

1号科学衛星の太陽電池出力

後川 昭雄・高橋 慶治

Solar Panel's Power of The Satellite No. 1

By

Akio USHIKAWA and Keiji TAKAHASHI

Abstract The power output from the solar cell panels of Flight Unit No. 1 of the scientific satellite No. 1 (M-4S-1-F₁) is discussed. The calculations are developed, including the effect of an operational temperature and a spin on the panel's output. Finally their results are compared with those of outdoor sunlight test. As a result, measured values were considerably consistent with calculated ones. Therefore, in the case of insolation of 140 mW/cm² at Air Mass Zero, the solar panels can supply about 30 watts on the output side of the panels in the temperature range of 20~30°C, and also about 12 watts to the load on the output side of the switching type regulators under the equatorial illumination, if the losses caused by one year's radiation damage and the potential drop across the blocking diodes are assumed to be 3.3 watts.

概 要

1号科学衛星のフライトユニット1号(以下 F₁ と略記)用太陽電池パネルの出力について、パネルの温度分布、入射角依存性とスピンによる影響を考慮して計算を行なった。また地上テストによる実測換算値と比較検討を試みた。その結果気象条件の変動などに対する厳密な補正が残されているとはいえ、本衛星は、計算値との一致が比較的よいことから、まず放射線損傷を無視した場合 Air Mass Zero (以下 AMO と略記)の太陽光強度 140 mW/cm²、20~30°C の温度範囲で、パネル出力約 30 W が可能となった。すなわちダイオード損失、放射線損失を考慮した1例として入射角 0° の赤道照射で約 12 W が負荷電力として供給し得るであろう。

1. ま え が き

衛星成功のための一つの必須条件は、実に太陽電池の動作にかかっていると言っても過言でない。すなわち、宇宙空間軌道中での太陽電池出力が、設計どおりであったかどうか、まず第一の関心事となる。このためふつう飛しょう前実装状態で必ず太陽光による出力のテストが行なわれることになっている。これと軌道中テレメータによって送られてくる

太陽光強度 140mW/cm^2 (Near Earth Orbit のとき) における出力が対比され, その後の電源系の設計や素子の改善に役立てられる.

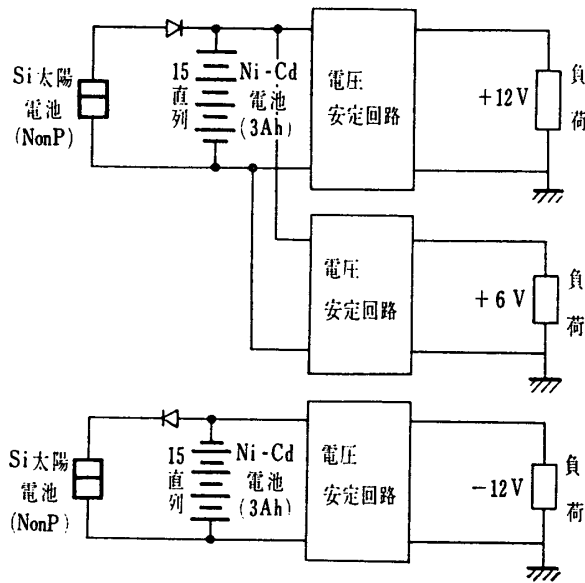
本報告では, 初めに 42 年度に行なった太陽電池パネルのスペース・シミュレータによる X_e 光源を用いた熱真空テスト結果 [1] に基づいて F_1 の太陽電池出力の計算を試みる. ついで前述の太陽光テスト結果を述べ, 計算結果との比較を行なう.

2. F_1 の太陽電池出力

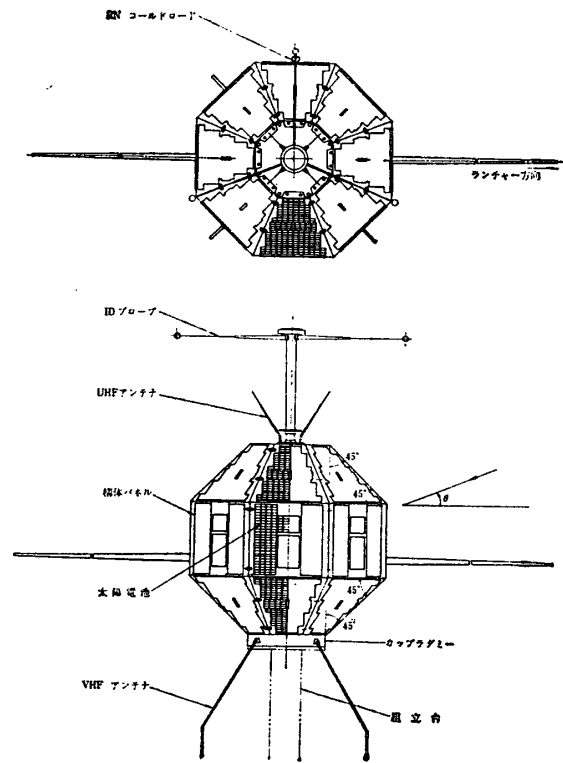
2.1 出力の計算

図 1 に F_1 の電源系の構成を示したが, $\pm 12\text{V}$ および $+6\text{V}$ 負荷に合せて約 11W を供給するため, 5184 枚を表 1 のように配列し, どの方向からの光の入射でも, 一様出力が得られることも念頭に, 図 2 の 26 面体に決めた.

そこで図 2 の位置関係をもとに, 任意の入射角 θ での出力を求めることになるが, 一般に衛星の電源系の設計に当っては,



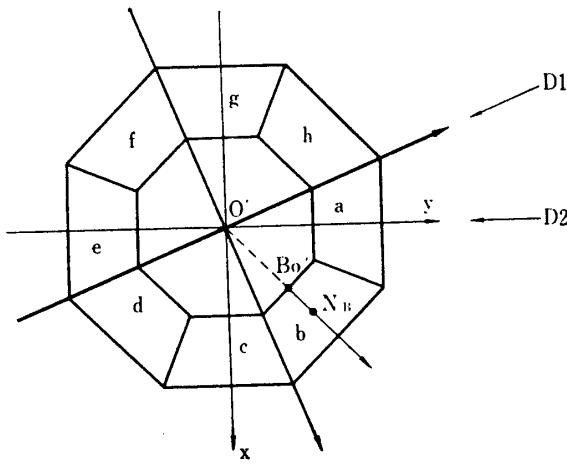
第 1 図 F_1 の電源系



第 2 図 F_1 の外観図

第 1 表 太陽電池実装素子数

	直列数	並列数/パネル	パネル数	太陽電池素子数	占有率(%)	素子総計
BおよびDゾーン	54	4	16	3456	70	5184
Cゾーン	"	"	8	1728	54	



第3図 計算用平面図

- a) 放射線照射による劣化はどうか.
 - b) 入射角依存性を持った表面の温度分布による影響はどうか.
 - c) Ni-Cd電池の充電電流, 放電深度は適正かどうか,
 - d) スピンによる出力変動はどうか.
- などを考慮する必要がある. a) に対しては, 抵抗率とカバーガラス厚さの増大により, 衛星軌道を近地点500km, 遠地点1500km, 軌道面傾角30°と仮定しても, 太陽電池の性能保存度 I_{sc}/I_{sc0} (I_{sc0} : 照射前短絡電流) は90°以上となり耐放射線性は十分と考えている [2]. c) については, 別の機会に譲るとして, ここでは, b), d) を考慮して計算を進める.

スピンの効果は, 図3の D1, D2 入射方向で代表されるから, これら2方向の電力のみを以下で扱う.

i) D2 方向での出力

電力を計算するには, まず入射を受けた面の入射光に垂直な面への投影面積を求めればよく, それは受光面の面積と法線および入射方向のなす角の余弦の積で与えられる.

面 'b' に着目して, 台形の中心 N_B におけるこの面の法線を延長すると, 図3の平面図上外側の正8角形が作る平面と点 B_0' で交わる. そこで, 線分 $\overline{B_0'N_B}$ を点 O' , N_B を含む紙面に垂直な面内で, その起点 (B_0') が O' に重なるまで平行移動させる. $\theta=0^\circ$ とすると, 結局座標系 $O'-xyz$ における有向線分 $\overline{O'N_B}$ (N_B は, 点 N_B の移動後の対応点) の方向余弦を (λ, μ, ν) として, 求める投影面積は,

$$S_B \cdot \mu = S_B \cos^2 45^\circ$$

0 から 90° の任意の θ に対しては, 座標系の回転による点 N_B の前後の座標 (x_b, y_b, z_b) と (X_b, Y_b, Z_b) に

$$\begin{cases} Y_b = y_b \cos \theta + z_b \sin \theta \\ Z_b = z_b \cos \theta - y_b \sin \theta \end{cases}$$

なる関係があるから,

$$S_B (\cos^2 45^\circ \cdot \cos \theta + \cos 45^\circ \cdot \sin \theta)$$

となる.

面 c, d, …… , h に関しても上記と同様に処理して, Bゾーンの全出力は, 任意の入射角 θ に対して,

$$\begin{aligned} P_{B2} &= S_B \beta_B \eta_B S \cos 45^\circ \cdot 8 \sin \theta, \quad 45^\circ \leq \theta \leq 90^\circ \\ &= S_B \beta_B \eta_B S \cos 45^\circ \cdot (\cos \theta + 7 \sin \theta), \quad 35.25^\circ \leq \theta \leq 45^\circ \\ &= S_B \beta_B \eta_B S \cos 45^\circ \{ (1 + 2 \cos 45^\circ) \cos \theta + 5 \sin \theta \}, \\ &0 \leq \theta < 35.25^\circ \end{aligned}$$

で与えられる。ここに、 $S_B\beta_B$, S , η_B はそれぞれパネル当たりの太陽電池の有効面積、Solar Constant 及び B ゾーンでの太陽電池の変換効率を表わし、 35.25° , 45° はそれぞれ面 d および f と e の方向余弦 μ が零、すなわち該当パネルの入射光に垂直な面への投影面積がゼロとなる角である。

ii) $D1$ 方向での出力

i) での座標系を反時計方向に、 Z 軸のまわりに 22.5° だけ回転後、同様に考えれば、図 3, $D1$ 方向での B ゾーン (図 8 参照) の全出力 P_{B1} は

$$\begin{aligned} P_{B1} &= 8S_B\beta_B S\eta_B \cos 45^\circ \sin \theta, \quad 42.75^\circ \leq \theta < 90^\circ \\ &= 2S_B\beta_B S\eta_B \cos 45^\circ (\cos 22.5^\circ \cos \theta + 3 \sin \theta), \quad 20.917^\circ < \theta \leq 42.75^\circ \\ &= 2S_B\beta_B S\eta_B \cos 45^\circ \{(\cos 22.5^\circ + \cos 67.5^\circ) \cos \theta + 2 \sin \theta\}, \\ &\quad 0^\circ < \theta \leq 20.917^\circ \end{aligned}$$

ここに、 20.917° , 42.75° はそれぞれ面 c および f と d および e の方向余弦が零、すなわち i) と同様の意味の角である。

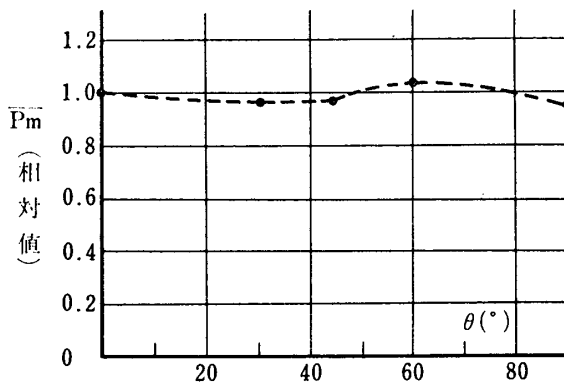
以上の手法で、 C および D ゾーンの出力を求め、 B ゾーンのそれと加え合せれば、衛星全体の出力が得られるがその結果を、表 2 に示す。表中、 P_1 は $D1$ 方向での全出力であり、 P_2 は $D2$ 方向での全出力である。この形の衛星では、スピン軸に対する対向パネルの対称性から、スピンをかけると、 45° を周期として、 P_1 , P_2 の状態が繰り返されるから、この

第 2 表 衛星の全出力

θ の範囲	P_1	P_2
$0^\circ \leq \theta < 20.917^\circ$	$1.8478 \cos \theta (S_B\beta_B S\eta_B + S_D\beta_D S\eta_D)$ $+ 2.8284 \sin \theta (S_B\beta_B S\eta_B - S_D\beta_D S\eta_D)$ $+ 2.6132 \cos \theta S_C\beta_C S\eta_C$	$\cos \theta (1.7071 S_B\beta_B S\eta_B + 2.4142 S_C\beta_C S\eta_C)$ $+ 0.7071 \sin \theta (5 S_B\beta_B S\eta_B - 3 S_D\beta_D S\eta_D)$ $+ 1.7071 \cos \theta S_D\beta_D S\eta_D$
$20.917^\circ \leq \theta < 35.25^\circ$	$1.3066 \cos \theta (S_B\beta_B S\eta_B + S_D\beta_D S\eta_D)$ $+ 1.4142 (3 S_B\beta_B S\eta_B - S_D\beta_D S\eta_D)$ $+ 2.6132 \cos \theta S_C\beta_C S\eta_C$	"
$35.25^\circ \leq \theta < 42.75^\circ$	"	$0.7071 \cos \theta (S_B\beta_B S\eta_B + S_D\beta_D S\eta_D)$ $+ 0.7071 \sin \theta (7 S_B\beta_B S\eta_B - S_D\beta_D S\eta_D)$ $+ 2.4142 \cos \theta S_C\beta_C S\eta_C$
$42.75^\circ \leq \theta < 45^\circ$	$5.6568 \sin \theta S_B\beta_B S\eta_B$ $+ 2.6132 \cos \theta S_C\beta_C S\eta_C$	"
$45^\circ \leq \theta < 90^\circ$	"	$5.6568 \sin \theta S_B\beta_B S\eta_B$ $+ 2.4142 \cos \theta S_C\beta_C S\eta_C$

第 3 表 正規化全出力 \bar{P}_m の角度依存性

入射角 (θ°)	0	31	45	60	90
正規化全出力 \bar{P}_m	1	0.961	0.951	1.013	0.932

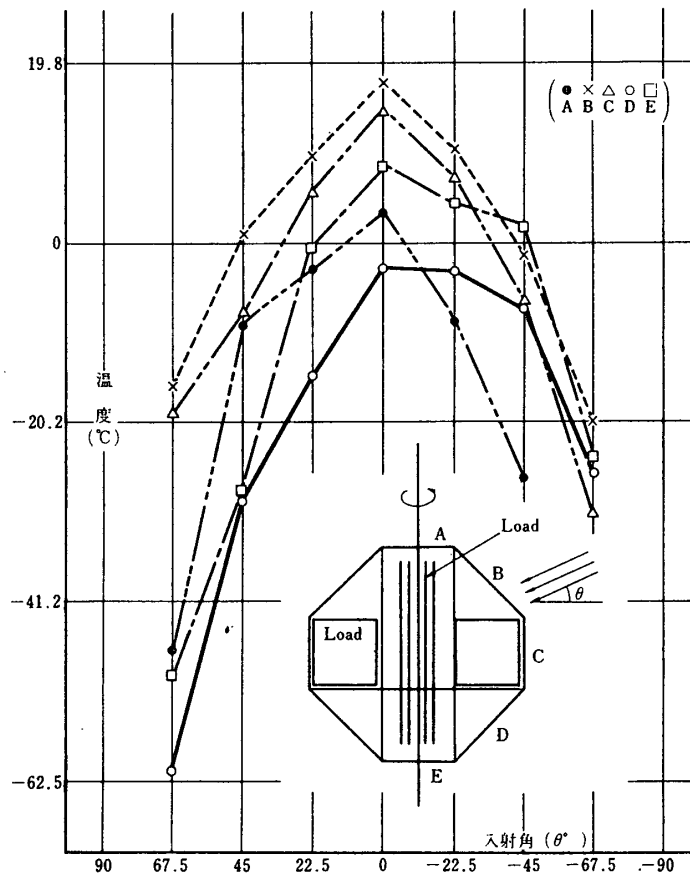


第 4 図 \bar{P}_m の角度依存性

影響を第 1 近似で考え、最大と最小値の平均 P_m をもって、一応の目安とする。そこで照射全パネルが同一温度にあるとすると、全出力の角度依存性が計算でき、その結果を赤道照射時出力を 1 とし、表 3 図 4 に示す。これによると、予想どおり、ほぼ一樣な出力が得られ、その全変動幅は約 8% 以内となる。

次に、温度効果を考えるために、次の二通りの実験結果を用いることにする。

一つはフレームが F_1 と同等で、搭載内部計器に予想される発熱量を持ったいわゆる 'black box' と表面の太陽電池パネルの α/ϵ に近づけるために塗料の塗り分けを施したアルミニウムシェル等で構成された thermal control model をスペース・シミュレータに入れ、周囲を液体窒素で冷却後、AMO の太陽光強度 140 mW/cm^2 に保った X_e 光源を照射し、スピンをかけながら、その表面の温度を測定した図 5 と [3]、他の一つは、 F_1 用パネルの一部に、



第 5 図 熱モデルにおける各部の平均温度

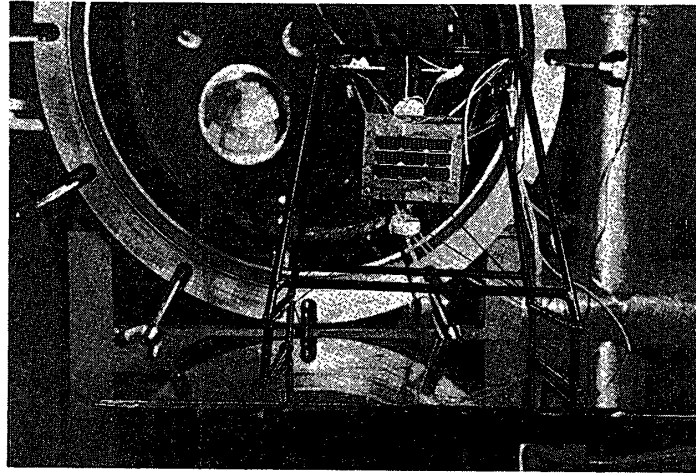
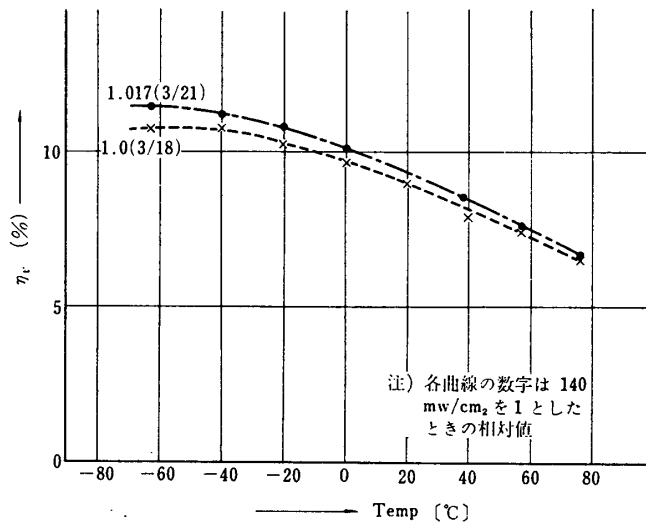


写真1・熱・真空テスト用太陽電池パネル

第6図 M-4 S-1-F₁用太陽電池パネル (A₂P₇) の熱・真空テスト

セル9個を3直列, 3並列に実装した供試体(写真1)に, 真空中で solar simulator を照射しつつ, 軌道中地球の影に入るために生ずる温度サイクルをかけ(たとえば F₁ では日照時間 60 分, 日陰時間 35 分), 出力の評価を行ない, 最大電力での変換効率 η_t の温度依存性として図6を得たので(詳細は発表予定), この結果から η_t が -40°C まで linear と考え, それ以後低温でほぼ flat と仮定する. すなわち

$$\eta_t = \eta_o + \alpha(t - t_o), \quad t \geq -40^\circ\text{C} \quad (1)$$

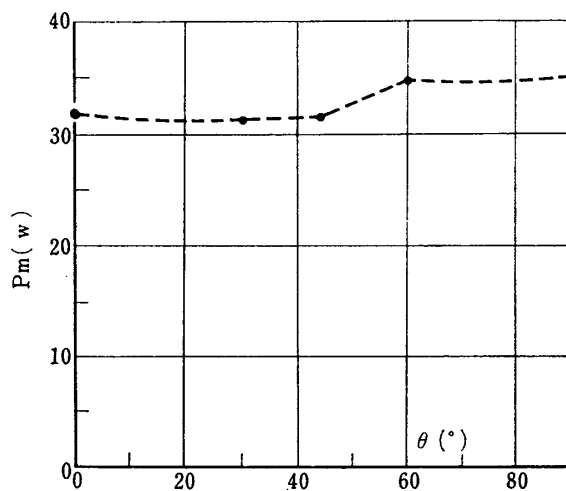
で, α は -0.034%/°C 程度となる. 次に太陽電池の有効面積が(グリッドを除いて) 1.8 cm²/セルであり, 表1から明らかのごとく, 各パネルは 54 直列の 4 並列構成となっているから, 表2の β_BS_B は

$$S_B \beta_B = S_c \beta_c = S_D \beta_D = 388.8 \text{ cm}^2$$

第4表 全出力の角度依存性 (温度分布を考慮した場合)

入射角 $\theta(^{\circ})$		0	31	45	60	90
各部の表面	B	18	6	0.5	-10	-60 [※]
	C	15	0.2	-8	-15.6	
温度($^{\circ}\text{C}$)	D	-3	-20.5	-30	-50	
全出力(W)	P_1	32.93	31.93	31.88	34.92	34.82
	P_2	30.43	30.78	31.10	34.35	34.82
	P_m	31.68	31.36	31.49	34.64	34.82

注) ※は第5図からの推定値.



第7図 温度分布とスピンを考慮した全出力の角度依存性

となる。以上の仮定および数値による表2の計算例を表4, 図7に示す。図7から明らかなごとく, 入射角が 90° に近づくにつれ, 温度低下による効率の増大に基づく電力増加が特徴的に現われ, 90° の極射時には最小値の11%程度に達する。

2.2 太陽光テスト

普通太陽電池パネルが, 予想環境のすべてに耐えることを保証するには, 各種のテストを行なわねばならない。Engineering Test Panel は Design Qualification Test を, 完成した(飛しょう用)パ

ネルは, Flight Unit Acceptance Test を受けることになる。Acceptance Test の一つとしてまずパネル出力等に関し“太陽光による動作テスト”が行なわれる。これは環境テストの任意の時期に, それだけを独立かまたはパネルを衛星本体と組み合わせて動作確認の意味で行ない, 天候が変化するため, (降雨は除外して) 100% までの相対湿度, $-15\sim 80^{\circ}\text{C}$ の温度条件で, 1回当たり最大8時間動作させる。本動作テストは普通3~20回行なわれるが, 振動テスト前には少なくとも1回実施していなければならない。

他は各種の環境試験の前後で視覚検査, 顕微鏡チェック, 電気的特性の測定およびパワ性能の決定を行なう。テスト中, 出力に2%以上の低下が認められた場合には, 理由のいかんを問わず失格とする。したがって電気的特性の測定に際しては, 太陽光シミュレータとともに太陽光テストも活用される。

以上からわかるように太陽光テストには二通りが考えられる。しかし本文では後者の立場に立って, F_1 の出力のチェックを行なった。この場合 $100\pm 8\text{ mW/cm}^2$ の入力での測定するが, 散乱ふく射と温度による補正後, すべての測定値は規定値になければならない。

ところが時期的には冬至付近の42年12月25日となって, AM1 で 100 mW/cm^2 入力の条件は実現できなかった。ただし, 写真2のように, 周囲からの散乱ふく射をできるだけお

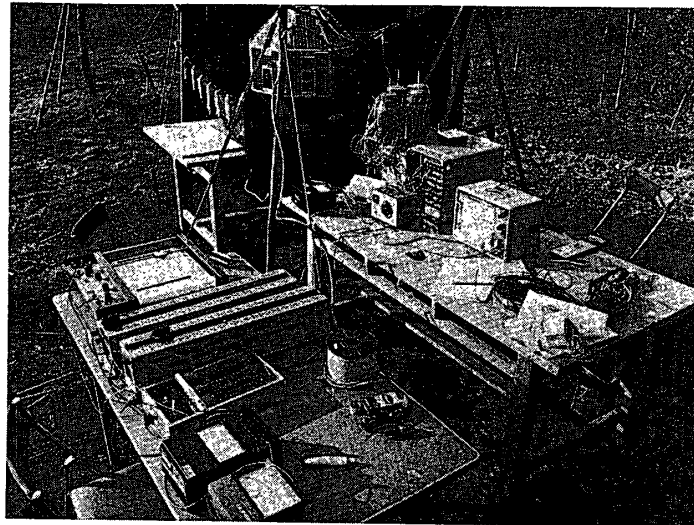
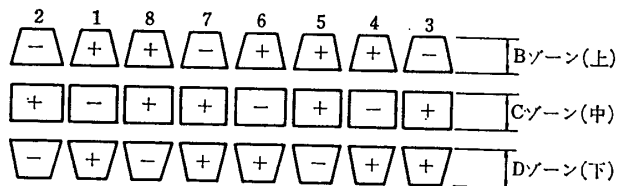
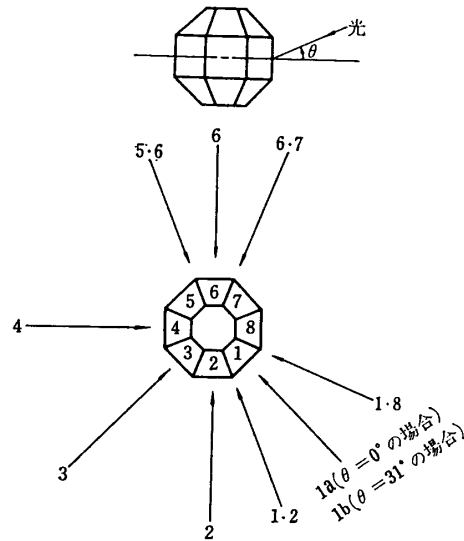


写真 2 太陽電池パネルの太陽光テスト (衛星を載せた台の前方にあるのが方位計)



第 8 図 入射方位とパネルの極性

さえるため、衛星を載せる台はもちろん、約 2m 四方の回りにも 1.8m 高さほどの暗幕をはりめぐらした。ふつうはテスト中、散乱ふく射が垂直入射形日射計ではかった入射量の 10% 以上あってはならないが、今回はこの測定は、行なわなかった。

i) テスト方法

日照時間の短いことを考慮しつつ、第 8 図の平面配置で、各パネルの出力がもれなくチ

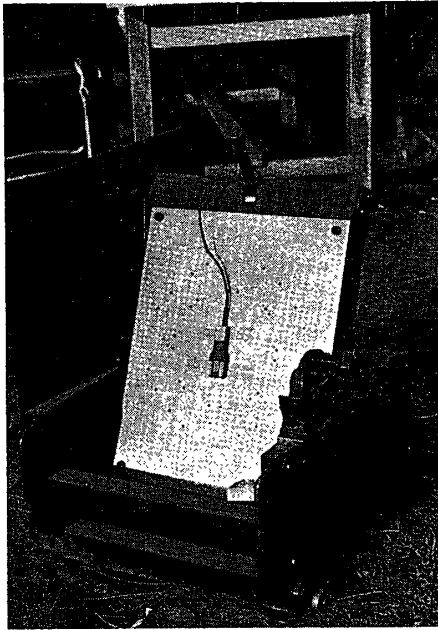
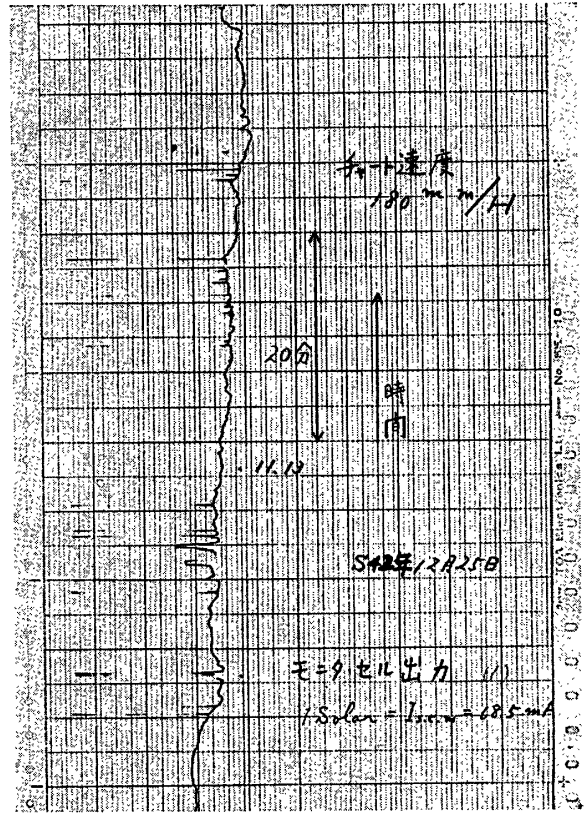


写真 3 入射光量測定用モニタセル



第 9 図 モニタセルの短絡電流記録例

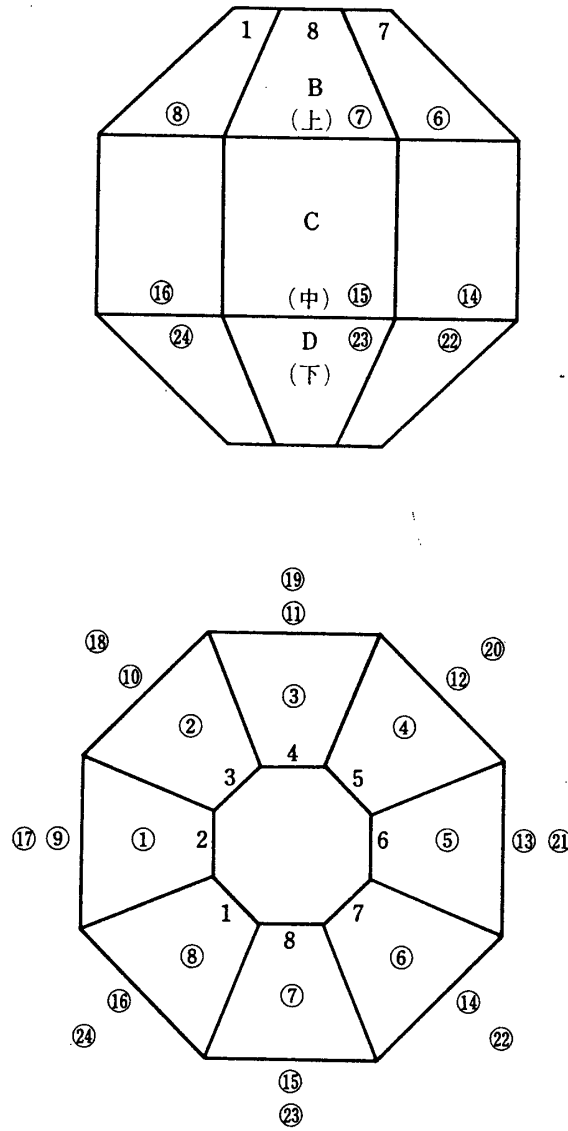
チェックできるように、入射方位 9 点で、各パネル、各ゾーン、+ または - 系パネル、全パネル等の出力を最小限の重複にとどめて、測定項目に選ぶ。初めに、写真 3 に示したモニタセルを、太陽方向に垂直に向けるため、その短絡電流 $I_{sc.m}$ をレコーダに取り (9 図参照)、手動ハンドルを回しつつ記録針の最大感度の所にセットし、同時に並列につないだ電流計でその値を正確に読み取ったのち、敏速に衛星を第 8 図の所定の位置に向け、方位計により入射角および方位も記録する。出力および表面温度 (その測定は第 10 図に円内番号で第 2 パネル群 B ゾーンから番号付けを行ない、パネルプリント板にセロテープ止めした鉄・コンスタンタン熱電対による) などは、写真 2 の測定系によって、ちくいち、電流・電圧特性、熱電対起電力として記録に取った。第 11 図に前者の測定回路を、第 12 図に代表的な測定例を示す。

ii) テスト結果

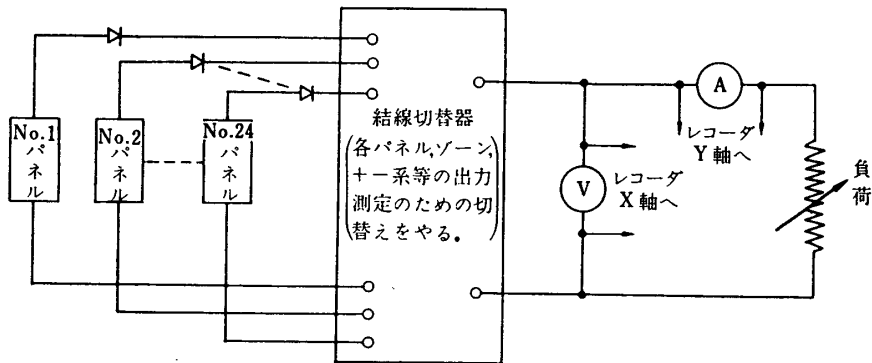
本番に備え、12 月 23 日にリハーサルを行ない、万全を期した。

測定時気温は 7.4~9.8°C で、晴天ではあったが、スモッグがかかっているようで、あまり好ましい条件とは言えない。テストのデータ採取時間は 2 時間半余だった (表 5 参照)。

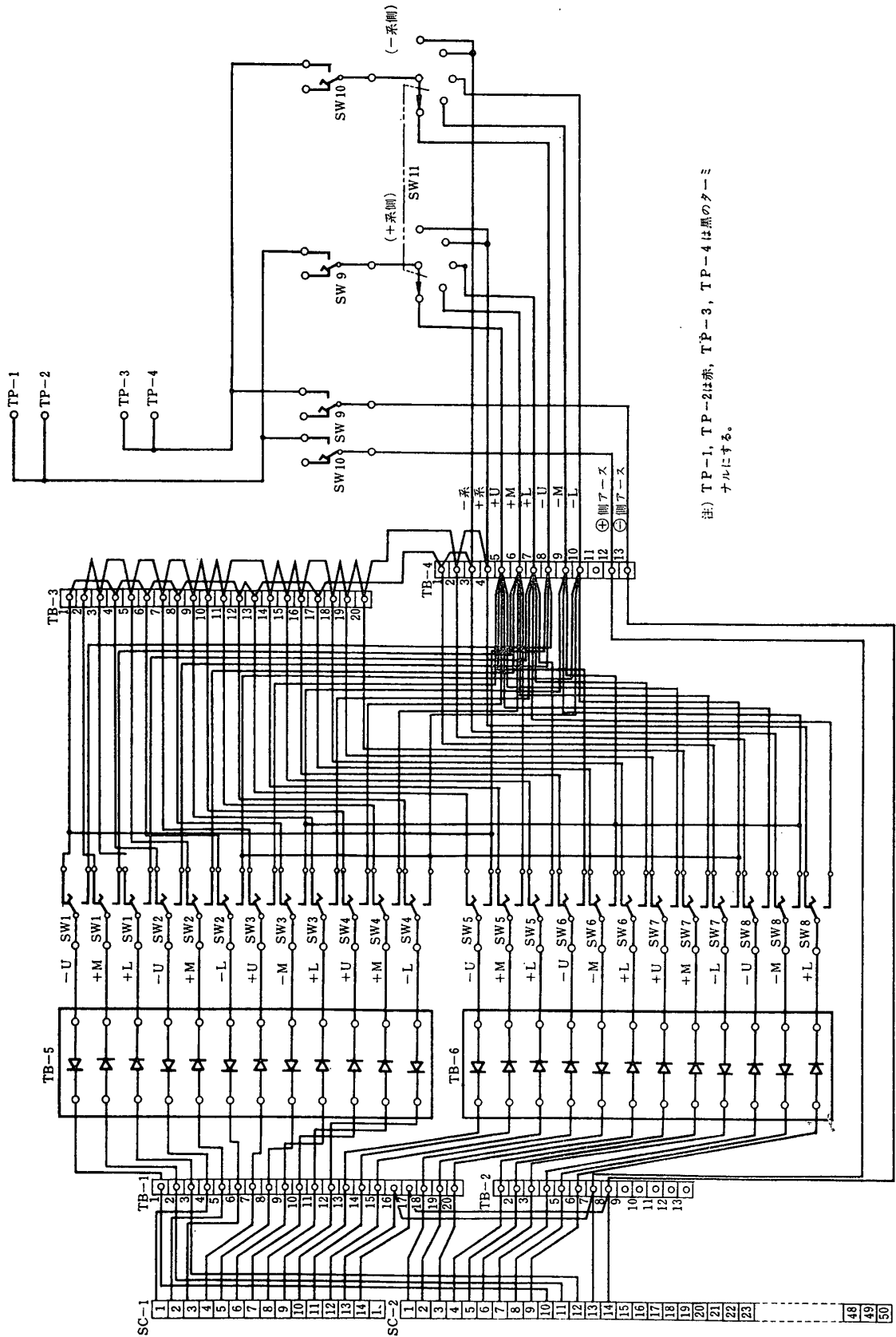
$I_{sc.m}$ の測定から、入力が 100 mW/cm^2 に達しなかったが (25°C で AM 1, 100 mW/cm^2 のとき $I_{sc.m} = 57 \text{ mA}$ であるから) 太陽電池の温度が同一なら最大電力は、入射光量に比例すると仮定して、 100 mW/cm^2 入力時の出力を求めることができる。このようにして求めた



第 10 図 パネルの表面温度測定用熱電対の番号付け

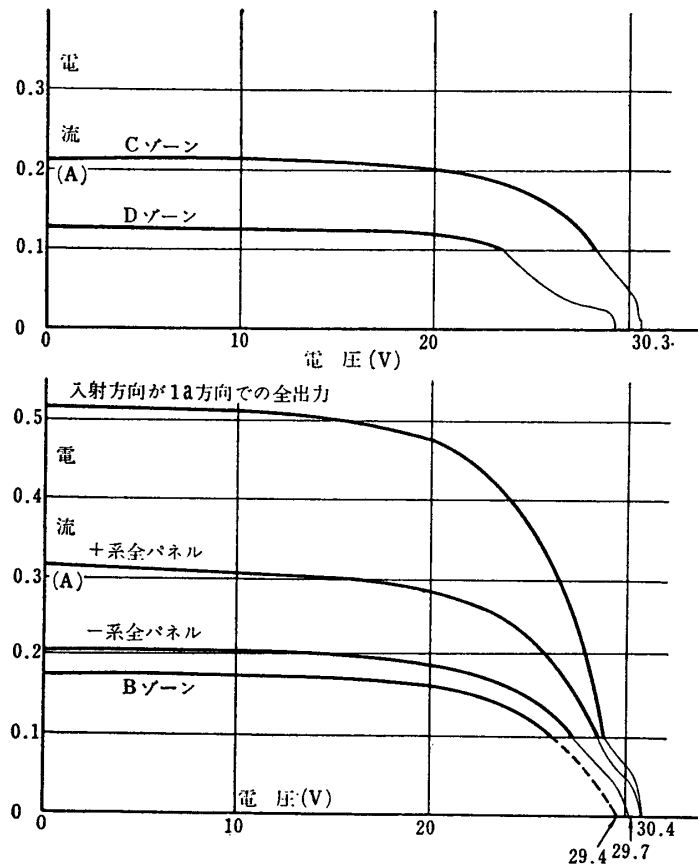


第 11-1 図 出力測定用回路 (概念図)



注) TP-1, TP-2は赤, TP-3, TP-4は黒のターミナルにする。

第 11-2 図 出力測定用回路 (パネル相互の結線図)

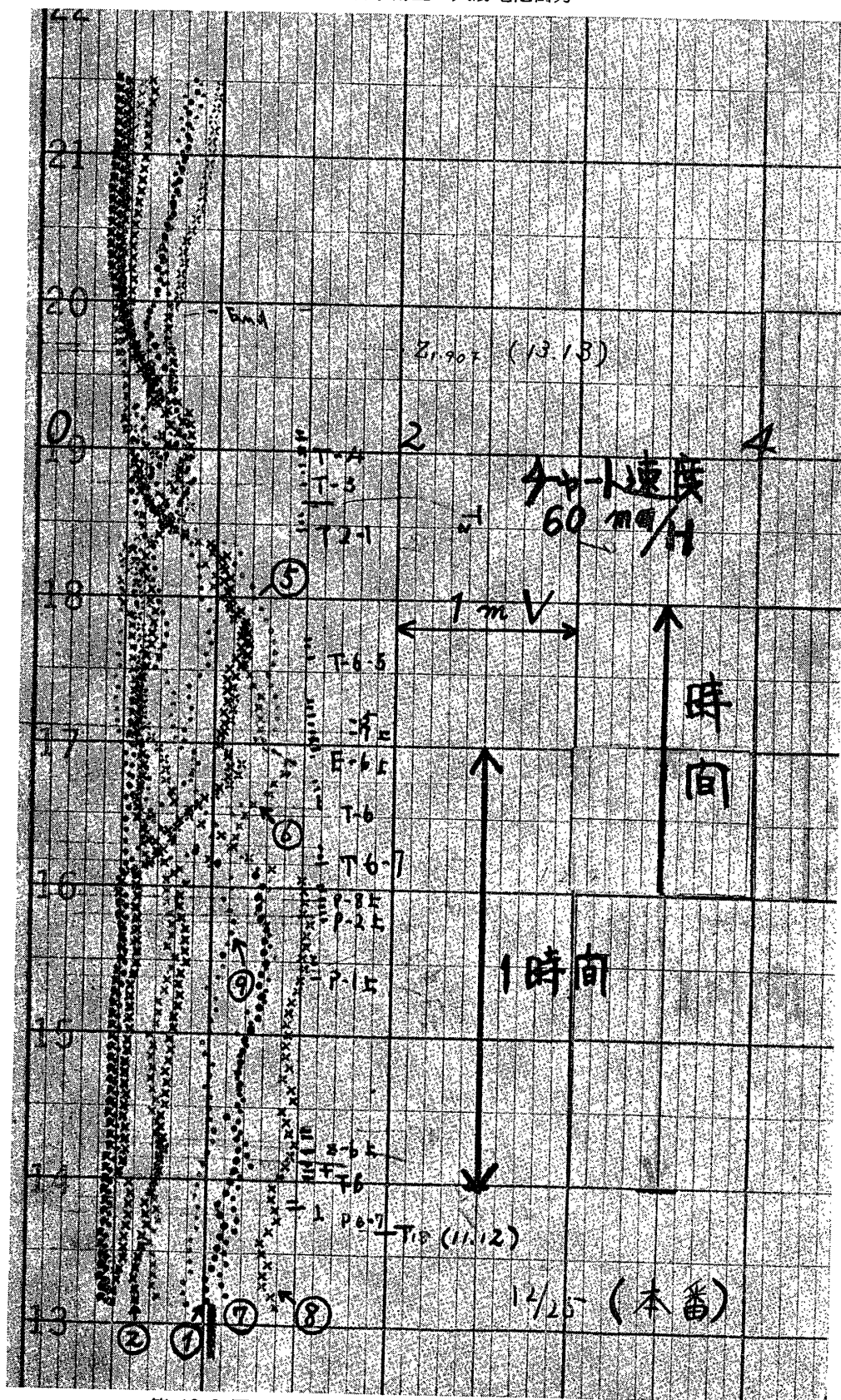


第 12-1 図 電流・電圧測定の代表例 (入射方位は第 8 図の 1a 方向で $\theta=0^\circ$ の場合)

第 5 表 本番テスト日の手順と所要時間

	所要時間 (時分)
1 準備・設定 (パネル組立 暗幕張り 配線)	2.00 (8.30~10.30)
2 測定機器調整	0.30 (10.30~11.00)
3 測定	2.20 (11.00~13.20)
4 データ検討 (データの採取 不足はないか)	1.10 (13.20~14.30)
5 撤収	2.30 (14.30~17.00)
6 リポート提出のため の検討会	1.30 (17.00~18.30)

注) カッコ内数字は, 経過時刻

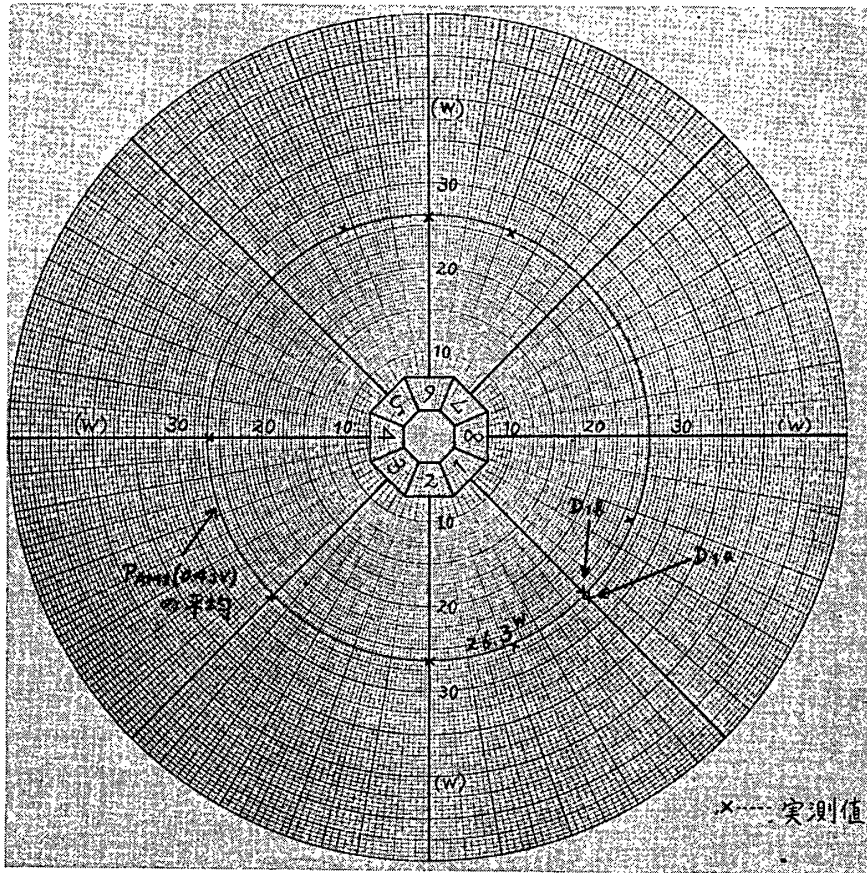


第 12-2 図 パネルの表面温度測定用熱電対出力の記録例

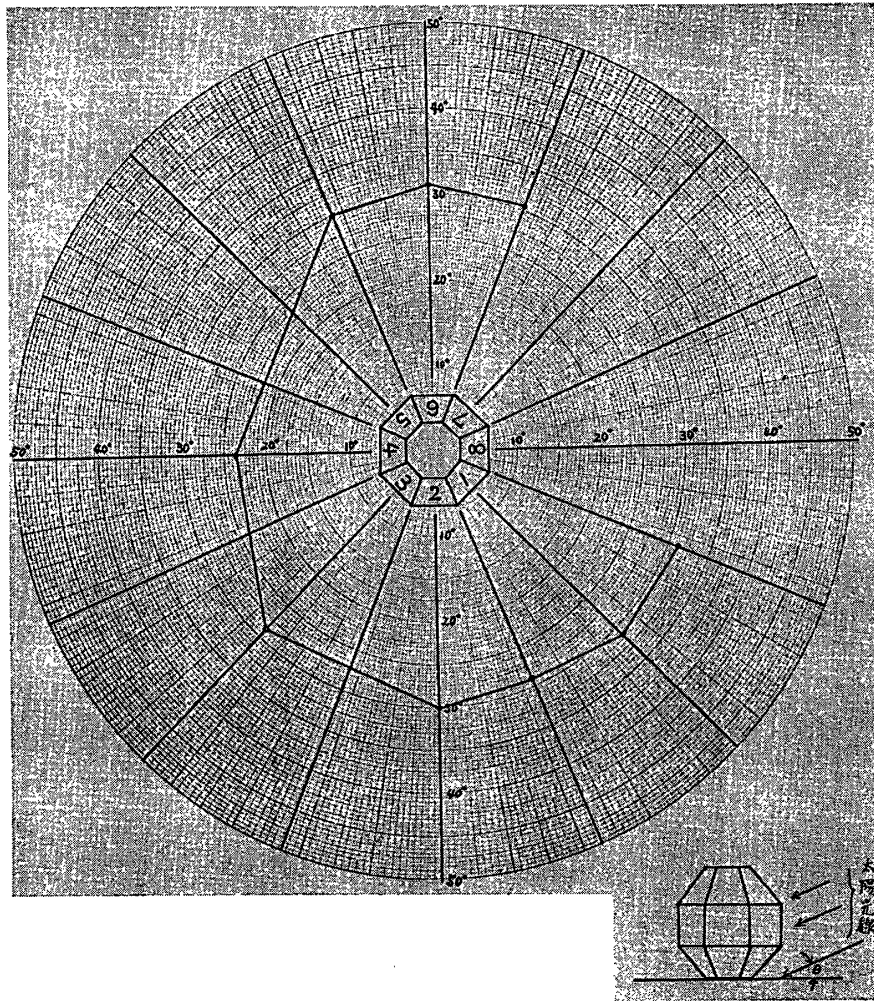
第 6 表 F₁ の太陽電池出力

特性値 入射方位	$57/I_{sc,m}$ (mA)	$57/I_{sc,m}$	$I'(0.43V)$ (A)	$I(0.43V)$ (A)	$P_{AM1}(0.43V)$ (W)	$P_{AM0}(0.43V)$ (W)
$D_{1.8}$	35.6	1.60	0.696	1.11	25.8	30.2
D_{1b}	37.0	1.54	0.727	1.12	26.0	30.3
$D_{6.7}$	37.3	1.53	0.725	1.11	25.8	30.2
D_6	38.2	1.49	0.742	1.11	25.8	30.2
$D_{5.6}$	32.6	1.75	0.655	1.15	26.7	31.2
$D_{1.2}$	24.0	2.38	0.484	1.15	26.7	31.2
D_2	23.2	2.46	0.462	1.14	26.4	30.8
D_3	24.0	2.38	0.485	1.15	26.7	31.2
D_4	25.0	2.28	0.495	1.13	26.2	30.6
D_{1a}	20.8	2.74	0.424	1.16	26.9	31.4

- 注 1) $I_{sc,m}$: モニタセルの短絡電流.
 2) $57/I_{sc,m}$: AM 1 において 100 mW/cm^2 照射時の換算乗数.
 3) $I'(0.43V)$: 測定 I-V 曲線で、最適負荷を与える点 (一素子当り 0.43V) における電流.
 4) $I(0.43V)$: AM 1 において、 100 mW/cm^2 照射時の最適負荷における電流.
 5) $P_{AM1}(0.43V)$: AM 1 において 100 mW/cm^2 照射時の最適負荷における電力.
 6) $P_{AM0}(0.43V)$: AM 0 において 140 mW/cm^2 照射時の最適負荷における電力.



第 13 図 AM 1 において 100 mW/cm^2 照射時の最適負荷電力 $P_{AM1}(0.43V)$ (at $20 \sim 30^\circ\text{C}$)



第 14 図 入射角

全出力を第 6 表, 第 13 図に示す. (第 14 図に示した) 0~31° の入射角範囲では, 平均として 26.3W の地上出力の得られることがわかる.

次にこの結果を用いて AMO, 140mW/cm² 入力での電力を推定するには, 換算ファクタがわかればよい. Cherry らによると [4], 1Ω・cm の N/P 形太陽電池に対しては, AMO 換算時出力を P_{AMO} として

$$P_{AMO} = 0.835 \times \frac{140}{100} \times \frac{I_S P_T}{I_T} \quad (2)$$

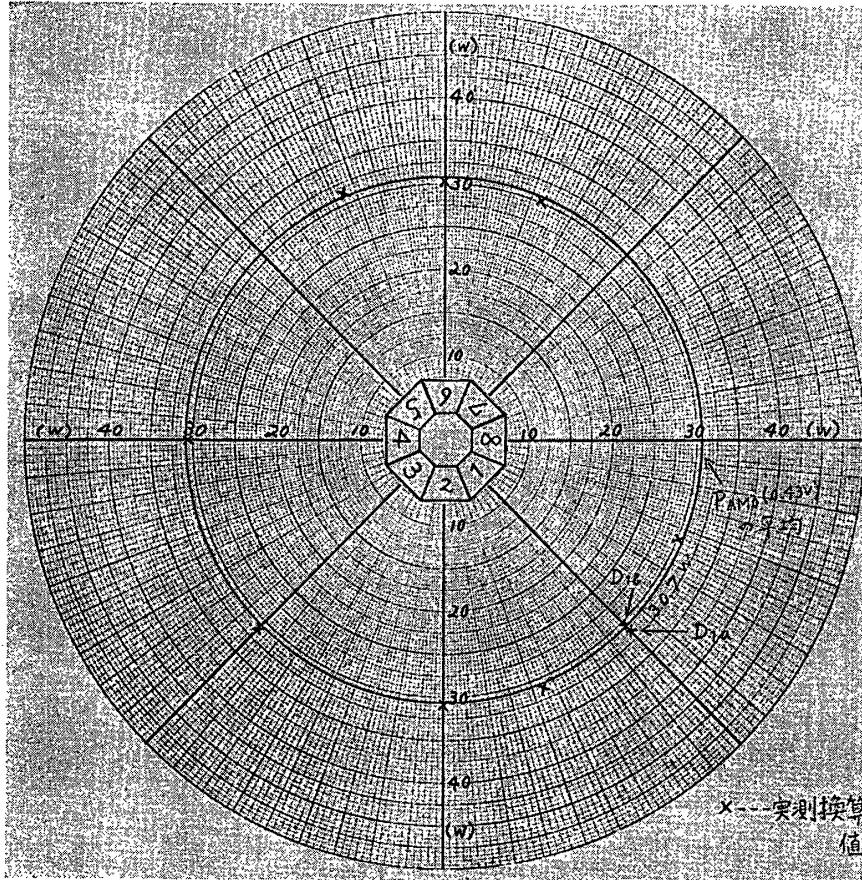
を用いることができるとしている. ここに

P_T : AM 1 に等価なタングステン (W) 光で生ずるパワ

I_S : AM 1, 100mW/cm² 太陽光で生ずる短絡電流

I_T : AM 1, 100mW/cm² に等価な W 光で生ずる短絡電流

0.835: AM 1 から AMO への太陽光を当てた場合, スペクトルシフトによって必要となる補正係数



第 15 図 AM0 において 140 mW/cm^2 照射時の最適負荷電力 P_{AM0} (0.43 V) (at $20 \sim 30^\circ\text{C}$)

で、ファクタ 0.835 は、パネルを実際に AM0 まで打上げて観測した際の平均値である。 I_s/I_T は、1 MeV の電子フラックス $10^{13}/\text{cm}^2$ までほぼ 1 に等しいから、近似的には

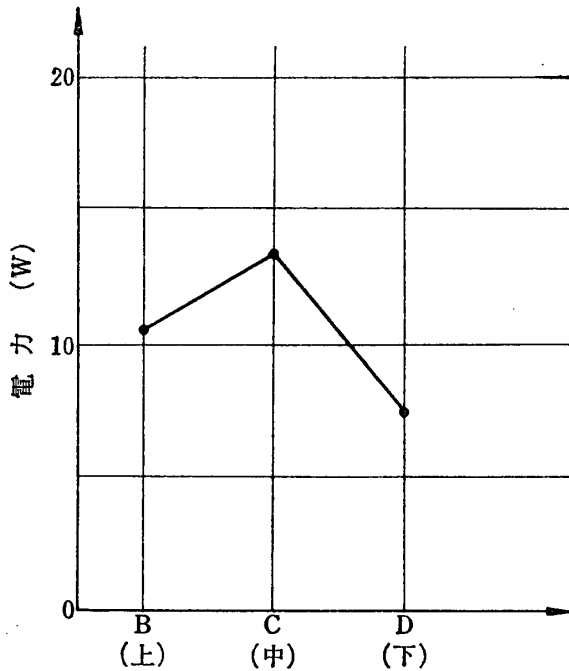
$$P_{AM0} \approx \frac{1}{1.2} \times \frac{140}{100} \times P_{AM1} \quad (3)$$

と考えてよい。ここに P_{AM1} は、AM1, 100 mW/cm^2 太陽光で生ずるパワ. $10 \Omega \cdot \text{cm}$ の N/P に対しても (3) を代用できるとして計算した結果を、第 6 表 (の右端) および第 15 図に示す。これによると、赤道照射で、31.4 W, 平均をとっても、30.7 W が可能となる。

2.3 検 討

i) の計算結果を用いると、実測電力から各ゾーンまたはパネルの効率を求めることができる。たとえば第 16 図は、パネルを B, C, D の各ゾーンに分割し、赤道照射時に出力を測定したもので B ゾーンは他に比して (中心温度を 13.1°C にとると、 $\pm 1^\circ\text{C}$ の最小範囲で) 各パネルの温度が一樣と見なし得るから、第 2 表からその変換効率は

$$\begin{aligned} \eta_B &= \frac{P_{B2}}{\cos 45^\circ \times (1 + 2 \cos 45^\circ) \times S_B B_B S} \\ &= 11.4 [\%] \quad (\text{at } 13.1^\circ\text{C} \pm 1^\circ\text{C}) \end{aligned}$$



第 16 図 赤道照射時の各ゾーンの出力 (図 8 の 1a 方向からの入射に当たる)

と得られる。同様にして、第 8 図の '1b' と '6' 方位で (いずれも θ は 31°)、熱電対出力の読取りの難易から限定した 1 および 6 の (いずれも B, C, D ゾーンパネルの三つで構成される) パネル群の効率を第 7 表に示す。このうち、熱電対②および④に対するパネルでは垂直入射光量が、 18.5 mW/cm^2 以下と少ないうえ、効率も小となるから検討の対象外とする。一般に同一セルでは任意の高度での効率を η とすると、その位置での入射太陽光強度を E_{SI} として、 $\eta \propto P_{\text{max}}/E_{SI}$ であるから、(3) 式を用いると AM1 と AM0 の効率の関係は

$$\eta_{AM1} = 1.2 \eta_{AM0} \quad (4)$$

となる。 η_B に (4) を用いると共に効率の係数 α に X_e 光の $-0.034\%/^\circ\text{C}$ を準用すると、 25°C で AM1 に対する効

率が 13.2% と得られる。 40°C に上げてても 12.6% となり、実装時、裸の状態でも約 11% 前後 (at $30\sim 40^\circ\text{C}$) であることを思い起こすと異常に高い。この原因として、周囲からの散乱ふく射に関しては、前述のように暗幕を張りめぐらしたからほぼ十分と考える。一方これまでの経験によると曇天時 50 mW/cm^2 ($I_{sc,m}$ で 28.5 mA に相当) の入力以下では見かけ上効率の増大傾向が著しいことから、気象条件の急変で前述したスモッグに遭遇したための上記影響をあげることができよう。しかしこの点に関しては不明な点もあるので次の段階で詳細に検討する予定である。

さて第 7 表の場合は前記 2 パネルを除きほかはいずれも 50 mW/cm^2 以下にならないので、素子間のバラツキの範囲で、実際の効率に近いものと見なしうる。平均値をとると、 $\eta_{AM0} = 9.76\%$ (at 22.3°C) および $\eta_{AM1} = 11.0\%$ (at 40°C) となり reasonable と考え得

第 7 表 入射角が 31° の場合の各パネルの効率

入射方位	D_{1b}			D_6		
	⑧	⑬	⑳	⑤	⑬	㉑
熱電対番号	⑧	⑬	⑳	⑤	⑬	㉑
温度 ($^\circ\text{C}$)	29	24.6	14	27.3	8.3	
熱電対番号に対応した各パネルの出力 (W)	5.14	4.45	0.428	5.3	4.54	0.181
各パネルの効率 (%)	9.75	9.54	3.25	10.03	9.73	

ii) F_1 用熱モデルを熱・真空テストにかけて測定した表面各ゾーンの温度効果を, F_1 用太陽電池パネルの熱・真空動作試験によって求めた効率に含めて出力の計算を行なうと, 第5図の入射角増大と共に見られる温度低下による効率の増大のため, パワ増加が顕著に現われるが, この増加の幅は, 最大の極照射時でも最小値の約 11% 程度である.

iii) 放射線損傷を無視した場合 AM0, 太陽光強度 140 mW/cm^2 , $20\sim 30^\circ\text{C}$ の温度範囲で, $0\sim 31^\circ$ の入射角に対し, N_i-C_d 電池の入力前のパネル出力約 30 W は可能となった. また, ダイオード損失, 放射線損失を考慮した場合一例として赤道照射で約 12 W が負荷電力として供給し得る見通しを得た.

テスト中, 気象条件の変動により, 見かけ上効率の増大を見たが, この原因は未だ明らかでない. スモッグの影響も含めた反射・散乱光に対する厳密な補正および AM1 時の緯度効果などに対する補正の問題は次の機会にゆずった.

最後に, ご指導ごべんたついただいた高木前所長はじめ, 齋藤, 野村両教授, 後半の太陽光テストに関し直接分担ご協力いただいた日電の林, 岩男両参与, 森口部長代理, 早乙女, 吉田両氏, ならびに研究室各位に厚くお礼申しあげる.

1968年12月9日 宇宙工学

参 考 文 献

- [1] 齋藤, 後川, 高橋: 科学衛星用電子部品・材料, 宇宙研報告 3. 1 (B) (1967).
- [2] 後川, 高橋, 河端, 早乙女: S_i 太陽電池の熱・真空テスト, 昭和 43 年連合大会講演論文集, No. 1654 (1968).
- [3] SA-8 のテストデータを引用させていただいた.
- [4] Space Power Systems Engineering, p. 1016, (1966) (Academic Press).