

# 発泡アルミニウムに対する衝突クレーター形成

○小野瀬直美, 東出真澄, 長谷川直 (JAXA)

Email: [onose.naomi@jaxa.jp](mailto:onose.naomi@jaxa.jp)

**Abstract:** Impact cratering and penetrating experiments are produced on aluminum foam targets, whose porosity is 82%. Applicability of this material to a light-weight space debris bumper-shield was considered with an objective of its ballistic limit and its mass per unit area. Nineteen shots were produced by using a two-stage light-gas-gun in ISAS, and 81 hits were observed. Craters on aluminum foam targets shows bulb-like shapes, which is narrow in entrance and large cavity inside. Crater depths on aluminum foam targets, ballistic limits of these targets were compared with ballistic limits of aluminum plates by using equations in Christiansen (2003)<sup>1)</sup>.

## 1. はじめに

現在, 低高度軌道上には, カタログ化された約 10 cm 以上のサイズのものだけでも 16000 個に及ぶスペースデブリ(以下デブリ)が存在している. 観測できない微小なデブリに至っては, 3500 万個にも達すると言われている. デブリとは, 使用済みの衛星やロケット, ミッションの途中で放出されたもの, これらのデブリ同士の衝突や爆発により生じた破片などにより構成されている. デブリの衝突速度は, 軌道要素にもよるが, 平均 10 km/sec である. 宇宙開発の進歩に伴い, デブリは増加の一途をたどっており, その宇宙機への衝突のリスクも年々高まっている (図. 1).

本研究では, 多孔質物質が衝突により発生するエネルギーを吸収しやすいという性質に着目して, これのデブリ防御への応用の可能性を探るものである. 例えば, 多孔質な石膏に対する衝突クレーター形成においては, その衝突エネルギーの 31 – 62 %がターゲットの圧密に消費されていることが報

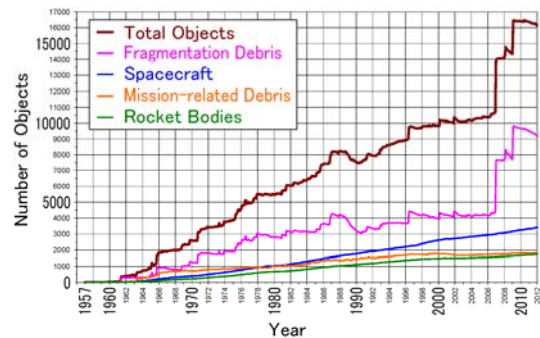


図. 1 : デブリ数の増加と, その構成要素. Orbital Debris Quarterly News<sup>2)</sup>より.

告されている<sup>3)</sup>.

## 2. 試験条件

従来のアルミニウム厚板の衝突試験結果と比較して多孔質の有用性を検証するため, 本研究では多孔質物質として三菱マテリアル製発泡アルミニウムを使用した. 試料の表面並びに裏面の写真を図. 2 に示す. 反射率の高い面を表面と定義した. 表面は発泡金属を作成する際にシートに接していた面であり, 表面に見られる空隙の直径並びに

開孔率はともに低い。一方、裏面には表面にあるものよりも大きな空隙が重なり合うように存在する。開孔の呼び孔径は  $300\ \mu\text{m}$ 。空隙率は  $82\%$  である。  $2\ \text{mm}$  の試料を積層して厚板を模擬した。重ねられた多孔質金属のプレートの周囲はテープで固定した。

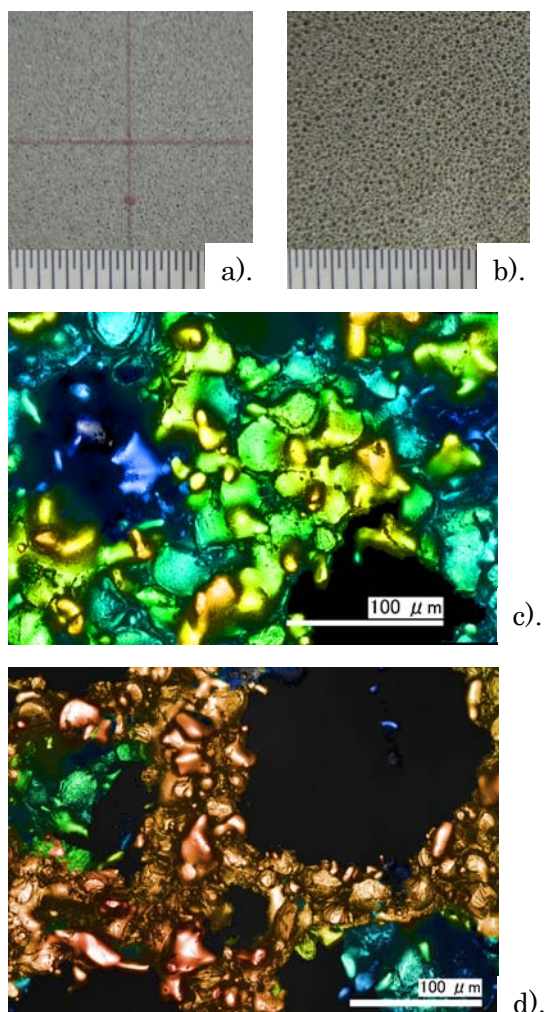


図. 2 : 発泡アルミニウムの表面。 a), c)は「おもて」、 b), d)は裏。 c), d)はキーエンス レーザ顕微鏡 VKX-100 を使用して取得。色は高さを表す。

模擬デブリとして、直径  $1.0\ \text{mm}$  並びに  $0.3$

$\text{mm}$  のアルミニウム球を用いた。また、本試験における模擬デブリの衝突速度は  $6\ \text{km/sec}$  である。

飛翔体加速器には ISAS/JAXA の新型二段式軽ガス銃を用いた。

### 3. 試験結果

本年度は、超高速衝突試験を  $19$  回実施し、合計  $81$  個の飛翔体衝突データを得た。そのうち、後半のマシントイムにて試験を行った物に関しては現在解析中である。衝突後の発泡アルミニウムターゲットの例を図. 3 に示す。本実験において、エアロジェルなどの空隙率の高いターゲットに対するクレーター形成実験で見られる、入口が狭く、内側に大きな空隙を持つ、カブ型のクレーターが形成された。入口には軽い盛り上がり以上の損傷は確認できない一方、クレーター内部には、ターゲットの圧密、変形、並びに熔融の痕跡が確認された。

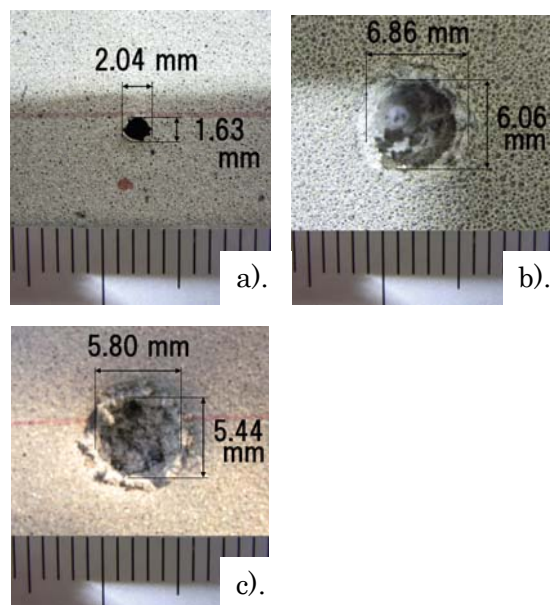


図. 3 : 衝突後のターゲット表面と内部。飛翔体は直径  $1.0\ \text{mm}$  アルミニウム球、衝突速度  $6.1\ \text{km/sec}$ 。

本実験の結果と比較するために、Christiansen<sup>1)</sup>の式を用いて稠密なアルミニウムに対する衝突における貫通限界を求めた。直径 0.3 mm 並びに 1.0 mm の模擬デブリに対する、衝突速度 6 km/sec での、純アルミニウムの貫通限界は、それぞれ、3.3 mm ならびに 0.9 mm である。本実験で使用した発泡アルミニウムの空隙率は、約 82% なので、面密度がこれらと等しくなるターゲットの厚さは、それぞれ、18.3 mm ならびに 5.1 mm である。

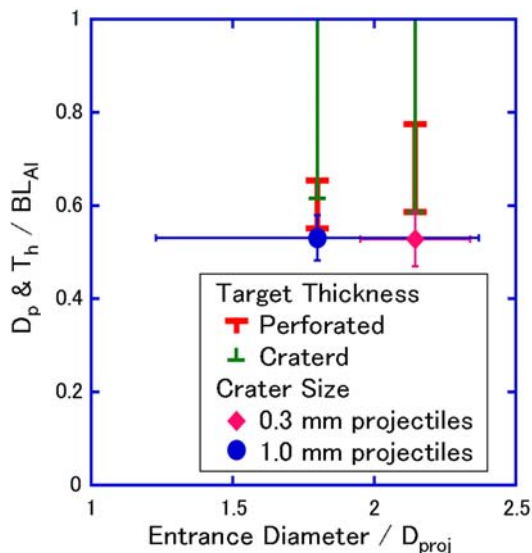
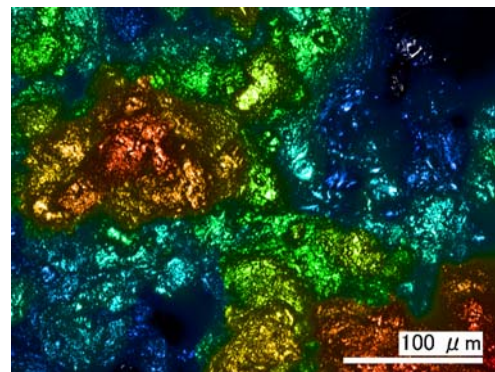


図. 4：発泡アルミニウムに形成されたクレーターの入口径と深さ，並びに貫通限界．入口径は飛翔体直径で，クレーター深さは同じ面密度をもつ稠密なアルミニウムの貫通限界で規格化してある．実験を行った飛翔体サイズは 0.3 mm と 1.0 mm の 2 通りであり，クレーターサイズのエラーバーはそれぞれ 1σ を表す．赤と緑の棒は貫通並びに非貫通が観測されたターゲット厚さの範囲を示す．

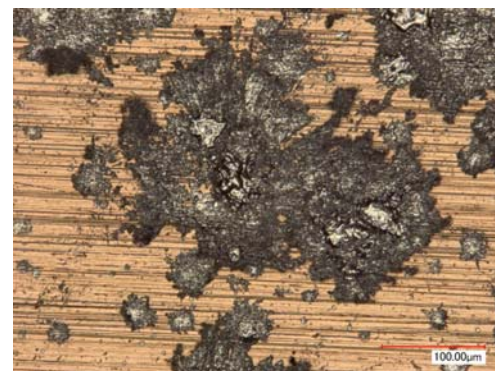
クレーターの入口径並びに深さを規格化したものを図. 4 に示す．入口径は，各クレー

ターの入口の面積から求めた平均値である．飛翔体直径が 0.3 mm のものの方が，飛翔体直径に対してやや大きな入口径が得られているのは，飛翔体サイズが，発泡アルミニウムの呼び孔径と同程度まで小さくなったためであると考えられる．一方でクレーター深さに関しては，飛翔体サイズにかかわらず，同じ面積密度をもつ稠密なアルミニウム板の貫通限界厚さの 0.53 倍程度である．

発泡アルミニウムの板圧を減らして，直接貫通限界を求める試験においては，Shot ごとのばらつきも見られたが，稠密なアルミニウム板の貫通限界の，0.5 から 0.8 の範囲にあることが分かった．飛翔体直径が 0.3 mm における貫通限界の判定は，飛翔体直径と呼び孔径が等しいため，誤差を生じたと考えられる．



a).



b).

図. 5：溶融の痕跡 a)クレーター底. b)ターゲット後方に設置した銅の観察板の表面

図. 5 に示すように、クレーター底面並びに壁面には、熔融の痕跡が見られる。もともとの発泡アルミニウムに見られた、微小粒子が形成するネットワークとしての泡状構造がなくなり、全体的にのっぺりしている。また、貫通限界ぎりぎりの厚さのターゲットを用いて実験を行う際に設置した、銅製の観察板には、いったん溶けたと思われる、アルミニウムの飛沫が付着している。模擬デブリのサイズが 1.0 mm、衝突速度が 6 km/sec であるとき、クレーター体積並びは約 2.1 cm<sup>3</sup> である。このクレーターの 1.3 mm 外側までのターゲットが熔融したと仮定し、常温から融点 660°C まで比熱 1 mol、1 °C あたり 25J で温度上昇し、融解熱 1 mol あたり 10 kJ であるとする、250J 必要であるが、この値は、飛翔体の運動エネルギーと比べて一ケタ大きい。逆に考えると、飛翔体の運動エネルギーがすべてターゲットの熔融に使われたと仮定すると、クレーター体積の 0.25 は熔融により形成されたもので、残りの 0.75 は圧密により形成されたものであると考えられる。

#### 4. まとめ

空隙率 82 %、呼び孔径 300 μm の多孔質アルミニウムに、直径 1.0 mm ならびに 0.3 mm のアルミニウム球を 6 km/sec で衝突させた結果、バルブ型のクレーターが観察された。単位面積当たりの重さで比較すると、稠密なアルミニウム板の貫通限界の 0.53 倍程度の深さのクレーターが形成された。また、稠密なアルミニウム板の貫通限界の 0.5 倍から 0.8 倍でクレーター形成と貫通の双方が観察された。クレーターには熔融や圧密の痕跡があり、これらが効果的

に飛翔体の持っていた運動エネルギーを吸収したと考えられる。

本実験によって、微小な空隙を持つ物質の軽量デブリバンパとしての有用性が示唆された。

#### 謝辞

本研究は宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所スペースプラズマ共同研究設備を利用して実施されました。超高速衝突試験においてご協力くださいました、田端氏、黒澤氏に感謝の意を表します。本研究では鶴井氏のサボを使用しております。ありがとうございました。

#### 参考文献

- 1) Christiansen, E.L., Meteoroid/Debris Shielding, NASA Technical Publication 210788, 2003.
- 2) Orbital Debris Quarterly News, Volume 16, Issue 1.
- 3) Onose, N., Okudaira, K. and Hasegawa, S. (2008) Proceedings of the 40th ISAS Lunar and Planetary Symposium.