

衛星構体パネルのデブリ衝突損傷限界

○東出 真澄, 小野瀬 直美, 松本 晴久, 長谷川 直 (JAXA)

higaside@chofu.jaxa.jp

1. 研究背景・目的

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、その実行手順についてマニュアルを作成しているところである。衛星の予定軌道が決定されれば、その軌道を通るデブリフラックスを MASTER や ORDEM 等のデブリモデルから推定することができる。ここから衝突頻度の高いデブリの質量、直径、衝突速度、衝突角度等を算出した後、デブリ衝突に耐え得る宇宙機構造材料を選定する必要がある。しかし、今までに実施されてきた宇宙機構造材料に対するデブリ衝突研究は有人宇宙機を想定したものがほとんどである。衛星のデブリ衝突データは、デブリ防護設計を実施するには不十分である。

そこで本研究では、最もデブリ衝突頻度の高い部位の一つである衛星構体パネルの損傷評価を目的とする。構体パネルは衛星構造の最外層なのでデブリ衝突確率が高い上に、構体パネルに設置されている内部機器へデブリ衝突が影響を与えた場合、

ミッションに致命的な損傷を与える可能性が極めて高い。現在、衛星構体には主にハニカムサンドイッチパネルが使用されている。ハニカムサンドイッチ構造への超高速衝突現象については1960年代から研究がなされている^{1,2)}。これらの研究ではサンドイッチパネル表皮の厚さが0.5 mm 以上で、衛星構体パネルとして使用される表皮に比べて厚い。更に従来の研究では直径1 mm 以上の飛翔体を使用して衝突試験が実施された場合がほとんどであるが、低高度軌道では直径数百 μm の微小デブリ衝突が支配的であると考えられている。よって、薄い表皮を持ったアルミハニカムサンドイッチパネルで作られた衛星構体パネルに微小デブリが衝突した場合、内部搭載機器を防護するために必要な筐体厚さを実験的に算出する。

2. 試験条件

試験に使用した模擬構体パネルの詳細を表1に示す。衛星構体パネルとして使用頻度の高い材料を供試体として選定した。供試体設置写真を図1に示す。A2024板は、構体に設置された筐体を模擬するためにハニカムサンドイッチパネルと距離

表1 模擬構体パネル

Specimen		Honeycomb Sandwich Panel
Face Sheet	Material	A2024
	Thickness	0.25 mm
Honeycomb Core	Material	A5056
	Core thickness	25.4 mm
	Cell size	6.35 mm
	Foil thickness	18 μm



図1 模擬構体パネルと模擬筐体

を離さず設置した。A2024板の厚さは5 mmとした。超高速衝突試験はISAS/JAXA 所有の二段式軽ガス銃を用いて実施した。MASTER2005 を用いて計算すると、低高度軌道に存在する微小デブリはアルミナが支配的であり、衛星とデブリとの衝突速度は平均 10 km/sec 程度である。しかし地上で飛翔体を 10 km/sec まで加速するには高度な技術が必要で、安定して試験を実施することは非常に難しい。そこで本研究ではSUS304球を6 km/secで衝突させることで、アルミナが9 km/secで構体パネルに衝突した時に生じる衝撃圧を模擬した³⁾。飛翔体に直径0.15~1.0 mmのSUS304球を用いて試験を実施した。

3. 試験結果

試験後の供試体を図 2, 3 に示す。0.5 mm 以下の飛翔体を用いた試験では、サボに複数個の飛翔体を装填することで十数箇所の衝突データを同時

に取得した。全ての実験で、ハニカムサンドイッチパネル表面には貫通穴が観察された。飛翔体直径が0.15 mmの時は、図 2 に示すようにハニカムサンドイッチパネル裏面に貫通穴はほとんど観察されなかった。A2024板とハニカムサンドイッチパネル表面とを比較すると、A2024板に微小なクレータが生じた部分ではハニカム1セルにつき飛翔体が複数個衝突しており、1セルに1個の飛翔体が生じたケースでは裏面の貫通穴は確認されなかった。従って、直径0.15 mmのデブリはハニカムサンドイッチパネルを貫通しないと考えられる。飛翔体直径が0.3 mm以上の時、ハニカムサンドイッチパネル裏面とA2024板には微小な破片群の衝突痕が生じた。ハニカムサンドイッチパネル表面に衝突した飛翔体がデブリ雲に変化し、表皮の二重壁効果で衝突エネルギーが分散されていることを示している。

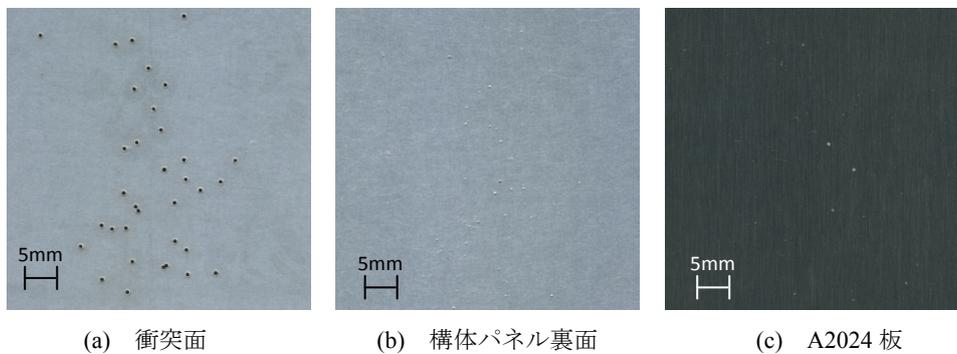


図 2 試験後の供試体 (飛翔体直径 0.15 mm)

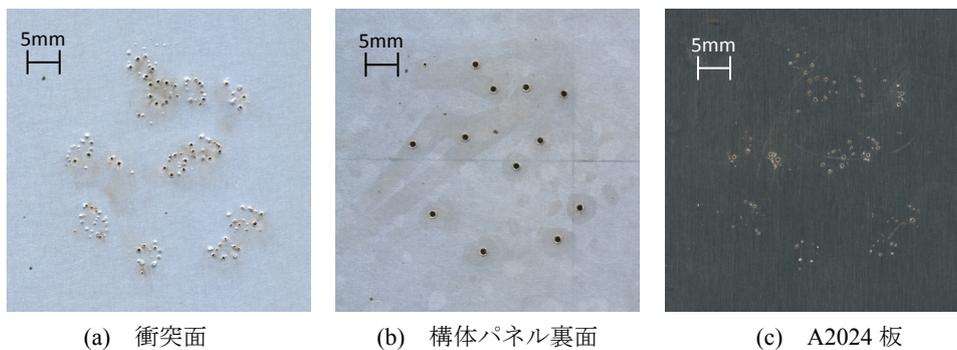


図 3 試験後の供試体 (飛翔体直径 0.3 mm)

4. 損傷評価

X線によるハニカムサンドイッチパネルの観察結果を図4, 5に示す。衝突点を含むセルに変形が観察されたが、飛翔体直径が0.5 mm以下の時は隣接するセルの変形は観察されなかった。このことから、デブリ雲はハニカムコアを構成している箔を通り抜けていない可能性がある。直径0.8 mm以上の模擬デブリが衝突した場合、箔が大きく損傷し隣接するセルも変形した。しかし、裏面の貫通穴は衝突を受けたハニカム1セル分の範囲内に閉じ込められており、ハニカムサンドイッチパネル裏面を貫通するエネルギーを持つ破片はハニカムセル内に閉じ込められることがわかった。

次に、A2024板に生じたクレータ深さを光学顕微鏡で測定した。飛翔体がハニカム1セルに複数個衝突したケースは除外して計測を行った。飛翔体直径 d とA2024板に生じた最大クレータ深さ p との関係を図6に示す。このグラフから、以下の実験式を得た。

$$p = 2.20d - 0.477 \quad (1)$$

本実験式を衛星設計に適用する場合、まずデブリ環境モデルから衝突頻度の高いデブリ径を算出する。求めたデブリ径を実験式の d に代入すると、A2024板の損傷深さ p を求めることができる。衛星に使用される筐体厚さが p よりも十分大きければ、衛星構体パネルは筐体内部の電子機器に影響を与えないと予想することができる。筐体厚さが p に近い値で設計された場合、電子機器に筐体裏面から生じたスポール破片が衝突する可能性が極めて高い。他の研究において、同材質の厚板と薄板との衝突試験を比較すると、厚板に生じたクレータ深さの2~3倍の厚さまで薄板背面にスポール破片が生じることが示唆されている⁴⁾。今後、模擬筐体であるA2024板を薄板に変更した試験を実施し、取得した実験式へスポール破壊の影響を含める必要がある。

5. まとめ

模擬衛星構体パネルへ衝突試験を実施した。その結果、直径0.15 mm以下のデブリは構体パネルを貫通しないことがわかった。直径0.3 mm以上の飛翔体を用いた試験では、構体パネル背後に設置した模擬筐体にクレータが生じた。ハニカムサンドイッチパネルの損傷観察結果から、ハニカム1セルに損傷が集中することがわかった。X線を用

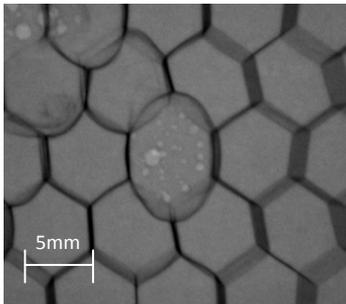


図4 X線観察結果 (飛翔体直径 0.5 mm)

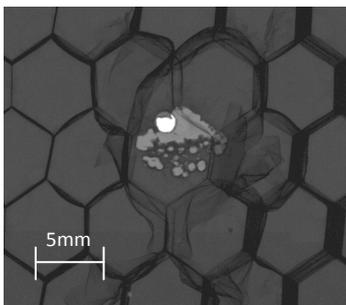


図5 X線観察結果 (飛翔体直径 0.8 mm)

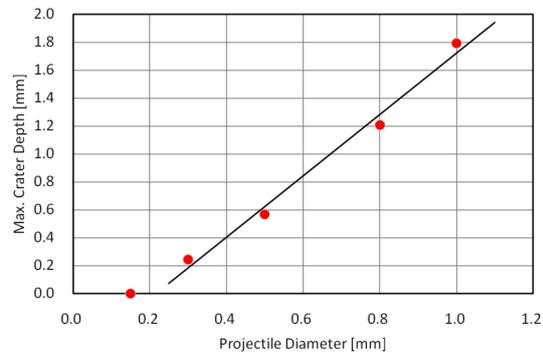


図6 飛翔体直径とクレータ深さの関係

いた観察から、ハニカムを構成する箔が防御効果を持つ可能性が示唆された。模擬筐体に生じたクレータ深さを計測し、デブリ直径とクレータ深さの関係式を実験的に得た。今後は模擬筐体を薄板に変えた試験を実施し、スポール破片の影響を含む評価式の開発を行う予定である。

謝辞

本研究の実施にあたり、宇宙機デブリ防護設計標準WG委員の皆様にご助言いただきました。ここに感謝の意を表します。

参考文献

- 1) Sennett, R. E., Lathrop, B. L., Effects of Hypervelocity Impact on Honeycomb Structures, J. Spacecraft, Vol. 5, pp. 1496 - 1497, 1968.
- 2) Jex, D. W., Miller, A. M., MacKay, C. A., The Characteristics of Penetration for a Double-Sheet Structure with Honeycomb, NASA TM X-53974, 1970.
- 3) 林卓夫, 田中吉之助, 衝撃工学, 日刊工業新聞社, 1988.
- 4) Christiansen, E. L., Design and Performance Equations for Advanced Meteoroid and Debris Shields, Int. J. Impact Eng., Vol. 14, pp. 145-156, 1993.