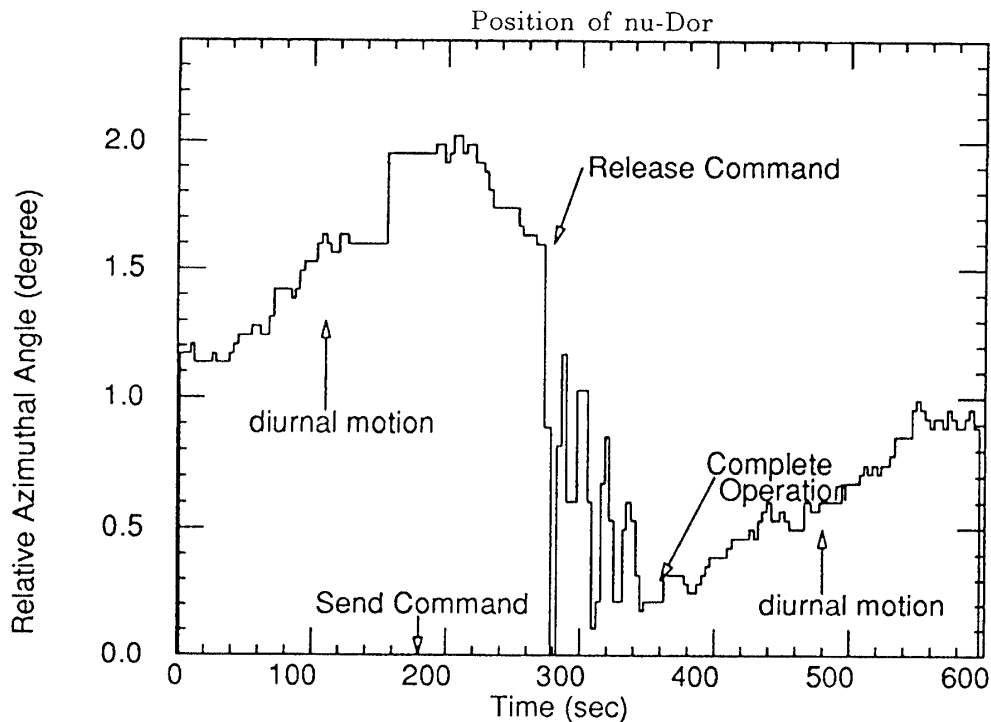


図8 コマンドをいれた時の ν -Dorの位置変化, 横軸は経過時間, 縦軸は画面上での相対的な角度. 180秒にコマンドを送り, 270秒にリリース, 340秒に規正モーターによる制御が完了した.

確認し, SN1987A を捉えるよう GA を微調整した.

3.3 実験で明らかになった問題点と今後の課題

このようにBJ89実験においては, 新たに開発したスターセンサーシステムとより戻し制御法を組み合わせることで, 当初の目標であった天体の追尾観測を可能にした. 以後このシステムを用いて観測を行う上で配慮すべき点を考えてみる.

本システムはかなりの電力を消費するため, 回路の加熱が心配されていたが, 本システムに電源を供給しているレギュレーターを入れた箱 (消費電力15W) の外側での温度をモニターしたところ, 上空では摂氏約45度で安定した. しかし23日2時45分 (電源立ち上げ後12時間20分), 地上での画像から上空のビデオモジュールの垂直同期が乱れていることが分かった. 似たような現象は, 電源立ち上げ時に電流が不足したり, 一斉立ち上げのタイミングがずれたときにもみられており, 熱によって電源部が不安定になったと思われる. 幸いコマンドによるVMEのリセットで直ったが, さらに熱対策を考える必要がある.

またスターセンサー用PCMは周波数1.687GHzの電波を気球の測距と共用していたので, 1分に5秒ほど地上での受信ができなくなる. より精密な制御を目指すには送受信ができなかった場合に再度データを送信するようなシステムを考慮すべきであろう.

さらに検出器の感度をあげるために開口角をより狭くした場合, 方向規正にはさらに精度

が要求される。そのことも踏まえ、

- ・対物レンズを換え、画角を広げること。
- ・ソフトウェアの改良によって処理を高速化し、時間あたりの画像数を増やしてきめ細かな制御に対応すること。
- ・星の同定をし、検出器の方向を判断しやすいような適切な明るさを得る工夫。
- ・コマンドを絶えずいれ続けなくても追尾できるような工夫。

を今後の課題として考えている。

また上空におけるデータ処理の過程で、あるポイントに星が有るかどうかをチェックすることもできる。スターセンサーが上空にCPUを持つという利点をいかし、一定の区域に星がとどまるように、上空のCPUによって方向規正を行うことも可能である。

4. 結 論

MCP を使って感度を上げ、画像処理用のモジュールと計算機を組み合わせで高速処理を行うスターセンサーシステムを開発した。本システムによって気球飛揚中に画角 9.1×6.3 度、明るさ 8.1 等の画像を 3.2 秒/枚の速さで取り込み、そのデータを PCM を用いて地上に送信し、画像を高速に再合成することができた。従って本システムの開発目的である、検出器の方向規正を ± 0.5 度の精度で達成した。これにより気球搭載硬 X/γ 線検出器 Welcome による低フラックスな点 X 線源の観測が可能になった。

参 考 文 献

- [1] 浜松ホトニクス, ナイトビューア C3100使用説明書.
- [2] 浜松ホトニクス, 固体テレビカメラ C3077取扱説明書.
- [3] 帝菱産業(株), VME-W-580仕様説明書.
- [4] (株)アンペール, Macro 6002 MPU モジュール.
- [5] (株)アンペール, Macro 6302 ROM/RAM モジュール.
- [6] (株)デジタル, DVME AD2 User's Manual.
- [7] (株)トーヨーデータ, TVME-120.
- [8] (株)トーヨーデータ, TVME-322.
- [9] EXABYTE CORPORATION, 8MM Cartridge Tape Subsystem Interface User's Manual.
- [10] W. Tirion, SKYATLAS 2000.0, Sky Pub.