# <sup>特集「日本における衝突研究の軌跡」</sup> 微小粒子衝突に対する高強度繊維織布の防御 性能評価

**東出 真澄<sup>1</sup>, 小野瀬 直美<sup>2</sup>, 黒崎 裕久<sup>1</sup>, 長谷川 直<sup>1</sup>, 松本 晴久<sup>1</sup>** 2015年6月9日受領, 査読を経て2015年7月14日受理.

(要旨) 探査機のミッション遂行に重要なコンポーネントは, 微小粒子の衝突に対して耐性を持つ必要があ る. 構体外部に配線されたハーネスや進展部, 複雑形状に適用できる防御材として, 高強度繊維織布の防御 性能を評価した. アラミド繊維, PTFE被覆ガラス繊維, セラミック繊維, PBO繊維の4種類の高強度繊維 から10種類の織布を成形した. 積層した織布に対して衝突試験を実施し, 貫通限界重量と貫通限界厚さを 算出した. その結果, 防御材の軽量化には高弾性のアラミド繊維織布もしくはPBO繊維織布, 薄型化には PTFE被覆ガラス繊維織布が適していることがわかった. 従来のアルミ合金板による防御構造と比較すると, 高強度繊維による防御構造は軽量化されるが厚さが増してしまう傾向が見られた.

## 1. はじめに

探査機として打ち上げられる宇宙機は,打ち上げ時 の振動や宇宙空間の熱放射線環境に耐える必要がある が、更に宇宙空間に存在する微小粒子の衝突に対して も耐性を持つ必要がある.宇宙空間に存在している微 小粒子はマイクロメテオロイドだけではなく,打上げ 直後に投入される地球周回軌道には人工物由来の破片 (スペースデブリ)が多く存在している[1].微小粒子 環境モデルから探査機の衝突リスク評価を実施し,探 査ミッション遂行に重要なコンポーネントの衝突リス クが許容できない場合は,防御材の付与し衝突耐性を 持たせる必要がある.防御設計の手順は,JAXAから 衛星設計標準として指針が示されている[2].一般的 な衛星の防御設計手順は参考文献[3],コンポーネン トの脆弱性については参考文献[4,5]にもまとめられ ている.

著者らは、構体外部に配線されたハーネスや進展部、 複雑形状に適用できる防御材として、高強度繊維織布 に着目した、衝突速度1 km/s以下の領域では、高強 度繊維織布の耐衝撃性に関する研究は広く実施されて おり、防弾チョッキや戦車装甲の材料として使用され ている。Duanらは800 m/sで高強度繊維織布に飛翔 体が衝突した場合の数値解析を実施し、平織織布の衝 突エネルギ吸収について調べた[6]. Yenらは約250 m/sでアラミド繊維織布に円柱状飛翔体が衝突した際 の織布変形量を実験と数値解析とで比較し、両者がよ く一致することを示した[7]. Zhangらは、織布の固 定方法と織布貫通後の飛翔体残速度の関係について調 べ、衝突位置と支持具の距離が十分に離れていないと 貫通後の残速度に違いが生じることを明らかにした [8]. また、国際宇宙ステーション(ISS)に搭載されて いるデブリ防御構造の一部にも高強度繊維織布は適用 されている[9]. ISSの場合、強度繊維織布は薄板バン パと与圧壁の間に挿入され、衝突後バンパ背後に生じ る破片群のエネルギを低減させる役割を果たしている. しかしながら、高強度繊維織布単体の微小デブリ衝突 に対する貫通限界については発表されておらず. 探査 機の防御設計実施にはデータが不十分である. そこで 著者らは今までに、積層した高強度繊維織布の微小デ ブリ防御性能について調べてきた[10-13]. これらの結 果を用いて、高強度繊維織布の防御材としての有用性 を議論する。

<sup>1.</sup> 宇宙航空研究開発機構

<sup>2.</sup> 総合研究大学院大学

higashide.masumi@jaxa.jp

繊維名		引張強度 (MPa)	引張弾性率 (GPa)	密度 (g/cm <sup>3</sup> )	破断伸び (%)	分解温度 (°C)
アラミド繊維	通常タイプ	2,920	70.5	1.44	3.6	538
	高弾性タイプ	3,000	112.4	1.45	2.4	538
PTFE被覆ガラス繊維	通常タイプ	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a
セラミック繊維	通常タイプ	1,700	150	2.70	1.2	1800
	高弾性タイプ	2,000	190	3.05	1.1	1800
PBO繊維	通常タイプ	5,800	180	1.54	3.5	650

#### 表1: 試験した高強度繊維[14-16].

表2: 試験した高強度繊維織布.

試験片名	使用繊維	織り方	繊維密度 (varns/inch)	面密度 (kg/m <sup>2</sup> )	厚さ (mm)
アラミド・通常	アラミド(通常)	平織	$24 \times 24$	0.319	0.43
アラミド・高弾性・薄	アラミド(高弾性)	平織	$34 \times 34$	0.058	0.08
アラミド・高弾性・厚	アラミド(高弾性)	平織	$17 \times 17$	0.217	0.33
ガラス/PTFE・アルミ有	PTFE被覆ガラス	平織	n/a	0.274	0.203
ガラス/PTFE・アルミ無	PTFE被覆ガラス	平織	n/a	0.274	0.177
セラミック・通常	セラミック(通常)	平織	$30 \times 25$	0.305	0.406
セラミック・通常・繻子	セラミック(通常)	繻子織	$20 \times 17$	0.447	0.533
セラミック・高弾性・繻子	セラミック(高弾性)	繻子織	$30 \times 26$	0.500	0.508
PBO・厚	PBO	平織	$24 \times 24$	0.314	0.42
PBO・薄	PBO	平織	$20 \times 20$	0.171	0.26

## 2. 高強度繊維織布

#### 2.1 高強度繊維

高強度繊維には様々な特性を持った多くの種類が存 在する.本研究では探査機の防御材として有望な4種 類の高強度繊維について調べた.使用した繊維の種類 を表1に示す.PTFE被覆ガラス繊維は物性値が公表 されていない.アラミド繊維は一般的な高強度繊維で あり、ケーブルの補強材や構造物の一部にも広く使わ れている.高強度繊維の中では比較的安価で入手性が 良い.ISSに搭載されているデブリ防御構造の一部と しても用いられている[9]. -196℃の液体窒素温度で は脆化も劣化もほとんど起きないという特徴がある [14].ただし、酸素が存在する環境では紫外線で劣化 するため、打ち上げ前の取り扱いに注意が必要である. PTFE(Polytetrafluoroethylene)被覆ガラス繊維は Beta Cloth®と呼ばれる織布の原料として知られてい る. Beta ClothはSaint-Gobain社がISS計画のために NASAと共同開発した織布で,原子状酸素に対する 耐性が非常に高い[17].本織布の片面をアルミ蒸着し たものは,デルタロケットの一部としても用いられて いる[18].セラミック繊維は強度の点では他繊維に劣 るが,耐熱温度が非常に高いという特徴を持つ.ガラ ス転移温度は1,800℃にも達する[15]. ISSのデブリ防 御構造の一部として用いられており,宇宙での使用実 績もある[9].PBO(Poly-p-phenylenebenzobisoxazole) 繊維は東洋紡社が開発したZylon®と呼ばれる繊維で, 耐衝撃性が非常に高い[19].高湿度で酸素が存在する 環境では劣化が起こるため,アラミド繊維と同様に打 ち上げ前の保管環境に気を付ける必要がある[16].

#### 2.2 繊維織布

前述の高強度繊維から織布を成形した. 試験した織 布の一覧を表2に示す. セラミック繊維織布は平織だ けではなく繻子織も用いた(図1). 繻子織とは縦糸と 横糸が交差する点が連続しないようにする折り方で, 微小粒子衝突に対する高強度繊維織布の防御性能評価/東出 他



図1: 織り方の違い(左:平織,右:五枚繻子織).

本研究では五枚繻子の織布を使用した.繊維密度は1 inchあたりの縦糸と横糸の本数を表している.織物密 度の数字が大きいほど,目の細かい織布であることを 示している.PEFE被覆ガラス繊維織布は,片面をア ルミ蒸着したものとしていないものの2種類を試験し た.

## 3. 防護性能評価

#### 3.1 超高速衝突試験

織布を20層積層し,図2に示すようにアルミ板上に 固定してターゲットとした.飛翔体の加速にはISAS/ JAXAの所有する二段式軽ガス銃を使用した[20].飛 翔体には直径0.1,0.3,0.5 mmの鋼球を使用した.飛翔 体はエラー!参照元が見つかりません.3に示す散弾 方式によって数十個同時に射出し,一回の射出試験で 複数点のデータを取得した.衝突速度はほぼ6 km/s に固定して試験した.低高度軌道での平均デブリ衝突 速度は10 km/sであるが,サブミリサイズの固体飛翔 体を10 km/sで安定射出するのは非常に難しい.本研 究では,デブリに多いアルミ・アルミナが10 km/s程  

 Impact velocity 6 km/sec
 Bumper Stacked fabrics

 Projectiles
 Auminum alloy plate A2024-T3, t=5mm

 図2: 実験条件[11].
 Sabot



度で衝突した場合の衝撃圧を模擬するために、デブリよりも密度の高い鉄を6 km/sで衝突させた.

Stopper

図4に、直径0.3 mmの飛翔体を衝突させたターゲ ットの、貫通限界付近の層を示す.全ての実験で、残 留した飛翔体破片を確認することはできなかった.田 村は、セラミック織布や繊維の飛翔体をフラッシュ X 線で観察している[21].糸の中央に飛翔体が衝突する と飛翔体が激しく破砕する様子が観察されており、織 布を積層した本研究のセッティングでは、回収可能な 破片は残らないと考えられる.また、同一試験片でも 飛翔体が貫通する枚数にはバラツキが見られた.これ は、縦糸と横糸の隙間に衝突した場合と糸上への衝突 では、飛翔体が通過する織布の厚みが異なってしまい、



(a) アラミド・通常,9層目, 衝突速度5.9 km/s [11].



 (b) ガラス/PTFE・アルミ有, 9層目, 衝突速度6.1 km/s [11].

図4:飛翔体貫入後の織布(飛翔体直径0.3mm).



(c) セラミック・通常, 11層目, 衝突速度6.1 km/s [13].



(d) PBO・薄, 10層目, 衝突 速度6.1 km/s [13].

平均36点のデータから算出した。本研究の条件では

飛翔体直径と織布を構成する縦横糸の幅が同等である ため 縦横糸が重なる部分と交差する隙間部分では 被衝突部分の面密度が大きく異なる。 衝突位置による

飛翔体の破砕程度の違いが. 貫通限界誤差の主な要因

と考えられる、今回評価した織布では、高弾性のアラ ミド繊維織布とPBO繊維織布が比較的軽い防御材で、 PTFE被覆ガラス繊維織布が薄い防御材であることが

わかる. 高弾性のアラミド繊維織布とPBO繊維織布の. 織布一層の厚さを変化させた場合、貫通枚数は一層の

厚みを増せば少なくなるものの、貫通限界質量と貫通 限界厚さには有意な差異が観られなかった。ISSで用

いられているデブリ防御構造はホイップルバンパと呼

ばれており、多層構造をしている[9]、ホイップルバ

ンパでは、最外層に設置された薄板にデブリを衝突さ せ、まず破砕する、薄板と構造壁の間に空間をとって

おき、薄板衝突で生じた破片群を拡散させる、運動エ ネルギの分散によって、構造壁の最終的な貫通を防ぐ

ことができる[22,23]. 本実験のセッティングでは層

間に空間がほとんどないため、積層数を増やした効果 が得られなかったと考えられる。また、PTFE被覆ガ

ラス繊維織布のアルミ蒸着の有無による防御効果の違

いも見られなかった。表2に示したように、両者1層

あたりの面密度が等しいことが理由と考えられる. ア

ラミド繊維同士、セラミック繊維同士の弾性率の違い

に着目すると、高弾性繊維から成形された織布の方が

**Ballistic limit** Projectile Fabric layers

図5: 貫通限界の定義[12].

衝突点によって破砕程度がバラつくことが主な原因で あると考えられる. また、アラミド繊維織布とPBO 繊維織布は衝突点近傍で変形が観察されたが、PTFE 被覆ガラス繊維織布とセラミック繊維織布の変形量は 小さかった、セラミック繊維は繊維単体の密度が高い ため、表層に衝突した際に飛翔体が十分に破砕され、 中間層の変形を引き起こす比較的大きな破片が生じな かったことが原因と考えられる。

#### 3.2 防護性能の比較

本研究では、飛翔体破片が貫通した枚数を織布の貫 通限界と定義した。図5の場合、貫通限界は9層となる。 貫通限界に織布一層当たりの面密度を乗じて貫通限界 重さ、厚さを乗じて貫通限界厚さとした、貫通限界重 さと貫通限界厚さを算出した結果を図6,7に示す. 誤算範囲は+3σの値を示しており、各条件において

防御効果は向上する傾向が見られた、同素材の繊維で あれば高弾性タイプを選定した方が防御材を軽量化・ アラミド・通常 アラミド・高弾性・薄 ■飛翔体直径0.1mm ■飛翔体直径0.3mm アラミド・高弾性・厚 □飛翔体直径0.5mm ガラス/PTFE・アルミ有 ガラス/PTFE・アルミ無 セラミック・通常 ヤラミック・通堂・繧子 ヤラミック・高弾性・繧子 PBO・厚 PBO·薄

4

貫通限界重量 [kg/m<sup>2</sup>]

6 7 8



0 1



図7: 高強度繊維織布の貫通限界厚さ.





薄型化できることがわかった.

### 3.3 アルミバンパとの性能比較

織布の防御性能を,従来のアルミ合金板を使った防 御構造の重量,厚さと比較した.アルミ合金板の防御 性能は,Christiansenによる1枚板の貫通限界式[22] を用いて算出した.

when 
$$\frac{\rho_p}{\rho_t} < 1.5$$
  
 $t_w = 1.8 \times 5.24 \ d_p^{19/18} H^{-0.25} \left(\frac{\rho_p}{\rho_t}\right)^{1/2} \left(\frac{V_n}{C}\right)^{2/3}$  (1)

when 
$$\frac{\rho_p}{\rho_t} \ge 1.5$$
  
 $t_w = 1.8 \times 5.24 \ d_p^{19/18} H^{-0.25} \left(\frac{\rho_p}{\rho_t}\right)^{2/3} \left(\frac{V_n}{C}\right)^{2/3}$  (2)

ここで $\rho_p$ は飛翔体密度(g/cm<sup>3</sup>),  $\rho_t$ はターゲット密度(g/cm<sup>3</sup>), twは貫通限界厚さ(cm),  $d_p$ は飛翔体直径(cm), Hはターゲットのブリネル硬さ,  $V_n$ は衝突速度のターゲット法線方向成分(km/s), Cはターゲットの音速(km/s)である.本式は実験と数値解析の結果から作られた経験式である.ターゲット板厚と飛翔体直径の比が衝突速度の2/3乗に比例するという仮

定からスタートし, Cour-Palaisによって開発された [23]. その後, Christiansenが実験と解析の範囲を広 げて係数を修正した.

アルミ合金板(A2024)と高強度繊維織布の貫通限界 比較を図8,9に示す.縦軸は織布の貫通限界をアル ミ板の貫通限界で除した値を表す.全体として,織布 はアルミ合金板の防御構造よりも軽量化できるが,厚 みが増してしまう傾向が見られた.高強度タイプのア ラミド繊維織布やPBO繊維織布は,従来のアルミ合 金板と比較して半分程度の重量増加で0.3 mmの微小 粒子を防御できる.通常タイプのアラミド繊維織布や セラミック繊維織布を防御材として使用すると,アル ミ合金板の2倍以上厚みが必要になってしまう. PTFE被覆ガラス繊維織布は,アルミ合金板とほぼ同 等の厚みで防御構造を軽量化できることがわかった.

## 4. まとめ

探査機の微小粒子衝突防御材として,高強度繊維織 布の有用性を調べた.10種類の織布を評価した結果, 防御材の軽量化には高弾性のアラミド繊維織布もしく はPBO繊維織布,薄型化にはPTFE被覆ガラス繊維 織布が適していることがわかった.同素材であれば, より高弾性率の繊維を使用した方が防御性能は向上す る傾向が見られた.高強度繊維は形状柔軟性が高い上 に様々な付加価値を持っている.晒される環境と適合 すれば,防御材による過度な重量増加を防ぐことがで きる.適切な材料を選定することが重要である.

## 謝 辞

本研究は、宇宙航空研究機構宇宙科学研究所スペー スプラズマ共同利用(超高速衝突実験施設)を用いて実 施されました.本研究で使用したPBO繊維織布は、 JAXA有人宇宙技術センターよりご提供いただきまし た.本研究の実施にあたりJAXA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.感謝の意 を表します.

## 参考文献

- [1] 木部勢至朗, 2013, 航空と文化 106, 9.
- [2] 宇宙航空研究開発機構,2012,微小デブリ衝突耐 性評価標準.
- [3] 金井典子, 2012, 信頼性 34, 178.
- [4] IADC WG3, 2014, Protection Manual ver.7.0.
- [5] Christiansen, E. L. et al., 2009, NASA TM, 214785.
- [6] Duan, Y. et al., 2005, Int. J. Impact Eng. 31, 996.
- [7] Yen, C-F. et al., 2007, Proc. 23rd Int. Symposium on Ballistics, 853.
- [8] Zhang, G. M. et al., 2008, Composites Part B 39, 476.
- [9] Christiansen, E. L. et al., 2009, Acta Astronautica 65, 921.
- [10] 東出真澄ほか, 2011, 第55回宇科連, 3J02.
- [11] 東出真澄ほか, 2014, JAXA SP, 13-018, 202.
- [12] Higashide, M. et al., 2014, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan 12, ists29, Pr\_1.
- [13] 東出真澄ほか, 2014, 平成25年度スペースプラズ マ研究会.
- [14] 東レ・デュポン株式会社, 2008, Kevlar技術データ.
- [15] スリーエムジャパン株式会社,2013,3M ネクステ ルセラミックファイバーカタログ.
- [16] 東洋紡績株式会社, 2005, PBO Fiber Zylon技術資料.
- [17] Kamenetzy, R. R. and Finckenor, M. M., 1999, NASA

TM, 209575.

- [18] Koontz, S. L. et al., 1993, NASA TM, 104748.
- [19] Pereira, J. M. and Revilock, D. M., 2009, J. Aerospace Eng. 22, 240.
- [20] 長谷川直, 2015, 遊星人 24(本号).
- [21]田村英樹, 2011,第4回スペースデブリワークショ ップ, JAXA SP-10-011, 195.
- [22] Christiansen, E. L., 2003, NASA TP, 210788.
- [23] Cour-Palais, B. G., 1979, Proc. ESA Comet Halley Micrometeoroid Hazard Workshop, ESA SP 153, 85.