

たんぽぽ捕集パネルに生じた衝突痕を用いた 微小デブリ推定法

高柳優 (法政大), *東出真澄 (JAXA), 栗原愛美, 新井和吉 (法政大),
矢野創, 長谷川直 (JAXA), 山岸明彦 (東薬大)

*higaside@chofu.jaxa.jp

1. 緒論

近年各国の宇宙産業の発展に伴い、地球低高度軌道上のスペースデブリは増加傾向にある。人工衛星や宇宙機にとって微小なデブリ衝突でも致命的な損傷となる可能性が高く、大変危険である。しかし、これらの微小デブリがどのように拡散しているかは、地上から観測することができない。したがって、低高度軌道上のデブリフラックスについて継続的なモニタリングが求められている。

本研究は、東京薬科大学の山岸教授が提案している、「たんぽぽ」計画の一部として実施する¹⁾。この計画では、国際宇宙ステーション (ISS) 上で微生物や宇宙塵、有機物の捕集を行う。また、微生物や有機物を曝露し、変成の様子を調べていく。捕集試験を行うにあたり、ISS 軌道ではデブリも多く衝突すると考えられるので、微小デブリ環境評価も同時に実施する。

試験に用いる捕集パネルは、ISS の日本実験棟にある船外簡易取付機構 (ExHAM) に取り付ける。捕集パネルとは、ケースに入ったエアロゲルのことを示す。エアロゲルは、多孔性の乾燥物質で、非常に低密度な物質である。本計画では、表面層が 0.01 g/cm^3 、裏面層が 0.03 g/cm^3 の高い断熱性を持ったシリカエアロゲルを用いる²⁾。Fig. 1 に使用される捕集パネルの図を示す。赤い部分がエアロゲルケースを示しており、水色の部分が密度 0.01 g/cm^3 のエアロゲル、青色の部分が 0.03 g/cm^3 のエアロゲル、左上の丸い部分は材料の曝露試験部を示している。曝露試験期間は 1 年で、試験後の捕集パネルは地上に持ち帰る。この試験を 3 回実施することが計画されている。これまでの研究により、ISS の進行方向に 4 個の捕集パネルを設置した場合、1 回の曝露試験で $1 \mu\text{m}$ 以上の粒子衝突が 70.8 回起こると予測されている³⁾。

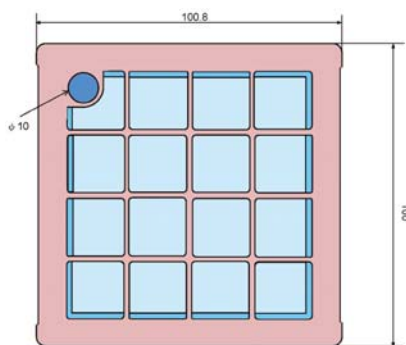


Fig. 1 Tanpopo capture panel¹⁾

本研究の最終目標は、ISS 搭載予定のたんぽぽ計画において、日本実験棟曝露部に設置される捕集パネルに生じたクレータから衝突した粒子の直径と運動エネルギーを推定することである。曝露試験を終えて地上に持ち帰った捕集パネルを解析し、衝突粒子条件の導出を目指す。地球低高度軌道上で実際のデブリ衝突頻度と、デブリ環境モデルによる予想との差を求める。エアロゲルとエアロゲルケースの曝露面積比はおよそ 6 対 4 であることから、エアロゲルケースでもデブリの衝突が見込める。また、エアロゲルは生物系の実験において優先的に解析されるため、本研究ではエアロゲルケースに生じたデブリのクレータから衝突してきたデブリのパラメータを算出する方法を検討する。試験に使用するエアロゲルケースは、アロジン処理を施した A7075 材を使用する。アロジン処理とは、アルミニウムおよびその合金上に施す防錆処理の一種であり、薄いクロム塩酸系の皮膜を成形する表面処理である⁴⁾。本研究では、まず A7075 板材への衝突試験を実施した。粒子衝突条件を導出する関係式を得るために、衝突速度 6.5 km/s 以下は衝突試験により求め、それ以上の速度においては数値解析を実施した。数値解析を実施し、実験値との比較を行うことでエアロゲルケースに生じたデブリのクレータから衝突してきたデブリのパラメータを算出する方法の検討を行った。

2. 実験によるキャリブレーション

(1) 超高速衝突試験

ISAS/JAXA 所有の二段式軽ガス銃を用いて超高速衝突試験を行った。Target の設置図を Fig. 2 に示す。Target は、厚さ 3 mm および 5 mm の A7075 の平板を用いた。飛翔体は、直径 $0.1 \sim 0.5 \text{ mm}$ のアルミ球、アルミナ球、鋼球を

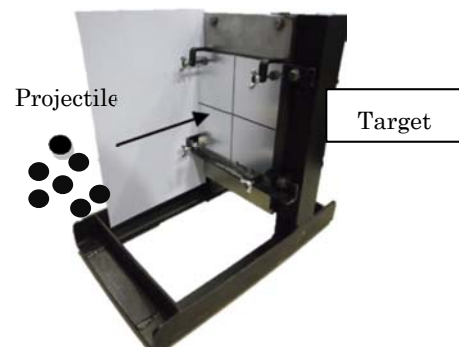


Fig. 2 Target setup

使用した。アルミは人工衛星の材料として、アルミナは固体ロケットモータのスラグとして宇宙空間に排出され、いずれもデブリとして多く存在していると想定されている材料である。鋼球は、アルミとアルミナより高密度材料であり、密度による衝突痕形状への影響を調べる為に使用した。飛翔体は散弾法で射出し、4.0 km/s および 6.5 km/s で衝突させた。1回の衝突試験で、飛翔体直径が 0.1 mm のものでは約 30 個、0.3 mm の場合では約 10 個のクレータが確認できた。

(2) 飛翔体の粒径計測

衝突試験に用いた飛翔体の粒径計測を KEYENCE 製の光学顕微鏡 VH-Z100R を用いて実施した。飛翔体直径が 100 μm の観察例を Fig. 3 に示す。材料により形状が異なり、粒径のばらつきが生じることがわかった。また、粒径の計測結果を Table 1 に示す。Table 1 において、 d_p は粒径の公称値であり、 d'_p がそれぞれの飛翔体を 20~30 点程計測した結果である。粒径のばらつき幅は、粒子材料や直径により大きく異なることがわかった。また、アルミナ球と鋼球においては、特にばらつきが多く見られた。

(3) クレータ計測結果

Target に生じたクレータを KEYENCE 製のカラー 3D レーザ顕微鏡を使用して計測した。レーザ顕微鏡による測

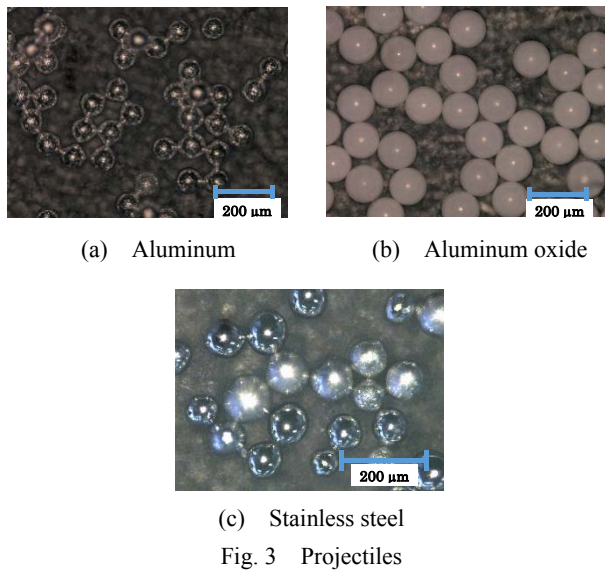


Table 1 Measured projectile diameter

Projectile material	d_p (μm)	d'_p (AVE.)	d'_p (MIN.)	d'_p (MAX.)
Aluminum	100	90	84	101
	200	207	199	213
	300	303	296	310
	500	507	492	516
Aluminum oxide	100	130	114	135
	200	211	194	232
	300	286	257	313
Stainless steel	100	91	68	114
	300	347	303	370
	500	521	499	536

定例を Fig. 4 に示す。直径 0.2 mm の飛翔体が 6.5 km/s で衝突した結果であり、高低差によってコンターがつけられている。左がアルミ球、右がアルミナ球の結果を表している。クレータの形状には、目視で判断可能な違いは見られなかった。

アルミ板に生じた衝突痕と衝突粒子の関係性は、Christiansen や Cour-Palais らによって研究されており⁵⁾、粒子貫入深さと衝突粒子との関係式が衝突試験によって求められている。関係式を以下に示す。

$$P = 5.24 d_p^{19/18} H^{-0.25} \left(\frac{\rho_p}{\rho_t}\right)^{0.5} \left(\frac{V_p}{C_t}\right)^2 \quad (1)$$

ここで、 P は衝突粒子の貫入深さ (cm)、 d_p は衝突粒子直径 (cm)、 H は Target のブリネル硬さ、 ρ_p は粒子の密度 (g/cm³)、 ρ_t は Target の密度 (g/cm³)、 V_p は Target 法線方向成分の粒子衝突速度 (km/s)、 C_t は Target の音速 (km/s) である。クレータ深さを、Fig. 5 に示すように定義して測定し、式 (1) の適用可能性を調べた。式 (1) によって求めた値と、本研究の衝突試験結果における衝突粒子と貫入深さとの関係を Fig. 6 に示す。このときの粒子衝突速度は 6.5 km/s である。直線は式 (1) の値で、プロット点は衝突試験の結果を表している。それぞれ、赤はアルミニウム球、青はアルミナ球、黒は鋼球の結果である。鋼球の試験結果は式 (1) により求められた結果とほぼ一致したが、アルミ球とアルミナ球の試験結果は、全体的に式 (1) よりも小さい値であった。式 (1) は直径 3.2 mm 以上の飛翔体を使った実験から導出されている。本研究で使用している飛翔体の直径はそれ以下であったため、式 (1) の適用範囲に含まれない。微小な飛翔体に対する新たな関係式が必要であることがわかった。

次に、衝突粒子衝突速度 4.0 km/s のときの飛翔体直径とクレータ直径の関係を Fig. 7 に示す。本研究で行った条件下において、クレータ直径と飛翔体直径は、飛翔体の

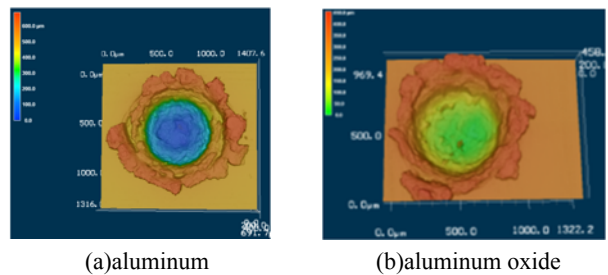


Fig. 4 3D images of craters ($d_p = 200 \mu\text{m}$, $V_p = 6.5 \text{ km/s}$)

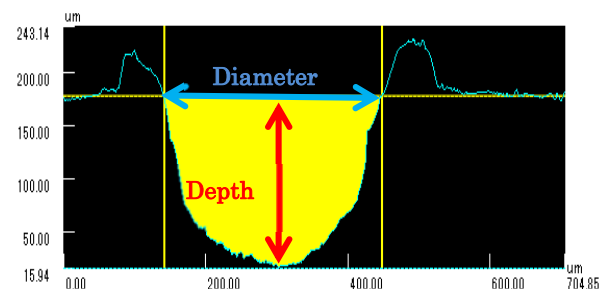


Fig. 5 Definition of crater diameter and depth

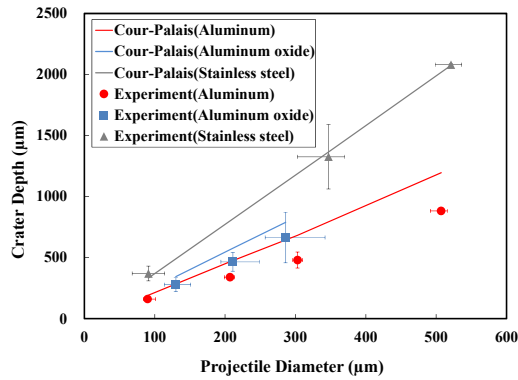


Fig. 6 Comparison of experiment and Cour-Palais's equation

衝突速度および飛翔体材質に関わらずほぼ比例関係にあることがわかった。衝突速度 6.5 km/s の試験においても同様の傾向を示したので、速度が一定であればクレータ直径から衝突粒子直径を見積もることが可能であることがわかった。次に、クレータ体積と衝突エネルギーの関係を調べた。クレータ体積は、回転楕円体を半分とした形状と仮定し、以下の式から算出した。

$$V_c = \frac{1}{6} \pi P D^2 \quad (2)$$

ここで V_c はクレータ体積 (mm^3)、 P はクレータ深さ (mm)、 D はクレータ直径 (mm) である。式 (2) を使って求めた体積とレーザ顕微鏡で直接計測した値を比較したところ 88% 以上の一致が見られた為、本仮定は妥当である。算出したクレータ体積と粒子衝突エネルギーは Fig. 8 に示すように強い相関を持つことがわかった。クレータの体積を

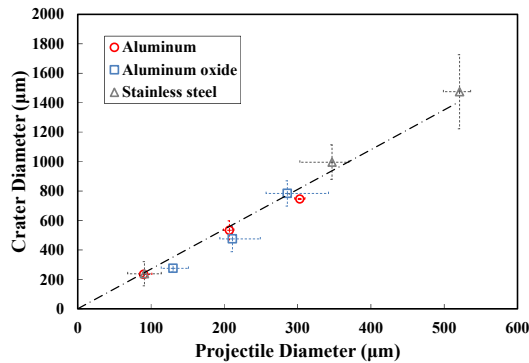


Fig. 7 projectile diameter vs. crater diameter ($V_p = 4 \text{ km/s}$)

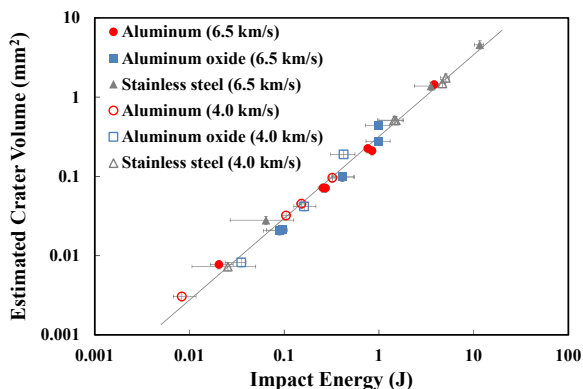


Fig. 8 Impact energy vs. crater volume (Experiments)

求めれば、粒子衝突エネルギーの算出が可能であることがわかった。

3. 数値解析によるキャリブレーション

(1) 数値解析条件

エアロゲルケース材への粒子衝突の数値解析は、衝撃解析コード Autodyn (ANSIS 社) を用いた。Lagrange, 二次元軸対称でモデリングした。密度 2.7 g/cm^3 以上の要素をクレータとして定義し、実験と同様にクレータ形状を半回転楕円体と仮定して直径および深さを求めた。使用した材料パラメータを Table 2~3 に示す。

(2) 実験と数値解析の比較

Table 1 に示す飛翔体直径のばらつきを用いて数値解析を行った。アルミ飛翔体の解析結果を Table 4 に示す。赤字の解析結果は実験値の $\pm 3\sigma$ の範囲に含まれていないことを示している。飛翔体の粒径が大きくなるほど、解析

Table 2 Parameters for target and aluminum

	Target	Projectile (Al)
Density (g/cm^3)	2.804	2.700
EOS	Tillotson	
Strength Model	von Mises	
Shear modulus (kPa)	2.69×10^7	2.60×10^7
Yield stress (kPa)	5.05×10^5	3.50×10^4
Failure Model	Plastic Strain	

Table 3 Parameter for aluminum oxide⁶⁾

Density (g/cm^3)	3.890
EOS	Polynominal
Strength Model	Johnson-Holmquist
Shear modulus (kPa)	1.52×10^8
Hugoniot elastic limit (kPa)	6.57×10^6
Failure Model	Johnson Holmquist
Hydro Tensile Limit	-2.62×10^5
Erosion	Geometric Strain

Table 4 Parameter for stainless steel

Density (g/cm^3)	7.86
EOS	Tillotson
Erosion	Geometric Strain

Table 5 Simulation results of aluminum projectiles

$d_p = 100 \mu\text{m}$	Projectile diameter		
	$\phi 80 \mu\text{m}$	$\phi 90 \mu\text{m}$	$\phi 100 \mu\text{m}$
Diameter	267.8	302.8	354.9
Depth	146.1	167.6	185.9
$d_p = 200 \mu\text{m}$	Projectile diameter		
	$\phi 180 \mu\text{m}$	$\phi 190 \mu\text{m}$	$\phi 200 \mu\text{m}$
Diameter	663.2	695.7	715.2
Depth	336.8	353.6	369.7
$d_p = 300 \mu\text{m}$	Projectile diameter		
	$\phi 290 \mu\text{m}$	$\phi 300 \mu\text{m}$	$\phi 310 \mu\text{m}$
Diameter	1076.5	1097.1	1162.5
Depth	547.1	548.6	581.3
$d_p = 500 \mu\text{m}$	Projectile diameter		
	$\phi 490 \mu\text{m}$	$\phi 500 \mu\text{m}$	
Diameter	1722.2	1838.7	
Depth	944.4	951.6	

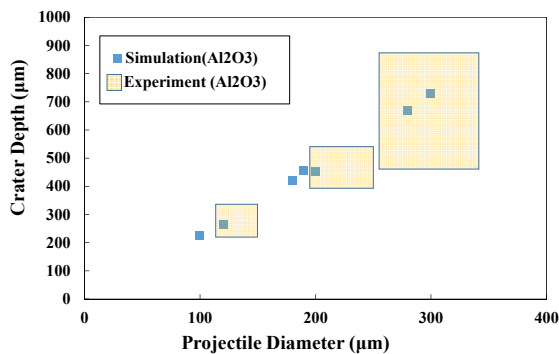


Fig. 9 Simulation result of aluminum oxide projectiles

Table 6 Simulation results of steel projectiles

$d_p=100 \mu\text{m}$	Projectile diameter	
		$\phi 90 \mu\text{m}$
Diameter	305.6	
Depth	359.6	
$d_p=300 \mu\text{m}$	Projectile diameter	
	$\phi 300 \mu\text{m}$	$\phi 350 \mu\text{m}$
Diameter	1244.4	1421.1
Depth	1126	1436.8
$d_p=500 \mu\text{m}$	Projectile diameter	
	$\phi 500 \mu\text{m}$	$\phi 520 \mu\text{m}$
Diameter	1959.2	2000
Depth	1938.8	2058

値は実験値と一致しなくなった。粒径が大きい飛翔体ほど衝突試験の際に一度に発射できる飛翔体の数が少なく、データ数が数点しかないため標準偏差の値が精確でない。数値シミュレーションと実験値との相互性を検討する上で、実験データ数の増加が必要である。アルミナ飛翔体の解析結果を Fig. 9 に示す。クレータ直径も同様の傾向を示しており、ほぼ妥当な解析ができていると考えられる。直径 300 mm のアルミナ球は直径のバラツキが大きく、実験値の範囲を絞り込むことができていない。今後、飛翔体直径を均一にした実験を実施する必要がある。鋼球の解析結果は凹凸が激しく半楕円による形状の仮定が難しかったため、最も貫入深さの大きい点をクレータ深さとした。解析結果を Table 6 に示す。解析結果は実験値の範囲内に含まれた。

(3) デブリ衝突実速度における数値解析

たんぼぼ捕集パネルには固体ロケットモータダストが最も多く衝突すると予想されている³⁾。ESA の MASTER を用いて衝突速度分布の解析を行った結果、固体ロケットモータダストの ISS の進行方向面に対する衝突速度分布は、8.5 km/s および 17.5 km/s にピークを持つことがわかった。このピーク速度を使って数値解析を実施した結果を Fig. 8 に加えたグラフを Fig. 10 に示す。デブリの実衝突速度の計算結果は実験で得た関係式と良い一致を示した。

4. 結論

本研究では、たんぼぼ計画の一部として、エアロゲース材である A7075-T651 に生じるクレータと飛翔体衝突

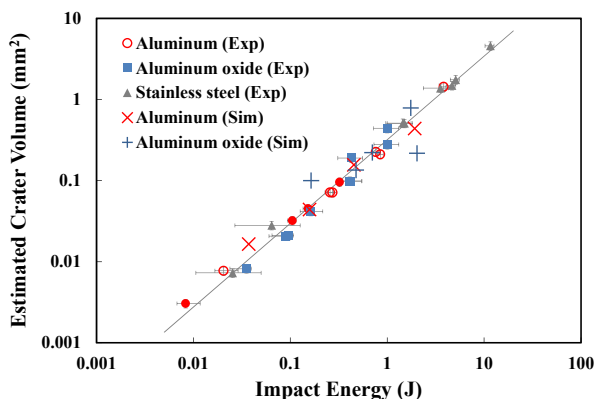


Fig. 10 Impact energy vs. crater volume (Experiments & Simulations)

条件の関係を、衝突試験を数値解析で調べた。クレータ直径と飛翔体直径は、飛翔体の衝突速度が近い場合は飛翔体材質に関わらずほぼ比例関係にあることがわかった。また、クレータ体積と飛翔体衝突エネルギーが強い相関を示すことがわかり、たんぼぼ捕集パネルに生じたクレータの体積を計測によって粒子衝突エネルギーの推定が見込めることがわかった。

謝辞

本研究は JAXA 宇宙科学研究所スペースプラズマ共同利用設備、JAXA 月惑星グループの設備、並びに JAXA 宇宙科学研究所佐藤研究室の設備を用いて実施した。また、本研究の実施に当たり多くの助言をいただいた、たんぼぼ WG メンバーに感謝の意を表す。

参考文献

- 1) Yamagishi, A., et al. : Tanpopo: Astrobiology Exposure and Micrometeoroid Capture Experiments – Proposed Experiments at the Exposure Facility of ISS-JEM, *Trans. JSASS Space Tech. Japan*, Vol. 12, No. ists29, pp. Tk_49-Tk_55, 2014.
- 2) Tabata, M., et al. : Design of a Silica-aerogel-based Cosmic Dust Collector for the Tanpopo Mission Aboard the International Space Station, *Trans. JSASS Space Tech. Japan*, vol. 12, No. ists29, pp. Pk_29-Pk_34, 2014.
- 3) 栗原愛美ら：たんぼぼ捕集パネルに衝突する粒子フラックス予測，第 58 回宇宙科学技術連合講演会，2014.
- 4) 社団法人日本アルミニウム協会：アルミニウム材料の基礎と工業技術，p.218.
- 5) Christiansen, E.L. et al. : Design and Performance Equations For Advanced Meteoroid and Debris Shields, *Int. J. Impact Engng* Vol. 14, pp.145-156, 1993.
- 6) 小川靖博：Si3N4 および Al2O3 の微粒子高速衝突損傷挙動の数値シミュレーション，平成 21 年度法政大学大学院修士論文，2009.