

微小デブリ衝突による電力ハーネスの電氣的損傷： 太陽電池パドル裏側の単線ハーネス

平井 隆之¹, 東出 真澄¹, 黒崎 裕久¹, 川北 史朗¹,
万戸 雄輝², 山口 翔太³, 田中 孝治¹

Takayuki Hirai¹, Masumi Higashide¹, Hirohisa Kurosaki¹, Shirou Kawakita¹,
Yuki Mando², Shota Yamaguchi³, Koji Tanaka¹

¹宇宙航空研究開発機構, ²徳島大学, ³東海大学

要旨

デブリ衝突に起因する電力ハーネスの持続放電および地絡・短絡故障といった電氣的損傷は、比較的衝突頻度の高い直径 1 mm 以下のデブリでも発生しうる。そのリスクを正しく評価することは、衛星に適切なデブリ防護設計を施す上で重要である。本講演では、特に太陽電池パドル裏面のハーネス単線に着目し、従来研究よりも実環境に近い衝突条件および回路構成を用いた衝突実験の結果について進捗を報告する。

1. はじめに

運用を終了した人工衛星やロケット、およびそれらの破片物質で構成されるスペースデブリは、人類の宇宙活動において喫緊の問題となっている。直径 1 mm 以下の微小デブリであっても、衝突誘起プラズマを介した持続放電により、衛星電源系に地絡・短絡故障といった電氣損傷を引き起こすことが示唆されている^[1]。本講演では、太陽電池パドル裏面に配線された電力ハーネス単線のリスク評価について得られた実験結果について進捗を報告する。本研究では、従来研究よりも実設計に近い回路コンフィギュレーションで、かつ実環境に近い衝突条件で超高速衝突試験を実施することで、より精度の高い結果を得ることを目的とした。また、ダブルプローブ法を用いた衝突誘起プラズマ計測を採用することで、放電・プラズマを同時計測可能な実験系を構築し、物理的根拠に基づいたリスク評価法の確立を目指している。

2. 超高速衝突実験

微小デブリ衝突を模擬する超高速衝突実験には、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所の二段式軽ガス銃を用いた。衝突実験の概略図と、ハーネス供試体を設置した放電・プラズマ同時計測治具に設置した供試体を図 1 に示す。

ハーネスには、TEconnectivity の SPEC 55 線 (AWG22) を使い、幅約 4 cm のハーネス面を厚さ 3 mm の A2024 板上に貼り付け治具に固定した。電源に Keysight Technologies の太陽電池シミュレータ E4362A を使い、電圧は 50 V および 100 V とした。1 本のハーネス線に 2 A および 2.5 A の電流が流れるよう、可変抵抗と 1 mF のコンデンサバンクからなる内部機器模擬回路を、図 1 に示す位置に接続した。なお、従来研究^[1]と同じく内部機器模擬回路の部分を開放とした、より持続放電が発生しやすい回路構成でも実験を行った。

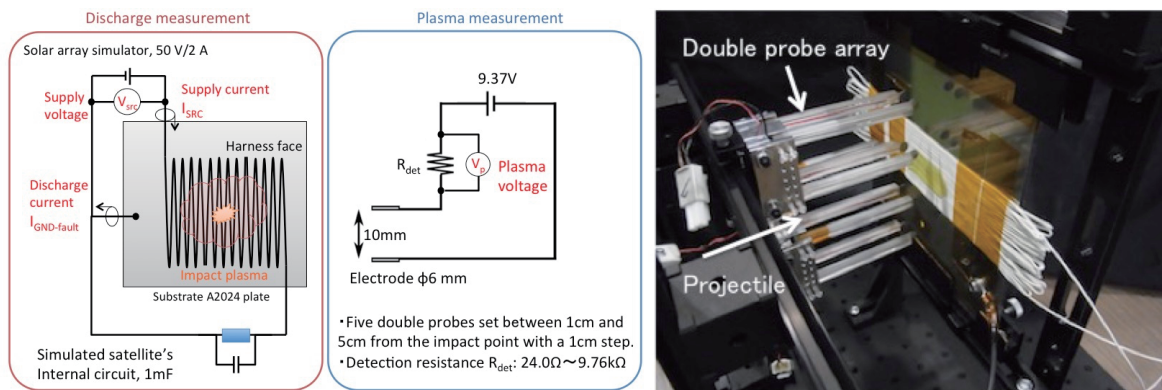


図 2 (左) 実験の概略図. ハーネス面に模擬デブリ粒子を衝突させた際の放電とプラズマを同時に計測する. (右) 放電・プラズマ同時計測治具に固定されたハーネス供試体. 飛翔体はプローブの間を縫ってハーネス面に衝突する.

表 1 実験結果

データ番号	飛翔体物質	飛翔体直径 (mm)	衝突数	衝突速度 (km/s)	電源条件	模擬回路の有無	故障種類
160205-1	SUS304	0.5	1	6.09	50V/2.5A	無	芯線露出
160628-1	Al ₂ O ₃	1.2	1	6.94	50V/2.0A	有	芯線露出
160630-3	Al ₂ O ₃	0.5	1	6.70	50V/2.0A	有	芯線露出
160630-4	Al ₂ O ₃	0.3	1	6.89	50V/2.0A	有	芯線露出
160810-1	Al ₂ O ₃	0.5	3	6.91	100V/2.0A	有	地絡・断線
160810-2	Al ₂ O ₃	0.5	2	6.87	100V/2.0A	無	芯線露出
160810-3	Al ₂ O ₃	0.5	5-6	4.03	100V/2.0A	無	芯線露出
160810-4	Al ₂ O ₃	0.5	3	3.99	100V/2.0A	無	芯線露出
160810-5	Al ₂ O ₃	0.5	5	4.03	100V/2.0A	無	芯線露出
160811-1	Al ₂ O ₃	0.5	1	7.01	50V/2.0A	有	地絡・断線
160811-3	Al ₂ O ₃	0.5	1	6.98	50V/2.0A	有	断線

プラズマ計測には5つのダブルプローブを使用し、衝突点から1～5cmの距離に1cmおきに配置した。ハーネス面とプローブ電極端の間は約1cm空けている。各プローブには9.4Vの電圧を印可し、24～10k Ω の検出抵抗を接続した。プローブ電極の詳細については長岡の文献^[2]を参照されたい。微小デブリを模擬する飛翔体は直径0.5mmのステンレス球および直径0.3～1.2mmの酸化アルミニウム球を射出し、通電したハーネス面に4～7km/sで衝突させた。

3. 結果と考察

表1にこれまで得られた実験結果を示す。結果として今回の電源・衝突条件では、持続放電は100msよりも十分短い時間で終了し、従来研究^[1]で見られたようなハーネスの炭化・溶融には至らなかった。データ番号160810-1, 160811-1では、A2024板への地絡故障が確認されたが、衝突痕の観察から持続放電ではなく衝突で露出した芯線がA2024板に押し付けられる破壊過程の影響が大きいと考えられる。この点に関しては、通電していない同構成のハーネス供試体に対し、同一衝突条件で試験を行うことで検証する予定である。

ダブルプローブによるプラズマ計測では、衝突点に近いプローブほど高いプラズマ密度を示し、おおよそ期待したとおりの結果が得られた。これにより、本研究で構築した放電・

プラズマ同時計測系を用いることで、持続放電の有無をプラズマ密度から考察できるようになることが期待される。

4. まとめ

本講演では、直径 1 mm 以下の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、これまで実施した超高速衝突実験の進捗を報告した。太陽電池パドル裏面のハーネス単線については、現時点まで炭化・溶融に至るような致命的な持続放電は発生しておらず、従来研究が注目していたハーネス束に比べ電氣的損傷のリスクが低いことが示唆される。ダブルプローブ法によるプラズマ計測では、衝突点に近いほど高いプラズマ密度が観測され、今後の実験によりプラズマ密度から持続放電の有無や強度を考察できるようになることが期待される。

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.