

# IC イメージ・センサを利用した星の位置検出器\*

矢島信之\*\* ・河野嗣男\*\* ・小平桂一\*\*\*  
田中 濟\*\*\* ・太田茂雄 ・狛 豊

## 1. はじめに

近年、IC 製造技術の進歩にともない、単一の IC チップ上に多数の微小な光検出素子をライン状またはマトリクス状に配列し、かつ素子を順次走査して信号を読み出す回路をも内蔵した IC イメージ・センサが開発されつつある。すでにテレビジョンの分解能以上の絵素を持つものも開発され、従来の真空管式のテレビ撮像管にかわって使用されはじめています。

この IC イメージ・センサを利用して、宇宙観測のための星の位置検出器としてのカメラを開発し、気球に搭載して動作テストを行い良好な結果を得た。この検出カメラはすべて半導体集積回路で作られており、従来の撮像管のような高圧電源を必要とせず、また消費電力も少なく、かつ小型軽量であるので宇宙空間での使用に適している。

気球搭載実験は、東大理学部天文学教室により行われている恒星赤外線観測実験 [1] のための望遠鏡の鏡筒に取り付けて、昭和 51 年 6 月と 52 年 9 月の 2 回実施された。この恒星赤外線観測装置には、目標とする星を自動的に追尾する機構は備えられているが、追尾用のセンサの視野内に目標の星をとらえるには、地上基地よりコマンド送信機を使って搭載望遠鏡の向きを操作する。本カメラは、目標を捕そくするまでの天空のモニタとして用いられた。また目標を捕そくし自動追尾に入った後にも、制御が完全に行われているか否かの確認手段として用いられた。

## 2. IC イメージ・センサ

現在開発されている IC イメージ・センサは 2 種類ある。一つは従来よりの MOS-IC 製造技術を用いて作られるものであり、他は電荷転送素子 (CCD 素子) と呼ばれる新しい技術によるものである。今回の装置は、周辺回路も含めた製品としての扱いやすさという点から、前者の方式である米国 RETICON 社の  $32 \times 32$  素子のものを用いた。

### 2-1. 素子の形状および周辺回路

写真 1 が今回使用した IC イメージ・センサである。中央部のガラス窓が受光面である。第 1 図がその受光面の概略図であって、約  $3.2 \text{ mm}$  平方の中に  $32 \times 32$  個の受光素子が  $100 \mu$  間隔で配列されており、素子 1 個の受光面積は  $70 \times 70 \mu\text{m}^2$  である。各々の受光素子には、

---

\* 宇宙研特別事業費による研究論文

\*\* 機械技術研究所

\*\*\* 東京大学理学部

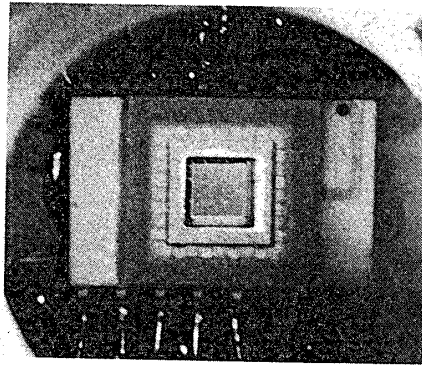
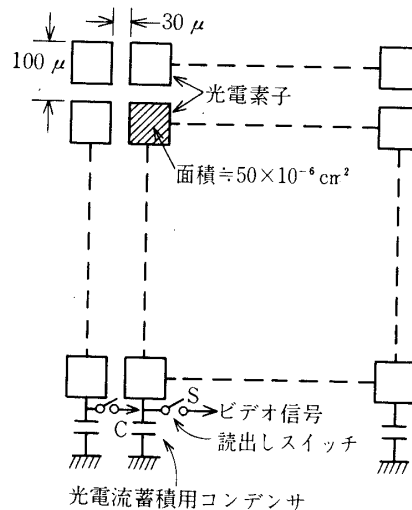


写真1 使用した IC イメージ・センサ



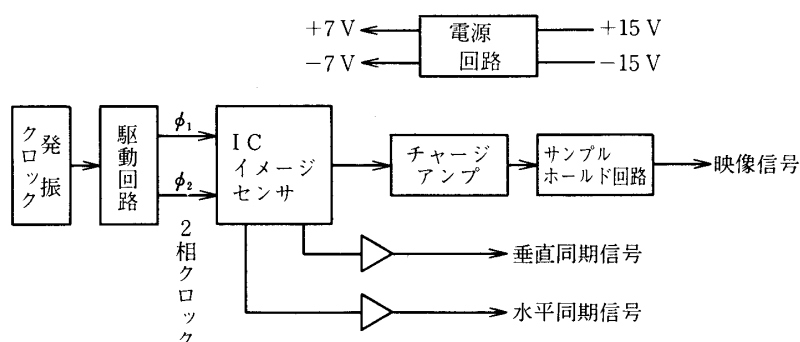
第1図 IC イメージ・センサの受光面

光電流蓄積用のコンデンサCと電荷を読み出す電子スイッチSが付属している。そしてさらに、電子スイッチを順次切り換えて走査するための、クロック・パルスのカウンタとレジスタ回路も内蔵されている。

イメージ・センサのICの中には、上記のようにかなりの機能が含まれているが、さらに第2図に示すように、2相クロック・パルス発生回路、ビデオアンプ回路等の周辺回路が必要である。

## 2-2. 検出感度

IC イメージ・センサで星を検出しようとする際の最大の問題点は検出感度である。必要とされる検出感度は目的によっても異なるが、当然のこととして高いほど有利である。搭載実験を行った恒星赤外線観測の場合にも、3等星程度は充分検出できる能力が必要とされる。しかし、そうした星の光の強度は極めて微弱であり、通常はフォト・マルチプライア等の高



第2図 IC イメージ・センサの制御回路

感度光電検出器が用いられる領域である。したがって、本質的にはシリコン光電素子であってあまり感度の高くない IC イメージ・センサの検出感度を上げるには若干の工夫が必要である。

使用した IC イメージ・センサの検出感度は、特有の関係から決まる。すなわち、第1図のごとく、光電素子に発生した電流はコンデンサCに蓄積され、走査回路によって電子スイッチSが順次閉じられ、蓄えられた電荷が次々と読み出される。そしてこの電荷は、プリアンプによって電圧出力に変換され、ビデオ信号となる。コンデンサCは、読み出された直後から再び光電流の充電が開始され、次に読み出しの順番が来るまでの時間、すなわち一画面の走査時間の間充電が続けられる。したがって、IC イメージ・センサの見掛け上の感度は、走査速度を遅くすればするほど高くなる。

しかし、走査速度を遅くして感度を上げる方法には限界がある。光電素子には、入射光がなくても流れるリーク電流（暗電流）があるため、出力ビデオ信号の中に占めるリーク電流による成分は走査速度に逆比例して増大する。しかも、リーク電流は素子によってかなりの差があるため、そのばらつきが検出限界となってしまう。ただし、このリーク電流には著しい温度依存性があり、常温を1とすれば、 $0^{\circ}\text{C}$ で $10^{-1}$ 、 $-20^{\circ}\text{C}$ で $10^{-2}$ に減少する。そこで、IC イメージ・センサを強制的に冷却して使用すれば、かなり走査速度を遅くすることが可能になる。

検出感度を上げる他の方法は、当然のことであるが、明るいレンズを使用し入射エネルギーを増大させることである。レンズ系は無限遠の星を点像として結像させるものであるから、点像のエネルギー密度は有効口径のみに依存する。しかし、大口径レンズは焦点距離も長くなり、モニタする天空の視野が狭くなってしまふ。入手し易いカメラ用レンズの場合では、焦点距離が100 mm以下で、口径100 mm以上のものは無理のようである。ただし、イメージ・センサの光電素子の間隔は $100\ \mu\text{m}$ であるから、レンズの分解能はカメラレンズほどには必要ないはずであるので、特別の大口径短焦点レンズ（又はミラー）を作ることとは不可能ではなからう。しかしその場合にも、小型軽量に作られるカメラ本体とのつり合いを考える必要がある。

以上の諸関係を考慮して、IC イメージ・センサで検出可能な星の明るさを計算してみる。0等星の光のエネルギーを  $E_0 = 10^{-6} \mu\text{W}/\text{cm}^2$  とし、これを入射口面積  $S = 20 \text{ cm}^2$  (口径約  $5 \text{ cm}\phi$ ) のレンズで結像させたとし、かつその像は光電素子1個の上に完全に照射されているとすれば、受光面積  $S_c$  の素子への入射エネルギー密度  $\rho$  は、

$$\rho = \frac{E_0 S}{S_c} = \frac{20 \times 10^{-6} (\mu\text{W})}{50 \times 10^{-6} (\text{cm}^2)} = 0.4 (\mu\text{W}/\text{cm}^2)$$

となる。そして、光電素子に発生する電流  $i$  は、素子1個の感度が  $D_s = 5 \text{ pA}/\mu\text{W}/\text{cm}^2$  であるから、

$$i = \rho \cdot D_s = 0.4 \times 5 = 2 (\text{pA})$$

である。この光電流  $i$  に走査時間  $T$  を掛けた電気量がコンデンサに蓄えられるのであるが、蓄積される電気量の上限  $Q_m$  は  $0.75 \text{ pcoul}$  である。したがって、0等星の光で出力が最大となる走査時間は、

$$T = \frac{Q_m}{i} = \frac{0.75 (\text{pC})}{2 (\mu\text{A})} = 0.38 (\text{sec/frame})$$

となる。すなわち1秒間に3画面程度走査すればよいこととなる。

実際には、上記の関係にさらにリーク電流  $i_l$  の影響が加わるため、最終的にビデオ信号として得られる出力信号  $E_v$  としては、

$$E_v = A(i + i_l) \cdot T$$

となる。ここで  $A$  は、チャージアンプの電荷→出力電圧変換定数であり、 $Q_m$  ( $0.75 \text{ pC}$ ) の時に  $4 \text{ V}$  の出力となる。リーク電流  $i_l$  は、メーカーの資料によれば、 $20^\circ\text{C}$  で約  $1 \text{ pA}$ 、 $0^\circ\text{C}$  で  $0.1 \text{ pA}$ 、 $-20^\circ\text{C}$  で  $0.01 \text{ pA}$  である。

以上の諸関係から、星の明るさに対するビデオ出力電圧の関係を、温度および走査速度をパラメータとして整理すると第3図のようになる。図の中で、最大出力レベルの1/100を信号分解能の限界とした。メーカーの資料では1/1000も可能とされているが、動作環境が地上と著しく異なる上に、テレメータ等の伝送路を通るため、ダイナミック・レンジはかなり低下することを覚悟せねばならない。図よりICイメージ・センサを  $-20^\circ\text{C}$  に冷却し、走査速度を毎秒3～5フレーム程度とすれば、3等星は十分検出可能となる。

### 3. 試作した検出器

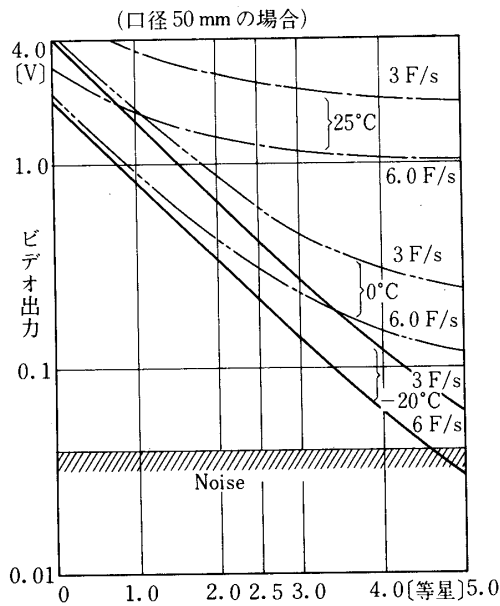
#### 3-1. カメラ部の概要

写真2に試作したカメラの後部カバーを除く外観を示す。レンズの裏側の基板は駆動パルス回路、ビデオアンプ回路、後述する温度制御回路等である。

使用した焦光レンズは、第1回の放球実験では焦点距離  $130 \text{ mm}$ 、 $f: 2.5$  であり、有効口径は約  $50 \text{ mm}$  である。画角は約  $1.3$  度、素子1つ当りの画角(カメラの光学的分解能)は  $2.5$  分角である。第2回の放球には、焦点距離  $85 \text{ mm}$ 、 $f: 1.2$  を使用した。この場合有効口径は  $70 \text{ mm}$ 、画角は  $2.0$  度、分解能  $3.8$  分角である。

重量はレンズを除いて  $1.7 \text{ kg}$ 、消費電力は  $+15 \text{ V}: 200 \text{ mA}$ 、 $-15 \text{ V}: 120 \text{ mA}$  であった。

#### 3-2. IC イメージ・センサの温度制御



第3図 星の明るさとビデオ信号レベルの関係

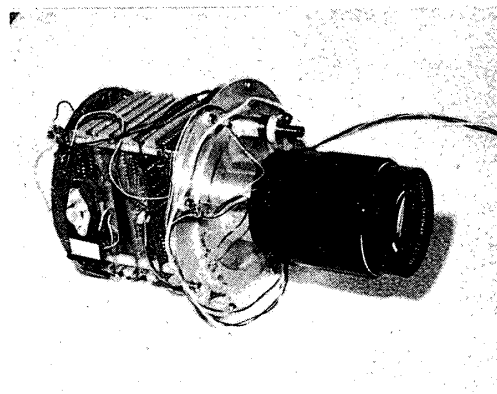
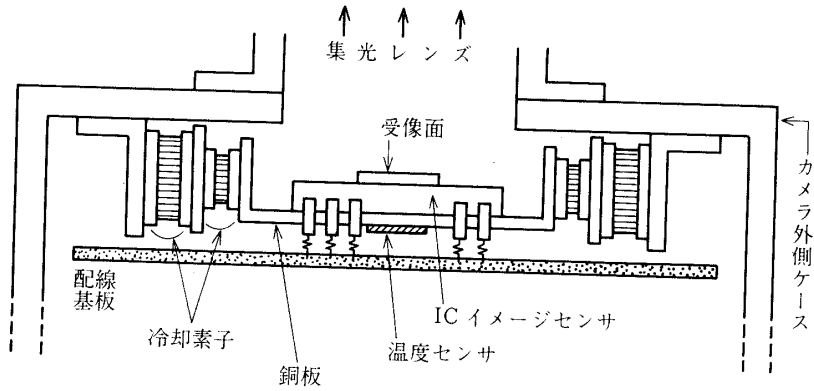


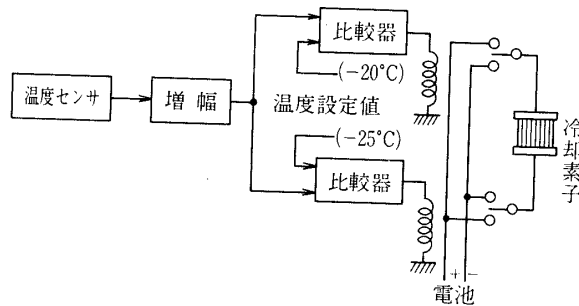
写真2 試作したカメラ

リーク電流を減少させるための IC イメージ・センサの冷却には、ペルチェ効果による半導体冷却素子を使用した。この素子は、電流を流すことにより電極の両端に温度差を生じ、高温側の熱を逃がし温度上昇を防げば、反対側の電極は冷却能力を持つ。第4図に冷却部の構造を示す。IC イメージ・センサの底部に銅板を導熱性接着剤で張り付け、板の両端には冷却素子を2段にして取り付けた。高温側の熱は、カメラの外側のケースを通じてゴンドラに逃がされる。

IC の底部には温度センサが取り付けられており、第5図に示す温度制御回路によって温度を一定範囲内に保つ。温度範囲は $-20^{\circ}\text{C} \sim -25^{\circ}\text{C}$ とし、 $-20^{\circ}\text{C}$ より高ければ冷却、 $-25^{\circ}\text{C}$



第4図 ICイメージ・センサの冷却



第5図 温度制御回路

より低温の場合には素子に流す電流方向を逆にして加熱することとした。リーク電流を減少させる目的からは低温であるほど望ましいが、ICとして保障されている動作温度範囲および保存温度範囲（ $-50^{\circ}\text{C}\sim+85^{\circ}\text{C}$ ）に安全性も加味して制御温度範囲を決めた。消費電力は3V, 2Aである。なお、温度検出はICのパッケージ部で行っているため、光電素子部はIC内の回路の発熱の影響で $-20^{\circ}\text{C}$ よりはかなり高いと思われる。

#### 4. 気球搭載実験

##### 4-1. 観測装置

本カメラの実験は、東大理学部天文学教室で行っている恒星赤外線観測実験用の望遠鏡の鏡

筒に取り付けて行った。写真3に観測装置の外観を示す。主望遠鏡は口径15cmのカセグレ  
ン型であり、後部底面に赤外検出素子を取り付けられている。架台は逆フォーク式であり、  
赤経、赤緯の2軸をマイクロ・モータで制御する。星の追尾のための検出器は主鏡の下に取  
り付けられている口径5cmの屈折型望遠鏡システムである。この検出器の視野は約3度角  
である。

追尾用望遠鏡の下に取り付けられているカメラが星の位置検出器である。カメラからのビ  
デオ信号はテレメータで地上基地に送られ、ブラウン管表示器に映し出される。オペレータ  
は、その画像を見ながら目標の星を捕まえるため、望遠鏡の指向方向をコマンド送信器を用  
いて操作する。目標の星がカメラの画面内に入ったならば、追尾制御が確実に開始できる範  
囲内へと移動させ、追尾用検出器を動作させる。そして、モニタ・カメラ上の星の位置、追  
尾検出器の出力および赤外検出器の出力を比較して、目標とする恒星が正しく追尾されてい  
る事を確認し観測に移る。

#### 4-2. ビデオ信号の伝送装置と地上基地での受像装置

通常のビデオ信号の伝送には数 MHz もの帯域幅が必要であるが、本カメラの場合は、走  
査速度が遅く、かつ絵素数も少ないため、ずっと狭い帯域幅でよい。しかし気球に搭載され  
るテレメータの伝送帯域もまた狭いため、ビデオ信号の伝送は簡単ではない。

本カメラのビデオ信号は、IC イメージ・センサの内部で光電素子を走査して得られる信  
号に走査同期信号を第6図のように加え合わせたものである。水平同期信号と垂直同期信号  
は、そのパルス幅の違いによって区別される。このビデオ信号の基本周波数成分  $f_w$  は、1  
秒間に送られる画面数を  $F$ 、一画面の絵素数を  $N$  とすれば

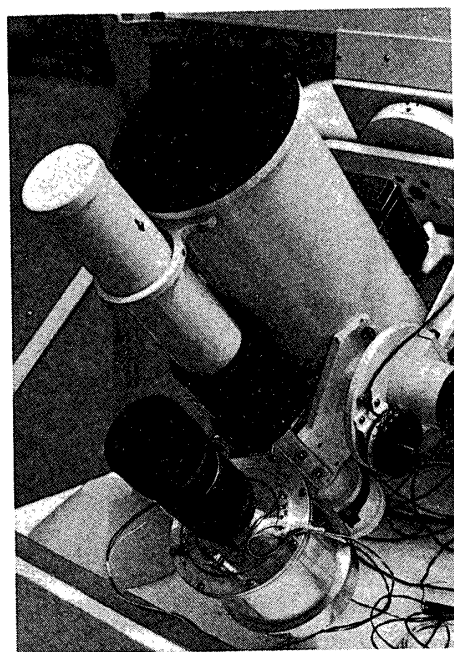
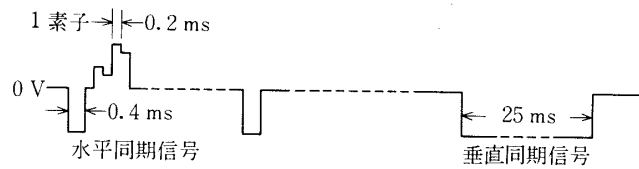


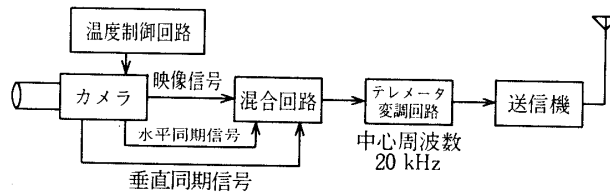
写真3 恒星赤外観測装置

$$f_w = F \times N$$

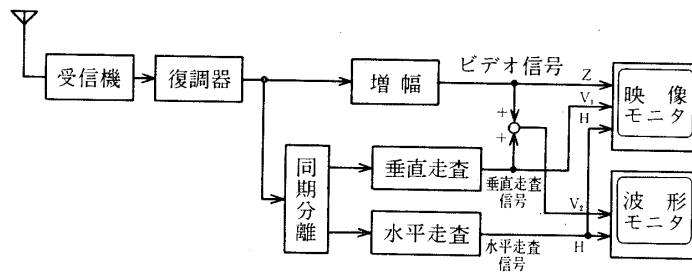
であり、本カメラの場合、気球実験では毎秒5画面の走査速度としたので  $f_w$  は約5 kHz となる。このビデオ信号をほぼ完全に伝送し、第6図のような階段状の波形に再現するには  $f_w$  の5倍以上の帯域幅が必要であるが、それは不可能である。そこで、ほぼ基本波のみを伝送することとし、このために20 kHzを中心周波数とするサブキャリア変調器と復調器を特別に試作して使用した。したがって復調されたビデオ信号は正弦波的な変化になってしまう。しかし、このように変質したビデオ信号でも、画像とした場合には実用上十分な識別力があることは、地上実験であらかじめ確認してあり、かつ搭載実験でも同様であった。第7図(a)は搭載装置のブロック図である。



第6図 ビデオ信号の波形例



(a) 搭載部



(b) 地上部

第7図 星の位置検出、表示装置系統図



地上基地での信号処理と画像表示のための装置は第7図(b)である。受信し復調された信号より同期信号を分離し、垂直、水平同期信号を判別し、走査信号を作り、ブラウン管に星の像を表示する。表示は2種類の方式を用意した。一つは、通常のテレビと同様に星の明るさを画像の Intensity で表示するものであり、もう一つは、垂直走査信号にビデオ信号を加え合わせ、星の強度が波高値として表示されるものである。

#### 4-3. 実験結果

気球搭載実験は昭和51年6月および52年9月に行われた。いずれの場合もカメラの電源は気圧スイッチによって約15 kmの高度で自動的に投入された。

第一回の実験の観測対象の星は全部で10個であり、そのリストを第1表に示す。最も暗い星は  $\alpha$  Vir の3.4等星であるが、かろうじて映像表示で識別できた。第二回の実験では、観測対象は14個であり、そのリストは第2表である。第一回の実験に比べ、集光レンズが50 mm $\phi$  から70 mm $\phi$  に変更となったため面積比で約2倍となり、感度が上昇した。その結果、最も暗い星である  $\lambda$  Agr も十分検出可能となった。第8図(a), (b)は地上基地での映像表示および波形表示の一例であって、星は  $\alpha$  Agl である。

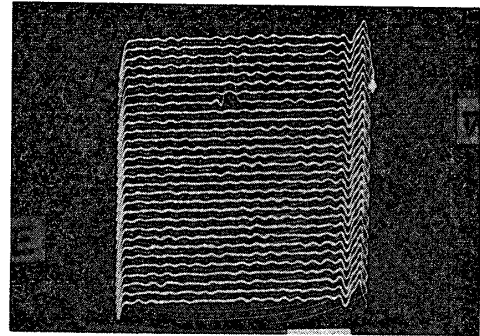
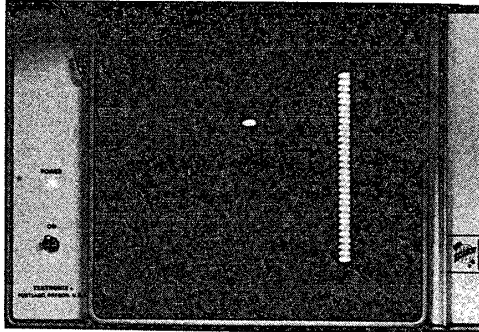
2種類の表示方式は各々特色を生かして有効であった。映像表示は、オペレータがモニターする上で直感的にすぐれており、かつ出力がノイズと同等レベルの暗い星であっても識別可能であった。他方波形表示では、追尾制御の状態をある程度定量的に確認できる。たとえばゴンドラへの外乱が増大し、制御偏差が大きくなった場合には出力波形が隣接の検出素子にも現われ、相互の波高値の変化から制御の状態を判定できた。

第1表 観測した星のリスト (1976)

観測星	実視等級
	m
$\delta$ Vir	3.4
$\alpha$ Boo	-0.1
$\sigma$ Lib	3.3
$\delta$ Oph	2.7
$\alpha$ Sco	0.9~1.8
$\alpha$ Her	3.0~4.0
$\alpha$ Oph	2.1
$\eta$ Sgr	3.1
$\epsilon$ Sgr	1.8
$\alpha$ Agl	0.8

第2表 観測した星のリスト (1977)

観測星	実視等級
	m
$\alpha$ Cet	2.5
$\tau^4$ Eri	3.7
$\gamma$ Eri	2.9
$\alpha$ Tau	0.9
$\alpha$ Ori	0.4~1.3
$\alpha$ CMa	-1.5
$\delta$ Oph	2.8
$\epsilon$ Oph	3.2
$\alpha$ Sco	0.9~1.8
$\alpha$ Her	3.0~4.0
$\gamma$ Agl	2.7
$\alpha$ Agl	0.8
$\epsilon$ Peg	2.4
$\lambda$ Agr	3.8



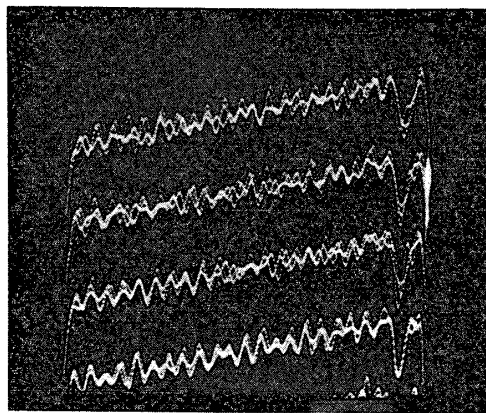
(a) 映像表示

(b) 波形表示

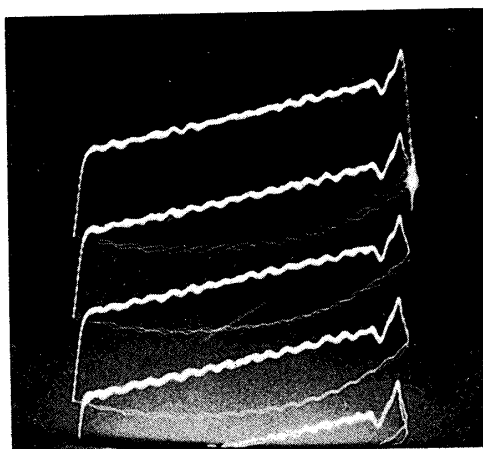
第8図 検出した星の表示例 (星は  $\alpha$  Aql)

IC イメージ・センサを冷却した効果はかなり顕著であった。第9図は放球前で冷却回路を動作させていない時の波形表示器出力であって、表示器の垂直軸のゲインを上げ、上4本の走査線を拡大して表示したものである。他方第10図は、放球後上空で冷却制御が動作中の走査線を第9図と同一条件で表示したものである。両者のビデオ信号のばらつきを比較すると、後者は1/5~1/10に減少している。IC素子を冷却したことにより、最少分解能はこれだけ改善されたことになる。もっともこの改善率は、素子の温度が10°C程度低くなったことにしか相当しないが、前述のごとく、ICチップ表面上の温度は温度検出素子の点より高いし、テレメータ等のノイズも加わっている。

本カメラを搭載した結果、恒星の観測においては、一つの星の観測を終了し、次の目標に移動する操作が極めてスムーズに行われ、観測を能率的に行うことができた。また、追尾用望遠鏡の視野内に目標以外の星も入ってしまい、それらの平均方向を向いた場合があったが、



第9図 放球前の走査線の一部 (冷却制御なし)



第10図 放球後の走査線の一部（冷却制御あり）

星の位置をデジタル的に検出できるこのICイメージ・センサの特色を生かして追尾誤差を判定できた。

## 5. 考 察

開発した星の位置検出器はすべて半導体集積回路で作られており、高圧回路や機械的可動部など宇宙環境でトラブルが生じやすい要因がなく信頼性が高い。これは2回の放球実験においてもカメラ部のトラブルが皆無であったことでも示される。

検出感度に関しては、2回の恒星赤外観測における観測対象を識別する限りでは十分であったが、利用範囲の拡大を考える場合、やはり不十分である。光電素子のリーク電流を減少させて検出感度を上げるために、ICイメージ・センサを $-20^{\circ}\text{C}$ に冷却したが、ICイメージ・センサのチップ内の光電素子の点ではかなり温度が高く、2-2.で考察し、目標とした温度範囲には入っていない。しかしIC素子の外側をもっと低温にして動作保障限界に近づけることは、装置の信頼性の点から好ましくなく、冷却による効果は今回の実験程度がほぼ限界であると思われる。

検出感度を上げるための集光レンズの選定も種々試み、2回の放球実験でも異なったレンズを使用した。もちろん第二回目の実験に使用したレンズの方が良好であった。また、本論では触れなかったが、軽量で大口径・短焦点のレンズとしてプラスチック製フレネルレンズもテストした。しかし結像特性が悪く利用するまでに至らなかった。

ビデオ信号の伝送に関しては、信号の帯域幅がテレメータ装置で送れる限界に近かったため、かなり無理をした設計であったが、実際の使用では特に障害はなかった。ただし、データ伝送の効率という観点から見れば、検出素子に一つおきに星が映っても伝送できる容量を持つチャンネルを常時開いておき、一画面に1, 2個の星のデータしか送らないという方式は無駄が多い。マイクロ・コンピュータ等を搭載し、ビデオ信号のデータ処理を行った後、星の位置および強度のデータのみをPCMで伝送する方が効率が良いと思われる。

マイクロ・コンピュータ等を搭載すれば、各光電素子のリーク電流による出力をあらかじめ記憶しておき、検出信号から差し引くことにより、計算によってリーク電流の影響を除去できる。このことは、素子の冷却による方法がほぼ限界であるので重要である。

今回の実験では、本カメラは天空のモニタ・カメラとしてのみ用いたが、さらに進んで追尾制御のための位置検出器として使用することも可能である。その際には、星の位置情報が直接デジタル値で得られるので、デジタル計算機等を導入した精密な制御に適していよう。

## 6. おわりに

IC イメージ・センサを用いた星の位置検出器を開発し、気球による恒星赤外観測実験に使用した結果を報告した。検出器は、感度を上げるために種々の試みをし、またビデオ信号を伝送するために特別の変復調器を用意した。その結果、試作した検出器は、観測装置のモニタ・カメラとしての役割を十分果たすことができた。しかし、より一層の機能向上はここで報告した方式ではほぼ限界であろうと思われる。幸いカメラは、2回の放球実験においても無傷で回収されており、今後はマイクロ・コンピュータも併せて搭載し、on-board で信号処理を行うことにより機能の向上を計りたい。

1978年5月27日 新設部 (工学)

## 参考文献

- [1] 田中 済ほか, 宇宙航空研究所報告, 13-3(B) (1977) 813