

宇宙ダスト計測技術の研究開発

JAXA 宇宙環境計測グループ 松本晴久、北澤幸人（客員）

1. 宇宙ダスト計測技術の概要

宇宙ダストの計測に技術については、著者らがまとめた以下の論文・報告を参照されたい。なお、「ダスト」とはメテオロイド（宇宙空間を飛翔する小惑星や彗星の断片など）とスペースデブリ（人工のゴミ）のうち、大きさ1mm程度以下のものを総称するものとする。

- i) 社団法人日本航空宇宙学会スペース・デブリ研究会；スペース・デブリ研究会報告書，3.1.2項(1)及び(2)，1993年3月
- ii) 北澤幸人，上松和夫；微小デブリの衝突試験技術と計測技術，石川島播磨技報第35巻第2号，143-149，1996
- iii) 大橋英雄，北澤幸人，矢野創；宇宙空間でのメテオロイドとスペースデブリの直接計測・捕集，日本惑星科学学会誌「遊・星・人」第6巻第4号（1997）312-325（特集「新世紀の宇宙塵研究」）

以下、上記論文・報告の要旨を紹介するとともに、補足情報を記す。なお、以下の内容で reference を明示していない文献や略語の正式名称等については、上記の文書を参照願いたい。

(1) 計測方法の概要

軌道上でのダスト計測は、主に3種類の方法で行われてきている。一つは宇宙から回収した宇宙機表面のダストによる衝突痕を計測し、宇宙機軌道でのデブリやメテオロイドの存在量などを測定するものである。これまで地球周回軌道上のデブリやメテオロイドの存在量の情報は、主としてこの方法によって求められてきている。表1に衝突痕の検査を行った主要な回収機を示す。

表1 衝突痕の検査を行った主要な回収機 (Klinkrad, 2006)。

Country	Organization Spacecraft	Timespan Orientation	H [km] i [°]	Area [m ²] Type
Russia	RSA	1974 - 1979	~350 km	7 m ²
USA	Salyut 4 & 6	various	51.6°	retrieval
	NASA	Jun.1983	295 - 320 km	2.5 m ²
USA	STS-7 window	various	28.5°	retrieval
	NASA	Feb.1980 - Apr.1984	500 - 570 km	2.3 m ²
USA	SMM	Sun pointing	28.5°	retrieval
	JPL/RAL/SRON	Jan.1983 - Nov.1983	~905 km	~0.3 m ²
USA	IRAS	zenith pointing	99.1°	telescope
	NASA	Apr.1984 - Jan.1990	340 - 470 km	151 m ²
Europe	LDEF	gravity gradient	28.5°	retrieval
	NASA/ESA	May 1990 - Dec.1993	~610 km	62 m ²
USA	HST solar array	Sun pointing	28.5°	retrieval
	NASA	1992 - present	300 - 610 km	> 100 m ²
Europe	STS orbiters	various	28.5° - 51.6°	retrieval
	ESA	Jul.1992 - Jul.1993	~505 km	131 m ²
Canada	EURECA	Sun pointing	28.5°	retrieval
	NASA/CSA	Oct.1992	350 km	1 m ²
Europe	STS-52	various	28.4°	retrieval
	NASA/ESA	Dec.1993 - Mar.2002	~610 km	62 m ²
Japan	HST solar array	Sun pointing	28.5°	retrieval
	NASDA	Mar.1995 - Jan.1996	~480 km	50 m ²
Europe	SFU	Sun pointing	28.5°	retrieval
	RSA/ESA	Oct.1995 - Dec.1993	~390 km	0.06 m ²
Russia	Mir/EUROMIR	gravity gradient	51.6°	retrieval
	RSA	1996 - 1998	~390 km	15 m ²
USA	Mir	various	51.6°	retrieval
	DoD/BMDO	Apr.1996 - present	~900 km	~0.02 m ²
Europe	MSX	various	99.2°	telescope
	ESA	Apr.1997 - Jun.2002	~35,800 km	~0.1 m ²
Canada	Ekspress-2	horizontal towards NE	0.2°	detector
	CSA/NSAU	Nov.1997 - Feb.1999	~390 km	1 m ²
Europe	Mir	various	51.6°	retrieval
	ESA	Oct.2001 - present	550 - 680 km	~0.02 m ²
	PROBA	various	97.0°	detector

1990 年以降では 69 ヶ月間軌道上にあって回収された LDEF (Long Duration Exposure Facility : 長期曝露試験機 : 図 1) や、HST (Hubble Space Telescope : ハッブル宇宙望遠鏡) の太陽電池、日本の SFU (Space Flyer Unit)、スペースシャトルの窓の検査などの例がある。LDEF の例では、LEO (476-332km) 軌道上の 5.8 年間 (1984-1990) に、約 29,000 個の衝突痕跡を受けていた。(直径 0.3 mm 以上の衝突痕跡は、約 5,000 個) (五家, 2006 による。)

長さ : 約9m

直径 : 約4m

形状 : 12面体

質量 : 約10ton

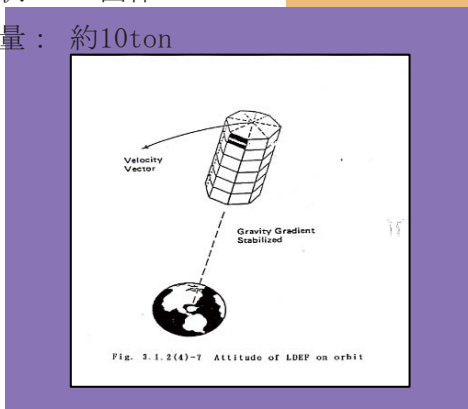


図 1 LDEF (Long Duration Exposure Facility : 長期曝露試験機)

残り二つの方法は専用の計測器によるものである。これらは、ダストの軌道情報や物性を軌道上で計測することを目的とした「観測器 (アクティブ型センサ)」による計測と、ダストを捕獲し、地上へのサンプルリターンを行うことを目的とした「捕獲器 (ダストコレクタ)」による計測である。

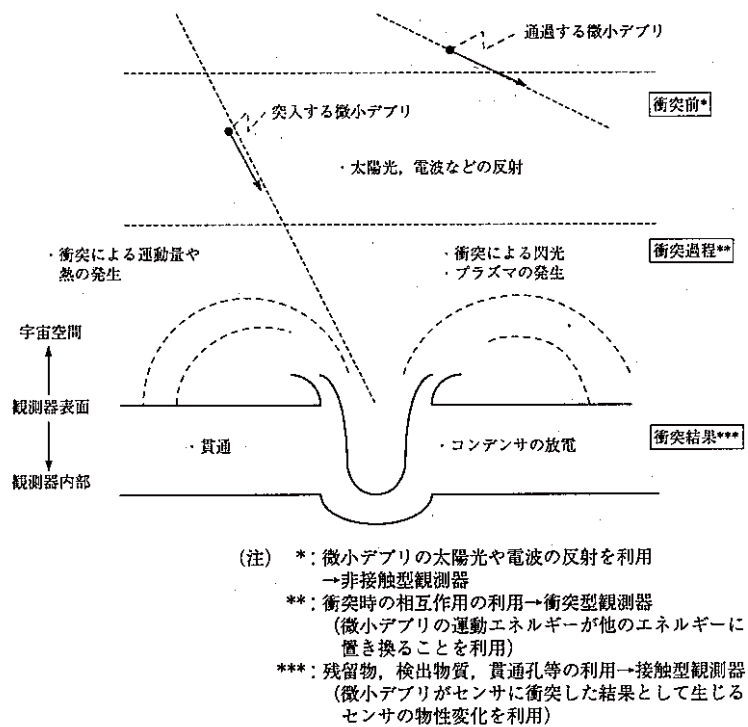
これら 3 種類の方法は各々に一長一短があり、計測の目的や搭載宇宙機のリソース (ミッション機器側に配分される電力や重量) の制約、ミッションの特徴 (宇宙機や計測器を地球に回収するか否か) などの条件に応じて使い分けが行われている。

捕獲器 (ダストコレクタ) は、微小デブリの捕獲・回収によるデブリの材質の特定など、実際のデブリを「手にとって」分析が行えるため、デブリの発生源の特定に対し有意義な物質情報を与えることができる。また、「宇宙機の表面検査」では広い計測面積を確保でき、デブリの衝突頻度を計測する上で有効である。これらに対し、観測器 (アクティブ型センサ) はダスト衝突頻度のリアルタイムでの計測や軌道情報の計測において有効である。例えば衝突頻度につ

いては、捕獲器（ダストコレクタ）や宇宙機の表面検査では、ある一定の時間々隔の衝突総数（積分値）しか把握できないのに対し、観測器（アクティブ型センサ）は衝突頻度の時間変動が把握できる。また、デブリの通過あるいは衝突時刻がわかるため、宇宙機の姿勢・軌道情報などと照合することによりダストの軌道が推定できる。但し、アクティブ型センサは、宇宙機の表面検査やダストコレクタと異なり、専用の「電力」を必要とすること、また計測面積を広くとるためには技術的課題が大きい、などの制約がある。これらの詳細については、本項の冒頭に示した文献 i) の3.1.2項(1)と(2)に記したので参照されたい。ここでは計測方法の基礎のみを簡単に紹介する。

(2) 観測器（アクティブ型センサ）

微小デブリの観測器は、メテオロイドの観測を目的として開発されたものが多く、現在までに十種類を越えている。計測方式は、図2に示すように、以下のa. ~c. の3つの型式に大別される。また、各型式の定性的な性能比較例を表2に示す。なお、実際には同じ型式の観測器でも仕様は大きく異なる場合が多く、本表は一応の目安となるものである。



第8図 微小デブリ観測器（アクティブ型センサ）の計測原理
(文献 (10), (11) を基に加筆)

Fig. 8 Concepts of micro-debris detection techniques (10), (11)

図2 観測器（アクティブ型センサ）の計測原理の概要（北澤と上松，1995，などによる）

表2 各型式の定性的な性能比較例（北澤と上松, 1995）

項目	計測方式	デブリの大きさ (計測範囲) 1μ 1cm 1mm 10cm	計測可能項目			信	計	常	機	軽	消	メテオロイドまたはデブリ計測用としての搭載実績
			形	材	速							
型式			状	質	度	向	領	測	測	の	力	
			性	域	性	域	性	域	性	域	域	
非接触型	光学式	-----	○	△	◎	◎	◎	△	○	○	○	Pioneer 10号および11号
	レーダ式	-----	△	△	◎	◎	◎	◎	△	△	△	---
	レーザーレーダ式	-----	△	△	◎	◎	◎	◎	△	△	△	---
衝突型	プラズマ電荷測定式	---	△	○	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	Galileo, Helios 1号および2号, 「ひてん」, その他
	質量分析式	---	△	◎	○	△	△	△	△	△	△	Giotto, Vega
	発光スペクトル式	---	△	○	△	△	△	△	◎	○	◎	Aerobee ロケット
	力積測定式	---	△	△	○	○	△	△	◎	◎	◎	V2号ロケット, その他
	温度測定式	---	△	△	△	△	△	△	◎	◎	◎	---
接触型	クレーター形状測定式	---	△	△	○	○	△	△	△	○	○	---
	貫通孔測定式	---	△	△	◎	◎	◎	◎	△	○	○	---
	空気圧測定式	---	△	△	△	△	○	△	◎	◎	◎	Explorer 6号および16号, Pioneer 10号および11号, その他
	キャパシタ式	---	△	△	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	Apollo 17号, Pioneer 8号および9号, LDEF, Pegasus, MTS*, その他
	太陽電池式	---	△	△	△	○	△	△	◎	◎	◎	Apollo 11号

(注) *: Meteoroid Technology Satellite

1) 非接触型

デブリが計測器に衝突する前または計測器近傍を通過する際に、デブリの太陽光や電波の反射を利用して計測する型式である。本計測方式はリソース的な課題（重量、電力、通信）はあるものの、広い観測領域の確保、観測対象の大きさの範囲の広さにおいて優れている。なお、一時期、ISSの「きぼう」の光通信実験の一環として光学及びレーザーによるデブリ計測が検討されていた。

現在、米国では、U. S. Air ForceがSpace-Based Space Surveillance systemを軌道上に配備し、デブリを含む軌道上物体の軌道上での観測を計画している。この衛星初号機（技術実証機（図3）はノースロップ・グラマン社がDODから同衛星の開発契約を受注、従契約者としてボーイングBoeing と Ball Aerospace チームが 189M\$ で開発から初期オペレーションまでを受注した。この衛星は標準バスとして、Ball Aerospace Commercial

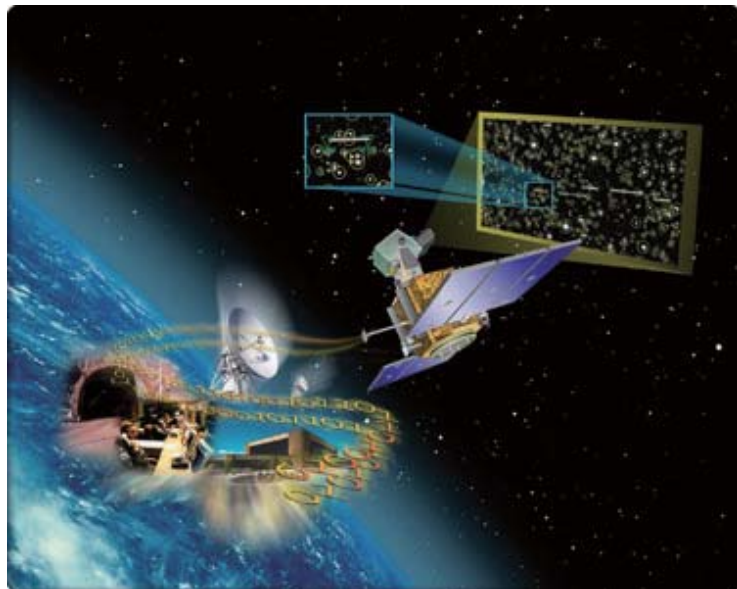


図3 U. S. Air Force の Space-Based Space Surveillance system 技術実証機

Platform (BCP) 2000 を利用し、OSC社のミノタウロス4ロケット（打上げ能力：LEO約1.7t）の初号機により2008年に打上げ予定であった（現在遅延）。2007年1月8日、ボーイング社は、CDR完了を発表した（米空軍及びボーイング社のHPによる）。観測装置の仕様は明確には公表されていないが、デブリ問題が深刻化する現状において、観測領域、観測粒径範囲が広いと予想される軌道上光学観測システムは、メテオロイド&デブリ環境モデルの精度向上のみならず、より大型のデブリの観測・追跡にも極めて有効なシステムと考えられる。

2) 衝突型

微小デブリが計測器に衝突する過程で、デブリのもつ運動エネルギーが他のエネルギー形態（熱、光、電気、振動など）に変換することを利用して計測する型式。一例を図4に示す。

3) 接触型

衝突の結果生じるセンサ自身の物性の変化（衝突によってセル内のガスが漏洩することを検知、太陽電池の電力量の変動、圧電フィルム貫通時の電力変動等）を利用して計測する型式。1980年代頃までのメテオロイドやデブリの軌道上観測には構造が比較的単純な3)が最も多く用いられてきたが、近年では2)が用いられている。日本では2)に分類されるカウンタがメテオロイドの観測用として「ひてん」「のぞみ」に搭載された。



Geostationary Orbit Impact Detector (GORID)
計測面積：0.1 m². (計測エリアの直径は43 cm)

図4 観測器（アクティブ型センサ）の一例
(ESAによる)

4) 捕獲器（「ダストコレクタ」、あるいは「パッシブ型センサ」と呼ばれる）

微小デブリの捕獲器は、デブリの衝突エネルギーを柔軟な物質やフォイルスタックなどによって緩和し、デブリをできるかぎり原形のまま捕獲しようとする型式（捕獲型）と、デブリを衝突させてその際に残る衝突痕（クレーター、貫通孔）や蒸発して周囲に付着する物質を採集する型式（捕集板型）がある。

捕獲器は、観測器と異なって微小デブリの情報を得るためには宇宙から回収

する必要があり、非回収型の宇宙機に適用することはできない。しかしながら、観測器と比べ一般に重量が軽く、電力、制御などが不要であるため、回収型宇宙機への搭載例は多い。

「捕集板型」のコレクタはジェミニ宇宙船やスカイラブ、ミール宇宙ステーション等、数多く用いられている。コレクタとして用いられる「板」は、表面特性や物性があらかじめよくわかっている必要がある。これまでに表面研磨されたアルミニウム板やステンレス板、金板などが用いられている。また、「板」の前に薄いプラスチックフィルムをおき、フィルムを貫通したダストが板に衝突した際に生じるエジェクタをフィルムの裏側で捕獲するようなコレクタも用いられている。

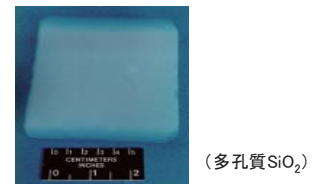
「捕獲型」に用いる衝突エネルギーの緩和材としては、多層膜、低密度の固体物質、気体などの研究がなされている。1980年代には多層膜を用いたコレクタ（「キャプチャーセル」型）が多くもちいられたが、90年代に入ってから、スペースシャトルや EuReCa 等で、低密度の固体物質を用いたコレクタを搭載する例が増えてきた。フライト実績のある低密度物質の例としては、マイクロポアフォームがあるが、近年ではシリカエアロジェルが多く用いられてきており、JPLなどが研究開発を行ってきている。なお、シリカエアロジェルは、米国 NASA の「STARDUST」ミッションにおいて、彗星塵の捕獲にも用いられた。

シリカエアロジェルは、1)非常に低密度（通常 10^{-2}g/cm^3 のオーダー）な為、非破壊捕集に効果的、2)透明な為、シリカエアロジェル中のダストの有無の確認が容易、3)温度に対し安定で宇宙環境での使用に好適等の特徴がある。



ESEM Dust Collectors on STS-85

図5 MFD/ESEMに搭載された NASADA(現:JAXA)のダストコレクタ



シリカエアロジェルの特徴

- 低密度(～0.03 g/cm³)
 - ➡ ダストの非破壊捕獲に効果的
- 透明
 - ➡ 捕獲したダストや衝突孔の確認が容易
- 宇宙環境に対し安定
 - ➡ 曝露実験に好適
- 衝突孔の形状と衝突パラメータとの間に相関々係
 - ➡ 衝突孔の形状からダストの衝突パラメータの推定が可能 (kitazawa *et al.*, 1999の超高速衝突実験の結果に基づく)

日本においても1997年にスペースシャトルにシリカエアロジェルを用いたMFD/ESEMダストコレクタ（図5）が搭載されてフライト実証試験を行い、その結果を元に国際宇宙ステーション搭載用ダストコレクタが設計・製造された。このダストコレクタは、MPACと呼ばれ、メテオロイド&デブリの捕獲材として、シリカエアロジェル、ポリイミドフォーム、アルミニウム板の3種類から構成され、2001年～2005年に国際宇宙ステーション(ISS)のロシアサービスモジュールに3式が搭載された（図6）。このダストコレクタは各々約1年間、2年間、4年間、宇宙空間に曝露され、全て無事地球に回収された（Kimoto and Yamanaka, 2009, 北澤ほか, 2007, 等）。このミッションは、ISS初のメテオロイド&デブリ計測ミッションであるとともに、同一機器で曝露期間を変えての計測は世界初である。特にシリカエアロジェルには多くのメテオロイド&デブリが捕獲されており、貴重な曝露試料となっている。

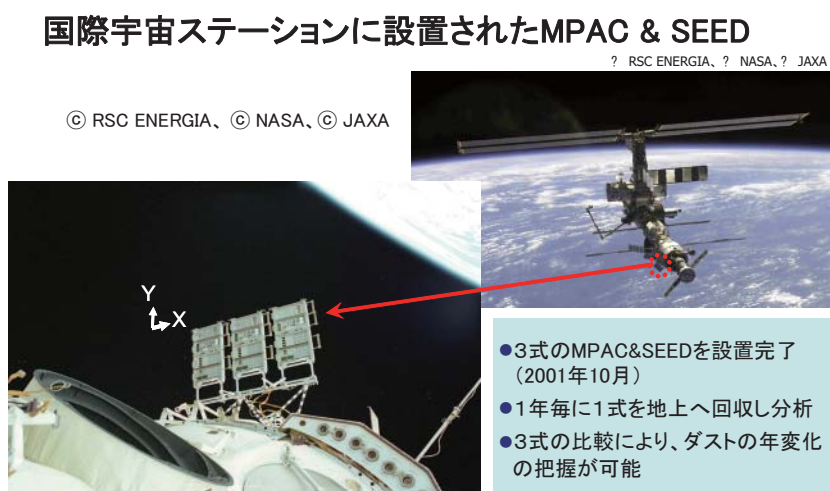


図6 2001年～2005年に国際宇宙ステーション(ISS)に3式が搭載されたMPAC&SEED (Kimoto and Yamanaka, 2009, 北澤ほか, 2007, 等)

5) 発展型 (ハイブリッド型)

「アクティブ型」と「ダストコレクタ」とを組み合わせ、観測（計測）と同時にダスト捕獲を行う方式である。EuReCaでは、時間とともにダストコレクタ前面に設置したフォイルが横に移動し、フォイルの穴と衝突痕との位置関係を調べることから、衝突時刻の同定が行えるコレクタのフライトも試みられた。その他、最近では、ピエゾセンサ（振動センサ）とダストコレクタとを組み合わせた形式（例えば、McDonnell, et al., 2000）や、PMT（光電増倍管：メテオロイド&デブリの衝突発光を計測）とダストコレクタとを組み合わせた方式（例えば、Yano and Kitazawa, 1998）など、多くの方式が提案ならびに研究開発されているが、現在までのところはフライト機会がない。スペースシャトル退役に伴う回収リソースの問題はあるが、ISSで大規模な曝露実験環境（「きぼう」

船外実験プラットフォーム) を有する日本は、ハイブリッド型の搭載に最適な宇宙機の一つであると言える。

2 最近のダスト計測技術の研究開発の動向と問題点

回収型宇宙機の表面検査については、スペースシャトルやハubble宇宙望遠鏡の太陽電池パドルを用いて、ほぼコンスタントにすすめられてはいるが、限られた軌道高度、限られた曝露期間のデータしか求めることができない。また、原理的にリアルタイムでの計測は不可能である。

「捕獲器 (ダストコレクタ)」は、メテオロイド&デブリの組成情報を得ることができるため、メテオロイド&デブリ発生源の特定等に極めて有効であるが、宇宙空間から回収の必要があるため、回収リソース (回収機や EVA 作業等) の確保がミッション実施の難点になっている。特にスペース・シャトルの退役に伴い、宇宙空間での実験の実施機会の確保が困難になっていくと予想される。そのため米国が ISS でメテオロイド&デブリ捕獲実験を計画した LAD-C (Large Area Debris Collector: 図 7) は 2007 年にキャンセルされた。

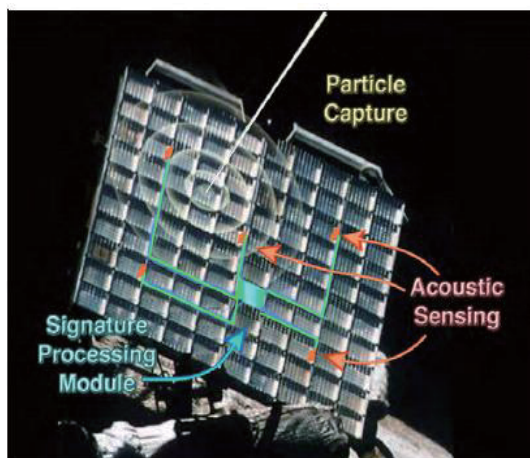


Figure 1. PINDROP system concept shown on conventional aerogel particle-capture array.

DOD/NASAのISSでの「ハイブリッド」
ダスト計測

- ・エアロジェル (パッシブ) とピエゾセンサを組合わせたダストコレクタをISSへ搭載予定
(ダスト捕獲時刻/場所を同定可能)
- ・曝露面積: 10m²
- ・2007年8月打上げ予定
(2006年PDR、2007年初頭CDR)

図 7 米国でキャンセルされた LAD-C (Large Area Debris Collector) 計画 (R. CORSARO, *et al.*, 2004 による。)

現状で、地球周回軌道でのメテオロイド&デブリ捕獲実験が実施されているのは、「きぼう」船外実験プラットフォームに搭載予定の JEM/MPAC (図 8) のみである。JEM/MPAC は前節で紹介した ISS のロシアサービスモジュール搭載 MPAC に較べて曝露面積は小さく、また 1 式の曝露であるが、「きぼう」船外実験プラットフォームの進行方向面に取り付けられるため、遮蔽やコンタミネーシ

ョンの影響が少ないデータが得られるとともに、「きぼう」へのメテオロイド&デブリ等の影響評価に資するデータが得られると考えられる。

観測器（アクティブ型センサ）は、搭載計画が増加している。レーダーや光学望遠鏡のような大型なシステムを除き、原理的にシンプルであること、センサを構成する各種部品の軽量化、低消費電力化が進んでいることから、小型衛星等を中心に搭載（あるいは提案）が増加の方向にある。最近開発されたセンサの例を図9に示す。このほかにも、メテオロイドの計測を目的としたDuneXpressミッションへの搭載を目指してドイツ、スイス、米国、イギリス、イタリアなどが数種類のセンサの開発研究を行っている（Grün and Srama, 2007）。

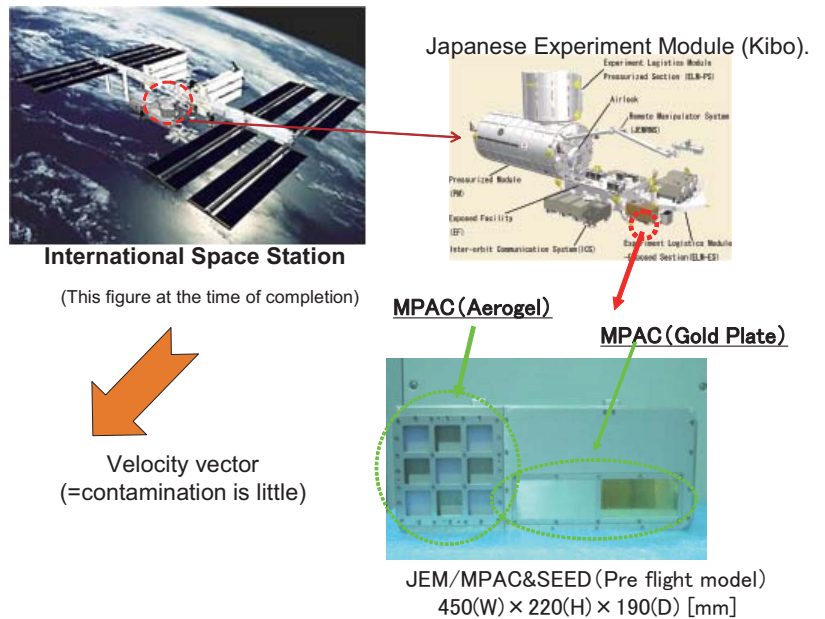


図8 「きぼう」船外実験プラットフォームに搭載予定の JEM/MPAC (& SEED) (Kitazawa *et al.*, 2008)

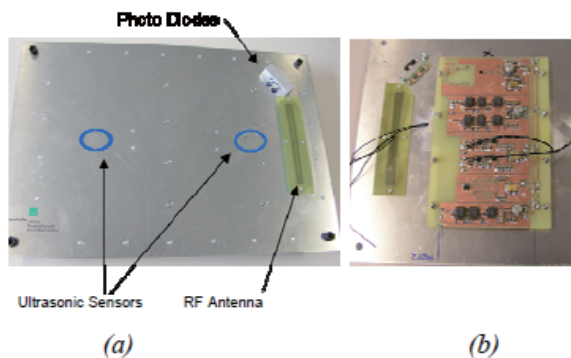


Figure 1. Photo of MDD (a) top side of target plate with Photo diode and antenna assemblies (b) rear side of detector plate with electronics

図9 最近開発されたセンサの一例 (Spencer *et al.*, 2005)

長さ 360 mm × 幅 250 mm、厚さ 2 mm のアルミニウム板に以下の 3 種類のセンサが取付けてある。

- a) 超音波トランスデューサー: アルミニウム板に衝突したメテオロイド&デブリの音響振動を計測
- b) 2 個のフォトダイオードを置き、メテオロイド&デブリ衝突時のインパクトフラッシュ光を計測
- c) Radio-Frequency (RF) アンテナによりメテオロイド&デブリ衝突時の電磁波 (Electro-Magnetic : EM) 放射を検知

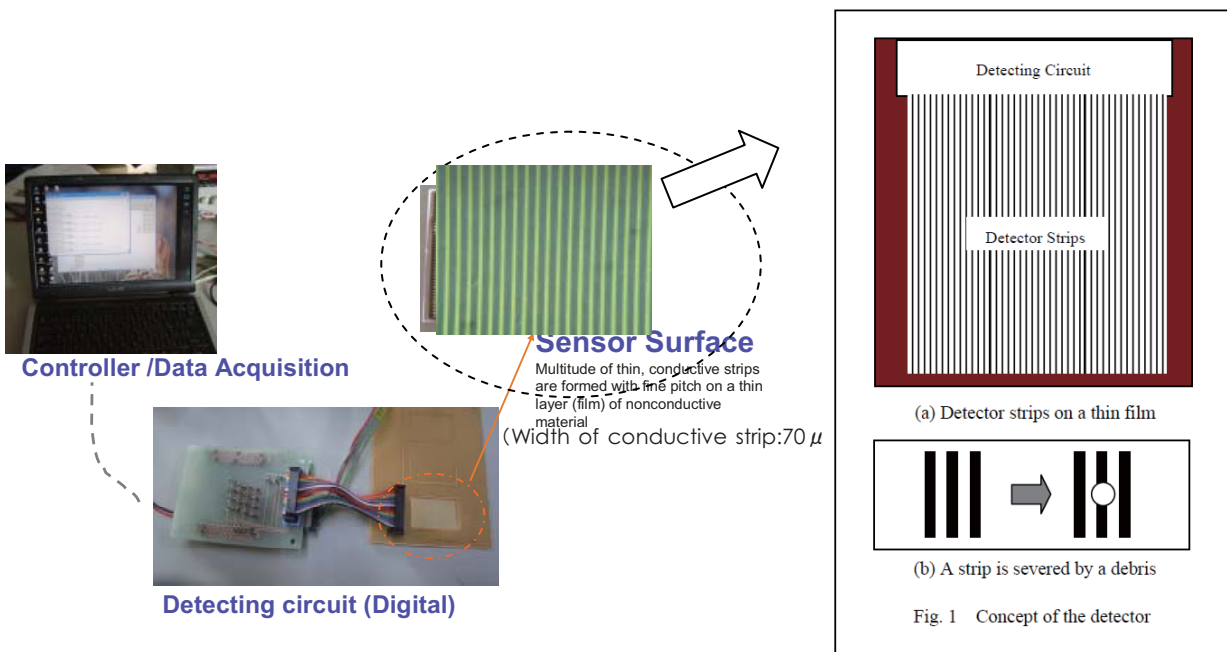
観測器（アクティブ型センサ）は、レーダーや光学望遠鏡のような大型なシステムを除き、どの方式も面積を大きく取ることが技術面・搭載面の両面から極めて困難である。そのため特にデータの少ない、すなわちデブリ環境モデルの誤差が大きい、大きさ $100\mu\text{m}$ ～数mm程度の大きさのデブリをモニターし、デブリのリスク評価の精度を向上させることは困難である。

3 JAXA の研究開発の動向

現在 JAXA では、九州の小型衛星の研究開発企業である（有）QPS 研究所とともに、特にデータの少ない（＝デブリ環境モデルの誤差が大きい）大きさ $100\mu\text{m}$ ～数mm程度の大きさのデブリをモニターし、デブリ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 方式センサ)の基礎検討を行っている。本節ではその概要を紹介する。

(1) 基本原理

ポリイミドなどを材質とする絶縁性薄膜（例えば、厚さ 10 ミクロン程度）上に、エッチングなどの技法により、ピッチ（空間周期）100 ミクロン以下の直線状の細長い導線（以後、検出線と呼ぶ）のパターンを印刷する（図 9 参照）。



桜井(2008)と Matsumoto *et al.*, (2009)を改変

図 9 QPS 方式センサの基本原理

例えば、検出線のピッチが 100 ミクロンの場合、100 ミクロン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。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、メテオロイド&デブリの衝突を検知するのが、本検出装置の原理である。

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」

を行うことに在る。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。

この原理により、いつ、どの程度の大きさのメテオロイド&デブリが衝突したことが把握できる。

(2) 特徴

Mastumoto *et al* (2009) は本センサの特徴として、以下をあげている。

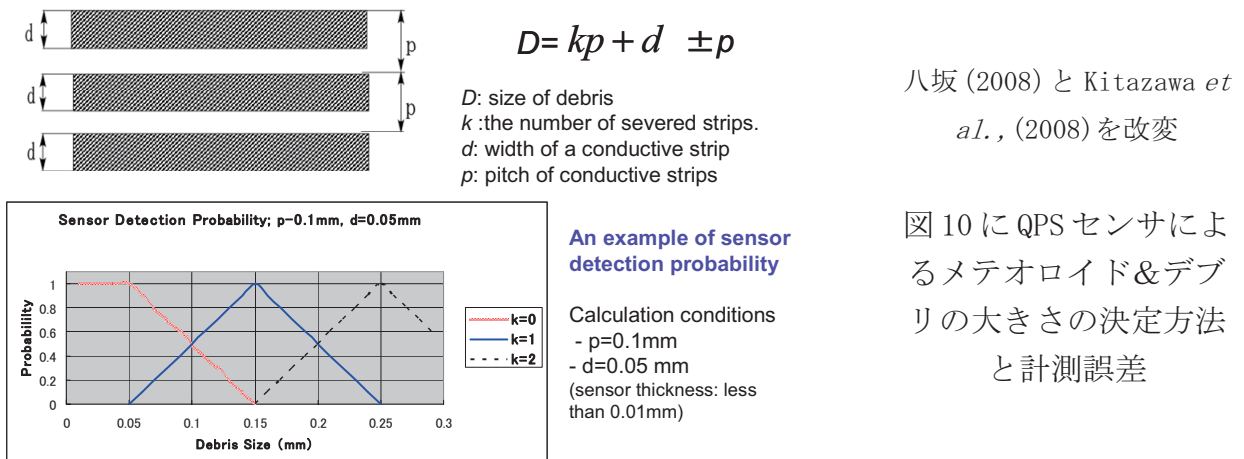
1) 単純な構造

薄膜に導線をエッチングし、その破断を検出するのみであり、複雑な機構や回路が不要である。

2) 高い計測信頼性

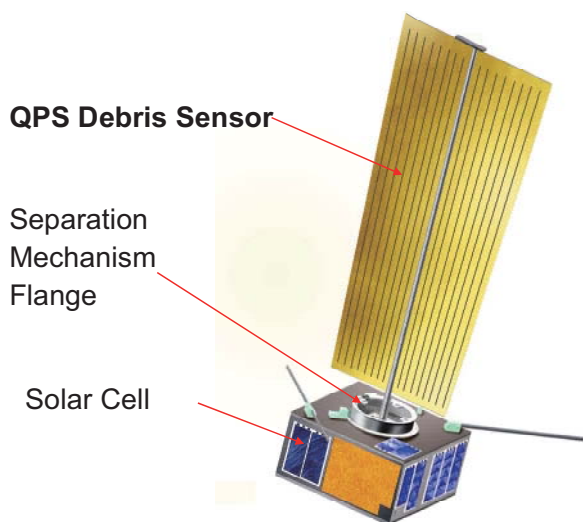
Niesh *et al.* (1997)や Hörz などの研究により、薄膜に超高速度で粒子が衝突した場合、粒子/膜厚が 10 以上の場合は、膜にあいた孔の径は粒径とほぼ等しいことが知られている。従って、十分に薄い膜厚でセンサを作成すれば、メテオロイド&デブリの大きさの計測誤差は、導線のピッチ幅のみで決められる。

図 10 に QPS センサによるメテオロイド&デブリの大きさの決定方法と計測誤差を示す。



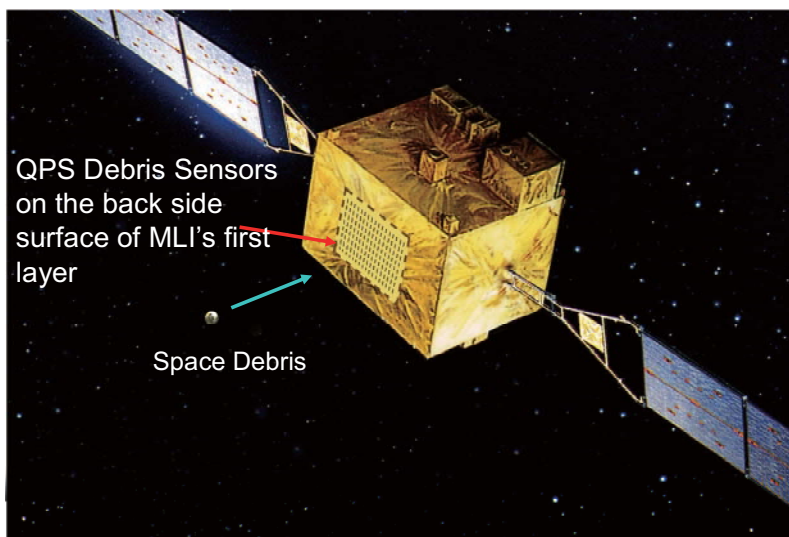
3) 種々のコンフィギュレーションにフレキシブルに対応可能

本方式は、衛星の外部表面設置、ないし展開した平面に設置する専用のセンサとして用いることができることはもちろん、太陽電池の裏面、MLI の最外層など、平面形状の任意の場所に併設することも可能である。図 11 に小型衛星への QPS センサ搭載例の概念図を、図 12 に MLI の一部を利用した搭載例の概念図を示す。



オリジナルイメージは (有) QPS 研究所による。(Kitazawa *et al.*, (2008))

図 11 小型衛星 (Q-SAT) への QPS センサ搭載例の概念



オリジナルイメージは (有) QPS 研究所による。(Kitazawa *et al.*, (2008))

図 12 MLI の一部を利用した QPS センサ搭載例の概念

4) 少ない較正試験

通常のアクティブ型では、メテオロイド&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) に変化し、その物理現象を計測する。そのため、センサに生じる現象と衝突パラメーター (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（パラメーター・サーベイ）が必要であるが、本センサでは、機能検証試験レベルのみで十分である。

5) センサの有効計測面積が把握可能である。

切断された検出選は使用不可能となるが、逆に、正確に有効面積の変化を把握することができる。

6) 低電力、低質量

例えば、検出面積を1平方メートルとしたとき、質量は200g程度、電力は1W程度と想定される。

(3) 計測計画検討

メテオロイド&デブリの計測結果からフラックスを求めるためには、最低どの程度の計測が必要か、ポアソン分布にデブリの衝突は、一定時間内にある頻度で生じる現象である。このような現象の発生頻度を表すにはポアソン分布が適している（Yasaka,2003による）。八坂（2008）はこの前提に基づき、衝突検出数と、フラックスの推定の信頼度を算定した。図13に結果を示す。

10個以上の衝突の計測が為されたときには、フラックスの推定値は50%程度の誤差にかぎられる。例えば、高度700km、傾斜角100度で計測を行った場合、粒径100 μ mについては計測面積：0.1m²、計測期間：1年間、1mmについては、計測面積：1m²、計測期間：3年間で、ORDREM2000の信頼性については十分検証できることがわかる。

Reliability for Evaluation of Flux Value

$$q = n/At$$

(q : impact flux, A : sensor area, t : measurement duration time, n : impact number)

Since debris impacts follow **Poisson distribution**, the flux can be statistically calculated with arbitrary reliability. Rate of Probability Span was estimated based on T. Yasaka 2003. ("Space Debris Protection: A Standard Procedure in Future?" Acta Astronautica, 53 (2003), pp. 527-531.)

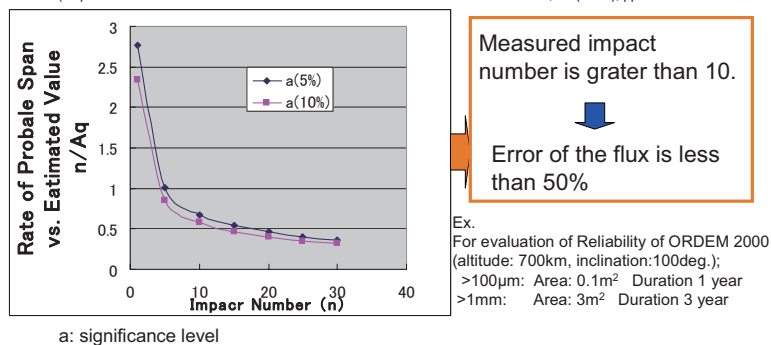


図13 衝突検出数とフラックスの推定の信頼度

4. まとめ

以下、軌道上計測に関連する分野の現状と問題点・技術レベルをまとめる。

1) 問題点

- i) 不確定な要素の多い宇宙環境モデル（「メテオロイド&デブリ」モデル）をもとに宇宙機を設計・製造している。
- ii) 上記の「宇宙環境モデル」も欧米（露）が作成した「モデル」をブラックボックス的に利用。また設計に利用する「宇宙環境モデル」改善への貢献は少ない。
- iii) 自国の衛星を設計・リスク評価をする上で、少なくとも欧米露の宇宙環境モデルの妥当性を「自国」で評価できる必要があるが、そのためのデータ取得計画も不十分。
- iv) 日本でメテオロイド&デブリの軌道上計測を行う上では以下の課題がある。
 - ・継続的計測計画の確立
 - ・宇宙から「回収」した曝露実験機器の検査・解析施設／衝突痕データベース & キュレーション体制の構築

2) 技術レベル

日本はメテオロイド&デブリの軌道上計測に関する技術を有しており、搭載機会とデータ分析のリソースが確保できれば、十分な成果はあげられる。特にQPS方式による計測が実現できれば、現在最も不明確（かつ宇宙機への影響が懸念される）100 μ m から数 mm のメテオロイド&デブリのリアルタイム計測が可能になると考えられる。