

科学衛星とその計装

齋藤成文*・野村民也・林 友直

1. 緒 言

第1号科学衛星計画はミューロケットによって重さ約 75 kg の人工衛星を近地点高度 400 ~500 km, 軌道面傾斜約 30° の軌道にのせようというものである。衛星の形状は直径 75 cm の球に内接する 26 面体であって、軌道上では電離層、短波帯太陽雑音電波および宇宙線の観測を行ない、さらに地磁気姿勢計や衛星環境測定器によって衛星の姿勢、内部温度、電源の電圧、電流などを測定する。電源としては衛星表面にはり付けた太陽電池によって二次電池を充電し、常時約 10 W の電力を供給する方式を用いている。観測データは PCM-PSK-AM 方式で 136 Mc/s のテレメータ電波で地上に送信される。なお衛星にはテープ・レコーダを搭載して一周分のデータを記録し、衛星が観測範囲に入ったときに地上からのコマンドによって読み出すものとする。このコマンドは周波数 148 Mc/s で、テープレコーダの制御のほかに観測器の校正、電源の ON-OFF などを行なう。地上では衛星からの電波のドプラー偏移から衛星軌道を計算する。

科学衛星プロトタイプ1号 (P1) のために昭和41年5月初旬から各計測器類の構体への組み込みが開始され、その後9月初旬までの間に動作チェック、スペース・チェンバによる熱真空環境試験、落下衝撃試験、振動試験などが行なわれた。これによって得られた資料をもとにして現在プロトタイプ2号 (P2) の設計製作が開始されている。

ここに紹介するのは P1 についてであって、飛しょう用実機までにはなお多くの点で改良が行なわれよう。

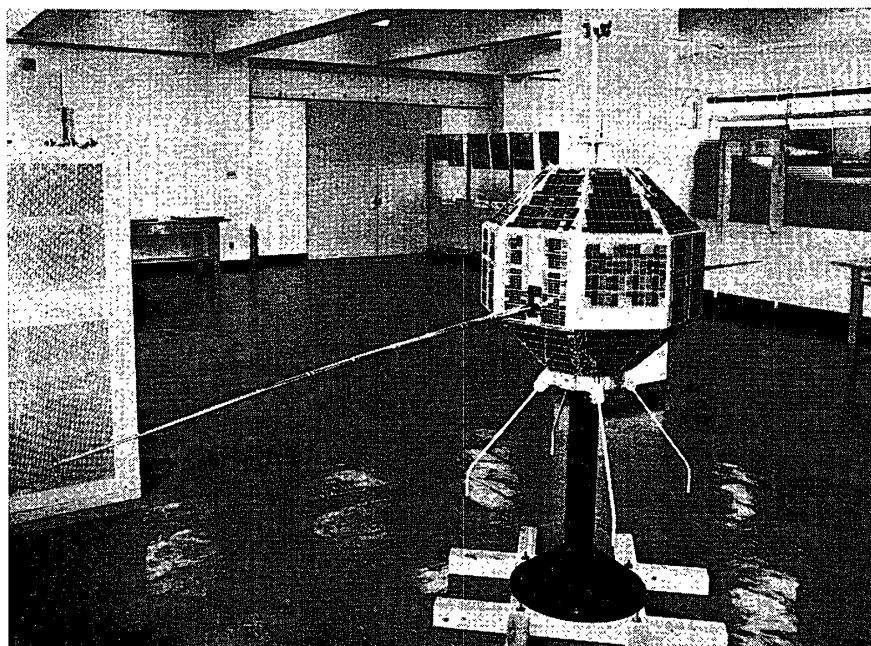
2. 構 造

第1図 (a) は P1 の外観であるがその構成を第1図 (b) に示す。骨組みはアルミニウム合金から成り、中央の八角柱内には二次電池と電圧安定回路、テレメータ送信機、コマンド・リレー、テープ・レコーダを収容する。周囲の台形ユニットには電離層測定器、短波帯太陽雑音電波測定器と同アンテナ、宇宙線測定器、地磁気姿勢計、衛星環境測定器、コマンド受信機などが収められている。

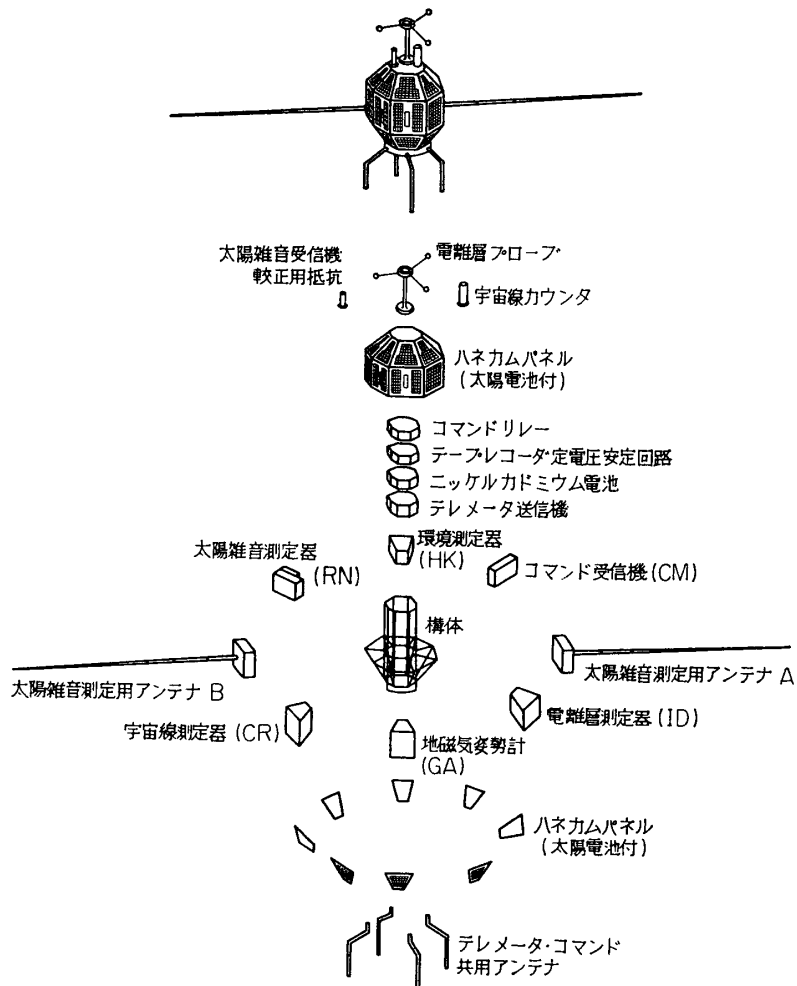
外周のパネルは厚さ 8 mm のアルミニウム製ハネカム板で、この上に面積利用率約 50% で 10 mm×20 mm の太陽電池ユニット約 5000 枚がはり付けられている。

ハネカム板の内面には金めっきを施し、また各計測器容器の表面はバフ仕上げとしている。これは衛星が太陽に照らされているときと地球の影に入ったときの表面温度の大幅の変化が内部計器や電池に及ぶのを防ぐためである。

* 宇宙研併任教授 (東大生産研)



第1図(a) 科学衛星プロトタイプ1号外観

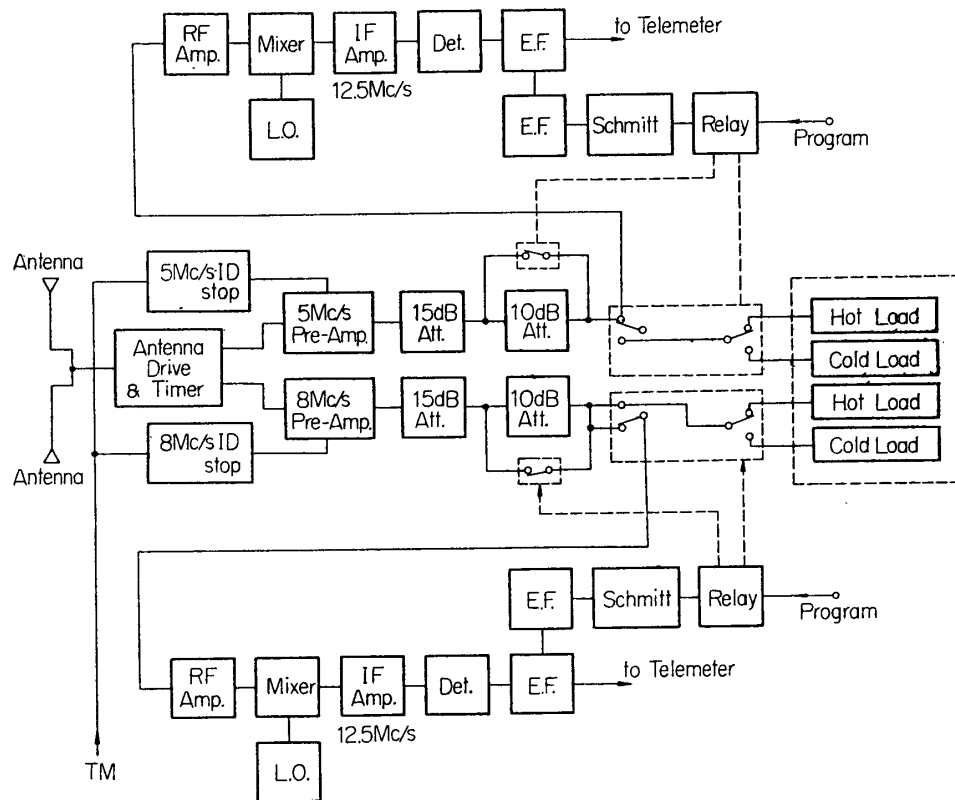


第1図(b) プロトタイプ1号構成図

(4) 電子密度プローブ: 直径 20 mm の球形プローブに一定の直流電圧 (+3.9 V) を印加し, (3) の場合と同様にラングミュア・プローブとしてのプローブ電流から電子密度を連続的に測定する (第5図).

3.2 短波帯太陽雑音電波測定器

太陽電波の異常ふく射 (バースト) をメガサイクル帯でパトロール的に観測することが目的で, その要点は次の通りである (第6図).



第6図 太陽雑音測定系

アンテナ: 長さ約 2 m のホイップ・アンテナ

受信周波数: 5 Mc/s および 8 Mc/s

受信周波数帯域幅: 500 kc/s

積分時間: 1 sec

雑音指数: < 6 dB

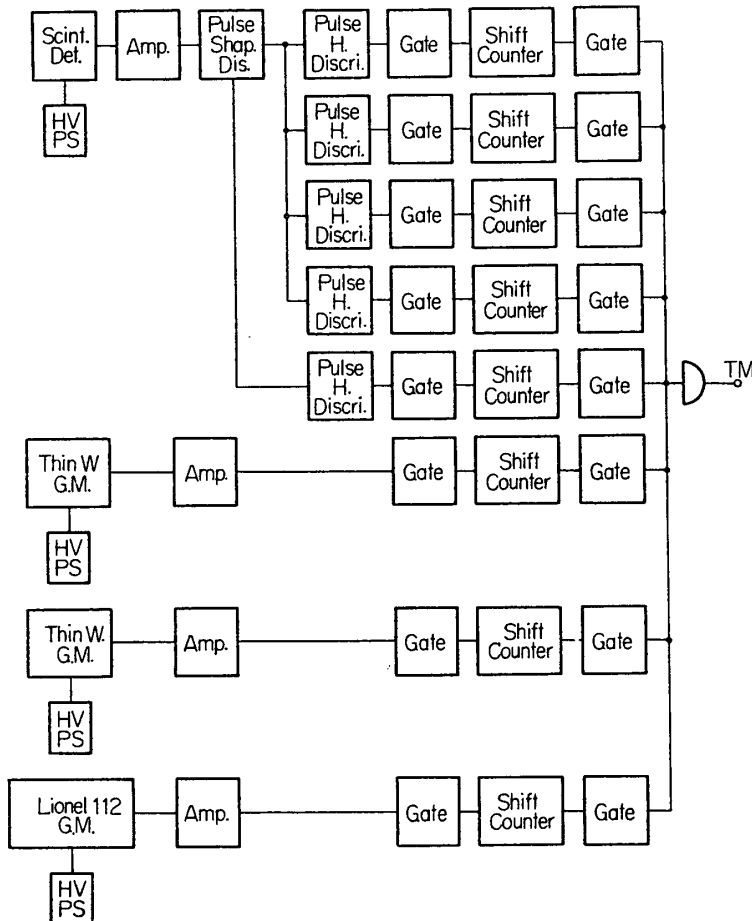
総合利得: > 110 dB

入力電圧が大きく, 増幅器が飽和するときにはリレーによりアンテナと受信機との間に減衰器を入れる. また受信機の動作を確認するために地上からのコマンドによってアンテナ入力を較正用抵抗に切り換えることができる.

3.3 宇宙線測定器

磁気赤道近傍における宇宙線強度のモニタリングを目標としている. センサとしてはガイ

ガー計数管3個とシンチレータ1個(100 keV~数 MeV)を用いている。ガイガー計数管1個はスピン軸方向に、他の2個はそれと直角の方向に取り付けてある。各計数出力はデジタル信号のまま PCM テレメータによって送信する(第7図)。



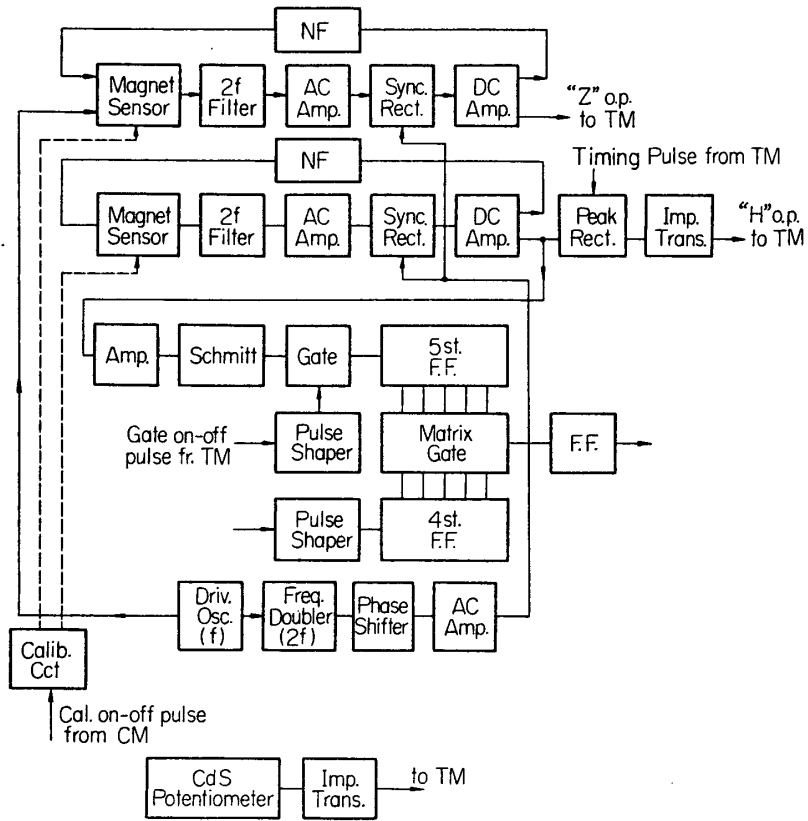
第7図 宇宙線測定系

3.4 地磁気姿勢計

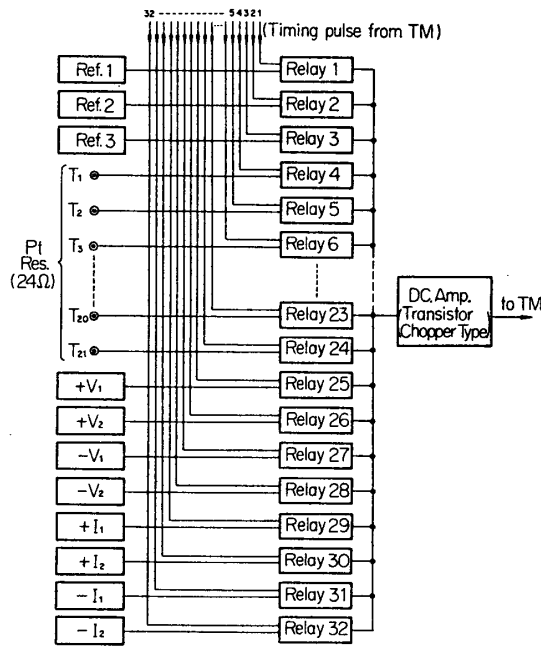
フラックス・ゲイト型の磁力計によって衛星のスピン軸ならびにこれと垂直な向きに対する地磁気成分を測定する。このほか CdS ポテンショメータ方式の太陽センサ(視野 $\pm 60^\circ$ 精度 $\pm 0.5^\circ$)をそなえ、地磁気の測定結果とあわせ衛星の姿勢検出に用いる。ほかに磁力計の水平成分出力を用いて衛星のスピン率を求め、これをデジタル量のままテレメータで送信する(第8図)。

3.5 衛星環境測定器

電源の電圧電流ならびに衛星内各部の温度測定を行ない、軌道上における衛星環境を監視する。測定値の変化はどれもゆるやかであると予想されるので全部で32の測定項目を順次に4秒おきに切り換えて地上に送信する。したがって1測定項目に関しては128秒間隔でデータが送られてくることになる。なお温度検出素子としては白金抵抗線を用いている(第9図)。



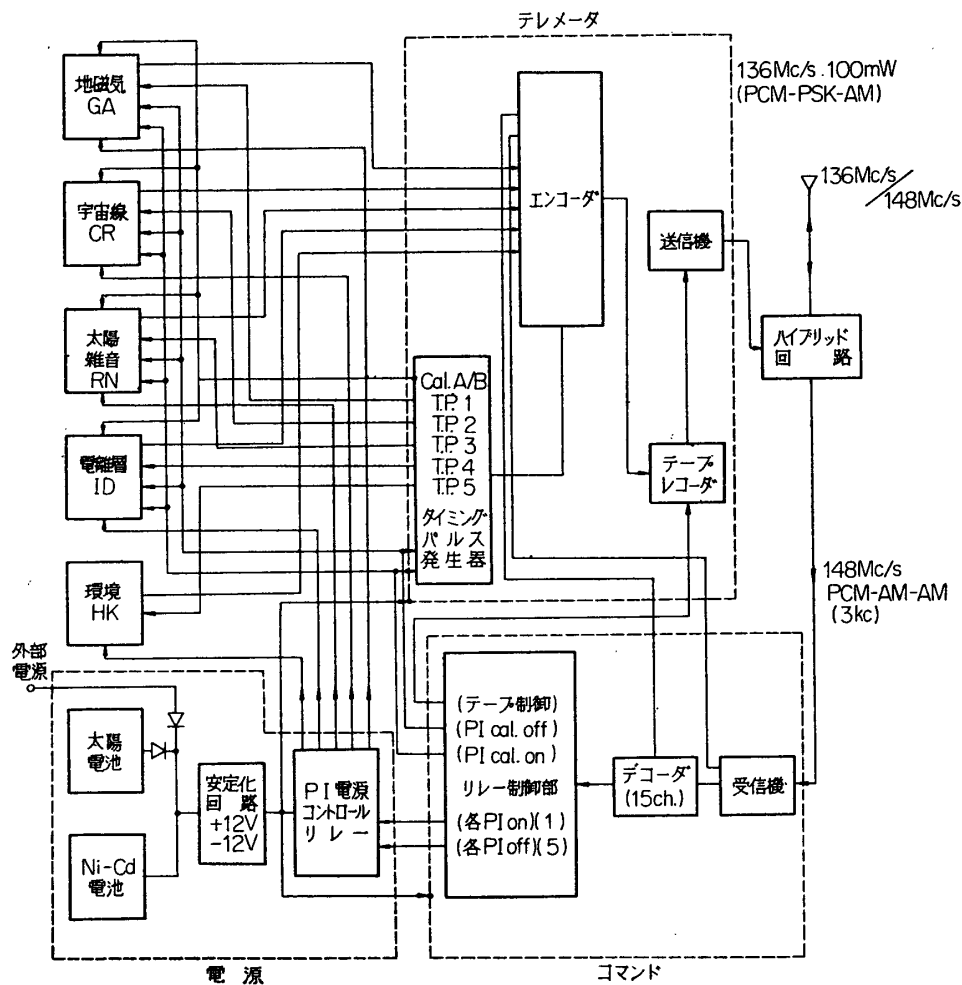
第 8 図 地磁気姿勢計ブロック図



第 9 図 測定系

4. テレメータ、コマンド系

3. に述べた各観測装置の出力を地上へ送信するためのテレメータ系と衛星内の諸機能を地上からの指令で制御するためのコマンド系の概要を第10図に示す。図中PI とあるのは全観測装置 (Physical Instruments) の略である。



第10図 テレメータ・コマンド系ブロック構成図

4.1 テレメータ方式

テレメータの送信周波数は 136 Mc/s, 出力は 100 mW である。変調方式は信頼度とデータ処理上の問題を考慮して PCM 方式とする。くわしくは PCM-PSK-AM であって, AM によりキャリア成分を保存することによってドプラー追尾に利用する。PSK 用のサブキャリアとしてはリアル・タイム伝送のさいに 768 c/s を用い, テープ・レコーダに録音するときには 192 c/s を用いる。再生時にはこれが $192 \text{ c/s} \times 19$ となる。

フレームは 32 語から成る。フレーム周波数は $1/4$ フレーム/秒で, 1 語の構成は 8 ビットである。したがってビット周波数は 64 ビット/秒である。

フレーム内のチャンネル配分は次の通りである。

| | |
|--------|---------------------------------|
| フレーム同期 | 2 語 |
| 環境測定 | 1 〃 (サブ・コミュニケーション, 1 量 128 秒おき) |
| コマンド | 3 〃 |
| 太陽雑音 | 8 〃 (スーパー・コミュニケーション, 1 量 1 秒おき) |
| 電離層 | 6 〃 |
| 地磁気姿勢計 | 4 〃 (うち 1 語はデジタル・データ) |
| 宇宙線 | 8 〃 (すべてデジタル・データ) |

リアル・タイム方式では 1 受信点あたりのデータ取得率がきわめて小さいのでテープ・レコーダを塔載し, 1 周分の観測データを記録し, 衛星が観測範囲に入ったところで地上からのコマンドにより再生送信させる。テープ・レコーダとしては記録時間約 95 分, 再生時間約 5 分のものを装備する。

4.2 コマンド方式

テープ・レコーダの再生や観測機器類の較正は地上からコマンドによって行なう。伝送条件がかなり悪くなっても誤動作のおそれがないことと搭載機器の簡易化を目標として 15 ビットの PN 符号 (Pseudo Noise Code) の循環解読方式を用いている。すなわち 15 項目の指令に対して 15 ビットの PN 符号を 1 ビットずつずらしたものを対応させておく。元来この符号は同一符号に対しては一致度 (一致数から不一致数を差引いたもの) が 15 であるが, 異なった符号に対しては一致度が -1 となって両者の開きが最も大きく, 符号誤認の確率が非常に小さい。

衛星に搭載するコマンド受信機には上記 15 の符号のうちの一つを基準符号として記憶させておく, 指令のさいには初めにこの基準コードを送信し, 続いて所定の指令項目に相当する符号を送信する。受信機側ではまず基準符号を受信して指令の到来を知り, 次に後からくる符号が基準符号を何ビット分循環させれば得られるかを求め, その回数から送信されてきた指令内容を読み取るのである。

1 指令に対して 30 ビットの送信が必要であるが, 指令時間を 0.1 秒とするため送信符号のビット率は 300 ビット/秒である。送信周波数は 148 Mc/s, 変調方式は PCM-AM-AM である。

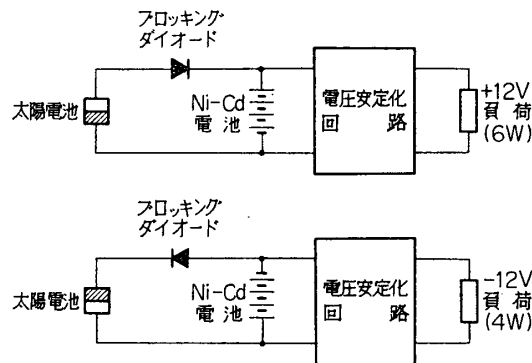
主要指令項目は 1) テープ・レコーダ再生, 2) テープ・レコーダ記録, 3) 観測器較正 ON, 4) 観測器較正 OFF, 5) 全観測器電源 ON, 6) 電離層測定器電源 OFF, 7) 太陽雑音測定器電源 OFF, 8) 宇宙線測定器電源 OFF, 9) 地磁気姿勢計電源 OFF, 10) 環境測定器電源 OFF などである。

4.3 アンテナ系

136 Mc/s のテレメータ送信アンテナと 148 Mc/s のコマンド受信アンテナはハイブリッド回路を用いることにより共用とする。形式は 4 本の棒状アンテナで指向性は全方向にかなり均一になるよう設計されている。

5. 電 源

電源には太陽電池によってニッケル・カドミウム電池を充電する方式を用いている。衛星が太陽に照らされているときと地球の影に入った場合で二次電池の端子電圧はかなり変化する。したがって定電圧を必要とする回路にはレギュレータによって安定化した電圧を供給しなければならない。定電圧出力としては第 11 図に示すように +12 V と -12 V の 2 系統をそなえ、それぞれ 6 W と 4 W の出力が得られるよう設計されている。



第 11 図 電源系統図

5.1 太陽電池

常時 10 W の直流安定化出力を得るために、まず安定化回路の効率を 90%、二次電池の充電効率を 85%、太陽電池の効率を 6~8%、さらに衛星の 1 周期 90~100 分のうち、その 60% は太陽に照らされ、40% は地球の影に入っていると仮定すると太陽電池の出力として約 25 W を必要とすることがわかる。これだけの出力を得るためには 10 mm×20 mm の太陽電池ユニットを衛星表面にはり付けるものとするとその数は約 5,000 枚、面積利用率を 50% とすると衛星の直径として 75 cm は必要という結果が出たわけである。

太陽電池素子としては耐放射線性においてすぐれている N on P 型の Si を用い、これを石英ガラスの薄板でおおい、さらにその表面に無反射コーティングを施してある。

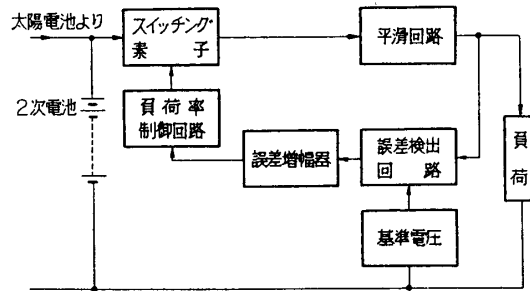
5.2 ニッケル・カドミウム電池

太陽電池によって充電される二次電池としては 3 AH の密閉型ニッケル・カドミウム電池を 15 個直列接続したものを 2 組用いている。これは正電圧用と負電圧用であるが、それぞれの消費電力がバランスしていないので別個に安定化するためである。

充放電のサイクル・テストも目下続行中である。

5.3 定電圧安定回路^[1]

15 個直列に接続したニッケル・カドミウム電池の端子電圧は最悪の条件下において充電時と放電時で 15 V~23 V 程度の変動を予想しなければならない。そこで正電圧では約 6 W、負電圧では約 4 W の負荷が接続された状態で、その端子電圧をそれぞれ +12 V と -12 V に維持するための電圧安定回路が必要になる。そのさい電力効率を極力上げるためにはスイッチング形式の安定化回路が適当である。すなわち第 12 図に示すように直列に入れたトラ



第 12 図 高効率電圧安定化方式

ンジスタ・スイッチで断続した波形を平滑回路に入れ、その出力を基準電圧と比較することによって得られた誤差電圧でスイッチの負荷率を制御するのである。現在この方式により、出力電圧の総合安定度 $\pm 0.2\%$ 、効率約 90% のものが用いられている。

6. 重量と電力消費

P1 の動作試験段階における各部重量を第 1 表に示す。また各部電力消費は第 2 表に示す通りである。重量、電力ともに計画値をやや上回っているので P2 以降では 10% 程度削減する予定である。

第 1 表 PI 各 部 重 量

構造重量 12.8 kg

| | |
|----------------|---------|
| 構 体 | 5.24 kg |
| 上 中 段 パ ネ ル | 4.97 |
| 下段パネル | 2.19 |
| 頭部パネル | 0.21 |
| 底部パネル | 0.15 |
| | 12.8 kg |

ダミー重量 3.2 kg

計器重量 65.0 kg

| 計測器 塔載位置 | 電離層 | | 太陽雑音 | | | 宇宙線 | | 地磁環境 | | テレメータ | | コマンド | | テレー | | 電 源 | | 計装 | 小計 |
|-------------|------|----------|-------|---------------|---------------|------------|------|-------------------|----------|-------|-------------------------|------|---------|------------------|------------------|------------------|------|----|------|
| | 本体 | プロ ープ | 本体 | アン テナ A | アン テナ B | コード ロード | 本体 | 頭 部 セン サ | 姿勢 測定 | 本体 | アン テナ 結 合 部 | 本体 | リレ ー | レ コ ー ダ | 二 次 電 池 | 太 陽 電 池 | 配線 | | |
| 台形ユニット | 5.30 | | 2.78 | 4.03 | 3.47 | | 3.71 | 3.40 | 3.79 | | | 4.23 | | | | | | | 30.7 |
| 主 柱 部 | | | | | | | | | | 5.50 | | | 1.38 | 3.33 | 10.5 | | | | 20.7 |
| そ の 他 | | 1.98 | | | | 0.05 | 0.49 | | | 1.46 | 1.26 | | | | | 5.52 | 2.88 | | 13.6 |
| 小 計 | 7.28 | | 10.33 | | | 4.20 | 3.40 | 3.79 | | 8.22 | | 5.61 | 3.33 | 16.0 | 2.88 | | | | 65.0 |

総重量 81.0 kg

第2表 電力消費

| | +12V系 | -12V系 | |
|---------|--------|--------|--------|
| テレメータ | 1.62W | 1.03W | 2.65W |
| コマンド | 1.08 " | 0.64 " | 1.72 " |
| 環境測定器 | 0.72 " | 0.63 " | 1.35 " |
| 電離層測定器 | 0.92 " | 0.43 " | 1.35 " |
| 地磁気姿勢計 | 0.48 " | 0.70 " | 1.18 " |
| 太陽雑音測定器 | 1.39 " | 0.05 " | 1.44 " |
| 宇宙線測定器 | 0.98 " | 0.52 " | 1.50 " |
| テープレコーダ | 1.0 " | — | 1.0 " |
| | 8.2 " | 4.0 " | 12.2 " |

7. 計装上の諸問題

人工衛星を軌道にのせるためには衛星全体が打ち上げのさいの振動，衝撃，加速度に耐えるだけの強度をもっていなければならない，しかもその条件のもとで重量がもっとも有効に配分されていなければならない。

軌道上の人工衛星は常時高真空にさらされた状態で動作し，その電力消費に相当した熱を発生している。さらに太陽に照らされているときには約 6000°K の熱ふく射として約 1.4 kW/m^2 のエネルギーと，その地球からの反射（平均反射率 0.34 ），および地球から約 300°K の熱ふく射を受ける一方，約 4°K の宇宙空間に向かってふく射により熱を放出している。地球の影に入ると太陽からのふく射とその地球による反射という熱的入力的大部分が断たれた状態になる。その結果衛星の表面温度は軌道の周期でかなり大幅に変動する。その温度が何度になるかということは衛星表面の分光学的性質によって決まるのであるが，衛星本体や太陽電池の構造はこの繰り返しの熱的ひずみに耐えるよう設計しなければならない。また地上装置と違って対流による熱伝達が全くないのであるから衛星内部の温度分布は大気中におかれた場合と著しく異なる。このことは選択すべき部品の定格をきめるさいにも考慮しなければならない問題であり，また局所的に熱が集中するということがないよう部品表面の処理にも注意を払う必要がある。

衛星表面に露出される部品，とくに太陽電池，アンテナの絶縁物，一部のリード線などについては紫外線や電子，プロトンなどの放射線の影響も考慮すべきである。

これら機械的作用，熱的作用，真空や放射線などの作用は実際には互いに関連した現象を伴うのでシミュレーションも決して容易ではない。

6.1 機械的環境

人工衛星の機械的環境として軌道上でも考慮すべき問題がないわけではないが，現在の段階では打ち上げのさいに予想されるものについて考えれば十分である。そこでロケットの諸特性から一応暫定的に次のような規格を設けてテストを行なっている。

- (1) 落下衝撃試験 40 G

(2) 振動試験

| | 縦方向 | 横方向 |
|---------------------|--------|--------|
| 5 c/s ~ 35 c/s | 1.5 mm | 0.5 mm |
| 35 c/s ~ 200 c/s | 7.5 G | 2.5 G |
| 200 c/s ~ 2,000 c/s | 15 G | 5 G |

なお場合により共振点で1分間放置する試験も行なう。

以上のテストは各計測器単体についても、また構体に組み込んだ状態において行なう必要がある。

電気回路のポッティング、ビス、ナット類のロックは不可欠である。なお衛星全体として動バランスがとれている必要がある。P1については静バランスをとるだけで3.2 kgのダミー重量を必要とした。しかしP2以降において各搭載機器を細分化し、その配置を調節することによってダミー重量なしに動バランスをとるよう計画している。

6.2 放射線対策

放射線環境として考えなければならないのはバン・アレン帯と高空核爆発実験によって生じた人工の電子帯である。

バン・アレン内帯の中心部だけに滞在すれば1年間におよそ 6×10^{12} Proton/cm² ($E_p > 30$ MeV) の照射を受けると考えられる。また人工電子帯からOSO-I (近地点 552 km, 遠地点 594 km, 軌道面傾斜 33°, Mar. 1962) が受けた推定線量は1日に 6.8×10^{11} electron/cm² とされているので、その減衰を考慮して1年間に 3.6×10^{12} electron/cm² と見積ることができる。

このような放射線環境を地上でシミュレートして多くの部品をテストすることは容易ではないので、立教大学のトリガ型原子炉によってこれと等価な中性子照射テストを行なった。すなわちこの場合にはフィッション・スペクトルをもった速い中性子で代用するわけであるが、500 km 軌道では 3×10^9 neutron/cm²、バンアレン内帯では 3×10^{13} neutron/cm² と算出される。これらはそれぞれ熱出力 10 W と 100 kW で約6分間照射した場合と等価になる。そこで使用を予定される L, C, R のほか多くの半導体部品といくつかのユニットについて 10 W, 1 kW, 100 kW でのおおの6分間の照射を行ない、損傷の程度を検討した。

また東大原子核研究所のシンクロ・サイクロトロンを用い、太陽電池と各種半導体部品に対して直接にプロトンを照射したときの影響を調べている。

6.3 熱真空対策

衛星表面の温度変化を数値的に検討してみると表面の光学的性質にも大いに依存するが±70°C程度の温度リップルは容易におこりうる事がわかる [2] [3]。搭載部品のうち温度変化に対してとくに問題となるのは高温のほうでは太陽電池、低温のほうではニッケル・カドミウム電池である。そのほかの部品といえども真空中で繰り返し加えられる温度サイクル (年間約 6,000 回) に対して十分に安全とはいえない。しかし太陽電池以外の部品類は適当な熱遮蔽を施せば表面の温度変化からはかなりの程度保護することができる。この目的で衛星外周のハネカム・パネルの内面と各計測器容器の表面は金メッキまたはパフ仕上とすることにより表面のふく射能を小さくして実効的な熱抵抗を上げるよう努力している。

真空中で吸蔵ガスの放出が多く、このような表面の光沢をそこなうおそれのあるような材料の使用は極力避けなければならない。

内部の電気回路のうち、たとえば電力トランジスタのように一般に高温になる部品は表面を黒色塗装してふく射能を上げ、さらにこれに対向して黒色の熱吸収端を設けて温度の均一化を図ることが望ましい。

7. 結 言

以上は科学衛星のプロトタイプ1号の概要と一連の試験を終えた段階での知見のいくつかを述べたものである。従来の地上装置の概念では常識化している諸事実も、宇宙空間という特殊な環境のもとでは一応根本的に考え直してみる必要のあることを痛感させられた次第である。なお未解決の問題が山積している状態であるが、この分野で得られた新しい技術は着々と地上装置においても有効に活用されつつあることを強調したい。

1967年1月26日 宇宙工学

参 考 文 献

- [1] 野村・林・長江・福滝：“人工衛星用高能率安定化電源”宇宙研報告 2, 4, (昭 41—10)
p. 1367
- [2] T. Hayashi: “On the estimation of surface temperature variation of satellite” Proc. of 6th Internat. Sympon Space Tech. and Sci. (1965)
- [3] 大島(耕)・中山・大島(裕): 宇宙船の温度設計についての基礎的な研究, 宇宙研報告 2 2, (A) (1966) p. 453