

特集 「新世紀の宇宙塵研究」

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・捕集大橋英雄¹、北澤幸人²、矢野創³

1. アクティブ計測対パッシヴ捕集

すでに向井の項で述べられたように、宇宙空間でのメテオロイド及びスペースデブリ(以下M&D. 但し地球を離れるとメテオロイドしか衝突しなくなるので、単に「ダスト」と総称することに注意)の「その場」測定には大別して二種類の手段がある。惑星探査機や地球周回衛星に衝突する微粒子の種々な物理量を計測する能動的(アクティブ)な手段と、衝突物をなるべく破壊せずに捕獲してスペースシャトルなどで地球に持ち帰り(これを「サンプルリターン」と呼ぶ)、実験室で分析する受動的(パッシヴ)な手段である。双方の機器開発には地上での超高速衝突の較正実験が必要であり、ま

た捕集後の分析には物質科学の知識は不可欠だが、それらの詳細は本号の門野らの項と「地球化学」の宇宙塵研究特集号に譲る。本稿では、M&Dのアクティブ計測とパッシヴ捕集について、それぞれの歴史、原理、主な成果、そして今後の展望についてまとめる。

2. アクティブ計測器

2.1 世界のM&D直接計測とその原理

宇宙機とM&Dの超高速衝突が引き起こす様々な現象を利用して、微粒子の物性や運動に関する量が計測できる。図1に衝突までの各段階に分けて直接計測の原理をまとめる[1]。これらを利用したメテオロイドの直接測定は、40年前の宇宙時代の幕

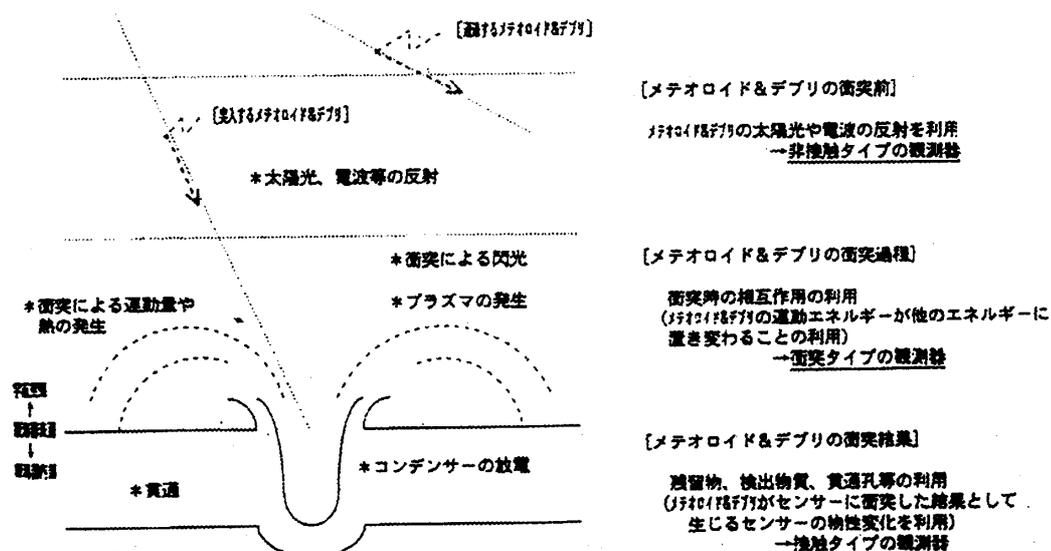


図1. M&Dの衝突までの各段階における検出原理([1][2]より改変).

¹東京水産大学, ²石川島播磨重工, ³宇宙科学研究所惑星研究室

開けと同時に開始された。1970年代までの探査機による測定については向井の項で述べられた通りである。表1はそれらを計測原理毎にまとめて各々の特徴を定性的に評価したものである[2]。

2.2 1980年代以降の惑星探査ミッションでのダスト計測

次に諸外国での1980年代以降のダスト検出器と将来の計画を見てみよう(図2)。

(1) ジオット，ベガI，II

ESAのジオット(Giotto) 探査機は1986年3月にハレー彗星に600 km弱まで接近し，彗星核の撮影を含む様々な科学実験を行った。ジオットには光散乱測定やアコースティックセンサーなど様々な原理を使った彗星塵の検出器が複数搭載された。また彗星との相対速度が70 km/s程度と極めて速いため，PIA(Particulate Impact Analyzer)と呼ばれる衝突電離プラズマを利用した飛行時間(Time-Of-Flight，以下TOF)型質量分析器も搭載された(図3)[3]。その質量分解能は $m/dm \geq 150$ であった。ハ

表1. アクティブ計測器各種の性能比較([2]より改変)。

項目	計測方式	アプリの大きさ (計測範囲)		計測可能項目				信	計	常	機	軽	消費電力の削減	メテオロイドまたはアプリ計測用としての搭載実績
		1μ	1cm	形	材	速	方							
型式		1mm	10cm	状	質	度	向	性	域	性	純	化		
非接触型	光学式	-----	-----	○	△	●	●	●	●	△	○	○	○	Pioneer 10号および11号
	レーザ式	-----	-----	△	△	●	●	●	●	△	△	△	△	---
	レーザレーザ式	-----	-----	△	△	●	●	●	●	△	△	△	△	---
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

レー彗星に8000~9000 kmまで近づいた旧ソ連のベガ(Vega)1, 2号にもPIAと似た構造のダスト分析器(PUMA)が搭載された。PIAとPUMAによる成果はすでに向井の項でまとめられた通りである[4, 5]。

(2) ガリレオ

現在木星とその衛星を探索しているNASAのガリレオ(Galileo)探査機は，1989年10月に打ち上げられた。1996年12月に木星に到達する途中で，小惑星帯でガスプラおよびイダとその衛星ダクティルに接近した。ガリレオには衝突微粒子の質量，衝突速度，電荷，衝突方向を測定するダスト検出器

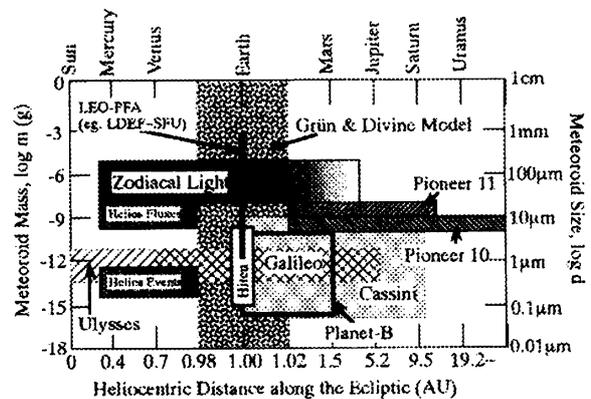


図2. 惑星間空間におけるこれまでのダストの計測範囲。

(DDS : Dust Detector System)が搭載されている [6]. この「反射望遠鏡」タイプの衝突電離型ダスト検出器はドイツ・ハイデルベルグのE. Grünらのグループによって開発され、過去10年間の惑星探査機用ダスト検出器の「標準モデル」となっている. 1996年末からはDDSのスペアがロシアのゴリッド(Gorid)衛星に搭載され、世界初の地球静止軌道上のM&D計測も開始された[7].

最も有名な成果である星間塵の検出以外にもDDSは、2回の衛星ガニメデへの最接近で、以下の3種類のメテオロイドのグループを同定した[8]. (a)木星磁場の強い変動を受けた軌道を持つサブミクロンの微粒子. (b)ガニメデの方向から集中して衝突する微粒子. これは衛星表面に衝突したメテオロイドによる放出イジェクタと考えられる. (c)木星半径の20倍以内で木星に捕らえられたミクロンサイズの微粒子.

(3) ユリシーズ

NASAとESAの合同ミッションである太陽観測衛星ユリシーズ(Ulysses)は、1990年10月に打ち上げられた. 翌年2月に木星の重力支援によって黄道

面を大きく離れ、1994年9月に太陽の南極上に、1995年9月に北極上にそれぞれ達した. 木星へ1 AU以内まで近づいた時、ユリシーズのダスト検出器(ガリレオDDSと同型)は木星方向から数時間から2日程度継続してやって来るサブミクロンの微粒子の流れを記録した[9]. また木星付近及び内惑星領域のハロー部で検出された星間塵の詳細については、既に佐々木らの項で述べられている.

(4) カッシーニ

NASAとESAの共同ミッションとして1997年秋に打ち上げられた土星とその衛星タイタンを探査するカッシーニ/ホイヘンスでは、先の反射望遠鏡型ダスト検出器の標的中央部をTOF型質量分析器に改良してある(図4). 質量分解能は20~40であり、惑星間塵と星間塵の区別、土星の輪での微粒子のサイズ分布、「カッシーニのすき間」(F環とG環の間)の研究、輪を構成する物質の化学組成、氷衛星と輪の相互作用などを調べる[10].

さらに面積50cm²で厚さ28μmと面積10cm²で厚さ6μmのPVDF (Polyvinylidene Fluoride)フィルム二枚の脱分極を利用した衝突フラックスの連続計

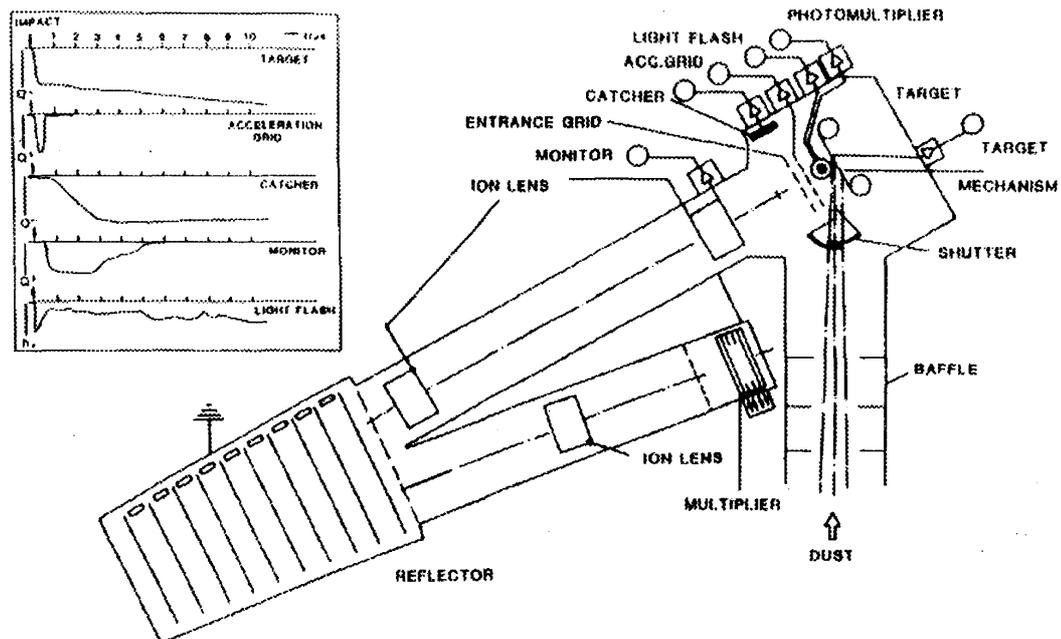


図3. ジョット探査機のPIAダスト分析器の概略[3].

測器も搭載している。

(5) ロゼッタ

ロゼッタ(Rosetta)はESAの最新惑星探査ミッションで、現在のミッションシナリオによると運用は以下のものである[11]。探査機は2003年に打ち上げられ、重力支援のために火星と地球へフライバイを繰り返し、その間に小惑星帯のミミストロベル(Mimistrobell)とロダリ(Rodari)へ接近する。2011年8月頃に3.25 AU辺りでウィルタネン(Wirtanen)彗星とランデブーし、約一年後に彗星核を焦点とする極軌道に投入される。その後ローランド(RoLand)着陸機が放出され、彗星核表面の物理量や組成を調べる。さらに一年かけて彗星核と共に約1AUの近日点まで近づき、コマの形成などの彗星表面の変化をその場観測し続ける。なお、ランデブー後の彗星核との相対速度が極めて遅いため、「浮遊」してくる彗星塵は衝突電離しない。そこでダスト検出器には、粒子が複数の光学カーテンを通過して光を遮断する際の信号を検出する方式が検討されている。

(6) スターダスト

NASAが1999年2月に打ち上げるスターダスト(Stardust)探査機は、その名の通り宇宙塵研究を中心に据えたミッションである(図5)[12]。ワイルド第二(Wild-2)彗星に相対速度6 km/sほどで接近し、ジオットのPIAタイプのダスト分析器によって衝突する彗星塵の組成を調べる。また後述のエアロジェルを備えたカプセルによって、非破壊で捕集した彗星塵と星間塵の衝突残留物を2006年に地球へ持ち帰る。

2.3 日本の惑星探査ミッションでのダスト計測

次に日本でのダスト分析器の成果と、将来ミッションにおける研究開発の現状について見てみよう。

(1) ひてん

1990年1月に月の周回軌道へ打上げられたISASのひてん(MUSES-A)衛星にはダスト検出器としてMDC(Munich Dust Counter)が搭載された[13]。この検出器はドイツ・ミュンヘン工科大学のE. Igenbergsらのチームが設計・製作・校正実験を担

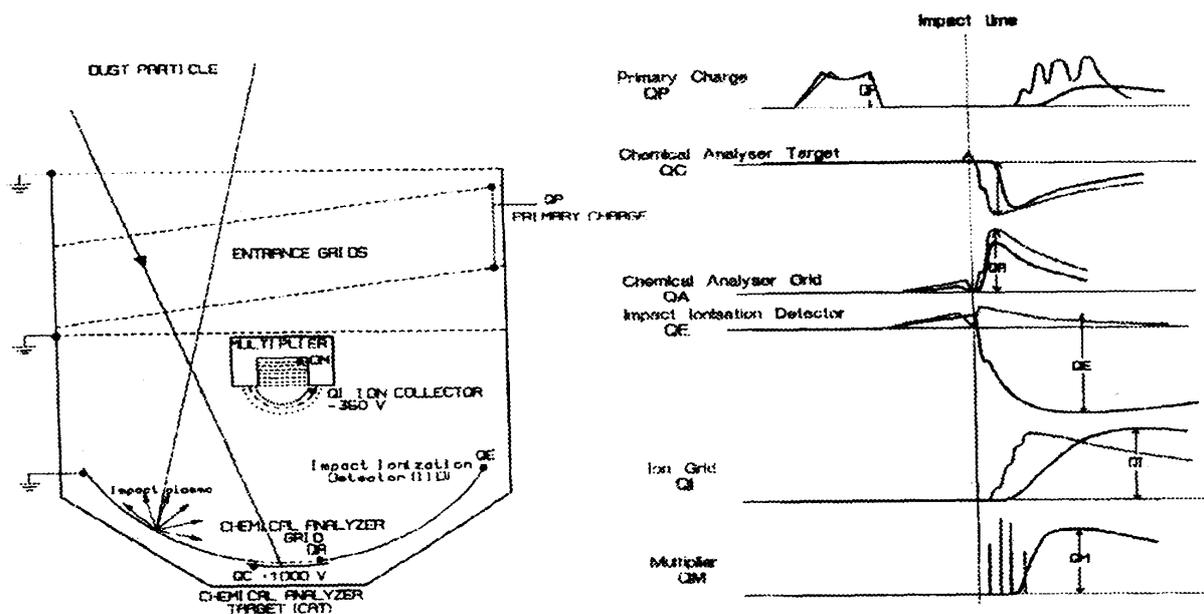


図4. カッシーニ探査機のCDAダスト分析器の概略と計測原理[10].

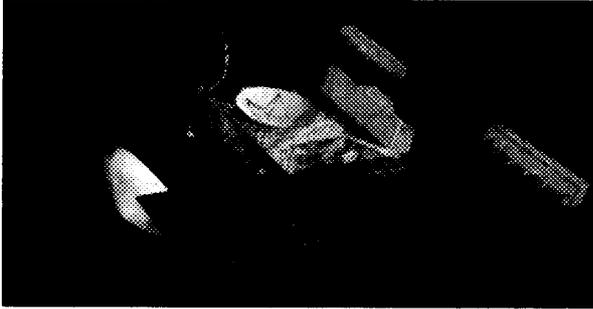


図5. スターダスト探査機. PIA型のダスト分析器を備え、帰還カプセルの「Sample Collector」にはエアロジェルが用いられている [12].

当し、日本側の寄与は衛星運用と、ISASとのインターフェイスのみであった。

MDCは同じ衝突電離型のダスト検出器でもハイデルベルグの反射望遠鏡タイプとはかなり構造が異なる。まず $105 \times 110 \times 160 \text{ mm}^3$ の直方体構造で、センサー部の有効面積はほぼ 100 cm^2 、重さは 600 g という極端な小型軽量が特徴である(図6)。検出器の底面に張り付けた $50 \mu\text{m}$ 厚の金箔(ターゲット)に超高速衝突した微粒子から発生するプラズマ雲を電場で分離し、正負の電極に電子とイオンを分けて集める。両電極には $5 \times 10^{-15} \text{ C} \sim 5 \times 10^{-11} \text{ C}$ 程度の感度を持つ荷電有感型増幅器(CSA: Charge Sensitive Amplifier)がつながれており、その出力(電荷量)は8bit D/A(デジタル/アナログ)変換され

て時間情報と共にトランジェントレコーダに蓄えられる。入射粒子の速度(V)・質量(M)と、CSA出力パルスの立上がり時間(t)・最大値(Q_{max})との間には次の関係のあることが実験的に知られている [14].

$$\pm t = C_1 V^n \quad (1)$$

$$\pm Q/M = C_2 V^\beta \quad (2)$$

パラメーター C_1 , η , C_2 , β は検出器固有の値を持つため、超高速衝突実験により決定される。 $1 \mu\text{m}$ 程度の微粒子を秒速数 km から数十 km で飛ばすためには、原子核実験に使われるヴァンデグラーフ型静電加速器のイオン源を微粒子帯電用に改造したものが有効である。詳細については門野らの項を参照されたい。

さて、1994年4月に月面に落下するまでに得られたMDCの成果は以下のようなものである。(a)地球近傍でのメテオロイドの飛来方向の分布から、順行 β メテオロイドが逆行より多いことを示した。(b)地球と月のラグランジュ点付近を通過した際にも微粒子の顕著な増加は見られなかった。但し同点付近ではメテオロイドの衝突速度が遅くなり、衝突電離が十分に起きなかった可能性も否定できない。(c) 70 km/s を越える超高速の微粒子も10例ほど検出した。粒子の飛来方向は太陽や探査機の進行方向

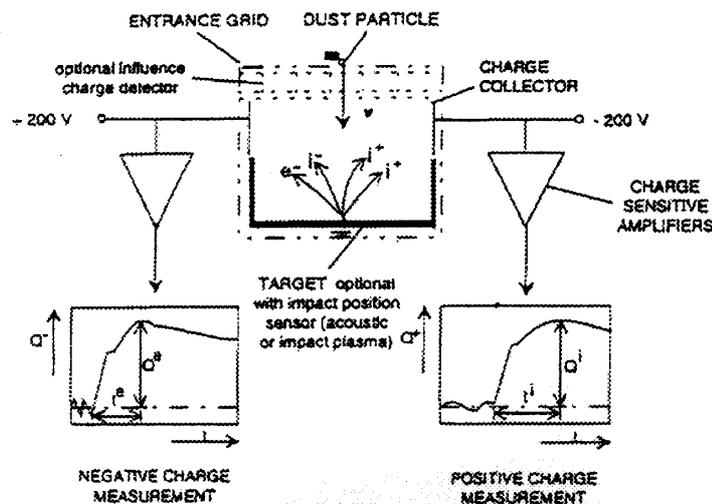


図6. MDCシステムの計測原理[13].

と関連がなく，星間塵の可能性が示唆されている [15].

なお，このMDCをコピーした検出器を搭載した BREMSATが1994年2月に地球低軌道に投入されたが [16]，そのデータはまだ公表されていない。

(2) Planet-B

1998年7月にISASが火星へ向けて打ち上げる Planet-B探査機には，MDCの改良型が搭載される [17](ただし今度のMDCは「Mars」Dust Counterで

表2. 1980年～1996年の回収型人工衛星の飛行後検査概要([25]より改変).

ある). 今回はE. Igenbergsと並んで東大理学部の 佐々木晶氏が主席研究者として参加し，大橋もハードウェア・データ解析担当者として較正実験を行うなど，日本の研究者も積極的に機器開発の経験を積んでいる。

火星への移行軌道へ投入されるまでの5ヶ月間ではひてんによる地球・月近傍での微粒子測定を継承し，MDC自身の較正を行う。続く火星に到達するまでの10ヶ月間は，ガリレオ，ユリシーズ，カッシーニに続いて，地球から火星までの惑星間空

回収型人工衛星	SMM (NASA)	LDEF (NASA)	EuReCa (ESA)	HST-SCA (NASA/ESA)	SFU (ISAS/NASA/USEF)
軌道上での様子 (提供：NASA)					
軌道放出日	1980.02.14	1984.04.07	1992.08.02	1990.04.24	1995.03.18
軌道回収日	1984.04.10	1990.01.12	1993.06.24	1993.12.06	1996.01.13
曝露中央日	1982.03.14	1987.02.24	1993.01.12	1992.02.28	1995.08.15
曝露時期* (年)	-4.95	0	+5.88	+5.01	+8.47
総曝露期間 (年)	4.15	5.78	0.89	3.62	0.82
(秒)	131 × 10 ⁶	182 × 10 ⁶	28.2 × 10 ⁶	114 × 10 ⁶	26.0 × 10 ⁶
飛行後検査された主な表面材	・マイラーMLI ・カプトン放熱ルーバ	・アルミ合金 ・テフロンMLI ・各種実験装置 (衝突板・薄膜・MOS等)	・SCA [§] ・βクロスMLI ・塗料付アルミ ・各種実験装置 (薄膜,エアロジェル等)	・SCA [§]	・カプトンMLI ・テフロンSSM ・塗料付アルミ
調査面積 [§] (m ²)	2.84	80.7	105.4	47.1	~20
放出高度(km)	570	477	426	614	330
回収高度(km)	500	326 x 335	476	594	324
運用高度 (km)	560	458	502	610	480
軌道傾斜角 (度)	28.5	28.5	28.5	28.5	28.5
姿勢制御方式	太陽指向	地球重力指向	太陽指向	太陽指向*	太陽指向**
主な参考文献	Warren, <i>et al.</i> (1989) [19]	See, <i>et al.</i> (1990) [20]	Unispace Kent, <i>et al.</i> (1994) [21]	SAS, <i>et al.</i> (1995) [22]	Kurki, <i>et al.</i> (1997) [23]

注： # = LDEFの曝露中央日を基準とした時。

§ = 太陽電池パネル。

§ = 飛行後調査の実施が判明している面積のみ。全体の曝露面積はさらに大きい。

* = SCAのみが太陽指向。鏡筒は観測に応じて2軸回転する。

** = 最初の1ヶ月間のIRTS(赤外線望遠鏡)観測期間を除く。

#: LDEFの曝露中央日を基準とした時。§: 太陽電池パネル。§: 飛行後調査の実施が判明している面積のみ。全体の曝露面積はさらに大きい。*: SCAのみが太陽指向。鏡筒は観測に応じて2軸回転する。**: 最初の1ヶ月間のIRTS(赤外線望遠鏡)観測期間を除く。

間での微粒子分布に関するデータを補強する。火星到着後には、佐々木らの項でも述べられたように、火星周辺のダストリングの検出が期待されている[18].

3. 回収衛星の飛行後検査とパッシブ捕集器

地球近傍の微小なメテオロイドや数cm未満のデブリは地上観測では追跡できない。そこで1980年代からはスペースシャトルを使って、M&D計測のために設計されなかった衛星部品でも地球に持ち帰って表面の衝突痕を測定することにより、地球近傍の微粒子環境を統計的に調査できるようになった。これを「飛行後検査(Post Flight Analysis, 以下PFA)」と言う。

一方、「ダスト捕集器」とはM&D(あるいはその断片や衝突痕)を捕獲し、地上へのサンプルリターンのために設計された機器である。大別すると、M&Dを金属板等に衝突させて、衝突痕や周囲に付着する残留物を採取する方式(衝突板型)と、衝突エネルギーを柔軟な物質や薄膜によって緩和し、衝突物をできるだけ非破壊で捕獲する方式(捕集セル型)の二種類がある [2].

3.1 飛行後検査

(1) M&D積分フラックスの計測

微粒子の衝突個数は曝露面積と曝露時間の積に比例するので、大面積を持つ長期間のミッションほどM&D計測に適している。通常の人工衛星では、表面積の大部分(数十m²から100m²以上に及ぶ)を太陽電池、多層断熱材、アルミ構体らの均質で平らな部品が占めている。いわば衛星全体が巨大な「衝突板型ダスト捕集器」になっている。そのため過去15年間ほぼ間断なく、宇宙機が地球に回収される毎にPFAが実施され、M&Dの組成や各年

代の衝突フラックス、衝突の被害等のデータが蓄積されてきた(表2)[19, 20, 21, 22, 23].

惑星間空間でのダスト計測と地球周回衛星のPFAの違いは、後者にかかるデブリの存在と衝突フラックスの様々な変化要因である(図7)。これらを考慮しなくては、実際の地球近傍でのM&D分布の全体像は描けない。これをまとめると式3のようになる [24]。ここで $\Phi_{M\&D}(F_{max})$ がアルミ1100-0合金が超高速衝突によって貫通しはじめる時の最大の厚さ(F_{max} 値)の関数としての回収衛星上の衝突フラックスであるとき、 f_{\oplus} は地球近傍でのM&Dのフラックス、 $f_{ip}(1)$ は地球がない仮想的な1AUでのメテオロイドのフラックス、 $f_{sd}(LEO)$ は地球低軌道上でデブリが発生した直後のフラックスである。各補正項の定義は表3にまとめた。

$$\begin{aligned} \Phi_{M\&D}(F_{max}) &= Q_{ss} Q_{fd} Q_{vs} Q_{mc} f_{\oplus} \\ &= \{ Q_{ad} Q_{ge} Q_{es} Q_{ss} Q_{fd} Q_{vs} Q_{mc} \} \times \{ f_{ip}(1) + f_{sd}(LEO) \} \end{aligned} \quad (3)$$

(2) LDEF~EuReCa~HST

衝突痕のサイズ測定が終わると、続いて衝突した衛星部品の衝突較正実験と、走査型電子顕微鏡/エネルギー分散型X線スペクトル分析器(SEM/EDX)などによる衝突残留物の起源の特定が行われる。

矢野[25]はそれらの結果から、LDEF金属表面に衝突した738個の微粒子のサイズを見積もった(図8)。但し検出された~6 μ m以上のクレーター約50%は、EDXの感度では残留物が検出できなかった(Unknowns)。分析可能だったクレーターのうち、破片を残したメテオロイドと【非アルミ】デブリ(チタンやステンレス等)の比率は約9:5であり、双方とも大多数は直径50 μ m以下の粒子と推定された。

しかし真のM&Dの存在比率を求めるには、この

“Unknowns”の起源を突き止めることが必要である。そこで、(a)アルミのデブリ粒子がアルミ製の構体に衝突したため、残留物と標的の区別ができない場合と、(b)揮発性成分が多く、かつデブリより遥かに高速なメテオロイド(例えば流星群に伴う彗星塵)が衝突して何も残さなかった場合を仮定した。するとアルミ製デブリ(主にロケット燃料に含まれる酸化アルミナ粒子で、数 μm から十数 μm のサイズ)としてはサイズ分布が大きすぎるため、大きなサイズでの(a)のメテオロイドからの寄与が予想された。

このデータにLDEFとEuReCaに搭載されたアルミ薄膜とEuReCaとHSTの太陽電池パネルのデータを加えて、アルミとガラス標的の衝突痕の第一次較正を行った[26]。これを式3で補正し、三機の人工衛星の「各曝露期間の積分値としての」衝突フラックスを比較した(図9)。太陽電池データには、

表3. 地球低軌道周回衛星に衝突するM&Dの実測フラックスの補正関数と地球環境内での宇宙塵の捕集効率の定義[24](図7に対応)。

記号	フラックス補正関数
Q_{ge}	地球重力による集塵効率の上昇効果
Q_{ad}	超高層大気によるドラッキング効果(軌道減衰)=[太陽活動の変動が影響]
Q_{es}	地球の人工衛星の特定面の遮蔽効果
Q_{as}	衛星本体による特定個所の遮蔽効果
Q_{fd}	衛星の姿勢制御の違いによる衛星の各表面の衝突効率の上昇効果
Q_{vs}	同一材質で同一構造を持つ標的上にできる異なる衝突運動量(又は衝突速度)によるクレーター、貫通孔の形状差
Q_{mc}	異なる材質で同一構造の標的にできる同一衝突運動量(又は衝突速度)によるクレーター、貫通孔の形状差(ここではAl1100-0合金の F_{max} 値に変換)

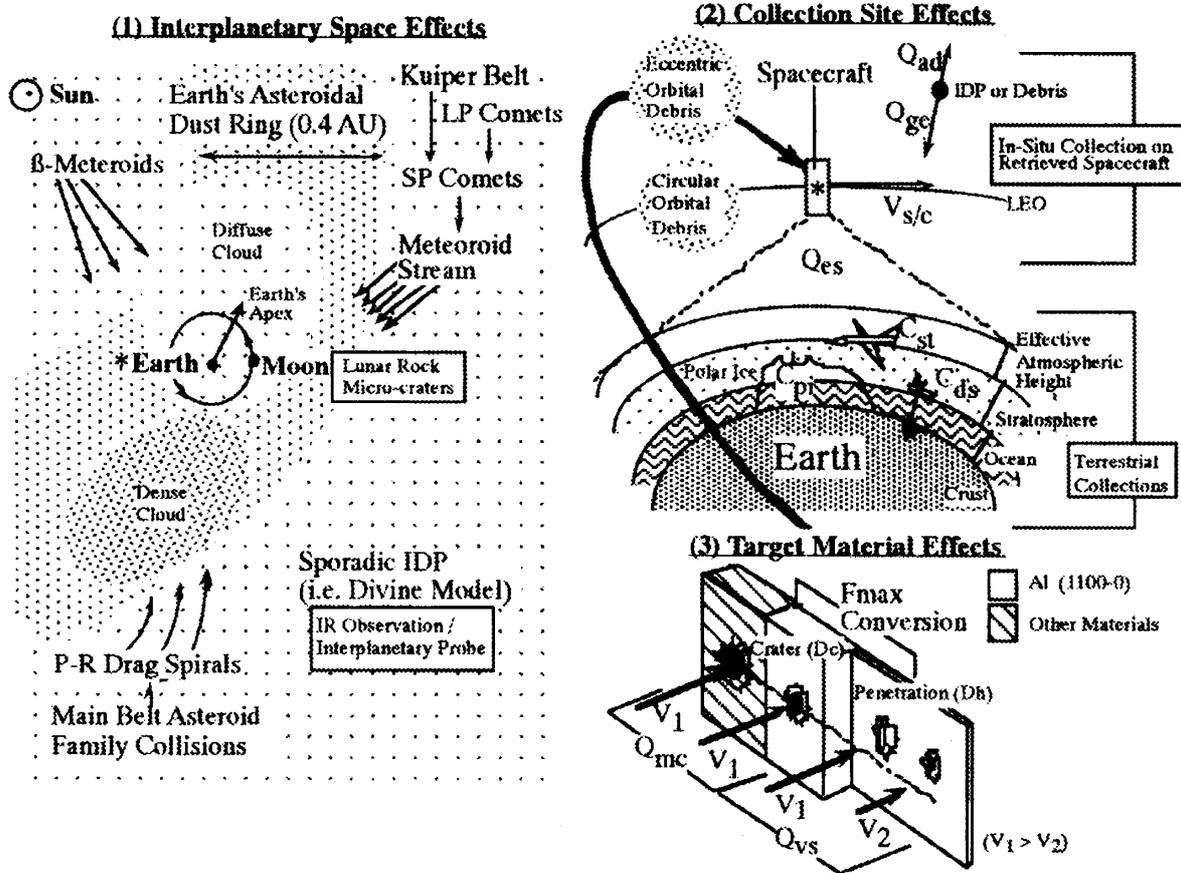


図7. 惑星間空間、採集箇所、衝突ターゲットにおけるM&Dの衝突フラックスの変化要因[24]。

流星群の氷粒子とステンレスのデブリを両極のケースとして示した。すると $200\mu\text{m} < F_{\text{max}} < 1\text{mm}$ の範囲で三機の衝突フラックス $\Phi_{\text{M\&D}}(F_{\text{max}})$ は測定誤差 1σ の範囲で一致した。つまり1984~1993年の10年間では、地球低軌道の人工衛星への衝突フラックスは、このサイズ範囲で劇的には変化していない。故にこの範囲では、比較的定常なフラックスを持つメテオロイドが、年々発生率が増加しつつも軌道寿命が太陽活動と相関を持つ(例[27])低軌道上のデブリを凌いでいることが示唆される。

(3) SFU-PFA

SFU衛星のPFAは、日本初のM&D直接計測・採集の機会であった。衛星は1995年3月にH-IIロケットで運用高度約480kmに投入され、約1カ月の赤外線望遠鏡(IRTS; その観測成果については、岡本らの項を参照)の観測期間を除いて太陽指向性の姿勢制御に保たれた。1996年1月にシャトルで回収された時、全曝露面積の2/3を占めていた二翼の太陽電池パネルは、正しく収納されなかったために投棄された。結局PFAは、衛星本体を覆う多層耐熱被膜(MLI)やテフロン製の放熱板(SSM = Second

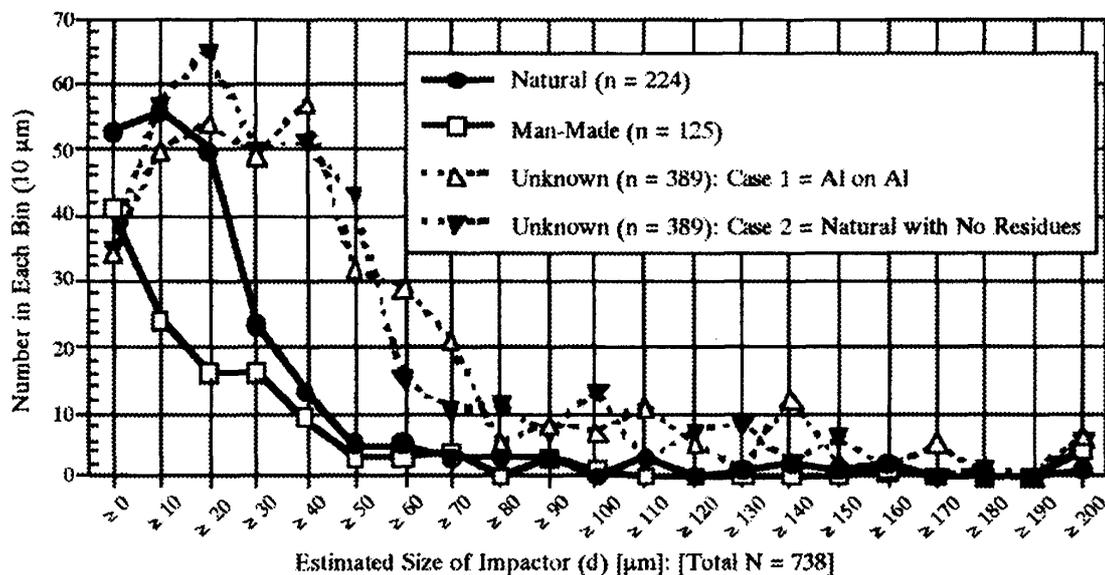


図8. LDEF上のクレーターから推算された衝突物(メテオロイド、デブリ、不明)のサイズ分布[24].

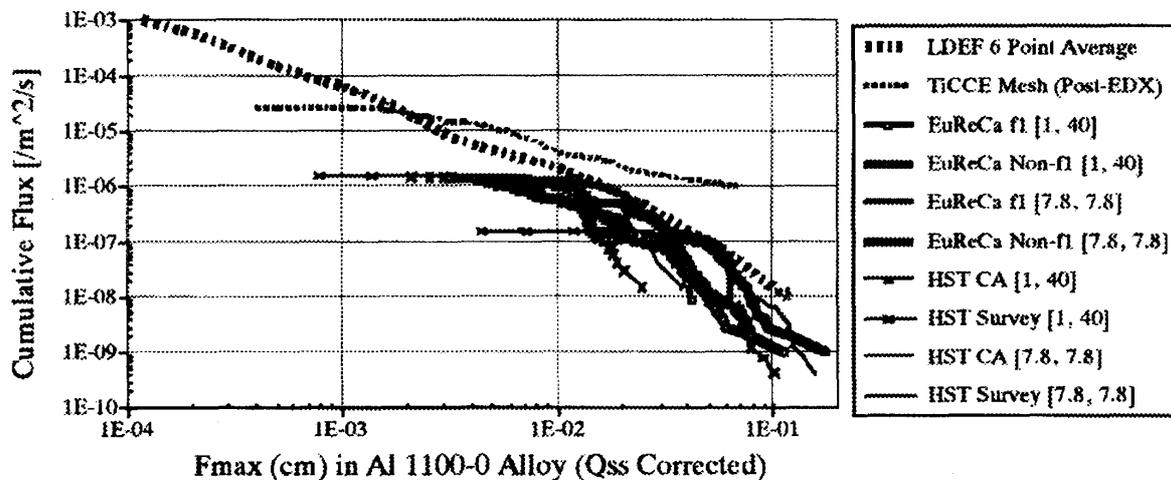


図9. LDEF, EuReCa, HSTに衝突したM&Dの積算フラックス[24,25].

Surface Mirrors)らを中心に実施された(図10)[28]. これまでに約20m²の面積から～50μm以上の衝突痕が500個以上記録され，現在もCCD顕微鏡やレーザー顕微鏡を使った衝突痕の三次元構造の精密計測と，過去の衛星と衝突フラックスを比較するための衝突校正実験が進められている[29].

周縁面ではMLIとSSM共に，地球の公転方向にフラックスのピークが認められた[28]. これは類似の軌道・姿勢制御を受けたEuReCaの報告と矛盾しない[21]. この原因としては，太陽指向衛星にランダムに衝突するデブリではなく，メテオロイドによる寄与が示唆されているが，各部品(特に太陽電池パネル)の遮蔽効果と化学分析の結果を考慮して結論を出す必要がある.

またクレーターの底等に残った衝突残留物の一次化学分析と分類をLV-SEM/EDSを使って行い，その後の詳細分析では全国の宇宙物質研究者と協力して，M&Dの存在比率や天然粒子の起源毎の比率を推定する計画も進んでいる. 尚，これらPFAの全成果を掲載した日本初のM&Dデータベースを，現在WWW上に構築中である[30].

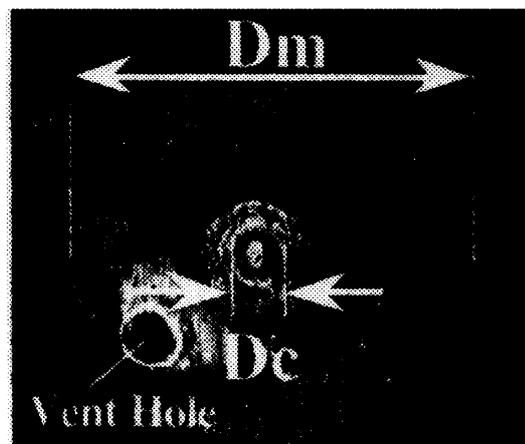
3.2 衝突板型

PFAでは統計的に十分な数の衝突痕データを比較的簡単に取得できる利点があるが，そもそもM&D研究用の標的ではないため，衝突物の起源を特定する化学分析に適しているとは言い難い. 衝突数は少ないながらも，やはりダスト捕集器による着実な試料採集も並行して進める必要がある.

「衝突板型」の捕集器は，ジェミニヤスカイラブの時代からミール宇宙ステーションに至るまで数多く用いられている. 微小クレーター等の衝突痕の形状から衝突物の物理量を導くには，衝突板の材質は地上での衝突実験で校正できるように，表面特性や物性が予め良く分かっている必要がある. 表面研磨されたアルミニウム合金板やステンレス板，銀箔を張り付けたプラスチック板，チタン蒸着ガラス，金板などがこれまでに用いられている [31]. また，「板」の前にプラスチック薄膜をおき，膜を貫通した微粒子が板に衝突した際に生じるイジェクタを薄膜の裏側で捕獲するタイプ(図11)[32]，あるいは第一層目の薄膜が時間とともに平行移動し，回収後のその貫通孔と下層の衝突痕との位置関係から衝突時刻の同定が行えるタイプ [33, 34]などの多層型も試みられた. その他，最近



図10. (左) SFU上最大級の衝突痕：IRTS望遠鏡の日除け傘部の貫通孔. 内径～2.5 mm, 破損規模は20 mmを超える.



(右) Teflon SSM (PLU-4)上のクレーター：Dc(内径)=～600μm, Dm(衝撃波による破損領域)=～4.5 mm (空気穴=～700 μm)[28].

では融点の低い金属を捕集板として用い、衝突時の熱を利用してM&Dの成分をクレーター内に溶かし込むアイデアも考えられている。

3.3 捕集セル型

(1) シリカエアロジェル

「捕集セル型」に用いられる衝突エネルギーの緩和材としては、多層薄膜、極低密度の固体物質、気体などの研究がなされてきた[35]。80年代には多層薄膜を貫通させて故意に衝突物を破壊し、各破片の運動エネルギーを小さくして、結果として残留物を捕獲するタイプが多く用いられた[36]が、90年代に入ると極低密度の固体物質を搭載する例が増えてきた。飛行実績のある極低密度物質とし

てはマイクロポアフォーム[37]があるが、近年はシリカのアモルファスであるエアロジェルが多く用いられており、NASA-JPLなどが研究開発を行っている[38]。

エアロジェルは、(a)非常に低密度(通常 10^{-2} g/cm³のオーダー)なため非破壊捕集に効果的、(b)透明なので衝突物の捕獲の確認が容易、(c)温度に対し安定で、宇宙環境での使用に適している、等の特徴がある。エアロジェルを用いた捕集セルは、スペースシャトル[38]やEuReCa [39]、ミール宇宙ステーションなど搭載実績が多い。前述のスターダスト探査機にも搭載される[12]。

日本では、藤原ら[40]をはじめとして多層薄膜や発砲スチロール、エアロジェルなどを用いて捕集

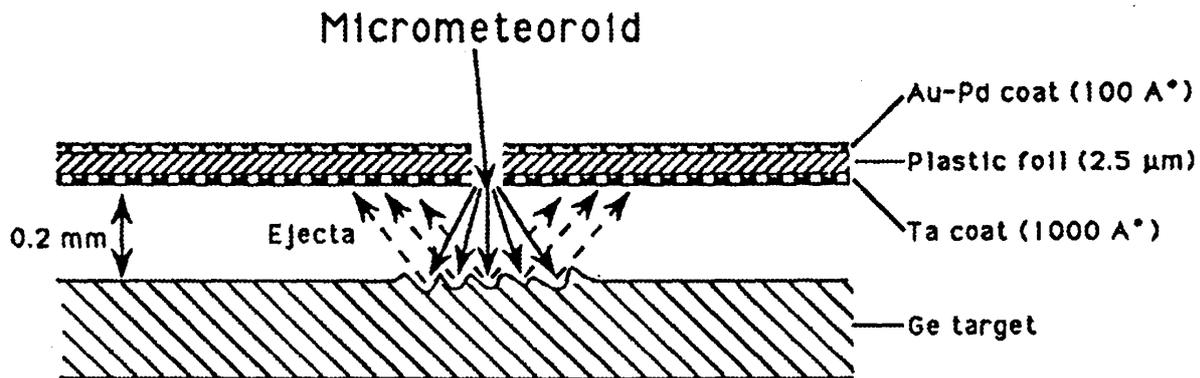
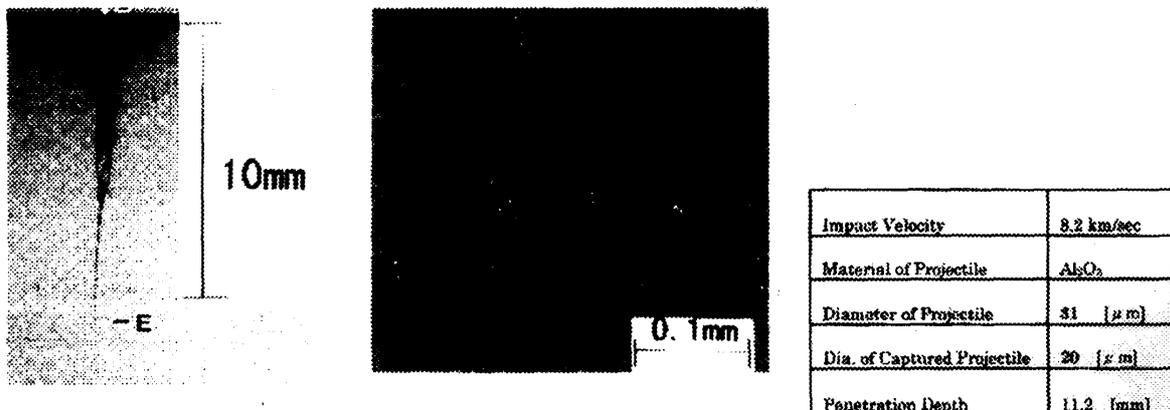


図11. 捕集板の前面に薄膜を配置したダスト捕集器の概念[32].



(a) Cross Section of Penetration Track (b) Enlarged Photo. of a Particle indicated by 'E' in Photo.(a)

図12. 地上での超高速衝突実験でエアロジェルによって捕獲された微粒子[41].

セルの基礎研究を行ってきた。最近ではNASDAが、エアロジェルを用いたダスト捕集器の開発を行っている。これまでの地上実験から、シリカエアロジェル(密度: 0.03 g/cm^3)を用いた捕集器により、粒径 $10\sim 400 \mu\text{m}$ 程度の微粒子を速度約 6 km/sec 程度までほぼ確実に捕獲でき、最高 12 km/s 程度までの捕獲も可能であることが確認されている。また、エアロジェルに生じた衝突痕の形、深さ、径などから微粒子の衝突エネルギー、衝突速度、粒径等が推定可能との結果が得られている[41]。地上実験での微粒子の捕獲例を図12に示す。

(2)MFDとJEM曝露部

NASDAのダスト捕集器は1997年8月に打ち上げられたシャトル(STS-85)において、マニピュレータ飛行実証試験(MFD: Manipulator Flight Demonstration)の構体の一角に搭載された(図13, 図14) [42]。2002年に打ち上げ予定の日本モジュール(JEM)の曝露部の初期利用でも、宇宙環境計測実験の一環として同様なダスト捕集器が搭載され、1~3年後に地球に回収される予定である[43]。

またその後のJEM曝露部の本格運用では、採集窓付き回転板やロボットアームによる捕集器の交換が可能なので、曝露時間や曝露面積を任意に制

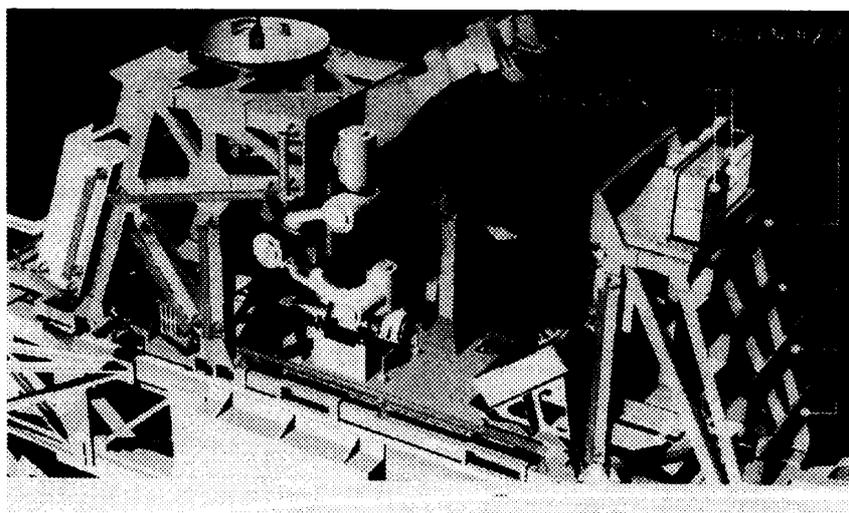
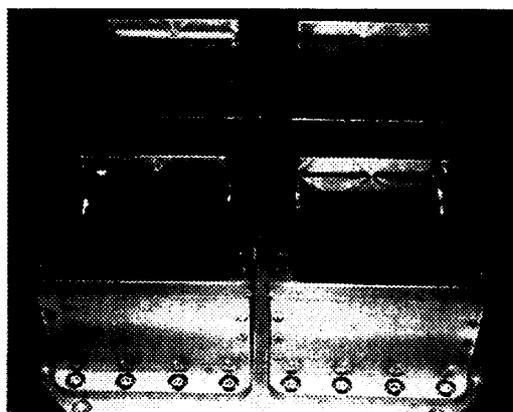
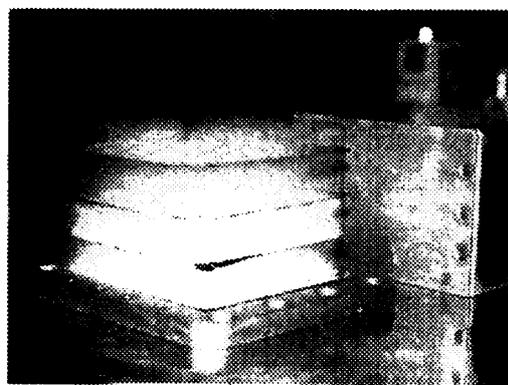


図13. MFD構体に搭載された「コズミックダスト捕獲実験用装置」[42].



(シリカエアロジェルの表面は全蓋着されている)



(内部は4層のシリカエアロジェルから構成される)

図14. MFD用エアロジェル式ダスト捕集器(面積は $10 \text{ cm} \times 10 \text{ cm} \times 4$ 個)[42].

御できる。これによって、母彗星が分かっている流星群や発生したばかりのデブリ雲を選択的に捕えられる。またアクティブ計測を行えば、最長10年間ものM&D分布の連続モニターも可能である[44]。さらに、衝突の物理量を計測しながらも微粒子を捕集できる「ハイブリッド型」の開発も、JEM曝露部での実現が期待されている。

4. これからの飛行機会

以上述べてきたように、日本における宇宙空間でのダスト計測器と捕集器を使った研究は、ここ数年でようやくスタートラインに立ったばかりである。また地球近傍や月面の微粒子環境は惑星科学だけでなく、デブリ対策や宇宙活動の安全性を評価する宇宙工学の立場からも注目されている。さらにPFAやパッシヴ捕集器回収後の試料分析では、物質分析科学との連携が不可欠である。今後こうした関連分野と協力しながら、宇宙空間での宇宙塵の直接計測・捕集の一層の推進が望まれる。すでにJEM曝露部の本格利用と水星探査計画について、機器検討と基礎研究が始められている。

最後に「自分で作った測定装置を宇宙に飛ばしたい!」という希望に燃える若い人達の積極的な参加を切望して締めくくりとしたい。

参考文献

- [1] McDonnell, J. A. M., 1978: in *Cosmic Dust* (McDonnell, J. A. M., Ed.), John Wiley & Sons, U. K., 337-426.
- [2] 北澤幸人, 上松和夫, 1995: 石川島播磨技報 **35**, No. 2, 143-149.
- [3] Kissel, J., 1986: *ESA SP-1077*, 67-83.
- [4] Kissel, J. et al., 1986: *Nature* **321**, 336-337.
- [5] Solc, M. et al., 1987: *Astron., Astropys.* **187**, 385-387.
- [6] Grün, E. et al., 1992: *Space Sci. Rev.* **60**, 317-340.
- [7] Drolshagen, G., 1997: *Proc. 14th IADC Meeting, ESA/ESOC, WG1-7*.
- [8] Grün, E. et al., 1997: *Geophys. Res. Lett.*, in press.
- [9] Grün, E. et al., 1993: *Nature* **362**, 428-430.
- [10] Bradley, J. G. et al., 1996: *Proc. SPIE, The Int. Soc. for Optical Engineering* 2803, 108-117.
- [11] Warhaut, M., 1996: URL: <http://www.esoc.esa.de/external/mso/roseta.html>
- [12] Vellinga, J. M. et al., 1997: *Presented at the 27th Int'l Conf. on Environmental Systems, Lake Tahoe, Nevada, USA, July 14-17, 1997*.
- [13] Igenbergs, E. et al., 1991: in *Origin and Evolution of Interplanetary Dust* (Levasseur-Regourd, A. C. and Hasagawa, H., Eds.), Kluwer Academic Pub., 45-48.
- [14] Iglseeder, H., 1986: *Ladungsemission beim Hochgeschwindigkeitseinschlag*. Dissertation, Lehrstuhl fuer Raumfahrttechnik, Technische Universtaet Muenchen, Munich, Germany.
- [15] Igenbergs, E. and Muenzenmayer, R., 1996: *Proc. Kazuo Yamakoshi Memorial Symp. on Cosmic Dust and Related Topics, ICRR-CP, University of Tokyo*, 46-53.
- [16] Iglseeder H. et al., 1986: *Proc. First Experimenter Working Group Meeting D-2, DLR*, 451.
- [17] 鶴田浩一郎, 山本達人, 1994: 科学 **64**, 730-738.
- [18] 石元裕史, 1996: 遊星人 **5**, 61-69.
- [19] Warren, J. L. et al., 1989: *Proc. Lunar. Planet. Soc. Conf.* **19**, 641-657.
- [20] See, T. et al., 1990: *NASA/JSC Publ. No. 24608, NASA/JSC*.

- [21] Unispace Kent, Mare Crisium, Space Application Services, Maag, C.R., and ONERA/CERTS-DERTS (Mandeville, J-C), Prepared by Collier, I., Griffiths, A.D., Kay, L., Shrine, N. and Yano, H., 1994: *ESA/ESTEC Contract Report, No: 10522/93/NL/JG*.
- [22] Space Applications Services, Unispace Kent, Mare Crisium, and ONERA/CERTS-DERTS, Prepared by Carey, W.C., Fowler, M., Griffiths, A.D., McDonnell, J.A.M., Mandeville, J-C., Nichol, K., Quant, A., Shrine, N., Stevenson, T.J., Taylor, E.A. and Yano, H., 1995: *ESA/ESTEC Contract Report, No: 10830/94/NL/JG*.
- [23] Kuriki, K., *et al.*, 1997: *ISAS Report, 666*, ISAS, Kanagawa, Japan.
- [24] Yano, H., 1995: *The Physics and Chemistry of Hypervelocity Impact Signatures on Spacecraft: Meteoroids and Space Debris*. Ph.D. Thesis, University of Kent at Canterbury, Kent, U.K.
- [25] Yano, H., 1996: *Proc. Kazuo Yamakoshi Memorial Symp. on Cosmic Dust and Related Topics*, ICRR-CP, University of Tokyo, 26-45.
- [26] Shrine, N. R. G. *et al.*, 1996: *SPIE- The Int. Soc. for Optical Engineering* 2813, 76-87.
- [27] McDonnell, J. A. M. *et al.*, 1997: *Icarus* **127**, 55-64.
- [28] 矢野創・他, 第17回衝撃波シンポジウム講演論文集, 229-232.
- [29] Neish, M. J. *et al.*, 1997: *Proc. Second European Space Debris Conf., ESA-SP 393*, 177-182.
- [30] Deshpande, S. P. *et al.*, 1997: *Abstract Volume, Int'l Space Conf. of Pacific-Basin Soc.*, Nagasaki, Japan.
- [31] 山越和雄, 1984: 『惑星間塵』, 地人選書
- [32] Amari, S. *et al.*, 1992: *Proc. LDEF First Post-Retrieval Symp., NASA CP-3134*, 503-516.
- [33] Stevenson, T. J., 1988: *J. Brit. Interplanet. Soc.* **41**, 429-432.
- [34] Yano, H. *et al.*, 1996: *Adv. Space Res.* **17**, No. 12, 189-192.
- [35] 藤原顯・他, 1992: 一次線部 惑星間個体微粒子探査ワークショップ報告書, 東京大学宇宙線研究所, ICRR-104-92-7, 101-108.
- [36] McDonnell, J. A. M. and Stevenson, T. J., 1992: *Proc. LDEF First Post-Retrieval Symp., NASA CP-3134*, 443-458.
- [37] Maag, C. R. and Linder, W. K., 1992: in *Hypervelocity Impacts in Space* (McDonnell, J. A. M., Ed.), University of Kent at Canterbury, U.K., 186-190.
- [38] Tsou, P., 1995: *J. Non-Crystalline Solids*, **186**, 415-427.
- [39] Burchell, M. J. *et al.*, 1997: *Planet. and Space Sci.*, submitted.
- [40] Fujiwara, A. *et al.*, 1991: in *Origin and Evolution of Interplanetary Dust* (Levasseur-Regourd, A. C. and Hasagawa, H., Eds.), Kluwer Academic Pub., 281-285.
- [41] 北澤幸人・他, 1997: 第17回衝撃波シンポジウム講演論文集, 253-256.
- [42] MFD材料曝露実験について, 1997: *NASDA NEWS* 183, 7.
- [43] 五家建夫, 1997: 第19回宇宙ステーション利用計画ワークショップ[理工学・通信分科会配布資料].
- [44] 矢野創・他, 1997: 第13回宇宙ステーション講演会講演集, 日本宇宙航空学会, 41-42.