

M-V ミッションの紹介（1号機から4号機まで）

石井信明

1. はじめに

M-V-1号機から同4号機までに計画されたミッションおよび衛星の概略を紹介する。紙幅の都合で十分な記述が出来ない事をご了承願いたい。衛星の詳細および観測成果等に関してはそれぞれの成果報告を参照されたい。

2. 電波天文衛星 (MUSES-B)/はるか

電波天文衛星 MUSES-B は超長基線電波干渉計 (VLBI) の観測 (VSOP 計画) を主目的とした世界初の人工衛星で、天体が出している電波を衛星と地上の電波望遠鏡で同時に受信観測する事によって、口径が30,000kmの電波望遠鏡を形成する事が出来る (図1参照)。この巨大な望遠鏡は最高60マイクロ秒角の角度分解能で天体を観測する事が出来、MUSES-Bはこの超高分解能によって銀河系内のメーザー天体、様々な銀河や遙か宇宙の彼方にあるクェーサーの中心部分を精密に観測する。衛星の製作は1989年(平成元年)からはじまり、総重量830kgと宇宙研で過去最大の衛星となった。打上げ後、モリブデン線の網を反射面とする直径8mの大型パラボラアンテナを鏡面精度0.5mmという極めて高い精度で展開する。観測波長帯は1.3, 6, 18cm(周波数帯は22, 5, 1.6GHz)で、データ転送レートは最大128Mbpsである。

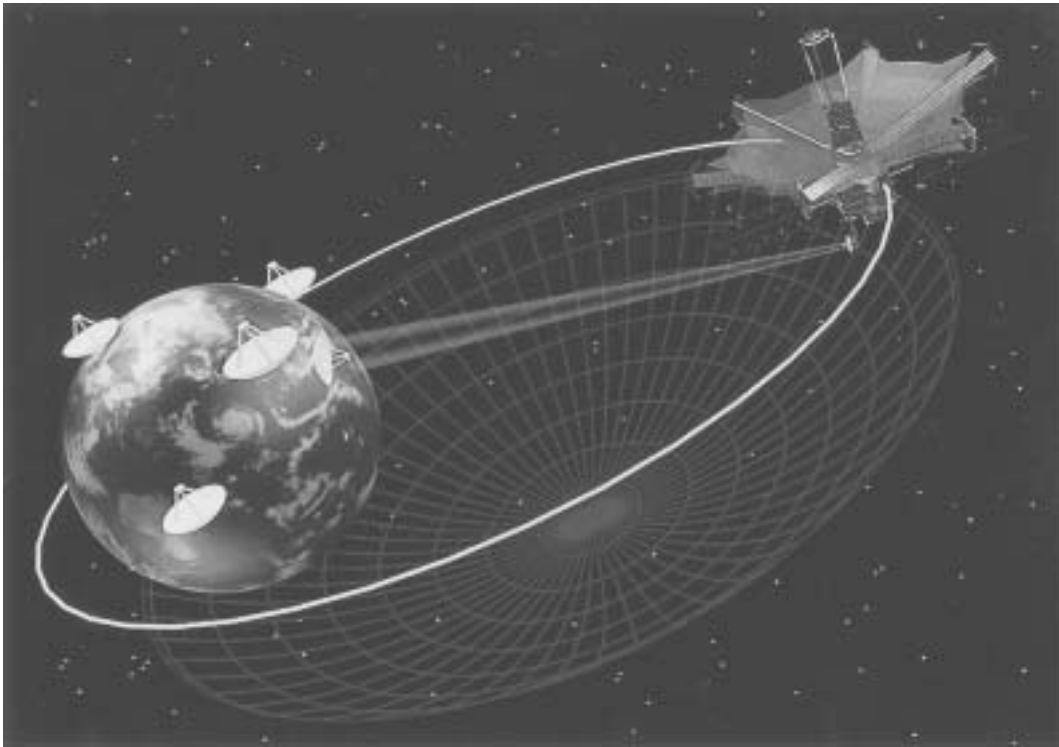


図1 「はるか」はトラッキング網と電波天文アンテナ網と組み合わせて3万 km の電波の瞳をつくる。

MUSES-B を搭載した M-V-1 号機は1997年（平成9年）2月12日13時50分に打上げられた。MUSES-B は遠地点高度21,251km, 近地点高度223km の長楕円軌道に投入され「はるか」と命名された。その後、衛星の姿勢・軌道制御装置（RCS）によって遠地点高度21,600km, 近地点高度560km, 周期約6時間20分の軌道に上昇した。大型アンテナは成功裡に展開された。

スペース VLBI 特有のこととして、衛星と地上とは、特別な信号のやりとりで結びつくことが必要である。衛星の受信機の基準となる周波数と位相の信号は地上から伝送する。天体からの「はるか」が受けた電波は地上に伝送されて磁気テープに記録される。衛星の位置を正確に追跡することも必要である。このため、「はるか」専用追跡局網が、世界の5カ所に作られた。宇宙研臼田の新設10m局のみならず、NASAの深宇宙ネットワーク（DSN）を構成する米国ゴールドストーン、オーストラリア・キャンベラ、スペイン・マドリードの3局（各局11m）と、アメリカ国立電波天文台のグリーンバンク局（13m）を含めて5局である。地球上のアンテナ群も、天体から受けた信号を磁気テープに記録する。

相関局は、観測から送られた磁気テープを同時に再生して、時間差、周波数差をいろいろに仮定し、並列処理で、電波をつき合わせて、干渉縞の強さと位相を計算する専用コンピュータである。この専用プロセッサが、国立天文台三鷹、カナダペンティクトン電波天文台、アメリカ国立電波天文台に用意された。

観測にはアメリカ国立電波天文台、ヨーロッパ VLBI ネットワーク、オーストラリア国立電波望遠鏡など世界中の電波望遠鏡が地上観測局として参加しており、全世界で取得された観測信号を結合する最も大切な処理-相関処理-は国立天文台（日本）とアメリカ国立電波天文台の相関器によって行われている。

VSOP は波長18cm と 6 cm で観測を続けている。解像度は、波長18cm で0.001秒、波長 6 cm で0.0003秒角という解像度を達成している。ハッブル宇宙望遠鏡の解像度は最高で0.05秒角なので、波長 6 cm では150倍の解像度、あるいは、ハッブルの画像の1ピクセルを2万2千ピクセルに分解するという、圧倒的な解像度である（図2参照）。

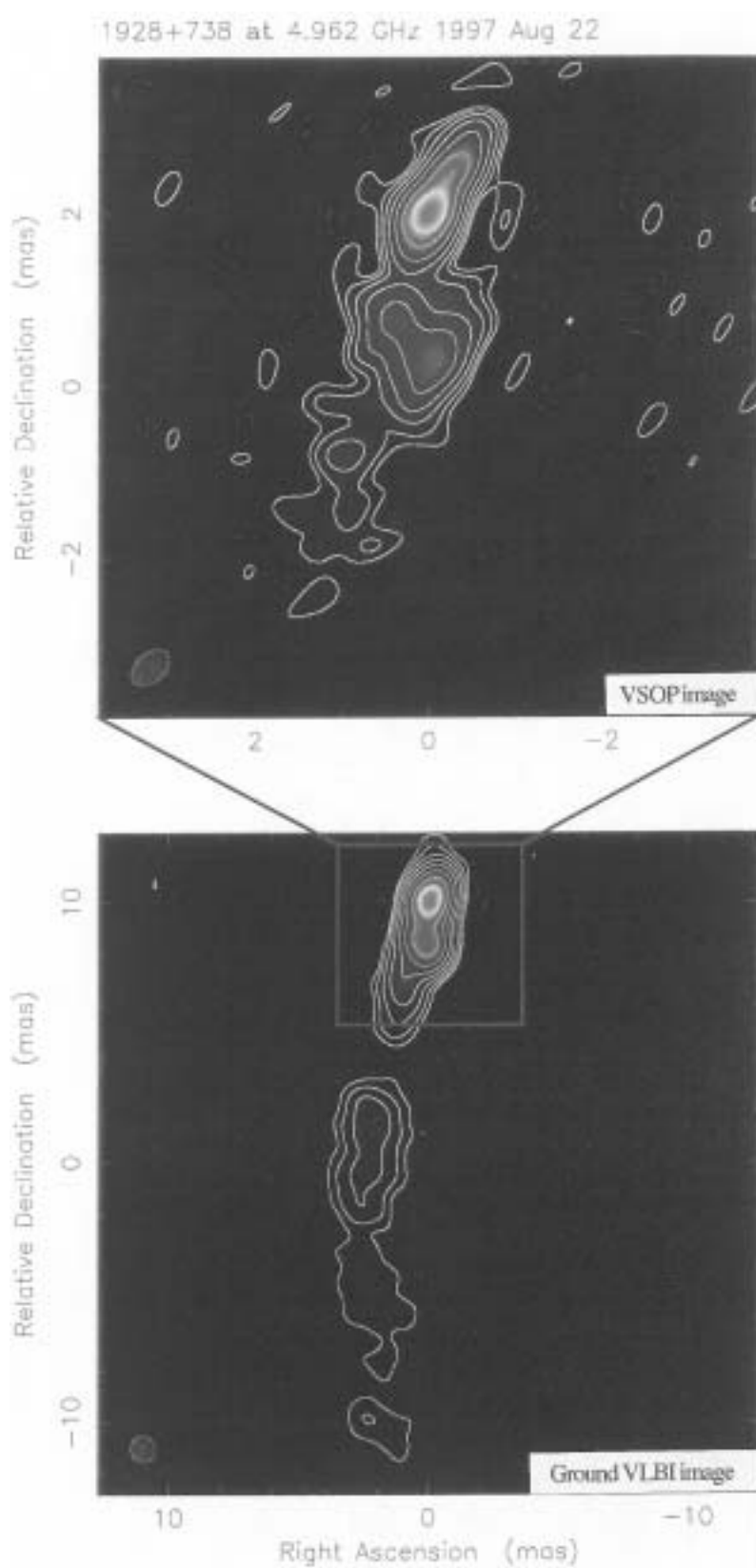


図2 クェーサー1928+738を地上だけのVLBIで見たものが、「はるか」が加わるVSOPでは、ずっと細やかな姿がみえてくる。角度スケールの単位は0.001秒角

VSOPは現代天文学の大きな謎である活動銀河核の謎に迫っている。宇宙年齢の1割のころのクェーサーの映像、活動銀河核からのジェットの付け根、ジェットを真正面にみた映像、超巨大ブラックホールとその周辺での加速など、私たちが遠方のすさまじい世界に誘う。

3. 月探査機 (LUNAR-A)

LUNAR-A ミッションは月面に設置された月震計と熱流量計の観測を通じて、月の起源と進化を明らかにしようとする目的で計画されたものである。この目標をM-Vロケットを利用することによって達成するために、このミッションでは月を周回する衛星(母船)と2機のペネトレータが重要な要素になっている。2機のペネトレータは月の表側と裏側にそれぞれ1機ずつ投下される。ペネトレータは直径約14cm、長さ約80cmの楕型の観測器であり、その内部に2台の月震計、熱流量計として18個の温度センサー、5個の熱伝導率プローブが搭載されているほか、ペネトレータの月面での深さ、姿勢を測定するための加速度計、傾斜計のセンサー、各センサーの計測を実施する計測用電子機器、データ処理装置、送受信機、アンテナ、1次電池(Li-SOCl₂電池)が含まれている。さらにペネトレータを衛星から切り離し月面に投下するために、ペネトレータ後端部には月周回速度をキャンセルするための減速用固体モータ(推進薬量約19kg)および姿勢制御用コールドガスジェット装置が装備されており、ペネトレータモジュールを構成している。月面に貫入するペネトレータ本体の重量は約13.5kg、ペネトレータモジュール重量は約43kg、これら2機のペネトレータを搭載した母船全体の重量は約540kgである(図3参照)。

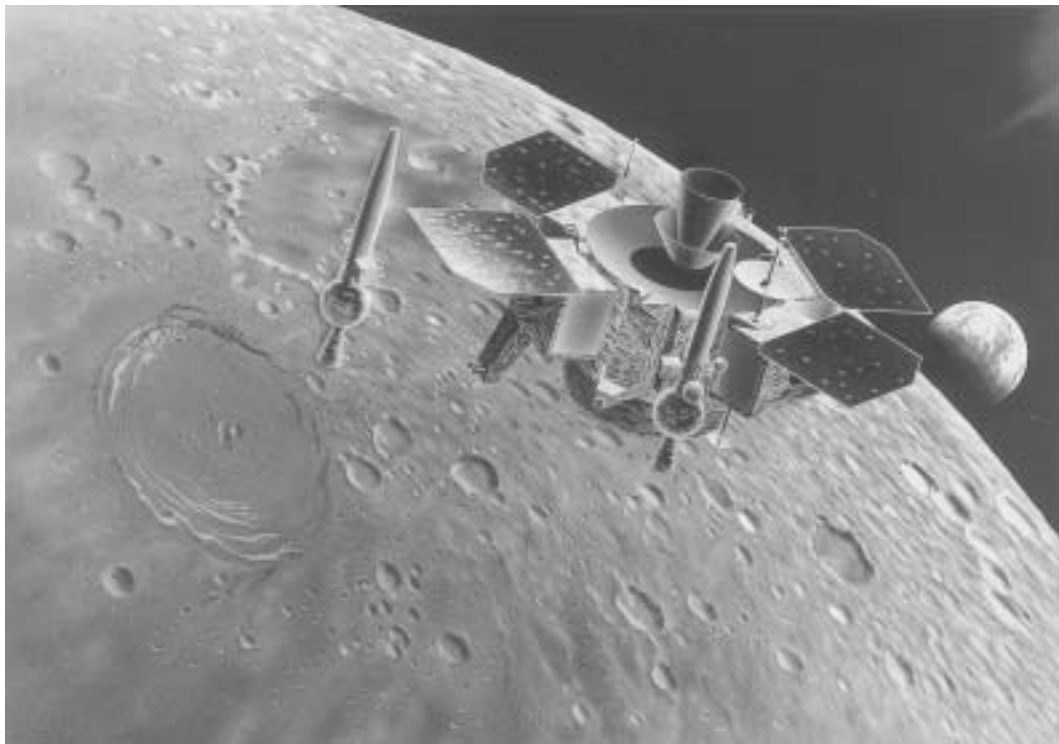


図3 近月点付近でペネトレータを衛星から切り離し、月面に投下する LUNAR-A 月探査機

M-V-2号機で打ち上げられるLUNAR-A衛星は月、太陽の重力を巧みに利用した軌道制御を行い、打ち上げ後約半年で月周回軌道に投入される。最初近月点40km、遠月点200kmの楕円軌道に投入された衛星から、その近月点付近でペネトレータは衛星から切り離され、減速用固体モータによって周回軌道速度をうち消して高度約

25kmから自由落下させる。自由落下の途中でコールドガスジェットを使ったラムライン制御を行い、ペネトレータの姿勢を月面に垂直にしたあと、ペネトレータを月面に衝突させる。月面への衝突速度は約285m/秒で、衝突時の衝撃は約8000Gに達する。衝突後ペネトレータは月面レゴリス（砂層）に貫入し、深さ1～3mまで潜り込むと予想される。これにより、月表面の±100度C以上の温度変化を避けられると同時に、月内部からの微量な熱流量の計測が可能になる。

ペネトレータに搭載された月震計、熱流量計の観測データはペネトレータ内部のデータレコーダにいったん蓄積された後、約15日に一度の頻度でペネトレータ上空に来る母船に向けてUHFバンドで送信され、さらに母船から臼田地上局にSバンドで送信されることになる。

ペネトレータに搭載された月震計は、アポロ計画で使われた月震計よりもはるかに小型軽量であるにもかかわらず、その感度はアポロ月震計の5倍もある。この月震計では主として深発月震を観測し、深発月震の地震波伝搬の様子（図4参照）を明らかにすることによって、月の中心核の大きさを推定できるようになると思われる。これは中心核の大きさによって月の裏側における月震の振幅が大きく変わることを利用したもので、これにより月の起源を解く上で鍵となっている中心核の大きさと月全体の親鉄性元素存在度を観測的に明らかにすることができる。

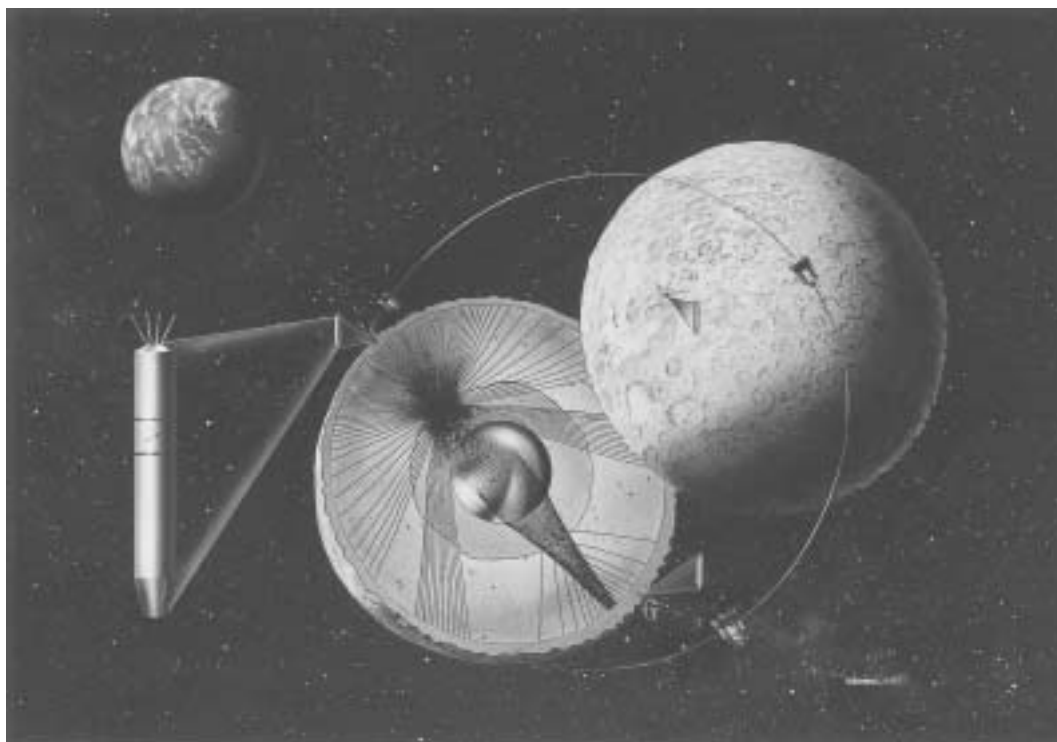


図4 ペネトレータ貫入による波（月震波）の伝播イメージ

熱流量計による観測によって、月の表側の典型的な海の領域と裏側にある高地の領域における熱流量が明らかにされる。これはアポロ計画によって得られている熱流量観測値を補うばかりか、月全体の平均的熱流量値の推定を可能にするものである。この観測によって月内部の熱的状態が明らかになるほか、月全体としての放射性発熱性元素U、Thに代表される難揮発性元素の存在度に大きな制約条件が与えられることになる。これも月の起源と進化に関する極めて重要な情報となるものである。

このようにLUNAR-Aは月の科学においてこれまでになく大きな貢献をなすことが期待されるが、この期待を

担うものが世界で初めての惑星探査技術であるペネトレータにある。当初1995年度に打ち上げる予定で開始された LUNAR-A プロジェクトは M-V 開発の遅れで1997年度に打ち上げ延期され、さらにペネトレータの耐衝撃性の確認に時間がかかった事と MUSES-C の打ち上げ延期にともない、現在では2004年度に打ち上げが予定されている。

4. 火星探査機 (PLANET-B)/のぞみ

「のぞみ」は1998年7月4日に M-V-3 号機により打ち上げられた日本初の惑星探査機である。「のぞみ」は惑星探査機であるために衛星総重量に対して燃料の占める割合が高く、打上げ時総重量540kg に対して燃料が280 kg となっている。また、搭載の科学観測器は従来までの物に比べて制御エレクトロニクスの統合化、高集積化や、センサー部の改良などにより小型高性能化しており、搭載機器数は全部で14種類と多くの観測器がありながらその重量は5 m の伸展マスト、4本の25m ワイヤアンテナの伸展機構も含んで36kg に抑えられている。火星周回軌道投入後の想像図を図5に示す。

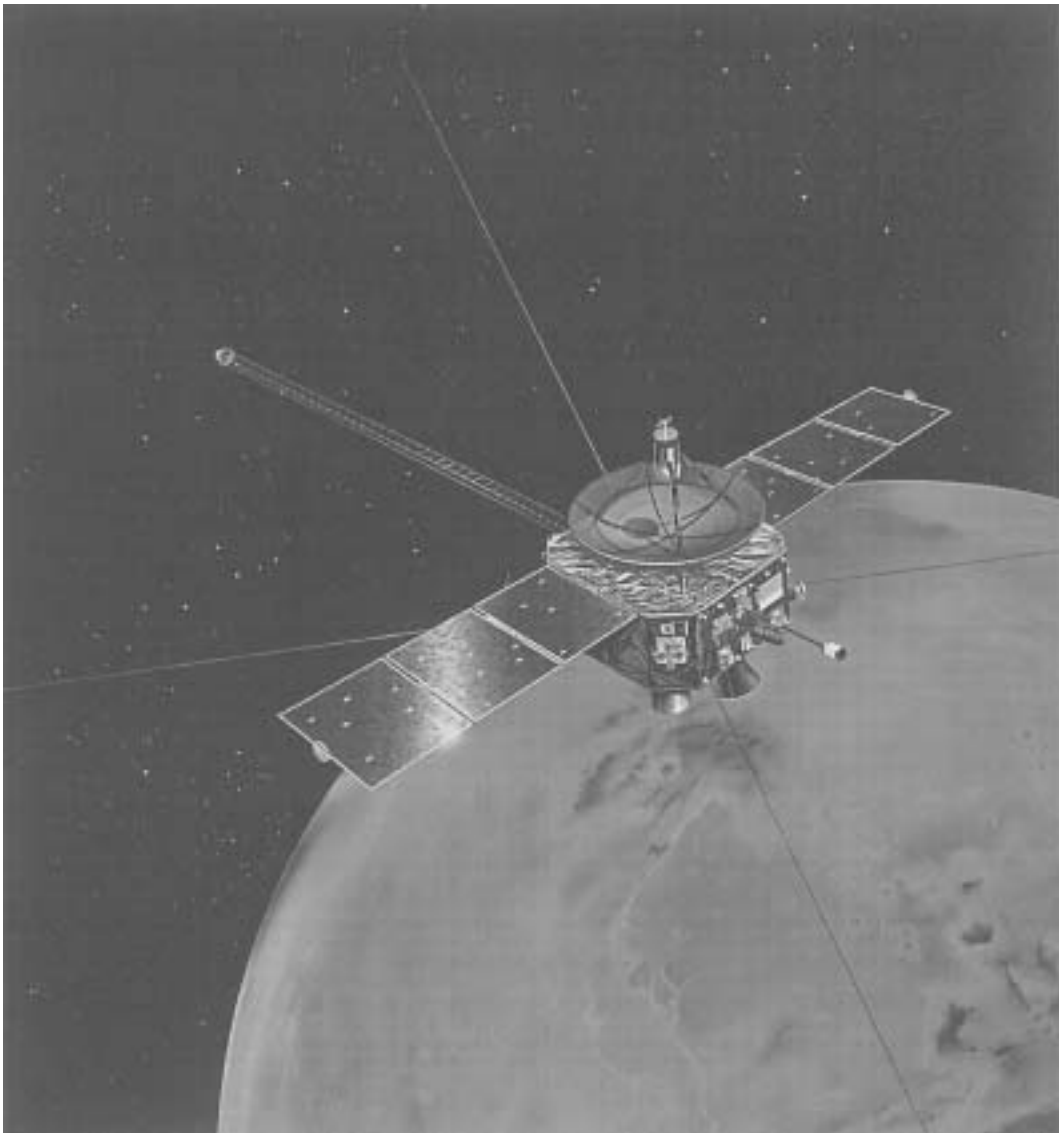


図5 火星周回軌道における「のぞみ」(想像図)

「のぞみ」の主目的は従来海外において打ち上げられてきた大部分の火星探査機が生命探査を主目的としてきたのとは少々異なり火星の上層大気の研究 (特に太陽風と火星上層大気との相互作用研究) に力点を置いている。火星の地殻 (主として南半球) には残留磁場があることが米国の探査機 (Mars Global Surveyor: MGS) の観測により明らかになったが全球的な惑星の固有磁場は現在は存在しないと考えられている。このため太陽風との相互作用は基本的に金星におけるそれと同様な物になると考えられるが、ヴァイキング着陸機による観測と金星での Pioneer Venus Orbiter の観測とを比較すると予想とは異なり金星と火星では太陽風との相互作用の仕方は異なっている事を示唆しているが、その理由については未だに説明がついていない。また、旧ソビエト連邦の火星探査機 "Phobos-2" の観測から火星の上層大気からは大量の酸素イオンが流失しており、その量は "Phobos-2" の観測を元に推測すると現在の火星大気中の酸素が1億年程度で入れ替わる程の量であると考えられており、火星における大気の進化を考える上でも火星上層大気の研究は重要な物となっている。これらの目的を遂行するために、小型軽量の衛星ではあるが「のぞみ」には前述したように14種類の観測器が搭載されている。これらの一覧を表1に示す。また、観測器の搭載位置および衛星の概略の大きさが解る外観図を図6に示す。表1から見て取れるように「のぞみ」搭載の科学観測器は国際協力の元に開発が行われ、14個の内4個は米国、カナダ、ドイツ、スウェーデンにより製作された。又、1個はその一部をフランスとの協力で開発を行い制作した物である。

表1 「のぞみ」搭載機器一覧

1) MGF	磁力計	3軸 < 0.1nT 精度
2) ESA	電子エネルギー計測器	12eV - 15keV, 3次元分布(8秒分解能)
3) ISA	イオンエネルギー計測器	6eV/q - 16keV/q, 3次元分布(8秒分解能)
4) IMI*	イオン質量分析器	10eV/q - 35keV/q, 3次元分布(4秒分解能)
5) EIS	電子及び高エネルギーイオン計測器	30-400keV (e,p,He,C,N,O,...)
6) TPA**	熱的イオン計測器	0.1 - 100 eV、ドリフト速度
7) PET	電子温度計	500° - 10,000° K
8) NMS**	中性粒子質量分析器	1- 60 Daltons with $M/\Delta M = 8$ (観測モード)
9) MIC ⁺	可視光カメラ	カラー画像 1024x1024 ピクセル
10) UVS	紫外光スペクトル計測器	H, O, CO, CO ₂ Imaging, D/H 比
11) XUV	極端紫外光スキャナー	Hel, HeII スキャナー
12) PWS	プラズマ波動・サウンダー	HF 波動, 電子密度、高度計
13) LFA	低周波プラズマ波動計測器	VLF/ELF 波動
14) MDC	ダストカウンタ	$10^{-10} - 10^{-5}$ g at 1km/s, $10^{-18} - 10^{-13}$ g at 100km/s

*スウェーデン (IRF) ** カナダ (CSA, Univ. of Calgary) *** 米国 (NASA/GSFC)
+フランス (CNES): Image compression chip



図6 「のぞみ」の外観及び搭載観測器

「のぞみ」の科学観測の第一目的は火星到着後の観測であるが、打ち上げ後約半年間の地球周回軌道に滞在時並びに現在の太陽周回軌道においても様々な観測を行っている。例えば、地球周回軌道に滞在時の1998年9月には、極端紫外光スキャナーが地球の磁気圏の中でも、最も内側にあるプラズマ圏の構造をプラズマ圏の約10%を占めるヘリウムイオンが散乱する極端紫外光を撮像する事でプラズマ圏をその内部からではなく、その外側から観測する事に世界で初めて成功した。また惑星間空間においては、星間風と呼ばれる銀河系空間から秒速20km程度のゆっくりした速度で太陽圏に流れこんで来ているプラズマと中性粒子の観測、並びに太陽系内及び系外起源の塵の観測を継続的に行っている。

当初の予定では「のぞみ」は1998年12月20日に地球離脱を行い火星遷移軌道へ移行し、1999年10月に火星周回軌道に投入、その後1火星年に渡り観測を行う予定であったが、地球離脱時に燃料系の一部のバルブに不具合を起こし、このため軌道計画の変更を余儀なくされた。残燃料で当初の科学目的が可能な軌道を急遽探索した結果、火星軌道投入を4年ほど遅らせ、地球と2度スイングバイを行う事で当初の計画を遂行できる軌道を見つける事が出来た。その新軌道計画を図7に示す。この遅延の結果当初考えられていた米国の MGS 衛星との共同観測は出来なくなったが、そのかわり「のぞみ」とほぼ同時期に火星に到着するヨーロッパが計画している火星探査衛星“Mars Express”と共同観測を行う事となった。「のぞみ」と“Mars Express”とは、単なるデータ交換に留まらず、“Mars Express”の打上げ前から研究者および学生の交換を行い、緊密な協調関係を持つに至っている。これら2つの衛星は相補的な観測が行える為、火星の大気に関する理解が大きく進むことが期待されている。

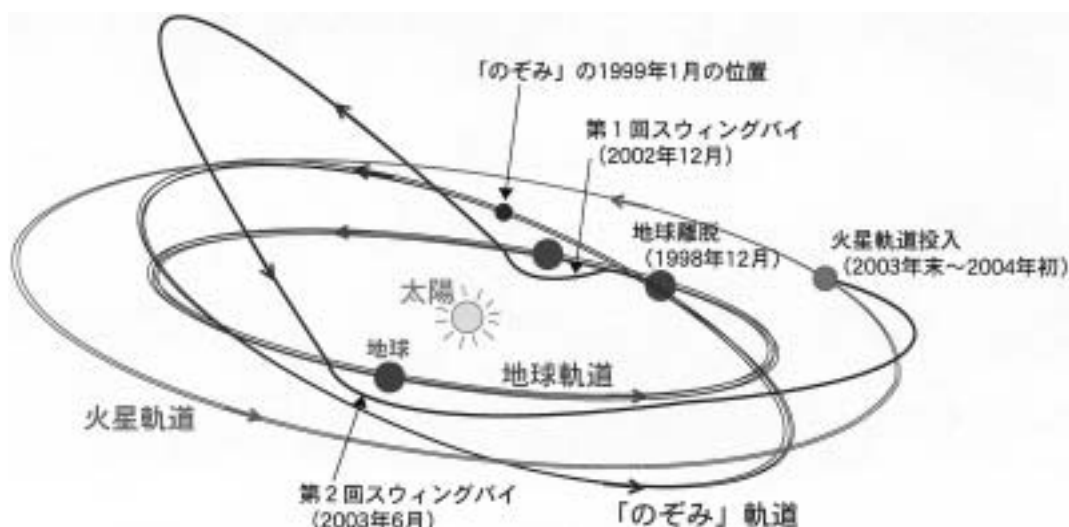


図7 地球の重力アシストを用いた軌道計画

「のぞみ」は新軌道計画に移行後の2002年4月に一部電源系に不具合が生じ衛星からのテレメータを受信できなくなると共に燃料の凍結から衛星の軌道・姿勢の制御が不能になったが、その後の復旧作業の結果2002年9月に燃料が解凍され軌道・姿勢の制御能力が復活した。これにより、それ以降必要な軌道・姿勢制御を行い2002年末に新軌道計画に乗取った地球スイングバイを行った。現在は2003年6月に予定されている次回の地球スイングバイに向けて地球同期軌道を飛行中である。

5. X線天文衛星 (ASTRO-E)

ASTRO-Eは我が国5番目のX線天文衛星として製作され、0.5keVから700keVまでの広帯域の高感度X線スペクトル観測と、0.5-10keVの軟X線での史上最高精度でのX線分光観測を、大きな特徴としていた。焦点距離4.75mのX線反射鏡を4台、焦点距離4.5mの反射鏡1台を搭載し、その焦点面にはそれぞれ、4台のX線CCDカメラと、1台のX線マイクロカロリメータが置かれた。4台のX線CCDカメラにより0.5-10keVのエネルギー範囲において、撮像系としては史上最高規模のX線集光面積を実現する一方、マイクロカロリメータにより史上最高のX線エネルギー分解能（半値幅で約10eV）を実現した。一方、10keVから700keVのエネルギー範囲を受け持つ硬X線検出器は、井戸型のアクティブシールドにより徹底的な低バックグラウンドを実現し、このエネルギー範囲で最高感度の観測装置であった。これらの観測装置により、ブラックホール近傍の高エネルギー現象の解明、高温ガスと高エネルギー粒子をプローブとした宇宙の大規模構造の形成の解明などをめざした。衛星は、軌道上で光学ベンチを展開すると全長6.5m、打ち上げ時の重量は1680kgであった。これは、これまでの宇宙研の衛星の中で最大の大きさである（図8参照）。

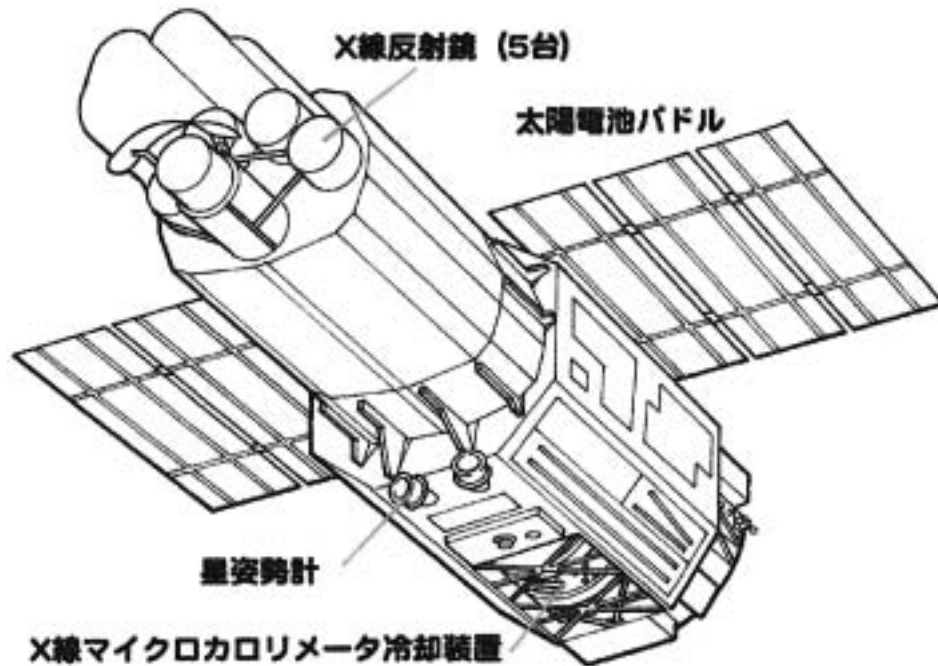


図8 ASTRO-E 衛星外観図

ASTRO-E を搭載した M-V-4 号機は2000年（平成12年）2月10日10時30分に打ち上げられたが、第一段飛翔中にノズルスロート部が焼損し姿勢が大きく乱れた。これによって生じた速度不足を、第2, 3段によって回復を試みたが、十分に回復せず、海上に落下したと推定される。このため代替機、ASTRO-E 2 を M-V-8 号機により打ち上げる計画が進められた。

ASTRO-E/E 2 衛星では、衛星重量や、X線マイクロカロリメータを冷却するために固体ネオンと液体ヘリウムの2種類の寒剤を搭載し打ち上げることなどからロケットインターフェースに関し、いくつかの特別な要求がある。以下では、これらについて簡単に述べる。

(1) 初期投入軌道とロケット第3段による姿勢制御

衛星はロケット第3段と結合した状態で、近地点250km、遠地点550kmのトランスファー軌道に投入される。第3段燃焼終了後、遠地点での軌道制御に備えるために、ロケット第3段のサイドジェットにより、180度の姿勢反転が行なわれる。さらに、5rpmのスピンの同じくロケット第3段のサイドジェットにより与えられた後、ロケット第3段から切り離される。その後、3日間の軌道制御により高度550kmの略円軌道に持ち上げる。なお、ASTRO-Eの打ち上げ時に、ロケット第3段による姿勢反転が正常に行なわれたことが衛星テレメトリーにより確認された。表2に、第3段からの打ち上げシーケンスを示した。

表2 ASTRO-E の打上げシーケンス（第3段以降）

X+秒時	イベント
X+ 218秒	ロケット第3段燃焼開始
X+ 248秒	ヘリウム排気バルブ開放
X+ 321秒	ロケット第3段燃焼終了。近地点250km、遠地点550kmのトランスファー軌道に投入
X+ 360秒	ロケット第3段SJによる姿勢反転開始
X+ 435秒	姿勢反転終了
X+ 453秒	内之浦局LOS
X+ 1411秒	ロケット第3段SJにより5rpmへスピンアップ
X+ 1418秒	ロケット第3段と衛星分離

(2) ロケット3段燃焼中のヘリウム排気バルブ開放

X線マイクロカロリメータは、固体ネオン（軌道上で17K）と液体ヘリウム（軌道上で1.3K）の2種類の冷媒と断熱消磁冷凍機により60mKの超低温に冷却される。打ち上げ直前に、約30リットルの超流動液体ヘリウムをヘリウムタンクに閉じ込め、打ち上げる。無重力状態でタンクの壁に張りつく超流動液体ヘリウムと気体状態のヘリウムを分離するための装置としてポーラスプラグが使用されるが、これが正常に動作を開始するためには、ポーラスプラグが液体ヘリウムで濡れていない状態でヘリウムの排気を始める必要がある。そこで、重力により液体ヘリウムが下に押し付けられていて、かつ、外部の気圧が十分に低い状態にあるロケット第3段燃焼中に、ロケット第3段のタイマーからの信号によりヘリウム排気バルブ開放を行なうこととした。

(3) 打ち上げ前の冷媒作業

固体ネオンと液体ヘリウムの2種類の冷媒を搭載するため、他の衛星にはない以下の二つの作業がフライトオペレーションの期間中必要であった。第一は、固体ネオンとコンタミ防止のためのシールド板の冷却作業である。これは、2日から3日に一度の頻度でロケット/衛星作業の合間を縫って、衛星が第3段と結合後のクリーンブース内、さらにノーズフェアリング装着後の整備塔内でも行なった。第二は、液体ヘリウムの超流動化と充填作業である。これは、打ち上げ日の前々日より約34時間の連続作業として、ごく一部のロケット/衛星作業以外の作業を休みにして行なった。打ち上げ約12時間前までに、すべての作業を終了することができた。ASTRO-Eでは必要がなかったが、この作業後に打ち上げが2-3日以上延期になった場合は、慎重な逆行作業が必要となる。

6. おわりに

現在、M-V ミッションは8号機まで計画されている。このうち本稿では4号機までを紹介した。なお、原稿執筆にあたって、各衛星計画の主担当者である、平林教授（MUSES-B）、水谷教授（LUNAR-A）、早川教授（PLANET-B）、満田教授（ASTRO-E）にご協力を頂いた。ここに感謝の意を表す。