

「じきけん」搭載の表面導電性太陽電池パネル

後川 昭雄・鶴田 浩一郎・江尻 全機・高橋 慶治
荒井 英俊*・折井 武*・原 宏徳*

1. まえがき

最近、静止軌道上に打ち上げられた衛星にときどき、奇妙な現象が生じることが分ってきた。今までは、これらの現象は単に部品等が故障したために生じていると考えられていたが、その後の研究の結果、これらの異常動作は、衛星に高エネルギー粒子が吹きつけられるために、衛星全体が帯電され衛星表面に電位差が生じて、放電する際に発生するとの結論が得られている。

第6号科学衛星「じきけん」計画では、遠地点が約3万kmにも達するため、衛星が高エネルギープラズマ領域を通過し、衛星表面に電位差が生じると、電子ビーム放出や電場計測などが精密に行えないことや異常動作が予想された。そこで、これらの対策の一つとして、「じきけん」では、衛星表面の電位を一様にするために表面導電性カバーガラスを太陽電池に貼付ける方式が採用された。以下に、導電性被膜（conductive coating）の必要性、表面導電性カバーガラス付き太陽電池の設計と評価試験について述べるとともに、飛翔結果を基に導電性被膜の効果が実際にはどうであったかについて報告する。

2. 導電性被膜の科学観測上からの必要性

2.1 導電性被膜の必要性について

「じきけん」は我が国初の磁気圏探査衛星として、その遠地点が約3万kmに達する軌道を周回するために、従来の電離層衛星とは全く異なった環境を経験することになる。地上数千kmまでのいわゆる電離層高度では、周囲のプラズマ密度も1cc当り $10^4 \sim 10^6$ 個と比較的高くプラズマの温度も0.1 eV程度であるが、地球からの距離が遠くなるとプラズマ密度は減少し、平均温度は上昇していく。そして地上2万5千km～3万5千kmのあたりでプラズマ密度が急激に減少するところがある。このありさまを図1(a)に示したが、この図から（プラズマポーズという）密度の急減点の外でプラズマ密度は1cc当り1個以下にもなることがわかる。ここでLというのは、地球半径（ $R_E = 6,300$ km）を単位としてはかった地球中心からの距離である。「じきけん」の遠地点は $5 R_E$ 弱であり、プラズマポーズの低密度領域に顔を出すことも同じ図からわかる。このプラズマポーズ外の低密度領域では、数10 keVの高エネルギー粒子の量が増加する。このありさまを図1(b), (c)に示しておく。(b)図

* 日本電気株式会社

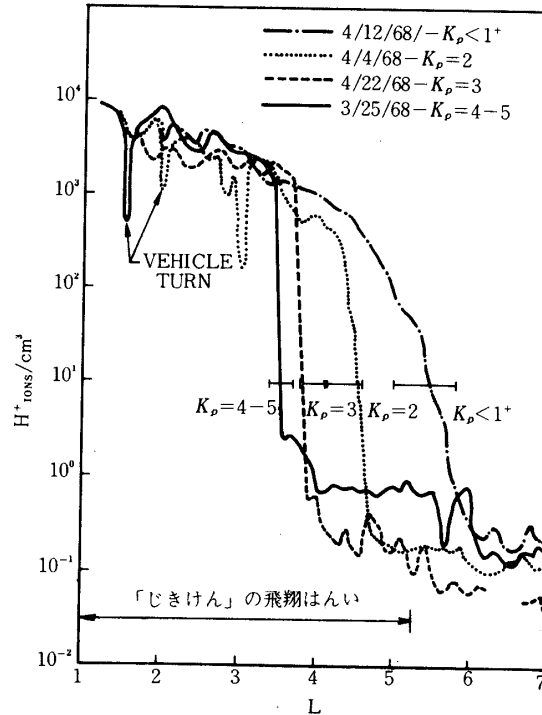


図1.(a) A composite of several typical plasmaopause crossings representing different levels of magnetic activity. These plots of hydrogen ion concentration versus L represent all of the outbound passes in the local-time region from midnight to 0400.

は地磁気活動の低い時期の様子であり、プラズマポーズも $L \sim 6 R_E$ と「じきけん」の軌道外にあり高エネルギー粒子も $L < 5 R_E$ では少ないが、(c)図は、プラズマポーズも $L \sim 3.8 R_E$ と内側に移動し、 $L < 5 R_E$ の範囲でも高エネルギー粒子が増加している磁気嵐時の様相を示している。

図1(c)に示されるような低密度、高エネルギープラズマの領域に衛星が入っていったとき、どのようなことが起こるかということは既に米国の衛星でかなり詳しく調べられている。最も顕著なことは、衛星の帯電現象であり日陰の部分では数10 kVの帯電が起りうるということがわかっている。この帯電自体は、電子とイオンの速度差にもとづくもので普通の状態ではさけられない。問題は、図2(a)に示すように日陰の部分と太陽光にさらされている部分との間にできる電位差が大きいということであって、これがために

(1)放電による衛星システムの誤動作

(2)衛星周辺に発生する電界による測定上の不具合

が起る。図2(b)は、電子およびプロトンの温度を T_e, T_p (eV) としたとき、その比により日

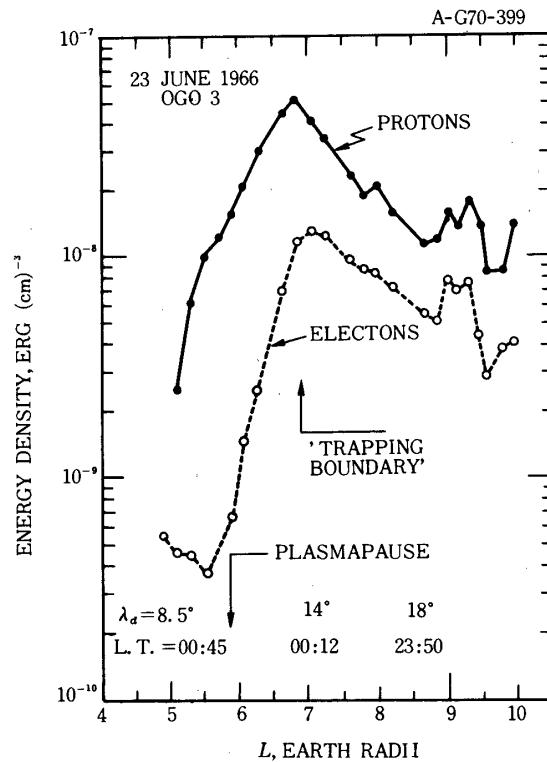


図 1.(b) Electron ($80 \text{ eV} \leq E \leq 46 \text{ keV}$) and proton ($90 \text{ eV} \leq E \leq 48 \text{ keV}$) energy densities, erg (cm)^{-3} , measured with Lepedea B as functions of shell parameter L near local midnight and the magnetic equatorial plane on June 23, 1966. The positions of the plasmopause and of the 'trapping boundary' for energetic electrons $E > 40 \text{ keV}$ are also shown. Geocentric local time (LT) and dipole magnetic latitude (λ_d) are given for several L values.

照面と日陰面間の電位差 ϕ (V) がどうかかわるかを示したものであるが、大体電子温度 (eV) の 4~7 倍の電圧が発生することがわかる。図 3 から明らかなように、 $L \sim 5 R_E$ でも地磁気活動度が高いときには $T_e \sim 10^4 \text{ eV}$ 程度になるので、 $\phi \sim 4 \sim 6 \times 10^4 \text{ V}$ 程度になりえる。衛星の帯電の観測例を図 4 に示しておく。この例は衛星が地球の陰に入る前後で、電子とプロトンのエネルギー分布が約 5 kV シフトすることから電場を求めている。

2.2 導電性被膜の効果

以上述べたように、衛星の帯電そのものは仕方がないとしても、衛星表面での電位を一様にする事ができれば、前記(1)、(2)の不具合はほぼ完全に排除することができる。プラズマからの流入電流は非常に小さいので、太陽電池のカバーガラスに導電体を蒸着したものを使うことによって、衛星電位の均一化は容易に実現出来る。(2)の観測上の不具合をもう少し詳しく述べると、

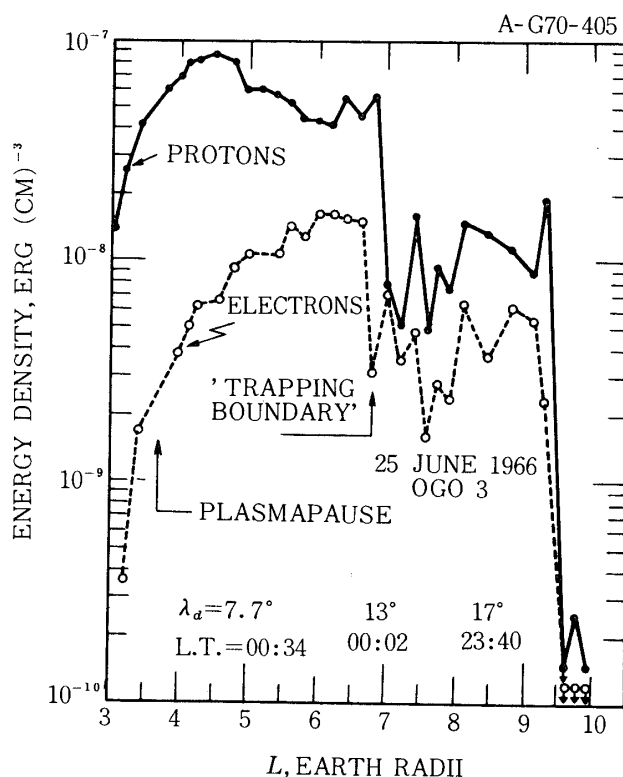


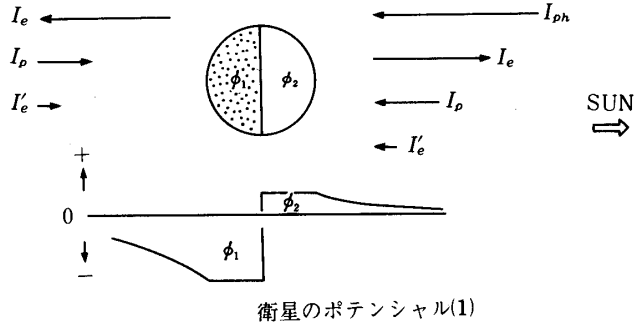
図1.(c) Particle energy densities versus L for June 25, 1966, during the main phase of a moderate magnetic storm.

- (1) 衛星電位降下による電子密度測定誤差
- (2) 衛星電位降下による粒子エネルギースペクトル測定誤差
- (3) 不均一電界による静電界測定誤差

の三つが主なものであるが、(1)、(2)は、もし衛星が一様に帯電しているならば、電子、陽子の計測を同時に行うことでちょうど図4の例のようにある程度の補正が可能である。(3)に関しては、もし、不均一電界が100V程度あると重大な測定誤差を生むが、導電性被膜を施すことにより数V以下に押えることができるので解決する。

以上の外に導電性被膜には、実効的な衛星表面積を大きくするという効果がある。衛星本体は各種プローブ及び、電子ビーム放出実験の接地点となっているが、この表面積が小さくプラズマから十分な帰還電流が取れないと、プローブの動作基準点が不定となったり、電子ビームが放射されないという結果になる。この点に関しても導電性被膜の効果は絶大で、衛星表面積の70%にも及ぶ太陽電池面を導電面とすることができるか否かを定める。

上記の効果の外に、不均一光電子ビームによる低周波雑音の抑圧その他の効果が期待されるが、ここでは割愛する。いずれにしても「じきけん」にとって、導電性被膜の必要性は、



衛星のポテンシャル(1)

図 2(a) 表面が導電性でない衛星の電位模式図

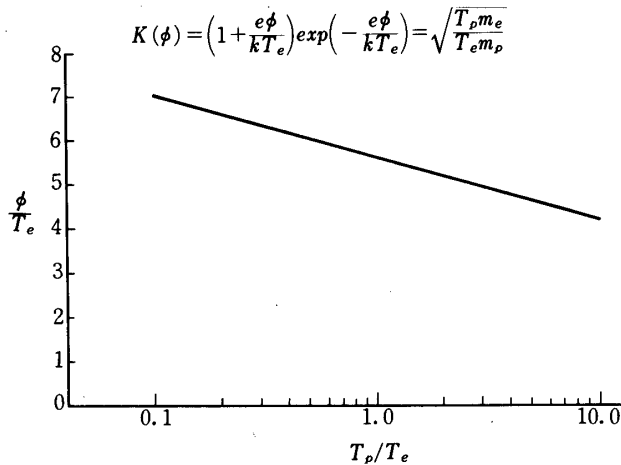


図 2(b) プロトンと電子の温度比に対する衛星電位の変化 (計算式)

非常に大きいことは明らかであろう。

3. 表面導電性カバーガラス付太陽電池の設計および評価試験

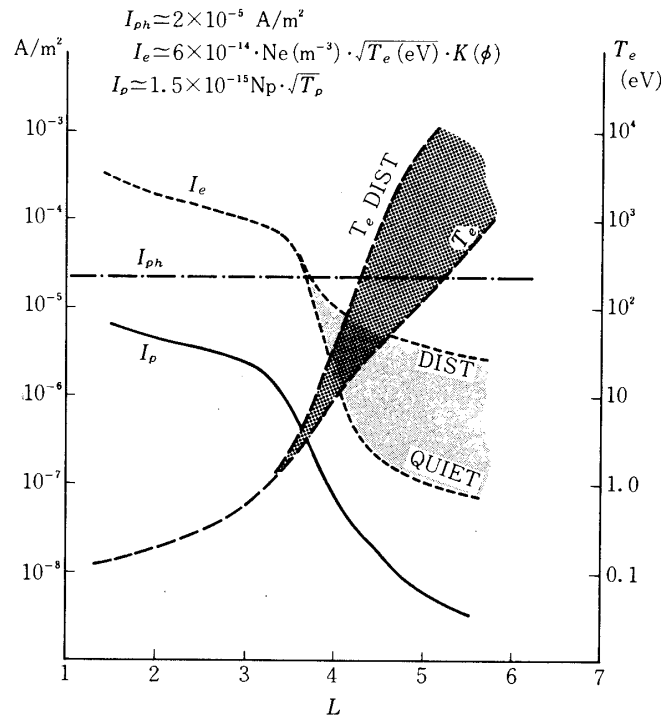
前章の必要性に基づいて表面導電性カバーガラス付太陽電池パネルの設計、製造に関する検討及びテストパネルによる評価試験を行った。その結果、若干の検討事項が発生したが、対策処置と追加試験を行い、宇宙環境に耐える太陽電池パネルの製造見通しが得られた。

以下に開発の経過、方式検討、評価試験及びフィットモデル (FM) 製造に対する検討結果について報告する。

3.1 開発の経過

本衛星に関して導電性被膜の採用のため具体的な方法が検討され始めたのは、昭和49年の初めである。

それは、太陽電池に導電性材料を表面に蒸着したカバーガラス (以後 C C C G と略記) を貼り、その相互間を電氣的に接続し、末端をグラウンドへ落す。即ち、衛星表面をグラウンドと



衛星のポテンシャル(2)

図3. 平均的な磁気圏内の光電子電流、電子電流及びプロトン電流の分布

同電位にし、帯電により各部に電位差が生じるのを防止しようというものである。

しかし、CCCGに関してはドイツのAEGがGEOS衛星（1977年4月打上げに失敗し予定の静止衛星とはならず）用として開発しているのみで、その内容の詳細は種々調査したが、全く不明であった。

そこで、GEOS衛星用のCCCGを開発したOCLI（Optical Coating Laboratory, INC.）から技術情報を入手し、第1回目の基礎調査を開始して51年3月に完了した。その結果、CCCG間の接合方式としてはパラレル・ギャップ・ウェルディング（PGW）が、又連結素子として厚さ約50～100μmの銀箔（銀りボン）が最も適していることがわかった。（詳細は3.2.2項参照）。

さらに、この組合わせによる溶接時の最適条件の設定、実装方法の確立及びそれらを裏付ける為の熱真空試験などを目的とした第2回目の基礎調査を行い、同年6月に完了した。

2回にわたる基礎調査を行ったことにより、CCCGの使用について一応の見通しをつけることができた。

引続き同年10月よりCCCGを適用した太陽電池パネルの設計および製品化に必要な工事方法（製造プロセス）の調査・検討を行い、それに基づいてテストサンプルを製作して「じきけん」の環境条件で評価試験を実施した。

表1.に開発および評価試験のスケジュールを示す。

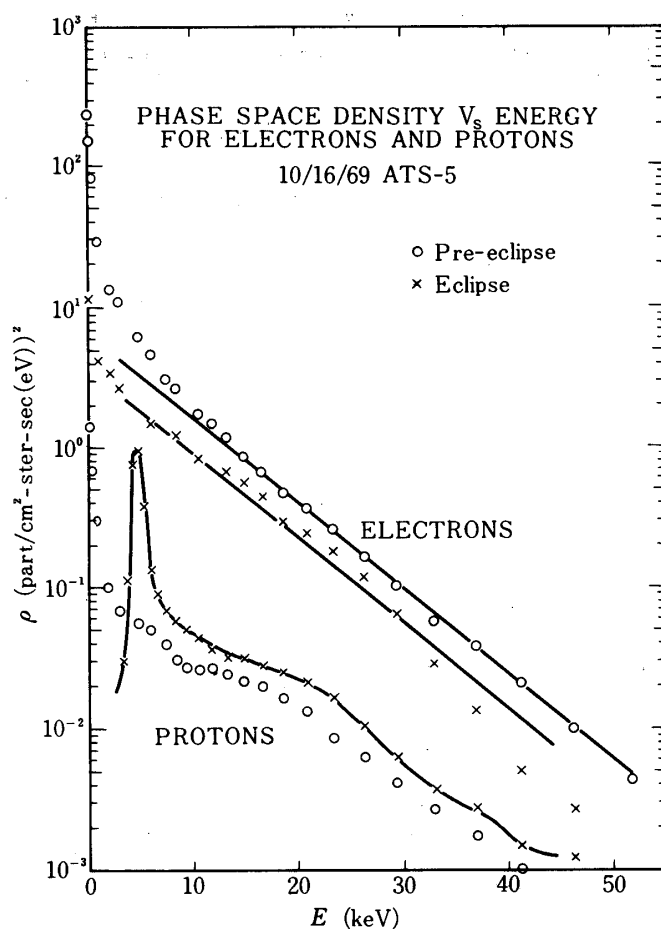


図4. Phase space density of particles before and during eclipse

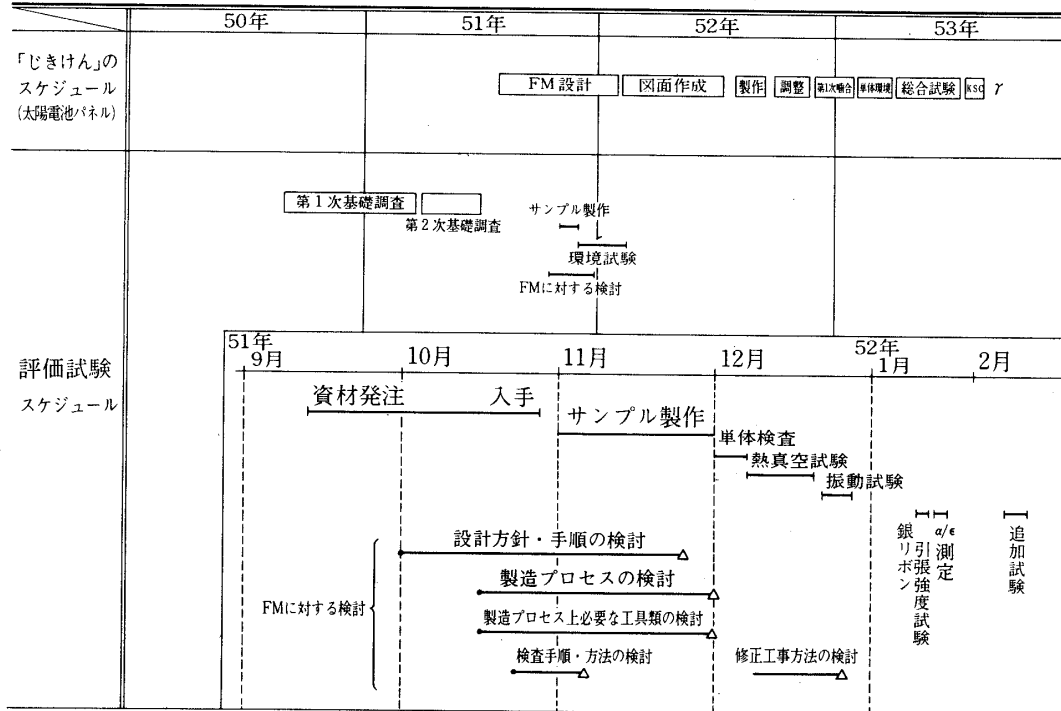
3.2 方式検討

3.2.1 表面導電性カバーガラスの概要

まず、方式検討をするのに必要なカバーガラスの仕様及びコンタクト部（電極）の構成に関する調査を行い、次の様な結果を得た。

材 質	熔融石英
寸 法	2 cm × 2 cm (コーナタイプ)
厚 さ	0.3 mm
表面処理	導電性被膜 (I _n O)
裏面処理	blue reflector coating
コンタクト部の構成	Ag (メッキ), Pd, Ti (蒸着)
表面の抵抗値	15 kΩ 以下
抵抗値の温度変化	- 3.3 Ω / °C (実測値)
α / ε	0.926 (実測値)

表 1. 「じきけん」用表面導電性カバーガラス付太陽電池の評価試験スケジュール



なお、CCCG付太陽電池は、従来のもの比べて変換効率が約7%低下する（光の透過損失4%および4つの電極のための有効面積の減少による損失3%）ので、これを補うために高効率の太陽電池素子が使用されている。

本衛星に使用したカバーガラスの形状、寸法を図5に、コンタクト部の構成を図6に示す。

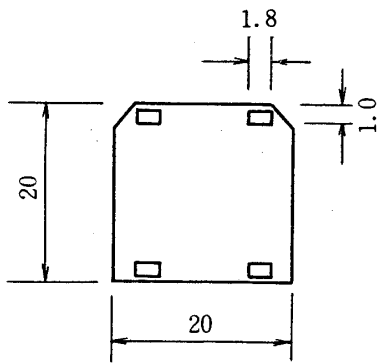


図 5. カバーガラスの形状、寸法

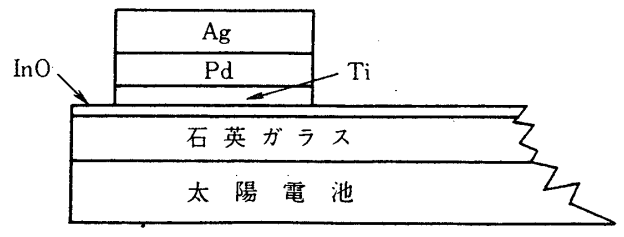


図 6. コンタクト部の構成

3.2.2 接合方式及び連結素子

コンタクト部の分析結果を考慮し、最も適していると思われる接合方式及び連結素子の検討を行った。

まず考えられる接合方式、連結素子として

〔接合方式〕

(イ)パラレルギャップウェルディング (PGW)

(ロ)パラレルギャップソルダーリング (PGS)

(ハ)リフロソルダリング (R S)

(ニ)抵抗加熱圧着 (T C B)

{連結素子}

(イ)銀リボン

(ロ)金リボン

(ハ)銀メッシュ

(ニ)金メッシュ

がある。

以上にあげた接合方式、連結素子のうちカバーガラスのコンタクト部と最も良く適合するものを選出するため、接合強度試験を行った。試験方法は、各接合方式に対し連結素子1~2種類を選定して組合せ、カバーガラスと連結素子の接合強度(せん断強度、剥離強度)を測定し、それと同時に熱、加圧力によるカバーガラスと接着剤への影響を調べた。

その結果、接合条件(加圧力、温度または電圧と時間)により接合強度がかなり変化するが、P G W方式にて銀リボンを使用する接合方法が最も良いという結論が得られた。また、各接合方式による熱の影響は認められず、主として加圧力の条件設定との関連で、太陽電池素子、カバーガラスの破損および接着剤の剥離などが見受けられた。

図7にP G W方式の説明図を示す。

3.2.3 最適工事条件の検討

P G W方式にて銀リボンを使用するに当たり、カバーガラスのコンタクト部に加える電圧、通電時間の最適設定は、一定の接合強度を得ると同時にカバーガラスの破損、接着剤の剥離現象を出さない様な加圧力を設定することにあり、これらの工事条件を評価するため引張強度試験(せん断、剥離)と熱真空試験を行った。

その結果最適条件として

加圧力	0.6 ~ 1.2 kg
電極間隔	0.08 mm ~ 0.14 mm
電圧	0.4 ~ 0.9 V

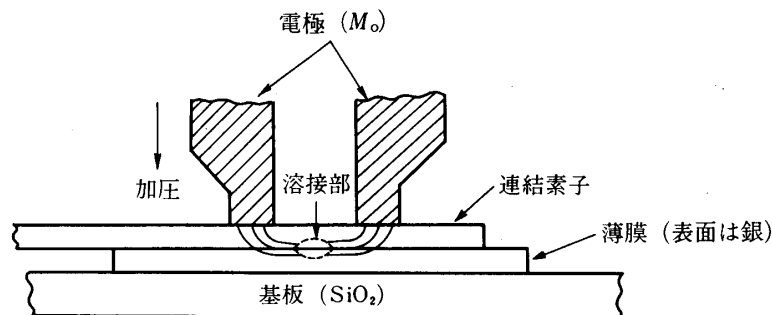


図7. パラレルギャップウェルディング方式

通電時間 35 ms ~ 75 ms

の範囲の値が設定された。

また、熱真空試験による影響はほとんどみられなかった。

3.2.4 製造工程の検討

本衛星の太陽電池パネル工事フローを考える場合、最も重要なことは銀リボン接続をどこで行うかということである。図8, 9に工事フローの代表例を示す。

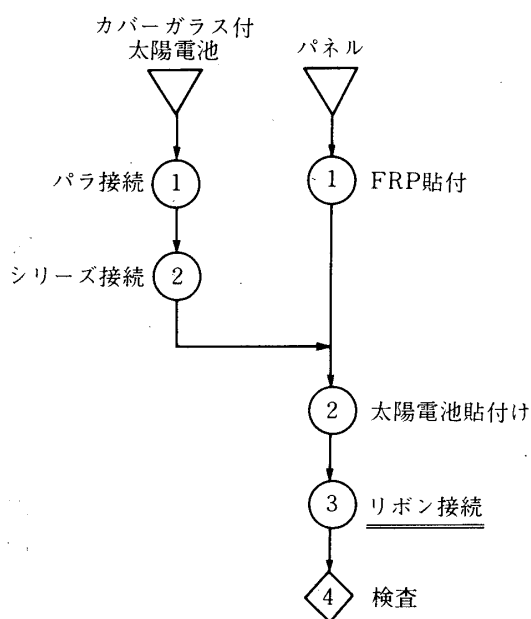


図8. 太陽電池パネル工事フロー(I)

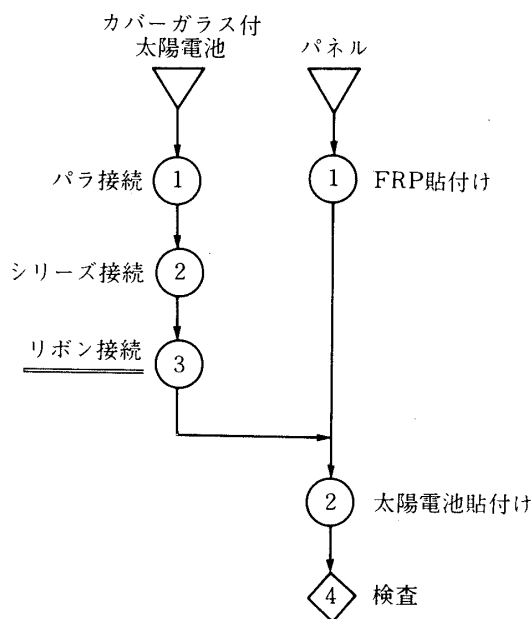


図9. 太陽電池パネル工事フロー(II)

上記フローの内、工事上の設備、治工具の設定などを含む作業性、安全性などに加え、補修工事の容易性をも考慮し(I)を採用した。

3.2.5 銀リボンとグランドとの接合方法に関する検討

カバーガラスの相互間を銀リボンで連結し、終端をグランドへ落とすことが必要である。この検討は、本衛星の太陽電池パネルの表面が限定され、グランドとして使用できるスペースが極く限られていること、重量の大幅増加につながらないこと、工事および補修作業の容易性などを考慮して行った。その結果評価試験では、端子方式とプリント板方式を採用することにした。

3.2.6 銀リボンの形状およびその影による太陽電池出力への影響

振動によって銀リボンが他の部品に接触しない様に、また、その影による太陽電池出力の減少が最小になる様に考慮して、形状や寸法を決定した。

3.2.7 コンタクト部の化学変化に関する検討

硫化現象、ウィスカー現象、マイグレーションなど金属特に銀に関する化学現象の検討を

行った。

以上、検討内容の幾つかを述べたが、これらの結論を基にテストパネルを設計、製造し評価試験を行った。図10にテストパネルの外観図を、図11に断面図を示す。

3.3 評価試験

本評価試験では、振動試験、熱真空試験の環境試験の外に銀リボンの引張り強度試験、 α/ϵ の測定を行った。それぞれの試験条件及び結果を表2に示す。

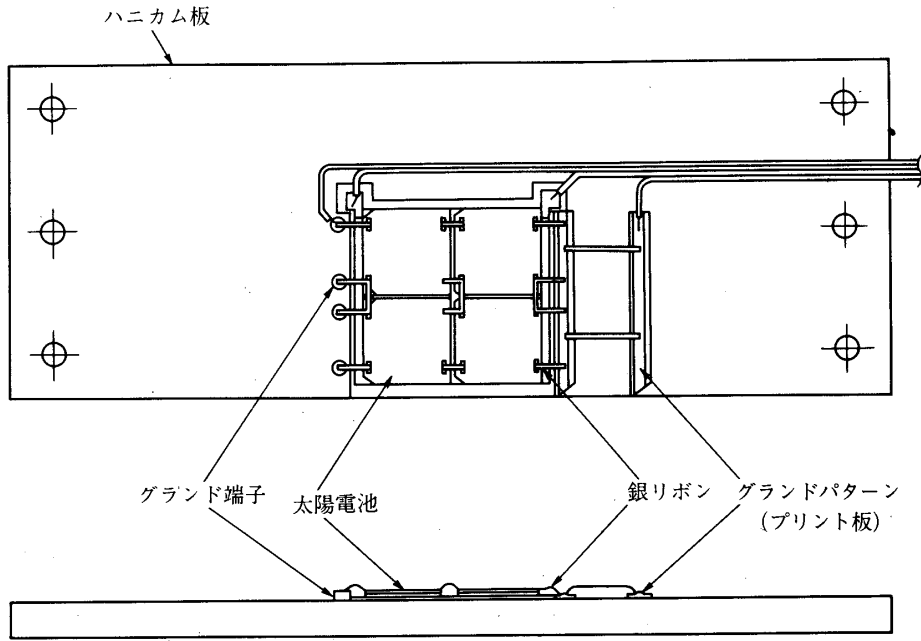


図10. 評価試験用サンプル外観図

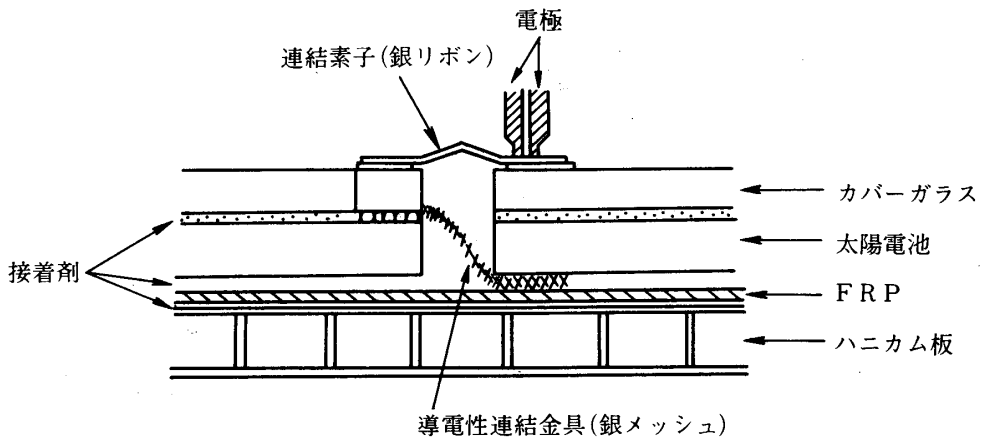
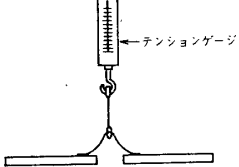


図11. テストパネル断面図

表 2. 試験条件及び結果

試験項目	試験条件	結果
[1]振動試験		
①正弦波振動試験	(イ)加振周波数 5 Hz ~ 2,000 Hz (1 往復) (ロ)掃引時間 片道 9 分, 往復 18 分 (ハ)加振レベル (縦軸, 横軸共) 5 Hz ~ 35 Hz (1.5 mmO-P) 35 Hz ~ 400 Hz (7.5 G) 400 Hz ~ 2,000 Hz (15 G)	電氣的性能, 機械的性能 (銀リボンの接合部を含む) 共異常なし.
②正弦波振動破壊試験	(イ)試験方法 1. 55 G にて 70 Hz ~ 2,000 Hz を掃引. 20 Hz ~ 25 Hz (15 G) 25 Hz ~ 40 Hz (20 G) 40 Hz ~ 70 Hz (30 G) (ロ)試験方法 2. サンプルを破壊試験用治具に取付け, 加振周波数を 970 Hz に固定し, 加振レベルを 5 G ~ 60 G まで加える. 尚, この時のサンプル上の検出レベル (実際にサンプルに加わったレベル) は 168 G ~ 800 G であった.	電氣的性能, 機械的性能 (銀リボンの接合部を含む) 共異常なし. 加振レベル 40 G (検出レベルでは 650 G) の時銀メッシュ (太陽電池を電氣的に接続する連結金具) が切断した. 他は電氣的性能, 機械的性能共異常なし.
[2]熱真空試験	(イ)温度振幅 $-80^{\circ}\text{C} \pm 10^{\circ}\text{C} \sim +100^{\circ}\text{C} \pm 10^{\circ}\text{C}$ (ロ)温度サイクル数 100 サイクル (ハ)1 サイクルの時間 日照時間 45 分 日陰時間 55 分 (ニ)真空度 5×10^{-5} Torr 以上	熱ストレスによるグラウンド端子の接触不良を生じたが, グラウンドパターン方式は良好な結果を得た (グラウンド端子に関しても追加実験を行い満足できる結果を得た). 試験終了後の機械的性能及び試験途中, 終了後の電氣的性能は共に異常なし
[3]銀リボンの引張り強度試験	テンションゲージにて熱真空試験後の 1 サンプル 14 点の銀リボンについて引張り試験を行い, 熱真空試験前の値と比較した. 	測定結果... 350 ~ 600g (平均 470 g) 本試験結果の最低値である 350 g でも溶接強度上全く問題ない. 又熱真空試験前後の比較も, 基礎調査時に行った同試験の値とほぼ等しい結果を得た.
[4] α / ϵ の測定	太陽光吸収率測定器, 赤外線輻射率測定器により, α (吸収率) 及び ϵ (輻射率) を測定. 熱真空試験前後で行い両者を比較する.	α / ϵ の変化分は, -0.011 (測定誤差を含む, 試験後の値の方が小) であるが, 測定誤差 0 と考えた場合でも, システム熱設計上無視できる値である.

3.4 フライトモデル製造に対する検討

評価試験では、先に述べた環境試験の外に、設計方針・手順の検討、製造プロセスの検討、製造プロセス上必要な設備、治工具類の検討、検査手順・方法の検討、修正工事方法の検討を行い、フライトモデルの設計、製造及び品質保証の見通しを得た。

フライトモデルに対する主要な検討事項を次に示す。

(イ) 銀リボンを溶接するときの適正な加圧力の設定

加圧力が強すぎると素子を傷つけてしまい、弱すぎると満足出来る溶接強度が得られない。

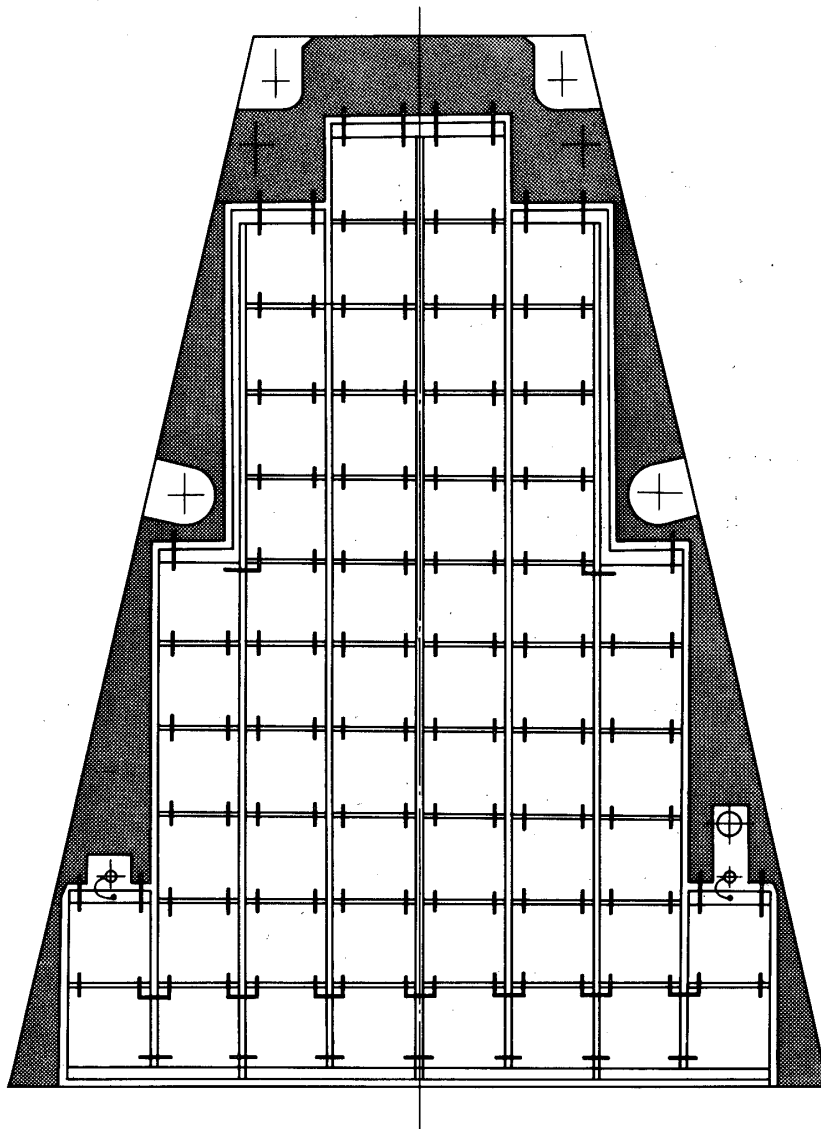


図 12. 上・下面パネル (標準型)

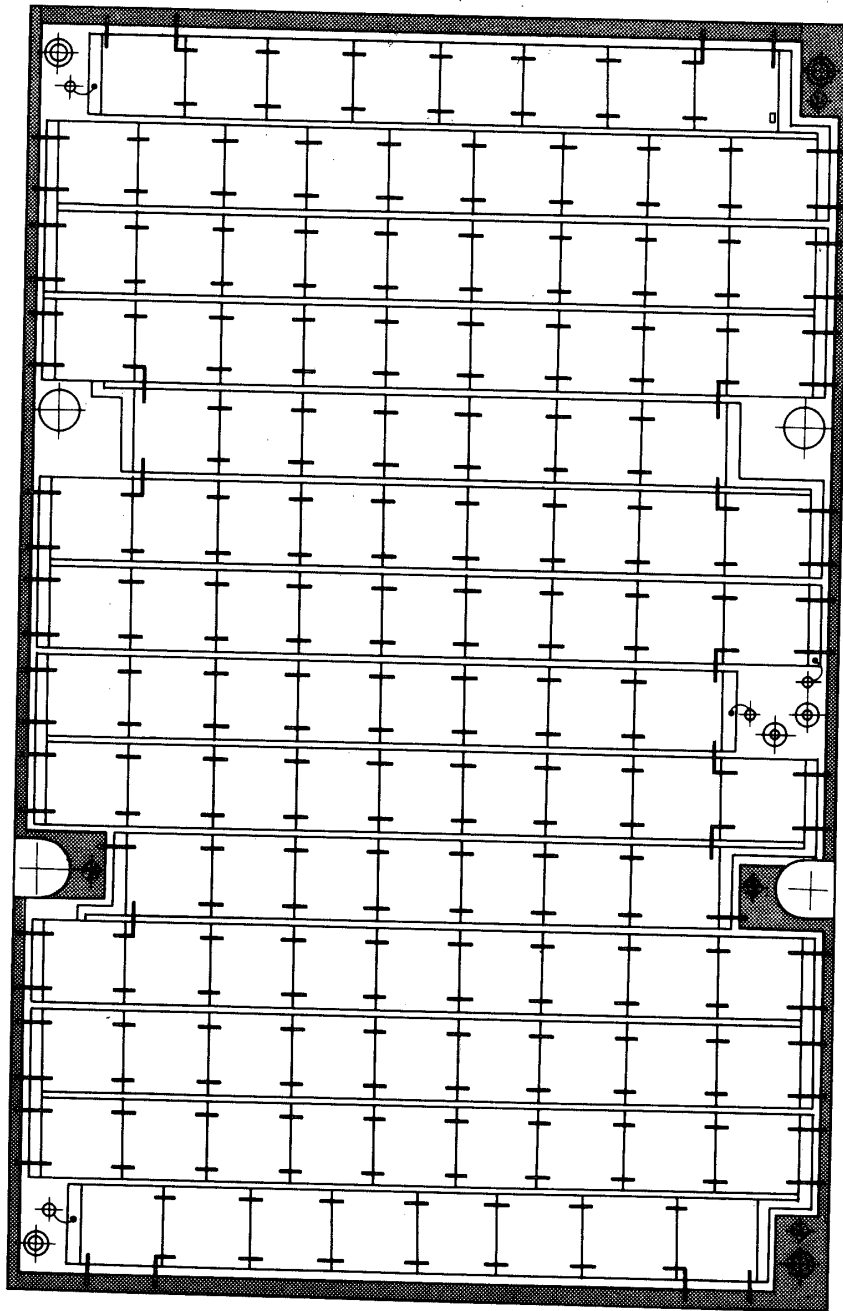


図 13. 中面パネル (標準型)

(ロ)銀リボンをグラウンドへ落とす手段

評価試験で用いた端子方式、プリント板方式をさらに検討した結果、フライトモデルではプリント板方式を採用することとした。

(イ)銀リボンをグラウンドへ落とす箇所及び数量

カバーガラス表面の電位差をできるだけ小さくし、なるべくグラウンドと同電位にするための検討を行った。その結果、上・下面パネルで約15箇所、中面パネルで約50箇所とした。図12、13に本衛星の太陽電池パネルの標準型を示す。

(ニ)製造設備に関する検討

フライトモデルを製造するには約3,000枚もの太陽電池を工事しなければならないため、手作業のみでは莫大な時間が必要となる。また、製造上の信頼度を均一化するためにも、半自動化した装置を完備する必要がある。

4. 飛しょうデータより見た導電性被膜の効果

「じきけん」は、日本標準日時昭和53年9月16日14時に打上げられ、(近地点227 km, 遠地点30,065 km および軌道傾斜角 31° の)ほぼ予定した軌道に導入された。

そこで次に、軌道上にある「じきけん」の場合、衛星表面を導電体にした効果が実際どうであったかを論じるには、全く同じ衛星を導電性被膜なしで飛ばして比較しなければ実験的には明らかにされないが、過去のアメリカの衛星実験結果よりある程度の推論をし、「じきけん」と比較することにより論ずることができる。

4.1 放電現象

既に2章で述べたように、衛星が高圧に帯電した場合、電位の不均一性より放電が起り電子回路の誤動作や故障をひき起こす。3章で述べた表面導電性カバーガラス付き太陽電池の第1の目的も、衛星表面の等電位化にあった。ただしこの設計方針は衛星より伸展される磁場測定器のセンサーについては検討されずに絶縁物を露出することになった。「じきけん」は、打上げ後全長60mのアンテナ4本の伸展を行い、約3週間の後磁場センサーの伸展を行った。この初期の3週間では衛星の電子回路系の異常は全くなかったが、磁場センサー伸展直後より、コマンド系に数々のup-setが発生し、一時は内部回路のリレー反転によると思われる地上からのコマンドが全然きかない状態が生じた。コマンド系だけでなく磁場測定器の回路にも異常が発生し、しばらくして磁場3成分の出力がすべてdead-shortの状態になってからコマンド系のup-setはほとんどなくなった。これらのことと絶縁物が高圧に帯電することは十分考えられることから、放電によるコマンド系の異常発生が過去の米国の衛星と同じであることが推論される。

4.2 科学観測上の問題点

衛星表面を導電性としなかった場合、衛星表面に大きな不均一電場が生ずることと、衛星の実効表面積が小さくなることにより観測系に重大な支障が生ずることが考えられた。

先ず電子ビーム放出実験(CBE)は、約200eVの電子を1mA出す能力を持っているが、衛星表面を導電性にしなかった場合、どの程度のDC出力が出せるかを算定してみると、「じきけん」が通る $L = 2 \sim 4 R_E$ の領域で電子密度 10^3 cm^{-3} 、 $T_e \sim 10^4 \text{ }^\circ\text{K}$ で約 $30 \mu\text{A}$

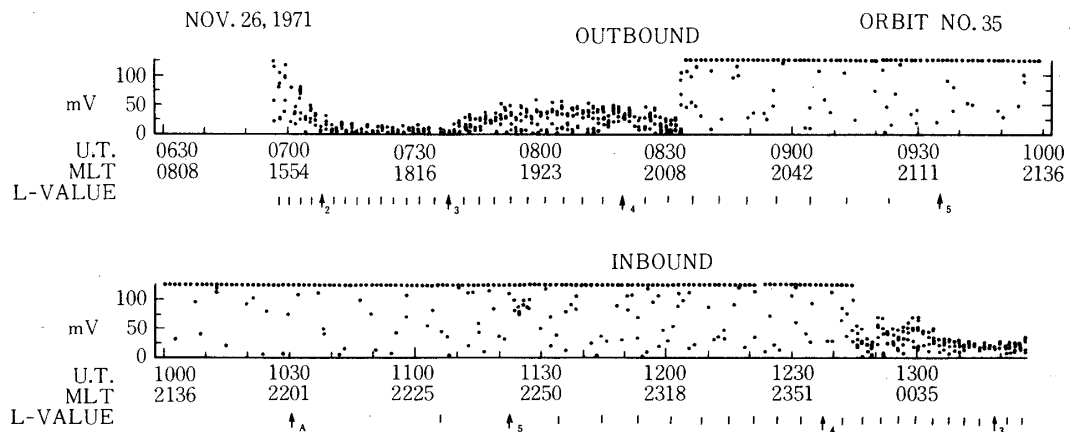
である。電離層と磁気圏の境で電子密度を1桁上に見積っても、せいぜい $300\mu A$ で目的とする $1mA$ は出ない。導電性被膜を採用することにより、この電流値は約5倍となり、効果は絶大なものがある。

CBEの電子ビーム放出と共にインピーダンスおよび電場計測(IEF)での衛星ポテンシャルの測定が行われたが、やはり衛星電位の変動が観測されている。これは、まわりのプラズマからの捕集電流がまだ少ないことを意味しているが、電子ビームの放出は確認された。

IEF-Sの実験はプラズマのラングミュア曲線をとることであるが、この基準電極として衛星本体の表面と円筒プローブの1方を用いる。もし衛星表面が太陽電池のカバーガラスでおおわれているとダブル・プローブの特性となり、シングル・プローブ特性が得られず、電子密度の計測ができなくなるが、観測結果は良好なシングル特性が得られているのは導電性被膜によって基準電極としての表面積が大きくなったからである。

IEF-Cの実験は磁気圏の電場の測定であるが、非常に微弱な電場を検出する為、測定系の対称性が重要である。衛星観測で一番大きな擾乱は、38面体の太陽電池パネルが片側で太陽光を受け、カバーガラスからのphoto-emissionが有るのに比べ、反対側は日陰で衛星のまわりに非対称なホット・シース電子が侵入して来て衛星がその雲の中に入ると、日陰部分で負に数kV帯電することになる。この場合IEF-Cはほとんどの衛星まわりの擾乱電界を測ることになる。導電性被膜は、この日陰の帯電を日なたのphoto-emissionで中和することにより、常に衛星表面を低い一定電圧に保つことができる。

図14にExplorer 45号でとられた電場の観測例を示す。データの飽和している領域がプラズマ密度が小さくなって、衛星の非対称で生じたものである。この衛星は表面を導電性にしていなかった。このExplorer 45は丁度「じきけん」と同じ軌道の衛星である。測定しようとしている電界は $1mV/m$ のオーダーであるから、このデータの示す $100mV$ 以上と言うのはほとんど観測にならないと言うことである。では、表面を導電性にした「じきけん」はど



Data of dc electric field measurements with Explorer 45, orbit 35. The positions of sudden saturation and sudden decrease from saturation correspond to crossings of the plasmapause by the satellite along outbound and inbound segments of the orbit, respectively. (after EJIRI).

図14. Explorer 45によるDC電場の測定

んな観測データを出したであろうか。図15.に2例領域の違う所でのデータを示す。Rev.344 (1979年1月16日)で磁気圏は比較的静かな状態である。(a)は遠地点付近で、衛星のスピンドルで正弦波状のデータを示さなければならないのに正の方にドリフトしている(中央が零である)。アンテナ長は約100mであるから電界にしてピーク間で約25 mV/mで一応測定範囲に入っているが、この波形の原因はやはり photo-emission の非対称性によるもので、これは「じきけん」の場合アンテナが完全に伸展してないままで対のアンテナ長に差がある為である。(b)は衛星が日陰に入ってだんだん地球に近づいて $\mathbf{V} \times \mathbf{B}$ が大きくなっていくようすであるが、photo-emission の非対称性がなくなると、かくの如く目的のデータがとれるという見本みたいなものである。これらの結果をみても、衛星表面が導電性になっていることの重要性が理解できる。

4. 結 び

まず第6号科学衛星「じきけん」について、表面導電性カバーガラス付き太陽電池の科学観測上からの必要性を述べるとともに、その連結・接合方式の検討および評価試験について報告を行った。さらに、飛しょうデータからみた導電性被膜の効果についても論じた。要約すると、

- 1) 表面導電性カバーガラス自体およびそれらの連結・接合方法等については、いずれもフライト実績がなく、一年余りにわたり調査や基礎実験を重ね、その結果を基にフライトモデル製作のための諸問題および接合方式に対する検討を実施し、その方式を確立した。
- 2) 評価試験では、テストパネルを作り「じきけん」用太陽電池パネルの環境試験条件を基

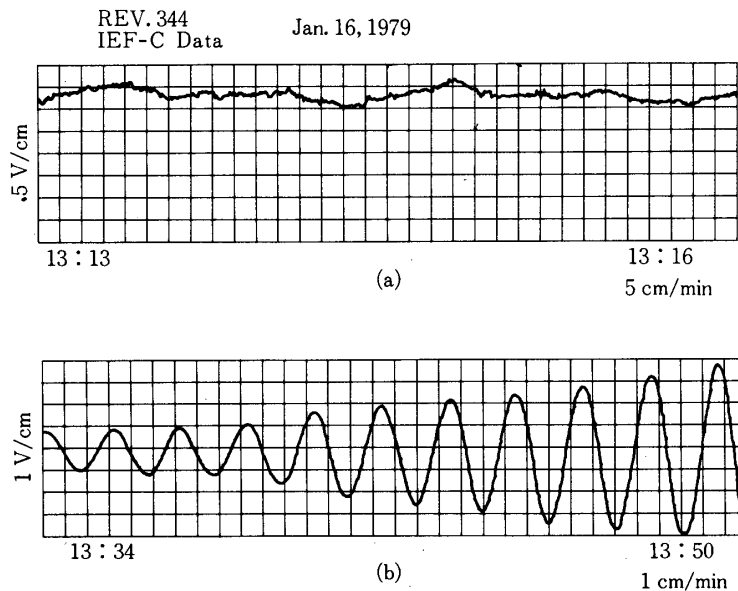


図15. 「じきけん」第344周における電場測定

本に、熱・真空試験、引張り強度試験、 α/ϵ の測定などを実施し、良好な結果を得た。

3) 飛しょう後の観測データは、表面導電性カバーガラスの効果を明瞭に示しており、「じきけん」のような軌道の衛星にとっての必要性を立証することができた。

ご指導ごべんたつをいただいた野村、平尾、大林、大家各教授および河島助教授、種々ご協力いただいた河端技官はじめ宇宙航空研究所の関係各位ならびに日本電気㈱宇宙開発事業部の関係各位、特に山谷課長、橋本氏に厚くお礼申し上げます。

1979年7月16日

参 考 文 献

- [1] A. Rosen : Large Discharges and Arcs on Spacecraft, *Astronautics & Aeronautics*, Vol. 13, No. 6, p. 36 (1975).
- [2] 後川, ほか : EXOS - B 太陽電池の Conductive Coating, 科学衛星シンポジウム, p. 12 (昭52).
- [3] 後川, 高橋, 折井, 荒井, 原 : 人工衛星太陽電池のコンダクティブコーティングについて, 信学技報 SANE 78-25 (1978-11).