

## 微小デブリ衝突による衛星電力ハーネスの電氣的損傷リスク

### Risk of electric failure on satellite's power harnesses caused by space debris impacts

平井 隆之<sup>1</sup>, 東出 真澄<sup>1</sup>, 黒崎 裕久<sup>1</sup>, 川北 史朗<sup>1</sup>, 長谷川 直<sup>1</sup>,  
万戸 雄輝<sup>2</sup>, 山口 翔太<sup>3</sup>, 田中 孝治<sup>1</sup>

Takayuki Hirai<sup>1</sup>, Masumi Higashide<sup>1</sup>, Hirohisa Kurosaki<sup>1</sup>, Shirou Kawakita<sup>1</sup>, Sunao Hasegawa  
Yuki Mando<sup>2</sup>, Shota Yamaguchi<sup>3</sup>, Koji Tanaka<sup>1</sup>

<sup>1</sup>宇宙航空研究開発機構, <sup>2</sup>徳島大学, <sup>3</sup>東海大学

<sup>1</sup>Japan Aerospace Exploration Agency, <sup>2</sup>University of Tokushima, <sup>3</sup>Tokai University

#### 1. はじめに

運用終了後に軌道上に廃棄された人工衛星やロケット上段, 衛星表面材料に由来する破片等はスペースデブリ(以下, デブリ)と呼ばれる。デブリは低軌道衛星に対しては平均 10 km/s という超高速で衝突するため, 人類の持続的宇宙開発利用において喫緊の課題となっている。デブリ衝突による衛星システムの損傷は, 破砕といった機械的損傷だけでなく, 衝突誘起放電による電源系コンポーネントの機能低下・喪失といった電氣的損傷がある。特に電力ハーネスの電氣的損傷は, 比較的衝突頻度の高い直径 1 mm 以下の微小デブリの衝突によっても発生しうることが示唆されている<sup>[1]</sup>。

宇宙航空研究開発機構(以下, JAXA)では, 衛星の損傷リスク評価をまとめたスペースデブリ防護設計マニュアルを発行している。衛星ミッションの信頼性を確保するためには, マニュアルに最新の設計情報を反映することが重要である。そこで本研究では, 最新の衛星設計に基づいた電力ハーネスの電氣的損傷リスクを実際の衝突環境に近い状態で評価する。また, 致命的な持続放電に至るメカニズムを解明し, 衛星電源系における安全設計の提案を目指している。本稿では, 今年度実施したハーネス単線およびハーネス束に対する衝突実験の結果について報告する。

#### 2. 実験方法

微小デブリ衝突を模擬するため, JAXA 宇宙科学研究所の二段式軽ガス銃を用いた。

図 1 に衝突実験に用いた 2 種類のハーネス供試体を示す。供試体には, 衛星の電力ハーネスとして汎用される TE connectivity の SPEC 55 ワイヤ(AWG22)を用いた。ハーネス単線供試体は, ワイヤを折り返し作成した幅約 6 cm のハーネス面を, 厚さ 3 mm の A2024 板上に固定した。一方, ハーネス束供試体は, 回路のホットラインとリターンラインを交互に重ねた三層構造を, 単線供試体と同様 A2024 板に固定している。図 2 に回路構成を示す。なお, 今回報告するハーネス束の実験では, 衛星内部機器を模擬した負荷抵抗を用いていないため, 衝突によりハーネス間の短絡やアルミ板との地絡がない限り, 回路は開放した状態である。衛星電源の模擬には太陽電池シミュレータを用いた。電源電圧は低軌道衛星で一般的な 50 V, および静止軌道衛星で一般的な 100 V とした。電源電流は 2~3 A が流れるよう負荷抵抗を調整し, 抵抗と並列に 1 mF のコンデンサバンクを接続した。放電の有無と持続時間を計測するため, 電圧プローブと電流プローブを用いた。電圧プローブで電源電圧( $V_{src}$ )を測定し, 電流プローブは電源電流( $I_{src}$ )とアルミ板への地絡電流( $I_{gnd}$ )を測定する。

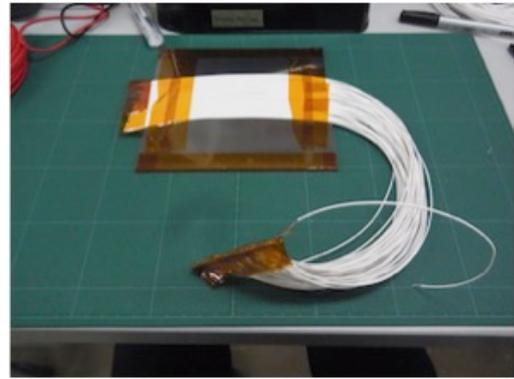
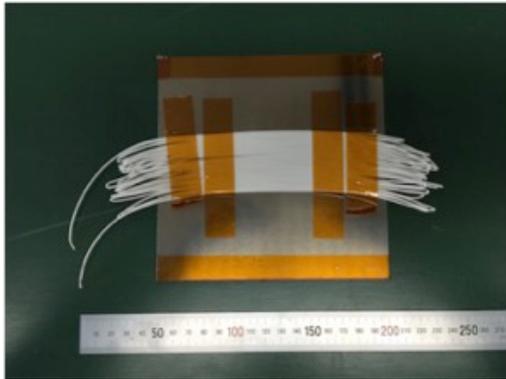


図 1 ハーネス単線供試体（左）とハーネス束供試体（右）. ハーネス束供試体については A2024 板に最も近い一層分のみ示している.

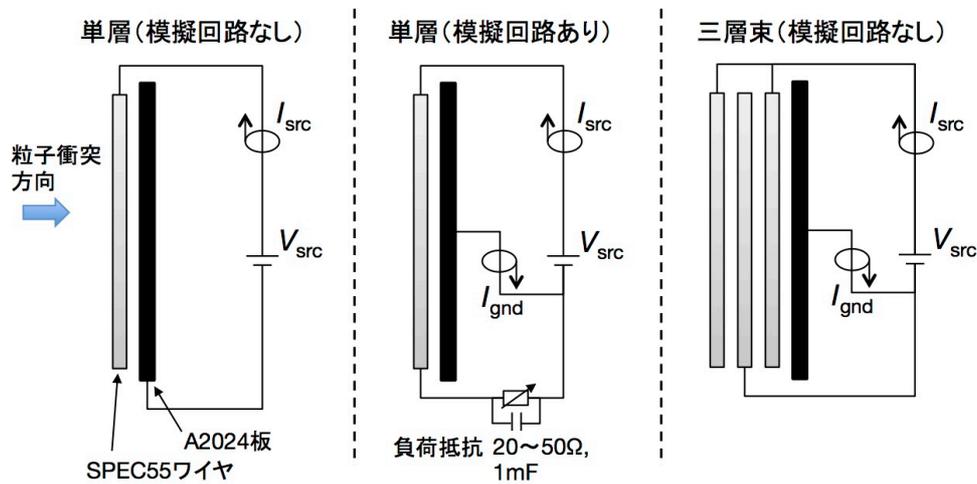


図 2 ハーネス供試体の回路構成. ハーネス単線負荷抵抗なし（左），ハーネス単線負荷抵抗あり（中央），ハーネス束負荷抵抗なし（右）.

本研究では衝突時に発生するプラズマの密度を推定するため，ダブルプローブ法を用いたプラズマ電流計測も実施した．図 3 にプローブ回路図を示す．5 つのダブルプローブを使用し，衝突点から 1~5 cm の距離に 1 cm おきに配置した．ハーネス面とプローブ電極端の間は約 1 cm 空けている．各プローブには 9.6 V の電圧を印可し，検出抵抗は衝突点から 1 cm のプローブは 1.5 k  $\Omega$ ，それ以外の 4 つのプローブには 10 k  $\Omega$  を使用した．プローブ電極の詳細については長岡の文献<sup>[2]</sup>を参照されたい．図 4 にハーネス供試体とダブルプローブを設置した状態を示す．

飛行体は直径 0.3 mm, 0.5 mm, 1.2 mm

のステンレス球（以下，SUS 球），および酸化アルミニウム球（以下，アルミナ球）を使用した．散弾撃ち，単発撃ちの両方で射出し，ハーネス供試体に 4~7 km/s の速度で衝突させた．

### 3. 実験結果と考察

表 1 と表 2 に実験結果を示す．放電継続時間が >500 ms となっているショットで持続放電が発生し，ハーネスには炭化溶解した痕が確認され，地絡または短絡故障に至っていた．なお 161121-1 は放電継続時間が >170 ms となっているが，これはオシロスコプの測定レンジを超えスケールアウト

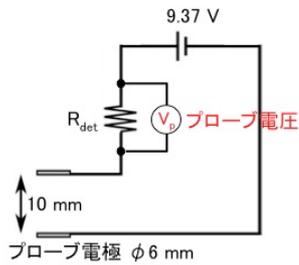


図3 プラズマプローブ回路.

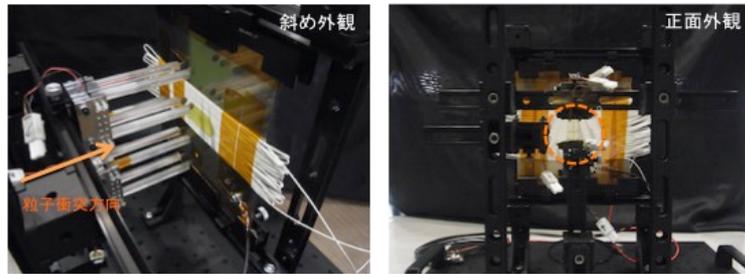


図4 ハーネス供試体とダブルプローブの配置.

表1 ハーネス単線供試体の実験結果.

ショット番号	粒子材料	粒子径 (mm)	衝突数	衝突速度 (km/s)	電源条件	負荷抵抗有無	放電継続時間 (ms)
160628-1	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	1.2	1	6.94	50 V/2 A	有	0.1
160630-3	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.5	1	6.70	50 V/2 A	有	1
160630-4	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.3	1	6.89	50 V/2 A	有	3.6
160810-1	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.5	3	6.91	100 V/2 A	有	41
160810-2	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.5	2	6.87	100 V/2 A	無	16
160810-3	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.5	6	4.03	100 V/2 A	無	26
160810-4	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.5	3	3.99	100 V/2 A	無	0
160810-5	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.5	5	4.03	100 V/2 A	無	28
160811-1	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.5	1	7.01	50 V/2 A	有	22
160811-3	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.5	1	6.98	50 V/2 A	有	13
161122-3	SUS304	0.3	3	6.87	100 V/3 A	無	50
161122-4	SUS304	0.3	3	3.86	100 V/3 A	無	>500
161124-2	SUS304	0.3	1	3.83	50 V/2 A	無	8.5
161124-5	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.3	1	7.06	100 V/3 A	無	>500

表2 ハーネス束供試体の実験結果. プロジェクティルはすべて SUS 球で負荷抵抗は使用していない.

ショット番号	粒子径 (mm)	衝突数	衝突速度 (km/s)	電源条件	放電継続時間 (ms)
161121-1	0.5	1	6.94	100 V/3 A	>170
161121-2	0.3	5	3.85	100 V/3 A	>500
161122-1	0.3	6	4.09	50 V/2 A	0.1

したためであり、炭化溶融及び地絡短絡故障も確認されず、持続放電は発生していない。

まずハーネス単線について電源条件に注目すると、電圧・電流が 100 V/3 A で持続放電が発生している (ショット番号: 161122-4, 161124-5)。一方で、100 V/3 A であっても持続放電に至っていない 161122-3

は、持続放電が発生した 161122-4 と実験条件を比較すると衝突速度が 1.8 倍程度速いこと以外は同一である。つまり、衝突強度がより低い方が持続放電を起こしているといえる。161124-5 は、同一直径において SUS 球の 4 km/s 衝突と同等の損傷をもたらすことを想定しアルミナ球を 7 km/s で衝突させ、持続放電が発生している。次にハーネス束

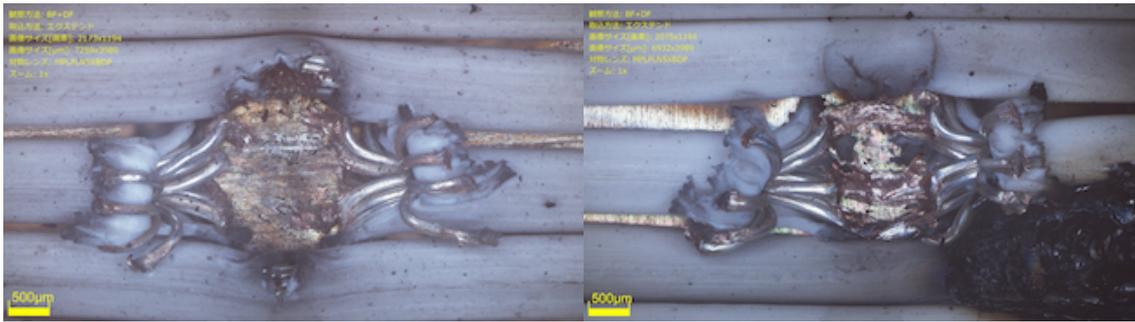


図5 衝突痕の顕微鏡画像. ショット番号 161122-3 (7 km/s) (左), 161122-4 (4 km/s) (右). 161122-4 については持続放電が発生しなかった衝突痕を観察した.

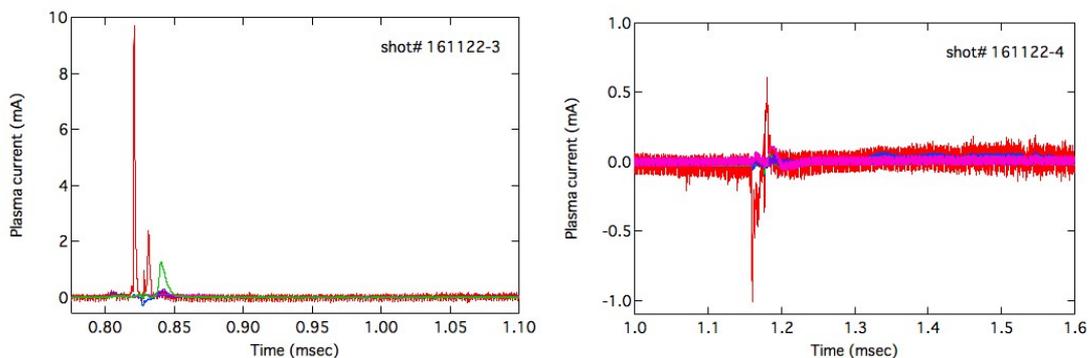


図6 ダブルプローブで取得したプラズマ電流波形. ショット番号 161122-3 (7 km/s) (左), 161122-4 (4 km/s) (右). プローブは衝突予測点から 1, 2, 3, 4, 5 cm の距離に設置し, 1 cm のプローブがいずれのショットで最も大きいプラズマ電流値を示している.

について, 161121-1 と 161121-2 を比較すると, 衝突強度が低い 161121-2 の方で持続放電が発生している. なお, プロジェタイルの衝突数については後述するが, トリガー放電には寄与するが持続放電の有無には影響しないと考えられる.

以上のことから, 持続放電に至るには 3 A 程度の電源電流と, ある程度低い衝突強度が必要であることが示唆される. これらの条件について放電のメカニズムから考察する. まず電流については, 電流密度が高いほど陰極における熱電子放出が活発になり, 維持電圧の低いアーク放電に至り放電が継続する. したがって 100 V/2 A では次に衝突強度については, 損傷領域が拡大すると, 電極間 (単線供試体ではワイヤ芯線とアルミ板, 束供試体ではホットおよびリターンのワイヤ芯線) の距離が大きくなり, 放電を持続しづらくなると考えられる. 図5に上で比較した 161122-3 と 161122-4 の衝

突痕の顕微鏡画像を示す. 約 7 km/s で衝突している 161122-3 では, ワイヤ芯線が完全に破断しアルミ板とは距離が開いているように見える. 一方で約 4 km/s で衝突した 161122-4 では, 一部の芯線が変形しアルミ板に付着しているように見え, 放電の経路はより短いことがわかる. つまり衝突強度については, ハーネスワイヤの芯線を露出する程度に高く, 電極間距離を比較的短く保つ程度に低いことが, 持続放電の条件といえる.

なお, 衝突数については持続放電の有無には影響しないと考えられる. 複数衝突のショットでは, そのうちの一つの衝突痕でのみ持続放電, 炭化溶融が起きている. これはある一つの衝突痕でのみ回路が閉じ, 電源から供給されるエネルギーが消費されるためと考えられる. 衝突数が多いほどプラズマの密度は高くなるが, ダブルプローブ計測から衝突誘起プラズマは 0.5 ms 以内

には衝突痕近傍から十分拡散することがわかっている．図 6 にプラズマ計測波形の例を示す．そのためプラズマ密度は放電の開始にのみ影響すると考えられる．ただしハーネス単線の供試体については，一本のワイヤを折り返してハーネス面を構成しているため，仮に持続放電に至るような損傷を伴う衝突痕があっても，回路上流側で断線が発生し電流が流れないという状況が想定される．これを防ぐには，散弾ではなく単発でプロジェクタイトルを射出する必要があるだろう．

電源条件が 50 V/2 A, 100 V/2 A で，アルミナ球, 0.5 mm のショットに注目すると，放電継続時間と各種条件の間に相関は見られない．上述のように放電の継続にはハーネスの損傷度合いが影響すると考えられるため，同じ実験条件であっても，ワイヤ中央に衝突したか線間に衝突したかなどによって放電継続時間は変わりうると考えられる．

全く放電を検知できなかった 160810-4 は，衝突した 3 つのプロジェクタイトルすべてがハーネスワイヤの中央部に衝突し，衝突痕部分前面の被覆は吹き飛び，芯線は露出しているものの，アルミ板との間に放電経路は形成されなかったと考えられる．この放電が検知されなかったショットについても，損傷状態と放電の関係を裏付けていると考えられる．

#### 4. まとめ

本稿では，微小デブリ衝突による衛星電力ハーネスの電氣的損傷について，より実際の設計・環境に近い状況でのリスク評価と，持続放電に至るメカニズムの解明を目的に，二段式軽ガス銃を用いた超高速衝突実験を実施した．実験から，地絡・短絡といった致命的故障に至る持続放電には，約 3 A 以上の高い電源電流と，放電経路となる電極間の距離を短く保つ適度な衝突強度が必要なことが示唆された．今後は単発衝突を中心に，電源電圧およびプラズマ密度とトリガー放電の関係や，持続放電を引き起こす条件を明らかにし，来年度中にスペースデブリ防護設計マニュアル改訂のための衝突実験データの取得を完了する予定である．

#### 謝辞

本研究は，宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所超高速衝突実験共同利用施設の採択課題として実施しました．

#### 参考文献

- [1] 宇宙航空研究開発機構，JERG-2-144-HB001A スペースデブリ防護設計マニュアル，2014.
- [2] 長岡洋一，宇宙機の薄型パネル構造への超高速衝突における電氣的現象の研究，総合研究大学院大学博士論文，2012.