

気球による衛星用太陽電池の較正実験

後 川 昭 雄・高 橋 慶 治・河 端 征 彦
高 橋 武・富 田 秀 穂

概 要

衛星が軌道中にあるとき、重要な電源である太陽電池の出力がどれ位かを正確に推定するために地上においてその特性が予め正確にわかっている必要がある。本来、太陽電池の出力較正は大気圏外で行うのが最もよい方法であるが、現在まだ回収が不可能であるため、一般には高々度気球を使用して、大気効果の少ない約 36 km 以上の高空で出力較正を行うのが普通である。

そこで昭和 49 年度から 50 年度にかけて実験装置の設計、製作、地上試験を行ない、昭和 51 年 5 月 25 日に三陸大気球観測所において B₅ 気球により衛星用太陽電池の出力較正実験を実施した。

今回は第 1 回目ということもあり飛翔高度は約 27 km であった。しかしこの高度ではまだ散乱光の影響が残っており、また気球の反射も当初予想したように大きかった。今後、上記影響を十分に注意して実験を行えば、太陽電池の出力を正しく較正することが可能であり、標準太陽電池の気球による設定化の目途がついたといえる。

1. 実験の目的 [1], [2], [3]

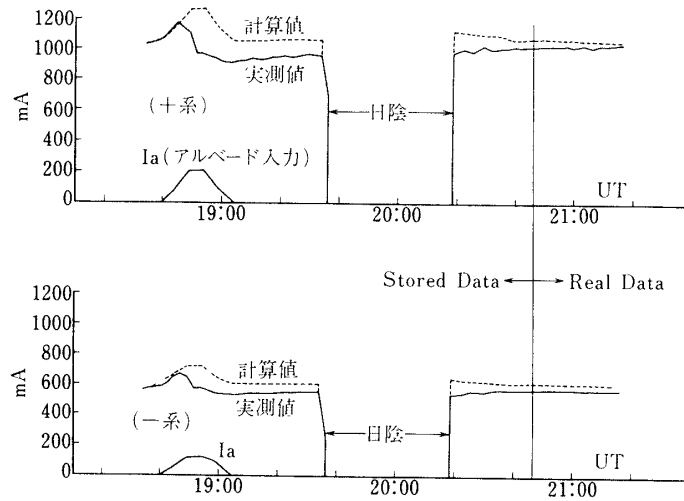
昭和 47 年に打ち上げた 2 号衛星“でんぱ”の軌道中の太陽電池パネル出力の評価の結果、第 1 図に示すように計算値と飛しょう実測値に相異が生じ、その相異の主な原因が地上試験時放射照度を設定するための輸入標準太陽電池 (Heliotek 製) と試験される国産太陽電池のスペクトル応答の違いにあることが明らかになった (第 2 図) [4]。

また、衛星用太陽電池の性能評価に使われる擬似太陽光源自体の良質化と、その光源の較正が現状では必ずしも満足でない。

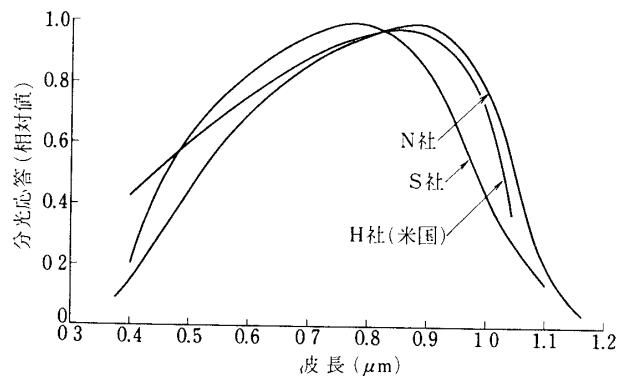
試験される太陽電池とスペクトル応答の異なる輸入標準太陽電池がそのまま較正に、あるいは国内で 1 次標準を持たずに低位の標準のみが使用され、しかも標準とする太陽電池の性能維持、確認なども十分ではないのが現状である。日本の太陽電池の素子レベルが国際的段階に達している現在では、早急に国内でも標準太陽電池の設定、維持により大きな努力を払う必要がある。

さらにサンシャイン計画で地上用太陽電池の比較のためにも標準太陽電池が必要となってきている。

以上の点より、回収可能である気球を使用して大気効果の少ない、約 36 km 以上の高空で国産の太陽電池の出力較正実験を行い、標準太陽電池を製作するため今回の実験が計画された。



第1図 2号衛星「でんぱ」第7周における+系及び-系の太陽電池出力



第2図 太陽電池の分光応答特性(室温)

2. 太陽定数と Air Mass

周知のように、太陽電池素子は太陽光エネルギーを電気エネルギーに変換するエネルギー変換素子である。

しかるに太陽電池の出力を正確に校正するとき、太陽定数等が正確にわかっている必要があるため、ここでは太陽定数と Air Mass について簡単にふれておく。

2.1 太陽定数 [5], [6]

太陽定数は1837年 A. Pouillet が提唱し、1881年 Langley が最初の決定方法を示した。その定義は「地球-太陽の距離が年平均であるとした場合、大気の外側で単位時間、単位面積当りに垂直に入射する太陽エネルギーの量」である。アメリカのスミソニアン研究所等で

は古くから太陽定数を決定するための観測を行ってきた。測定法として代表的には Long-Method, Short Method 等があげられるが、求めた値は場所、時期、大気状態、使用機器によって差が出る。

世界気象機関（WHO）では1957年から太陽定数として $1.98 \text{ cal} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \text{min}^{-1}$ を採用しているが、近年飛行機、高々度バルーン、ロケット、人工衛星に放射計あるいは Spectrometer を搭載し、大気圏の上限近くまたは圏外で直接太陽放射を測定し、太陽定数と太陽放射スペクトル分布を正確に決定しようとする研究がなされてきた。これによる値は、現在採用されている値よりいく分低めに出ている。その値を第1表に、またこれらの平均を第2表に示す。

今実験のデータ解析には、我々はこの値を採用している。

第1表 飛行機、気球および宇宙船による太陽定数値一覧

| Platform | Detector | Year | Solar Constant $\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$ |
|-------------------------------------|-----------------------------|-------------|--|
| NASA 711 Aircraft | Hy-Cal Pyrheliometer | 1967 | 1358 |
| NASA 711 Aircraft | Ångström 7635 | 1967 | 1349 |
| NASA 711 Aircraft | Ångström 6618 | 1967 | 1343 |
| NASA 711 Aircraft | Cone Radiometer | 1967 | 1358 |
| Soviet Balloon | U. of Leningrad Actinometer | 1961 - 1968 | 1353 |
| U. of Denver Balloon | Eppley Pyrheliometer | 1969 | 1338 |
| Eppley - JPL High Altitude Aircraft | Eppley Pyrheliometer | 1966 - 1968 | 1360 |
| Mariner VI & VIII Spacecraft | Cavity Radiometer | 1969 | 1353 |
| JPL Balloon | Cavity Radiometer | 1968 - 1969 | 1368 |
| Average Estimated Error | | | 1353 ± 21 |

第2表 太陽定数 (変換因子)

| |
|--|
| Solar Constant = $1353 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ ($\pm 21 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$) [preferred unit] |
| = $0.1353 \text{ W} \cdot \text{cm}^{-2}$ |
| = $135.3 \text{ mW} \cdot \text{cm}^{-2}$ |
| = $1.353 \times 10^6 \text{ erg} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \text{sec}^{-1}$ |
| = $125.7 \text{ W} \cdot \text{ft}^{-2}$ |
| = $1.940 \text{ cal} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \text{min}^{-1}$ ($\pm 0.03 \text{ cal} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \text{min}^{-1}$) |
| = $0.0323 \text{ cal} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \text{sec}^{-1}$ |
| = $429.2 \text{ Btu} \cdot \text{ft}^{-2} \cdot \text{hr}^{-1}$ |
| = $0.119 \text{ Btu} \cdot \text{ft}^{-2} \cdot \text{sec}^{-1}$ |
| = $1.937 \text{ Langleys} \cdot \text{min}^{-1}$ |

The calorie is the thermochemical calorie-gram and is defined as 4.1840 absolute joules. The Btu is the thermochemical British thermal unit and is defined by the relationship: $1 \text{ Btu (thermochemical)} / (^\circ\text{F} \times 1 \text{ b}) = 1 \text{ cal} \cdot \text{g (thermochemical)} / (^\circ\text{C} \times \text{g})$.

The Langley, however, is defined in terms of the older thermal unit the calorie · gm (mean), i.e., $1 \text{ Langley} = 1 \text{ cal} \cdot \text{g (mean)} \cdot \text{cm}^{-2}$;
 $1 \text{ cal} \cdot \text{g (mean)} = 4.19002 \text{ joules}$

2.2 Air Mass

太陽光は大気層を通過する際その厚さによって第3図に示す如くスペクトル分布やエネルギーが変化する

その割合を規定するのに、一般に Air Mass (AMと略す)なる量が用いられる。AMとは例えば、太陽電池素子等の測定点に達するまで、太陽光が大気中を通過する距離を示す係数である。すなわち、太陽光が垂直(天頂角 $\theta_z = 0$ 度)に入射した場合に対してある角度で入射した時の通過距離の比である。天頂角が75度より小さい場合AMはその角の secant にほぼ等しい。

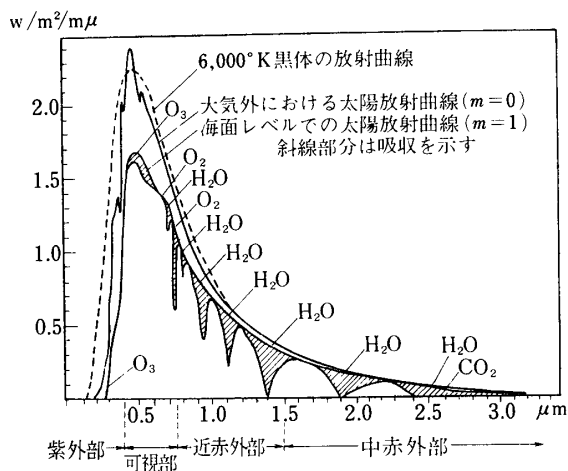
$$AM = (P_0/P) \cdot \sec \theta_z \quad \dots\dots\dots (1)$$

P 標準大気圧

P_0 測定点大気圧

θ_z 天頂角

海拔0 mで太陽が天頂にあるとき $AM = 1$ で高度が高くなればAMは0に近づき、大気圏外で $AM = 0$ となる。



第3図 太陽放射エネルギーのスペクトル分布

3. 太陽電池出力校正時の問題点

概要で述べたように、我々は大気圏外太陽光に対する太陽電池出力を正確に推定したい訳であるが、気球を使用して太陽電池出力を校正する場合、種々問題点が生ずる。それらは、

- i) 今回の予想到達高度 30 km 前後では、測定時における太陽光スペクトルが大気圏外におけるそれと異なるため Air Mass の効果を含めた入力を正確に規定しなければならない。
- ii) 出力を高精度で測定しなければならない。
- iii) 気球および地上反射を取りのぞかねばならない。
- iv) 散乱光の影響を極力取りのぞかねばならない。

等である。

今実験で我々は各々対策を考慮し、ii) に対しては詳細は後述するが 50 mV 間隔のリファレンス電圧をアナログスイッチで切り換え、各太陽電池素子に加え各々に対する電流を測定する方法をとり、それを 10 bit/word の PCM 通信方式で伝送を行い、全体として ±0.1% の精度を実現した。iii) に対して、気球の反射はゴンドラがバルーンに吊り下げられている関係上完全に取りのぞくことは不可能で、今回は南中時を中心に前後 1 時間半以内は仕方ないとし、それ以外の時間における反射を防ぐようフードを設計しサンフォロアに取り付けた。地上反射に関してはサンフォロアが水平から下方を見ない限りは防げるような設計になっている。iv) に対しては、重量制限もあって全ての太陽電池試料に取り付けることは出来なかったが、代表的に 1 つの試料に関して開口角 6 度で 4 枚のひだのついた散乱光防止用フードを取り付けるはずであったが、実際に太陽電池試料から見た開口角は 8.5 度にした。一般に試料が受ける散乱光の量 E は開口角が θ の場合、散乱光が一様であるとすると

$$E = \pi \cdot L \cdot \sin^2 (\theta / 2) \dots \dots \dots (2)$$

E 太陽電池試料が受ける散乱光の量

L 散乱光強度

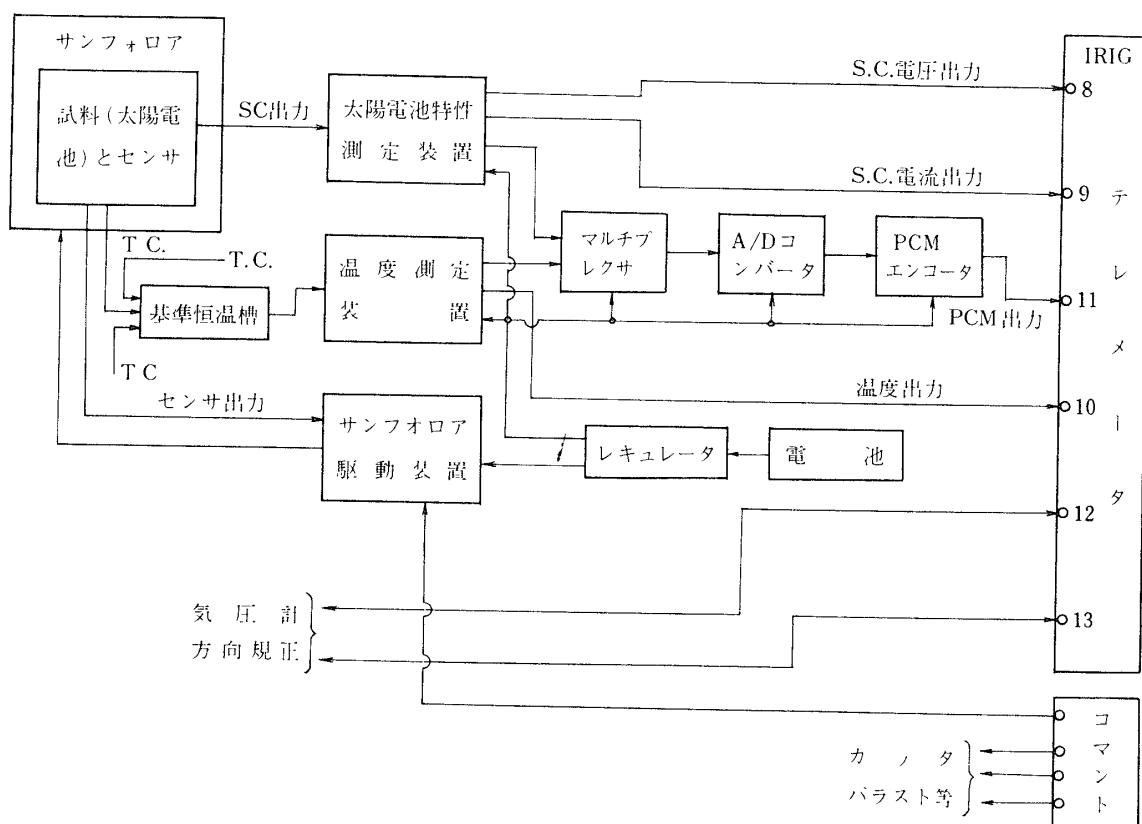
 θ 開口角

(2)式より $\theta=8.5$ 度では $E=0.019 L$, $\theta=6$ 度では $E=0.0086 L$ となり約 120% 増となる。これを太陽電池試料から開口角 6 度と指定するとフードの長さが約 1 m と非常に長くなり取り付け等の諸問題が生じてくる。最後に i) に対しては、高度が 36 km 以上になれば太陽光スペクトルが大気圏外におけるそれとほぼ等しいと見なすことができるが、今回の高度ではまだ問題がある。日射量の正しい値を決めるには例えば分光器等を搭載しなければならない。そこで本論文では、第 1 次近似として Air Mass の効果を見出しレベルフライト中の気球の各点での太陽光強度を計算によって求め、これらを元にデータ解析を行っている

4. 実験装置

4.1 搭載機器の構成

搭載機器の全体の系統図を第 4 図に示したが、これらは大別して 5 系統にまとめることができる。すなわち i) 供試太陽電池を太陽方向に向けるためのサンフォロア部, ii) 太陽電池の電流-電圧特性、温度を測定する測定装置部, iii) 気圧計や方向規正センサーの出力を含



第 4 図 太陽電池特性測定系統図

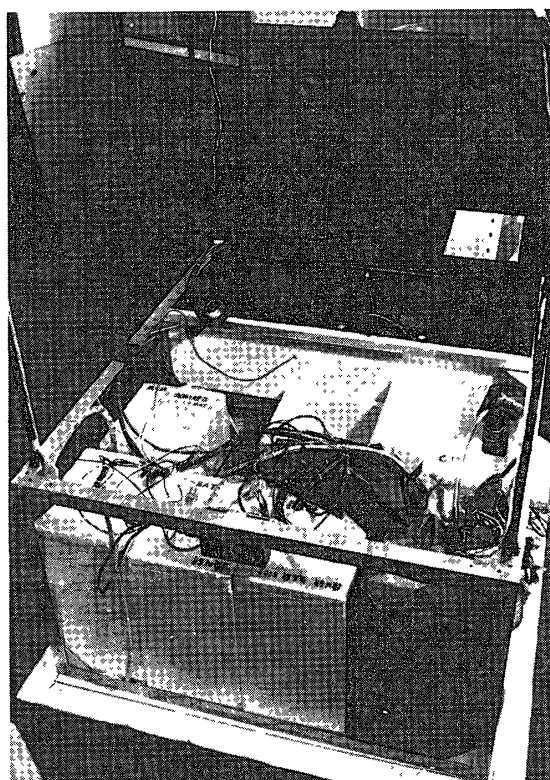


写真1 搭載機器配置状況

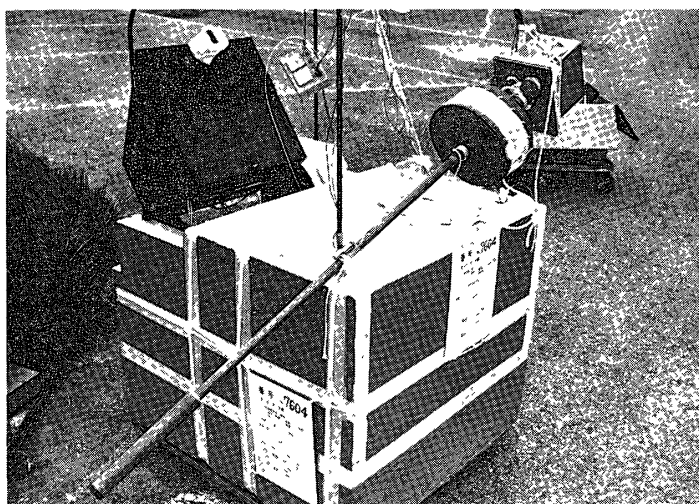


写真2 飛しょう直前のゴンドラ

めて取得データの伝送のための FM テレメータ, iv) サンフォロアの駆動装置電源を ON/OFF したりバラストやカッタの制御を行うコマンド, それに v) リチウム電池とレギュレータ

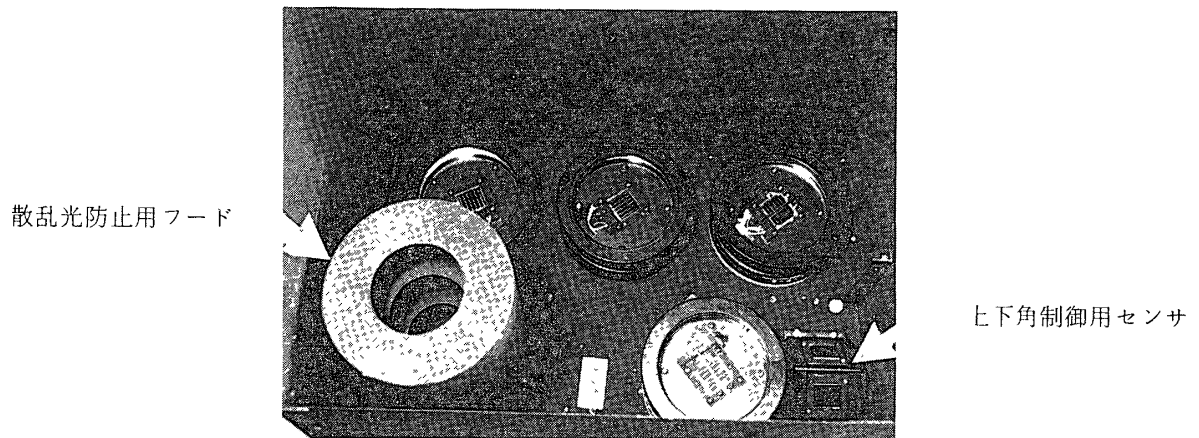


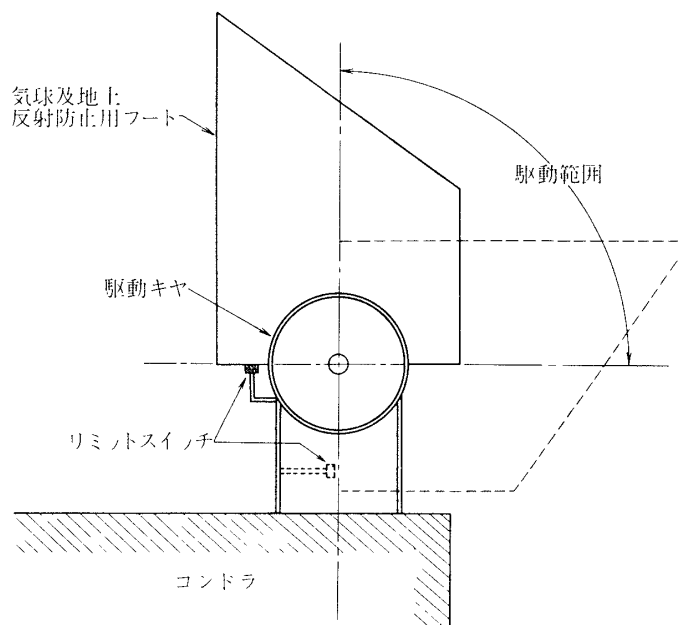
写真3 試料とサンセンサの配置状況

よりなる電源部がこれである。写真1にその配置を、また写真2に飛しょう直前のゴンドラの状態を示した。

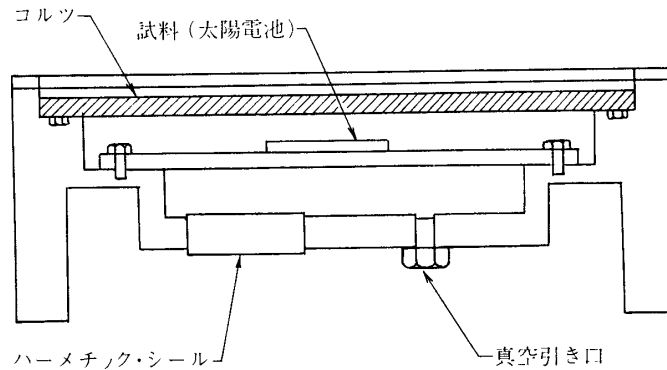
4.1.1 サンフォロア部

方位方向はよりもどし規正により制御されるので、サンフォロア自体としては上下角方向のみを制御する。駆動モータは低温、真空用を用い、駆動スピードは約3度/分である。

太陽上下角検出器は特性のそろった2 cm × 2 cmの太陽電池2個を用い、それらを写真3



第5図 サンフォロア駆動範囲



第6図 太陽電池パッケージの断面図

のごとく屋根形に配置し、各々の電流を電圧に変換した後両者の差電圧を増幅しモータに印加する。

また、故障モードの解析から検出器センサの太陽電池1枚が短絡故障になった場合モータが一方方向に回転しっぱなしとなり制御がきかなくなるので、サンフォロアの台に第5図に示すごとく上下角で0度および90度の個所にリミットスイッチを取り付けた。

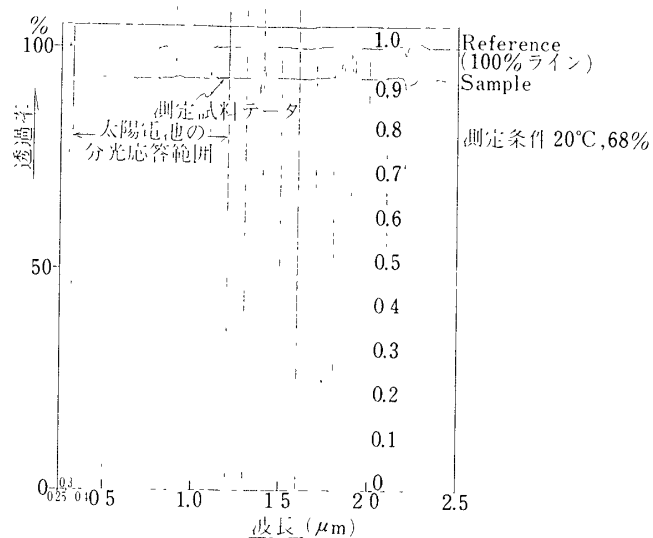
太陽追尾の確認は約6.5度の開口角をもつ円筒中におさめられた5mm×5mmのサンモニタ用太陽電池で行った。これにより、よりもどし規正制御中のサンフォロアの太陽追尾は非常に良好であったことを確認している。

太陽電池試料は第6図に示す不活性ガス（アルゴン90%，ヘリウム10%）を封入したパッケージに収納され、写真3のサンフォロア台上に配置されている。このパッケージの光導入窓は第7図に示すスペクトル特性を持つ熔融石英板が使用されている。このパッケージのHeリークデテクタによるリーク試験の結果、大体 $10^{-5} \sim 10^{-6}$ cc/secのリーク量であったが、当初海上回収が予想されたため約10日間の水づけ試験を実施した。結果は外壁に多少の腐食が見られた程度で他は全く問題はなかった。

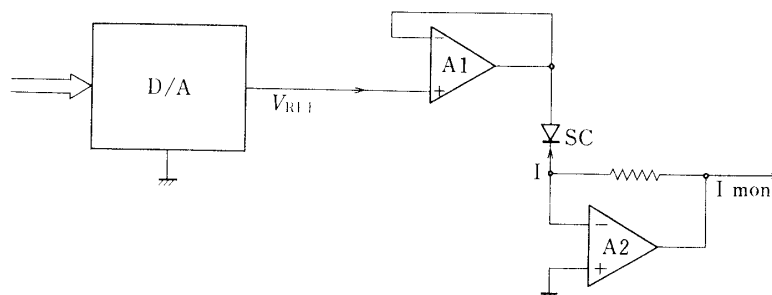
4.1.2 太陽電池の特性測定装置

i) 太陽電池の電流—電圧特性測定装置

太陽電池の電流—電圧特性（以下I-V特性と略す）の測定原理は第8図に示したように、D/Aからのリファレンス電圧 V_{REF} （50mVステップで0～750mVまで）を光照射中の太陽電池（SC）に電圧フォロア（A1）を通して加え、そのときの電流Iを電流—電圧変換回路（A2）によって電圧としてとり出すことによる。実際の回路は第9図に示したが、7枚の太陽電池（NEC製の 1×2 cm²が4枚、シャープ製の 2×2 cm²が3枚）の測定を行うので、後に説明するPCMエンコーダ内にあるロジックカウンタからの3ビットのタイミング信号によってデコーダ（DEC1）およびANALOG SWが駆動され素子や測定回路の選定が可能となる。



第7図 気球搭載太陽電池パッケージ窓用熔融石英板の透過特性



第8図 太陽電池特性測定原理

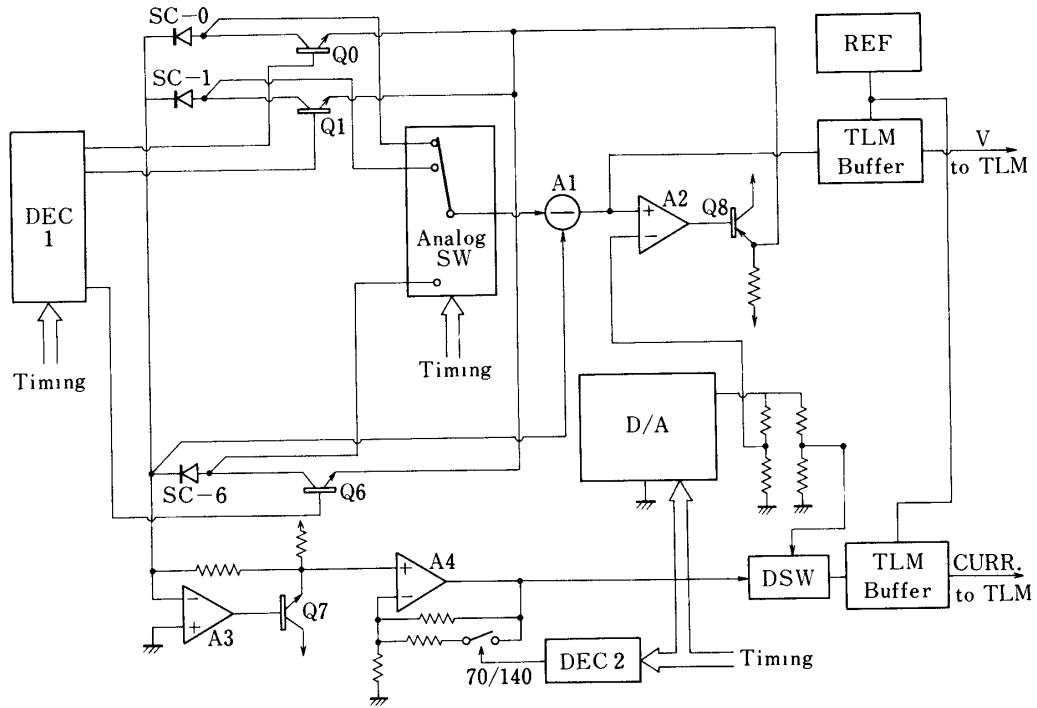
素子への電圧の印加は、今 SC-0 を例にとると前述のカウンタからの4ビットのタイミングパルスによって D/A コンバータが 0 ~ 750 mV まで、50 mV ごと 16 ステップのリファレンス電圧を発生し、これを Q8 駆動用のアンプ A2 および差動アンプ A1 を介して SC-0 に加える。このときの電圧は TLM BUFFER を経て後述の FM テレメータの SC-V チャンネルでモニタされる。

電流は A3 によって電圧に変換され A4 で増巾されて FM テレメータの SC-I チャンネルと A/D コンバータに送出される。この場合太陽電池としては面積が $1 \times 2 \text{ cm}^2$ と $2 \times 2 \text{ cm}^2$ の2種類について測定を行うので、 $1 \times 2 \text{ cm}^2$ の SC-0 では DEC 2 で SW の接点を開放してゲインの設定が行われる。

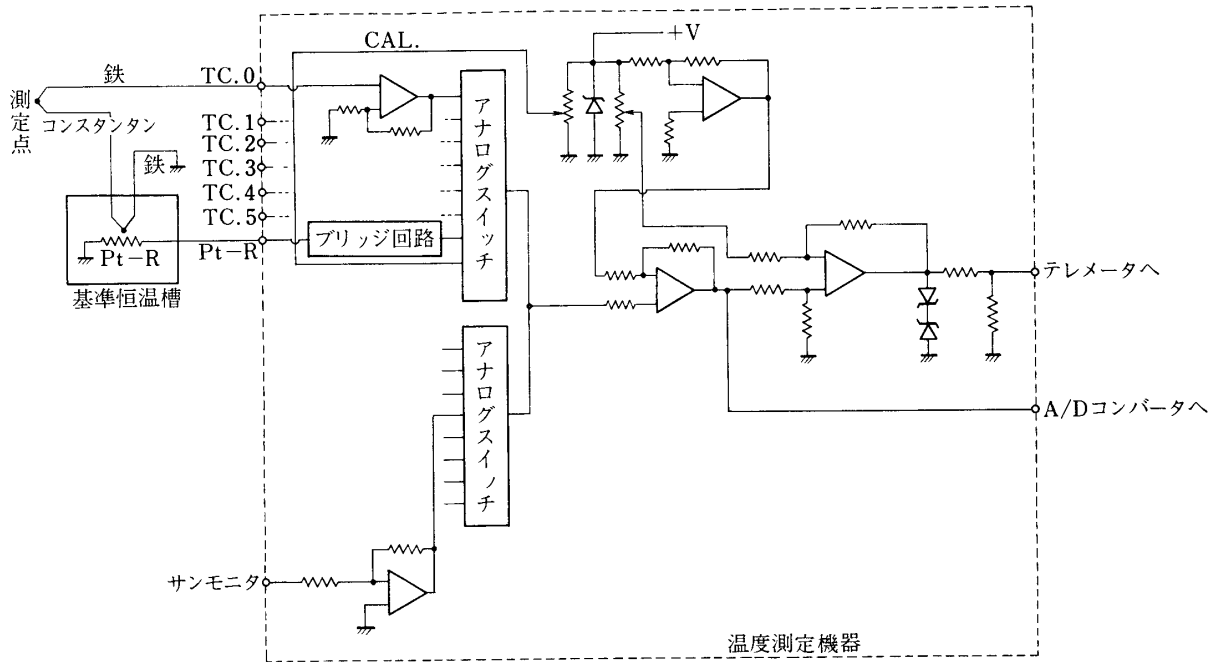
またデジタルスイッチ DSW は電流チャンネルへの校正入力の切替用である。

11) 温度測定装置

測定系統図を第 10 図に示す 全体は熱電対増巾回路、白金抵抗線による恒温槽の温度検



第9図 太陽電池の電流 - 電圧測定回路



第10図 温度測定系統図

出回路，較正電圧発生回路およびサンフォロアが確かに太陽を追尾しているかどうかを確認するサンモニタ増幅回路によって構成され，各々の出力をアナログスイッチで切り換えテレメータのTEMPチャンネルとA/Dコンバータに送る。

測定は主に太陽電池素子の温度をはかるのが目的で，温度センサを太陽電池電極部にとり付ける必要から熱電対とした。

基準恒温槽は中に入れてある白金抵抗線の温度測定範囲を $-10 \sim 60^{\circ}\text{C}$ までとってあるので特に温度コントロールを行わないこととした。

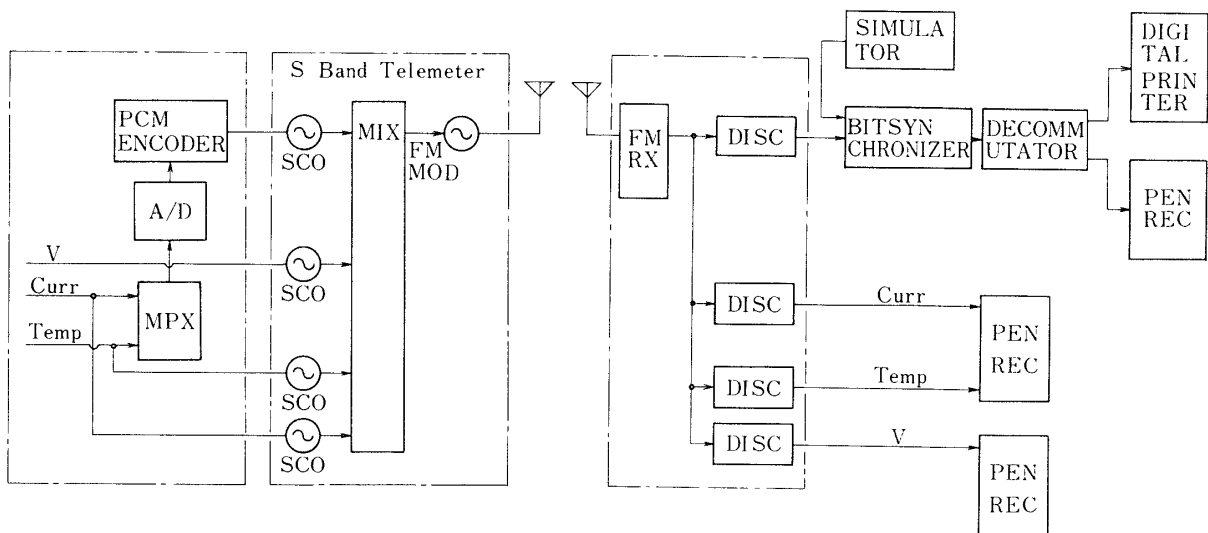
熱電対は太陽電池素子4点のほか測定機器外壁やリチウム電池にも貼付した。

4.1.3 FMテレメータ

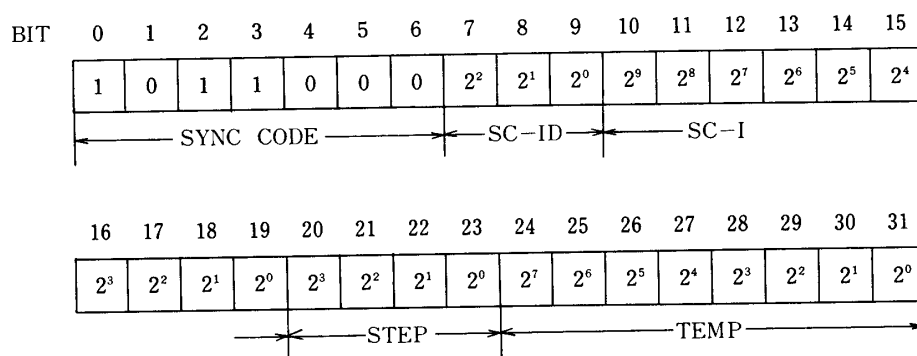
太陽電池の電流測定の精度を $\pm 0.1\%$ を目標に考えると，現在気球に用いているテレメータはFM-FM方式であるから，精度は搭載側VCO (Voltage Controlled Oscillator) および地上側 sub-carrier discriminator の安定度により決定される。較正を行わない場合この方式の over all の精度はせいぜい $\pm 2\%$ 程度である。短期安定度が比較的良い場合飛行中の較正を行うことによって直線性の補償および温度によるドリフトの補正が可能である。しかし結果がデジタルな形式で得られない場合，これらの作業は比較的煩雑で $\pm 0.1\%$ の精度を得ることはかなり困難である。

性の点での有利さを考慮してFMの中の1チャンネルを用いてPCM信号にて伝送を行う方式を採用した。

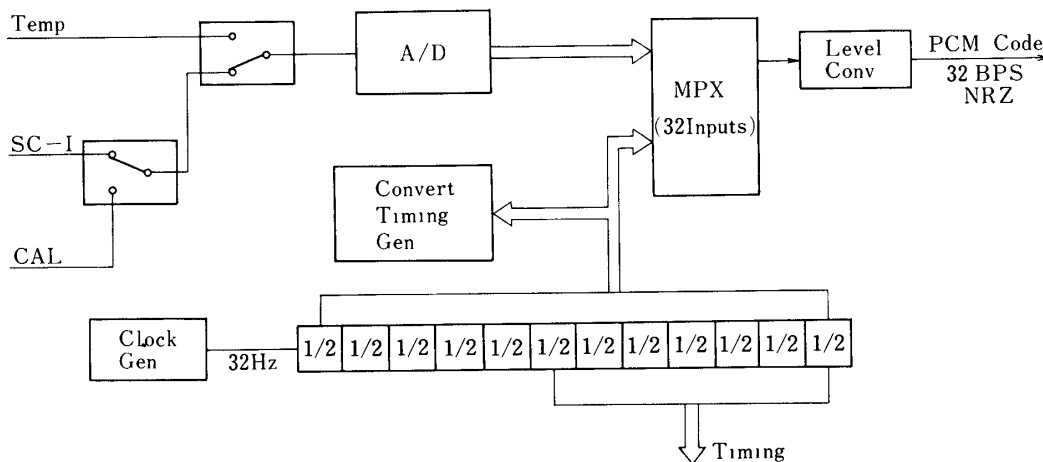
PCM信号をFM sub-carrierチャンネルを用いて送信する場合の符号形式としてはできるだけbase bandの狭い方式が望ましい。このため本システムではNRZ-Lを用い全体としてPCM-FSK-FM方式を用いている。第11図には地上系も含めた本方式のブロック図を掲げる。



第11図 PCM-TMブロック図



第12図 PCM-FORMAT



第13図 PCMエンコーダ

この方式はビットレートを frequency response の 0.75 倍程度まで取ることが可能なため、IRIG proportional band を用いた場合センササブキャリア周波数の 3% 程度までのビットレートをを用いることができる。今回用いる PCM システムは 32 bit/sec の伝送速度を持っている。

第12図に示すように1フレーム32ビットの構成は7ビットが同期パターン、残り25ビットが太陽電池素子の識別 (SC-ID)、太陽電池の電流 (SC-I)、リファレンス電圧の識別 (STEP) および温度等 (TEMP) のデータである。同期用パターンは誤同期に入る確率が最小になるように Barker sequence "1011000" を用いている。太陽電池の電流を送るワードは10ビットを用いているため、1,024 レベル ± 0.05% 以下の量子化誤差で伝送が可能である。

第13図の PCM エンコーダへの各測定装置からのアナログ入力をデジタル信号に変換する A/D コンバータとしては、安定であること、消費電力が少ないことなどが要求されるが、

第3表 テレメータチャンネル配分

| No. | I. R. I. G. Band | Items | Remarks |
|-----|------------------|----------------------|----------|
| 1 | 8 | SC -V | 太陽電池電圧出力 |
| 2 | 9 | SC -I/cal | “ 電流 ” |
| 3 | 10 | Temp | 各種温度 |
| 4 | 11 | PCM | PCM 出力 |
| 5 | 12 | Out put of Manometer | 気圧計出力 |
| 6 | 13 | Az. Control | 方向規正出力 |

コマンドチャンネル配分

| Channel | Items |
|---------|----------------------------|
| A-1 | Cutter |
| 2 | Ballast / Sun-Follower off |
| 3 | Sun-Follower on |
| 4 | Cutter |
| 5 | 方向規正 |

今回は Hybrid System の CMOS-IC の積分形を使用した。

このエンコーダは単純化を第1目標に設計したもので、32の入力を持つ Multiplexer により A/D および Counter の出力を commutate し serial に変換する方式である。この方式は複雑なタイミングを必要としないため動作の安定性の点で非常に有利である。このため今回のシステムのように1フレームの比較的短い PCM エンコーダを用いる場合には有効な方式であると思われる。

Analog Data の間に Digital (SC - ID および STEP) Data が入っているのは A/D コンバータが変換に必要な時間 (100 ms) に Digital のパターンをスキャンし、完全に変換が終了後、出力するための Guard 用の時間としての意味を持っている。

4.1.4 テレメータおよびコマンドのチャンネル配分

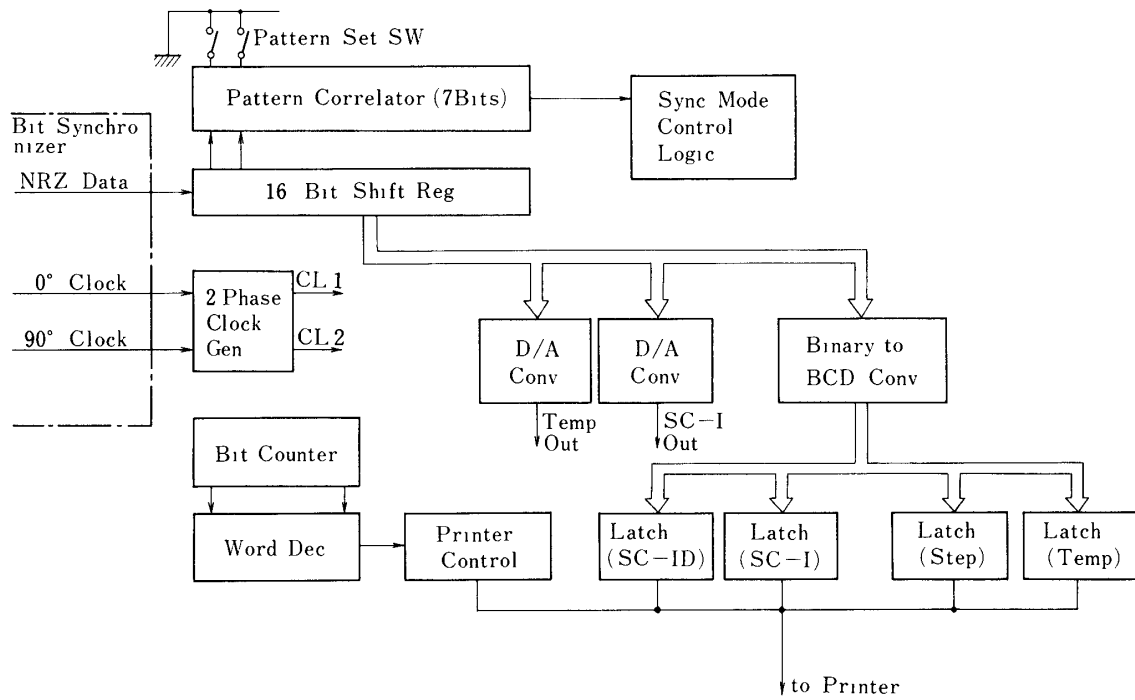
今飛しょう実験におけるテレメータおよびコマンドのチャンネル配分を第3表に示す。

PCM データは Band 11 を用い、Band 8, 9, 10 はアナログデータを出力させ PCM データの back-up とした。

コマンドは A-3, 2 でサンフォロア ON/OFF を行い、他は気球制御に割りあてている。

4.2 地上用データ取得系

地上用データ取得系は既に第11図で見たように simulator, bit-synchronizer, demultiplexer, digital printer より構成されている。



第14図 デコミュテータ

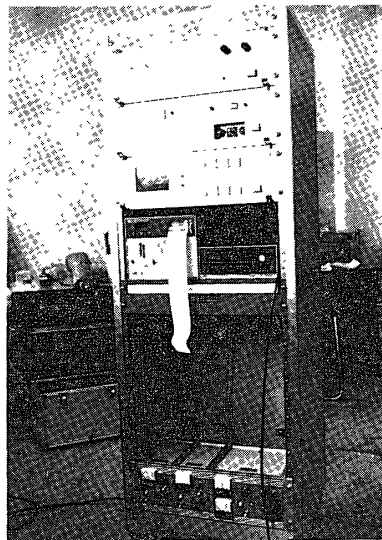


写真4 デコミュテータの外観

まず、sub-carrier discriminatorにより復調されたNRZ信号はbit synchronizerに入力される。bit synchronizerはクロック信号を抽出し、同時にmatched filter出力をsample

し, logic level の NRZ 信号を出力する.最後に第14図の decommutator がこの NRZ 信号を受け,同期信号を見つけ出しこれを基準として各ワードの decode を行う.同期用パターンは7ビットと比較的短かいため今回のシステムでは search mode の後,2フレーム分のチェックモードを設け,誤まった位置で同期がかかるのを防いでいる.

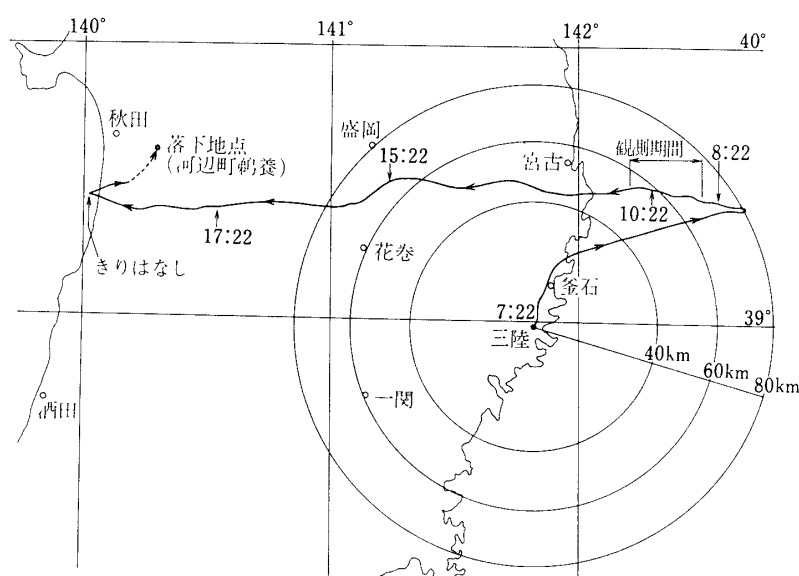
decommutator により分離された各ワード出力は, digital printer により1フレームごとに print out される.それと共に直接 D/A 変換されてアナログ表示も可能である.写真4にその外観をあげた.

5. 実験結果

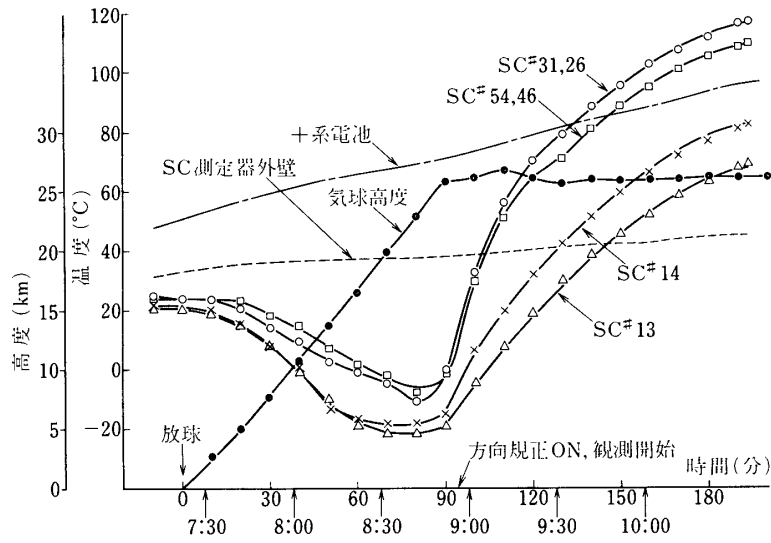
B₅-69 気球は昭和51年5月25日午前7時22分に三陸大気球実験場より打ち上げられ,飛しょう航跡を第15図に示したように,約90分後の8時52分に釜石沖約70kmの地点でレベルフライトに入り,コマンドにより方向規正 ON,サンフォロア ON 信号が送られ太陽電池の I-V 特性測定を開始した.

気球の高度データと打ち上げ直前からの各種温度を第16図に示す.太陽電池試料温度は打ち上げからレベルフライトに入るまでは徐々に下り約-20°Cに達したが,レベルフライトに入り太陽電池が太陽方向に規正されると急激に上昇し最高で約120°Cに達した.これは特に太陽電池試料の温度コントロールを行っていないことと,収納パッケージの構造のためで多少高めではあるが当初予測されていた温度であった.

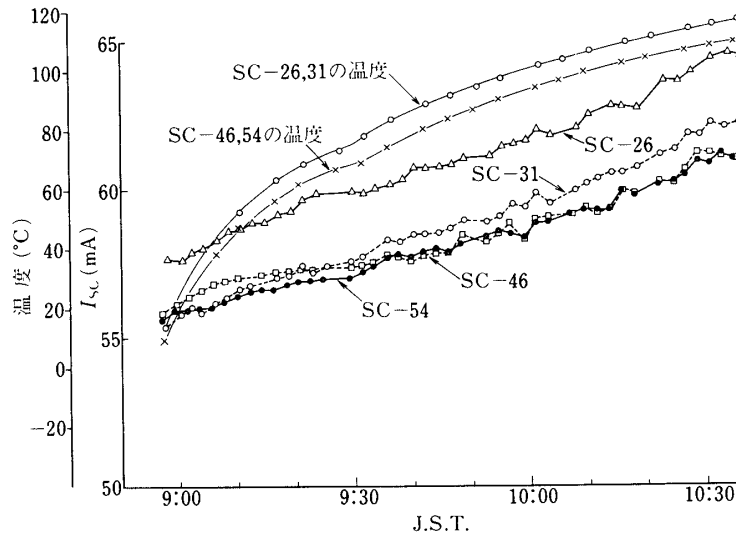
ゴンドラ内部の測定器温度は30~45°Cで比較的ゆるやかであった.一系リチウム電池は問題をおこさなかったが,+系リチウム電池は放電時の発熱(定格300mAに対し+



第15図 B₅-69 飛しょう航跡図



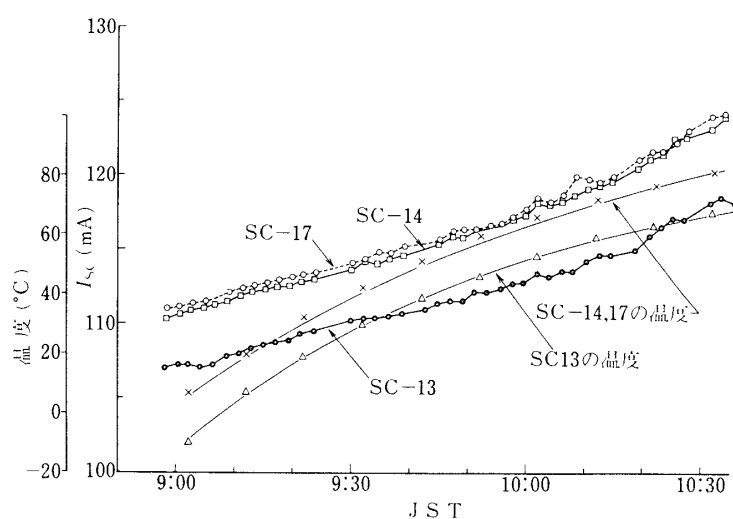
第16図 高度、各種温度の時間変化



第17図 1 cm × 2 cm 太陽電池の Isc と温度

系 210 mA, -系 160 mA で使用) と発泡スチロールによる過保護により +95 °C 迄上昇し, 打ち上げ後 3 時間 15 分後に温度ヒューズが働き OFF になってしまった. スチロールによる保護は当初電池温度が冷えることを心配したためで, 以後の対策として①定格の 50% で使用②電池の放熱等に注意したい.

第17図と第18図に 1 cm × 2 cm と 2 cm × 2 cm 太陽電池の短絡電流 (Isc) の実測データをあげた. 第18図より第4表にあげた飛しょう前の各太陽電池の Isc と比較してみると,



第18図 2 cm × 2 cm太陽電池の Isc と温度

第4表 飛しょう前の太陽電池出力
 全て, 1 solar constant (135.3 mW/cm²), 28 °Cに換算

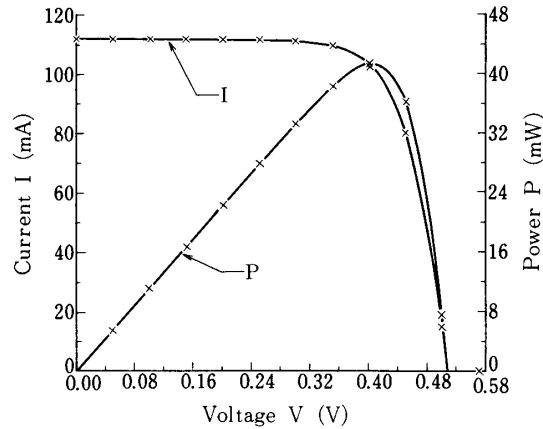
| パッケージ番号 | 太陽電池番号 | 太陽電池の種類 | Isc (mA) |
|---------|--------|-------------|----------|
| P - 1 | SC-17 | 2 cm × 2 cm | 122.23 |
| P - 2 | SC-13 | | 120.18 |
| P - 3 | SC-14 | | 121.52 |
| P - 4 | SC-46 | 1 cm × 2 cm | 61.47 |
| | SC-54 | | 62.24 |
| P - 5 | SC-26 | | 65.41 |
| | SC-31 | | 61.32 |

SC-13 が SC-14, SC-17 に比べ低い値を示している. 詳細は後述するが, これは SC-13 に取り付けられた散乱光防止用フードの効果であると思われる.

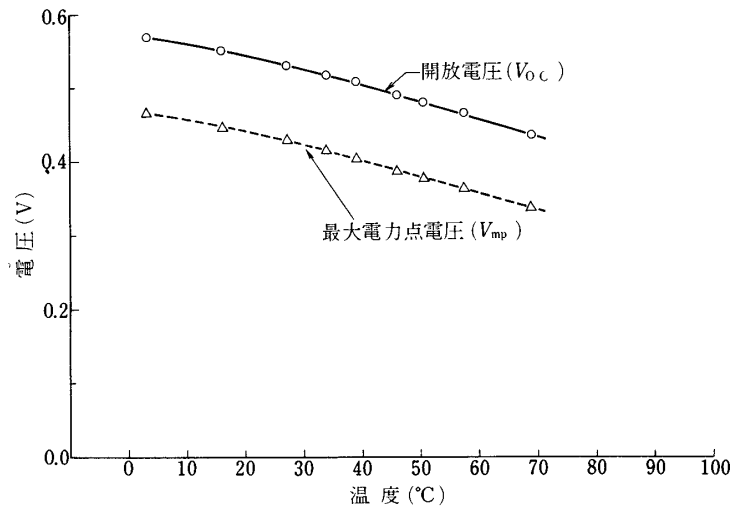
また, 今実験では太陽電池出力データは I-V カーブ上の各点を 50 mV 間隔でしか測定しなかったが, 完全なカーブを出すため「グラムの多項式」を主にした最小二乗法を使って計算機処理を行った. 端末の X-Y プロッタへの表示例を代表的に SC-13 について第19図に示す(×印は実測値). 上図より得られた開放電圧(Voc)と最大電力点電圧(Vmp)の温度依存性ならびに最大電力(Pmax)の温度依存性データを第20図と第21図に示す.

また, 今回, 幸いにも陸上回収が出来たが, 太陽電池試料の気密封じを厳重に行えば第22図に示す如く, 飛しょう前後でその特性は変わらず回収後地上で十分使用に耐え得ることが

TIME 9. 42. 39.
 $P_{MAX}=41.5 \text{ MW}$ (AT $V_{MP}=0.4042 \text{ V}$)
 $I_{SC} 111.86 \text{ MA}$ $V_{OC} 0.5082 \text{ V}$



第19図 SC-13の X-Yプロッタによる I-V 特性表示例



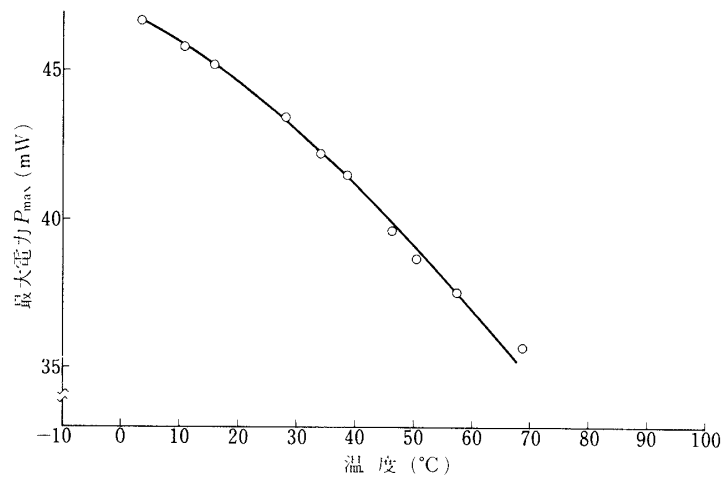
第20図 SC-13の Voc と Vmp の温度依存性

確認された。しかし海上回収の場合については例えば回収が長期にわたる可能性もあり、またゴンドラが波に洗われるなどの問題もあってまだ多少疑問が残る。

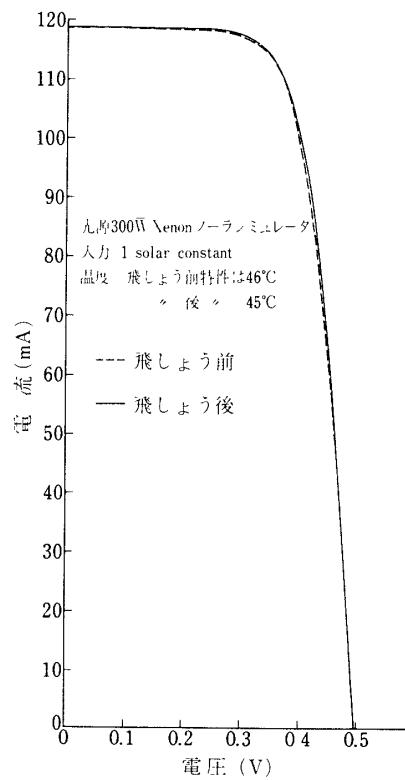
6. 実験結果の解析

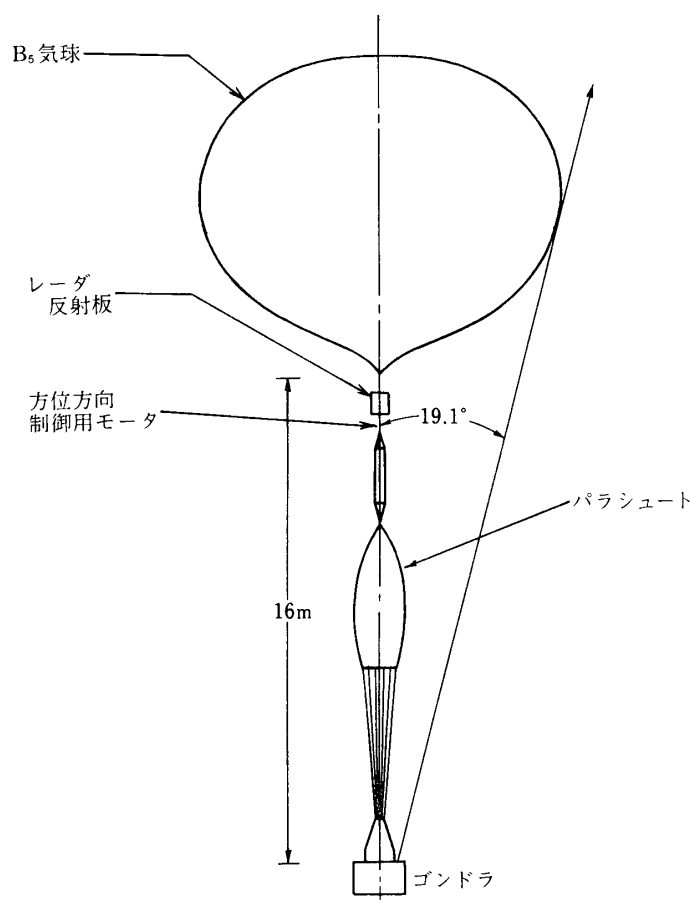
6.1 気球による反射の影響

水平浮遊時の B-5 気球の諸定数 [7] をもとにゴンドラ上のサンフォロアから気球の端を



第21図 SC-13の最大電力の温度依存性

第22図 飛しよう前後における
SC-13の電流-電圧特性



第23図 気球全体図

見る角を求めると、第23図に示すように19.1度となる。

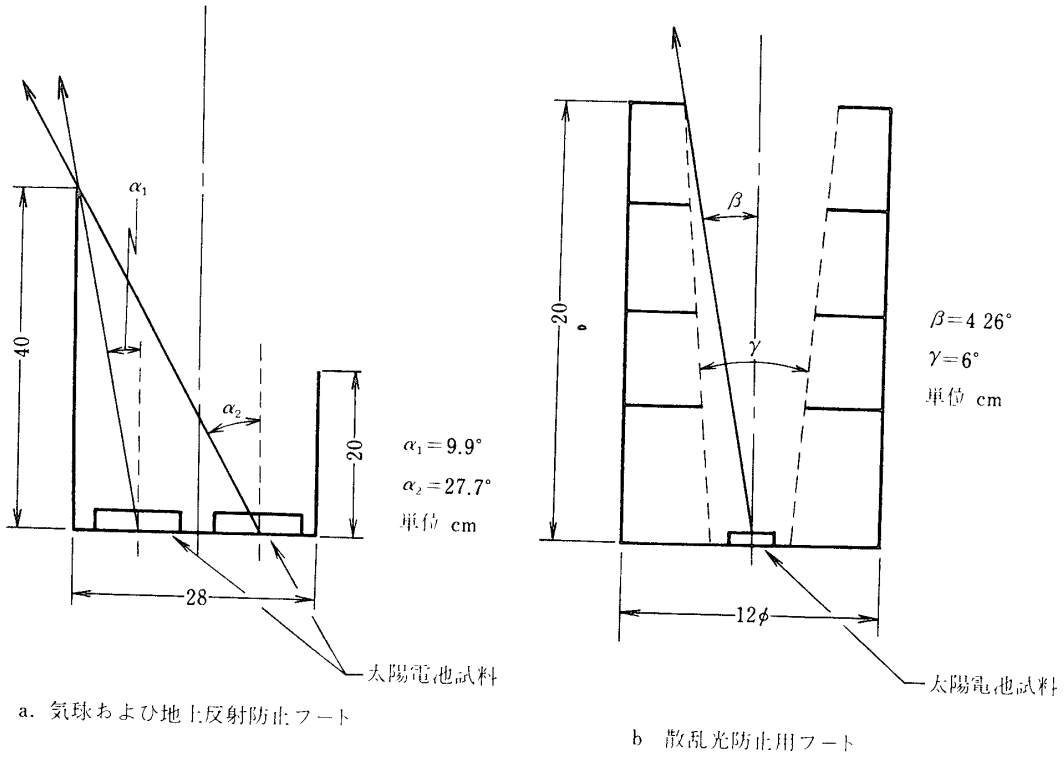
又、各太陽電池試料から第24図に示す如く各フードの端を見る角を求め、さらに第25図に示す5月25日のゴンドラ上から見た太陽の天頂角の変化から幾何学的計算によって、気球の反射の影響が現われるであろう時間を求め第5表に示した。この時間を次節で述べる第27～29図のX軸に矢印で示した。

6.2 太陽電池出力

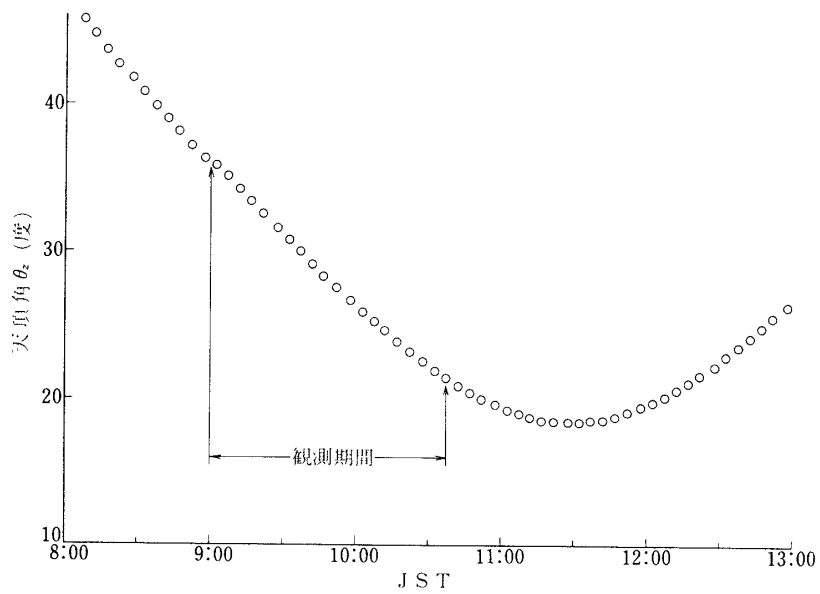
第26図に飛行当日(5月25日)のゴンドラ上から見た太陽光強度の変化を計算値によって示す。又、レベルフライト時の気圧は約16mbであったことから今実験のAMの最小値は0.026であった。

実測データを基に、各々試料の温度係数を求め、さらに収納パッケージのコルツ窓の効果をも補正し、第2表の1 Solar constant (135.3 mW/cm^2), 25°C に換算した Is. c. データを代表的に SC-13, SC-14, SC-46について各々第27, 28, 29図にあげる。

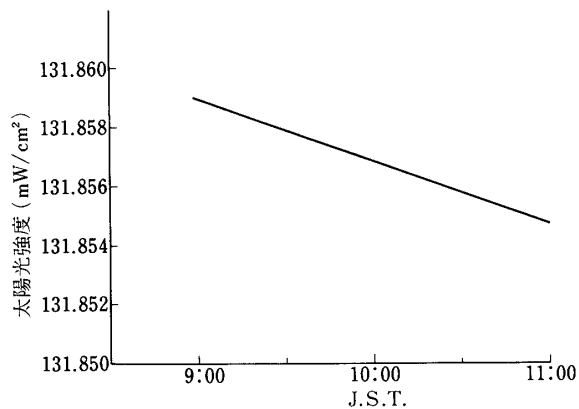
これによると、例えば SC-13の場合10時10分位から、SC-14, 46では9時50分位から Isc が急激に上昇し、第5表に示す各試料が気球を見出す時間とほぼ一致し、気球の反射



第24図 フードの断面図



第25図 昭和51年5月25日のゴンドラ上から見た太陽の天頂角の変化



第26図 昭和51年5月25日のゴンドラ上から見た太陽光の強度変化

第5表 各太陽電池が Balloon の端をみる時刻

| SC 番号 | Balloon の端を見る時刻 |
|---------|-----------------|
| SC - 26 | 8時05分 |
| SC - 31 | " |
| SC - 46 | 9時45分 |
| SC - 54 | " |
| SC - 14 | " |
| SC - 17 | " |
| SC - 13 | 10時15分 |

第6表 散乱光防止用フードの効果

| | | SC-13と比較した I _{sc} の増減 | |
|--------|-----------------------------------|--------------------------------|---------|
| | | SC-17 | SC-14 |
| 飛しょう前 | ΔI_{sc1} | + 1.7 % | + 1.1 % |
| 飛しょう中 | ΔI_{sc2} | + 3.1 | + 2.7 |
| フードの効果 | $\Delta I_{sc2} - \Delta I_{sc1}$ | + 1.4 | + 1.6 |

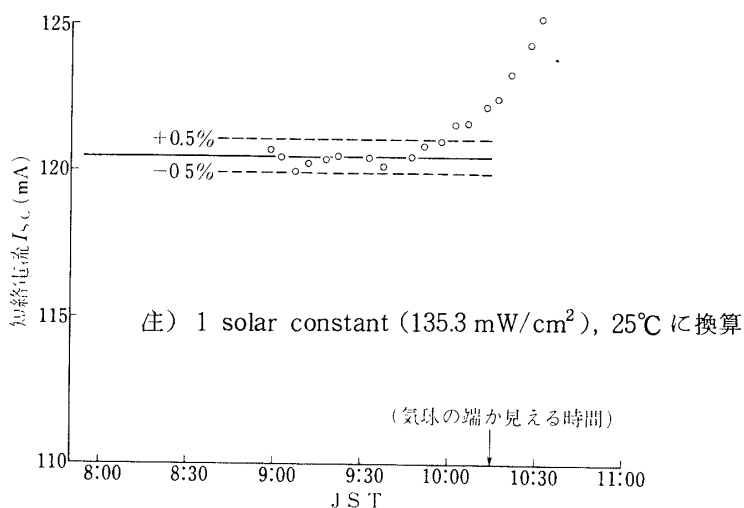
但し、気球の反射のない所での比較データ

の影響が現われたものと思われる。

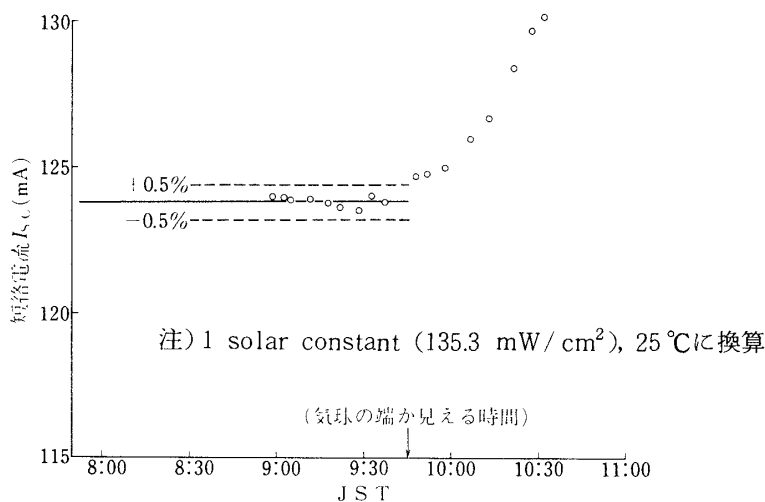
それ以前の時間では各セル共、平均値より±0.5%以内に I_{sc} がおさまっており信頼出来るデータが得られたと判断できる。

6.3 散乱光防止用フードの効果

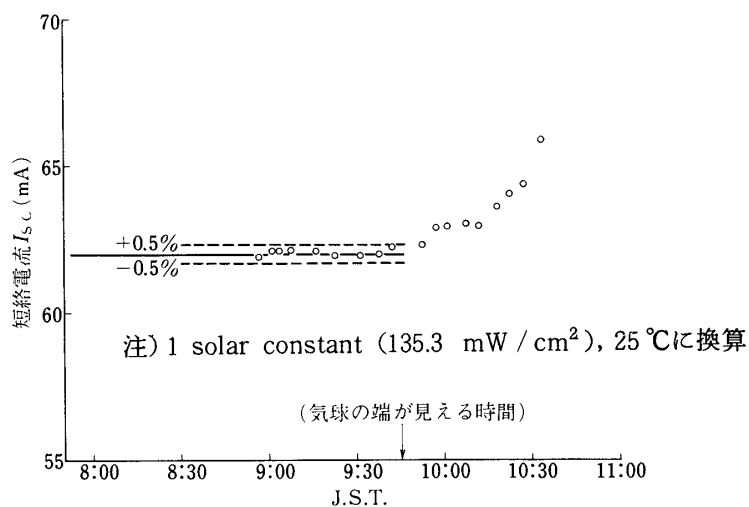
SC-13に取り付けた散乱光防止用フードの効果に関しては第6表に示した如く、フードを取り付けていない SC-14, 17は SC-13に対し約1.5%の増加が見られる。この差は散乱光の影響である。重量制限もあって3章で述べた様に全ての試料にフードを取り付けたり、又 SC-13の散乱光防止用フードを完全にするのは困難で、むしろ高度を上げる方向で散乱光の影響を根本的に避け、実際的には測定試料のふやせる方向にもって行きたい。



第27図 正規化した SC-13 の I_{sc}



第28図 正規化した SC-14 の I_{sc}

第29図 正規化した SC-46 の I_{sc}

む す び

今実験では検討の結果

(1) 太陽電池出力測定および伝送系の精度を $\pm 0.1\%$ 、温度測定精度を $\pm 2\%$ 以内 (I_{sc} の温度係数は $0.08\%/^{\circ}\text{C}$)に納めたことにより、総合精度としては各太陽電池試料とも平均値より $\pm 0.5\%$ 以内にデータが納まっており、信頼出来るデータが得られた。

(2) 散乱光の影響の少ない約36 km以上の高空で、かつ気球の反射の影響を受けない条件のよい所を選べば、太陽電池の出力を正確に較正することが可能であり標準太陽電池設定の目途がついた。

等が結論づけられる。又、今後の問題として

(1) 飛しょう中に出来るだけ有効なデータを得る時間を長くするために

イ) 気球反射の防止

ロ) 特に電池の配置を中心とした熱設計

(2) 出力評価の際、計算値とのつき合せのために Air mass の効果を含めた太陽光強度の測定

等があげられる。

なお、ゴンドラは打ち上げ7日後の6月1日に秋田県川辺町鶴養の山中で和田宮林署の協力のもとに無事回収された。

謝 辞

御指導御協力いただいた野村、西村、林各教授、広沢助教授はじめ、回収に協力いただいた林研究室大島氏、西村・広沢両研究室および林野庁玉井晟也氏、和田宮林署ならびに搭載機器製作と試料の提供をしていただいた松栄電子、シャープ(KK)の関係各位に深謝いたします。

1977年6月10日 新設部(工学)

参 考 文 献

- [1] 後川他「気球による衛星用太陽電池の較正実験計画」大気球シンポジウム, p 177 (昭和49年)
- [2] 後川他「気球による衛星用太陽電池の較正実験計画Ⅱ」大気球シンポジウム, p 105 (昭和50年)
- [3] 後川他「気球による衛星用太陽電池の較正実験」大気球シンポジウム, p. 52, (昭和51年)
- [4] 高橋, 後川「科学衛星用太陽電池パネルの軌道上における出力の評価」信学会宇宙・航行エレクトロニクス研資 SANE 75-15 (1975-09)
- [5] 関根「太陽放射の観測」応用物理第44巻第1号, p 78, (1975)
- [6] NASA SP-298 「Space Simulation」 p 955, (1972)
- [7] 東大宇宙研大気球実験班「Balloon Manual」昭和50年度

正 誤 表

気球による衛星用太陽電池の較正実験

宇宙航空研究所報告第13巻第3号 (B)

1977年9月

P. 784

4.1.3 FMテレメータ

7行目と8行目の間に次の文章を入れる。

・・・伝送系で $\pm 0.1\%$ 以内の精度を得るにはいろいろ方法があるが、精度およびシステムの発展・・・

(後川研究室)