

宇宙ダスト計測技術の研究開発

○北澤幸人 (IHI, JAXA)、松本晴久 (JAXA)、
桜井晃、船越国広、八坂哲雄 ((有)QPS 研究所)、花田俊也 (九州大学)、長谷川直 (ISAS/JAXA)

JAXA は(有)QPS 研究所とともに、特にデータの少ない大きさ $100\mu\text{m}$ ～数mm程度のメテオロイド&デブリ(いわゆる「ダスト」)の存在量を計測し、宇宙機のリスク評価の精度を向上させることを目的としたセンサ(QPS 式ダストセンサ)の基礎検討を行った。このセンサは、ポリイミドなどを材質とする絶縁性薄膜(厚さ $10\mu\text{m}$ 程度)上にエッチングなどの技法により、ピッチ(空間周期) $100\mu\text{m}$ 以下の直線状の細長い導線(検出線)のパターンを印刷しておき、検出線の破断を電氣的に検出することにより、ダストの衝突を検知するものである。また、隣り合う複数本の検出が切断された場合には、それらの本数からダストのサイズを推定することが可能である。単純な原理に基づくため、複雑な機構や回路が不要である。本年度はこれまでの検討成果に基づき BBM 相当品の設計・製作を実施中である。ここでは超高速衝突試験による性能評価を中心に現在の研究開発状況について報告する。

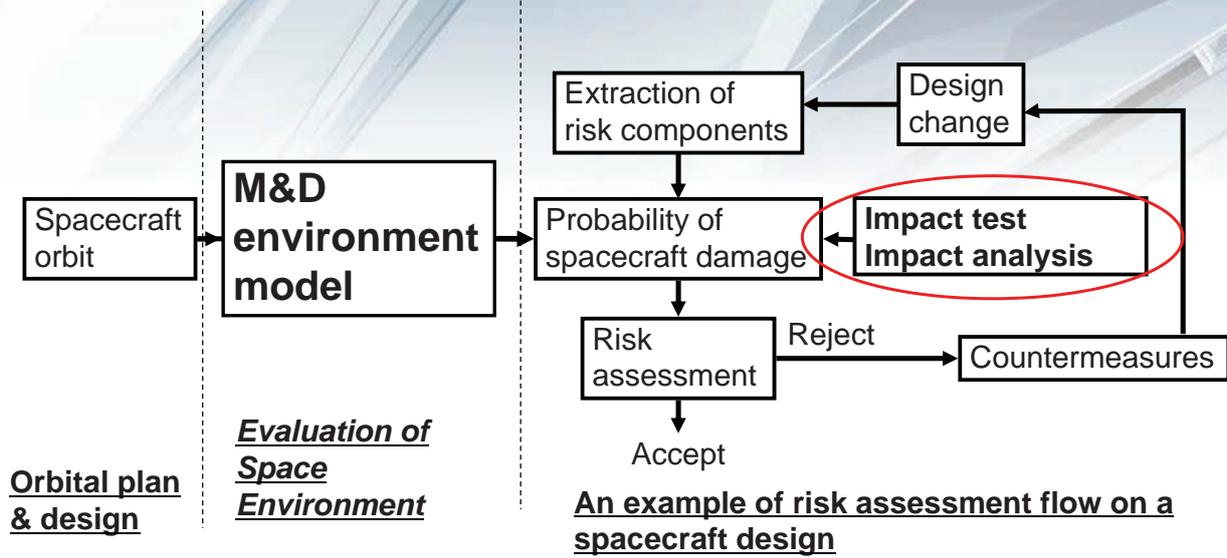


宇宙ダスト計測技術の研究開発

○北澤幸人 (IHI, JAXA)、松本晴久 (JAXA)、
桜井晃 船越国広、八坂哲雄 ((有)QPS 研究所)、
花田俊也 (九州大学)、長谷川直 (ISAS/JAXA)

Background

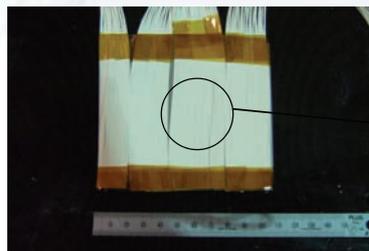
メテオロイド&デブリの衝突リスクの評価フロー



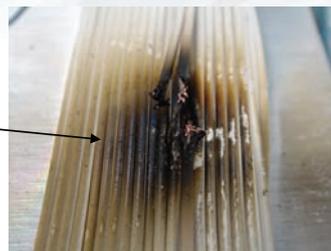
超高速衝突による試験例

Examples of hypervelocity impact experiments on electric power harness of satellites

Power supply	Projectile material	Projectile diameter (μm)	Impact velocity (km/s)	Result
60V/2A	Al	600	3.97	sustained disruptive discharges
100V/3A	Glass	500	4.35	sustained disruptive discharges
100V/3A	stainless	300	4.01	sustained disruptive discharges



Before impact



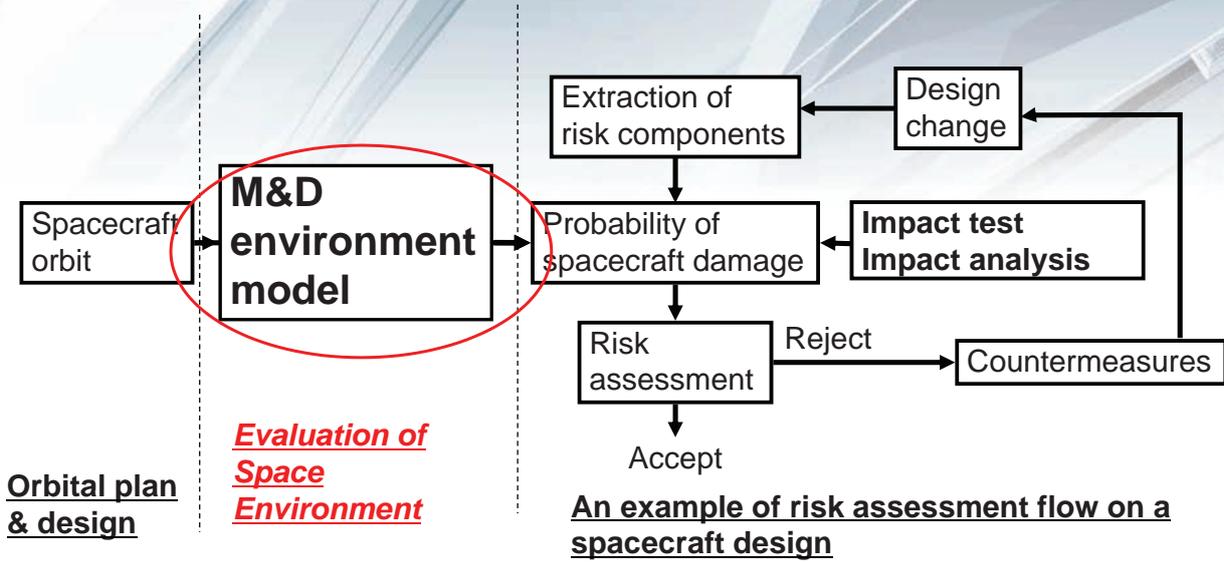
After impact

Reference

JERG-2-144-HB001 'JAXA Space Debris Protection Design Manual Appendix 2' (published by JAXA, 2008)

Background

メテオロイド&デブリの衝突リスクの評価フロー



環境モデルによる衝突フラックス算定例

Table 3 Specifications of ALOS⁽²⁰⁾

Launch	24 January 2006
Lifetime	3-5 years
Size	Satellite body 6.5 × 3.5 × 4.5 (m) Solar array paddle 3 × 22 (m)
Orbit	Sun synchronous sub recurrent Altitude 692 (km) Inclination 98.2 (degree)

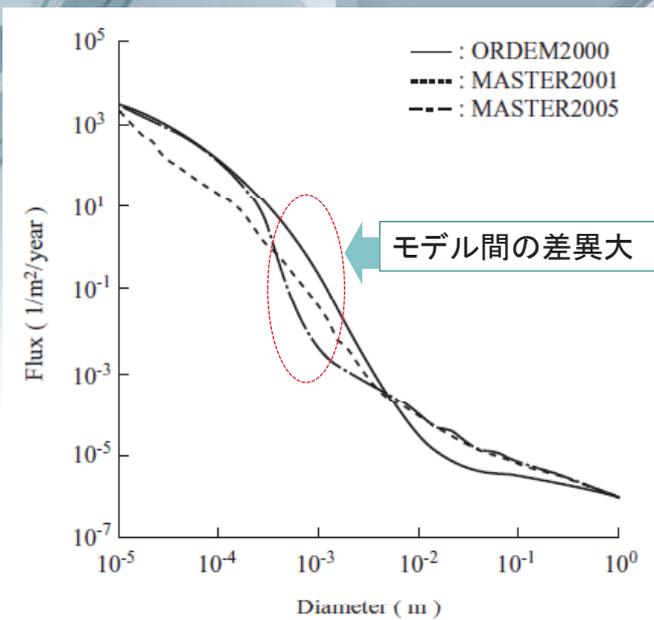
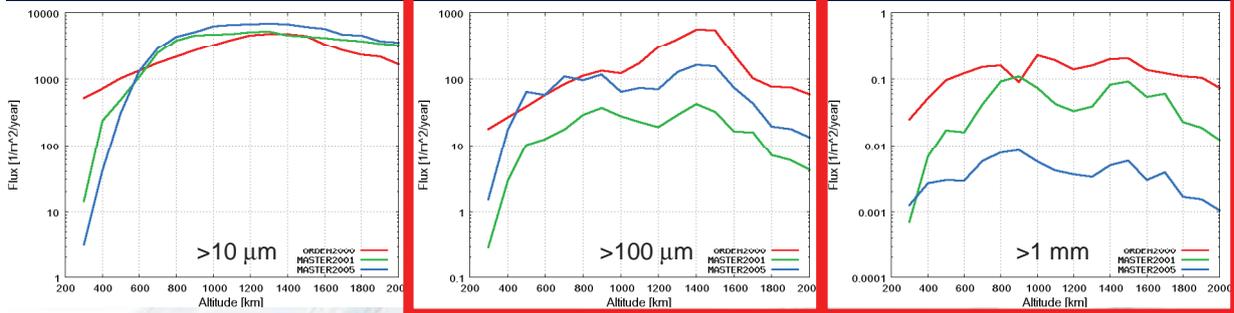


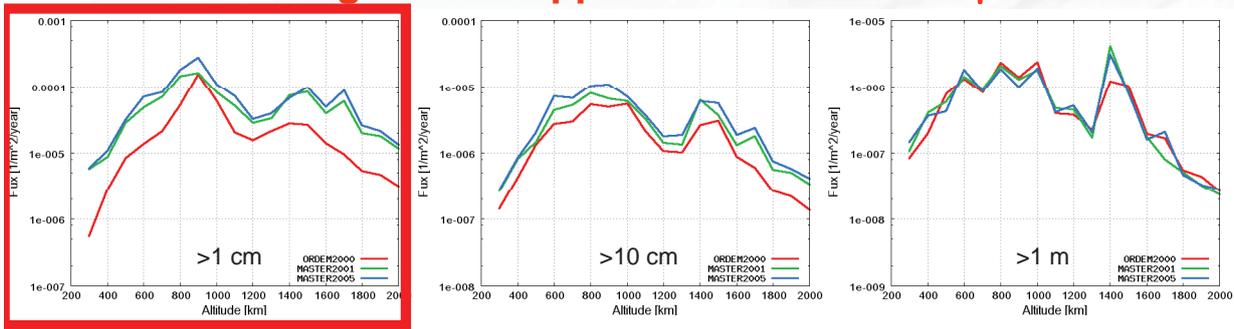
Fig. 5 Flux against diameter in the ALOS orbit

ALOS(「だいち」)軌道の衝突フラックス

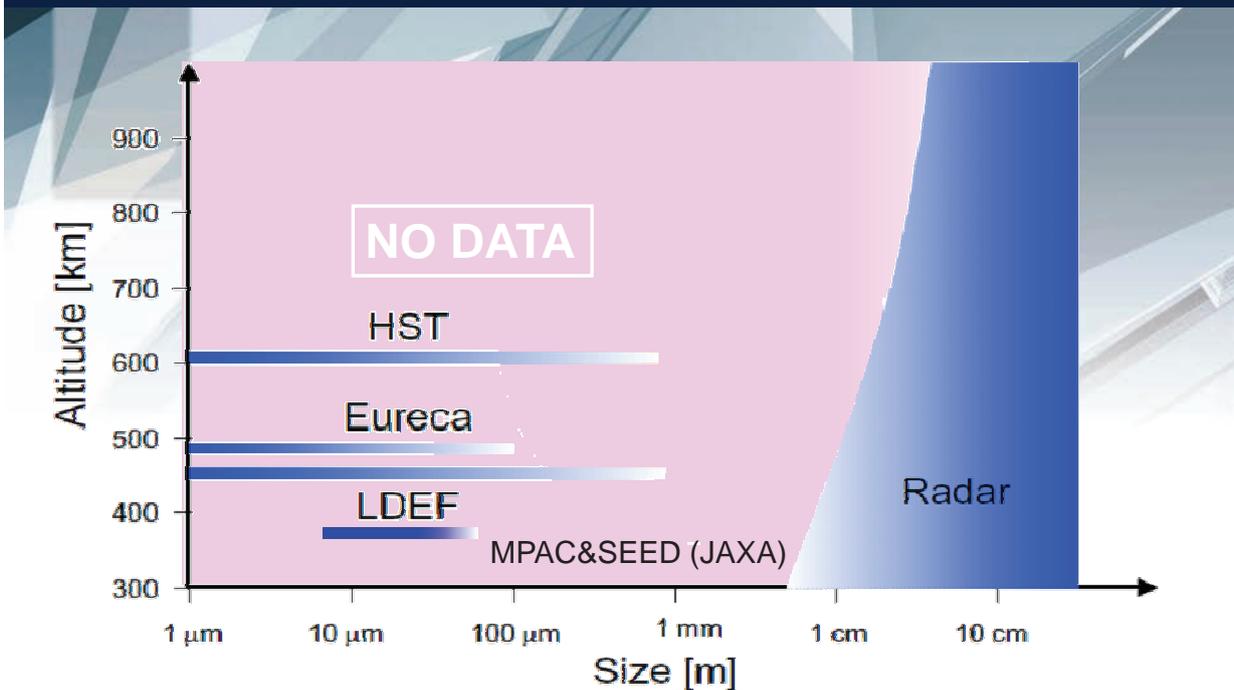
代表的なデブリ環境モデル(フラックスモデル)の比較例(軌道傾斜角: 1 10度)
 [赤: NASAのORDEM2000、緑: ESAのMASTER-2001、青: ESAのMASTER-2005]



Difference among models appeared between 100 μm and 1 cm.



低軌道のデブリ観測／計測範囲

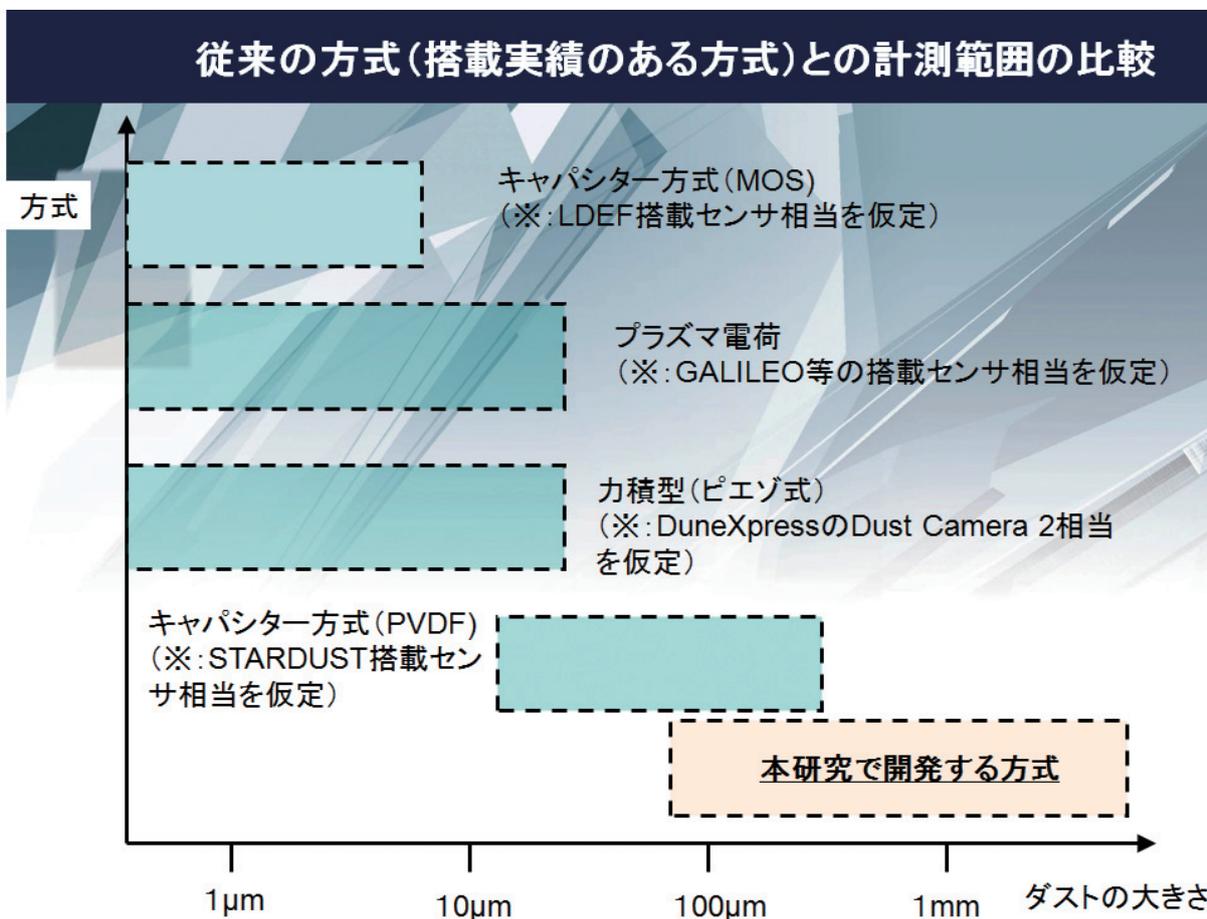


Schematic view of available debris validation sources in LEO

Technical Issues

Technical issues regarding dust particles (meteoroids & space debris) of approx. **100 micrometers to several millimeters** in size

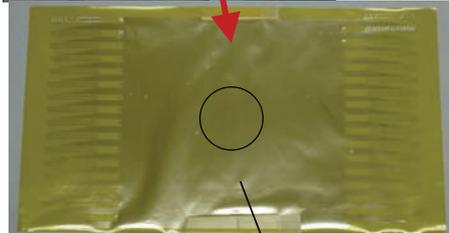
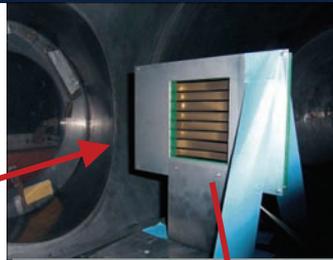
1. Depending on the size, impact may damage the wire harness and other equipment
2. Space debris flux (number) for the size range not well known



新規開発センサに対する模擬デブリの超高速衝突試験 (2010年2月)



二段式軽ガス銃(ISAS/JAXA)



(センサ面サイズ: 10cm × 10cm、厚さ25 μ m)

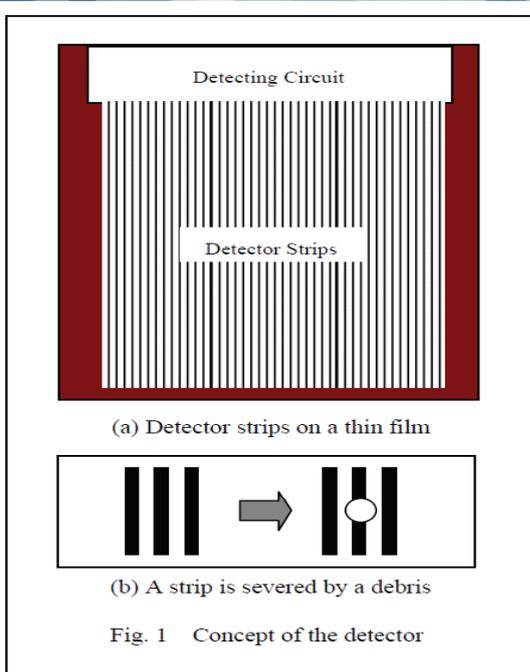
表面の拡大
(検出線の太さ: 50 μ m)



Kitazawa et al., 2010

10

開発センサの概要



(1) 基本構成

厚さ12.5 μ mの絶縁性の薄膜(ポイイドフィルム)上に、約100 μ mピッチで細長い導線(太さ: 50 μ m、材質: 銅)のパターンを形成(図1(a))。

(2) 計測原理

導線の破断を電氣的に検知することにより、ダストの衝突(貫通)を検知。

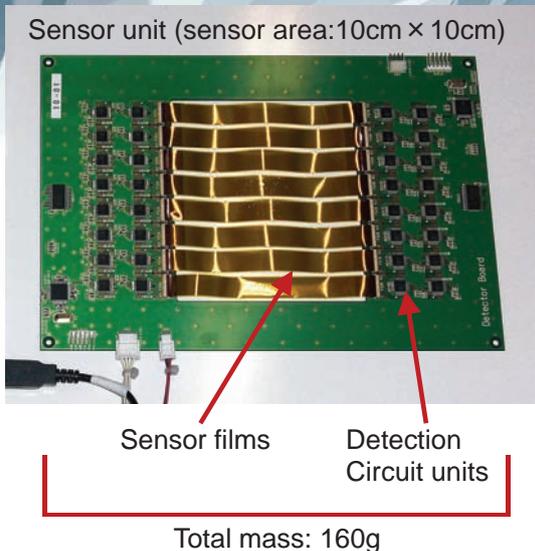
破断した導線の数、導線の幅、ピッチからダストのサイズを計測(図1(b))。

(3) 計測対象/計測項目

- ・計測対象: 粒径100 μ m以上のダスト
- ・計測項目: ダスト粒径、衝突頻度

(薄膜を2層構造に拡張することにより、ダストの衝突速度・方向も計測可能)

Improved prototype sensor (FY2009/10)



Sensor material: Cu-coated polyimide film

Stability during sensor performance evaluation

➡ No loss of terminal area.

Yield rates for sensor's conductive strips

➡ 100 %

Data (severed signal) discernment

➡ Signal discernment certainly possible.

The mass of the data acquisition circuit

➡ Total mass of sensor unit: 160 g
cf. FY2008/09 model: 470 g
(without wire-harness)

12

— センサの独自性/新規性 —

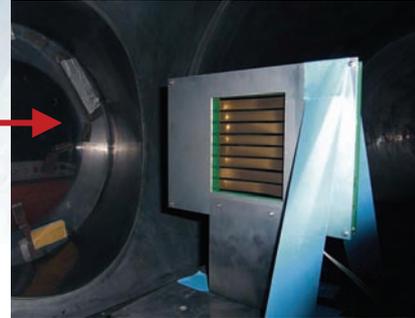
- 計測項目を衝突リスク評価で特に重要な「ダスト粒径、衝突頻度」に絞りこむことにより、センサ構成の単純化、低コスト化(校正試験数削減)が可能
- 新規のセンサ構造(薄膜への貫通を利用)を採用することにより、大面積化、軽量化が可能(搭載機会の確保)
- 従来のセンサでは計測困難であった領域(大きさ: 100 μ m~数mm)のダスト計測が可能
- 速度計測、方向計測に関する拡張性を有するため、必要に応じ高度な計測が可能

13

Hypervelocity impact experiments on sensor (February 2010)



Two-stage light gas gun (ISAS/JAXA)



Prototype dust sensor

Vacuum level: <5 Pa

Temperature: Room temperature

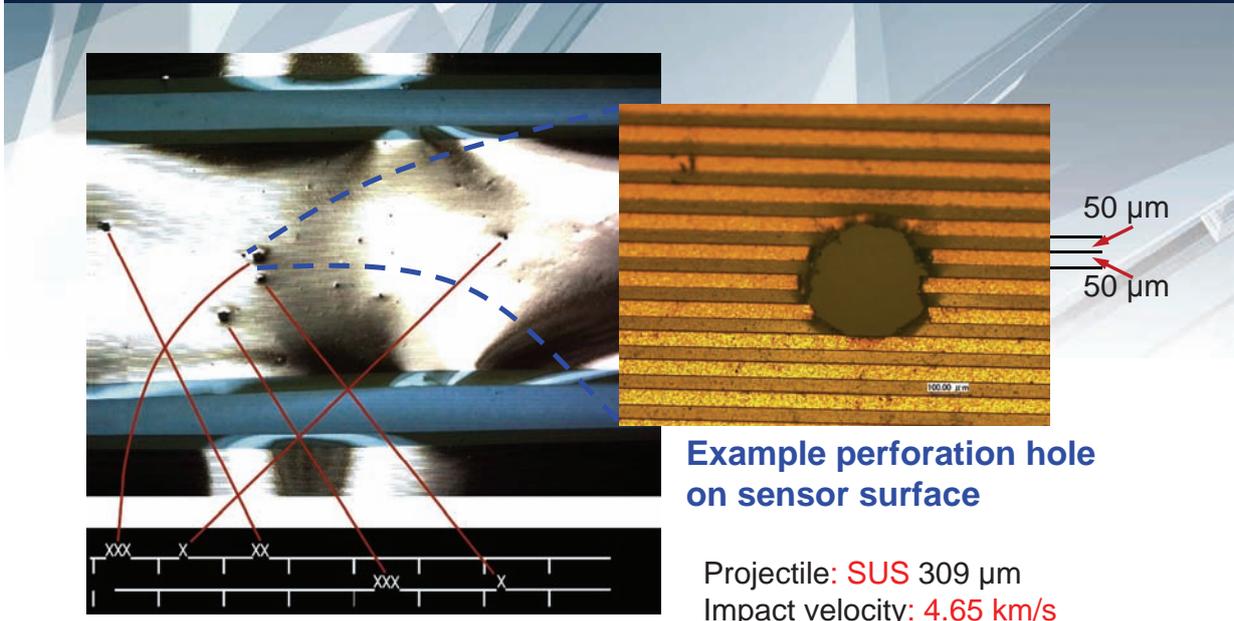
14

Experimental conditions

Environmental conditions	Vacuum level (Pa)	<5
	Temperature	Room temperature
Impact conditions	Projectile material	SUS304, Glass
	Projectile diameter (μm)	50 – 516
	Impact velocity (km/s)	1.9 – 7.0
	Impact angle (°)	90 (vertical to sensor surface)

15

Example correspondence between signal and perforation hole

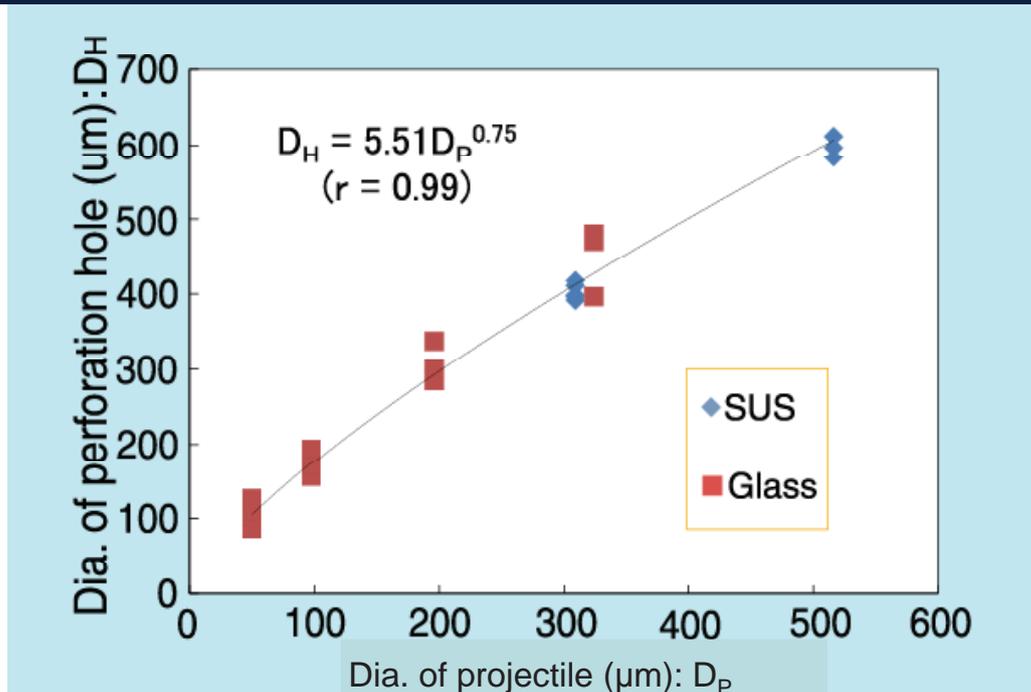


Signals of perforation holes

Example perforation hole on sensor surface

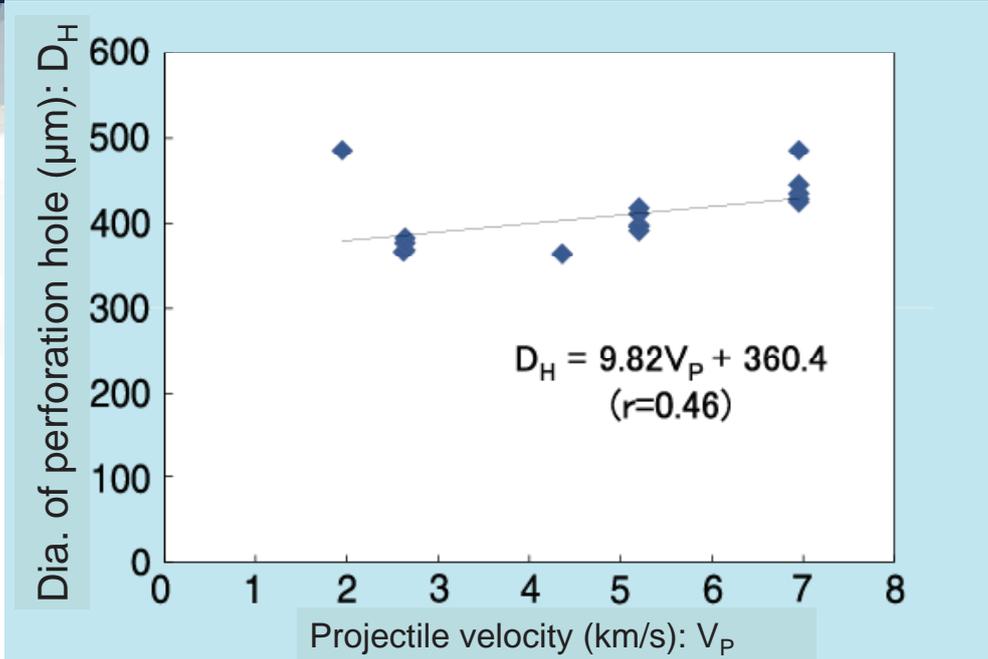
Projectile: **SUS** 309 μm
 Impact velocity: **4.65** km/s

Experimental results - Projectile dia. vs. Perforation dia. -



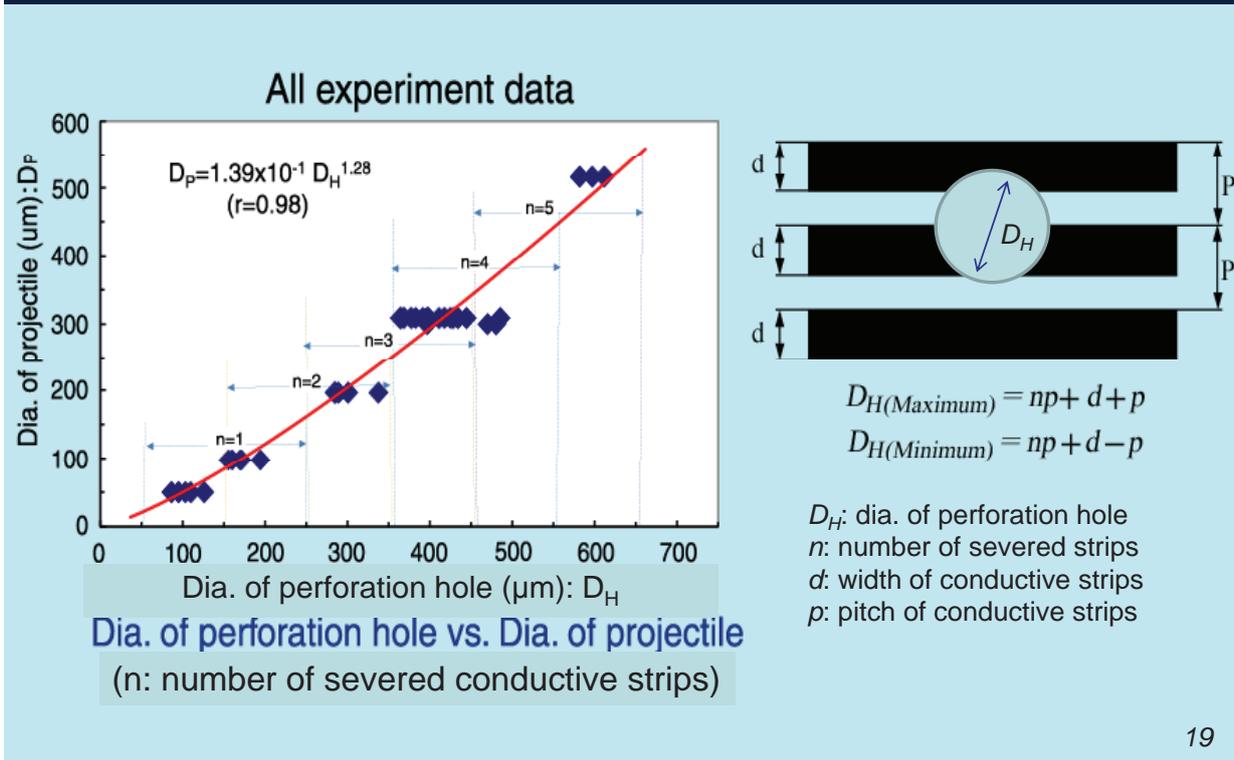
SUS and glass projectiles travelling at 5.2–5.3 km/s

Experimental results - Projectile velocity. vs. Perforation dia. -

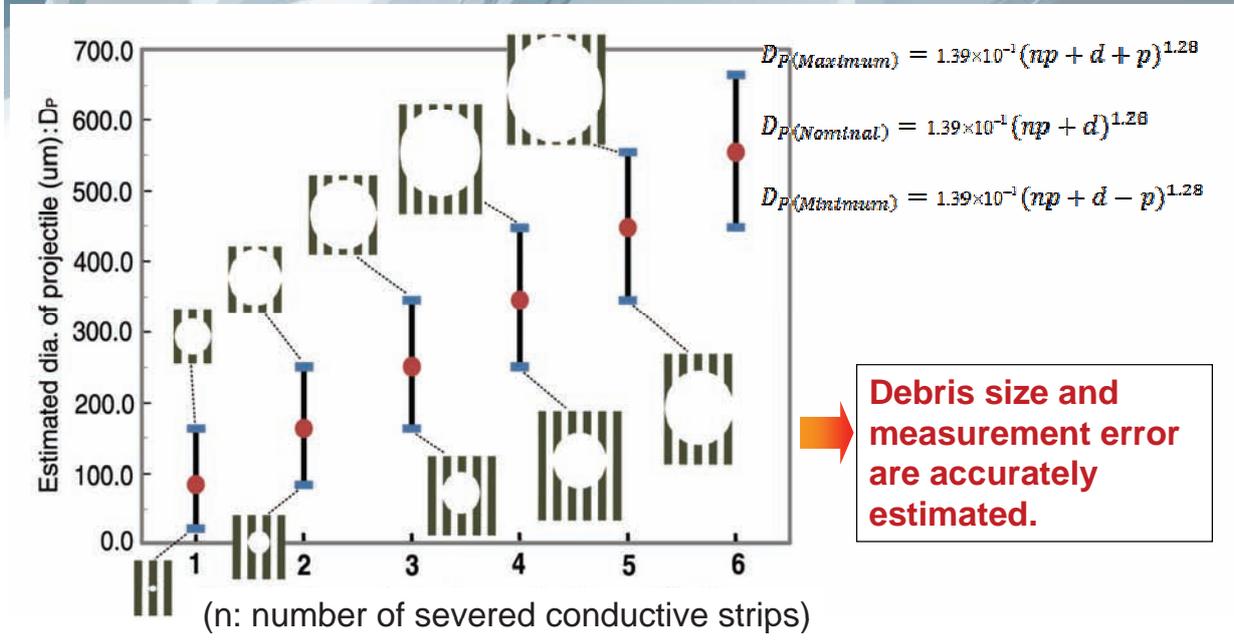


SUS projectiles with diameter of 309 μm

Experimental results - All data -



Experimental results - All data -



Study plan for FY2010/11

1. Design & manufacture a BBM model

- 1 unit are: 35 cm x 35 cm
- Space proven manufacture methods and parts

2. Environment tests on a BBM model

- Thermal-strain tests

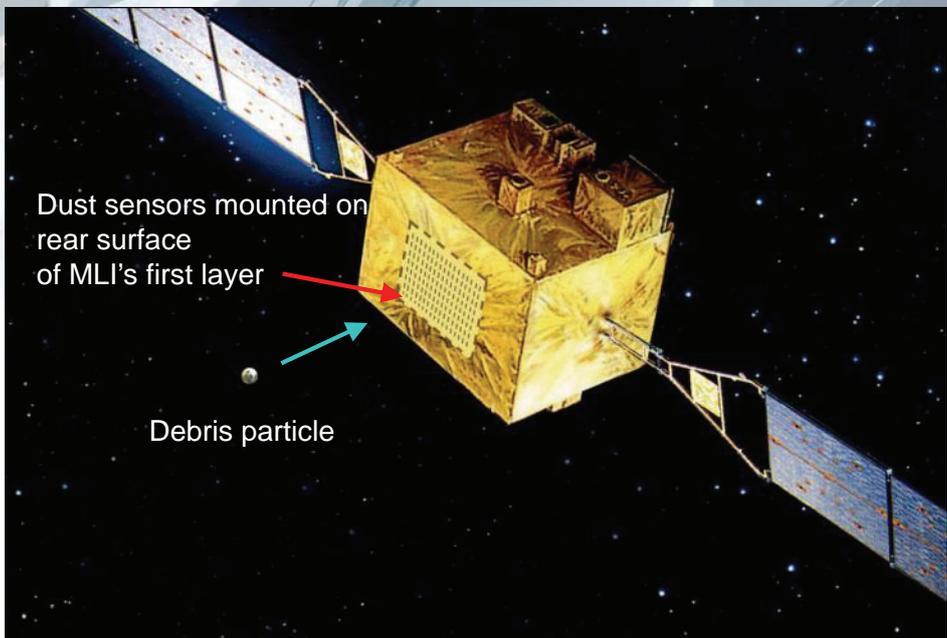
3. Conduct hypervelocity impact experiments on sensor

- Oblique impacts

4. Mission planning (case study)

- Effective measurements using small satellites

Example application on satellite



22

小型衛星による計測ネットワークの例

Sensor

Separation Mechanism Flange

微小デブリは環境変動把握する上の有効なパラメータ
(ex. ASATによる環境変化。連鎖衝突のモニタ。)
(八坂, 2009による)

Real time dust measurement network using small satellites

The complex block contains two diagrams. The left diagram shows a satellite with a 'Sensor' and a 'Separation Mechanism Flange' indicated by red arrows. The right diagram shows a globe with several small satellite icons and dashed lines representing a 'Real time dust measurement network using small satellites'.

Kitazawa et al., 2009

Summary

1 Prototype model of dust sensor successfully manufactured.

- Stability during sensor performance evaluation: Stable
- Yield rates for sensor's conductive strips: 100%
- Data (severed signal) discernment: Certainly possible
- Total mass of sensor unit: 160 g (Sensing area: 10cm x10cm)
cf. FY2008/09 model: 470 g without wire-harness

2 Dust sensor performance evaluated by hypervelocity impact experiments

- Projectile diameter estimated from number of signals from severed strips .