

The Mars Pathfinder Mission について

宇宙科学研究所 水谷 仁

下記のものはJ. Geophys. Res. Vol.102, E2、1997に掲載されたMars Pathfinder 特集号のまとめである。

〔概要〕

Mars Pathfinder は、ディスカバリー-クラス ミッション（サイエンスの目的に焦点をあてた短期、Low-cost）の最初の一つで、1997年にマイクロローバーと幾つかの機器を搭載した一機の宇宙機を火星表面に着陸させる。Pathfinderはローバーを用いた最初のミッションで、このローバーは化学分析機器を搭載しており、火星上で着陸地点周囲数百平方メートルの岩石やソイル（土）を調べる。これは、軌道上でのリモートセンシングの「グランフトゥールス」もしくはキャリブレーションポイントとなるであろう。

ローバーでの実験に加えて、数多くの技術的な実験も実施する。Pathfinderには次の3つの科学機器が搭載されている：ステレオ・スコピック・イメージャー（複数の波長のフィルターをもつ、伸展マスト上）、 α ・プロトン・X線スペクトロメーター、大気構造機器／気象パッケージ。

これらの科学機器、ローバーの技術実験、そしてテレメトリーシステムは、1 m以下から百mスケールの地表形態や地質の調査、岩石やソイルの岩石学、地球化学、ダストの磁気特性、ソイルのメカニクスや特性、種々の大気調査、火星の軌道力学などを行える。

巨大なカタストロフィックな流出渓谷(outflow channel)の口から下流に着陸する[Ares Vallis 19.5 N, 32.8W]。広範囲の地殻物質の解析と同定の可能性がある。古代の大量のクレータ地帯、中間年代の隆起した平原(ridged plains)そして渓谷の堆積物、それゆえ初期の地殻の分化と進化、風化生成物の発達、そして初期の火星の状態と環境の第一次的な科学調査となる。

1. 特徴

- ・ Mars PathfinderはViking（1976年着陸）以来、初の火星着陸ミッション。
1997年7月4日着陸予定
- ・ ローバーを用いた最初のミッション。ローバーは化学分析機器→着陸地点周囲数百平方メートルの岩石やソイル（土）を調査。（軌道上でのリモートセンシングの「グランフトゥールス」）
- ・ Mars Global Surveyor（1997年9月到着）によるリモートセンシングミッションと連続。
- ・ Mars Surveyor '98の^{100%}技術検証
- ・ Mars PathfinderはNASAの「Discovery Mission」。「Faster, better, and cheaper」
- ・ 開発期間：3年間 ^{180億}（\$150M）
- ・ 開発費：~~150万ドル~~（~~1億8千万円~~）〔打ち上げ、ローバー、オペレーションを除く〕
参考：Vikingの1/15。総費用：280万ドル
- ・ ローバー開発費：~~22万ドル~~（\$22M）



図 1-1 ; Mars Pathfinder (Lander&Rover)

2. ミッションと宇宙機の概要

2. 1 宇宙機の構成

- ・Cruise Stage
- ・Deceleration Subsystem
- ・Lander (Rover と Science Instruments を含む)

重量 : 890kg

(100kg : Cruise Stage の燃料、25kg : ペイロード [Rover、Rover のサポート、Science Instrument])

表 2. 1 - 1 : Mars Pathfinder の構成

名称	Cruise Stage	Deceleration Subsystem	Lander
目的 (機能)	・打ち上げ機の分離 ・姿勢制御 (スピン安定式: 2rpm) ・軌道補正マニューバー ・クルーズ中の通信 ・エントリー姿勢の調整	・着陸時の減速	・火星表面での実験実施
主 な 構 成 機 器	・ガリウム-砒素太陽電池 (4.4m² : 250-450W) ・中ゲインXバンドアンテナ ・推進タンク、弁 ・スラスタ ・姿勢センサー (Magellan star scanner)	・Viking 型の aeroshell (ヒートシールド) と Backshell ・エントリー中の aeroshell の性能を決める機器 ・Viking 型のパラシュート ・incremental bridle (拘束) ・逆噴射用小型固体ロケットモータ ・レーダ高度計 ・エアバッグ	・科学機器 ・ローバー ・四面体の構体 (4枚の一边3mの三角形パネル) ・アクチュエータ ・コンピュータ ・Cassini 型トランスポンダ ・パワーアンプ ・充電可能バッテリー ・X-バンドアンテナ ・ガリウム-砒素太陽電池
重量	205 kg (推進を除く)	310kg	275kg
特徴		ロケットとエアバッグは、推進排出による大気や地表面の汚染を最小化する。	着陸後、アクチュエータでパネルを開き、自動的に姿勢を補正

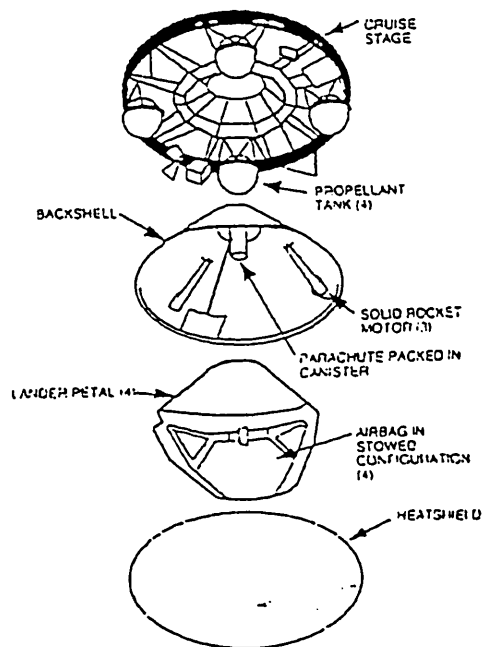


図 2. 1 - 1 : Mars Pathfinder 飛翔想像図

← 図 2. 1 - 2 : Mars Pathfinder の構成

2. 2 ミッションの概要

表 2. 2-1 : ミッション・スケジュール

フェーズ	時期 (期間)	実施内容
打ち上げ	1996 年 12 月 4 日	・デルタ II による打ち上げ (ケープカナベラルより) ・TYPE I の地球-火星トランスフェー軌道に投入
クルーズ・フェーズ	6 ~ 7 ヶ月間	・周期的な姿勢制御 (地球指向を保持) ・軌道補正マヌーバ (4 回) ・エンジニアリングステータスの送信 ・科学観測は無し (機器&ローバーのヘルスチェック [2 回] のみ)
エントリー & 着陸	1997 年 7 月 4 日 エントリー : 約 5 分間 着陸 : 0314 火星地方時 (夜明け前、地球 の出直後)	・Cruise Stage の分離、突入 (水平から 14.2 度、7.65km/sec) ↓ ・高度 30km : 最大 20g の減速 ↓ ・高度 6~10km : パラシュート展開 (Lander は backshell の下 20m に り下げ) [マッハ 1.8→60m/s に減速] ↓ ・高度 50m (レーダー高度計が検知) : エアバック展開 (Lander 各面に 6 個) 逆噴射ロケット噴射 (2 秒間) (最後の噴射直前 : Backshell とパラシュート分離 [高度 : 約 12m]) ↓ ・地表面 Lander は何回かバウンド (コンタミされていない地点へ移動) ↓ 加速度計で安定と判断したらエアバックの排気 姿勢補正の自動シーケンス
着陸後	1997 年 7 月 4 日	・着陸コンフィギュレーションの展開 ・エントリー~着陸までのデータの送信 ・高速通信のリンク ・周囲地形の部分的なパノラマ写真の撮影と送信 ・ローバーの発進
	30 日間	・ローバーと科学機器の展開と使用 (Lander ミッションは最長 1 地球年)

2. 3 着陸地点

表 2. 3-1 : 着陸地点の概要

着陸予定地点	Chryse Planitia (クリセ平原) の Ares Vallis の 100×200km の範囲 (Viking 1 号の 850km 南東)
緯度・経度	19.5° N、32.8° W
特徴	Ares Valley と Tiu Valley の河口からの流れ (高地から南への流れ) がみられる。
選定理由	[工学的理由] ・安全に着陸可能 (高度 - 2km) ; 7/4 時点は太陽直下点 (発電効率大) [科学的理由] ・種々の岩石の存在 (古代の大量のクレータ地帯、中間年代の隆起した平原 (ridged plains)、溪谷の堆積物) ↓ ・初期の地殻の分化と進化、風化生成物の発達、初期の火星環境についての知見が得られる。

2. 4 ローバー

ローバー：六輪の「rocker bogie」

- ・車輪の径の大きさ（13cm）程度の障害は乗り越える。
- ・その場での方向転換が可能

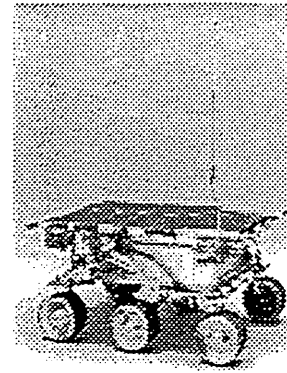


図 2.4-1：ローバー

表 2. 4 - 1：ローバーの概略

項目	仕様等
寸法	65cm（長さ）×48cm（幅）×30cm（高さ）
重量	10.5kg（うち、ペイロード：1.5kg） [Landerのローバーサポート部：5.5kg]
電力	・太陽電池（0.25m ² 、ピーク電力：16w） ・初期バッテリーバックアップ（～300Wh）
移動速度	0.4 m/分
Lander との通信	UHF アンテナ Lander のカメラの視野範囲もしくは Lander から 20～30m の範囲全体をカバー（限界：500 m）
ペイロード	・モノクロのステレオカメラ （ローバー前面、ハザードディテクションと地形撮像用） ・カラーカメラ（後面） ・α-プロトン-X線
ローバーの実験テーマ	・ Technology Experiments - Mars Terrain Geometry Reconstruction from Imagery - Mars Basic Soil Mechanics - Mars Dead Reckoning Sensor Performance and Path Reconstruction/Recovery - Sinkage in Each Martian Soil Type - Logging/Trending of Vehicle Performance Data - Rover Thermal Characterization - Rover Imaging Sensor Performance - UHF Link Effectiveness - Material Abrasion - Material Adherence ・ Rover Science Experiments - Alpha Proton X-Ray Spectrometer - APXS Deployment Mechanism Imaging ・ Mission Experiments - Lander Imaging - Damage Assessment

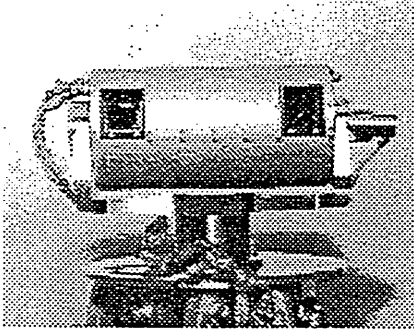
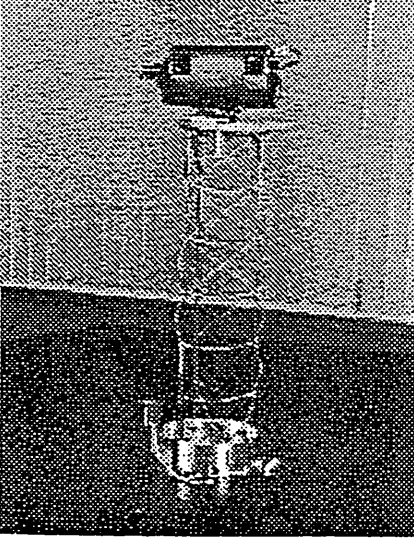
3. Mars Pathfinder 搭載科学機器

以下の3つの機器を搭載

- ・ Imager for Mars Pathfinder (IMP)
- ・ Alpha Proton X Ray Spectrometer (APXS)
- ・ Atmospheric Structure Instrument / Meteorology Package (ASI / MET)

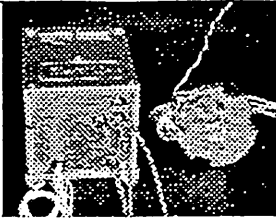
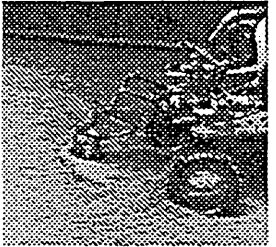
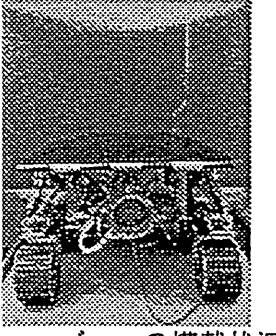
3. 1 IMP (Imager for Mars Pathfinder)

表 3. 1 - 1 : IMP の概要

 カメラ・ヘッド	P. I.	P. Smith (Univ. of Arizona) Co-I : J. M. Knudsen (Niels Bohr Inst.) [磁気特性調査] Co-I : R. Greeler (Arizona State Univ.) [風向・風速調査]
	概要	地表 1.5 m (Lander から 0.85 m) まで進展可能なマストに載せたステレオカメラにより周囲の画像を取得。
 マスト進展状況	機器構成・特徴・実験内容など	(1) カメラ・ヘッド ・ 開口窓の間隔 : 15cm (鏡で反射) ・ 2 個の 3 枚レンズ ・ 各パスに 12 要素のフィルター (波長 : $0.4 \mu\text{m} \sim 1.1 \mu\text{m}$ のバンドパス) ・ クローズアップレンズ ・ 2 つのパスの焦点には 1 個の CCD (各々のパスのフレームは 248×256 エLEMENT) ・ f 値 : 10 (22 まで絞れる) 実効焦点距離 : 23mm ・ $f \text{ o v}$: 14.4° ・ 方位角 : $\pm 180^\circ$、仰角 : $+83^\circ \sim -72^\circ$ (2) 磁気特性調査用磁石 [IMP で磁石に貼りつく塵などの観察を行う] ・ 磁石設置点は以下の通り ・ Lander のサーマルエンクロージャーの上面と地表面近くのベースプレート (各々には異なった強度の磁石が 5 個ずつ設置) ・ カメラヘッドの底 ・ ローバー用の展開道 (ramp) の端 (3) Wind Sock [ASI/MET のマストの 3 つの wind Sock の動きを IMP でみて風向・風速を計測する]

3. 2 A P X S (Alpha Proton X Ray Spectrometer)

表 3. 2 - 1 : A P X S の概要

 センサーヘッド	P. I.	R. Rider (Max-Planck Inst.) Co-I : H. Wänke (") α 線スペクトルメータは上記が担当 X線スペクトルメータの担当及びローバーへのインティグレーションは、 T.Economou (Univ. of. Chicago)
 測定状況	概要	火星表面の元素分析を行う。 水素を除き、全ての主要な元素を決定できる。
 ローバーへの搭載状況	機器構成・特徴・実験内容など	・センサーヘッドにはキューリウム (Cu) を使用。これにより α 粒子を生成。これをサンプルに当て帰ってくる α 線、プロトン、X線を測定 ・センサーヘッドは 20° のコンプライアンスあり。 ・ソ連の Vega と phobos ミッション用のものが原型。Mars96 と同様。 ・プロトンスペクトルは原子番号 9 ~ 14 で特に有効。 ・分析プロセスは α 粒子と物質の 3 種の相互作用に基づく 原子核による α 粒子の elastic scattering α 粒子による原子の構造の励起 (特性 X 線の放射) α-プロトン核反応

3. 3 ASI/MET (Atmospheric Structure Instrument / Meteorology Package)

表3. 3-1 : ASI/METの概要

 Flight Wind and Temperature Sensor on Mast Wind Sensor Descent Temperature Sensor Top Mast Temperature Sensor	開発担当	NASA・JPL NASA-appointed Science Advisory Team が JPL の機器担当チームに科学的なガイダンスを提示。 (リーダー : A. Sieff [NASA・ARC])
マスト先端の風センサと温度センサ	概要	エントリー、降下、着陸時、着陸後の各フェーズにおいて、大気構造（密度、温度、圧力）と気象データを取得。
	機器構成・特徴・実験内容など	(1) 加速度センサ - 宇宙機本体の Attitude and Information Management (AIM) サブシステムから供給 - X, Y, Z 軸で μg (大気突入) $\sim 40 g$ (着陸時) まで計測 (2) 温度センサ - 細いワイヤー熱電対 - マストに4つの熱電対配置(マストの先端、先端の近傍、中央、マストの底から 1/4) - マストは「花卉」の端(Lander からの熱的影響をとる) - 降下中はマストは畳まれており。Lander の底の三角形の穴を通してマストの先端の熱電対が温度計測 (3) 圧力センサ - Tavis 磁気抵抗ダイヤフラムセンサ (Viking と同様) - センサは Lander 中央 I のエレクトロニクスボックス内。センサからのチューブは Lander の底の三角孔へ繋がる (4) 風センサ - マストの頂上の周りに均等に配置した6本の熱したワイヤーエレメント。エレメントの温度から風速と風向を求める。

4. Mars Pathfinder の科学的な目的と研究内容

[主な目的]

- ・表面の形態(地形)と地質学的研究 (Surface morphology and geology at submeter to hundred meters scale)
- ・地表面物質の組成分析と鉱物学的研究 (Elemental composition and mineralogy of surface materials)
- ・大気の研究 (Atmospheric science)
- ・火星回転及び軌道力学的研究 (Rotational and orbital dynamics)

4. 1 表面の形態(地形)と地質学的研究

IMP やローバーのカメラによる着陸点周囲の地表観察の実施。

[調査・研究内容]

- ・地表付近の大気と地質的なプロセスの相互作用
- ・地表の傾斜や岩石の分布
- ・霜、塵、砂の堆積状況
- ・土 (Soil) の特性
- (ローバーの轍、ローバーの車輪による穴掘り、エアバッグのバウンドや収縮によって生じた地表の痕跡も利用)

4. 2 地表面物質の組成分析と鉱物学的研究

A P X S と I M P (の近赤外フィルター) を利用して岩石や地表面物質の元素組成や鉱物学的情報を把握。

[調査・研究内容]

- ・地殻の成分や分化、風化生成物の研究
- ・Mars Global Surveyor のキャリブレーション
- ・塵中のチタンと鉄の抽出 (磁気ターゲットの利用)

4. 3 大気の研究

(1) A S I / M E T を利用した研究

- ・大気の温度、密度の高度分布 (エントリー、降下、着陸時の計測)
- ・地表での圧力、温度、風速、風向の計測 (温度、風速、風向については高さ方向の分布も計測)

(2) I M P を利用した研究

- ・空や太陽のスペクトル観測から風による粒子の径、形、高度分布や水蒸気の量を測定

4. 4 火星回転及び軌道力学的研究

Lander と地球局との双方向 X バンド通信とドップラトラッキングを利用し Lander の位置決定。

・手順

- (1) Lander へコードを送信し、返信を地球で受信
- (2) 所要時間から距離測定が可能 (1 ~ 5 m の精度)
- (3) コードのドップラシフトを測定、2 ~ 3 ヶ月間のデータ蓄積により Lander の位置を 2 ~ 3 m 以内で決定

・取得できる知見

- Lander の位置を正確に決定 → 極の方向と歳差が算出可能 → 火星の慣性モーメント
- 内部の密度分布 (金属核の有無)

5. ミッション・オペレーション

5. 1 オペレーション計画

日時	オペレーションの内容
着陸直後	1. 「花卉」を展開 (A S I / M E T マストの展開を含む) 2. エントリー、降下、着陸データを low-gain アンテナにより送信
初日の出 (0700-0800) 及び地球からのアップリンク後	1. I M P カメラのロック解除 → 太陽方向確認 → Lander のコンピュータへ座標値提供 → Lander の向き決定 → high-gain アンテナを地球に向け通信確立 2. I M P が Lander の一部の画像撮影 (ローバーや部分的なパノラマを含む) 3. ローバー発進 4. I M P をマスト上に展開
夜間	ローバーが A P X データを取る
最初の一週間	・ I M P のステレオ画像取得。3次元データベース化。(ローバー操作の為) ・ I M P マルチスペクトル画像取得。(A P X S による測定サイト検討)
最初の一ヶ月まで	・ 一日に最小4時間の通信 (1日に 20-40Mbits でデータ送信。1ヶ月で 1 Gbit のオーダー) 地球局 34mDSN アンテナ: アップリンク 70 m D S N アンテナ: ダウンリンク
一ヶ月以降	・ 一週間に最低3日のアップリンク ・ 一日に 2 ~ 3 時間のダウンリンク (2 ~ 3 mbit/day) 地球局 34mDSN アンテナ

5. 2 科学研究のオペレーション組織

各研究テーマは一つ以上の機器を用いる。その為、オペレーションの割り当てが必要。

i) The Experiment Operations Team : 機器毎及びローバーのチーム

ii) Science Operations Group : テーマ毎のチーム

ii)はi)に含まれるが、オペレーションのインタフェースは ii)がとる。

表5. 2 - 1 : 各サイエンステーマの使用機器例

Science Operations Group	Lander 本体			ローバー			通信
	IMP	ASI/MET	磁石	APXS	カメラ	作動情報	
The Surface Morphology and Geology	○				○		
The Petrology and Geochemistry	○			○	○		
The Magnetic Properties	○		○	○	○		
The Soil Mechanics and Properties	○				○	○	
The Atmospheric (*1)	○	○			○		
The Rotational and Orbital Dynamics							○

注* 1 : 多くのサブグループに分かれている。

6. データマネージメント

- ・全てのエンジニアリング、ローバー、そしてサイエンスのデータは Project Data Base に集約
- ・専有期間は無い。(但し、サイエンス機器のデータは6ヶ月弱のキャリブレーションと調整の期間があり、その後 Planetary Data System にデータ蓄えられ、サイエンスの団体一般に使用可能となる。)
- ・キャリブレーションと調整の期間のデータ配布はP I もしくはチームリーダーの裁量

7. 他の火星ミッションとの相乗り

Mars Global Surveyor (1997年9月半ば着)との相補的な研究

- ・ Mars Pathfinder で分析したサンプルの起源(到来源)の決定
(Mars Pathfinder で得られた岩石の種類とMGSの画像やスペクトルとの比較)
- ・ MGS からの高解像度な画像による Lander 位置とそのローカルな地質環境の把握
- ・ 大気の同時観測
など

以上