

# スペースデブリ観測/計測と宇宙デブリセンサの開発

松本晴久 (JAXA)、北澤幸人 (JAXA 客員/IHI)、長谷川直 (ISAS/JAXA)

## 1. はじめに

2003年10月25日、環境観測技術衛星「みどり2号」(ADEOS-II)の太陽パドルの発生電力が3分間で6kWから1kWまで低下する異常運用が発生した[1]。この原因究明の結果、ハーネスへの微小粒子の衝突もその要因の1つとしてあげられた[2]。この不具合事故を機にJAXAにおいてデブリに関連する「宇宙環境標準」及び「デブリ防御標準」制定作業が開始された。衝突試験等の結果、大きさ $100\mu\text{m}$ ～数mmのデブリは、宇宙機にクリティカルな故障・障害を引き起こすことが明らかになったものの、従来の計測データが乏しいことにより、デブリ衝突のリスク評価に不可欠な「デブリ衝突頻度」予測値には2桁に及ぶ不確定性があることが判明した[3]。

従来のメテオロイドとデブリ計測用のセンサ(ダストカウンタ)では、メテオロイドやデブリの「衝突」エネルギーを他の物理現象(振動、プラズマ、電磁波等)に変化することを利用し、その物理現象を計測する。そのため、計測面積の大規模化が困難であり、大きさ $100\mu\text{m}$ ～数mmのデブリの計測には必ずしも適していなかった。また、センサに生じる現象と衝突パラメータ(速度、粒径、材質)とを関連付けるために多くの超高速衝突試験(パラメータ・サーベイ)が必要であった。本センサは宇宙機にクリティカルな故障・障害を引き起こすことが予想されるものの、その軌道上の存在量(衝突フラックス)が不明確な $100\mu\text{m}$ ～数mm程度の大きさのデブリの存在量を正確に計測することに特化して研究開発を行っており、単純な原理・大面積化の容易さ・少ないパラメータサーベイを特徴としている[4]。

現在の開発状況について述べる。

## 2. センサの概要

### 2.1 計測原理

センサは、絶縁性薄膜であるポリイミドフィ

ルム(厚さ $12.5\mu\text{m}$ 程度)、ピッチ(空間周期) $100\mu\text{m}$ の銅とニッケルを主成分とする直線状の導線(以後、検出線と呼ぶ)パターンを形成する(図1(a)参照)。例えば $100\mu\text{m}$ 程度以上の有効直径を有するデブリが薄膜に衝突すると、1本以上の検出線が破断する(図1(b)参照)。このような検出線の破断を電氣的に検出することにより、デブリの衝突を検知する。機能としては、「切断された検出線の識別」、「切断された時刻を特定」を行うことにあり、同時刻に隣り合う複数本の検出が切断された場合には、それらの本数を同時切断するだけの大きさのメテオロイド&デブリが衝突したと判断でき、メテオロイド&デブリのサイズを推定することが可能である。なお本原理は(有)QPSと(株)IHIの共同出願特許を基にしている。

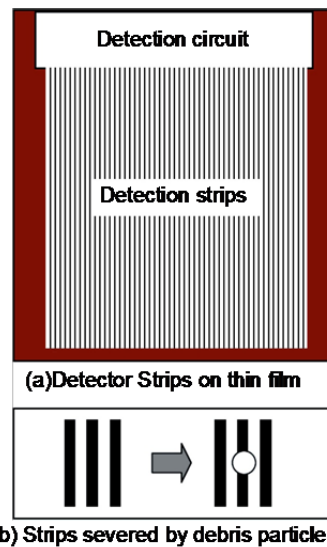


図1 デブリ計測原理概念

(a) 薄膜上の検出線 (b) デブリの検出原理

### 2.2 研究室モデルの試作

図2に研究室モデルを示す。これは、検出原理の検証、および製造プロセスに関連する問題を識別するために製造した。このモデルは、セ

ンサ部であるフィルムと外側の回路部との接続に極小ピッチのコネクタを使用している。そのためフィルムはコネクタの幅にあわせて分割されている。外側の回路部はマルチプレクサとマイクロコントローラとから構成され検出線破断の検知を行う。3項に示すように本センサは正常に作動することが確認され検出原理の妥当性は確認できた。この研究室モデル、及び研究室モデルに基づくセンサは大学の小型衛星上に搭載される予定である[5][6]。

Sensor unit (sensor area:10cm × 10cm)

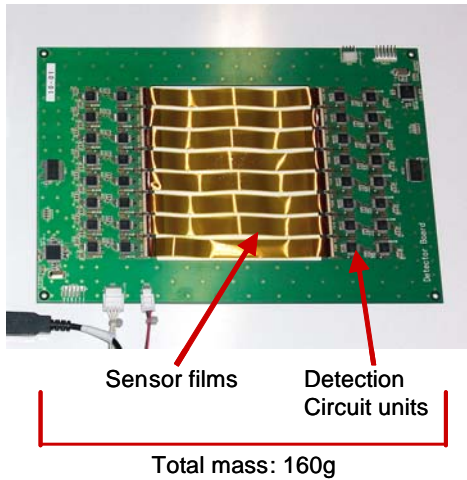


図2 研究室モデル

1つのセンサユニットは1.2cm(幅) × 10cm(長さ)のリボン状のフィルム8本から構成される。

### 2.3 BBM(Bread Board Model)の製作及び試験

研究室モデルによりセンサの原理は確認できたものの、センサ部の大型化とセンサ部と回路部の接続の信頼性向上が課題として残っていた。センサと回路基板を別々に作成し、それを接続する方法から、フレキシブルプリント基板製造技術を応用することで、1枚の大型の「フレキシブルプリント基板 (FCP)」としてセンサ部と接続部を一体で製造するという発想の転換を行った。更に AOI (自動光学検査) を採用することによりセンサ表面全体を検査することが可能となり、検出線のピッチや線幅の製造誤差を含めた評価が可能となった。宇宙用の FCP に課せられる標準的な試験として熱衝撃試験がある。MIL-STD-202G TEST METHOD 107G, Test Condition B-3 に従い同試験を実施した。温度範囲は-65°C ~ +125 °C で 100 回の熱サイクル

が与えられる。試験前後の比較により BBM が変化していないことが確認できた。

図3にBBMを示す。BBM製造に成功すると共に JAXA 認定用プリント基板技術の延長で製造できることが確認でき、宇宙開発品と同等の品質検査・保証体制を維持できる目途がたった。



図3 BBM

大きさ約 35 cm (幅) × 30 cm (長さ)

### 3. 超高速衝突試験

センサの検出原理確認及び性能評価のため、JAXA 宇宙科学研究所 (ISAS) の二段式軽ガス銃 (図4) を用い模擬デブリの超高速衝突試験を実施した。



図4 ISASの二段式軽ガス銃

全長約7m、左手前がガン部(発射部)、右奥がターゲット設置用チャンバ

超高速衝突試験内容及び試験結果の詳細については参考文献 [7] を参照されたい。ここでは概略を記す。プロジェクトイル(模擬デブリ)に SUS304、ガラスを用いた。またプロジェクト

イルの直径は  $50\ \mu\text{m}$ ~ $516\ \mu\text{m}$ 、衝突速度は  $1.7$ ~ $7.0\ \text{km/s}$ 、衝突角度はセンサ面に対し  $90$  度(垂直) から  $15$  度とした。

図 5 にセンサに生じた衝突孔(貫通孔)と検出信号との対応を示す。検出線の破断数に対応した信号が得られていることがわかる。

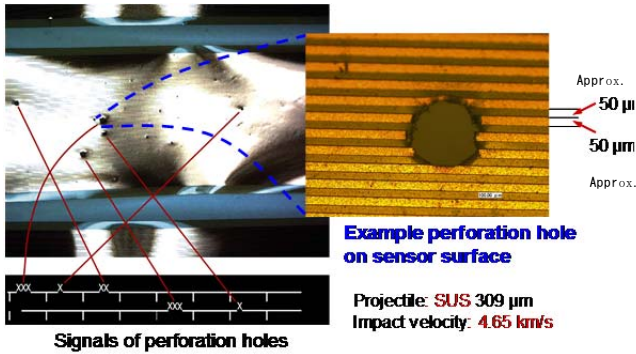
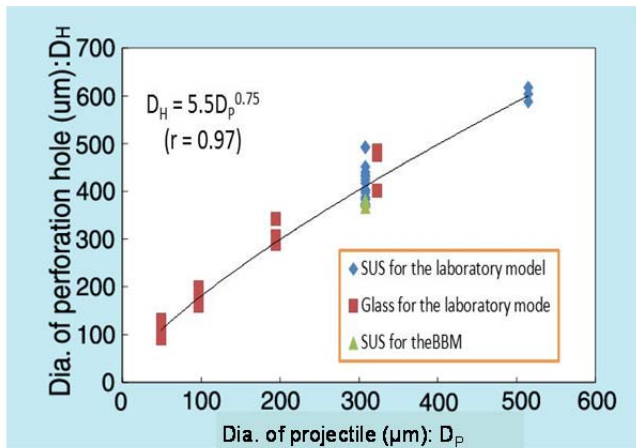


図 5 衝突孔の検出例

左下：検出信号 (X:断線)、左上：センサ表面、右：衝突孔拡大図(試験条件：プロジェクトイル直径  $309\ \mu\text{m}$ 、材質 SUS、衝突速度  $4.65\ \text{km/s}$ 、衝突角度  $90$  度)

### 3.1 衝突角度 $90$ 度(垂直衝突)時の試験結果

図 6 にプロジェクトイル径に対する衝突孔径を示す。なお衝突速度はほぼ一定 ( $5.2\ \text{km/s}$ ~ $5.3\ \text{km/s}$ ) である。



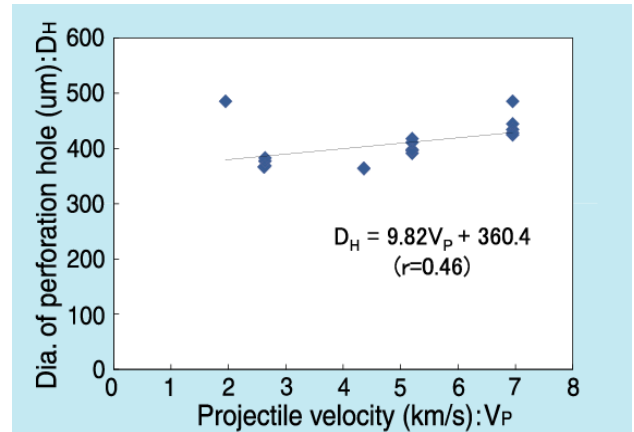
SUS and glass projectiles travelling at  $5.2$ – $5.3\ \text{km/s}$

図 6 プロジェクトイル径に対する衝突孔径

図 6 から衝突孔径はプロジェクトイル径と強い相関があることがわかる。また、プロジェクトイルの材質 (SUS とガラス) による差、試験体 (研究室モデルと BBM モデル) での差が殆ど無いことがわかる。

図 7 にプロジェクトイルの衝突速度に対する

衝突孔径を示す。なおプロジェクトイルの材質は SUS、粒径は  $309\ \mu\text{m}$  である。



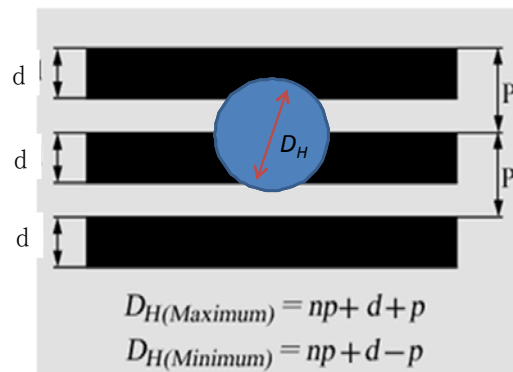
SUS projectiles with diameter of  $309\ \mu\text{m}$

図 7 プロジェクトイルの衝突速度に対する衝突孔径

図 7 からわかるように衝突孔径は衝突速度に依存しない。

上記のことから衝突孔径はプロジェクトイルの材質や衝突速度に依存せず、プロジェクトイル粒径に依存すると判断できる。

図 8 に検出線の破断数と衝突孔径との関係を示す。破断した検出線の本数が  $n$  本の時、衝突孔径は最小で  $D_{H(\text{Minimum})}$ 、最大で  $D_{H(\text{Maximum})}$  となる。なお図中で、 $p$  は、検出線のピッチ、 $d$  は検出線の幅である。



$D_H$ : dia. of perforation hole  
 $n$ : number of severed strips  
 $d$ : width of conductive strips  
 $p$ : pitch of conductive strips

図 8 検出線の破断数と衝突孔径

超高速衝突試験結果と図 8 の結果とから得られた検出線の破断本数とその破断本数から得られるプロジェクトイル径を図 9 に示す。

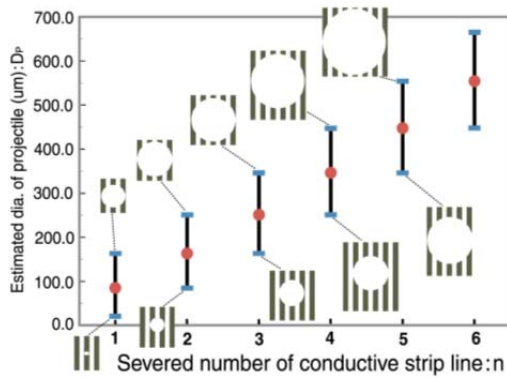


図9 破断検出線数に対する算定プロジェクタイト径

検出線が  $n$  本破断したとすると衝突したプロジェクタイトの径は下式のように  $D_p(Nominal)$  を中央値として、最大で  $D_p(Maximum)$ 、最小で  $D_p(Minimum)$  となる。

$$D_{P(Maximum)} = 1.39 \times 10^{-1} (np + d + p)^{1.28}$$

$$D_{P(Nominal)} = 1.39 \times 10^{-1} (np + d)^{1.28}$$

$$D_{P(Minimum)} = 1.39 \times 10^{-1} (np + d - p)^{1.28}$$

従って破断した検出線の数から衝突したプロジェクタイト（デブリ）の直径が計測誤差範囲を含めて計測可能であることが確認できた。

### 3.2 斜め衝突時の試験結果

斜め衝突によって生成された衝突孔の一例を図10に示す。斜め衝突の場合には、孔の形状は円形ではなく楕円形である。そのため、各孔の長径と短径を測定した。図11にプロジェクタイトのセンサ面への衝突角度に対する衝突孔の短径を、図12に長径を示す。なお斜め衝突の試験に用いたプロジェクタイトは直径  $309 \mu\text{m}$  の SUS 球、衝突速度は約  $5 \text{ km/s}$  ( $4.8 \sim 5.4 \text{ km/s}$ ) である。図11からわかるように短径は衝突角度に関わらず一定で平均約  $380 \mu\text{m}$  である。図6から予測される垂直衝突時の衝突孔の直径は約  $408 \mu\text{m}$  であり、斜め衝突時の短径と垂直衝突時の直径との間に大きさ差異はみられない。従って短径は衝突角度に依存しないと判断できる。一方、図12からわかるように長径は衝突角度によって変化する。幾何学的に衝突角度  $\beta$  で補正(プ

ロジェクタイト径を  $\sin(\beta)$  で除する)した結果を図13に示す。この図からわかるように衝突角度の情報があれば衝突孔の長径からプロジェクタイト径を容易に求めることができる。

Uetsuharaら[8]は  $100 \mu\text{m}$  より大きいデブリの入射仰角（軌道面内に対する角度）は、衛星の進行方向の  $\pm 5$  度以内である。また、デブリの入射方位角（軌道面外に対する角度）は、衛星の進行方向に対し  $\pm 45$  度以内ではあるが、ほとんど全てのデブリは垂直に衝突すると解析している。従って、センサは衛星の進行方向面に搭載し、かつ、センサの検出線の方向が軌道面と一致するようにセンサを配置することが望ましい。しかしながら、検出線の方向と衛星の進行方向とのなす角が把握できれば、今回の試験結果をもとにセンサのデータ（破断した検出線の本数=プロジェクタイト（デブリ）径）を補正可能と判断できる

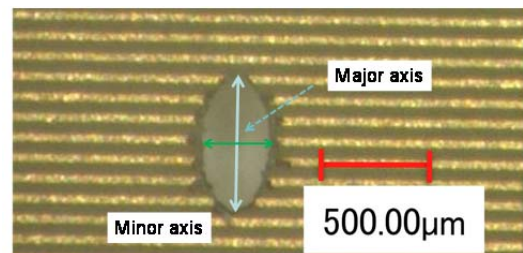


図10 斜め衝突時の衝突孔の例（衝突角度：センサ面に対し60度、プロジェクタイト：SUS球、直径  $309 \mu\text{m}$ 、衝突速度： $5.2 \text{ km/s}$ ）

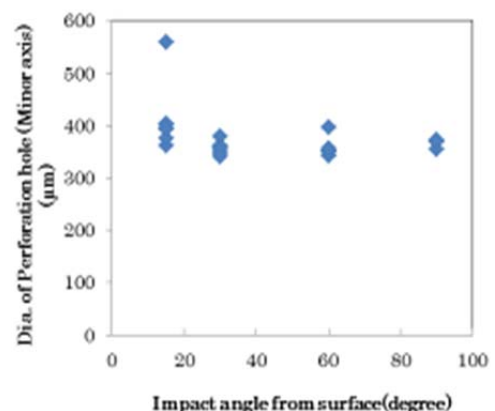


図11 衝突角度に対する衝突孔短径

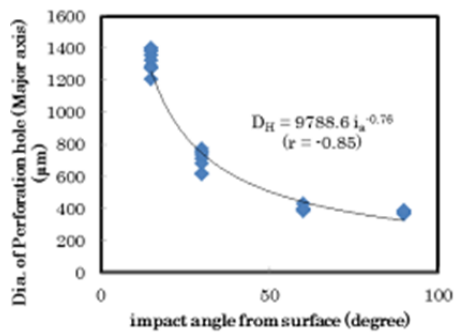


図 11 衝突角度に対する衝突孔長径

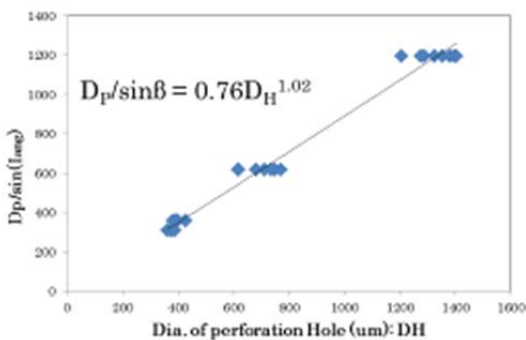


図 12 衝突角度で補正した衝突孔長径に対するプロジェクタイル径

#### 4. まとめ

JAXA は、軌道上の存在量（衝突フラックス）が不明確な数百  $\mu\text{m}$ ～数 mm 程度の大きさのデブリの存在量計測を目的としたデブリセンサの開発を行っている。研究室モデル及び BBM を製造し超高速衝突試験により計測原理の妥当性を検証した。また BBM モデルは FCP 技術を応用して大面積のセンサ製造を可能にするとともにセンサ部と接続部を一体で製造することが可能となった。今後、センサの検出回路部のセンサ部との一体化・フライトモデル化を行い、宇宙機のリスク評価・信頼性向上、宇宙環境監視・保全へのタイムリーな情報提供に貢献したい。

#### 謝辞

本研究の遂行にあたっては、(有)QPS 研究所、九州大学花田俊也教授より多くの貴重な支援を得た。また、超高速衝突実験の実施にあたっては「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」を利用した。関係各位に深く感謝申し上げます。

#### 参考文献

- [1]ADEOS-II 不具合原因究明チーム、「ADEOS-II 不具合原因究明概要」第 1 回宇宙環境シンポジウム(2004 年 12 月) p.84-92
- [2]ADEOS-II 不具合原因究明チーム、「ADEOS-II 100W 発生電力変動調査」第 1 回宇宙環境シンポジウム(2004 年 12 月) p.128-135
- [3]Fukushige, S., Akahoshi, Y., Kitazawa, Y., Goka, T., “Comparison of Debris Environment Models: ORDEM2000, MASTER2001 and MASTER2005”, IHIENGINEERING REVIEW, 40(1), February 2007.
- [4] H. Matsumoto, Y. Kitazawa, A. Sakurai, K. Funakoshi, T. Yasaka, Issues related to micro-debris and its measurement, the journal of space technology and science, 24, 2, 2009
- [5]QSAT-EOS, <http://qsat-eos.aero.kyushu-u.ac.jp/> (Last access date: Oct. 30, 2011)
- [6] P. Faurel, S. Matsumoto, K. Aso, T. Koura, T. Narumi, Y. Kitazawa, A. Sakurai, M. Cho, Y. Akahoshi, Installation of an Active Debris Sensor on a Small Satellite for In-Situ Space Dust Measurement, The 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Okinawa Convention Center, in Ginowan City, Okinawa Prefecture, Japan, June 5-12, 2011, <http://www.ists.or.jp/2011/program/> (Last access date: Oct. 30, 2011)
- [7] Y. Kitazawa, H. Matsumoto, T. Hanada, T. Yanagisawa, A. Karaki, A. Sakurai, K. Funakoshi, T. Yasaka, S. Hasegawa, M. Nakamura, IAC-11.A6.3.11, 62nd International Astronautical Congress (IAC), 3-7 October 2011, Cape Town, South Africa.
- [8] M. Uetsuhara, T. Maniwa, T. Hanada, Y. Kitazawa, Confidence Evaluation Method for Orbital Debris Flux Mode, Aerospace Technology (KOKU-UTYUU-GIXYUTSU), Vol. 10, 2011, pp. 67-73.