

# ETFE シートに生じる微小デブリ衝突痕の測定

○東出 真澄, 仁田 工美, 黒崎 裕久, 長谷川 直, 松本 晴久 (JAXA)

higaside@chofu.jaxa.jp

## 1. はじめに

スペースデブリの増加で宇宙機へのデブリ衝突のリスクは高まっている。特に低高度軌道はデブリ同士の衝突事故が発生するほど深刻な状況で、無人宇宙機にもデブリ防護設計が必要になっている。JAXA では人工衛星のデブリ防護設計の考え方やその実行手順について、基準書やマニュアルを整備しているところであり、衛星の投入軌道が決定すれば、その軌道を通過するデブリフラックスを MASTER<sup>2)</sup>や ORDEM<sup>3)</sup>等のデブリ環境モデルから推定することができる。これらのエンジニアリングモデルを使い、ミッション期間中にデブリが衝突する確率が高い部分を識別する。衛星外部を通るハーネスは、損傷が許容されないミッションクリティカルな部位の一つである。ハーネスのデブリ衝突損傷について、過去に衝突実験が実施されている。Putzar らは、ハーネス束にデブリが衝突した際の電圧変動について調べた<sup>4)</sup>。また、川北らは、ハーネス束へデブリ衝突時の放電現象を観察している<sup>5)</sup>。これら先行研究で、ハーネスの破壊モードは単純な機械的断線のみではなく、放電現象による電圧変動や地絡等の損傷モードも存在することが明らかになった。ハーネスの電氣的損傷は、絶縁体である表皮材がデブリ衝突によって失われ、芯線が宇宙空間に露出されることによって発生する。ハーネスは円柱形状をしているため、芯線露出の条件を考察する場合は衝突角度を考慮する必要がある。直径が 1 mm 程度のハーネスにサブミクロンの微小な飛翔体を衝突させる時に衝突点を制御することは現状ではほぼ不可能であり、数値解析による損傷評価が有効である。衛星によく用いられるハーネスの表皮材は、旭硝子社の開発したフッ素樹脂、ETFE (Ethylene-Tetrafluoroethylene copolymer) である。本研究の目的は、微小デブリ衝突によるハーネスの損傷を数値解析で調べるため、ETFE の材料モデルを検証することである。ETFE をシート状にした試験片に微小デブリ衝突実験を実施し、衝突痕を測定した。

## 2. 実験条件

ETFE ペレットをシート状に成形した試験片を 3 種類用意した (表 1)。電線メーカーはハーネスを成形する際に、ETFE ペレットに架橋処理を施している。この影響を調べるため、シート厚さの他に架橋の有無も変化させた。本研究で使用したシートは厚さにバラツキを持っている。1 個の試験片に対し最低 8 点の厚さを計測した結果、Insulation-0.3mm は 0.28~0.41 mm、Insulation-1mm は 0.93~1.16 mm、ETFE-1mm は 0.98~1.07mm の厚さの範囲を持っていた。

Witness plate に ETFE シートを貼りつけたターゲットへ飛翔体を衝突させた。比較のため、シートを設置せず Witness Plate に直接飛翔体を衝突させる試験も実施した。Witness Plate には厚さ 5 mm の A2024-T3 板を使用した。飛翔体射出には ISAS/JAXA の二段式軽ガス銃を使用した。デブリ環境モデルから計算すると、低高度軌道に存在する微小デブリの材質はアルミナが多く、宇宙機とデブリとの平均衝突速度は約 10 km/sec になる<sup>2-3)</sup>。しかしながら、固体粒子を 10 km/sec で安定射出できる装置は存在しない。従って本研究では、アルミナより密度の高い鋼球を 6 km/sec で衝突させ、衝撃圧を上昇させて低高度軌道でのデブリ損傷を模擬した。飛翔体直径は 0.1, 0.3, 0.5 mm の 3 種類を実験した。サボに飛翔体を複数個装填する散弾方式を利用し、一回の射出実験で数十点のデータを同時に取得できた。

表 1 試験した ETFE シート

ID	Cross-Linking	Average Thickness
Insulation-0.3mm	Yes	0.34 mm
Insulation-1mm	Yes	1.04 mm
ETFE-1mm	No	1.02 mm

### 3. 実験結果

直径 0.1 mm の飛翔体は厚さ 1 mm のシートを貫通しなかった。この時に ETFE シートに生じた衝突痕をキーエンス社製のレーザ顕微鏡で観察した結果を図 1 に示す。上図が深さ計測結果をコンターで表した 3D 画像で、下図はある断面の高さ計測結果を表す。左図は ETFE シートを設置せず Witness Plate (A2024 板) に直接飛翔体を衝突させた場合の衝突痕で、右図は ETFE シート上に生じた衝突痕の測定結果である。どちらも一辺 0.5 mm の範囲を表示している。アルミ合金板に生じた衝突痕の入口付近は花卉状にめくれ上がった形状をしていたが、ETFE シートの方は内側がなだらかに盛り上がった形状をしていた。衝突痕の底面形状は両者とも凹凸が激しく、飛翔体が破碎されながら貫入したことがわかる。衝突痕の入口径と深さを計測した結果を図 2 に示す。衝突痕深さはアルミ合金板も ETFE シートも同等であったが、入口径は ETFE シートの方が小さくなった。ETFE シート同士を比較すると、架橋の有無による有意な差は見られなかった。衝突痕の体積を測定した結果を図 3 に示す。アルミ合金板に生じたクレータの方が体積は大きいように見える。図 1 の断面データに注目すると、ETFE の方はクレータの側面データが欠落しており、側面の傾斜が大きくなっている。本研究で使用したレーザ顕微鏡システムでは、ステージに設置したターゲット表面に対して垂直方向にレ

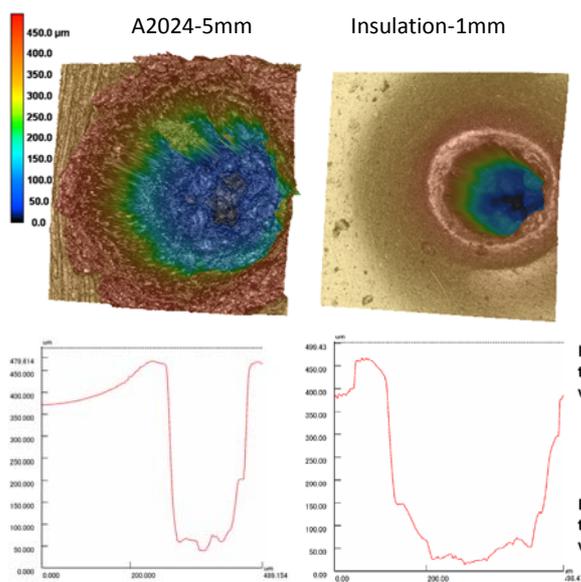


図 1 衝突痕の深さ計測結果

ーザを送受信し、焦点距離を少しずつ変化させたデータを取得することで高さ方向の分布を測定している。従って、表面よりも内部が広い構造になっている部分は体積を計測できない。アルミ合金板の衝突痕よりも体積が小さいのは、ETFE シートに生じた衝突痕は入口径よりも内側が広い構造になっており、計測できなかった体積が大きかったことが原因と考えられる。

飛翔体が ETFE シートを貫通した実験では、シート背後に設置した Witness Plate にも衝突痕が作られた。直径 0.3 mm の飛翔体を用いた実験結果例を図 4 に示す。複数の飛翔体を同時に衝突させているので、副字数の衝突痕が生じている。ETFE シート裏面の画像は、衝突点の対応がわかりやすい

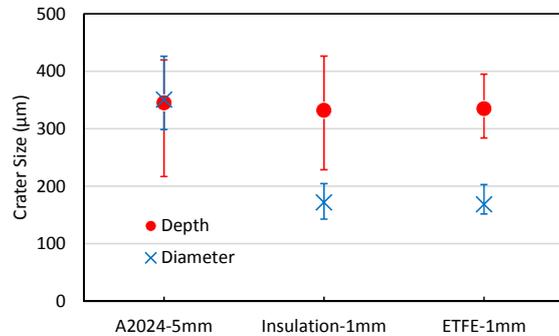


図 2 ETFE シートに生じた衝突痕の形状

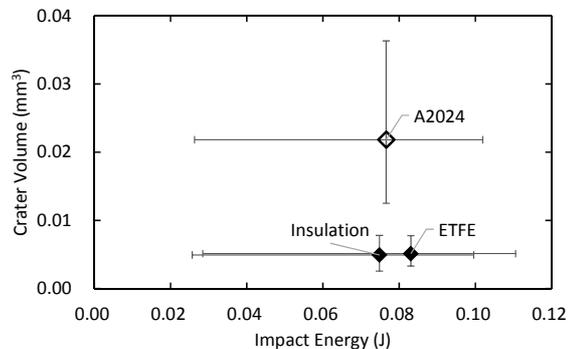


図 3 ETFE シートに生じた衝突痕の体積

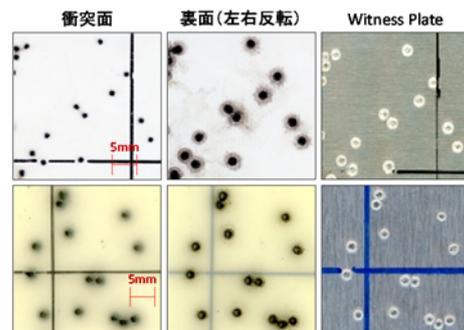


図 4 ETFE シートを貫通した例

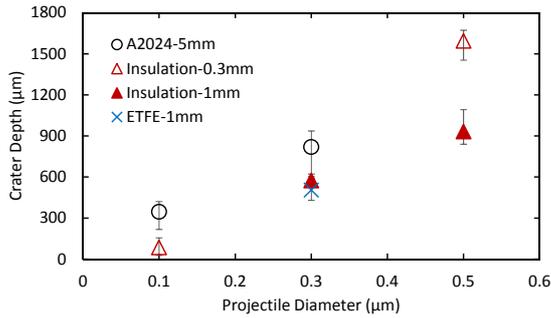


図5 Witness Plate 上の衝突痕深さ

ように左右反転している。ETFE シートの貫通穴は、裏面の方が広がった形状をしていた。Witness Plate に生じた衝突痕はほぼ円形であるが、底面は凹凸を持った形をしていた。衝突痕が重なりあっていない部分について、Witness Plate に生じた衝突痕を計測した。クレータ深さの計測結果を図5に示す。ETFE シート通過後は Witness Plate に生じた衝突痕深さは、シートがない場合に比較して明らかに小さくなっている。今後はクレータ体積を測定し、ETFE シートによる衝突エネルギー吸収効果について調べる。

#### 4. まとめ

ハーネス表皮材である ETFE の衝突耐性を評価するため、ETFE ペレットをシート状に成形した試験片に衝突試験を実施し、レーザー顕微鏡で衝突痕を測定した。直径 0.1 mm の鋼球は厚さ 1 mm の ETFE シートを貫通しなかった。その時 ETFE シートに生じた衝突痕は、入口径よりも内径が広い構造をしている可能性が高いことがわかった。クレータ形状を正確に把握するため、今後は非破壊検査による内部形状の測定について検討する。また、架橋の有無によって衝突痕に差異は観察されなかった。ETFE の耐デブリ衝突性能に架橋処理は大きく影響しないと考えられる。ETFE シートを飛翔体が貫通した条件では、シート背後に設置した

Witness Plate に生じた衝突痕を計測した。シートの存在によってクレータ深さが明らかに小さくなっていることが確認できた。今後はクレータ体積の計測を行い、ETFE による衝撃エネルギー吸収効果を評価する予定である。また、本試験と同条件で数値解析を実施し、ETFE の材料モデルの妥当性について調べていく。

#### 謝辞

本研究は、JAXA 衛星設計標準 デブリ防御設計標準 WG の活動として実施されました。また、衝突試験には JAXA 宇宙科学研究所 スペース・プラズマ実験設備を使用いたしました。衝突痕計測に用いたレーザー顕微鏡は JAXA 月惑星研究グループの所有する装置とキーエンス社のデモ装置を使用いたしました。衝突試験では、総研大 小野瀬直美氏に多大なご協力をいただきました。ここに感謝の意を表します。

#### 参考文献

- 1) JAXA デブリ防護標準 WG, 微小デブリ衝突耐性評価標準, JAXA 宇宙機設計標準, JERG-2-144, 2012.
- 2) ESA MASTER: <http://www.master-model.de>.
- 3) NASA Orbital Debris Program Office: <http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov>.
- 4) Putzar, R., Schäfer, F.K., Lambert, M., Vulnerability of Spacecraft Harnesses to Hypervelocity Impacts., *Int. J. Impact Eng.* **35**(12), pp. 1728–34, 2008.
- 5) 川北 史朗, 設計標準 WG, 宇宙機設計標準 デブリ防護設計 WG における微小粒子高速衝突試験, 平成 18 年度スペース・プラズマ研究会, pp. 88–91, 2007.
- 6) E.L.Christiansen, Meteoroid/Debris Shielding, *NASA TP*, 210788, 2003.