

K-10-14号機に搭載した白鳥座 ループ観測装置*

宮本 重徳** 山下 広順** 常深 博** 津野 克彦**
川端 彰** 佐藤 安栄** 北本 俊二** 樋口真須人**

X-ray Telescope on Board K-10-14 for the Observation
of the Cygnus Loop

By

Sigenori MIYAMOTO, Kojun YAMASHITA, Hiroshi TSUNEMI,
Katsuhiko TSUNO, Akira KAWABATA, Yasue SATO,
Shunji KITAMOTO and Masuto HIGUCHI

Abstract: The details of the instrument of GXV boarded on the sounding rocket K-10-14 and the preliminary results of the experiment are presented. The aim of this experiment was to observe the Cygnus loop (the most prominent S.N.R.) with fine spatial resolution by two Hadamard Transform X-ray Telescopes (HTXT) and with good spectral resolution by two filter counters. The angular resolution of HTXT is about $20' \times 20'$ with effective area about 149 cm^2 each. The pure methane is employed the counter gas in order to get the desired positional resolution. The filter counters have different windows with effective area about 20 cm^2 each. The one is equipped with standard $1 \mu\text{m}$ thick polypropylene film window while the other with 1500 \AA Al coated $1 \mu\text{m}$ thick polypropylene film. The latter filter counter reduced the X-ray efficiency in the L-band ($E < 0.4 \text{ keV}$) energy range whereas it had almost equal X-ray efficiency to that of the former one in the M-band ($E > 0.4 \text{ keV}$). K-10-14 was launched at $20^{\text{h}} 40^{\text{m}}$ on 27 in August 1980 from Kagoshima Space Center. The X-ray detectors were operated properly for more than 200 seconds. The attitude control system (ACS) started to maneuver the payload from 85 second after launch. The target, Cygnus loop, was missed due to the malfunction of the ACS. The detailed data analysis is underway.

1. 序 論

我々はこの3年間、アダマール変換X線望遠鏡(以下HTXTと略す)の開発を行って来た。HTXTは、アダマール行列によって決定されるパターンの金属マスク(X線が金属の穴の所のみ通り得るマスク)と位置検出型X線比例計数管により構成される新しい型のX線望遠

* 宇宙研特別事業費による研究論文

** 大阪大学理学部

鏡である [1] [2]. この HTXT を実際の宇宙観測に応用してその性能をテストし、将来のスペースシャトルによる実験にそなえたいという考えから、K-10-14 ロケットによる白鳥座ループ (Cyg. Loop) 観測計画が始った. 白鳥座ループを選んだ理由は K-10 CN ロケットでは、観測時間が約 200 秒程度に限られるため、白鳥座ループの様な強い X 線強度の天体でないと、十分な統計精度が得られない事、及び、白鳥座ループの場所別の X 線のエネルギースペクトルを観測することは、白鳥座ループにおける軟 X 線発生メカニズムを推定する上で、重要なデータを提供することが可能であると考えたからである.

約 1 年半に及ぶロケット搭載用観測装置の製作の後、昭和 55 年 8 月 27 日 20 時 40 分 K-10-14 CN ロケットは発射されたが、姿勢制御系 (CN 系) の不具合により、観測装置の視野は白鳥座ループを向かず、目的とした観測は出来なかった.

我々はここに、K-10-14 CN に搭載した、白鳥座ループ観測用 HTXT を報告することにより、HTXT を用いた宇宙 X 線装置がどの様に準備され、どの様な可能性があったかを示して、今後の HTXT を用いた宇宙観測計画の参考に供したい.

2. アダマール変換 X 線望遠鏡 (HTXT) とは

今例えば、大の字の形に穴をあけた金属板のマスクの後に、X 線の入射位置を検出出来る位置検出型比例計数管 (Imaging Proportional Counter, IPC) を用いた装置を考えよう. 一つの点状 X 線星よりの X 線は、X 線星が遠いため平行な X 線束としてこの装置に入射する. したがって IPC には、マスクの大の字の穴を通った X 線のみが入射し、IPC には、大の字の位置にのみ X 線が検出される. 今、もしもマスクと IPC との間をはなしておく、X 線星の方向によって IPC に入射する大の字形の X 線束の位置は変わるだろう. したがって大の字の位置を検出することにより、X 線星の位置 (方向) を知ることが出来る. 2 つの X 線星より X 線が入射する時には 2 つの大の字が IPC により検出されるだろう. X 線星の数が多くなれば、それだけ IPC で検出される大の字も多くなる. したがってこの IPC のデータを解析して、大の字のどんな強度のものが、どの位置に重なって観測されているかを知れば、X 線星が天空のどの位置に存在しているかを知ることが出来るだろう. この様な X 線望遠鏡は最近 Coded mask X-ray telescope と呼ばれている. Dicke [3] はこの Code としてランダムに分布する穴を用いた、Scatter hole camera と呼ぶものを提案した.

ここで述べる HTXT は、Coded mask として、サイクリック・アダマール行列を用いたものである. アダマール行列とは、その要素が、+1 と -1 とにより成る正方行列で、その行 (及び列) が互いに直交しているものである. この性質から、アダマール行列の転置行列は、元の行列の逆行列となる. サイクリック・アダマール行列とは、その列 (又は行) の要素がそれぞれ 1 要素ずつサイクリックに移動した列 (又は行) となっているものである. その行列の性質から、逆変換により元の像を作るのがたやすく行える. 又、scatter hole camera では、ランダムな分布の穴のマスクを用いるため、元の像を再生した時、穴の数の統計的変動に基く誤差が生じるが、HTXT では、その様な誤差は、アダマール行列をそのマスクのデザインに用いることにより、無くなっている. 又、このマスクのパターンを少しずつずらした複数個のパターンを用いる事により、マルチプル・タイプの HTXT を作る事が出来(こ

れは、大の字の穴を複数個あけたマスクを用いる事に対応する), より性能のよい HTXT を作る事も出来る (くわしくは, 文献 [1] [2] 参照の事).

3. 白鳥座ループ研究の現状

白鳥座ループは、可視光域で直径約3度のループ状をした星雲で、超新星爆発により星間ガス中に生じた衝撃波が、星間ガスと相互作用して光っていると考えられている [4]. 可視光で見えるこのループ状の天体は、フィラメント構造をしており、 ~ 0.03 秒角/年 [5] で現在もなお拡大している. そのドップラー効果の観測から、その拡大速度は ~ 116 km/秒 [6] である. これより、白鳥座ループ迄の距離は約 770 pc で、ループの直径は約 40 pc と推定出来る. 白鳥座ループの可視光のフィラメントの部分は、電波でも強く見えており [7], その大きさも可視光によるものとはほぼ一致している. 電波の偏光は、可視光で見えているフィラメント部ではほとんどないが、南部の可視光で見えない電波の大きく広がった部分で、約 35% 程度の電波 (1.46 GHz) の偏光が観測されている [8]. この偏光は、予想される衝撃波面に垂直に観測されるので、白鳥座ループの南側の可視光のフィラメントの見えない部分に迄衝撃波が達している事を示すと考えられる. 又、電波の強度とサイズの関係 ($\Sigma - D$ 関係) から白鳥座ループ迄の距離を求めると、前記値とよく一致する. 又、このループの元となった超新星は Sedov の理論と観測データとの比較より、 $2 \times 10^4 \sim 6 \times 10^4$ 年前に発生したものと推定されている [9].

白鳥座ループが超新星の残骸であるなら、ここに存在する高温プラズマからの X 線放射が期待される. X 線の観測は、Grader 等 [10] 以来多くの観測ロケットや衛星で行われて来た (表 1 参照). 初期の観測は、スラツ・コリメーターで視野を制限した比例計数管、又は全反射ミラーの一次元 X 線集光装置を用いた比例計数管で行われた. 比例計数管は、その

第 1 表 X-ray observation for Cygnus loop

authors	comment	reference
Grader, R. J. et al.	slats collimator	1970, Ap. J., 161, L45
Gorenstein, P. et al.	one-dimensional X-ray collector	1971, Science, 172, 369.
Bleeker J. A. M. et al.	slats collimator	1972, Ap. J. 178, 337
Borken, R. et al.	one-dimensional X-ray collector	1972, Ap. J. 178, L115
Seward, F. D. et al.	slats collimator	1972, Ap. J. 178, 131
Burginyon, G. A. et al.	slats collimator	1973, Ap. J. 179, 615
Stevens, J. C. et al.	slats collimator with gas filter	1973, Ap. J. 183, 61
Rappaport, S. et al.	mapping with ART	1974, Ap. J. 196, 329
Charles, P. A. et al.	'Copernicus' satellite	1975, Ap. J. 196, L19
Burginyon, G. A. et al.	spectral fitting for various abundances	1975, Ap. J. 200, 163
Gronenschild, E. H. B. M. et al.	'ANS' satellite	1976, Astron. & Astrophys. 49, 153
Rappaport, S. et al.	2-dimensional X-ray mirror	1979, Ap. J. 227, 285
Inoue, H. et al.	Gas scintillation proportional counter	1980, Ap. J. 238, 886

エネルギー分解能がよくないため、線スペクトル等のスペクトルの構造は分らないが、放射される X 線は、 $2 \sim 3 \times 10^6$ K 程度の温度の熱的 X 線である事が分った [11]. 超新星残骸からの熱的 X 線は、超新星 (SN) 爆発で生じた衝撃波が星間空間を伝わり、星間ガスを熱することにより放射される。したがって、強く電離したイオンからの特性 X 線が存在するはずである。これら特性 X 線の証拠は、比例計数管では、エネルギー分解能が悪い (FWHM は Carbon の K-X 線で $\sim 80\%$) ため、見出すことが出来ず、O VII (0.57 KeV), O VIII (0.65 KeV) の輝線が存在するらしい事は、種々のフィルターを用いた観測から推定された。これらの輝線は約 3×10^6 K で電離平衡にある星間プラズマでは、最も強く放射される輝線である [14].

又、普通の比例計数管よりも 2 倍程度エネルギー分解能のよい蛍光比例計数管が開発され、観測に使われた。これにより、O VII, Fe XVII の輝線が特に強く、その他に、N VI, VII, O VIII, Ne IX 等の輝線が存在する事が分った [15]. こうして、超新星 (SN) 爆発で生じた衝撃波によって星間物質が熱せられる様子が明かになって来た。特に、North Polar Spur と呼ばれる、別の超新星残骸の観測と比較すると、その周辺の星間ガスの化学組成や密度が異なるらしい事が分った。

そこで、白鳥座ループからの X 線の放射の空間分布の観測が、その周辺の星間ガスと超新星残骸との相互作用を知る上で、大変重要なデータを与えると考えられる。

白鳥座ループの X 線で見えた空間構造は、スラツコリメーターや一次元集光装置を用いた観測により、可視光フィラメントとよく一致していることが分っている。ANS 衛星は、白鳥座ループを約 150 点に分割して、各点で X 線のスペクトルを観測した [16]. これによれば、各点の温度 T は、 $1 \sim 4 \times 10^6$ K であり、その X 線の吸収から視線方向の星間物質のコラム密度 N_H は $1 \sim 10 \times 10^{20}$ H/cm² と各点で異っている事が分った。しかも T と N_H とがほぼ逆相関している事から、星間物質の多い所は、あまり熱せられず、星間物質の少ない所はよく熱せられている事が推定される。こうして、光、電波と同様に、X 線放射に於ても、白鳥座ループをとり囲む星間物質が一様でない事が明かになった。

二次元の X 線ミラーによる初めての観測は、Rappaport [17] により行われた。Wolter I 型のミラーで、その空間分解能は約 10 分角であった。この観測により、 $4' \times 4'$ のセルからなる X 線放射の地図が作られた。この地図は、従来の観測結果とよく一致し、さらに細かい構造を示している。特に、可視光フィラメントを包む領域で、X 線の明るい領域が存在する事が分った。この事は、可視光域でのコロナ線 (Fe XIV) [18] の観測ともよく一致している。この事実は、可視光域で見えている比較的温度の低い ($\sim 10^4$ K) H_α で光っている領域と、温度の高い ($\sim 10^6$ K) X 線で光っている領域とが空間的に共存している事を示している。

従来、超新星残骸に適用されている Blast wave theory によれば、星間ガスを衝撃波が伝わり、その衝撃波の波面の高温部から、電磁波が放射される。高温部の温度 T や衝撃波の進行速度 V は、白鳥座ループがそうであると考えられている Adiabatic phase では、そのまわりの密度 ρ で決まり、 $T \propto 1/\rho$ 及び、 $V \propto 1/\sqrt{\rho}$ の関係がある。したがって、 T が異なる所では衝撃波の進行速度 V が異なるため、このモデルでは、X 線で明るい $\sim 10^6$ K の

部分と、可視光フィラメント ($\sim 10^4$ K) とが、現在も共存している事は説明しにくい。常深と井上 [19] は、これを次の様に説明している。現在白鳥座ループの存在する場所には、非常に薄い星間ガス ($\sim 10^{-2}$ H/cc) の中に、密度の高い ($\sim 10^2$ H/cc) 星間雲が散在していた。そこを超新星による衝撃波が通過したため、 10^{-2} H/cc の部分は、 10^8 K に逆熱せられた。この高温のプラズマからの電子が、 10^2 H/cc の星間雲の中に拡散して行き、それら星間雲を熱して、可視光やX線で光っていると、考えるのである。この様に考えると、可視光フィラメントやX線で光っている部分が同じ場所に見えることは自然であり、これは星間物質の非一様性を反映しているものと考えられる。

そうすると、その放射するX線のエネルギーが異なる領域、例えば、L-band ($E \leq 0.4$ KeV) と、M-band ($E \geq 0.4$ KeV) とで、その放射する場所の広がり異なる事が期待される。即ち、L-band のX線は、 $\sim 2 \times 10^6$ K に、又、M-band のX線は、 $\sim 6 \times 10^6$ K までに熱せられた個所を示すと考えられる。Rappaport 等 [17] の得た地図は、ほとんどL-band のX線によるものである。これは、用いたミラーの反射率が、X線のエネルギーが高くなると大変小さくなるためである。

又、超新星の出現と共に作られると考えられるX線パルサーは、白鳥座ループでは確認されていない。パルサーが存在するかどうかは、星の進化上に大きな制限を課すので興味深い。しかし、白鳥座ループは、そのX線のほとんどが拡がった高温プラズマから来るので、パルサーを探すには、これらX線のバックグラウンドを除かねばならない。この様な観測のためにも、白鳥座ループ全体を長時間、よい空間分解能で観測する事が必要である。

以上のように、白鳥座ループからのX線の空間的情報と、そのエネルギースペクトルの情報が、白鳥座ループの研究、及び、星間物質の様子、及び、そこでのX線発生メカニズムの研究に重要である。

4. K-10-14 (CN) による白鳥座ループ観測装置

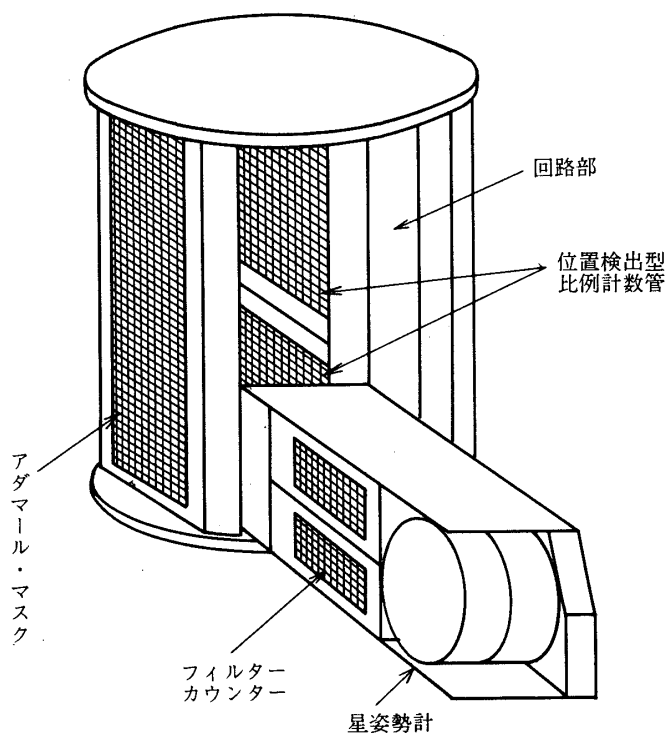
4.1 GXV

これまで、白鳥座ループについて行われた観測は、その多くが、一次元ミラーか [11] [12]、細長い視野のコリメーターを用いて、一次元的なデータを色々な方位角で測り、このデータを処理することにより、二次元的なX線スペクトルの空間構造を求めるものであった。又二次元ミラーを用いたものでも、Rappaport et al. [17] のものは、エネルギーの高いX線の反射率が悪く、その観測は、L-band (0.15~0.4 KeV) に限られたと言える。又、ANS による観測 [16] は Rappaport et al. [17] のものに比べると、観測エネルギー領域は広いが、空間分解能が悪い。この様な点を補い、さらに全体的な詳しいスペクトルの情報を得るために、以下の様な HTXT とフィルターカウンターとによる観測を計画した。

HTXT は鏡を使って結像する方式ではなく、scatter hole camera の一種であるので、鏡による反射率の変化のような、X線の入射方向による検出効率の大幅な変化はない。したがって、白鳥座ループのL-band、M-band について視野内で一樣な効率でデータを得る事が可能である。又、HTXT で得られない白鳥座ループ全体のスペクトルについての詳しい情報は、同時に搭載するフィルターカウンターによって得ることにした。このフィルターカウ

ンターは2台の比例計数管よりなり、1台は通常使用される1 μ mのポリプロピレン膜を使ったもので、他の一台はこの1 μ mのポリプロピレン膜に更にアルミニウムを、1500 \AA 蒸着し、これによりL-band X線の効率を下げたものである。この2台の検出器により、L-band, M-bandのX線を明確に分離し、そのスペクトルを知るものである。

K-10-14号機に搭載したHTXTとフィルターカウンターを図1に、その写真を図2に示す。この2種の観測装置を総称してGXVと呼ぶ。GXVは、観測ロケットの頭胴部のうち開頭部の下半分を占めており、その長さは380mmである。ロケットの機軸方向に2台のIPCが並んでおり、その前方210mmの位置に2次元アダマール・マスクがある。1台のIPCの大きさは、178mm \times 218mm \times 40mm(DEPTH)である。HTXTの視野は、IPCのすぐ前方の、厚さ7mmのスタックメッシュ方式のスラッツコリメーターにより、約13度 \times 13度(FWHM)に制限されている。



第1図 K-10-14号機に搭載したアダマール望遠鏡と、フィルター・カウンター(GXV)。フィルター・カウンターの横には、星姿勢計(STS)が、搭載されている。この部分は、ロケット発射時には、アダマール望遠鏡内に収納されていて、開頭後、モーターで展開する。

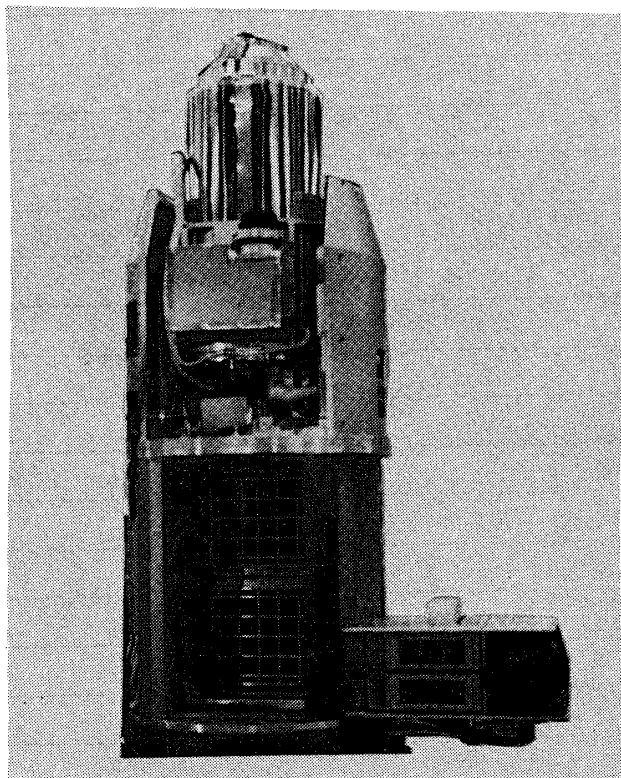
2個のフィルターカウンターは、星姿勢計と共に、打上げ時は、アダマール・マスクとIPCとの間の空間に収容されており、発射後約100秒で図1に示されているように展開される。1つのフィルターカウンターの大きさは、50mm×159mm×25mm (DEPTH) であり、それぞれ異なるフィルターがカウンターの前面にはられている。

GXVの視野の方向は、ロケット機軸と直角、ピッチ軸と逆方向になっている。IPCのうしろには、信号処理回路、ガス制御系(制御回路及び配管バルブ等)、及び高圧電源が配置されている。

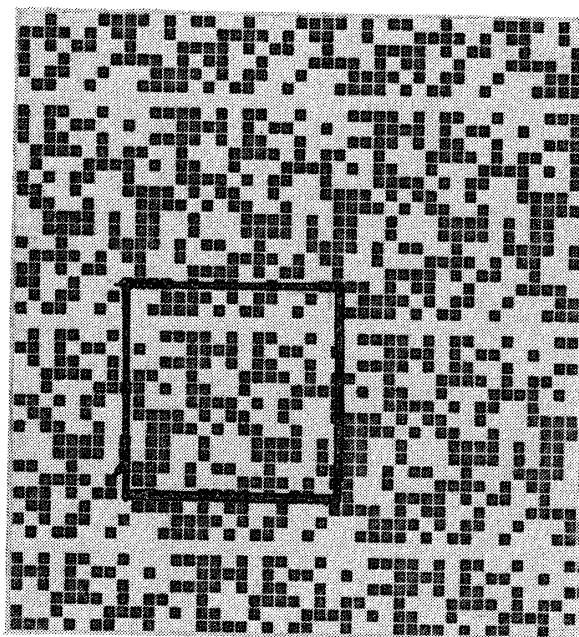
4.2 HTXT

アダマール・マスクは、255次元(15×17)が1サイクルのマルチプル・タイプである。その各セルの大きさは、1.5mm×1.5mmであり、したがって、その1サイクルは、22.5mm×25.5mmである。アダマール・マスクの後方210mmの位置にIPCが置かれているが、この位置分解能が、1.5mm×1.5mmとすればHTXTの角分解能は約27分角×27分角となる。アダマール・マスクは図3に示す。

HTXTの視野を制限するためのスラツコリメーターは、1.5mm×1.5mmの正方形の網目の金属メッシュを7mmの厚さに重ね、接着剤で固めたものである。したがって約13



第2図 K-10-14号機に搭載された観測装置。上より、赤外線望遠鏡(GIR)、白鳥座ループX線観測装置(GXV)及び星姿勢計(STS)



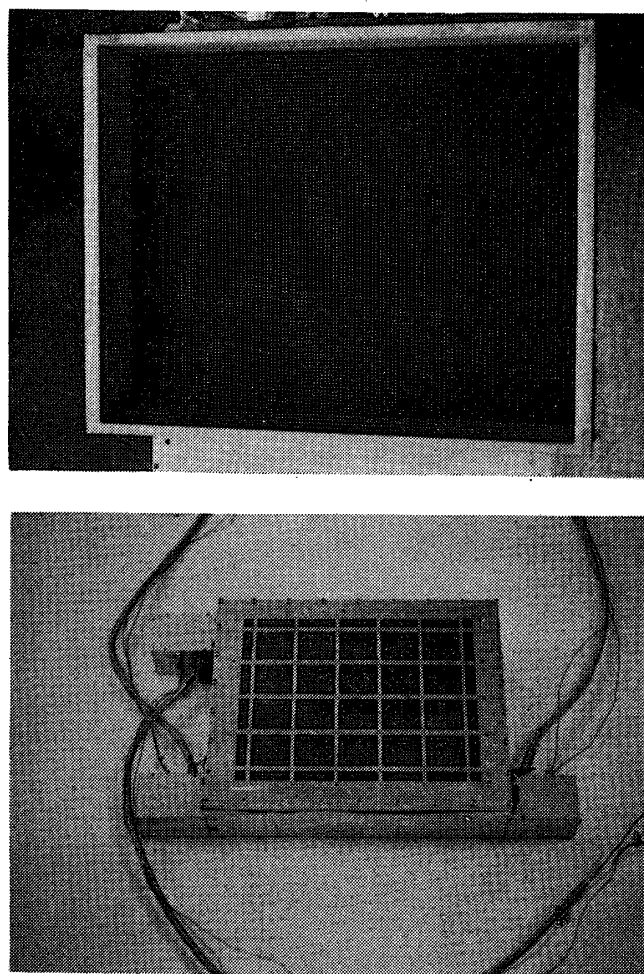
第3図 使用したアダマールマスクのパターン（黒い部分は、穴があいている）。枠で囲んである部分が1サイクルで、255の要素を15×17に並べてある。

度×13度（FWHM）の視野を持つことになる。但し、HTXTの1サイクル分の視野は約6.8度×7.7度である。

IPCは、図4に示すように、フレームで囲まれた25.5mm×28.5mmの窓を20個持っている。アダマール・マスクの1サイクル分は、22.5mm×25.5mmなので、1つの窓で1サイクル以上をカバーしている。これは、HTXTが1サイクル単位のデータが必要であり、窓のフレーム等により窓の周辺近くのデータに対するフレームの影響をなくすためである。20個の窓の周辺部の細長い窓の1つには、Cl-K及びMn-Kのキャリブレーション・ソースを入れ、常時IPCの動作をモニター出来るようになっている。フレームの幅は3mm又は4.5mmである。このフレームの下にはX線が入射することがないので、フライト中での1サイクル分のデータの区別が、データ処理により簡単に分るようになっている。

IPCの窓は、1.5mm角のメッシュ（メッシュの太さは0.1mm）で支持されたポリプロピレン膜である。これは、0.8μm厚のポリプロピレンに28μg/cm²のフォームバーをコートし、さらに38μg/cm²強のカーボンをコートしたものである。IPCには、1.3気圧の純メタンガスを封入ガスとして用いた。1台の計数管の有効面積は約149cm²である。IPCの種々のエネルギーのX線に対する検出効率を図5に示す。

白鳥座ループよりのX線のL-band, M-bandでの強度と、カウンターの検出効率より、

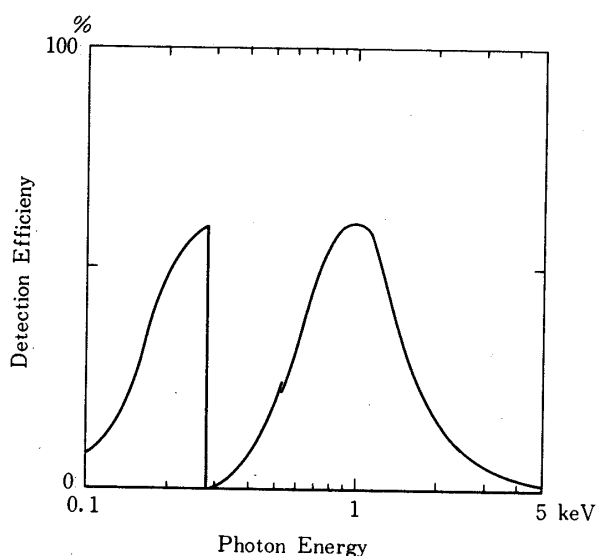


第4図 2次元位置検出型比例計数管 (IPC)

上：セラミック箱。下側のセンス・ワイヤが縦方向に、上側のセンスワイヤ、アノード、及び、アンチカウンターのワイヤが、横方向に張られている。(作業途中の写真であり芯線はすべて張り終えていない)。

下：完成したIPC。左上下と右下に付いている小箱は、プリアンプケースである。

このカウンターでのカウント数は、L-band, M-bandそれぞれ、 $2.5 \text{ counts/sec} \cdot \text{cm}^2$ と推定される。したがって 149 cm^2 の有効面積、アダマール・マスクの透過率 50% を考慮して、白鳥座ループよりの X 線に対し、カウンター 1 個当たり約 350 カウント/秒のカウントが得られる事になる。一方 diffuse X-ray background は $50 \text{ counts/sec} \cdot \text{sterad} \cdot \text{cm}^2$ として、カウンター 1 個当たり、約 150 counts/sec 又、spurious counts 及び、キャリブレーション



第5図 IPCのX線検出効率

オン・ソースによるカウント数は 100 counts/sec 程度である。以上より、カウンター 1 個当りの全カウントは 600 counts/sec 程度となる。

次に、この HTXT を用いて、白鳥座ループを観測すれば、どんな地図が画けるかを推定しよう。

いま白鳥座ループの全強度を S counts/sec \cdot cm 2 とすると、白鳥座ループ (直径約 3 度) を、 $20' \times 20'$ の小部分に分けたときの各部分の強度 I は、

$$I = \left(S \times \frac{20' \times 20'}{3^\circ \text{の円}} \right) \times \frac{A}{N} t$$

$$\approx 8.6 \times 10^{-2} t \text{ counts}$$

但し、 A は観測器の全有効面積 (cm 2)、 t は全観測時間 (sec)、 N はアダマール・マスクの次数 (ここでは 255) である。又、各部分につく誤差の大きさ ΔI は、

$$\Delta I = (2/N) \sqrt{\text{全カウント数}}$$

$$\approx 1.9 \times 10^{-1} \sqrt{t}$$

となる。ここで $t \approx 200$ 秒とすれば、白鳥座ループの $20' \times 20'$ の各部分は約 6σ 程度の S/N で観測される。L-band、もしくは、M-band のデータだけでも、これは、 4.5σ 程度となる。これに、ロケットの微少な動き等を考えると、さらによい角分解能の地図を作る事ができよう。又、白鳥座ループの強度の強い部分は、これ以上の S/N で観測できること

になる。

4.3 位置検出型比例計数管 (IPC)

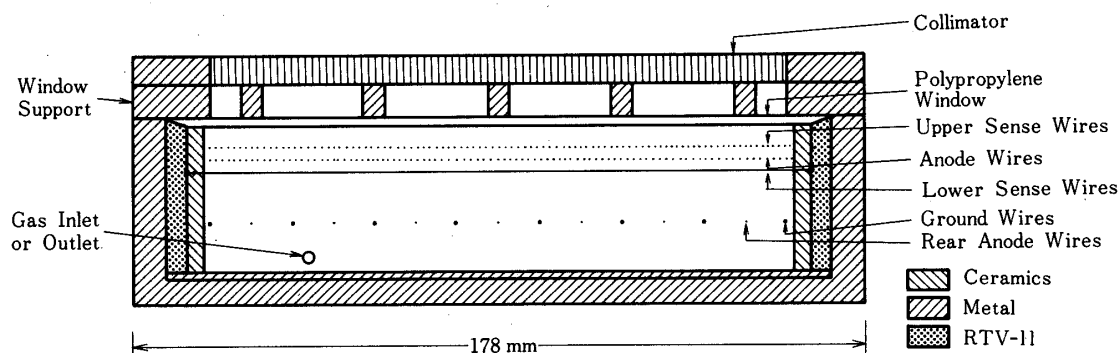
HTXT に使用した二次元位置検出型比例計数管 (IPC) の構造を図6に示す。IPCはセラミック製の内箱と、アルミ製の外箱より成っている。セラミック製の内箱の壁にはセンスワイヤー、アノードワイヤーをとりつけるため、1.5mm間隔に0.4mmφの穴があいており、外壁の穴の周辺はニッケルメッキされており、これにワイヤーをハンダ付けする。その様子を図7に示す。又箱の下部は、バックグラントを少なくするためアンチカウンターとして使用する比例計数管となっている。ワイヤーを張った内箱と外箱との間隙はRTV-11を充填し、放電を防止する。

IPC部のアノードには20μmφの金メッキタングステン線92本がはられており、この両端にそれぞれ100μmφのワイヤーが1本ずつ張られている。センスワイヤーは100μmφの金メッキタングステンを使用し、上側が95本、下側が119本である。これらセンスワイヤーの間に2mm×1mm×0.7mmの大きさの470Ωの抵抗値のチップ抵抗をとりつけ、RC伝送線方式[20]のIPCとして使用出来るようになっている。

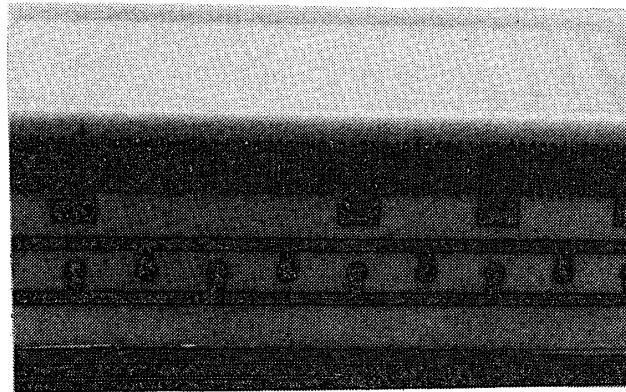
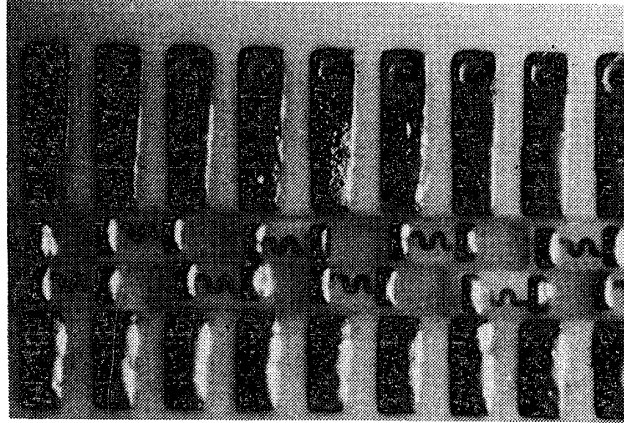
下部のアンチカウンター部には図6に示すように50μmφの金メッキタングステン線がはられており、交互にアノードワイヤーとグラウンドワイヤーとして使用される。このアンチカウンターはカウンターのガス増幅度のモニター用としても使用される。

カウンターに使用するガスとして、当初アルゴンに10%メタンを混入したPRガスを予定していたが、意図した位置分解能を得るためにガス増幅度を上げると、エネルギー分解能が悪化し、又放電を生じやすいため、この使用をやめ、純メタンガスを使用した(図8参照)。

IPCの製作で最も苦労したのは、ノイズの除去である。このIPCは高いガス増幅度で動



第6図 二次元位置検出型比例計数管 (IPC) の構造



第7図 セラミック箱のチップ抵抗接続部

上：写真中ほどに見えるのが，チップ抵抗で，大きさは， $1\text{mm} \times 2\text{mm}$ である．その上下が，メタライズ部，上側の穴は，センス・ワイヤを通す穴である．

下：センス・ワイヤをハンダ付けしたもの．

作させるため，顕微鏡でも見出すことが困難な芯線の汚れ・ゴミ・傷等がノイズの原因となる．したがってカウンターの組立て作業は，クリーン・ベンチの中で行い，芯線を張った内箱全体をエチルアルコール中に入れ超音波洗浄器で洗浄した．然しそれでも発生するノイズがあり，この発生場所の確定には，PRガスをフローさせながら高電圧をかけ，ノイズの発生個所がコロナ放電を起してかすかに光るのを，顕微鏡を用いて見付ける方法をとった．この除去はその芯線全体を交換することにより行った．

又セラミックの表面での高電圧のリークによるノイズも発生しやすい．このリークは，多

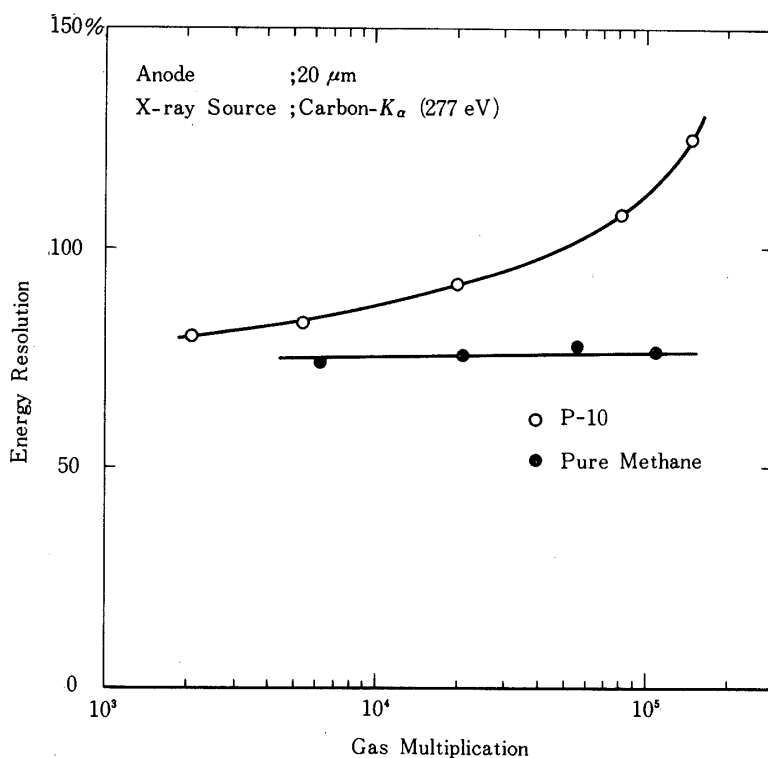
くの場合エココートにコーティングすることにより防ぐことが出来た。

製作したIPCの各種数値を表2に示す。なお窓の1 μm ポリプロレン膜については、すでにHTXTの項で記述した。

この様にして製作したIPCのC-K及びAl-K X線に対するエネルギー分解能と位置分解能を図9及び図10, a, bに示す。図9はIPCの中央部にX線を入射させたものである。場所によるゲインの違いはほぼ10%以内に入っている。IPC全面にX線をあてた場合のエネルギー分解能はC-Kで約80% (FWHM), Al-Kで約40% (FWHM)である。図10に示すように位置分解能は、入射X線エネルギーにより異なる。その半値幅はほぼ入射X線エネルギーに比例している。これは位置分解能の半値幅が主に熱雑音により決まるからである [22]。IPCの場所による位置分解能の差は、セラミックの壁から20 mm 以上離れた部分では、位置分解能の最もよい中央部の1.5倍以内であった。図10に示したデータの入射

第2表 characteristic for IPC

dimension	outside 218×178×52 mm ³ (including collimator) inside 180×144×38 mm ³
effective area	149 cm ²
energy range	0.1 keV~ 2 keV
counter gas	pure methane
gas pressure	912 mmHg (1.2 atm.)
window material	1 μm polypropylene + 28 $\mu\text{g}/\text{cm}^2$ Lexan Fomvar " " + 38 $\mu\text{g}/\text{cm}$ Carbon dag
anode wire	20 μm Au coated tungsten wire
sense wire	100 μm Au coated tungsten wire or Be-Cu wire
anti-counter anode wire	50 μm Au coated tungsten wire
anode wire gap	1.5 mm
sense wire gap	1.5 mm
anode wire layer and sense wire layer gap	3.0 mm
effective counter depth	6.7 mm
field of view	13°×13° (FWHM)
sense wire layer resistance	470 $\Omega/1.5$ mm
sense wire layer capacitance	~150 pF (upper layer) ~100 pF (lower layer)
typical operating voltage	4500V (anode wire) 300V (sense wire) 3400V (anti-counter anode)
energy resolution (FWHM)	80% at 277 eV (C-K), 40% at 1.49 keV (Al-K)
positinal resolution (FWHM)	2.5 mm at 277 eV, 0.7 mm at 1.49 keV



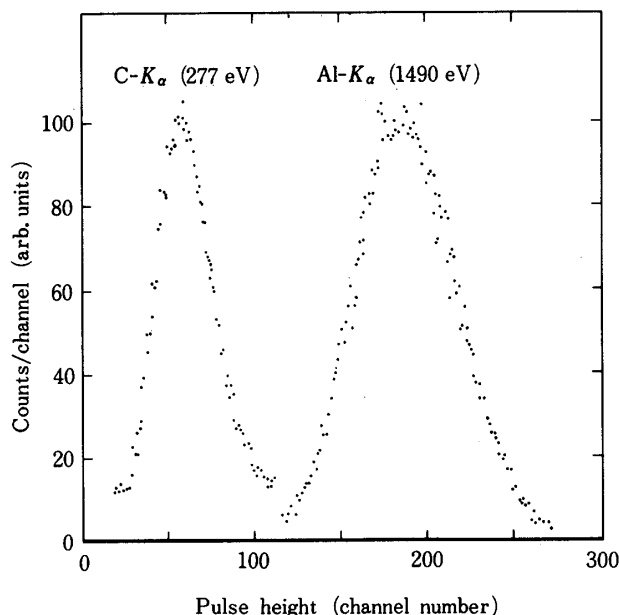
第8図 P-10ガスと、純メタンガスについて得られたガス増幅率と、エネルギー分解能の関係。純メタンでは、ガス増幅率を大きくしても、エネルギー分解能は悪くならない。

X線の拡がりは0.5 mm程度である。なお地上におけるIPCのバックグラウンドは約50 counts/secであった。

4.4 小型超軟X線発生装置

超軟X線を検出するカウンターを製作しその特性を調べる時、大変苦勞するのは、超軟X線が大気中では吸収されてしまうため、カウンター全体を真空槽の中に入れてテストする必要があることである。この様なことなしに大気中で手軽にテストを行えるように、小型の超軟X線発生装置を開発した。その概念図を図11に、写真を図12に示す。

この発生装置は、うすいポリプロピレンのスリット状窓があり、検出器のカウンター窓との間には、ヘリウムガスを流すことにより、超軟X線の大气中での吸収をなくす構造になっている。発生装置自体はロータリーポンプで真空に引きながらターゲットとフィラメント間に電圧を加えることによりX線を発生させる。ターゲットに炭素を使用する以外にも種々の金属を用いることにより、それら金属の特性X線を発生させ、これをテストに使用すること



第9図 実験に用いられたIPCで得られた、C-K X線、Al-K X線のパルスハイト分布。エネルギー分解能は、C-K X線で約80%、Al-K X線で約40%である。

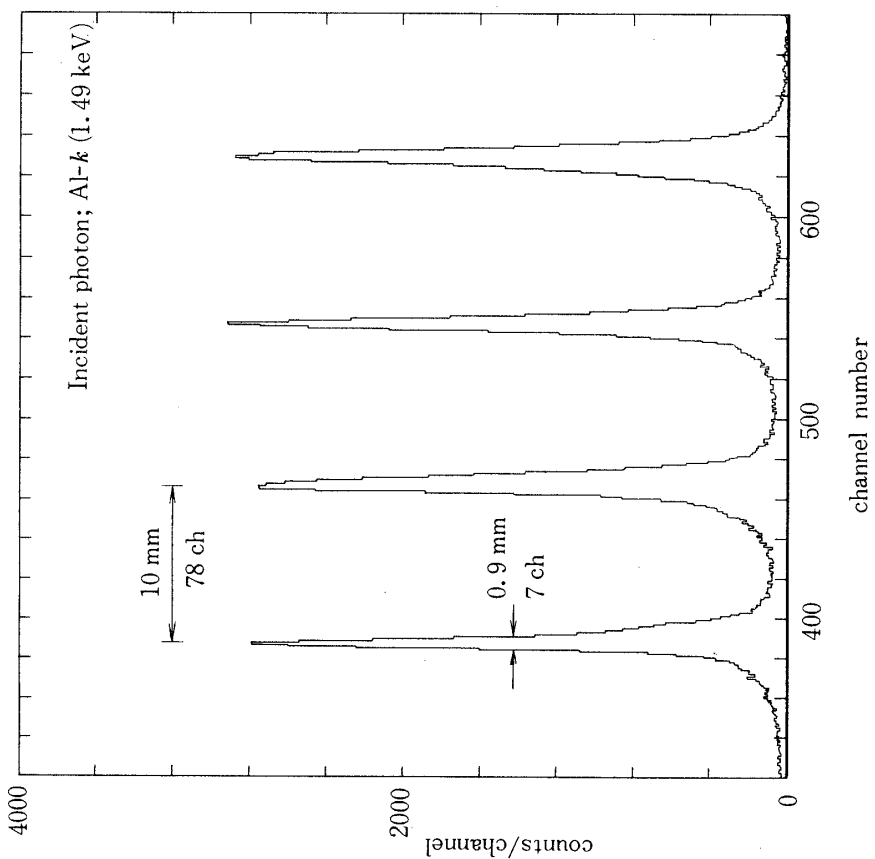
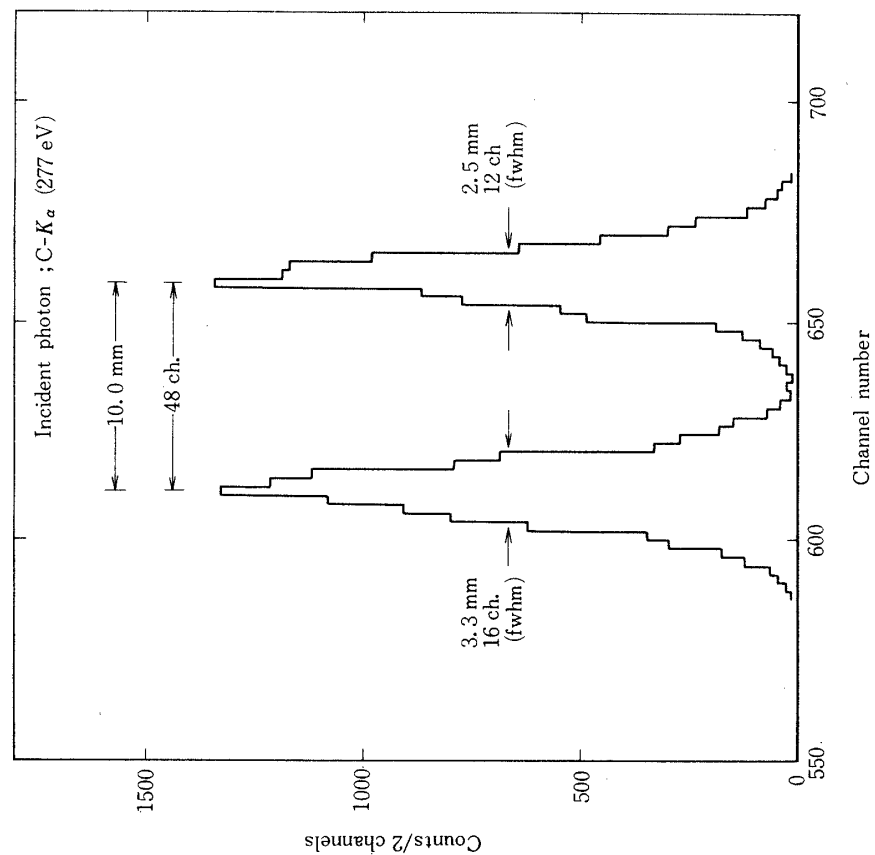
が出来る。例えば、Fe-L (705 eV)、Cu-L (933 eV)、Al-K (1.49 KeV) 等である。

4.5 フィルター・カウンター

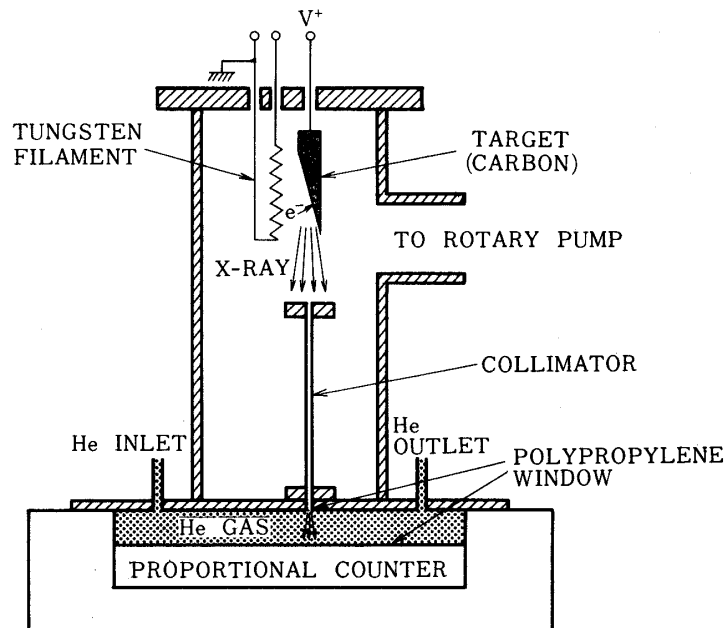
比例計数管のエネルギー分解能の悪さを補うために、フィルターを用いて入射X線のエネルギー範囲を制限する方法は、宇宙X線の観測でしばしば使用される。物質のK-吸収端を利用すれば、その前と後とではX線の透過率が、10倍以上異なる。0.1~2 KeVのエネルギー領域では、プラスチック薄膜が使用されるので、必ずC-K吸収端がフィルターの役目をして、感度のあるエネルギー領域が280 eV以下(L-band)と約0.4 KeV以上(M-band)の2つのエネルギーバンドに大別される。

この種の手法を用いた白鳥座ループの観測は、名古屋大学のグループによって、K-10-13号機により行われた。これは1 μm、1.5 μm、4 μmの3種の厚さのポリプロピレン膜をつけた比例計数管が使われた。この様に単に膜厚を変えたものでは、L-bandの感度が下がるとM-bandの感度も下り、M-bandのみのX線強度を導き出すことは容易ではない。

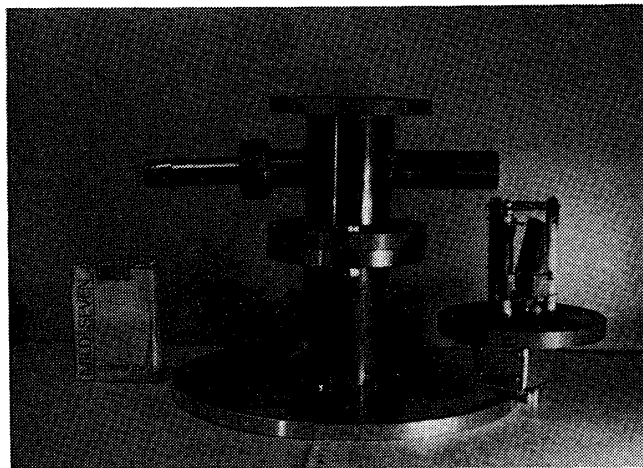
M-bandには、薄い高温プラズマからの強い輝線として、O VII (0.57 KeV)、O VIII (0.65 KeV)、Fe XVII (0.83 KeV) が期待される。名大で1.5 μmのポリプロピレン窓の比例計数管により観測された白鳥座ループのエネルギースペクトルを見ると、L-bandとM-bandの強度がほぼ同程度であり、比例計数管のエネルギー分解能が悪いためL-band



第 10 図 IPC で得られた位置分解能. 測定に用いた X 線源の広がり を考慮すると, C-K, Al-K についてそれぞれ, FWHM で 2.4 mm, 0.7 mm の位置分解能が得られている.



第11図 小型X線発生装置の概念図。C-K X線を用いる場合は、空気による吸収を避けるために、カウンターと発生装置の間に、Heガスを流す。



第12図 小型X線発生装置。フィラメント、ターゲット部を取りはずした所。左につき出ているのは、ピラニー・ゲージ。右のパイプは排気用パイプ。

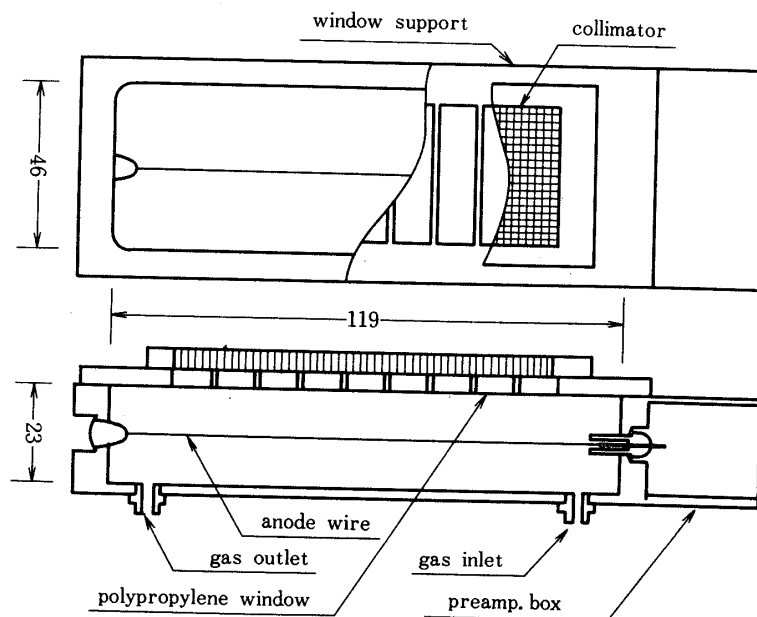
と M-band との間で相互にカウントのもれ込みがあり、この2つの band を分離することがむづかしい。

そこで我々は $1\ \mu\text{m}$ のポリプロピレン窓膜を使用した1本の比例計数管と、同じ膜を使用し、その膜の外側に $1500\ \text{\AA}$ の Al を蒸着して L-band の感度を低くした窓膜を使用し M-band を主に観測できる様にした他の1本の比例計数管を用いて白鳥座ループの観測を試みた。このカウンターでは、M-band の感度は $1\ \mu\text{m}$ のポリプロピレン窓膜のものと余り違わないが、L-band では積分感度で、約 $1/8$ になっている。したがって M-band のみの X 線のスペクトルを導くことが出来、どの輝線がどの程度寄与しているかを知ることが出来よう。

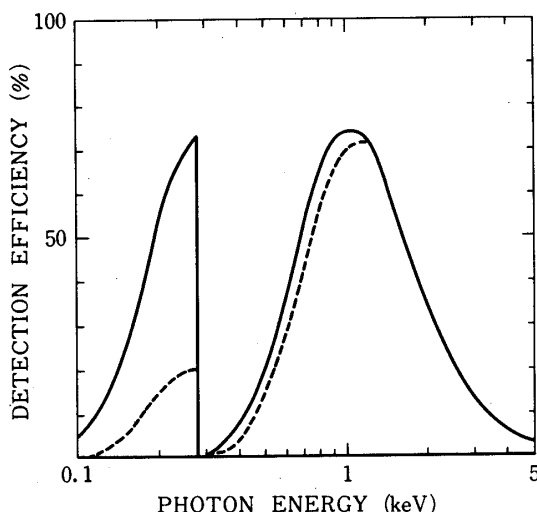
フィルターカウンターの視野は、スタック・メッシュ方式を用いて製作したスラツコリメーターで、HTXTと同じ $13^\circ \times 13^\circ$ (FWHM) に制限した。使用したフィルターカウンターを図13に示す。又カウンターガスとしては、メタンガス 1.1 気圧を使用した。この2種のカウンターの各種エネルギーの X 線に対する検出効率を図14に示す。

4.6 データのよみ出し回路

全く同一の IPC 2 台に対し、全く同じ2組のよみ出し回路を製作した。IPC の X 線の入射



第13図 フィルター・カウンター。X線入射窓に、 $1\ \mu\text{m}$ 厚のポリプロピレン膜を用いたものと、その上に、 $1500\ \text{\AA}$ の Al を蒸着したものの、2台用いた。



第14図 フィルター・カウンターのX線検出効率. 実線は, 1 μ m厚ポリプロピレン膜窓を用いたもの, 破線は, このポリプロピレン膜にさらに, 1500 \AA のAlを蒸着した窓を用いたものである.

位置のよみ出しは, Borkowski と Kopp [20]により始められた, RC伝送線方式を使用した. よみ出し回路のブロック図を図15に示す.

センスワイヤーは, X方向Y方向と2層あり, それぞれが, 470 Ω のチップ抵抗でつながっている. 但し, その両端には, 放電によるチップ抵抗の焼損を防ぐため, 4.7K Ω の抵抗を入れた. この両端に, プリアンプを設置し, その出力パルスの立ち上がり時間の差を検出して, 入射X線の位置を決定する. アノードワイヤーは, 一本の導線にまとめ, 1つのプリアンプにつながり, その出力波高により, 入射X線のエネルギーを決定する. アンチカウンターのすべてのアノードワイヤーも一本にまとめられ, 1つのプリアンプにつながっている.

X線がIPCに入射すると, 光電効果により作られた一次電子群は, 電場によりアノードワイヤーの近くまでドリフトし, 電場の強い, アノードワイヤー周辺で, 電子なだれを起し, 入射X線のエネルギーに比例した波高のパルスを, アノードワイヤー上に作る. 又, それと同時に, この電子なだれは, アノードワイヤーの上下のセンスワイヤー層に電荷を誘起する. この電荷は, センスワイヤーの持つ浮遊容量とセンスワイヤーの端につながっているチップ抵抗の列とで形成された, RC伝送線を通して両端のプリアンプに入る. このため, 両端のプリアンプの出力は, 電子なだれの位置により異なる立ち上がり時間を示す. この両端のパルスの立ち上がり時間の差が, 電子なだれの位置に比例している [20].

そこで, まずアノードのプリアンプからの波高をAD変換して, 5ビットのデータとし, 入射X線のエネルギー情報とする. 又, これと同時に, センスワイヤーの両端のプリアンプ

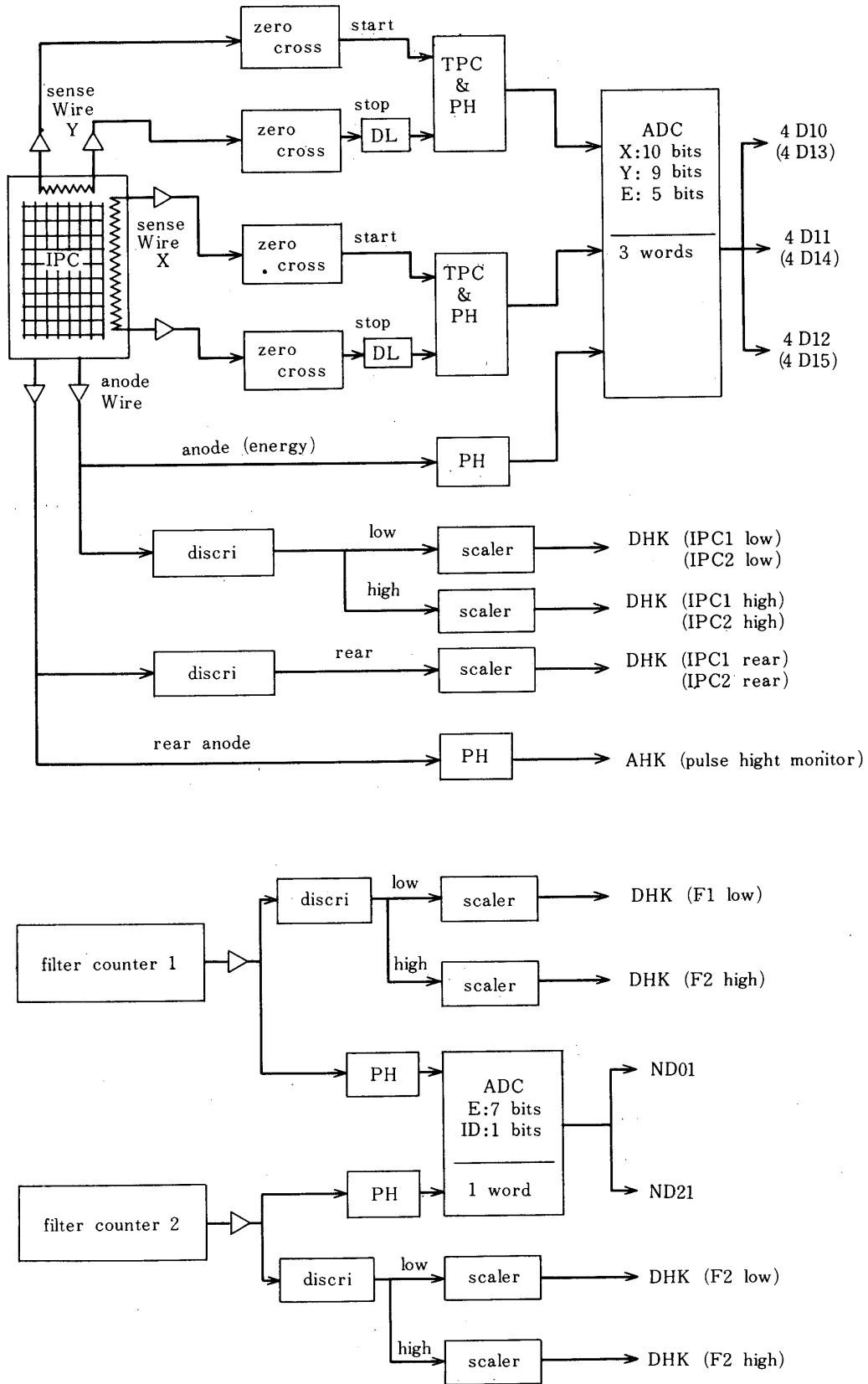
の出力を、それぞれ別の波形整形増幅器（整形時定数は、X方向 $1.5\ \mu\text{sec}$ 、Y方向 $2.0\ \mu\text{sec}$ を用いた。）に入れ、立ち上がり時間の情報を信号のゼロクロス時刻になおし、このゼロクロスの信号の一方を、TPC（Time to pulse height converter）のスタート信号に、他方を一定時間遅らせてストップ信号に使用し、おくれの時間を波高に変える。これをX方向（約 $180\ \text{mm}$ ）についてはAD変換により10ビットの入射X線の位置情報としY方向（約 $150\ \text{mm}$ ）は9ビットの位置情報とする。以上合わせて1ケの入射X線に対して、3ワード（ただし、1ワード=8ビット）の情報とする。

この情報は、1旦16段のFIFOバッファレジスタに入れられ、800サイクルの速さでテレメーターに読みとられる。このため、 $800\ \text{counts}/\text{sec}$ 迄は、ADCの変換時間（ $\sim 100\ \mu\text{sec}/\text{event}$ ）以外にデッドタイムは生じない。4.2で述べたように、白鳥座ループの観測時のカウント数は、 $600\ \text{counts}/\text{sec}$ と考えられるので、IPCによるデータは、ほとんどすべてがテレメーターへ伝送される。ADCの変換時間により生じるデッドタイムのため、X線検出効率は約97%となる。又、アノードワイヤーの、ロー（LOW）ディスクリ以上のパルスを計数器によりかぞえ、テレメーターへ伝送している（デジタルモニター）。この場合のパルス処理時間は、約 $10\ \mu\text{sec}/\text{event}$ である。したがって、デッドタイムのほとんどないカウント数を知ることできる。

なお、アンチカウンターからの信号は、ローディスクリ以上のパルスをIPCのパルスに対するアンチパルスとして使用しバックグラウンドカウントを除くと共にその数を計数器で数える。又、 ^{55}Fe からのX線と考えられる範囲の信号は、テレメーターへ送り、8ビットのパルスハイト情報に変換される。その最大計数率は、IPC1台あたり、 $24\ \text{カウント}/1.28\ \text{秒}$ である。これにより、 ^{55}Fe のキャリブレーションソースのパルスハイトの時間変化を知り、カウンターガスの状態を知ることが出来る。

2台のフィルターカウンターは、各々一本のワイヤーからのパルス波高をAD変換して、7ビットのエネルギー情報とし、これに、どのカウンターからの信号であるかを示すIDマーク（1ビット）をつける。この8ビットの信号を16段FIFOバッファレジスタに入れ、400サイクルで、テレメーターに出力する。白鳥座ループを観測した場合、使用した2台のフィルターカウンターは合計 $300\ \text{counts}/\text{sec}$ 程度の計数率となる。こうして検出できるX線の信号は、ADCの変換時間（ $\sim 25\ \mu\text{sec}/\text{event}$ ）のデッドタイムだけとなり、ほとんどすべて処理し、伝送できることになる。

テレメーターへ送る情報は、以上のIPCの波高情報、位置情報（4800ワード/秒）、フィルターカウンターの波高情報（400ワード/秒）以外に、デジタルモニター（DHK）（200ワード/秒）、及びアナログモニター（AHK）（50ワード/秒）とがある。DHKとして、IPCのアノード出力パルスのうち、ローディスクリを越えたパルスの計数率、ハイ（HIGH）ディスクリを越えたパルスの計数率、及び、アンチカウンターの計数率、フィルターカウンターのローディスクリを越えた計数率、ハイディスクリを越えた計数率を送る。これらの伝送出来る最大計数率は $3200\ \text{counts}/\text{sec}$ 、又は、 $6400\ \text{counts}/\text{sec}$ である。これより、ADC等の変換時間、テレメーターの伝送ロス等の影響のない真のカウント数を知ることが出来る。



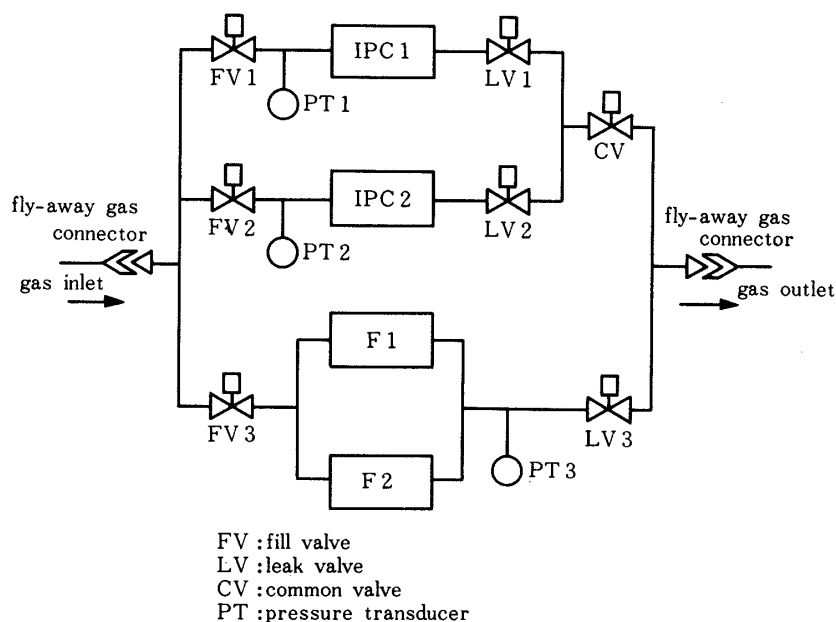
第15図 IPC, フィルター・カウンターの信号処理回路

AHKは、そのほとんどが、IPCのアンチカウンターの出力パルスの波高値を送る。このパルスの多くは、IPCに備えられた ^{55}Fe のキャリブレーションソースからのX線のパルスであり、これより、ロケット飛翔中のカウンターガスの変化を知る事ができる。テレメーターへの伝送頻度は、各IPCにつき24例/1.28秒で、8ビットの波高情報として伝送する。この他のアナログ情報として、カウンターに使用する高圧電源(5台)、及び、カウンター内のガス圧をモニターする圧力計(3台)の出力を、1.28秒ごとに8ビットの情報にして伝送する。

この他、高圧電源のON、OFF、展開系のためのワイヤーカッターのON、OFF、展開系の動作確認、キャリブレーションモードの確認のためモニタービットをそれぞれ1ビットづつ持ち、テレメーターで伝送している。

4.7 その他の付属装置

IPC及びフィルターカウンターは、共に純メタンガスを使用した。GXVには、メタンガスのための入力、及び出力の、2本のガスパイプが出ており、これらは、ロケットの側壁のフライアウェイ・ガス・コネクタに接続されている。メタンガスは、このコネクタを通してフローさせる。GXVの内部のガス系のブロック図を図16に示す。合計7ヶのガスバルブを備えており、これらのバルブは、ロケット外部の第2リード地点より制御できる。



第16図 GXVのガス系

ロケット打ち上げ約1時間前に、外部から供給する電源でバルブを開け、メタンガスを流す。打上げ3分前に着脱コネクタが引きぬかれ、その後は、内部電源によりバルブを制御してガスを流し続け、発射10秒前に、すべてのバルブを閉じ、発射する。

図16に見られるように、GXV内で、ガスは4本の平行した流れとなっている。この4本の系統の流れの抵抗が同等でないため、ガスフローの効率が良い物と悪い物とがあった。今後のガス系の改良点の一つである。

高圧電源は、IPCに4台、フィルターカウンターに1台使用した。このうち、フィルターカウンター用の高圧電源は、GXVに電源が入ると同時にONとなる。したがって、フィルターカウンターは、高圧電源ONの状態でのロケットを発射した。IPC用の高圧電源は、発射以前は、外部からそのON-OFFを制御でき、発射時はOFFとし、発射後50秒で、タイマーによりONとなる。

ロケット飛翔時のカウンターのエネルギー、位置のキャリブレーションとして、IPCでは、そのカウンターに付けられた ^{55}Fe 及びCl-K X線源よりのX線パルスを常時モニターした。 ^{55}Fe からのX線は、主に、アンチカウンター部で検出され、AHKにより、その波高を知る。又、Cl-K X線は、IPCカウンターの隅につけられており、その付近でのエネルギー、及び位置情報を常に伝送しており、これより、ガス増幅、位置よみ出しの情報を常時得る事ができる。フィルターカウンターには、各々のカウンターに ^{55}Fe のX線がとりつけられている。常時は、 ^{55}Fe からのX線が、5.9 KeVで、高エネルギーのため、フィルターカウンターの波高分析の範囲外にあり、計測されることはない。ロケット発射後96秒及び、367秒後に、各々約20秒間、アンプの増幅率を約5分の1に下げ、 ^{55}Fe からのX線パルスを波高分析範囲に入れ、そのパルス波高を、128chに分割し、テレメーターで伝送する。

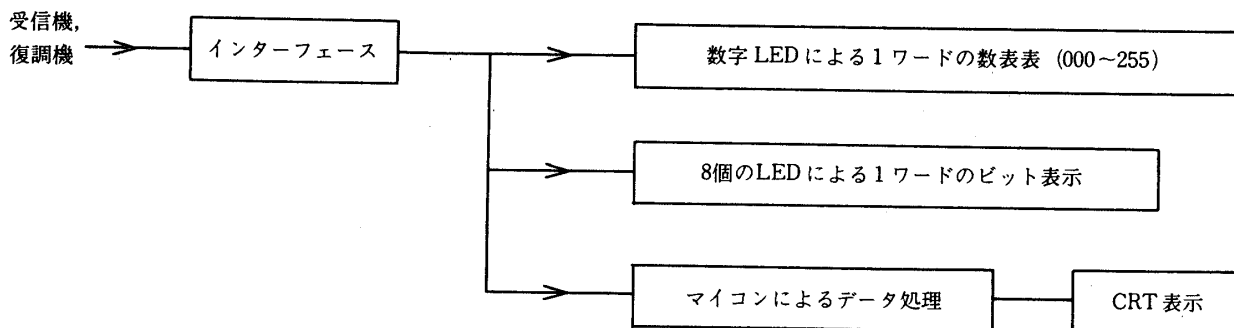
フィルターカウンターは、CCDを用いたスターセンサー(STS)と共に、展開アームに組込まれている(図1参照)。発射時は、この展開アームは、IPCの前に収納されており、発射後96秒で展開アームのロックがはずれる。同じく、98秒でモーターにより、展開が始り、約10秒の後展開を終了する。これら展開の過程は、すべてマイクロスイッチを用いたモニター系によりモニターされ、その情報は、地上に伝送される。

5. 地上データ処理装置

ロケット飛翔中、テレメータで送られて来たデータはKSCのテレメータ受信機で受け復調される。地上データ処理装置はこの復調されたデータを取り込み、リアルタイムでそのデータを処理し、その結果の表示を行なう装置である。この装置はまたロケットに搭載するデータの読み出し回路よりの、テレメータへ送られるデータを直接取り入れ、テレメータで復調されたデータの取り込み時と同様のリアルタイムでのデータ処理を行なうことができ、ロケット搭載装置の飛翔前のテストにも使用できるものである。

この処理装置の構成は図17に示す。以下、

- 1) テレメータ・フォーマット
- 2) データの取込みの方法
- 3) 任意のアドレスのデータのLEDによる数字表示及びこの数値のアナログ変換



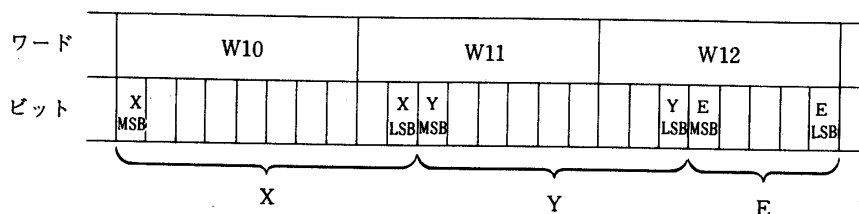
第 17 図 地上データ処理装置の構成

4) 取込んだデータのマイクロコンピュータによるデータ処理の順で説明する。

1) テレメータ・フォーマット

1ワードは8ビット, 1フレームは64ワード, 1サブフレームは4フレームから成る。1フレーム中のワードのアドレスは図 18 で示すように W_{nm} (nm は8進数) で表わされる。GXVのデータは図 18 の太線で囲んだワードを使って送られる。

W00	W01	W02	W03	W04	W05	W06	W07	W10	W11	W12	W13	W14	W15	W16	W17
W20	W21	W22	W23	W24	W25	W26	W27	W30	W31	W32	W33	W34	W35	W36	W37
W40	W41	W42	W43	W44	W45	W46	W47	W50	W51	W52	W53	W54	W55	W56	W57
W60	W61	W62	W63	W64	W65	W66	W67	W70	W71	W72	W73	W74	W75	W76	W77



第 18 図 テレメータ・フォーマット

W_{01}, W_{21} ……フィルターカウンターのデータ。LSBが“1”ならばフィルターカウンター1（以下F1と略す）のデータであり、LSB“0”ならばフィルターカウンター2（以下F2と略す）のデータである。

W_{22} ……DHKデータ。その内容は次に示すような順で1フレームごとに異なり、16フレームの周期で送られてくる。

1. 同期パターン=(F0)
2. IPC-2のハイディスクリを超えたパルス数
3. IPC-2のアンチカウンターのパルス数
4. F1のハイディスクリを超えたパルス数
5. IPC-1のアンチカウンターのパルス数
6. IPC-1のハイディスクリを超えたパルス数
7. F1のローディスクリを超えたパルス数
8. IPC-2のローディスクリを超えたパルス数
9. F2のローディスクリを超えたパルス数
10. IPC-1のローディスクリを超えたパルス数
11. 7と同じ
12. 8と同じ
13. 9と同じ
14. 10と同じ
15. F2のハイディスクリを超えたパルス数
16. モニターワード。各ビットの状態が“1”の場合の意味を記す。（“0”の場合はその逆）

MSB ……展開部のモータオフ

2nd ……ガスフラッシュ中

3rd, 4th ……2ndと同じ

5th ……キャリブレーションオフ

6th ……展開部異状なし

7th ……展開部閉じている

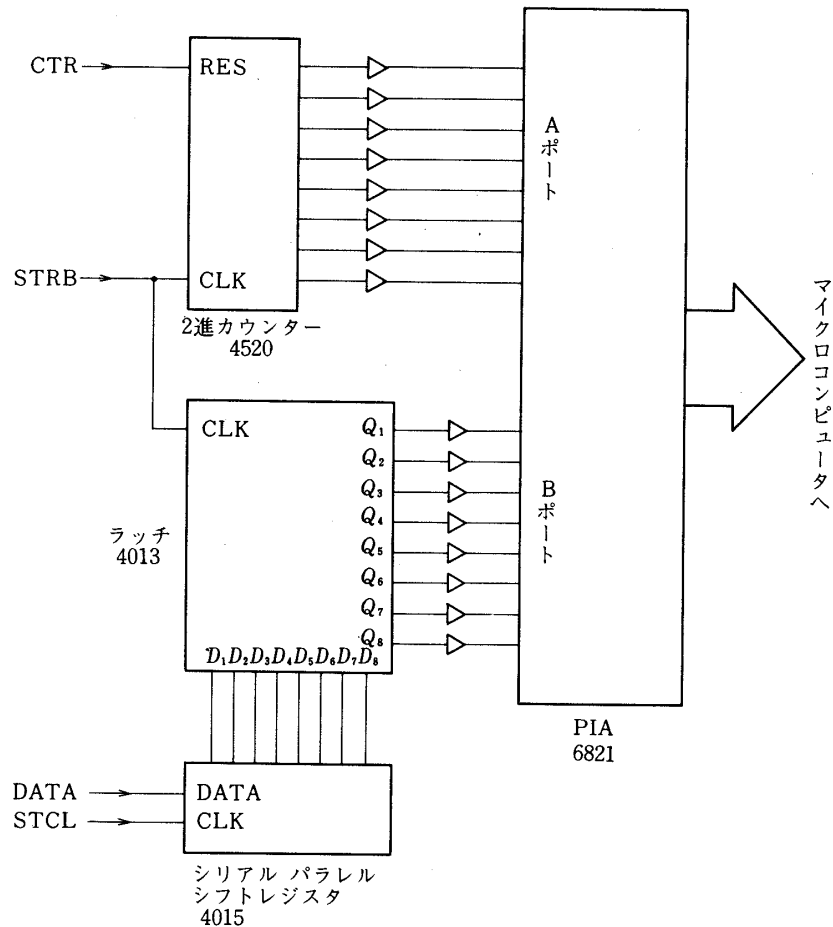
LSB ……高圧オフ

W_{10}, W_{11}, W_{12} ……IPC-1のデータ。この3ワードを使い、図18のように位置X, Yにそれぞれ10ビット, 9ビット, エネルギーEに5ビット使って送られてくる。 $W_{30} \sim W_{32}, W_{50} \sim W_{52}, W_{70} \sim W_{72}$ も同様なIPC-1のデータである。

W_{13}, W_{14}, W_{15} ……IPC-2データ。IPC-1の場合と同様である。 $W_{33} \sim W_{35}, W_{53} \sim W_{55}, W_{73} \sim W_{75}$ もIPC-2のデータである。

2) データの取込みの方法

データの取込み回路のブロック図を図19に示す。まずPIA (Peripheral Interface Adapter) のAポート, Bポートは共に入力となるようにプログラムで設定する。8ビットの2



第 19 図 マイクロコンピュータへのデータ取込み回路ブロック図

進カウンターは STRB 信号（データの 1 ワードごとに出るパルスでワードの区切りを示す）の個数を数え、CTR 信号（1 サブフレームごとに 1 個のパルス）ごとにクリアされている。したがってこの 2 進カウンターは DATA のアドレスを示しており、1 サブフレーム分のデータがそれぞれ 0 ~ 255 の数字で対応づけられる。このアドレスを示す数値は A ポートに入る。一方 DATA は 8 ビットのシリアル・パラレル・シフトレジスタにより、直列データが並列データに変換され、STRB 信号によりラッチされ B ポートに入る（STCL は 1 ビットのシフト用クロック）。このようにして PIA の A ポートにはアドレスが、B ポートにはデータが入れられ、これがテレメータ信号の入力にしたがって次々にくり返されている。そこで望みのデータが来たかどうか、すなわち A ポートが望みのアドレスを示したかどうかをソフトウェアで調べ、望みのアドレスである時に B ポートのデータをマイクロコンピュータに取込み、データ処理をすることになる。

3) 任意のアドレスのデータの LED による数字表示及びこの数値のアナログ変換

希望するアドレスのデータを任意のコミュテーション（1フレームに4回（4S）、1フレームに2回（2S）、1フレームに1回（N）、1サブフレームに1回（ $\times 1/4$ ））で取込み、数字として表示させることによりテレメータのデータがどんな値になっているかを知りたい時に使用するものである。但しデータの数値が絶えず変化しているので、取込んだデータをすべて表示するモードの他に、表示するデータを1秒ごとにサンプルし1秒間その数値を表示し続けるモード、及びある時点のデータをそのまま表示し続けるモードがある。

この回路は機能上2つの部分に分かれている。ひとつは送られて来た直列データを8ビットの並列データに変え、LED、DA変換器（DAC）に送る準備をする部分であり、他のひとつはディップスイッチにより指定されたアドレスのデータ伝送をLED、DACへ指示する部分である。このブロック図を図20に示す。

まず始めの、直列データを並列データに変換する部分について述べる。これは2)のBポートへのDATA取込みと同様に、DATAはSTCL信号（Shift Clock）によりシフトレジスタで直列から並列に変換される。次にこの2進8ビットのデータはBCD（Binary Coded Decimal）に変換される（2進よりBCDへの変換回路はTTLなのでバッファ回路を通して信号の受渡しが行われている）。BCD信号はCMOS 4511に渡されLEDをドライブする。この4511の回路は入力BCDのラッチ、7セグメントLED表示のためのデータ変換、LEDドライバーの3つの働きをする。この様にしてLED表示が行われるが、一方DACへは2進8ビットの並列データがそのまま送られる。

次に第2のデータ伝送を指示する回路である。この回路はSTRB信号の個数を数え、その数がディップスイッチの設定数字と同じ数字になった時、データをラッチせよと言う信号を作成する。STRBの信号は2進カウンターで計数し、CTRによりリセットする。この8ビットの出力はディップスイッチの設定にしたがってビットごとに適当にインバートされ8入力NORに入る。こうしてディップスイッチの指示にしたがってNORの出力がハイレベルになる時刻が決まる。以上で1サブフレーム上のワードの選択ができるが、どのようなコミュテーションを選ぶかは図20に示すように別のディップスイッチで指示する。NORの出力は、単安定マルチバイブレータをトリガーし、この出力が4511等のラッチ信号となる。

次に8ビットLED表示（ W_{22} の表示）について述べる。

テレメータ・フォーマットで述べた様に11種類のDHKデータは W_{22} を用い、それぞれ4サブフレームを周期として送られてくる。これらのDHKデータには各ビットが独立に意味を持つものもあるため、8個のLEDを用いて表示することが必要である。このための回路図を図21に示す。シフトレジスタにより直列から並列に変換された2進8ビットのデータはラッチ回路を通してLEDに接続している。

W_{22} を選択し、さらにこれの4サブフレームごとのデータを表示するため、まず2進カウンターでSTRB信号の数を数える。このデータをINV回路、AND回路を用いて W_{22} のデータの時、信号パルスを出す様に回路を構成する。さらにこの信号を4サブフレームごとのパルスとするため、2進カウンター（4040）で計数しこれにより11種のデータのうちのどのデータを表示するかを決定する。このデータの選択は2進カウンター（4520）のすべての出力がハイレベルになる時により行われる。このためこの2進カウンターをスイッチにより

1つずつ余計に進めることにより順々に11種類のデータを選べるようになっている。

4) 取込んだデータのマイクロコンピュータによるデータ処理

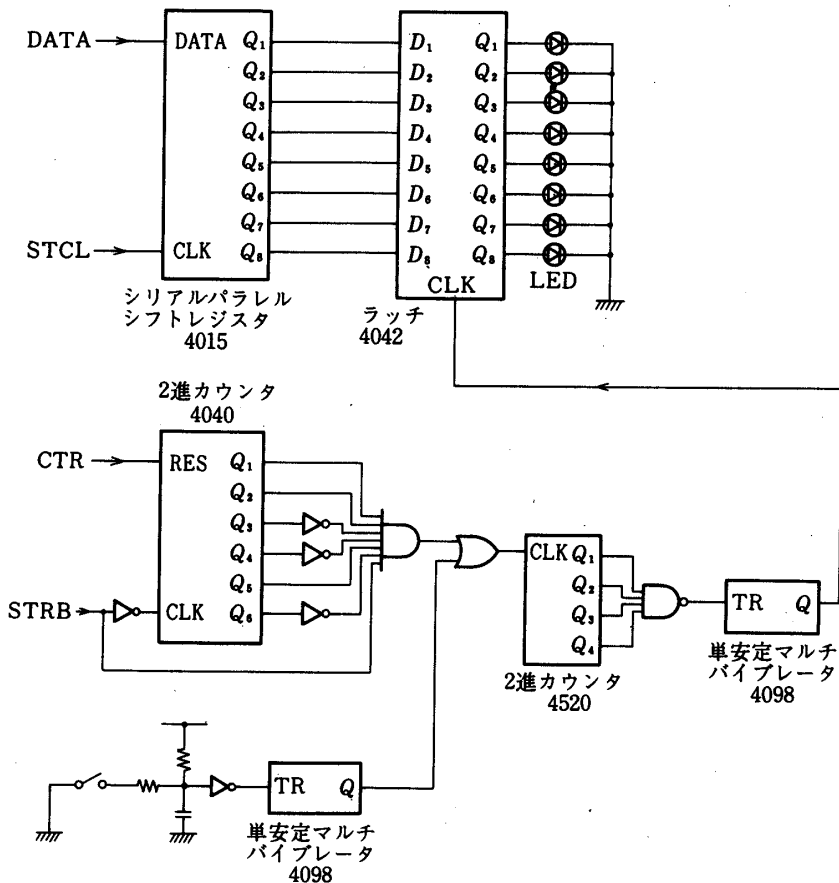
マイクロコンピュータで次の様な処理をリアルタイムで行なえるようになっている。

a) プログラム NO. 1

どちらか一方のIPCへの、入射X線の入射位置のXY2次元表示と、これらX線をひとまとめにしたエネルギースペクトル表示、及びフィルターカウンター1及び2に入射したX線のエネルギースペクトルを表示するための処理プログラムである。(メモリ容量が不足すること及び処理時間が不足することのために、IPC-1,2のデータは同時に集録し処理することはできない。)

上の処理をするにあたり、次のパラメータを指示することができる。

- これまでにストアされているデータをクリアするかまたはその上へ集積するか。
- IPC-1かIPC-2かのどちらかの指定。
- データ集積の時間の指定(5秒単位)。
- IPCの面上でどの範囲に入ってくるX線を処理し2次元及びスペクトル表示をするか。

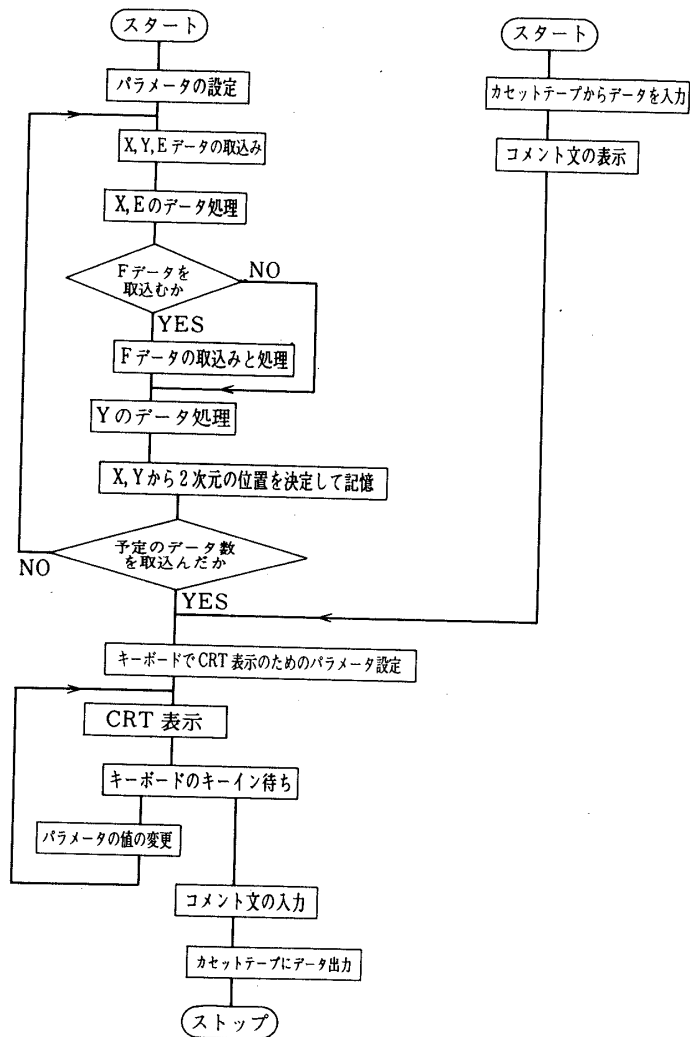


第21図 データの8ビットLED表示回路ブロック図

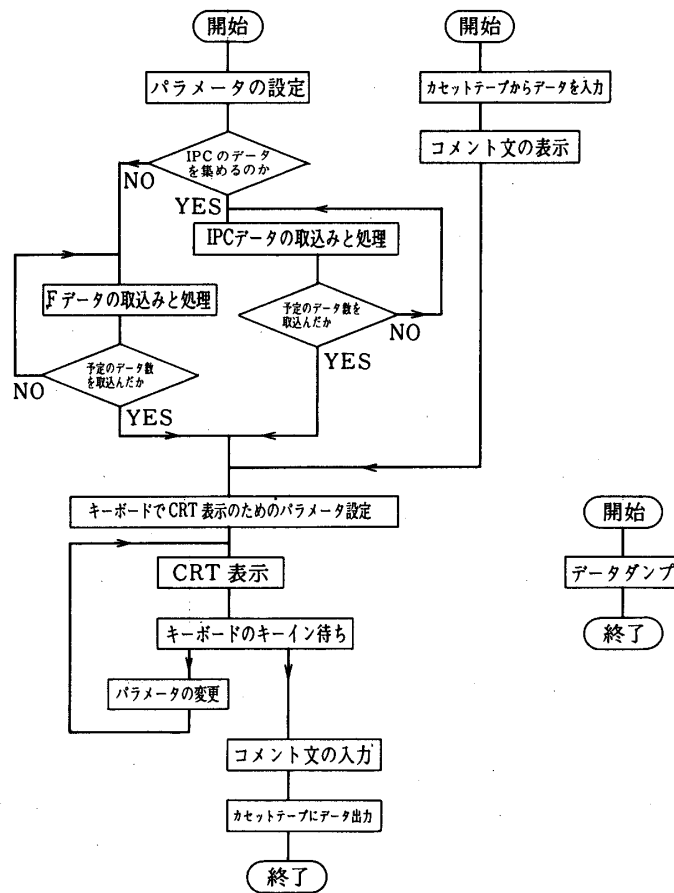
- IPC 入射 X 線のエネルギーの上限値, 下限値の指定 (2 次元表示及びエネルギースペクトル共).

以上のパラメータの設定によりデータの集録を開始するが, これら処理の結果をテレビ画面に表示する時, 次のパラメータを変更できる.

- IPC の X Y 2 次元表示で場所ごとのカウント数の下限値の設定 (それ以上のカウントのある所は輝点が表示される).



第 22 図 IPC の 2 次元的処理及びフィルターカウンターのデータ処理プログラム (プログラム NO.1) のフローチャート



第23図 IPCの1次元的処理及びフィルターカウンターのデータ処理プログラム（プログラムNO.2）のフローチャート

- IPC, フィルターカウンターのエネルギースペクトルについてチャンネルあたりのカウント数のスケールの指定

以上の他, コメント文をつけてオーディオカセットテープにデータを出力するプログラム, カセットテープよりマイクロコンピュータのメモリにデータを入力するプログラムが入っている。

プログラムNO.1のフローチャートを図22に示す。

b) プログラムNO.2 (フローチャートは図23)

IPC 1及び2の位置データのX, Y1次元表示(頻度分布の表示)及び全体のエネルギースペクトルの表示またはフィルターカウンター1及び2のエネルギースペクトルの表示を行なうための処理プログラムである。

上の処理をするにあたり次のパラメータを指示することができる。

- これまでストアされているデータをクリアするか, またはそのデータの上にさらに集積

するか。

- IPCのデータを集めるのかフィルターカウンターのデータを集めるのかの指定。
- データの集積時間の指定(1秒単位)。
- IPCのX, Yデータのそれぞれのエネルギー上限値及び下限値。

以上の設定でデータ処理を行ない、テレビ画面に表示する時、チャンネルあたりのカウント数のスケールの指定、1チャンネルにまとめるデータの数の指定を行なうことができる。またコメント文をつけてカセットテープにデータを出力するプログラム、カセットテープよりマイクロコンピュータのメモリにデータを入力するプログラム、メモリ上のデータを10進数に変換してテレビ画面上にダンプするプログラムが入っている。

6. 飛翔結果

姿勢制御装置を備えた観測ロケットK-10-14号機は、正常に飛翔し、搭載機器も順調に作動したが、姿勢制御装置の不具合により観測目標である白鳥座ループを捕えることはできなかった。観測により得られたデータは現在解析中であるが、以下にその暫定的な結果を示す。

◦ HTXT

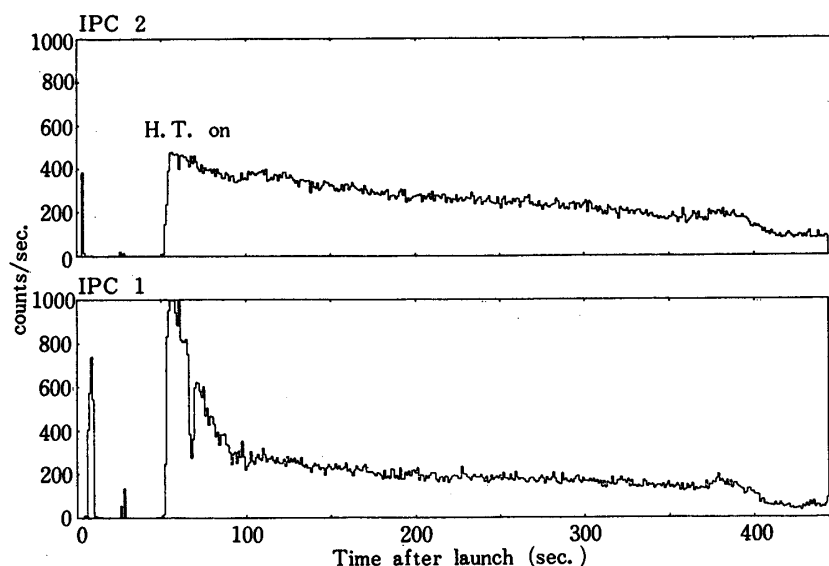
発射約5時間30分前から打上げ作業に入り、その間約1時間30分程度にわたってメタンガスをフローさせた。しかし打ち上げ時近くになってもガスフローが充分でなく、IPCの一部に放電と見られる現象が認められたため、打ち上げ時刻を約10分間延期した。その間のガスフローにより数個所に存在した放電もほとんどなくなった。発射後50秒でHTXTの高圧電源が入り観測状態に入った。2台のHTXTのカウント数のヒストグラムを図24に示す。これからわかるように高圧電源が入った後しばらくして安定な動作状態になったのがわかる。このうちさらに位置データの解析によれば一台には一ヶ所、もう一台には3ヶ所で放電しているのがわかった。これらの強度は100 counts/sec程度である。これを除けばHTXTのカウント数はdiffuse X-ray, spurious background及びキャリブレーションソースとから期待されるカウント数(～250 counts/sec)に一致している。

◦ フィルターカウンター

フィルターカウンターのカウント数のヒストグラムを図25に示す。これからわかるようにカウンターは正常に動作したが、一台が電波干渉によりデータの約半分が失われた。又よみ出し回路の論理のため他方の波高データも同じ分だけ使えなかった。2台の検出器からの期待されるX線強度が異なるときには今回のようなデータ伝送方式にするのが有利と考えられたが、電波干渉に対してはたいへん危険であったといえる。飛翔中2回にわたり、行なったキャリブレーションによれば、カウンターのゲイン変動は5%以下であったことがわかった。

◦ 姿勢制御装置

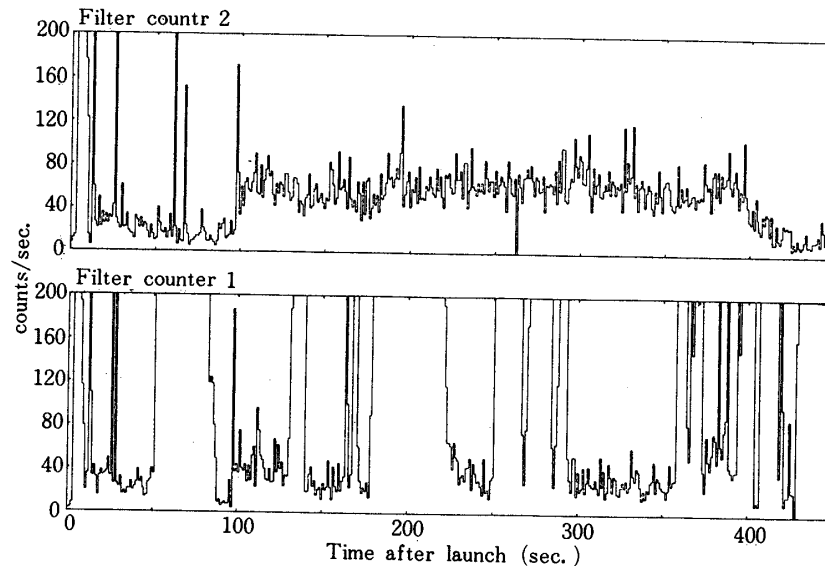
K-10-14号機に搭載された姿勢制御装置は2自由度ジャイロ(コマ)1個とスピン安定プラットフォーム(スピントーブル)1台とを備えたシステムである。コマの軸は絶対空間上の一点(ロール軸)を指向しており、スピントーブルがそのまわりの回転角の基準方向



第24図 IPCから得られたカウント数の時間変化，時間とともにカウント数が減少しているのは，カウンター内の一部で生じた放電がおさまってきたからである。

(ピッチ軸)を指向することにより3軸制御の基準系とするものである[21]。

今回はGXVとGIR(赤外線望遠鏡)との要求を満たすためロケット機軸を約 90° 動かさねばならなかったため、ジャイロの初期設定角を注意深く決める必要があった。この装置で設定しなければならないジャイロ角はロール、ピッチ、ヨー角の3つであるが、このうちピッチ、ヨー角が重要で、これがスピントーブルの方向(即ちピッチ軸、この逆方向が白鳥座ループにあたる)を決める。又スピントーブルの方向はロケット機軸の動き方により変わってしまう(これをスキューと呼ぶ)ので、その予想パスをうまく考えねばならない。ロケット燃焼終了後、姿勢制御装置は、動きはじめる時点でのロール、ピッチ、ヨー角と、あらかじめ決めておいた初期到達点(first acquisition point)でのロール、ピッチ、ヨー角との差を誤差角とし、その誤差角が小さくなるようにサイドエンジンを制御する。今回の観測ではGXVの視野をピッチ軸と正反対にある白鳥座ループに向ける必要があるため、コマの軸は白鳥座ループから 90° の方向に向けなければならない。この条件のもとに初期到達点(ピッチ軸から 90° の点に設定しなければならない)を、そこでのロール、ピッチ、ヨー角とロケット燃焼終了時におけるロール、ピッチ、ヨー角との差が小さくなるように選んだ。このため今回は燃焼終了後ピッチ角の誤差が0になるようにすることができた。打ち上げ時のロール、ピッチ、ヨー角の初期設定は、それぞれ -59.8° 、 -60.0° 、 -59.6° である。又ロケットの打ち上げ方向は風の修正を含めたため方位角 135°E 、仰角 $+80.8^\circ$ であった。



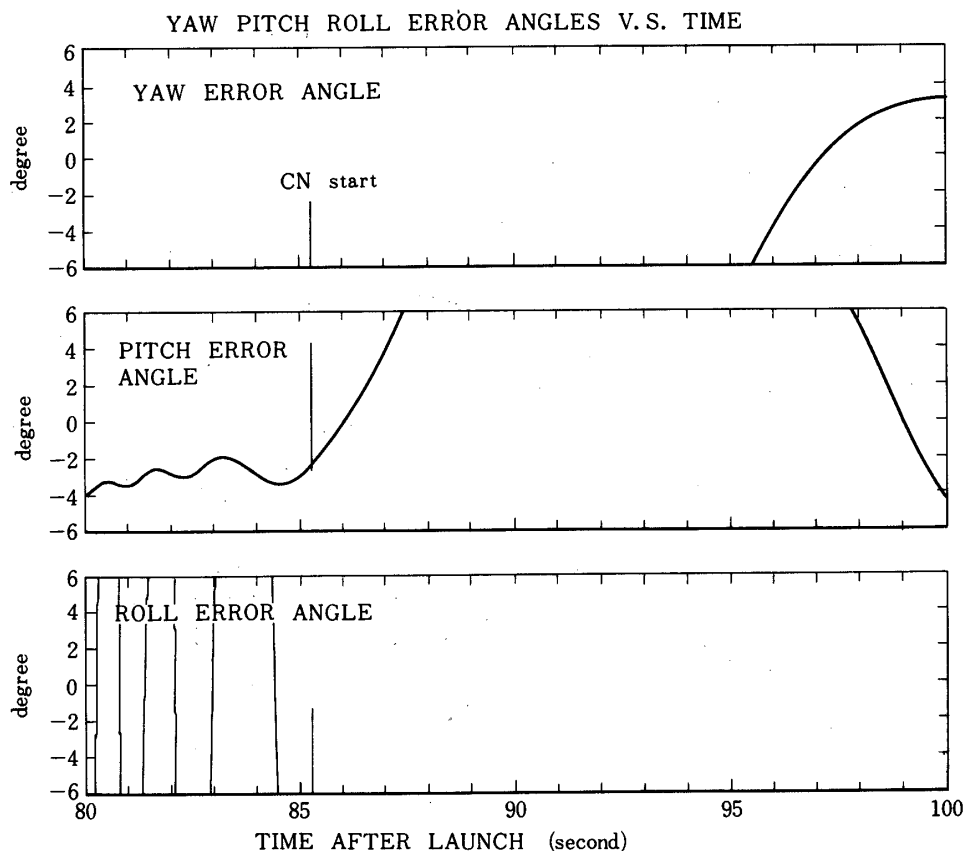
第25図 フィルター・カウンタから得られたカウント数の時間変化.

上: $1\ \mu\text{m}$ 厚ポリプロピレン膜をX線入射窓に使用.

下: $1\ \mu\text{m}$ 厚ポリプロピレン膜に $1500\ \text{\AA}$ のアルミニウムを蒸着したものをX線入射窓に使用.

下のデータのうち半分は電波干渉により異常にカウント数がふえている.

実際の飛行時におけるロール、ピッチ、ヨー角の誤差角の出力を図26に示す。これからわかるようにロケットは燃焼終了後には予定された方向を向いておりピッチ角の誤差がほぼ0になりヨー角だけに大きな誤差が残っていた（ロール角にも誤差が残っているが、これは本質的なものではない）。打ち上げ後75秒でデスピナーモーターが働き、さらに10秒後姿勢制御装置が動きはじめた。この時点においてピッチ角の誤差が -2° 強、ヨー角の誤差が -49° 程度とほぼ予定通りであった。その後さらに10秒強でヨー角の誤差をほぼ0とすることができたが、この間ピッチ角の誤差が最大 24° 程度にまでなりその後0に回復した。これが直接の原因で当初予想したスキュー角と大きくくいちがい白鳥座ループを 40° 程度はずすことになり、意図した観測はできなかった。姿勢制御装置のデータだけから推定されるGXVの視野の動きを図27に示す。但しこの絶対値はスキュー角の不確定性のため大変あいまいなものである。しかしコマの軸が絶対空間に対して動いていなければ、その相対的な形は正しい。赤外線望遠鏡に搭載されていた星検出器（IR-STS）のデータがこの絶対値を定めるのに役立つ。IR-STSは少なくとも70コの星を検出したがこれによればGXVは白鳥座ループから約 45° 程度離れた天空を観測していたことになる。又コマの軸も時間的に変動



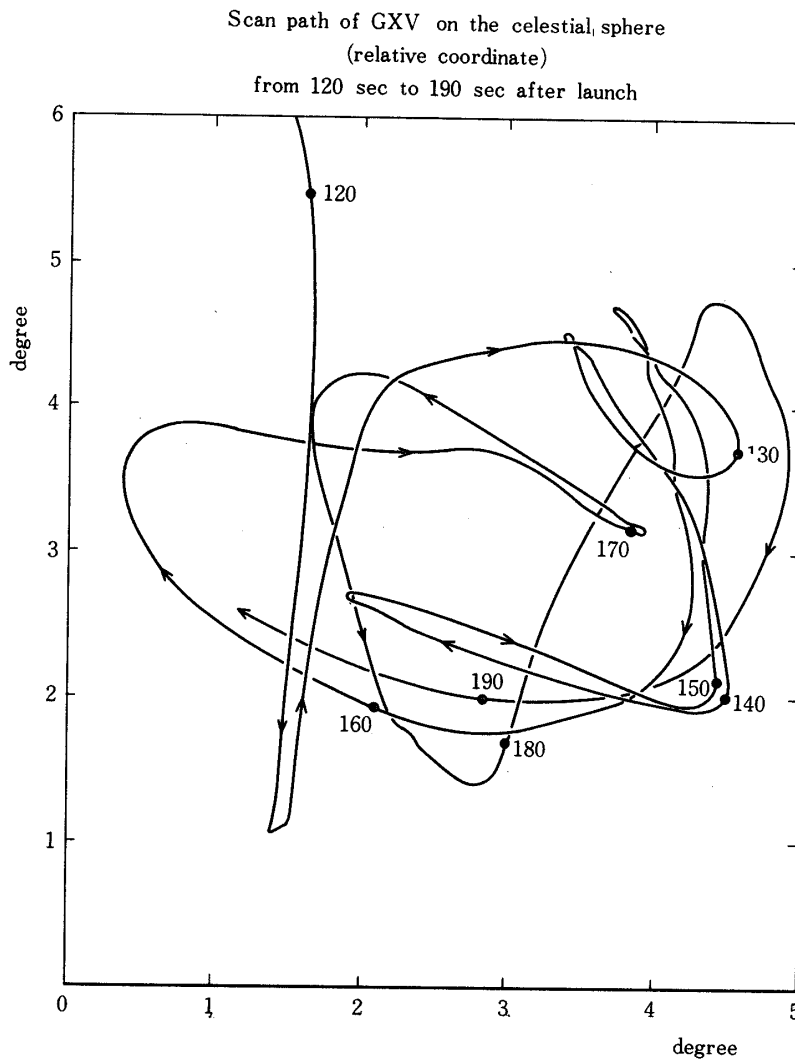
第26図 デスピスが終了するところから初期到達点へ行くまでの20秒間に姿勢制御装置から得られたロール、ピッチ、ヨー、3軸の誤差角。制御が始まった時（CN start）には、予定された様に、ピッチ角の誤差は、ほぼ0になっているが、その後ピッチ角の誤差が大きくなり（約10秒間）予想外の大きなスキューが生じた。

していたように思われる。これらの詳しい結果については他班の報告を待つことにする。

7. 結 語

K-10-14号機は、6.で述べたように、その姿勢制御装置が意図したように働かず、GXVの視野は白鳥座ループを全く見る事がなかった。白鳥座ループより約40度もはなれた所で、X線を出す天体もない所を無意味に観測する結果になった。

我々、ロケットに搭載した観測装置で天体を観測するものにとっては、観測装置が意図した方向に向かなければ何もできない。然し、残念ながらこれが日本の現状である。今我々は、



第 27 図 GXV の視野中心の相対的な天空上の軌跡

矢印は、視野の動きを、図中の数はロケット発射後の時刻 (秒) を表す。コマの軸が絶対空間に対して固定されていれば軌跡の相対的な形は正しいが、大きなスキューが生じたため絶対的な位置はわからない。

この様な不完全な姿勢制御装置しかない日本の現状を見つめ、今後どのように研究を進めてゆけばよいのかと思案投げ首である。完全な、信頼出来る姿勢制御装置が日本のロケットに搭載され、ロケットによる天体観測が望み通りに行える日が一日も早く来る事を切望している。

この実験で使用した薄膜ポリプロの製作において、名大の国枝、政井両氏に御協力いただいたことを深く感謝する。

この研究は宇宙研基礎開発費及び文部省科学研究費 (NO. 342050) により行われたもの

である。

1980年11月28日

参考文献

- [1] Miyamoto, S., 1977, *Space Science Instrument*, 3, 473 宮本重徳 1979, *応用物理* 48, 166
- [2] 宮本重徳, 常深 博, 津野克彦, 1979, *東大宇宙航空研究所報告* 15, No. 3 (B) 585
Miyamoto, S., Tsunemi, H. and Tsuno, K. *Nuclear Instrument and Methode* (in press)
- [3] Dicke, R.H., 1968, *Ap.J.* (letter) 153, L101
- [4] Oort, H.H., 1946, *M.N.R.A.S.*, 106, 159
- [5] Hubble, E.P., 1937, *Carnegie Institution year book*, 36, 189
- [6] Minkowski, R., 1958, *Reviews of Modern Physics*, 30, 1048
- [7] Keen, N.J., Wilson, C.G.T., Haslam, D.A., Graham, D.A., and Thomasson, P., 1973, *Astron. & Astrophys.*, 28, 197
- [8] Moffat, Ph.H., 1971, *M.N.R.A.S.*, 153, 401
- [9] Woltjer, L., 1972, *Ann. Rev. Astro. & Astrophys.*, 10, 129
- [10] Grader, R.J., Hill, R.W., and Stoering, J.P., 1970, *Ap.J.* (letter) 161, L45
- [11] Bleeker, J.A.M., Derenberg, A.J.M., Yamashita, K., Hayakawa, S., and Tanaka, Y., 1972, *Ap.J.* 178, 337
- [12] Gorenstein, P., Harris, B., Gursky, H., Giacconi, R., Novick, R., and Vanden Bout, P., 197., *Science*, 172, 369
- [13] Stevens, J.C., Riegler, G.R., and Garmire, G.P., 1973, *Ap.J.*, 183, 61
- [14] Kato, T., 1976, *Ap.J. Suppl.*, 30, 397
- [15] Inoue, H., Koyama, K., Matsuoka, M., Ohashi, T., Tanaka, Y., and Tsunemi, H., 1980, *Ap.J.* 238, 886
- [16] Gronenschild, E.H.B.M., Mewe, R., Heise, H., Brinkman, A.C., den Boggende, A.J.F., and Schrijver, J., 1976, *Astron. & Astrophys.*, 49, 153
- [17] Rappaport, S., Petre, R., Kayat, M.A., Evans, K.D., Smith, G.C., and Levine, A., 1979, *Ap.J.* 227, 285
- [18] Woodgate, B.E., Kirshner, R.P., and Balon, R.J. 1977, *Ap.J.* (letter) 218, L129
- [19] Tsunemi, H., and Inoue, H., 1980, *Publ. Astron. Soc. Japan* 32, 247
- [20] Borkowski, C.J., and Kopp, M.K., 1970, *IEEE Trans. Nucl. Sci.*, NS-17(3), 340
- [21] 東口 実, 石谷 久, 佐藤忠直 1975, *東大宇宙航空研究所報告* 11, No. 1(B) 179
- [22] Borkowski, C.J., and Kopp, M.K., 1975, *Rev. Sci. Instrum.* 46(8), 915