

宇宙用シリコン太陽電池の放電による電気性能劣化^{*1}Degradation of Electric Performance Due to Electrostatic Discharge
on Silicon Solar Cell for Space奥村 哲平^{*2}・増井 博一^{*3}・豊田 和弘^{*4}・趙 孟佑^{*3}・今泉 充^{*5}

Teppei OKUMURA, Hirokazu MASUI, Kazuhiro TOYODA, Mengu CHO and Mitsuru IMAIZUMI

Key Words: Silicon Solar Cell, ESD, Degradation, Spacecraft Charging, Spacecraft Environment

Abstract: Electrostatic discharge (ESD) occurs on the solar array due to space plasma interaction. It is considered that solar cell suffers degradation of electric performance, once ESD occurs at the solar cell edge. In order to study the degradation of solar cell electrical performance, we performed ESD tests on Si solar cell in a vacuum chamber. After the ESD tests the solar cell maximum power decreased. We found the damage on surface electrode in the vicinity of ESD spot. Infrared emission due to current leak was found at the spot. The solar cell degraded due to the leak resistance produced by ESD.

1. 研究背景

衛星電力を効率良く運用するためには高電圧での発電・送電が望ましい。発電電圧の高圧化に伴って、宇宙プラズマによる帯電・放電が原因と思われる太陽電池アレイの故障が頻発するようになった¹⁾。太陽電池アレイの信頼性を向上させるために、放電が太陽電池や太陽電池アレイに与える影響を正しく理解した上での適切な放電試験と、その結果に基づいた設計が求められている。現在、そのような観点から放電試験の国際標準化プロジェクトが日本主導の下に進められている²⁾。

第1図に通常設計の宇宙用太陽電池アレイの断面図を示す。導体及び半導体（インターコネクタ及び太陽電池）、絶縁体（カバーガラスや接着剤）、宇宙空間など、導電率の異なる三者が交わる箇所はトリプルジャンクションと呼ばれ、電気的特異点となる。

宇宙環境において、周辺プラズマに対する衛星の電位は、衛星に対する電流の入出力バランスにより決定される。

静止軌道ではサブストーム発生時に高エネルギー電子の流入により、衛星は負電位となる。この時、高エネルギー電子の衝突による二次電子放出や光電子放出によって、カバーガラス表面から十分な電子が放出されると、カバーガラス表面は衛星に対して正電位を持ちカバーガラス内部に電位勾配が発生する。この電位勾配のことを特に逆電位勾配と呼ぶ。逆電位勾配による電界はトリプルジャンクションで強められ、電界放出による電子が発生する。この電子

放出の結果、放電が発生する。

低地球軌道においては電離層プラズマが衛星電位を決定し、イオンと電子の移動度の差から、衛星は発電電圧分だけ負電位を持つ。この場合、イオンの衝突によりカバーガラス表面は正に帯電し、逆電位勾配が発生して放電が発生する³⁾。静止軌道と低地球軌道で帯電過程は異なるが、トリプルジャンクションへの電界集中が、放電の発生原因であることは共通している。

我々は太陽電池での放電により、その電気出力性能が低下し（以下、劣化）、劣化により太陽電池が発電電力をほとんど喪失することを発見した⁴⁾。また、放電のエネルギーが大きくなるほど、電気性能の低下は起こりやすくなることを発見した^{5, 6)}。しかしながら、現時点では放電により太陽電池が劣化するメカニズムは理解されていない。本稿では真空チャンバー内で放電試験を行って太陽電池を劣化させ、そのメカニズムを検討した結果について報告する。

2. 放電実験

2.1 試験サンプル 第2図に試験に用いた太陽電池を示す。太陽電池は内蔵バイパス機能付きのシリコン太陽電池で、フライト品質のものをを用いた。太陽電池のサイズは35 mm × 70 mm で、ポリイミドフィルムを貼り付けたアルミ基板上にシリコン系接着剤（RTV-S691）を用いて接着した。カバーガラスの厚さは100 μm である。実際の太陽電池アレイと同じようにバスバー電極はシリコン系接着剤で絶縁した。また、インターコネクタでの放電発生は太陽電池の劣化に寄与しないことが分かっているので⁶⁾、ポリイミドフィルムをかぶせて絶縁した。

2.2 試験システム 第3図にこの試験に用いた試験システムの概観図を示す。試験に用いたチャンバーは長さ1 m、直径1.2 m である。チャンバーの最高到達真空度は1 ×

^{*1} © 2007 日本航空宇宙学会

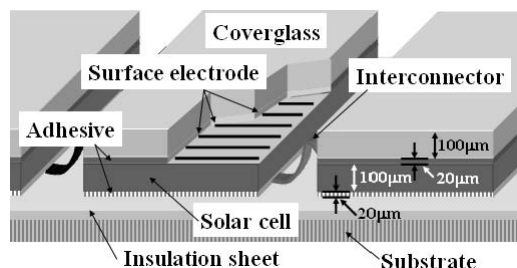
平成19年4月18日原稿受理

^{*2} 九州工業大学大学院工学研究科電気工学専攻

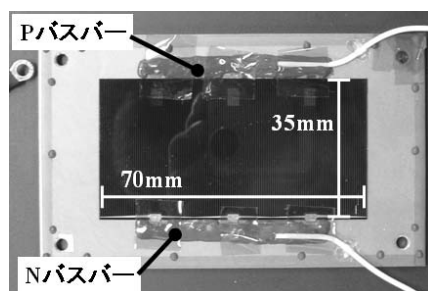
^{*3} 九州工業大学工学部電気工学科

^{*4} 九州工業大学宇宙環境技術研究センター

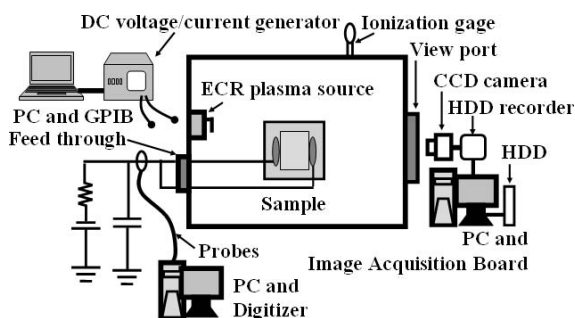
^{*5} 宇宙航空研究開発機構



第1図 太陽電池の断面図



第2図 シリコン太陽電池



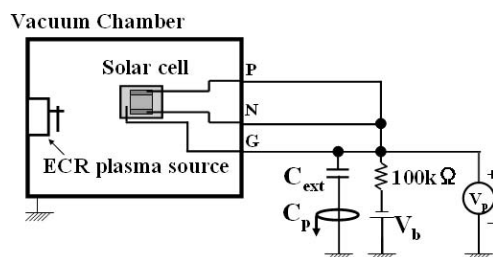
第3図 試験システム

10^{-3} Pa 程度であり、試験中は 1.5×10^{-2} Pa 程度となる。チャンパー内のプラズマ環境は ECR プラズマ源によって生成させた。このプラズマ源はキセノンガスで、試験中のガス流量は 0.3 sccm とした。試験サンプルの位置でプラズマ密度は約 $2 \times 10^{12} \text{ m}^{-3}$ 、電子温度は約 1 eV である⁷⁾。

この試験環境のプラズマ密度と温度は静止軌道よりも、低地球軌道環境により近い。太陽電池の劣化は静止軌道により近い環境（数 keV の電子ビームでカバーガラスを帯電させる）でも確認されている⁸⁾。劣化はデバイ長よりもはるかに短い mm 以下の領域への放電電流の集中によるものなので、放電波形や注入エネルギー量が同じであれば劣化の仕方に差異はないと考えられる。

試験中に発生したすべての放電の電圧と電流の波形は波形取得システムによって測定、保存される。このシステムは市販のコンピュータと高速データ取得ボード (National Instruments 社, PCI-5112, 8 bit) からなり、リアルタイムで電流波形のピーク値、電荷量、パルス幅を表示できる。また、放電発生時にトリガ信号を出力できる。

試験中に発生したすべての放電の発生位置は位置観察システムにより特定した。このシステムは PC と市販の画像



第4図 放電試験回路

収録ボード (National Instruments 社, PCI-1411) からなる。画像収録ボードには放電波形取得システムからのトリガ信号と、CCD カメラのビデオ信号が入力されている。このシステムは放電発生時にトリガ信号が入った時の画像を解析し、実験中にその場で放電の発生位置を特定することができる。

2.3 試験方法 放電試験回路を第4図に示す。試験では C_{ext} を 500 nF とした。低地球軌道衛星の発電電圧は最大で 160 V なので、本来 V_b は -160 V とすべきだが、ここでは放電の発生頻度が低く、試験に多くの時間を要してしまう。今回の試験の目的は太陽電池の劣化を調べることが目的なので、放電の発生頻度を可能な限り高くするために V_b を -400 V とした。放電の影響についての評価は、放電エネルギーを用いて行うので V_b は試験結果に影響を与えないと思われる。また、全く同一の箇所では放電が発生することはないことと、1回の放電ごとにバイアスを止めて劣化具合を測定していることから、放電発生頻度が実際よりも高いことは問題にならない。太陽電池を -400 V にバイアスするとイオンが 400 eV で衝突するのでその影響が懸念されるかもしれないが、イオン収集電流は面積あたり $4.7 \times 10^{-5} \text{ A/m}^2$ であり、エネルギー密度は $1.8 \times 10^{-2} \text{ W/m}^2$ である。放電発生時には最大でも $100 \mu\text{m}^2$ 程度のスポット (第15図で後述) に 32 mJ (第1表で後述) が $10 \mu\text{sec}$ の間に集中するので、 $3.2 \times 10^{13} \text{ W/m}^2$ 程度のエネルギーが集中する。これはイオン衝突によるエネルギーよりもはるかに大きいので、イオン衝突は問題にならないと言える。

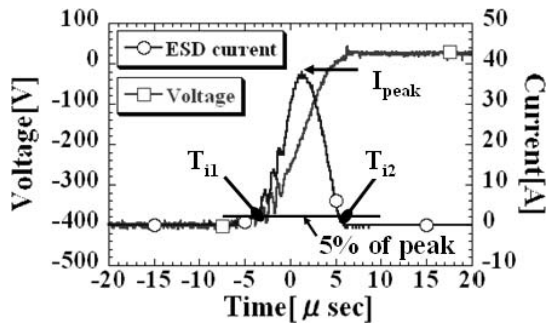
放電の電流波形は DC 電流プローブ (Hioki 3274, 100 MHz)、電圧波形は差動プローブ (Tektronix P5200, 25 MHz) により測定した。放電1回ごとの電気特性変化を観察するために、放電が起きた直後に暗状態での電流-電圧特性 (暗 IV 特性) をソースメータ (Keithley 2400) により測定した。

2.4 放電試験の結果

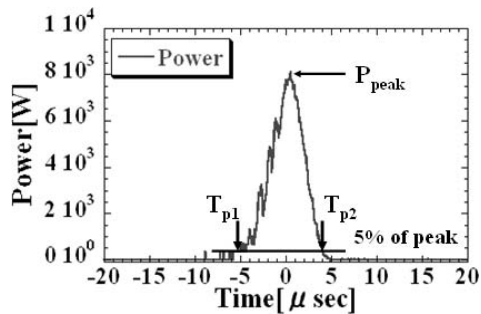
2.4.1 放電パラメータの定義 第5図に典型的な電流波形と電圧波形を示す。電流のピーク値を I_{peak} とし、その5%の値の時刻をそれぞれ T_{i1} , T_{i2} とおいた。電荷量 Q_{arc} は式 (1) のように定義した。

$$Q_{\text{arc}} = \int_{T_{i1}}^{T_{i2}} I(t) dt \quad (1)$$

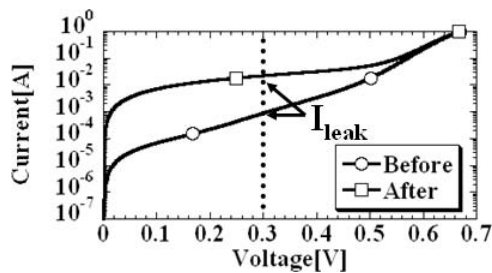
放電エネルギーを計算するために、電流波形と電圧波形



第 5 図 放電の電圧と電流波形



第 6 図 放電の電力波形

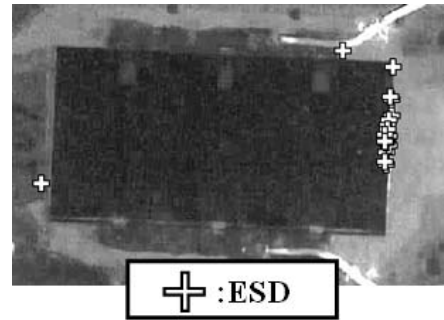


第 7 図 試験前後での暗電流-電圧特性

を乗算し電力波形を得た。第 6 図にその波形を示す。放電電力波形のピーク値を P_{peak} とし、その 5% の値の時刻をそれぞれ T_{p1} , T_{p2} とおいた。これを用い、放電エネルギー W_{arc} を式 (2) のように定義した。

$$W_{arc} = \int_{T_{p1}}^{T_{p2}} I(t) \times V(t) dt \quad (2)$$

2.4.2 試験結果 第 7 図に放電試験前後での暗 IV 特性を示す。放電により漏れ電流が増大したことが分かる。暗 IV 測定電流値は 2% 程度の誤差を持つ。第 8 図に放電発生箇所を示す。今回の試験ではすべての放電が太陽電池の側面で発生した。第 1 表に放電パラメータと暗 IV 特性の変化を示す。順方向電圧 V_f が 0.3 V の時の電流の値を I_{leak} とし、暗 IV 特性の変化を判断した。この試験では、a9, a10, a11, a12, a13, a15, a18 の放電により漏れ電流が増加した。このことから、太陽電池の側面で放電が発生すると必ず漏れ電流が増加するわけではないが、放電が繰り返し発生することにより、累積して劣化が起こることが示唆される。また、漏れ電流の増加を起こした放電の放電パラメータ



第 8 図 放電発生箇所

第 1 表 放電試験結果

ESD	I_{peak} [A]	T_{arc} [μsec]	Q_{arc} [mC]	W_{arc} [mJ]	I_{leak} [mA]
a1	38.0	8.9	0.188	34.0	0.89
a2	38.8	8.7	0.202	32.3	0.90
a3	47.5	8.6	0.227	33.9	0.91
a4	32.8	10.6	0.173	33.2	0.89
a5	44.9	8.8	0.217	33.9	0.89
a6	46.6	8.9	0.229	33.6	0.88
a7	38.0	9.0	0.186	33.0	0.88
a8	32.8	9.3	0.169	31.8	0.89
a9	32.8	9.2	0.173	31.2	5.90
a10	33.7	10.9	0.176	33.1	11.5
a11	32.8	9.6	0.174	32.1	12.4
a12	37.1	8.1	0.182	32.4	14.3
a13	33.7	10.8	0.174	32.7	20.6
a14	33.7	10.4	0.173	31.7	18.8
a15	31.1	11.1	0.163	31.4	27.3
a16	33.7	9.1	0.173	32.0	27.0
a17	35.4	9.9	0.180	32.8	27.1
a18	31.1	11.0	0.171	33	30.3
a19	34.5	8.9	0.170	31.9	22.4

は起こさなかった放電のパラメータと比較しても特異なものではなかった。a14 と a16 の後で漏れ電流が減少しているが、その理由は今のところ不明である。

今回の試験の W_{arc} (32 mJ 程度) を持つような放電が実際の衛星でも発生し得るか検討した。今回は特に W_{arc} についての検討を行った。今、このエネルギーはサイズが 35 mm × 70 mm × 100 μm のカバーガラスを考えると、低地球軌道 100 V 発電衛星で 9100 枚分 (23 m²) の帯電による静電エネルギーに相当する。静止軌道ではカバーガラス表面と太陽電池の間に 400 V 以上の電位差が発生すると放電が起きることが確認されている⁹⁾ ので 32 mJ のエネルギーは 570 枚分 (1.4 m²) に相当する。低地球軌道環境において、放電は発生点から最大で半径 4 m の円内のすべてのカバーガラス (48 m²) からエネルギーを得ると考えられている¹⁰⁾。また、静止軌道環境では最低でも 1.4 m × 0.6 m の太陽電池クーポン (0.84 m²) のカバーガラスから電荷を得たという報告がある¹¹⁾。静止軌道環境での放電プラズマによるカバーガラス電荷の収集については、試験を行えた最大面積が 1.4 m × 0.6 m であり、それよりも大きな面積の電荷収集を否定する根拠は今のところ見当たらない。さらに日本の高速インターネット技術試験衛星 WINDS につ

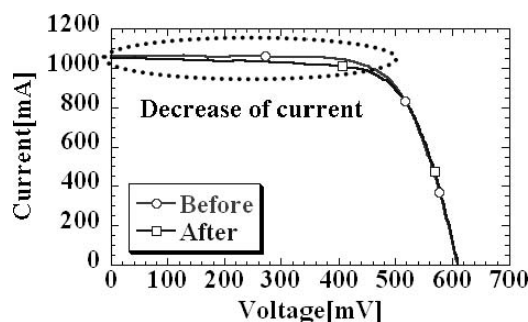
いて行われた放電発生予測によると、静止軌道での5年の運用期間中に14950回の放電が発生すると見積もられた¹²⁾。以上のことから32mJ程度エネルギーを供給する放電は実際の軌道環境でも十分に起こり、太陽電池の劣化が発生する可能性がある。

3. 劣化メカニズムの検討

3.1 太陽電池の物性パラメータ検討 試験前後における光照射下の電流-電圧特性（光 IV 特性）は宇宙航空研究開発機構が保有するソーラシミュレータ（ワコム電創、WXS-130S-L2HV）を用いて測定した。試験前後での光 IV 特性を第9図に示す。図より出力電圧が0Vから0.4Vの範囲では、漏れ電流の増加に伴う出力電流の低下が見られる。試験前後における開放電圧 V_{oc} 、短絡電流 I_{sc} 、最大電力 P_{max} 、フィルファクター FF をそれぞれ第2表に示す。試験後に P_{max} は3%低下した。3%の電力劣化は小さいように見えるが、これは試験を劣化発生閾値付近のエネルギーで行っているからであり、エネルギーが大きくなれば数十%を越すような電力劣化も起きる⁴⁾。

太陽電池の等価回路を第10図に示す。この等価回路は式(3)で表される。 I_0 は逆方向飽和電子電流、 n はダイオード定数、 I_{sc} は短絡光電流、 R_s は直列抵抗、 R_{sh} は並列抵抗である。 I_0 は太陽電池の拡散長やキャリア濃度などの材料特性から決定される定数である¹³⁾。

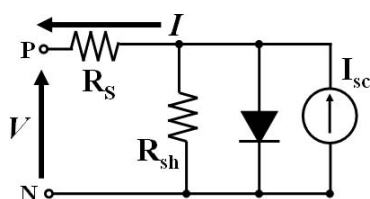
$$I = I_{sc} - I_0 \left\{ \exp \left(\frac{qV + R_s I}{nkT} \right) - 1 \right\} - \frac{qV + R_s I}{R_{sh}} \quad (3)$$



第9図 試験前後での光 IV 特性

第2表 試験前後での電気性能

	I_{sc} [mA]	V_{oc} [mV]	P_{max} [mW]	FF
Before	1059.7	612.9	465.0	0.72
After	1054.5	613.2	454.2	0.70

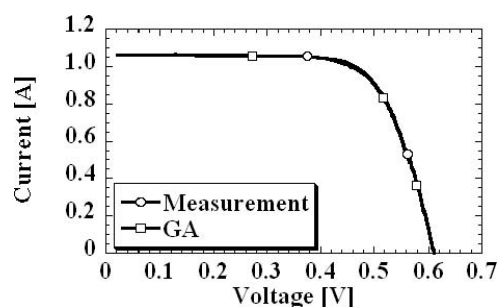


第10図 明状態での太陽電池等価回路

遺伝的アルゴリズム（以下、GA）を用いて式(3)を解き、光 IV 特性に最も良く合致する I_0 、 n 、 R_s 、 R_{sh} の組み合わせを導出した。ここで、温度は300Kとした。GAの詳細は付録にある。試験前の光 IV 特性のGAによるフィッティング結果を第11図に示す。第3表に試験前後での I_0 、 n 、 R_s 、 R_{sh} 、フィッティングエラー（error）を示す。第3表より、 R_s と材料特性に依存する I_0 と n は変化せず、 R_{sh} が大幅に低下していることが分かる。このことから漏れ電流の増加は並列抵抗の低下が原因であると言える。

R_s は測定が可能なパラメータなので、健全な太陽電池の R_s を測定してGAにより求めた値の妥当性を検討した。直列抵抗は照射強度を変えて光 IV 特性を測定し、その P_{max} における電流、電圧値の変化から測定できる¹³⁾。光 IV 特性変化の一例を第12図に示す。4枚の未使用の太陽電池の直列抵抗を測定したところ、その平均値は 0.07Ω で標準偏差は0.01だった。このことから、 R_s のGAによる推定値は妥当と言える。

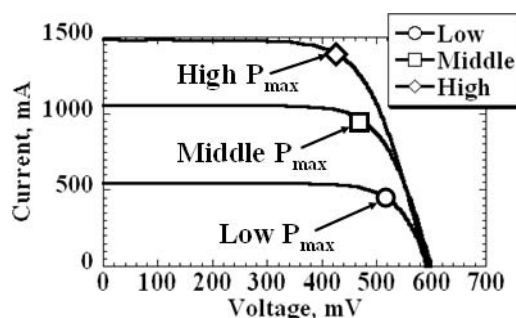
一般的に健全な太陽電池の R_{sh} は $1 \text{ k}\Omega$ 程度と言われているが、GAにより求めた値は 165Ω だった。これは R_{sh} に影響を与えやすい電圧範囲で、測定した電流値にばらつきがあるためと考えられる。第13図に0Vから0.4Vまでの光 IV 特性を示す。この範囲に最小二乗法を適用して、回帰直線を求めると、その傾きから定性的な R_{sh} の値を求めることができる。第13図中の直線は試験前後での回帰直線



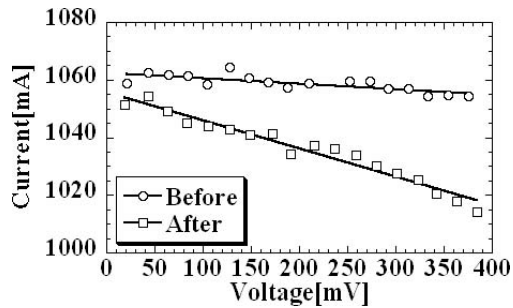
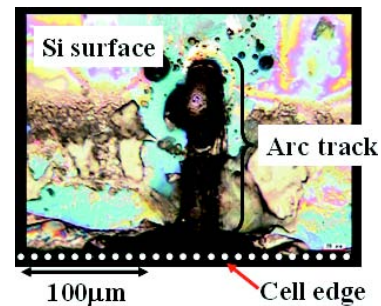
第11図 GAによるフィッティング：試験前の光 IV 特性

第3表 試験前後での物性パラメータ

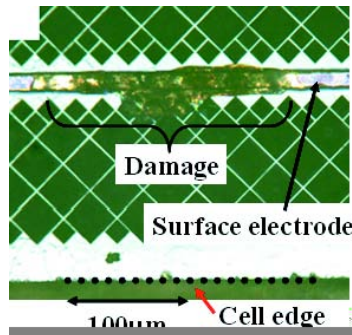
$R_{sh} [\Omega]$	$R_s [\Omega]$	n	$I_0 [\text{A}/\text{m}^2]$	Error
165	0.05	1.3	9×10^{-9}	3×10^{-4}
19	0.05	1.3	9×10^{-9}	3×10^{-3}



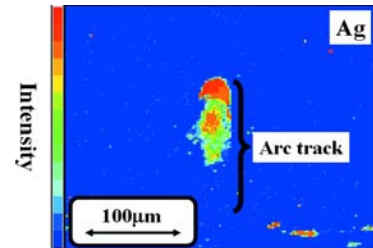
第12図 光 IV 特性の光量依存性

第 13 図 I_{sc} 付近の光 IV 特性と、その回帰直線

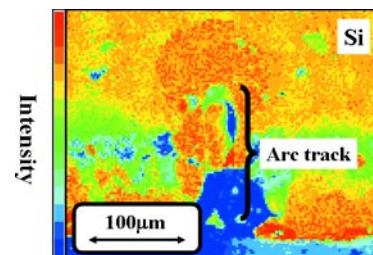
第 15 図 第 14 図の裏面



第 14 図 表面電極の損傷



第 16 図 第 14 図の放電痕裏面の銀についての面分析

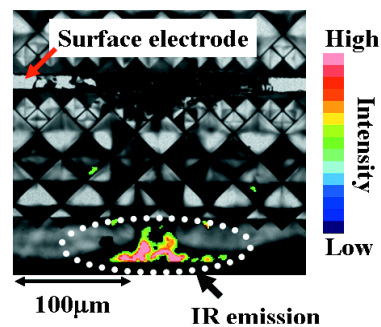


第 17 図 第 14 図の放電痕裏面のシリコンについての面分析

である．この方法により求めた R_{sh} の値は試験前で 50Ω ，試験後で 10Ω だった．相関係数は試験前で 0.77，試験後で 0.97 だったので，試験前の回帰直線は相関が弱いと言え，ここから求めた R_{sh} も実際の値とは言えない．GA により求めた試験前の R_{sh} も同様な問題により，一般的に考えられている値より小さな値になったと考えられる．

3.2 表面観察と漏れ電流検出 放電試験後に顕微鏡（顕微鏡コントローラ；Keyence VHX-500，レンズ；Keyence VZ100）で放電の発生箇所を観察したところ 7 箇所表面電極の損傷を発見した．そのうちの一つを第 14 図に示す．放電はまったく同一の箇所が発生していないので，これらの損傷は単発の放電により発生したと思われる．よって，放電回数 19 回のうち，7 回の放電で表面電極の損傷が発生したことになる．また，放電試験中に漏れ電流の増大は 7 回発生しており，表面電極の損傷箇所数と一致しているので，このような損傷箇所が劣化の原因であると推察される．表面電極はカバーガラスに覆われているため，表面電極では直接，放電は発生しない．そこで，太陽電池の裏面を顕微鏡で観察した．第 15 図に第 14 図の裏面の顕微鏡写真を示す．この太陽電池の裏面電極は，太陽電池の縁から $200 \mu\text{m}$ 程度奥までしか存在しないので，第 15 図の撮影箇所は太陽電池がむき出しになっている．第 15 図より裏面に放電痕が確認されたので，太陽電池がむき出しになった箇所放電が発生したことが分かる．表面電極の損傷が起きたのは，太陽電池の裏面に発生した放電の熱電離アークがシリコンバルクを融解し，表面電極に熱電離アークが到達したためと考えられる．

この仮説の妥当性を検討するために，電子プローブ・マイ



第 18 図 第 14 図の放電痕での IR 発光

クロアナライザー（EPMA）を用いて放電痕の組成を面分析した．銀とシリコンについて行った面分析の結果をそれぞれ第 16 図と第 17 図に示す．EPMA の分析条件は加速電圧を 15 kV，ビーム径を $1 \mu\text{m}$ ，エミッション電流を 20 nA とした．第 16 図より，放電痕では銀が検出された．第 17 図より放電痕が発見された場所には，裏面電極などの電極材がないためシリコンしか存在しない．そのため放電痕で検出された銀は，放電により融解した表面電極であると言える．

漏れ電流の増大は表面電極の損傷箇所の発生が原因と思

われる．そこでフォトエミッション顕微鏡（浜松ホトニクス；PHEMOS1000）を用いて漏れ電流が発生した箇所を探した．フォトエミッション顕微鏡は電流を流した時に発生する IR 発光を検出して，素子の異常箇所を観察する装置である．その受光素子は InGaAs CCD で，感度領域は $0.9\ \mu\text{m}$ から $1.6\ \mu\text{m}$ である．

第 14 図の損傷を受けた表面電極の近傍で IR 発光を検出した．第 18 図に IR 像と顕微鏡の画像を重ね合わせた画像を示す．この IR 発光は順方向に $0.6\ \text{V}$ ， $0.2\ \text{A}$ バイアスした時の画像である．図より放電痕が電流リークの原因となっていることが分かる．このような IR 発光を 4 箇所の電極損傷箇所で見出した．以上のことから，太陽電池の劣化は放電による局所的な電流リーク箇所の発生が原因であることが分かる．

4. ま と め

シリコン太陽電池の放電による劣化メカニズムを検討するために，放電試験を行った．太陽電池の変化を調べるために，放電が 1 回発生するごとに太陽電池の暗 IV 特性を測定した．また，電気出力性能への影響は試験の前後に測定した光 IV 特性から評価した．試験後，放電の発生により電気性能が低下したが，試験中の暗 IV 測定より，太陽電池の側面で発生したすべての放電が劣化を発生させるわけではないことが分かった．

遺伝的アルゴリズムを用いて，明状態の太陽電池の等価回路式から，太陽電池の物性パラメータを導出し，劣化メカニズムの検討を行った．フィッティングの結果，太陽電池の材料特性と直列抵抗は変化せず，並列抵抗の低下のみで太陽電池の劣化は説明できることが分かった．

試験後の太陽電池表面の顕微鏡観察より，放電により表面電極が損傷を受けていることが分かった．このような損傷は放電により発生した熱が表面電極まで到達したために起こったと考えられ，表面電極と裏面電極の間の電流リーク経路を形成していると思われる．フォトエミッション顕微鏡を用いた電流リーク箇所の観察より，損傷を受けた表面電極付近で漏れ電流が発生していることが分かった．以上のことから，放電により太陽電池の側面に漏れ電流経路が発生するため，劣化が起こることが分かった．

この研究は独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO 技術開発機構）が推進する国際共同研究助成事業（NEDO グラント）による援助を受けて行われた．

参 考 文 献

- 1) Katz, I., Davis, V. A. and Snyder, D. B.: Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO, AIAA Paper 98-1002, 36th Aerospace Sci. Meeting and Exhibit, 1998.
- 2) Cho, M. and Goka, T.: Issues Associated with Standardization of Ground Test Methods of Electrostatic Discharge Phenomena on Spacecraft Surface, 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, 2005.
- 3) 趙 孟佑, 藤井治久: 第二回 高電圧太陽電池アレイの放電現象

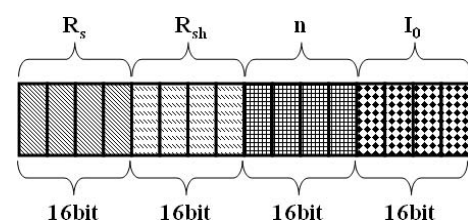
と将来課題，日本航空宇宙学会誌，51 (2003), pp. 140–145.

- 4) Toyoda, K., Okumura, T., Cho, M., Nozaki, Y. and Takahashi, M.: Degradation of High Voltage Solar Array Due to Arcing in LEO Plasma Environment, J. Spacecraft Rockets, 42 (2005), pp. 947–953.
- 5) Okumura, T., Hosoda, S., Kim, J., Kagawa, H. and Cho, M.: Degradation of Solar Cell Electric Performance Due to Arcing in LEO Plasma Environment, 9th Spacecraft Charging Technology Conference, Tsukuba, Japan, 2005.
- 6) Okumura, T., Hosoda, S., Kim, J., Toyoda, K. and Cho, M.: Degradation of High Voltage Solar Array Due to Arcing in LEO Plasma Environment, 24th International Symposium on Space Technology and Science, 2004-s-06, Miyazaki, Japan, 2004.
- 7) Hayashi, H., Saionji, A., Toyoda, K., Cho, M. and Kuninaka, H.: Development of Plasma Interaction Acceleration Test Facility for Study on Space Material Deterioration, 23rd Int. Symp. Space Tech. Sci., ISTS 2002-b-28, Matsue, Japan, 2002.
- 8) Toyoda, K., Matsumoto, T., Cho, M., Nozaki, Y. and Takahashi, M.: Power Reduction of Solar Arrays Due to Arcing under Simulated GEO Environment, J. Spacecraft Rocket, 41 (2004), pp. 854–861.
- 9) Cho, M., Ramasamy, R., Matsumoto, T., Toyoda, K., Nozaki, Y. and Takahashi, M.: Laboratory Tests on 110 V Solar Arrays in a Simulated Geosynchronous Orbit Environment, J. Spacecraft Rocket, 40 (2003), pp. 211–220.
- 10) Cho, M., Ramasamy, R., Hikita, M., Tanaka, K. and Sasaki, S.: Plasma Response to Arcing in Ionospheric Plasma Environment: Laboratory Experiment, J. Spacecraft Rockets, 39 (2002), pp. 392–399.
- 11) Amorim, M. and Payan, D.: Electrostatic Discharges on a 1M2 Solar Array Coupon—Influence of the Energy Stored on Coverglass on Flashover Current, 9th Spacecraft Charging Technology Conference, Tsukuba, Japan, 2005.
- 12) Cho, M., Kawakita, S., Nakamura, M., Takahashi, M., Sato, T. and Nozaki, Y.: Number of Arcs Estimated on Solar Array of a Geostationary Satellite, J. Spacecraft Rockets, 42 (2005), pp. 740–748.
- 13) 高橋 清, 浜川圭弘, 後川昭雄: 太陽光発電, 森北出版, 東京, 1980, pp. 17–32, 80–86.
- 14) 石田良平, 村瀬治比古, 小山修平: 遺伝的アルゴリズムの基礎と応用, 森北出版, 東京, 1997, pp. 1–22.

付 録

遺伝的アルゴリズム¹⁴⁾を適用するためには，ある長さの染色体で構成された遺伝子を定義する必要がある．遺伝的アルゴリズムの詳細は文献 13) に記してある．第 19 図に今回の計算で用いた遺伝子の概念図を示す．この遺伝子は R_s , R_{sh} , n , I_0 を表す 4 個の染色体からなり，各染色体の長さは 16 bit とした． R_s , R_{sh} , n , I_0 を探索する範囲を第 4 表に示す．

探索を繰り返す回数は世代数と呼ばれ，今回は 100 回とした．各世代における遺伝子の個体数は 1000 個とした．各



第 19 図 遺伝子の概念図

第 4 表 探索条件

	Minimum	Maximum
$R_s [\Omega]$	1×10^{-4}	1
$R_{sh} [\Omega]$	0.01	1×10^4
n	0.5	3
$I_0 [A/m^2]$	1×10^{-14}	1×10^{-6}

世代において生成された遺伝子を評価するための評価関数を式 (4) のように定義した .

$$\text{Error} = \left(\sum_{m=\phi}^{m=80} \frac{(I_c - I_m)^2}{I_m^2} \times (I_m \times V_m) \right) / 80 \quad (4)$$

ここで, I_c は式 (4) で計算した電流値, I_m は電流の実測値, V_m は電圧の実測値である. P_{\max} 付近で実測した光 IV 特性との一致を良くするために, $V_m \times I_m$ を乗じて重み付けを行った. 第 3 表に示したフィッティングエラーは, この評価関数により得られた各点ごとの誤差を測定点数 (80 点) で平均した値である .

各世代において得られた遺伝子を評価関数によりランク付けし, その上位 30% だけを残して交叉と突然変異を行った. 交叉はランダムに行った. 突然変異は各世代において遺伝子を構成するビットが 0.1% の確率で反転すると定義した .