

遠赤外 [C II] スペクトル線サーベイ望遠鏡  
BICE

中川 貴雄<sup>\*1</sup>・山下由香利<sup>\*1, \*2</sup>・土井 靖生<sup>\*1, \*2</sup>・奥田 治之<sup>\*1</sup>  
矢島 信之<sup>\*1</sup>・芝井 広<sup>\*1</sup>・成田 正直<sup>\*1</sup>

Balloon-borne Infrared Carbon Explorer:  
A System Customized for the Survey  
of the Far-Infrared [C II] Line

By

Takao Nakagawa, Jukali Yamashita, Yasuo Doi,  
Haruyuki Okuda, Nobuyuki Yajima, Hiroshi Shibai,  
and Masanao Narita

**Abstract:** The far-infrared [C II] line is a dominant coolant of neutral clouds and photodissociation regions. In order to make large scale survey observations of the [C II] line, we have built a new balloon-borne observing system called BICE (Balloon-borne Infrared Carbon Explorer).

The BICE is a special system customized for the large-scale [C II] observations. Its telescope system consists of a off-set and over-sized optics. Its focal plane instrument is a Fabry-Perot spectrometer whose all optics are cooled with super-fluid liquid Helium. With these devices, the background radiation of the BICE system has been dramatically reduced, and thus the BICE has achieved an excellent sensitivity.

We made two successful flights of the BICE in 1991 from Texas, U.S.A. The whole emissivity of the BICE system was measured to as low as 3.2%

---

\*1 宇宙科学研究所

\*2 東京大学理学部

## 概 要

遠赤外線 [C II] スペクトル線を広域にわたって効率よく観測することを目的として、専用の気球搭載観測装置 BICE (Balloon-borne Infrared Carbon Explorer) を開発した。

気球高度からの天体遠赤外線観測の場合、最大のノイズとなるのは、観測機器自身が放射する赤外線(背景放射光)の揺らぎによるものである。我々の観測システム BICE では、(1)オフセット・オーバーサイズ光学系を採用した超低背景放射望遠鏡、(2)超流動液体ヘリウムで全光学系を冷却したファブリ・ペロー分光器、この両者を採用することにより、背景放射光を大幅に削減し、[C II] スペクトル線検出能力を大幅に向上させた。

一方、観測に直接関係がない部分については、簡素化をはかり、システムとしての信頼性を向上させることに留意した。

BICE システムを用いた観測を、1991年春季に、米国 NSBF (National Scientific Balloon Facility) から行い、極めて良質の観測データを得ることができた。

## 1. はじめに

### 1.1 観測目的

遠赤外線からサブミリ波にかけての波長帯は、天文学に残された最後のフロンティアのひとつである。多くの天体が、この波長域において最大のエネルギーを放出しているため(図 1-1)、天文学的に貴重な情報がこの波長帯に数多く含まれていることが、古くから期待

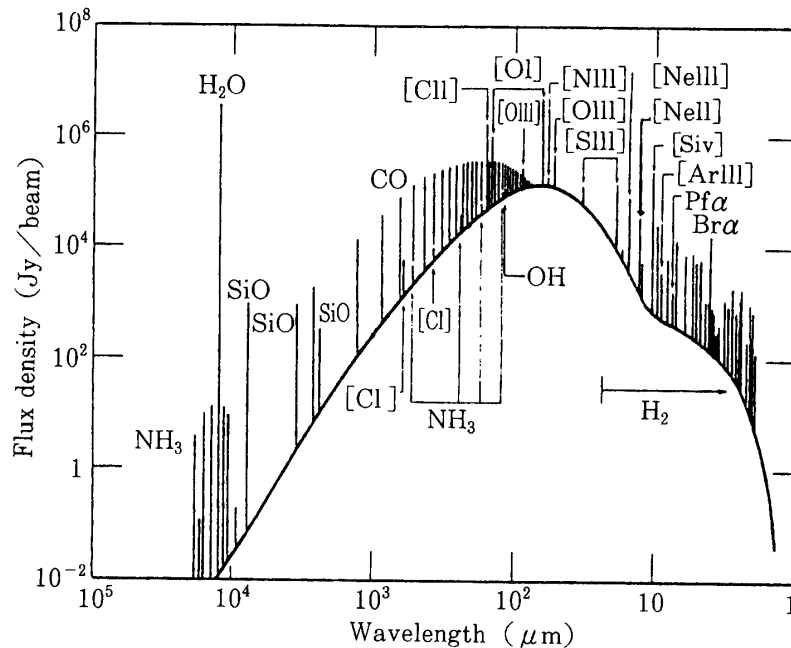


図 1-1 代表的な星間雲である Orion-KL 天体からの連続波及びスペクトル線放射(文献[1]より引用)。

されていた。しかし、観測的には、この波長域は全くの未開拓域として残されてきた。それは、この波長域では、地球大気吸収のために、ほとんどの領域において、地上からの観測が不可能であり、さらに、観測技術そのものも開発が遅れていたためである。

我々は、この波長域でも最も重要なスペクトル線の一つである [C II] スペクトル線に着目した。電離炭素( $C^+$ )の放射する遠赤外線 [C II] スペクトル線( $^2P_{3/2} \rightarrow ^2P_{1/2}$ , 波長 157.7409  $\mu m$ ) は、中性星間雲の冷却に最も重要な役割を果たしていることが期待されている。なぜならば、(1)そもそも炭素が重元素のなかでも最も大量に存在する物の一つである上に、(2)一回電離が容易 ( $E_{ion} = 11.3 eV$ ) であるため炭素イオンが豊富に存在することと、(3)遠赤外 [C II] スペクトル線の励起温度 (92K)・臨海密度 ( $10^3 cm^{-3}$ ) がともに比較的 low、このスペクトル線が一般の星間雲中でも容易に励起されるためである。このため、[C II] スペクトル線は、中性領域からのスペクトル線としては最も明るいものになると思われる。したがって、このスペクトル線は、銀河の大局構造を探るうえで、今まで星間物理のプローブとして用いられてきた HI (21cm) や CO (2.6mm) と比べても、まさるとも劣らない有力なプローブになる可能性を秘めている。

また、[C II] 線を放射する  $C^+$  イオンは、星間空間でのイオン分子反応の最も重要な要素である。したがって、[C II] スペクトル線の観測は、星間化学反応の研究の上でも極めて重要な情報を提供すると期待される。

遠赤外 [C II] スペクトル線が主に放射されているのは、光解離領域と呼ばれる領域である。これは、分子雲の表面において分子が紫外線による光解離をうけ、ほとんどが原子になっている領域のことである。この領域では、星間雲の温度・化学組成などが、紫外線量の多寡によって決定されている。この領域は、近年の観測技術の進歩により注目を集めはじめた星間雲の新しい「相」である。[C II] スペクトル線により、銀河面を始とする広い範囲の星間雲を効率よく観測することにより、この「光解離領域」の物理・化学状態を、銀河スケールで明らかにすることも我々の目的の一つである。

## 1.2 [C II] 観測専用機 : BICE

遠赤外 [C II] スペクトル線のこのような重要性にも関わらず、観測上の技術的困難のため、実際にこのスペクトル線が検出されたのは1980年代に入ってからのものであった [2]。その後は、いくつかの先進的なグループにより、精力的に観測が進められてきている。

しかし、ほとんどの観測は、飛行機搭載望遠鏡 KAO (Kuiper Airborne Observatory) によるものであった。遠赤外域は、地球大気不透明であるために、地上からの観測は不可能である。そこで、飛行機を用いた観測を行うことになる。確かに、飛行機高度まで上がれば、透過率はかなり向上する。しかし、飛行機高度では残留大気による放射がまだ非常に強く、観測条件がかなり劣悪である。そのため、スペクトル線の分布を広い領域にわたって直接観測することは、飛行機高度からは困難であった [3]。

一方我々は、より良い観測条件を求めて、汎用の気球搭載赤外線望遠鏡 BIRT (Balloon-borne Infrared Telescope, 口径 50cm) [4] を、京都大学との共同のもとに開発してきた。特に昭和63年には、この望遠鏡に「超流動液体ヘリウム冷却型ファブリ・ペロー分光器」[5] を搭載し、さらに気球高度の良い観測条件を活かす「周波数スイッチング方式」[5] を採用することによって、「[C II] スペクトル線を広い領域にわたって直接検出することに成功し

た[6]. この観測により, 広領域にわたる [CII] 観測の重要性が再認識された.

そこで我々はこの [CII] スペクトル線を用いて, 広域サーベイ観測を行うことを計画した. このために開発した観測システムが BICE (Balloon-Borne Infrared Carbon Explorer) である.

BICE 計画と平行して, 平成元年に NASA が打ち上げた赤外線観測衛星 COBE (Cosmic Background Explorer) が, [CII] 線による全天観測を行い, [CII] 線が全銀河面に広がっていることを確認した [7]. ただし, COBE の空間分解能は 7 度と大変に悪く, さらに多目的の機械であるため [CII] に関しては余り感度が良くなかった. そのため他波長の銀河面サーベイとの直接比較が可能な, より高空間分解でより高感度の [CII] サーベイ観測が求められた.

我々の計画は, [CII] サーベイ観測に最適化した気球搭載システム BICE を用いて, COBE をはるかにしのぐ高感度・高分解能サーベイをめざすものである. 以下, BICE の設計思想およびシステム概要について論ずる.

## 2. 観測限界

### 2.1 ノイズ源

BICE システムの開発に当たり, 最重点の課題として我々が取り組んだのは, 検出限界をいかに向上させるかということであった. そのために, まず実際の観測の上で何が最大のノイズ源となっており, 何が観測限界を決めているかを見積もった. なお, この章の議論の主要部分は, 論文[8]に基づく.

### 2.2 検出器ノイズ

遠赤外 [CII] 線 (波長  $158 \mu\text{m}$ ) において, 最も高い感度を有する検出器は, Stressed Ge: Ga Photoconductor である. この検出器は, 機械的な圧力により結晶構造に歪を加えることによって, 本来の Ge: Ga Photoconductor の有感波長 ( $\lambda < 100 \mu\text{m}$ ) を, より長波長 ( $\lambda < 200 \mu\text{m}$ ) にまで伸ばしたものである.

我々は, 郵政省通信総合研究所との協力の下で, 気球観測に用いる Stressed Ge: Ga Photoconductor を開発した[9]. 我々の検出器の特徴は, 低温においても安定な力を保つ加圧機構を採用したところにある.

検出器自身も, ノイズ源になる. ただし我々の検出器は, 超低背景放射 ( $10^6$  光子/秒) の環境下では, 雑音等価強度で  $\text{NEP}_{\text{Det}} = 2 \times 10^{-18} \text{ W Hz}^{-1/2}$  という極めて良好な感度が確認されている[9].

この検出器のノイズと, 以下に述べる背景放射光の揺らぎによるノイズと, どちらが大きいかによって, 観測器の設計思想が決められる.

### 2.3 背景放射光のゆらぎによるノイズ

[CII] 線の検出限界は, 背景放射光の揺らぎでも規定される. ここでいう背景放射光とは, 目的の「天体から信号」以外の放射のことである. もし単位時間あたり検出器に降り注ぐ背景放射光の光子数が平均  $N$  であるとすれば, 単位時間あたり  $N^{1/2}$  の光子のゆらぎが予想される. 従って, 単位時間あたりの観測では, この揺らぎよりも小さな信号は検出不可能である.

この節では, いくつかの背景放射光について, 揺らぎの量を見積り, 何が最大のノイズ源となっているかを考える. すべての見積りに共通のパラメータとして, 表 2-1 の観測器を

表 2-1 背景放射見積りのための観測器パラメータ

主 鏡 口 径	$\phi 20$ cm
ビーム・サイズ	$\phi 12$ arcmin
スペクトル分解能	$\lambda / \Delta \lambda = 2000$

考える。これは、気球に搭載した望遠鏡によって、特定のスペクトル線を分光観測する BICE と同様のシステムを想定している。

背景放射光強度が  $I_\nu$  ( $\text{ergs s}^{-1}\text{cm}^{-2}\text{ster}^{-1}\text{Hz}^{-1}$ ) のとき、検出器に降り注ぐ光の量  $P$  ( $\text{ergs s}^{-1}$ ) は、以下のように書ける。

$$P = I_\nu S \Omega \Delta\nu \quad (2.1)$$

ただし、 $S$  は望遠鏡の有効集光面積、 $\Omega$  は観測システムのビームの有効立体角、 $\Delta\nu$  は観測器のバンド幅である。各パラメータは、表 2-1 に掲げてある。このとき、背景放射光の揺らぎによってきまる検出限界 (Photoconductor の場合)  $NEP_{BL}$  は、以下のように書ける。

$$NEP_{BL} = 2h\nu (P/h\nu)^{1/2} \quad (2.2)$$

以下、(2.2) の関係に基づき、各種の背景放射光について、 $NEP_{BL}$  をみつめる。

### 2.3.1 自然背景放射光

観測の究極的な限界は、天体からの信号自身 (自然背景光, Natural Background) のゆらぎによって決定される。ここで、自然背景光のゆらぎによる検出限界 ( $NEP_{NBL}$ ) が、2.2 で述べた検出器自身のノイズによる検出限界 ( $NEP_{Det}$ ) と等しくなる背景光の強さを見積もってみる。そのために  $NEP_{NBL} = NEP_{Det}$  とおくと、

$$I_{NBL} = 2.8 \times 10^{-15} \text{ (ergs s}^{-1}\text{cm}^{-2}\text{ster}^{-1}\text{Hz}^{-1}\text{)}$$

となる。すなわち、天体の強度がこの値を上回っていれば、検出器ノイズではなく、天体の連続波自身の統計的な揺らぎが検出限界を決めることになるのである。

ここで銀河面の観測を考えてみると、上記の値  $I_{NBL}$  は銀河中心強度の 1/100、銀経 90 度の銀河面強度の約 1/2 である。すなわち、銀河面主要部分においては、天体の連続波強度が上記の  $I_{NBL}$  を越えている。従って、銀河面の主要部分の観測においては、検出器自身のノイズよりも、自然背景光の揺らぎによるノイズが大きくなる。

### 2.3.2 地球大気からの背景放射

気球高度では飛行機高度に比べると観測条件はかなり改善するものの、まだ地球大気放射はかなり強く残っている。そこで、この影響を調べるために、簡単な大気モデル (静水圧平衡, 等温, 一様) に基づき、大気放射の影響を計算した [8]。

図 2-1 に、高度 35km,  $\sec Z = 2.0$  ( $EI = 30^\circ$ ) の際の計算結果を示す。図は地球大気放射そのものではなく、表 1 の分光器の分解能を考慮して、Convolution を行った結果である。図より、気球高度での [C II] スペクトル線波長での大気放射強度  $I_{Atm}$  は、以下の値になる。

$$I_{Atm} = 7.8 \times 10^{-13} \text{ (ergs s}^{-1}\text{cm}^{-2}\text{ster}^{-1}\text{Hz}^{-1}\text{)}$$

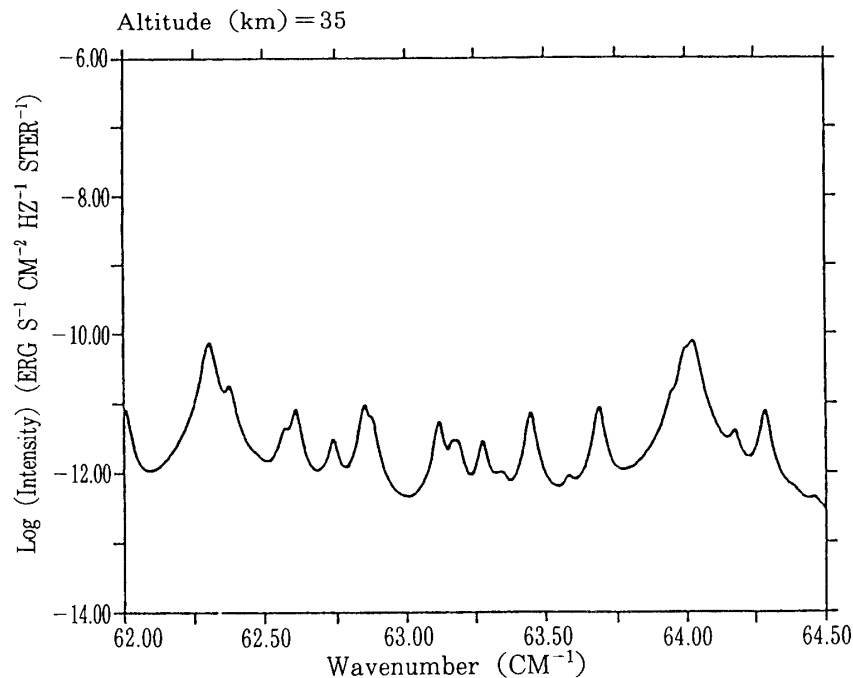


図2-1 大気放射の計算結果

高度 35km,  $\sec Z=0.5$ ( $E_l=30^\circ$ ) での放射値と, 半値幅  $\lambda/\Delta\lambda=2,000$  の Lorentzian を Convolution した結果.

これは, 飛行機高度での放射のわずか6%であり, 気球高度での観測条件が, 飛行機高度に比べていかに向上しているかが分かる. ただし, この放射強度でも観測には大敵であり, この強度で制限される検出限界  $NEP_{ABL}$  は

$$NEP_{ABL}=3.3 \times 10^{-17} \text{ W Hz}^{-1/2}$$

となる. この値は, 飛行機高度での値に比べると四倍以上向上しているが, 上記の  $NEP_{Det}$  や  $NEP_{NBL}$  に比べると約1桁大きい. すなわち, 気球高度からの観測においても最終的な検出限界は地球大気放射で決まってしまうのである. 従って, これ以外の背景放射を大気放射以下に下げることが気球搭載観測器の設計目標となる. それと同時に, 地球大気の影響を避けるべくできる限り高高度の気球飛行を行うことが重要になる.

### 2.3.3 冷却観測器からの背景放射

観測器自身も背景放射光の源になる. そのため, 気球高度の良好な観測環境を活かすには, 観測器からの放射を, 大気からの放射よりも小さくすることが必要である.

観測器としては, 冷却観測器と常温観測器二種類を考慮する. この節ではまず冷却観測器からの背景放射について考慮する.

我々のシステムでの冷却観測器としては, 焦点面機器であるファブリ・ペロー分光器がこれに相当する. 分光器内部からの背景放射は, 分光器外部からの背景放射よりもより深刻な問題を抱えている. すなわち, 分光器外部からの背景放射は, 検出器に到達する前に分光器

で分光されるために、帯域幅  $\Delta\nu$  が小さくなるが、分光器内部からの放射は分光されないために、 $\Delta\nu$  が大きくなってしまふのである。従って、分光器内部の有効背景放射率は、外部の放射率に比べて、大幅に低減する必要がある。

背景放射を下げる最も有効な手段は、背景放射の源の温度を下げることである。ただし、生半可な冷却では意味が少くない。背景放射源からの黒体放射が、観測波長において Wien 側になるまで冷却しなければ大きな効果は期待できない。

ここでは、検出器及びその周辺は正常な動作のために  $2K$  まで冷却されているとし、それ以外の分光器が  $T_{ci}$  まで冷却されているとした。分光系の透過率  $Tr$  と吸収率 (=放射率)  $Ab$  との間は、

$$Tr + Ab = 1 \quad (2.3)$$

で関係づけられているとすると、分光器から検出器に降り注ぐ光の量  $P_{ci}$  は、

$$P_{ci} = S \Omega B_\nu(T_{ci}) \Delta\nu Ab \quad (2.4)$$

となる。ここで  $B_\nu(T)$  はプランク関数である。  $S \Omega$  は表1の値を用いるが、分光器内部からの光については、分光がなされないため、 $\Delta\nu$  は表1の値ではなく、検出器が本来持っている有感波長幅 ( $\Delta\nu = 5 \times 10^{12} \text{ Hz}$ ) を用いた。この光の揺らぎで規定される検出感度  $NEP_{cil}$  は、本来の信号の分光機内部での損失を考慮すると、以下になる。

$$NEP_{cil} = 2h\nu / Tr(P/h\nu)^{1/2} \quad (2.5)$$

分光器の透過率  $Tr$  の典型的な値として0.1を採用する。このとき、最初に述べた条件、すなわち  $NEP_{cil} < NEP_{Atm}$  が満たされるためには、

$$T_{ci} < 4.9K$$

が必要である。すなわち、気球高度での観測条件を十分に活かそうとすれば、検出器のみならず、分光系までも液体ヘリウムで十分に低温まで冷却しなければならないのである。

#### 2.3.4 常温観測器からの背景放射

最後に常温観測器、すなわち望遠鏡からの背景放射について考える。

背景放射を低減する最も有効な方法は、前述のように放射源を冷却することである。しかし、大気中から観測を行う望遠鏡を、遠赤外域での観測に十分な温度まで冷却するのは大変に困難である。従って、望遠鏡は常温にあることになる。すると、望遠鏡からの背景放射を下げるためには、望遠鏡の放射率  $\epsilon$  を下げなければならないことになる。

望遠鏡を含む常温光学系が放射率  $\epsilon_{wi}$  を持ち、温度  $T_{wi}$  にあるとすると、その放射で決まる検出限界  $NEP_{wil}$  は以下のようなになる。

$$NEP_{wil} = 2h\nu (B_\nu(T_{wi}) \epsilon_{wi} / h\nu)^{1/2} \quad (2.6)$$

この値が大気の放射で決まる検出限界  $NEP_{ABL}$  以下になるためには、

$$\epsilon_{wi} < 0.4\%$$

という条件になる。

地上の古典的な望遠鏡の放射率は、鏡の蒸着直後の最良値でも8%程度といわれている。この値は、上記の要求値の20倍にもなる。従って、古典的な望遠鏡を用いたのでは、望遠鏡からの放射で検出限界が完全に決まってしまう、気球高度の良好な観測条件を全く活かさないことになる。そのため、放射率を画期的に下げる新しいタイプの望遠鏡が必要である。

#### 2.4 設計指針

上記2.2及び2.3の議論から、検出限界を決めているのは、検出器自身のノイズや、天体や地球大気からの背景放射光の揺らぎではなく、観測器自身からの背景放射の揺らぎであることが分かった。従って、観測器からの背景放射光を下げることで、高感度観測達成のためには最重要課題となる。

そのためには、観測器開発に当たって、具体的に以下の2点を最重要視しなければならない。

- (1) 分光系の光学系を4K以下に冷却する。
- (2) 望遠鏡自身の放射率を下げる。

#### 2.5 検出限界

前節までの議論は、理想的な観測器を仮定していたが、実際には検出器の量子率  $\eta_{Det}$  や、分光器の光学的効率  $Tr$  は1ではない。前節2.3.4が最大のノイズ源だとすると、実際の検出限界  $NEP_{sys}$  は以下のようなになる。

$$NEP_{sys} = NEP_{wll} / (\eta_{Det} Tr)^{1/2} \quad (2.7)$$

具体的なパラメータとして、 $\eta_{Det} = 0.3$ 、 $Tr = 0.1$ 、 $\epsilon_{wll} = 0.04$  とすると、観測器の実際の検出限界は

$$NEP_{sys} = 5.8 \times 10^{-16} \text{ W Hz}^{-1/2}$$

となる。これは、表2-1の観測器パラメータを採用すると、銀河中心を見たときに、1秒の積分で  $S/N$  が数百という極めて高感度のシステムになることを意味し、気球搭載観測システムが [C II] 広域サーベイに極めて有用であることが分かる。

### 3. システム概要

前章の設計思想に基づき、[C II] 専用の観測器として、BICE (Balloon-borne Infrared Carbon Explorer) と呼ぶシステムを開発した。

BICE は特徴的な以下の三つの構成要素からなる。

#### (1) 望遠鏡

放射率を極力下げるために、軸はずしオーバーサイズ光学系を採用。

#### (2) 分光器

背景放射光を事実上ゼロにするために、全光学系を超流動液体ヘリウムで冷却したファブリ・ペロー分光器。

#### (3) 姿勢制御装置

ゴンドラ全体の方位角制御を行う、コンパクトで信頼性の高い、よじれリアクション



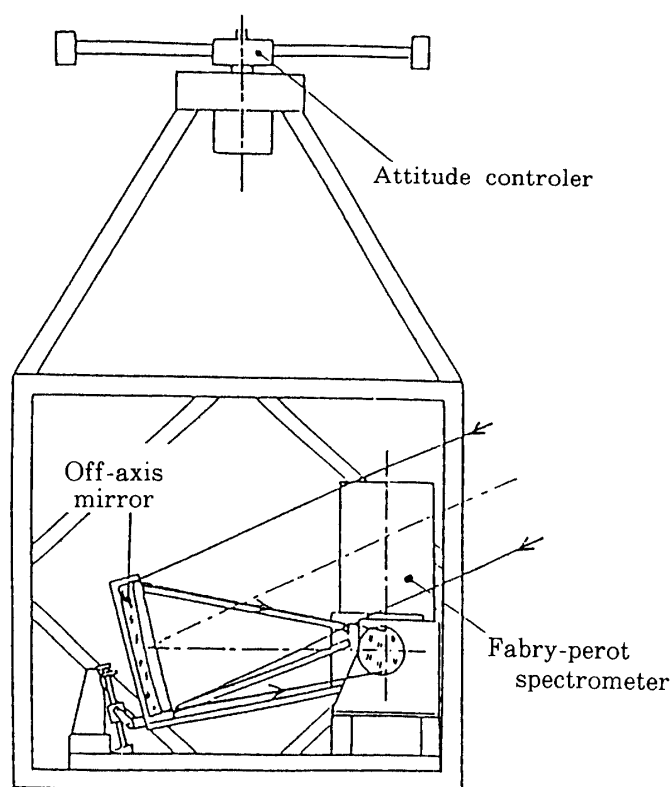


図3-1 BICE 全景

#### 姿勢制御装置.

BICE の全景を図 3-1 に示す。BICE ゴンドラの主要部は、幅 1.3×奥行 1.1×高さ 1.4m<sup>3</sup> のアルミアングル製の箱からできている。この中に前述の低背景放射望遠鏡、ファブリ・ペロー分光器、搭載電子回路等が収められている。この箱の上には、ピラミット状の4本のステーがつき、最上部に姿勢制御用のよじれリアクション装置が取り付けられる。ゴンドラ底部及びゴンドラ肩部には、衝撃吸収用にクラッシュ・パッドが取り付けられている。

飛行時のゴンドラ全重量は約 350kg である。

BICE では、続く 2 章で述べるように、観測に直結する部分に関して、高感度化への努力を惜しまなかった。ただし、目的を限定し、汎用化を図らないことにより、システム全体としては簡素化をはかり、それにより信頼性が上がるよう務めた。

## 4. 望遠鏡システム

### 4.1 光学系への要求

BICE システムの検出能力がどこまで向上するかは、前章の議論によれば、その望遠鏡の放射率をどこまで下げるかによっている。一般に、望遠鏡の放射率をあげている原因には、以下の要素がある。

- (1) 鏡面の蒸着面の反射率は、理想的な場合でも 1 より小さい。そのために、鏡面自身が熱放射をする。

- (2) 副鏡・ステー等の光路中の障害物からの熱放射  
 (3) 光路中の障害物，または光路の近傍のバッフルなどのために，回折の影響により実際の光路が幾何学的な光路よりも広がってしまう．そのために，鏡以外の部分からの熱放射が，検出器に到達してしまう．  
 (4) 鏡面の汚れによる，熱放射．

上記(1)の要素が，あらゆる望遠鏡の究極的な放射率を決める．ただし，遠赤外域ではこれによる放射率は，可視光に比べるとはるかに小さな値になる．もし，金属面での放射率  $\varepsilon$  がオーミック損失のみで決まっているとすると，

$$\varepsilon = (\pi \varepsilon_0 \nu / \sigma(T))^{1/2} \quad (3.1)$$

となる．ここで， $\nu$  は観測周波数， $\sigma(T)$  は温度  $T$  での電気伝導度である．すなわち，理想的な放射率は観測波長の  $-1/2$  乗に比例して小さくなる．常温でのアルミ面を考えると，(3.1) より放射率は0.49%となる．アルミの代わりに，より電気伝導度の高い「銀」を用いれば，放射率は0.37%まで低減するが，いずれにせよ，これらの値は，2.3.4.節で求められた大気放射率と同程度である．これらの放射率の値は，原理的にこれ以上下げることのできない究極的な値である．従って，これら原理的限界の値にまで放射率を下げるよう，他

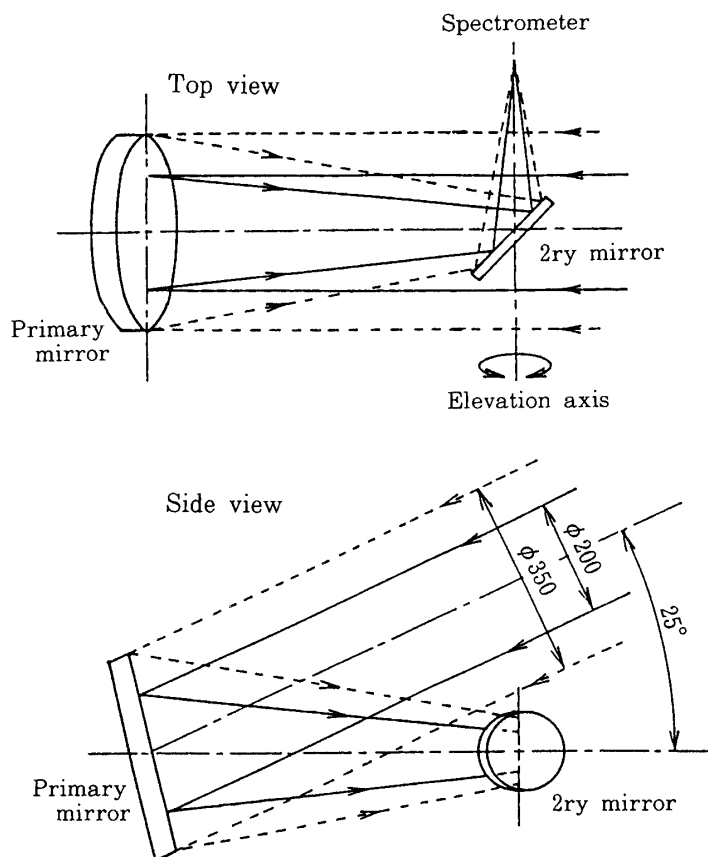


図4-1 BICE 光学系

の背景放射の原因を、十分小さくすることが、低背景放射望遠鏡の設計目標となる。

上記(2)の要素は、原理的にゼロにすることが可能である。光路中から障害物を取り除けばよいのである。すなわち、軸外し放物面鏡を主鏡に採用し、入射光中から副鏡・ステー等を取り除けばよいのである。

上記(3)の要素は、遠赤外領域では深刻な問題となる。回折光が余分なところを見ないようにするためには、幾何光学的な有効径よりも実際の口径を大きくすればよいが、その量が波長に比例して大きくなるのである。すなわち、口径  $d$  の開口による回折光の一つの波の広がりには約  $\theta \sim \lambda/d$  の量を持つ。たとえば表 2-1 のパラメータで焦点距離 900mm を採用すると、ビームサイズを決める開口は 3.3mm になり、この開口による回折光の一波は、主鏡上で 45mm になる。従って、主鏡を幾何光学的な有効径よりも大きくする量、すなわちオーバーサイズ量が 45mm より十分大きくなければならないのである。

上記(4)の要素に関しては、ひたすら鏡を清浄に保てば良い。

#### 4.2 実際の光学系

BICE の望遠鏡システムの最大の特徴は、前節の議論に基づいて、放射率を極力さげるように、軸外しオーバーサイズ光学系を採用したことにある。

BICE の光学系を図 4-1 に、その主鏡のパラメータを図 4-2 と表 4-1 に示す。BICE 主鏡は、口径 1,145mm、焦点距離 896mm の回転放物面鏡の一部を、光軸に対して口径 350mm

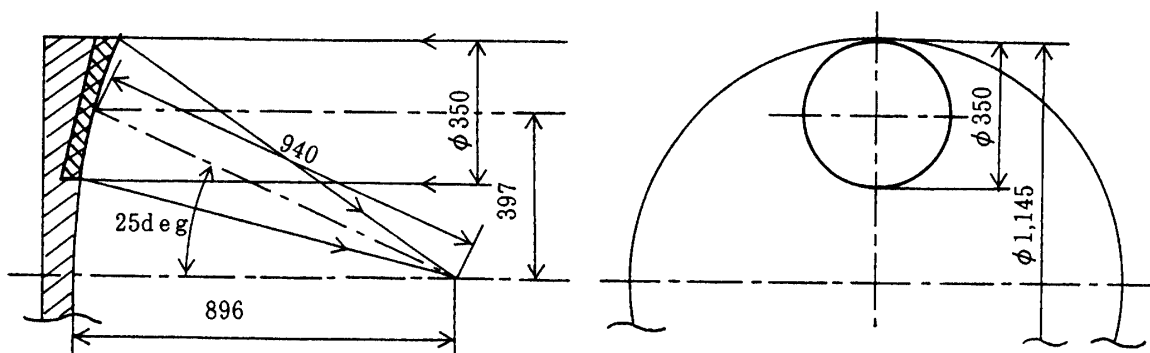


図 4-2 軸外し放物面を採用した BICE 主鏡

表 4-1 BICE 望遠鏡

形式	オフセット・ニュートニアン・ナスミス
主鏡	材質：アルミ合金
	表面：無電解ニッケル鍍金+アルミ蒸着
	形状：軸外し放物面
	物理的有效径： $\phi 350\text{mm}$
	幾何学的有効径： $\phi 200\text{mm}$
有効焦点距離：940mm	
副鏡	材質：パイレックス
	表面：アルミ蒸着
	形状：平面
	寸法：175mm $\times$ 124mm

の円になるように切りだした、軸外し放物面鏡である。軸外し鏡の軸に沿った焦点距離は940mmである。

実際には、この主鏡に平面鏡を組み合わせて光軸を一度折り曲げている。折り曲げた後の光軸が、高度軸に一致していることから、この光学系をニュートニアン・ナスミスと呼ぶ。

前節の議論に基づき、この光学系の入射光路には何も障害物がない。さらに、口径350mmのうち、幾何学光学的に用いているのは中心200mmのみであり、175%という極端なオーバーサイズ光学系になっている。

これらの工夫により、前記の(2)~(4)による背景放射が十分に小さくなり、(1)によってのみ背景放射が決まることを目標とした。

### 4.3 主鏡性能評価

実際の主鏡は、アルミ合金が主材料である。製作時の仕様は、形状誤差 $20\mu\text{m}$ (p-p)以内、表面粗度 $5\mu\text{m}$ (rms)以下である。製作行程としては、まず高精度NC工具により、形状精度の仕様を満たすように切削を行う。次に表面に無電解ニッケル鍍金をほどこし、表面硬度をあげたのち、研磨を行い、粗度を向上させている。

実際に製作された鏡の形状誤差を調べるために、ハルトマン・テストを行った。その結果として、最良像点での像の広がりを図4-3に示す。80%のエネルギーが含まれる円の直径が $0.3\text{mm}$ ( $=2\times 0.15\text{mm}$ )である。これは角度に換算すると1.1分である。口径200mmの望遠鏡の波長 $158\mu\text{m}$ での回折限界が3.3分であるので、この鏡は、十分に回折限界の像を結ぶ精度を有していることが分かった。

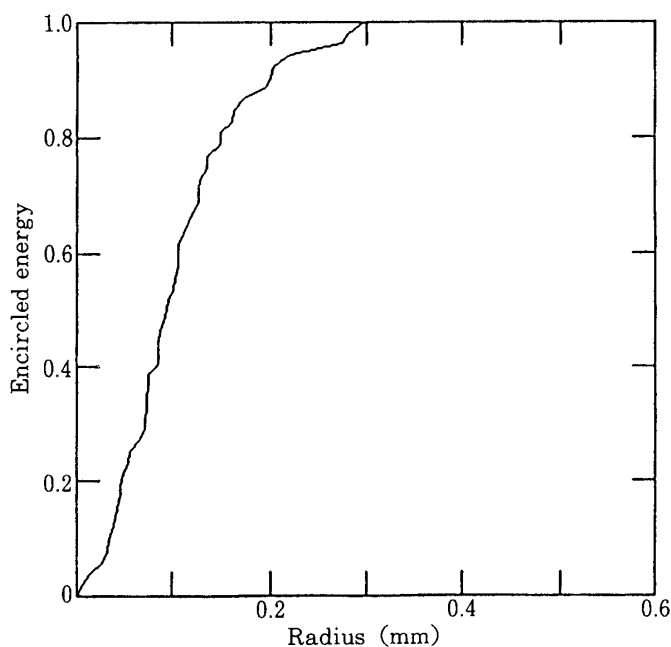


図4-3 BICE主鏡の像の広がり

ハルトマン・テストの結果から、像の大きさの関数として、その半径内に含まれるエネルギー量を計算した。

## 5. 焦点面観測器

### 5.1 ファブリ・ペロー分光器

2章での議論に基づき、我々は分光器光学系をすべて超流動液体ヘリウムで冷却することにした。そのために、コンパクトな形状の割に高分解能を達成することができるファブリ・ペロー分光器を採用した。

比分解能  $R = \lambda / \Delta\lambda$  を波長  $\lambda$  で達成しようとするとき、どのような分光器であれ、 $\Delta l \sim R\lambda$  の光路差が最低限必要である。例えば、波長  $158 \mu\text{m}$  で  $R = 2,000$  を達成しようとするれば、光路差として  $32\text{cm}$  が必要である。すなわち、もしグレーティング分光器で上記の分解能を達成しようとするれば、グレーティングの物理的な大きさが、上記の光学差よりも大きくなければならないのである。このように大きな光学素子は、冷却という面では大きな障害になる。

一方、ファブリ・ペロー分光器では、光路を折り返して光路差をつけているために、光路差の割には物理的な大きさは小さくすることができる。例えば、上記と同様の分解能をフィ

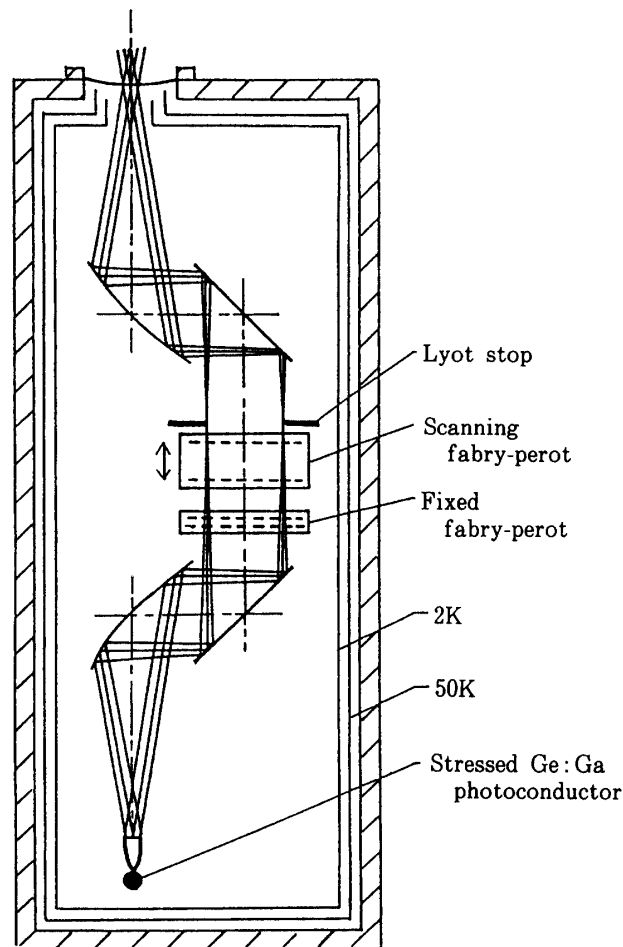


図 5-1 ファブリ・ペロー分光器光学系構成

ネス ( $F$ ) 30 のファブリ・ペロー分光器で達成しようとするれば, エタロン間隔 ( $d = \Delta l / 2F$ ) は, わずか 5mm である. このように光学素子が小さくなるということは, 分光系を冷却する上で大変に重要である. そのために, 我々はファブリ・ペロー分光器を採用した.

## 5.2 光学系

我々のファブリ・ペロー分光器の光学系構成を図5-1に, 主な仕様を表5-1に示す. 望遠鏡から入ってきたF付ビームが, コリメータ鏡にて平行光になる. この平行光がファブリ・ペロー干渉計に送られる. ファブリ・ペロー干渉計は2組の干渉計からなる. 一つは, 波長走査用の高次の干渉計であり, もう一つは, 次数選択用の低次の干渉計である. 波長走査用の干渉計はエタロン間隔が変えられるようになっている (Scanning Fabry-Perot) が, 次数選択用の干渉計はエタロン間隔固定である (Fixed Fabry-Petrot). これらの干渉

表5-1 ファブリ・ペロー分光器

形	式: Tandem Fabry-Perot Spectrometer
干渉計	(1) Fixed Fabry-Perot (3rd Order) (2) Scanning Fabry-Perot (75th Order)
検出器	Stressed Ge:Ga Photoconductor
光学系温度	1.8~2.0K
スペクトル分解能	( $\lambda / \Delta\lambda$ ): 2,000
空間分解能	12 arcmin (with BICE Telescope)
$NEP_{\text{SYS}}$	$\sim 1 \times 10^{15} \text{W Hz}^{-1/2}$

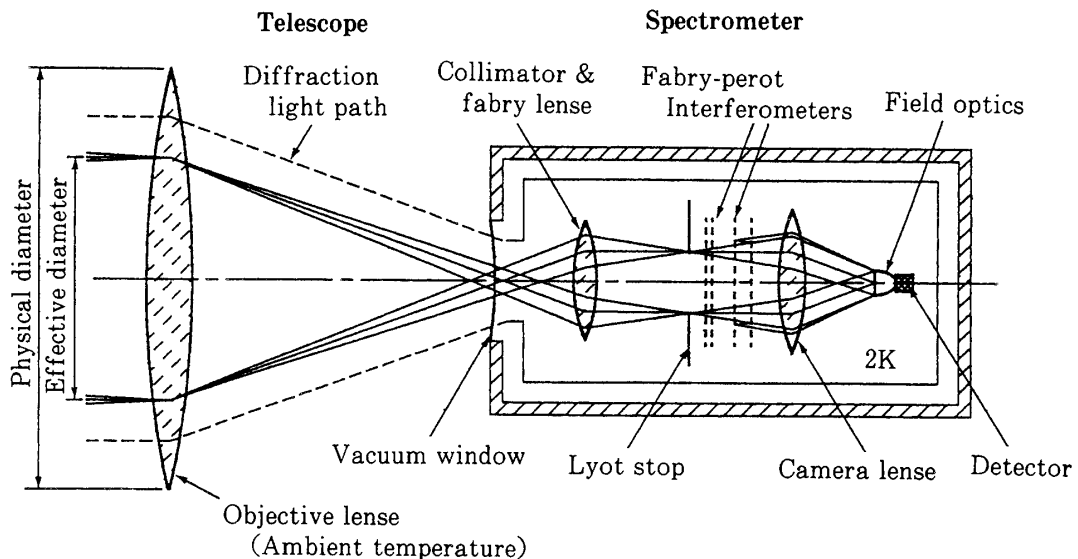


図5-2 BICE 全光学系

望遠鏡は常温だが, 分光器は約 2k にまで冷却される. 分光器内の Cold Lyot Stop が主鏡上の幾何光学の大きさを規定している. 実線で示したのは, 幾何光学的な光路. 点線で示されるような回折光が主鏡以外をとらないように, 主鏡の物理的の大きさが, 幾何光学的に要求される大きさよりかなり大きい.

計をとると、光は特定の波長のみが選択される。この選択された光が、カメラ鏡にて検出器に集められる。検出器には、この波長域で最高の感度を誇る Stressed Ge : Ga Photoconductor を用いる。これら全光学系が、超流動液体ヘリウムにて絶対温度 2K まで冷却される。

この分光器の内部構成は、システム全体としての背景放射光を下げるために、外部の望遠鏡の構成と密接にかかわり合っている。この様子を図 5-2 に示す。主鏡の像がコリメータ鏡によって分光器内の Lyot Stop に作られている。この Lyot Stop の径が、主鏡上で 200 mm に対応している。これによって、幾何学的な光路が正確に決定されている。主鏡の直径 200mm から外側の部分は、前述のように回折光のシミ出しが放射率の高い部分を見ないようにするためのものである。

さらに、回折光の常温部分での広がり角を小さくするために、分光器の開口  $d$  を大きくした。前述のように回折角  $\theta$  は  $\lambda/d$  に比例するため、 $d$  を大きくすれば  $\theta$  が小さくなるからである。ただし  $d$  を広げることは、視野を広げることになってしまう。そこで、分光器の開口部の像を、検出器のフィールド光学系の入り口に結ばせ、後者で観測系の視野を規定するようにした。ファブリペロー干渉系をとった光は、Walk-Off 効果により広がるが、これは光路の平行移動であるため、フィールド光学系の入り口では影響がない。

このように、全光学系を極低温まで冷却したことと、光学系の構成を望遠鏡システムまで含めて最適化することにより、観測器全体の背景放射光を小さくしている。

### 5.3 観測モード

以上のように背景放射光を小さくしても、その大きさはまだ天体からの信号よりもはるか

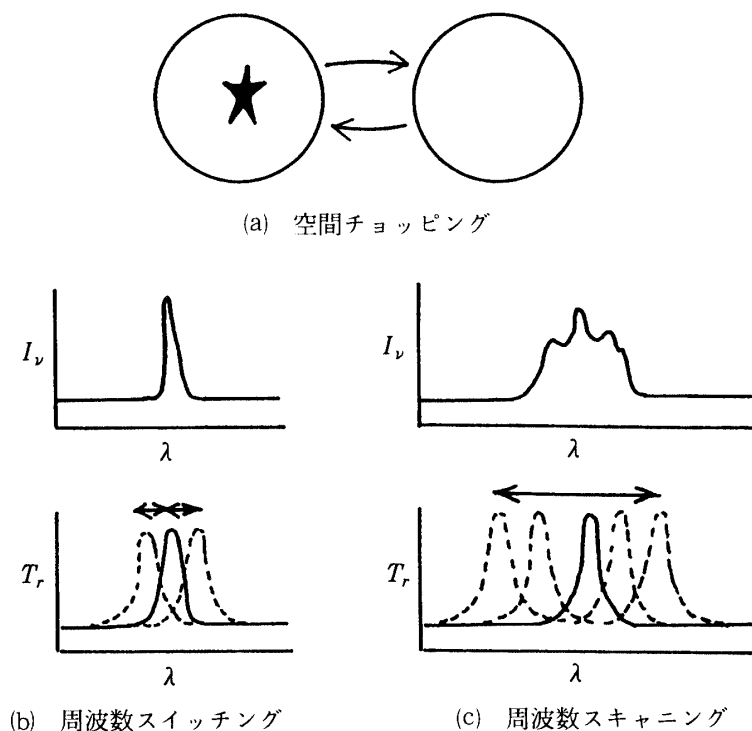


図 5-3 観測モード

に大きい。そのために、何らかの方法で天体からの信号に変調を加え、必要な信号成分のみを背景放射と区別して取り出す必要がある。

この目的のために赤外線観測で一般的に用いられるのは、「空間チョッピング」である。これは、目的の天体を含む視野と、有意には天体を含まない視野とを交互にスイッチして、そのスイッチングに同期した信号成分のみを取り出す方法である（図5-3）。同期信号のみ取り出すことにより、ノイズの帯域幅を小さくすることができるという利点がある。ただし、有意に天体を含まない参照用の空が目的の天体の近傍にあることが必要であるため、空間的に広がった成分に関しては、直接的に測定することが困難である。

この困難を克服するために我々が考案した観測方法の一つが、「周波数スイッチング」方式である[5]。この方式では、先に空間的にスイッチしていた代わりに、周波数域でスイッチを行うのである（図5-3）。具体的には、あるスペクトル線の波長とその両側の波長との三点で、ファブリ・ペロー干渉計の透過波長をスイッチして、信号に変調を加える。そして、その変調に同期した成分のみを取り出す。従って、特定のスペクトル線の強度分布の測定に用いるための観測方法で、連続波の観測には用いることができないという短所がある。しかし、空間的に広がった成分も困難なく観測できるという大きな利点がある。第1章で述べた昭和63年の観測では、この方式を遠赤外域で初めて採用し、[CII]スペクトル線の拡散成分の直接検出に成功した。

ただし、周波数スイッチング方式は、天体のスペクトル線の速度情報を殺してしまっているばかりか、もしスペクトル線が広がりを持っていると、正しい結果を与えないという欠点がある。そこで我々は、「周波数スキャンング」という新しい観測方法を考案した。周波数スイッチング方式では、スペクトル線の中央部とその両脇との三点とでサンプルを行っていたが、周波数スキャンング方式では、このサンプルをより細かくかつ広範囲に行うものである。このことにより、スペクトル線の全強度のみならず、速度情報も得ることができるようになる。ただし、信号の帯域は広がるため、ノイズは若干増えることになる。しかし、銀河面[CII]観測においては、速度情報は大変に大きな意味を持つ。さらに、後の信号処理で、周波数スイッチングと等価の状態にし、ノイズ帯域幅を狭くすることも可能である。そこでBICEの観測モードとしては、空間的に広がった成分に関して直接的な観測が行え、かつスペクトル線の速度情報も得ることができる「周波数スキャンング方式」を採用した。観測器の簡素化のため、他の観測モードはいっさい搭載しなかった。

## 6. 姿勢制御

### 6.1 姿勢制御概要

BICEの観測中は、空間的には方位角のみのスキャンを行う。スキャンをしている間は、基本的には高度軸を動かさない。ただし、スキャンをしている間に日周運動のために天体が動き、高度軸を動かさなくとも、天球上での観測位置は、時間とともに動き、やがては二次元マップが得られるようになる。このために、姿勢制御は方位角のみ行う。

高度軸は、初期補正等のために、間欠的に動かすのみである。実際の銀河面観測は、限られた高度範囲でしか行わないため、高度軸も20~35度の限られた範囲しか動かさない。

姿勢制御系の概要を表6-1に示す。方位角制御の参照信号は、搭載した地磁気センサー



表 6-1 BICE 姿勢制御概要

形 式	方位角のみの一軸制御
方位角制御方式	よじれリアクション
方位角制御用参照信号	地磁気センサ
制 御 補 助	振り子運動ダンパー
絶 対 位 置 決 定	スター・センサー
位置決定補助センサー	(1) 傾斜計 (2) レート・ジャイロ

から得られる。ただし、地磁気センサーに絶対位置精度を求めることは不可能なため、姿勢決定用にスターセンサーを搭載する。これらとは別に、振り子運動を止めるダンパーや、傾斜計、角速度センサー等が搭載されている。

観測器のビームが12分角であるため、姿勢の安定性・決定精度ともに、ビームより十分に小さい2分角を目標とした。

### 6.2 よじれリアクション姿勢制御装置

方位角制御は、新規開発の「よじれリアクション姿勢制御装置」にて行う。その構造を図6-1に示す。

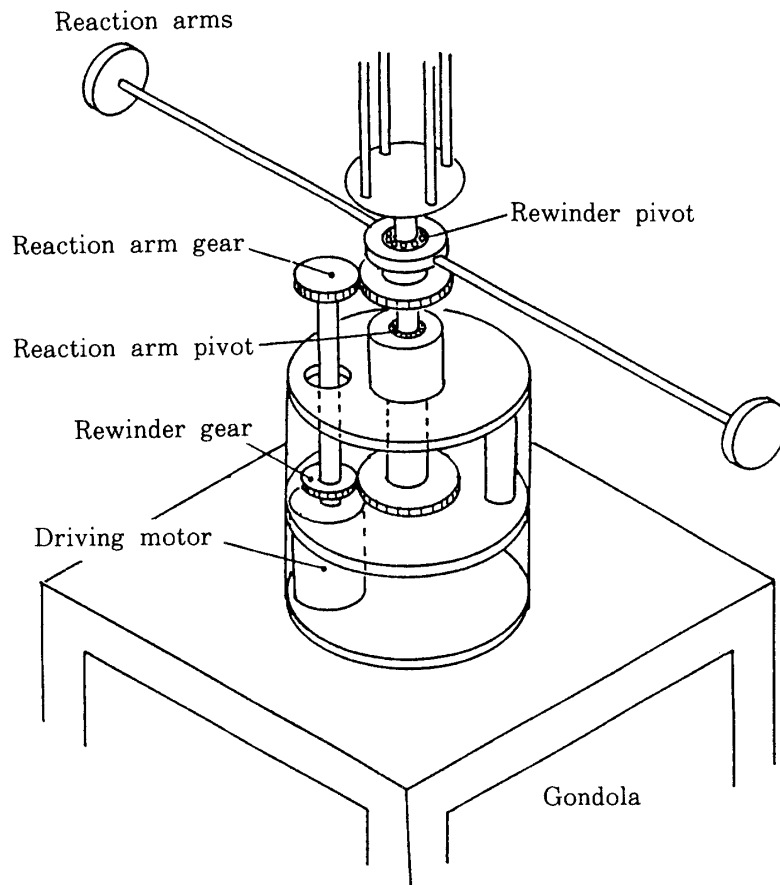


図6-1 よじれリアクション姿勢制御装置

方位角制御には、(1)気球の回転とを切り離す機構と、(2)制御のためにゴンドラに積極的に回転モーメントを与える機構とが必要である。よじれリアクションは、これらの二つの機構を一つのコンパクトな装置にまとめたものである。すなわち、(1)の機構としての一種の Active Bearing と、(2)の機構としてのリアクション・アーム（対称構造の「腕＋重り」）が同軸に配置されているのである。この方式については、別に詳述されている[10]。

この方式の特徴としては、機構としては比較的単純で信頼性が高いが、汎用性をあわせ持っていることがあげられる。後者の特徴は、(1)装置自体がコンパクトでゴンドラとは独立している、(2)ゴンドラの回転モーメントがある程度変化しても「腕の長さ」と「重り」の変更によ離、装置自体の改造無しに対処できる、などにより実現されている。

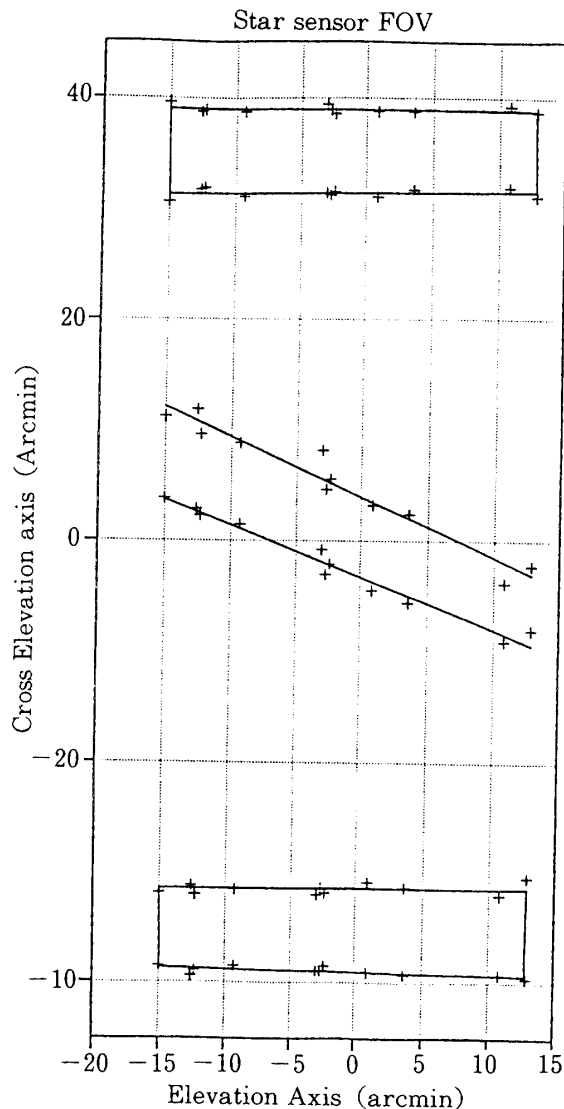


図6-2 スター・センサー焦点面積成

実験室での実測値。三つの長方形の検出器がN型に配置されている。

### 6.3 振り子運動ダンパー

上記の「よじれリアクション装置」は、方位角一軸のみの制御である。従って、もしこの装置のみが搭載されている場合には、他の二軸に何らかの擾乱が加わった場合には、その擾乱による振動が落ちつくまで、ただ受動的に長時間待たなければならず、観測効率が非常に悪くなる。また、場合によっては、この振動が方位制御と結合して、発振することも有り得る。

そこで、方位角以外の二軸の振動を抑えるために、「振り子運動ダンパー」を開発、搭載した。

振動を減衰させるためには、その振動の角速度に比例してトルクを発生させる必要がある。ただし、上記の関係の両者を積分すると、振動の角度に比例して角運動量を制御することになる。後者の方法のほうが、実現が容易である。そこで、後者の関係を利用して、傾斜計を用いて角度の検出を行い、小型のリアクション・ホイールを速度制御して角運動量の発生機構とする装置を開発した。傾斜計とホイールをまとめて一ユニットとし、同一の独立したユニットを二つ製作した。各々のユニットに一軸の振動を減衰させる役目を担わせた。

この装置の詳細は、論文[11]を参照されたい。

### 6.4 スターセンサー

方位角制御装置の参照信号は、搭載地磁気センサーから得られる。ただし、その絶対的精度は1度程度の誤差を持っている。そこで絶対的な位置決めをするために、星を参照信号とするようスターセンサーを搭載した。

BICE スターセンサーの仕様を表に示す。基本的には、市販の35mmカメラ用望遠鏡レンズの焦点面に、市販の長方形検出器をN型になるよう三個並べたものである。焦点面検出器の位置関係の実測値を図6-2に示す。BICEの観測モードは、基本的には方位角スキャンを中心とするため、星はNを横切るように動いていく。その際の星の三回の検出のタイミングから、方位角と高度がわかる。

BICE スターセンサーでは、ある程度空が明るくなってからでも、星の検出を可能にするよう信号処理を施した。すなわち、検出器の信号処理の際に、三個の検出器の出力の平均を、個々の検出器の出力から差し引いたのである。具体的には、ある検出器の生の出力 $I_i$ 、この検出器に関する処理信号を $A_i$ とすると、以下の関係になる。

$$A_i = I_i - \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 I_i \quad (5.1)$$

これにより、空間的に一様に広がった成分（例えば、明け方に空が白み始めたときの空の明るさ）は、出力からは差し引かれるが、一方、星のように個々の検出器で独立に信号を発生するものについては、そのまま信号がでるようにした。

具体的な信号出力の例を図6-3に示す。三つの検出器の信号の単純平均には、空の明るさの変化によるDCオフセットがのっているが、個々の検出器の処理信号にはオフセットがのっておらず、上記の信号処理回路が予定どおり作動していることが分かる。また、一つの星がある検出器の上を通過すると、上記の関係より、その検出器には初段の2/3の大きさの正の信号がでるが、他の検出器には1/3の大きさの負の信号がでる。この正負の三つの信号

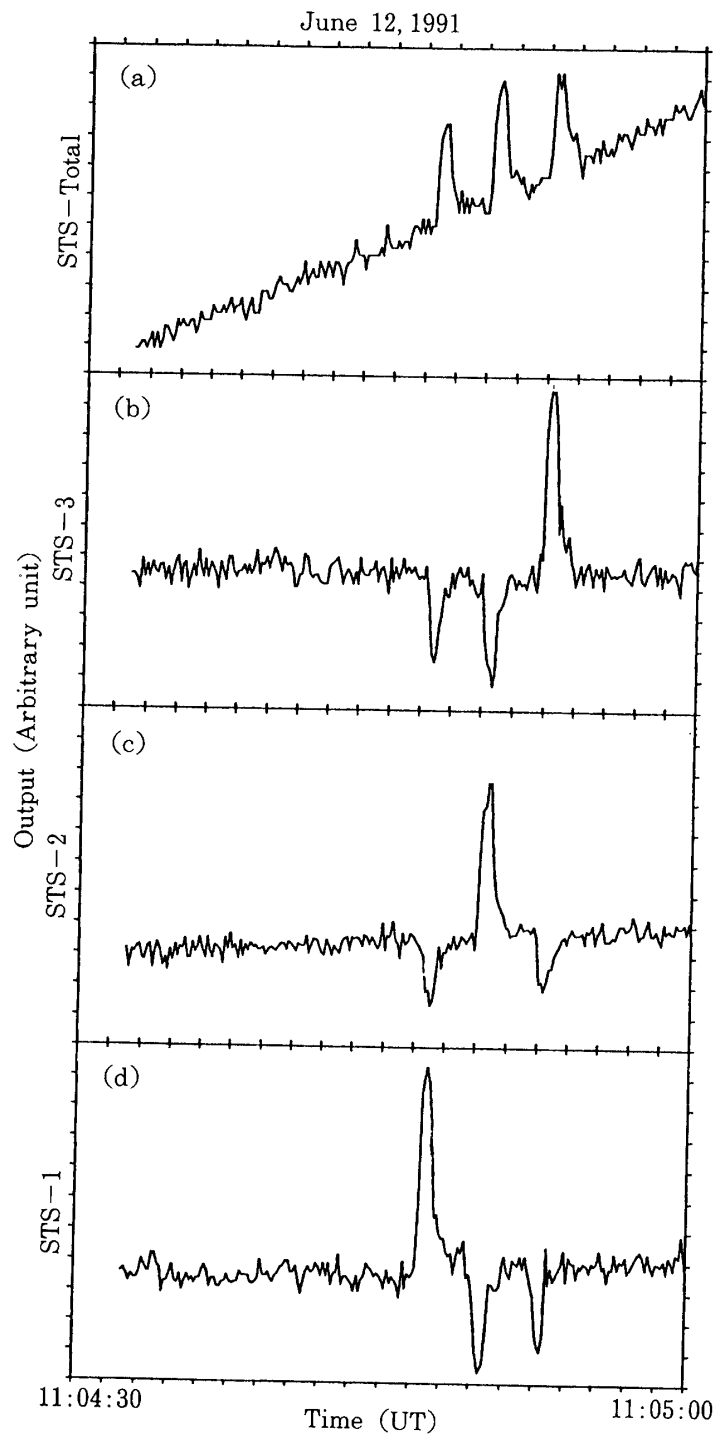


図6-3 スター・センサー出力例

明け方の出力例。星は  $\alpha$  Sct. (a) 三つの出力の単純平均。空が白んできたために、オフセットに大きな変化が見られる。(b)~(d)各出力。オフセットにほとんど変化がみられない。

を利用することにより、検出の有意性の検証が容易になる。

### 6.5 補助センサー

上記の姿勢制御系及び姿勢決定系を補助するために、傾斜計及びレート・ジャイロを搭載した(表6-1)。

傾斜計は、ゴンドラ全体のゆっくりとした傾きを測定するものである。重力に対する2軸の傾きを測定している。フルスケール±5度、12BITでAD変換すると、分解能が9秒角であり、我々の用途には十分な精度である。ただし、傾斜の検出には、振り子を用いているため、ゴンドラ全体が振り子運動を起こすと、傾斜計単体では正しい結果を与えなくなる。

そこで、ゴンドラ全体の振り子運動を正しく測定するために、レート・ジャイロ、すなわち角速度測定計を搭載した。測定する軸は傾斜計と同じ二軸である。ゴンドラの角速度 $\dot{\theta}$ は、長さ $l$ のロープによる単振り子だとすると、

$$\dot{\theta} = A(g/l)^{1/2} \cos(g/l)^{1/2} t \quad (5.2)$$

とかける。ただし、 $g$ は重力定数、 $A$ は振り子の振幅である。ゴンドラの角速度は、 $\sqrt{l}$ に反比例するため、 $l$ が長いほど検出は困難になる。我々のジャイロ系は1ビット17 arcsec/secに相当する。例えば、 $l$ として現実的な最長値150mをいれると、±1ビットは±1分角の振幅に相当する。すなわち、観測上の要請である2分角の姿勢決定精度を満たしている。

ただし、ジャイロには時間ドリフトがあるため、長時間の傾きの決定に関しては傾斜計を用い、短時間の振り子運動の決定にのみ、ジャイロを用いた。

## 7. 搭載電子回路

### 7.1 構成

搭載電子回路は、いくつかのブロックに分かれている。すなわち、(1)コマンドの受信及びデータの送信を行うトランシーバー、(2)コマンドを受け全観測機器を制御する主システム(System-I)、(3)姿勢制御に関する副システム(System-II)、(4)観測装置に直結する電子回路(PASP, FPAP)の4つである。これらの相互関係を図7-1に示す。

上記(1)のトランシーバーの機能に関しては、NSBFにおける気球飛翔では、Consolidated Instrument Package (CIP) と呼ばれる装置がすべて行う[12]。CIPは若干のHouse Keeping Dataも取得する。

以下では、上記の(2)と(3)について、詳述する。

### 7.2 主システム (System-I)

主システム (System-I) は、各種制御の要である。System-Iには、大きく分けて二つの役目がある。すなわち、(1)各種コマンドの配分、及び(2)各種データのとりまとめである。

具体的には以下ようになる。まず、すべてのコマンドは、上記のCIP内のコマンド受信機から、System-Iを経て各機器に渡される。また、ファブリ・ペロー分光器の波長走査のコントロール用信号も、System-I内で作成され、観測器に直結した回路(FPAP)に渡される。

一方データに関しては、すべてのアナログデータが、System-I内の4台のA/D変換器でデジタル化されると同時に、各種機器からのデジタル・データもSystem-Iが集める。

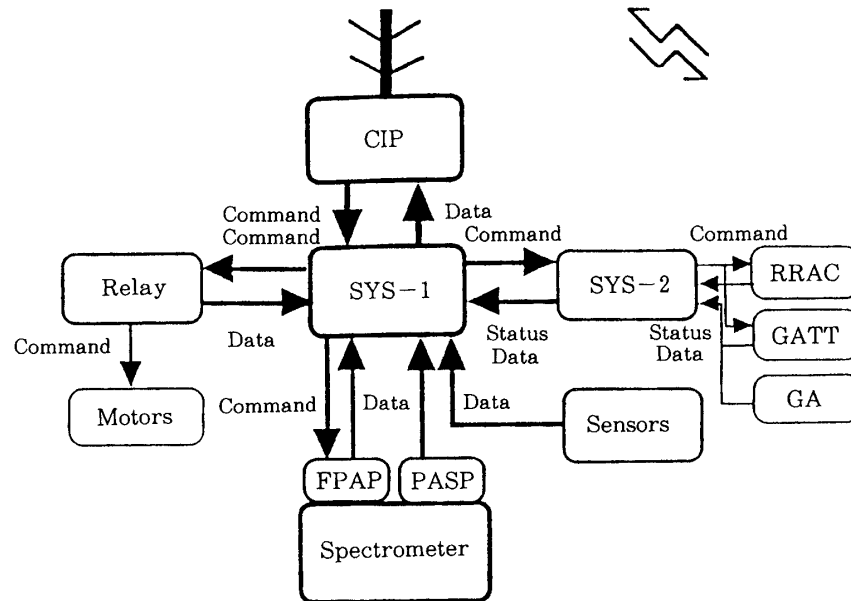


図7-1 搭載電子回路概要

データ及びコマンドの送受信は、CIP (Consolidated Instrument Package) が行う。SYS-1が制御の要であり、全てのデータ・コマンドはSYS-1を経る。SYS-2が姿勢制御の中心となり、GA (地磁気センサ) の信号を基に、RRAC (よじれリアクション姿勢制御装置) やGATT (地磁気センサ回転台) を制御する。

こうしてデジタル化されたデータは、System-I内のCPUによってシリアルデータにフォーマットされて、CIPのデータ送信部に渡される。

System-Iには、CMOSのStdバス・ボードを用いている。Stdバスは、基本的には8ビット・マイクロプロセッサ用の標準バス規格である。各基盤の面積は小さく、一基盤一機能という思想に基づいている。制御用を中心とした比較的小規模システム用のバスであり、我々のシステムの規模・用途に合致している。

System-Iは、制御用に一台のCPU (Z80) を搭載している。このCPUが、全データの流れを制御している。すなわち、(1)A/D変換の指令、(2)データ取得の指令、(3)データを集めシリアルにフォーマットする作業を行っている。

一方、地上から上空に伝えられたコマンドは、System-Iを経るが、信頼性向上のためすべてCPUを介さずに、各機器に直接伝えられる。

### 7.3 姿勢制御系 (System-II)

姿勢制御系 (System-II) は、以下の三つの動作を制御する。

#### (1) 方位角スキャン

ある方位角を中心に  $\pm 4$  度または  $\pm 2$  度の範囲を、80秒周期でゴンドラをスキャンする。

#### (2) 方位角スルーイング

ゴンドラ任意の方位角に素早く向ける。

## (3) 日周運動追尾

ゴンドラを特定の天体の日周運動にあわせて、ゆっくりと動かす。

BICE の方位角制御は、上記のように GA センサの出力をリファレンスにして、その出力がゼロになるように、ゴンドラ全体の向きを動かしている。そのために、上記の各動作を起こすためには、以下の手法を採用している。

- (1) GA センサの出力にオフセットを加え、その加算結果をサーボ回路に与える。
- (2)(3) GA センサのゴンドラ全体に対する角度を変化させる。そのために、GA センサを回転台に載せておく。

姿勢制御系 (System - II) は、デジタル回路部とアナログ回路部から成る。

デジタル回路部は、System - I からコマンドを受け取り、その指示に従って、上記の(1)(2)(3)の動作のための制御信号を発生する。

アナログ回路部分には、二つの役目がある。一つは、GA センサからの出力と、デジタル回路部からの制御信号とを参照して、ゴンドラ全体の姿勢を決めるためによじれリアクション装置を制御することである。もう一つは、GA センサ回転台のポテンショメータの信号とデジタル回路部からの制御信号とを参照して、回転台の位置制御を行うことである。

各種デジタル・ステータスやアナログ信号は、これら両回路から出力され、System - I によって読みとられる。

## 7.4 電波送受信系とのインターフェース

観測器からのデータは、すべてデジタル化され、さらに直列化され、PCM 信号となり、FM 変調をかけて、地上に送られる。FM 変調及び送信は、NSBF の搭載エレクトロニクス CIP が受け持つ。CIP に送られる直列デジタル信号は、ビット同期が基本であり、データの中にクロック成分を含ませて送る自己同期方式を用いている。具体的には、バイフェーズ符号を採用した。

我々のシステムの特徴は、上記のビット同期と同時に、地上実験の際に、データ出力をコンピュータで容易に読み取れるよう、調歩同期とも互換性をもたせていることである。

この様子を、図 7-2 に示す。図 7-2 では分かりやすいように、NRZ でデータ伝送の様子を示した。ビット伝送速度は 9,600bps である。このうち 640Hz の周期で、すなわち 15 ビット (=9,600/640) 毎に、1 バイト (=8 ビット) のデータが送られる。1 バイトのデータを送るたびに、先頭に 1 ビットのスタート・ビット、及び最後に 1 ビットのスタート・ビット、

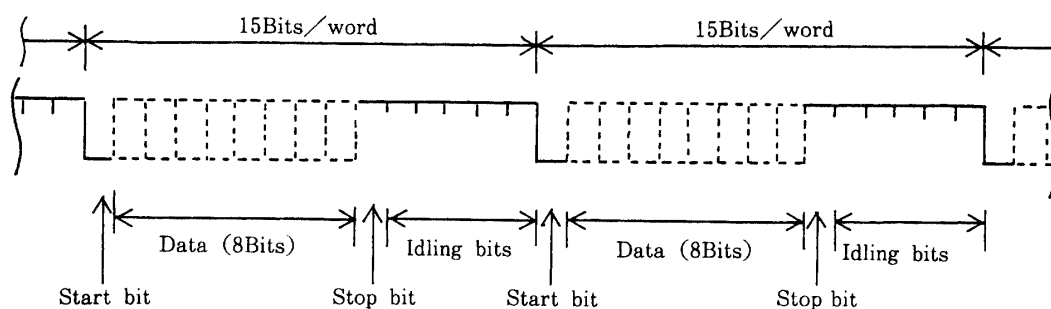


図 7-2 シリアル・データ  
ビット同期と調歩同期の両者に互換性をもつ。

及び最後に1ビットのストップ・ビットをつけて送る。さらに、その後5ビットのアイドリングが続き、合計15ビットとなる。

地上実験の際には、この信号をRS232C規格と互換性をもたせるために、NRZ信号を±12Vに変換している。元々の信号に、すでに調歩同期用の信号が含まれているため、何の特別な装置もなしで、このままの信号を一般のパーソナル・コンピュータで直接読みとることができる。

ただしこの直列信号は、一般の同期用信号とは異なり、各バイト間も完全に一定間隔である(図6-2)。そのため、ビット同期とも互換性があり、気球飛行中には、上記のNRZ信号と、そのビット伝送の基になっている9,600Hzのクロックとの間で単純にExclusive ORをとることにより、信号がビット同期用バイフェーズ信号に変換される。この信号がCIPに送られる。

この方法では、8ビットのデータを送るのに15ビットを費やしており、データ伝送の方法としては、冗長で効率が悪い。しかし、地上実験と実際の飛行観測での装置構成が最小の変更で済むという大きな利点がある。すなわち、地上装置及び搭載機器は、そのあいだに電波伝送が入ろうと入るまいと、ほとんど同じ構成で実験をすることができるのである。我々は、伝送効率よりも実験の容易さを優先して、この方法を採用した。

## 8. 地上支援機器

### 8.1 構成

地上支援装置には、(1)上空からリアルタイムで送られてくるデータを人間が分かりやすい形に表示する、(2)次の行動のための判断材料を計算・表示する、(3)コマンドを送り出す、などの役目がある。我々は、この目的のために四台のパーソナル・コンピュータを用いた、地上支援装置の構成を図8-1に示す。

上空から送られてきたデータは、NSBF受信設備によってビット同期をとられ、NRZ信号になって我々に渡される。前述のように、この信号にはすでに調歩同期に必要なスタート・ビットやストップ・ビットが含まれているため、レベル変換をするだけで、そのままコンピュータのRS-232Cポートから読み込むことができる。コンピュータは、このようにして読み込んだデータをもとに、演算・表示を行う。

コマンドに関しては、各コマンドに一対一対応するボタンを持つコマンド箱を用意した。人間がこのボタンを押すと、その情報をコンピュータが読みとる。この信号が、RS-232Cを通してNSBFに伝えられる。NSBF地上局がそれをゴンドラに送信する。

### 8.2 データ表示システム

データ表示の四台のコンピュータには、以下の役目がある。

まず、一台目のコンピュータ(GSS-1)は、上空から送られてきたデータの内、姿勢に関するデータを表示する。すなわち、上空から方位角・高度が送られてくるため、気球位置・時刻の情報と合わせることで、望遠鏡が実際に天球上のどこを向いているかをリアルタイム計算することができる。この情報を、星図上にプロットしていくのが、GSS-1役目である。

二台目のコンピュータ(GSS-2)は、観測データそのものや、その関連情報を表示する。



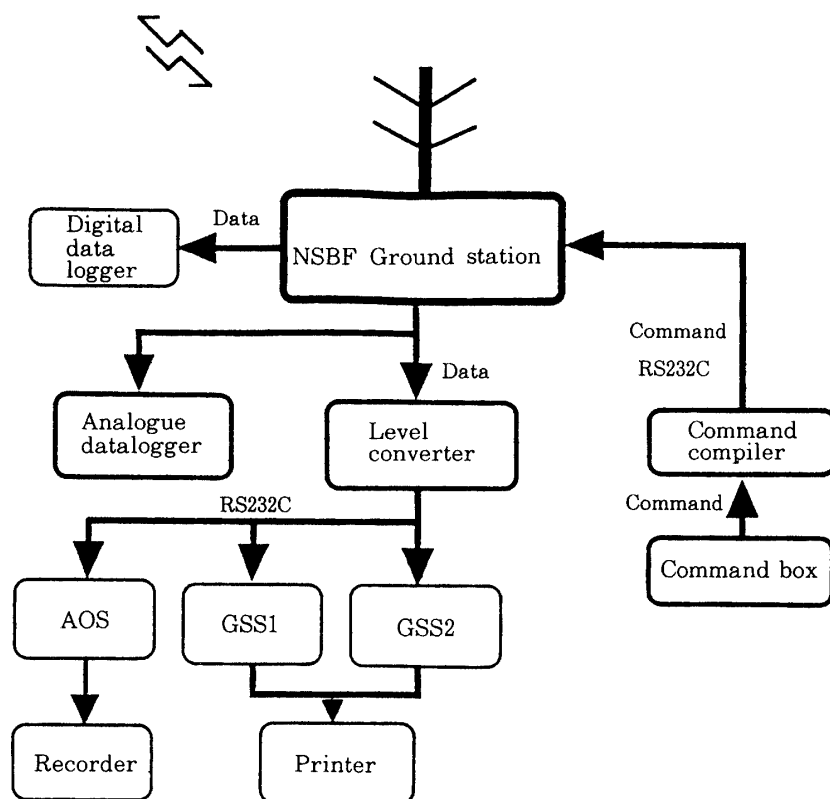


図8-1 地上支援装置

主要部分は4台のパーソナルコンピュータ（GSS1, GSS2, AOS, Comand Compiler）から成る。地上送受信設備とは、RS-232Cをとおして、情報を交換する。

観測器から送られてくる周波数スキニングの結果そのものには、大気のプロファイル等が混入しているため、そのままでは天体の信号の区別がつきにくい。そこで、コンピュータにより、適当な背景放射を差し引くことにより、人間にも天体信号の区別が容易につくようになる。これらがGSS-2の役目である。

第三のコンピュータはAOS（Analog Output System）とよれば、上空から送られてきたデジタルデータを、ペンレコーダーに出力できるように、DA変換するものである。

第四のコンピュータの主な役割は、前述のコマンド送信である。このコンピュータは、併せて現在望遠鏡が向いている方向と、実際に向くべき方向との差も、計算・表示している。

## 9. 飛行時の性能

### 9.1 気球飛行実験

BICEを用いた最初の飛行実験を、1990年5月30日に宇宙科学研究所三陸大気球観測所より行った。日本標準時18時12分に、気球は放球されたが、高度10km程度で気球が上昇を停止してしまった。気球に穴が開いたと判断し、同19時13分に観測器を気球から切り離れた。観測器は翌日に大船渡の沖約70kmで回収された。科学的な観測データも、ゴンドラとして

の性能評価に関するデータも一切得られなかった。

観測器は回収されたとはいえ、海水を全体に浴びているため損傷は激しかった。そこで、搭載電子回路を中心として、ほぼ全面的に観測器を作り直した。

改修を行った BICE による観測を、1991年春季に行った。これはアメリカ・アリゾナ大学・スチュワード天文台との共同実験であり、NASA の支援を受け、アメリカ・テキサス州・パレスティンの NSBF (National Scientific Balloon Facility) より行われた。アメリカでの実験の場合、飛行後の観測器の陸上回収が可能である。そのため、観測器の損傷が少なく、一シーズンに二回の飛行を行うことができた。すべての観測器は、ほぼ正常に作動し、極めて良質のデータを大量に取得することができた。

この二回の気球飛行実験の概要を表 9-1 に、航跡図を図 9-1 に、高度図を図 9-2 に示す。

表 9-1 1991年気球飛行実験

第一回フライト	(Flight # 1499P)
放球日時	1991年5月26日 2時39分 (UT)
観測時間	約12時間
浮遊高度	38.5~39km
第二回フライト	(Flight # 1501P)
放球日時	1991年6月12日 0時13分 (UT)
観測時間	約8時間
浮遊高度	36.5~38.5km

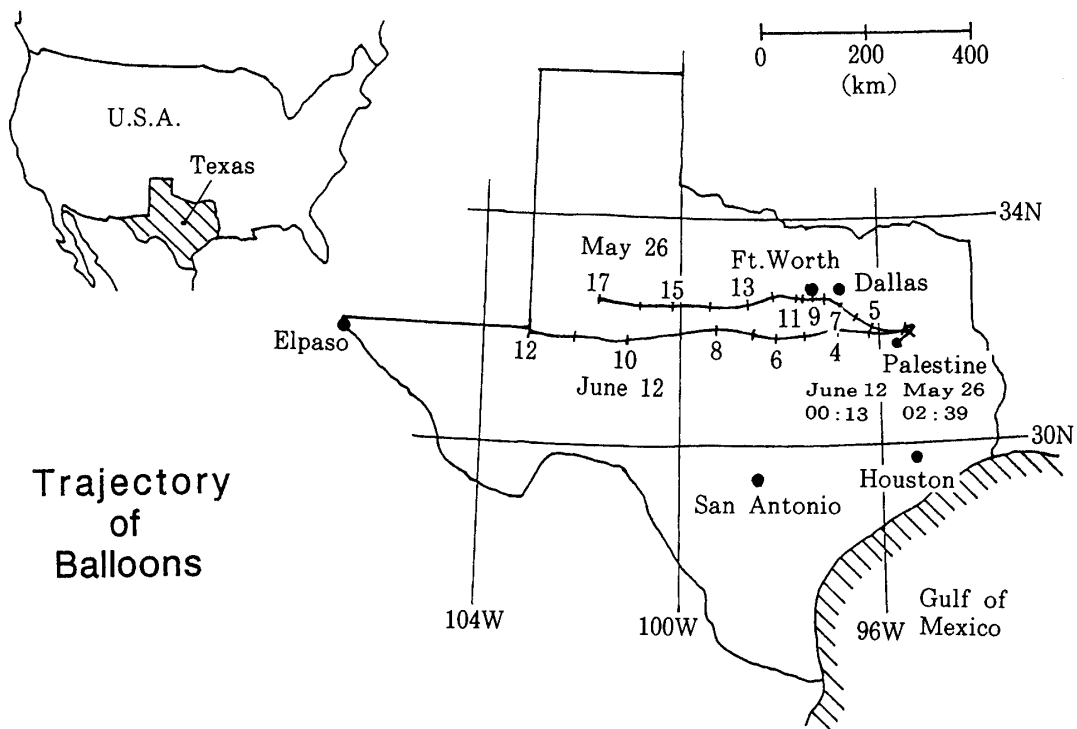


図 9-1 1991年気球飛行実験航跡図

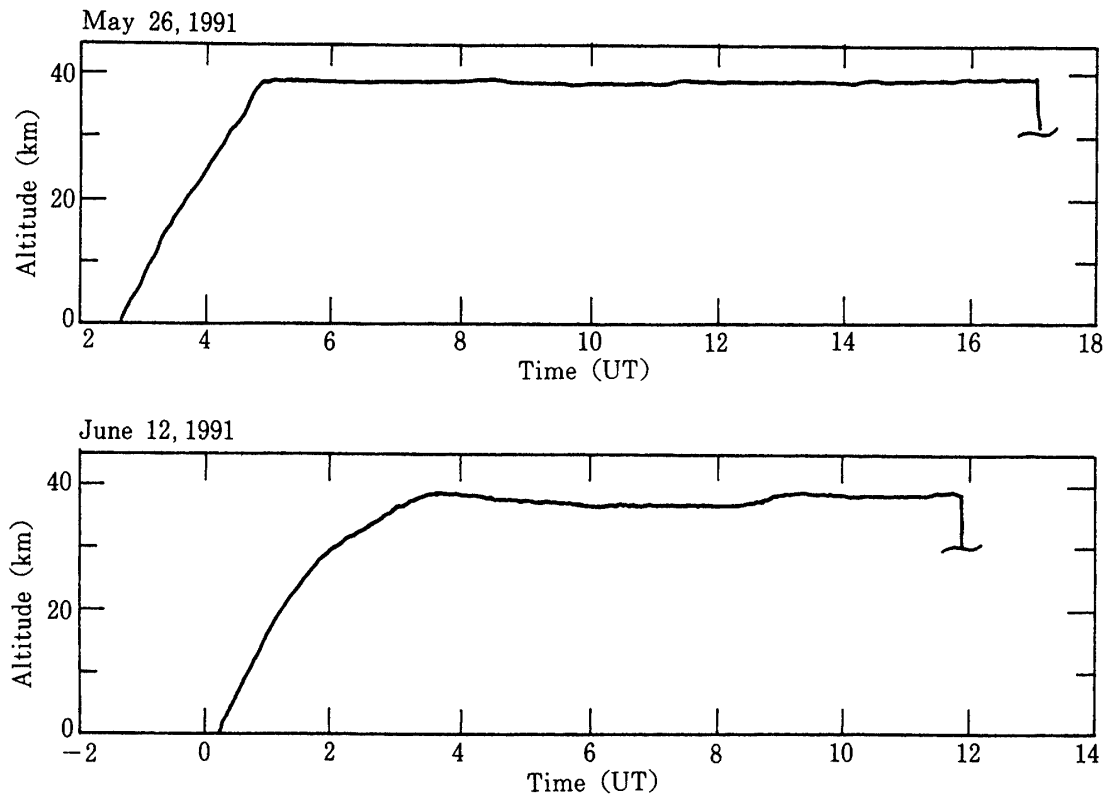


図 9-2 1991年気球飛行実験高度図

一回目の飛行実験では、上空風が遅かったために、極めて長時間の観測が可能になった。水平飛行時の高度も安定していた。二回目の観測では、水平飛行時の高度がやや不安定であった。次節では、1991年の二回目の気球飛行で得られた、観測器の性能について論ずる。

## 9.2 飛行時の性能

### 9.2.1 観測限界

二回目のフライトで得られた観測限界は、

$$NEP_{\text{sys}} = 1 \times 10^{-15} \text{ W Hz}^{-1/2}$$

であった。この値は、2.5. 節で求めた目標値の二倍以内であり、十分に良い検出限界が得られた。ただし第1回目のフライトでは、検出器に超過ノイズがみられ、2回目よりは一桁近く検出限界が悪化した。

観測システムのフラックスの校正には、M17を用いた。具体的には、昭和63年の我々の観測による[CII] M17マップ[6], [13]から、M17のピークを中心とした12分ビームで観測した際のフラックスを  $1.25 \times 10^{-8} \text{ ergs s}^{-1} \text{ cm}^{-2}$  と仮定して、絶対値の尺度とした。フラックスの絶対値の校正の誤差は  $\pm 30\%$  程度と見つめられる。

### 9.2.2 観測器の放射率

BICE システムの最大の特徴である低背景放射率が、実際の観測で確認された。大気の放

射まですべて含んだ実際の放射率  $\epsilon_{\text{TOTAL}}$  は、最初のフライトについて、以下の値であった。

$$\epsilon_{\text{TOTAL}} = 3.2\% \text{ (1st Flight)}$$

この値は、ゴンドラ前面に保護用に設置した蓋が、黒体輻射をしているとして、蓋の開閉に伴う出力の変化から求めたものである。蓋の温度としては、ゴンドラフレームの実測値を用いた。

この放射率は、他の遠赤外観測システムに比べるし大変に低い値である。例えば、代表的な遠赤外観測システムである KAO (Kuiper Airborne Observatory) では、遠赤外の放射率は約 40% であり [14]、BICE の放射率の 10 倍以上大きな値である。

BICE の放射率の内訳を考えると、

大気	$\epsilon_{\text{ATM}} = 0.4\%$ (計算値)
真空窓	$\epsilon_{\text{WDW}} = 1.8\%$ (計算値)
望遠鏡	$\epsilon_{\text{WIT}} = 1.0\%$ ( $= \epsilon_{\text{TOTAL}} - \epsilon_{\text{ATM}} - \epsilon_{\text{WDW}}$ )

となる。このうち、望遠鏡自身の放射率は、(3.1) 式で求めた理想的な鏡二枚分にほぼ相当している。すなわち、望遠鏡の放射率は、蒸着面の放射率で決まっており、それ以外の要素は、軸外し・オーバーサイズ光学系の採用により、十分に小さく抑えられたことになる。

現状では、分光器の真空窓 (0.3mm 厚のポリエチレン) の熱放射が、最も大きな背景放射源となっている。したがって、この放射を抑えることにより、さらに放射率が二倍近く改善される余地がある。

第 2 回目のフライトの放射率は、

$$\epsilon_{\text{TOTAL}} = 6.5\% \text{ (2nd Flight)}$$

と第一回目のフライトの放射率の 2 倍まで悪化していた。これは、第一回目のフライトの観測後の着地の際に、鏡がほこりに覆われ、汚れてしまい、鏡自身の放射率が上昇してしまったためである。

前節 9.2.1. で述べた観測限界は、二回目のフライトの高い放射率の下で達成された値である。鏡を清浄に保ち、真空窓を改善すれば、全放射率は 2% 以下にまで下がる余地がある。このような低背景放射が達成されれば、9.2.1. で述べた観測限界よりも、二倍近くの改善が予想される。

### 9.2.3 姿勢制御の相対的安定性

姿勢制御の安定性に関しては、地上実験の特性を上空でもそのまま再現した。すなわち、

- (1) 方位角スキャン静止時には、方位角方向の姿勢制御誤差が 1.5 arcmin (r.m.s.) 以下の安定性を持っていた。
- (2) 方位角スキャンを行うと、スキャンに伴うヒステリシスを持つ、40秒周期で 25 arcmin (p-p) の誤差が生まれる。

(1)に関しては、観測上の要求である誤差 2 arcmin (r.m.s.) 以内 (6.2. 節) を満たしているが、(2)の誤差は要求を大幅に上回っている。しかし、ゆっくりとした成分が卓越しているために、姿勢制御の誤差信号を用いて、その大部分の誤差を補正することができた。

#### 9.2.4 姿勢の絶対値の較正

BICE 観測システムは, [CII] スペクトル線のみならず, 同時に連続波の観測も可能である. 特に連続波は, 先に遠赤外線連続波で全天サーベイ観測を行った IRAS の結果と比較することにより, 位置の絶対値の較正に用いることができる.

望遠鏡の姿勢の絶対値の較正は, 具体的には以下の手順で行った.

- (1) 地磁気センサー出力, 傾斜計出力, 高度軸読みとり, の三信号を用いて, 位置を荒く決める. この時点では, 最大  $1^\circ$  (p-p) の誤差を含んでいる.
- (2) レート・ジャイロの出力を用いて, ゴンドラの傾きを補正する. ただし, ジャイロは長時間変動に対しては誤差が大きいため, 40秒周期より短い振動についてのみ補正を施す.
- (3) BICE による一空間スキャン毎の連続波の観測結果と IRAS  $100\mu\text{m}$  の結果とを比較し, 両者の相関が最大になるよう, 方位角をスキャン毎に動かす. これにより, 40秒より長い周期の変動に対して, 方位角が補正される.
- (4) 各スキャンの結果をまとめて連続波二次元マップを作成し, HII 領域等の点源の位置が IRAS の結果にあうように, 高度角の補正を加える. これにより, 40秒より長い周期の変動に対して, 高度角も補正される.

このようにして作成された位置情報の確定精度を調べるため, 以上の手順とは全く独立の情報であるスター・センサーの出力を用いた. スター・センサーには, 同一の星が複数回検出されることがあるが, その分散から方位角の誤差  $\Delta Az$  を見積もることができる. 銀河面に関しては, 複数の星の結果の平均として,

$$\Delta Az = 3.8 \text{ arcmin (r.m.s.)}$$

の確定精度が得られていることが分かった. 高度軸に関しては, 精度を正確に見積もることが難しいが, 同程度の誤差以下に収まっているものと見つめられる.

これらの値は, 6.2. 節で述べた要求である  $2 \text{ arcmin (r.m.s.)}$  よりは大きい, 観測ビーム ( $12 \text{ arcmin}$ ) の  $1/3$  以下の大きさであり, 許容範囲内である.

## 10. ま と め

- (1) 遠赤外 [CII] スペクトル線を, 広域にわたって効率よくサーベイ観測するため, 気球搭載観測装置 BICE (Balloon-borne Infrared Carbon Explorer) を開発した.
- (2) BICE は, 最大のノイズ源である背景放射光を大幅に下げることにより, [CII] 線の観測機としては, 他にない高感度を持つ.
- (3) BICE の望遠鏡には, 背景放射低減のために, 軸外し・オーバーサイズ光学系を採用した.
- (4) BICE の分光器には, やはり背景放射低減のために, 超流動液体ヘリウムで全光学系を冷却した, ファブリ・ペロー分光器を採用した.
- (5) BICE の姿勢制御には, 小型ながら汎用性を持つよじれリアクション装置を採用した.
- (6) 観測目的を限定することにより, 観測器全体としては簡素化し, 信頼性を向上させた.
- (7) 1991年春季に, 米国アリゾナ大学との共同のもと, 米国テキサス州の NSBF (Na-

tional Scientific Balloon Facility) から、二回の気球飛翔を行い、成功を収めた。

### 謝 辞

BICE システム開発に当たっては、多くの方々のご協力をいただきました。

姿勢制御装置の開発に当たっては、宇宙科学研究所気球工学グループに、ご協力いただきました。特に、同グループの太田茂雄、並木道義の両氏には、大きな貢献をしていただきました。振り子運動ダンパーの開発では、同グループ淵山央樹氏にお世話になりました。

また、1990年の三陸大気球観測所での気球飛翔実験では、同グループから全面的なご協力をいただきました。

1991年の米国テキサス州での気球飛翔実験は、米国アリゾナ大学との協力のもとで行われたものです。同大学シュワード天文台の F. J. Low 教授、西村徹朗氏には、気球飛翔実験に関して、全面的にご協力をいただきました。また、二回の完璧な気球飛翔は、NSBF (National Scientific Balloon Facility) の素晴らしい手腕によって可能になったものです。

観測装置の開発に関しても、多くの方々のご協力をいただきました。特に、郵政省通信総合研究所の広本宣久氏には、検出器の開発で全面的なご協力をいただきました。また、名古屋大学の松原英雄氏には、BICE 観測器の原型になった分光器・検出器の開発で、大きなご協力をいただきました。BICE 主鏡の性能評価では、東京都立科学技術大学の八木豊児氏にご協力いただきました。

ご協力いただいた全ての方に、深く感謝いたします。

この研究は、文部省科学研究費補助金 (課題番号02402002, 03249218, 03041090) の援助を受けて行われました。

### 参 考 文 献

- [1] D. M. Watson, 1982: Ph. D. Thesis, Univ. California, Berkeley.
- [2] R. W. Russel, G. Melnick, G. E. Gill, and M. Harwit, 1980: *Astrophys. J. (Letters)*, **249**, L99.
- [3] G. J. Stacey, S. D. Smyers, N. T. Kurtz, and M. Harwit, 1983: *Astrophys. J. (Letters)*, **265**, L7.  
G. J. Stacey, S. D. Smyers, N. T. Kurtz, and M. Harwit, 1983: *Astrophys. J. (Letters)*, **268**, L99.
- [4] H. Shibai, *et al.*, 1990: in *Instrumentation in Astronomy V II*, *Proc. SPIE*, **1235**, p. 108.
- [5] T. Nakagawa, H. Okuda, H. Shibai, H. Matsuhara, Y. Kobayashi, and N. Hiromoto, 1990: in *Instrumentation in Astronomy VII Proc. SPIE*, **1235**, p. 97.
- [6] 芝井 広他, 昭和63年度: 宇宙科学研究所報告, 特集23号, p. 69.  
中川貴雄他, 平成元年度: 宇宙科学研究所報告, 特集25号, p. 253.  
H. Matsuhara, *et al.*, 1989: *Astrophys. J. (Letters)*, **339**, L67.  
H. Shibai, *et al.*, 1991: *Astrophys. J.*, **374**, 522.  
K. Mizutani, *et al.*, 1991: *Astrophys. J.*, submitted.
- [7] E. L. Wright, *et al.*, 1991: *Astrophys. J.*, **381**, 200.

- [ 8 ] Y. Yamashita, 1991: Mast. Thesis, Univ. Tokyo.
- [ 9 ] N. Hiromoto, *et al.*, 1989: *IR Phys.*, **29**, 525.
- [10] 矢島信之他, 平成3年度: 宇宙科学研究所報告. 印刷中.  
矢島信之, 太田茂雄, 並木道義, 平成2年度: 大気球シンポジウム集録 (宇宙科学研究所).
- [11] 淵山央樹, 矢島信之, 平成2年度: 大気球シンポジウム集録 (宇宙科学研究所).
- [12] D. E. Miller: "NSBF User's Manual". (The National Scientific Balloon Facility).
- [13] 松原英雄, 平成元年: 京都大学博士論文.
- [14] J. B. Lugten, 1987: Ph. D. Thesis, Univ. California, Berkeley.