

火星着陸生命探査計画 MELOS1 提案書

(コンパクト版：2014年4月1日)



MELOS ワーキンググループ

【第1部】 科学的背景、意義、目標

1.1. MELOS1 のサイエンス：火星を舞台に、地球外生命の検出を目指す

1.1.1. 「太陽系の中で地球外生命を探す」ことの重要性

Are we alone in the universe?

地球生命が宇宙で唯一の生命かどうか、これは人類の根源的な問いであり、宗教・哲学など、人類文明の根幹に直接的に関わる問題でさえある。宇宙での生命の起源や別種の生命の可能性を考えた時、我々が生命を一種類（地球生物）しか知らないことが大きな障壁となる。地球と大きく異なる環境の生物とは？そもそも生命の定義とは何か、生命にはどのようなヴァリエーションがあり得るのか、生命科学者の間でさえ意見の一致はまだない。その理由は我々が地球生命しか知らない、という点にある。こうした障壁を突き破るために、別種の生命を発見し調べることが重要であり、それは「(現時点では) 太陽系の中で地球外生命を探すことによるのみ可能」な科学研究である。

1.1.2. 生命探しの舞台、火星、そしてなぜいまか？

生命存在可能性が考えられるタイタン、エウロパ、エンセラダスなどに比しても、火星は最も地球に似ており、生命存在の可能性が最も高い天体といえる。火星誕生直後には大気と海が存在し「ハビタブルな環境の時代」があったとする考えには、多くの科学者が同意している。現在も広範囲で地下氷が存在していて、Phoenix 着陸機は実際に地表で氷の存在を確認した。また最近（ここ十数年間）にも液体の水が流れた跡と推定される場所が複数発見されている。加えて、火星大気中にメタンの存在（議論は続いている）を示唆する観測がある。メタンは生命活動により発生し得る気体である。またもし非生物学的に発生する場合であっても、それは火星内部における「水を伴う」活動の存在を示唆することにもなる。さらに、メタンと酸化鉄を用い（酸化鉄によりメタンを酸化する）エネルギーを獲得する細菌の生息も考えられる。これら近年のさまざまな発見や知見により、火星を舞台に地球外生命を探す、そのためのミッションを真剣に再考すべき時期を迎えている。

1.1.3. これまでの「火星生命」探査

過去の火星探査では「生命」は見つけられていないが「火星に生命はいない」と結論づけることはできない。本格的な生命探しは 1976 年の Viking 着陸機だけで、その実験感度は、1 グラム土壌中に 10^7 個程度の細胞があると検出できるものであった。一方、地球でも微生物濃度の低い地域（アタカマ砂漠など）では、1 グラム土壌中に 10^4 個程度の細胞しか存在しない。つまり、Viking がアタカマ砂漠に着陸し実験を行ったとしたら、「地球に生命はいな

い」という結論になってしまうわけである。Viking 以降、生命探しは行われず結局、火星地表において十分に感度の高い生命検出実験はこれまで行われたことがない、のである。人類にとって火星における生命探しは、あるレベル＝「ここまでやって見つからないのなら、やはりいないのかも知れない」と判断できるレベルまで、きっちりと遂行することが必要なミッションなのである。そこで本計画では、

目的：火星生命の存在についての答えをその直接検出実験を通じて得る。

ことを目指す。予定中の火星着陸探査計画を見ると、欧州 ExoMars ミッションは「生命」を前面に押し出し、米国 Mars2020 ミッションは、「過去の生命の痕跡」を探すとされている。MELOS1 の生命検出実験はこれらの将来ミッションで予定されているものとは異なるアプローチであり、諸外国に比しても存在感のあるユニークなミッション計画となっている。

1.1.4. 火星で生命が見つかったら、または見つからなかったら：高い科学的意義

もし火星に「地球生命とは別種の生命」の存在が確認されれば、それは歴史的発見となる。そこからは、生命とは何か、地球生命の一般性・特殊性（アミノ酸はなぜ 20 種なのか、それは偶然か必然か、遺伝物質が DNA であることは偶然か必然か、遺伝の仕組みは等々）といった研究が展開され、地球生物学でない一般生物学、真の生物学の誕生となる。太陽系

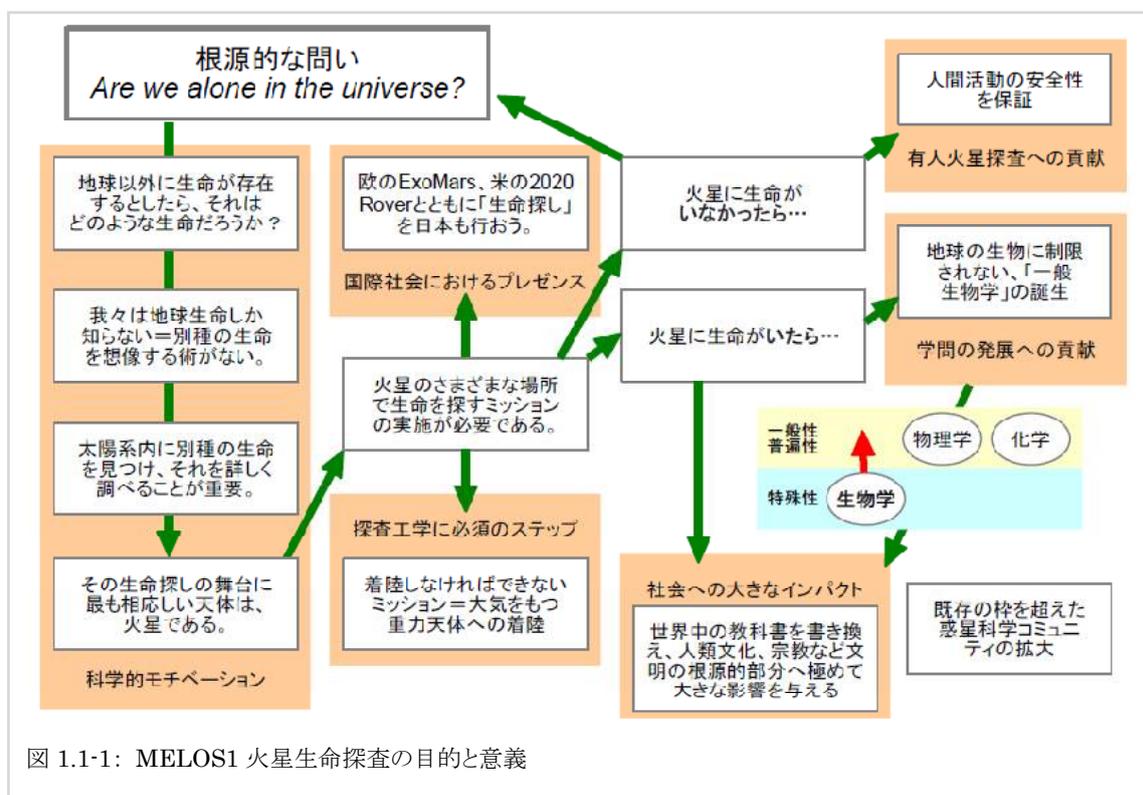


図 1.1-1: MELOS1 火星生命探査の目的と意義

における生命探査は、これまで一側面でしか探究できなかった生物学を、より一般的で普遍的な学問へと進化させる可能性をもつのである。

もし見つかった火星生命が地球生命と似ていた場合には、遺伝子解析を行い系統樹を作製する必要が出てくるであろう。系統樹の解析によって、

- a. 地球生命とそっくりであっても地球生命とは独立に誕生した生命である可能性、
- b. 地球生命がいつの時期か（40 億年前から探査直前まで）に火星に移動した可能性（時期の推定も可能）、
- c. 火星生命が 40 億年前に地球に到達し地球生命の祖先となった可能性、

これら三つのいずれであるか判定することができる。

微生物が発見されなかった場合にも、Viking 実験に比べて微生物検出感度を 3 桁上げることになる。また、微生物が存在しないことの確認は、有人火星探査を実施する以前に、探査者の健康安全の確保と火星微生物環境保全のために、必ず実施しておく必要がある。科学だけでなく「探査」のためにも欠かせない意義をもつミッションなのである。

1.1.5. もうひとつのサイエンス：地表気象とダストの観測

火星地表の環境モニターは着陸機そのものの運用上も必須であるし、気象条件を測定し続けることは将来の着陸ミッションに備えた基礎情報の蓄積でもある。加えて火星の気象は、地球のそれよりはるかに大きい気温の日較差、大気中に浮遊するダストが日射を吸収し加熱することにより駆動される気象現象、小さなダストデビルから大きな（全球を覆い尽くす）大砂嵐まで、それらのメカニズムには未知の部分が多い。

「浮遊ダスト」は大気運動の駆動源として、まさに地球における「水」と等価な役割をもっている。しかしそれがどのようにして地面から巻き上げられ、大気へと注入されてゆくのか（あるいは取り除かれてゆくのか）は、まったく分かっていない。MELOS1 の環境モニターは、基本的な気象場（気温・気圧・風速）の測定を行う。それに加えてダストデビルの検出と追跡、空の散乱光測定やライダー観測にもとづく浮遊ダスト量およびサイズ測定を継続的に行う。ダストのサイズや形状については過去に、Phoenix 着陸機に搭載された原子間力顕微鏡（AFM）がわずか一例測定したに過ぎず、情報はまったく不十分なものである。MELOS1 ではそれを、生命探査装置に組み込まれたダスト顕微鏡により直接的に測定することができる。これを補助情報とすることで、空の散乱光の解釈をより高い精度で行えると期待される。

地球の「無数の観測ステーション」や「衛星観測」にもとづく理解に比して、火星の一地点での測定は非力かも知れない。それでも、各着陸探査でそのような基礎的な気象情報の蓄積を行い、国際協力によるなどしてデータを増やしてゆかなければならない。

1.2. MELOS1 ミッションのコンセプト： 生命探しへの最適化

1.2.1. 最も感度の高い生命検出装置を搭載

MELOS1 生命探査装置の特徴は、細胞を（あれば）直接に見る＝画像として捉える、「百聞は一見にしかず」の検出手法にある。土壌を加熱して出てくるガスを分析し有機物の存在を検出する手法の海外ミッションとは異なる、MELOS1 のユニークな点である。ただ単に土壌試料を顕微鏡撮影しても微生物と土の粒子の区別はつかない。そこで MELOS1 生命探査装置では、色素による染色と蛍光顕微鏡を用いることによって火

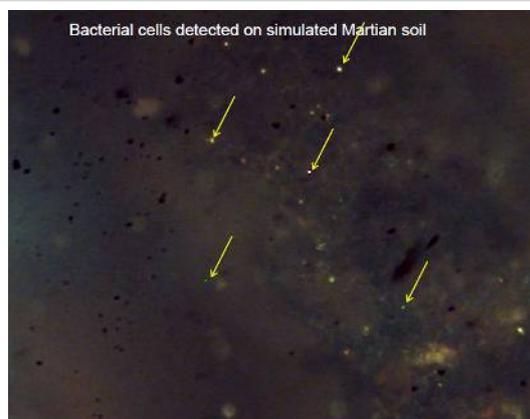


図 1.2-1： 火星模擬土壌中の微生物（矢印）を蛍光顕微鏡観察した様子

星表面で微生物の生細胞、死細胞および有機物を直接観察する。これは地球の実験室で生物科学者が行う手法であり、最も高い感度で生命探しを行うことができる。具体的には、以下の課題を達成する生命探査顕微鏡をローバーに搭載し、生命検出実験を火星地表の複数地点で行う。

- A) 火星表面で粒子(レゴリスとダスト)を $1\mu\text{m}$ /ピクセルの画像解像度で観察する。
- B) 有機化合物を $10^{-7}\sim 10^{-8}$ Weight/Weight で検出する。
- C) 生物由来有機化合物を非生物粒子から区別する。
- D) 膜で囲まれた有機化合物（生物の細胞である可能性が高い）を 10^4 細胞/グラム土壌の感度で検出する。（これは Viking の熱気化ガスクロマト質量分析装置の 1000 倍感度が高い）。
- E) 以上を火星地表の複数地点で行う。

1.2.2. 生命の「環境」を記録する提案機器(オプション選定中)

火星地表のどのような場所であれ、そこに生命が存在する・しないという結果には「その場所の環境」を重要な付帯情報として記載する必要がある。そのための提案機器は

- 基本的気象場（気温・地表温度・気圧・風速）を測定するための気象パッケージ（ローバー運用のためにも必須の測器群という位置づけ）
- 火星気象を支配するダストを計測するライダー
- ダストデビル観測（ローバーのバス機器であるナビゲーションカメラを用いるサイエンス提案であり、固有の機器は要求しない）
- 太陽光の減衰から水蒸気量、空の散乱光分布から浮遊ダスト分布を測定する環境モニ

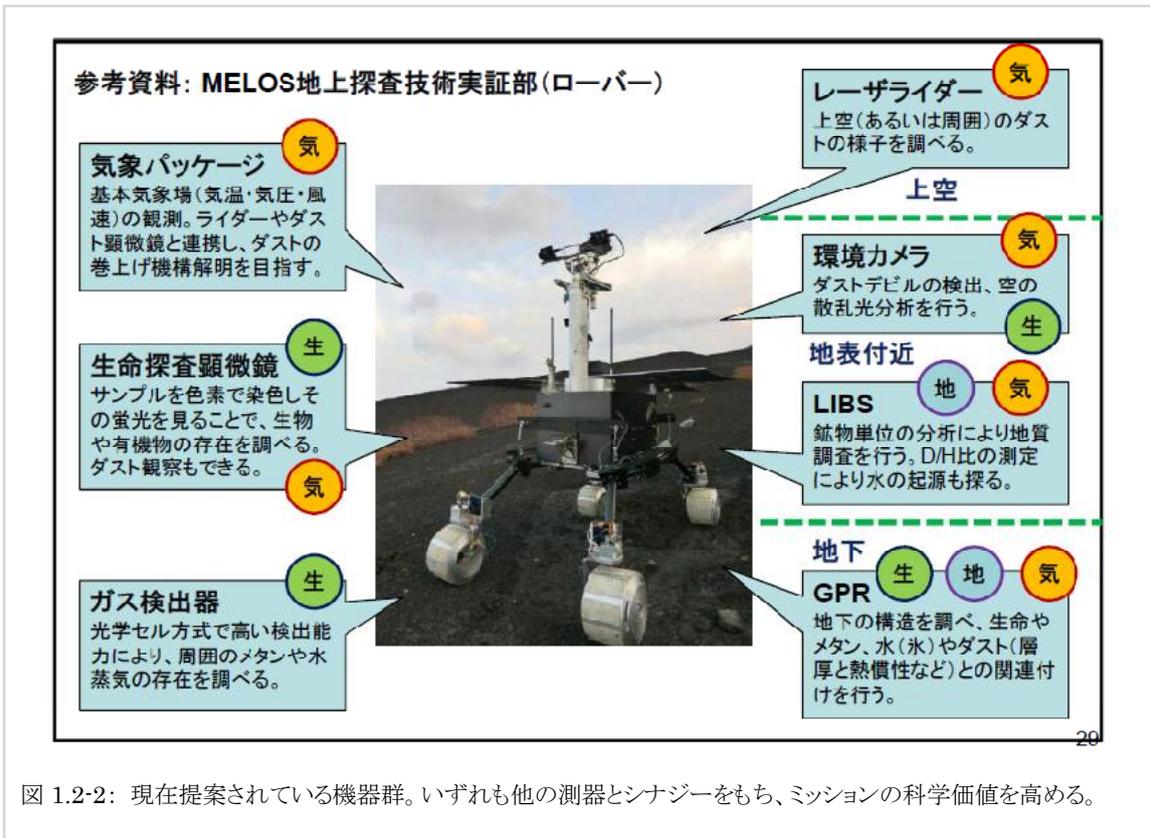


図 1.2-2: 現在提案されている機器群。いずれも他の測器とシナジーをもち、ミッションの科学価値を高める。

ターカメラ

- 大気中のメタンや水蒸気の状態を測定する ガス検出器
- 地下の氷や空洞の有無などの構造を見ることが出来る 地中レーダーGPR
- 同じく地中構造を地震波により調べる アクティブ干渉計 (着陸機)
- 表層の鉱物を分析するための レーザー誘起絶縁破壊分光計 LIBS
- 火星自転の変動から大気と極冠の物質移動を調べる 測位機器 (着陸機・周回機)がある。

1.2.3. 移動探査を可能とする探査ローバー

ぶじに着陸し、周囲をながめ、どこへ行けば生命を見つけられそうか考え、そこへ移動してゆく手段が必要である。MELOS1 では探査ローバーでそれを実現する。想定しているローバーの規模は質量 60 kg 程度、Mars Pathfinder (MPF)のソジャーナよりは大きく、Mars Exploration Rover (MER)よりは小ぶりのものである。

1.2.4. 高い精度で目標地点に着陸する EDL システム

ローバーが動き回れるとはいっても、その走行可能距離は大きくはない。したがって、着陸そのものの精度を高めて、生命存在の可能性が高そうな場所にローバーを下ろす必要がある。そのための EDL システムは、超音速空力誘導を用い、また着地には Curiosity 同様

のスカイクレーンを採用して、ピンポイントに近い着陸を実現させる。

工学の面では、大気を有する重力天体への探査に必要な、深宇宙通信、軌道決定と誘導、大気突入、空力誘導、緩降下、着陸技術、および表層移動探査技術を開発し、これを火星において実証するミッションとなる。

1.2.5. 着陸地点の考え方：生命の存在しそうな条件とは

近年の着陸探査は火星上の複数の地点で、現在地球のような「ハビタブルな環境」が少なくともかつては存在していたことを明らかにした。こうした環境で地球同様に生命体が発生していても不思議ではなくいったん生命体が発生すると、特に微生物の突然変異速度は環境変動に比べるとはるかに急速であるため、低温化や乾燥化などには適応した生命体が生き残る可能性が高い。たとえば過塩素酸塩が **Curiosity** 着陸地点や **Phoenix** 着陸地点で報告されていて、これは多くの生命体にとっては消毒液として振る舞う。ところが逆に、過塩素酸の存在を好んで生息する微生物も地球では見つかっていることから、火星全体が消毒され微生物が死滅することを意味しない。また **Curiosity** では有機物が今のところ発見されていないが、それもまたネガティブな結果ともいえない。というのも、湿潤環境が有機物を破壊しただけであろうとも考えられるからだ。逆に有機物が多くみつかってしまっていたら、火星の表層は極めて乾燥度が高いことを意味するので、よほど地下深くに潜らない限り、生命体の検出ができないと考えることが現実的であったかもしれない。

こうした背景から、「現在も火星に生命体が存在しているとしたら、どこであるか」という視点を持ち、微生物学者らと惑星科学者らで検討したところ、液体の水があるのであればその存在地点、無いとしても自由エネルギーが存在している地点が最も有望であるとの結論を得て、この条件を満たす場を着陸地点候補と考えることにした。

1.2.6. 具体的な着陸地点の候補

こうした考えに立ち火星の探査データを精査したところ、いまのところ **RSL (Recurring Slope Lineae)** と呼ばれる筋状構造が最も有望な探査地点であると考えられている。これは周期的に表れる暗色の幅 **50cm-5m** 程度の表層構造である。南半球の中～高緯度帯に見られ、特にニュートンクレーター (**41.6S 202.9E**, 高度**-900~-200**メートル) のものが良く知られている。ここでは春季後期に現れて秋季・冬季に消え失せるという特徴があることから、なんらかの表層水がその形成に関与している可能性が高いと考えられている。さらにこの **RSL** の分布をみると、蒸発岩に良く見られる塩化物の分布と類似している。この塩化物の分布は、ノアキアン中期～後期の年代を示す地域に分布していることから、この時期に大量に存在していた海水の残存物である可能性がある。この大量の塩が凝固点降下を引き起こして、本来液体の水が存在し得ない環境の火星においても **RSL** を形成しているとする見方がある。いずれにせよ、春～夏にかけて何らかの流体が斜面を流下してくることが期待できることは、液体の水および自由エネルギーが存在する場という意味で、いまのところ

生命体の存在が最も期待できる場であると検討グループでは考えている。

なおこのほかにも有望な候補が存在する。北部平原や特にイシディス盆地などに広く見られる泥火山のような地形で、これがメタン放出との関連の可能性とも含めて有望な調査地域と考えられている。その中でも、広く泥火山が分布しているイシディス盆地内の 10.5N 85.5W 地点付近は高度もマイナス 4km と着陸の意味でも液体の存在可能性の意味でも、さらにはメタンが濃集していると言われたシルティス・メイジャー (Syrtis Major) への距離という意味でも有望視されている。同様に、メタン濃集との関連でニリ・フォッサ Nili Fossae ; 21.7E 74.6E, -400~-700m) も有望な着陸地点であると考えられる。

現在でも水が流れていることが確認されている、生命探査に最適な場所：
ニュートン・クレーター内部の小クレーター



緯度経度 41.678S, 202.93E

高度 -900m(クレータ底)~-200m(クレーターリム付近)

傾斜(確認中) <~10°

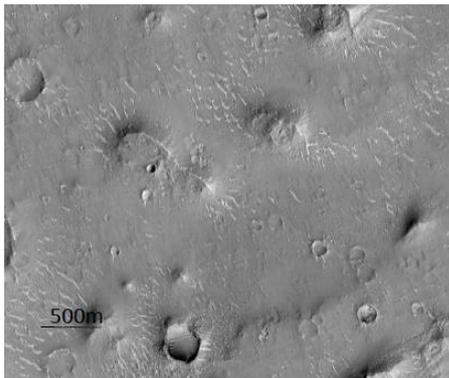
着陸精度

①可能であれば半径500m程度

②これが無理でも半径10kmのクレーター内部

クレーター壁面に春になると周期的に水(恐らく塩水)が流れ出ていることが確認されており、これを狙う。この現象とガリーとの関連は不明。同一地域が繰り返し撮影されているため、詳細な地形データ(ステレオ)が取得されている利点がある(3次元DTMは解析中だが、数メートルの起伏があり傾斜が数度程度はありそう)。比較的急傾斜の部分は岩石質で、緩傾斜の部分は恐らく砂。100m程度の恐らく砂でできた平らな場所もある。上の着陸精度はローバ移動距離を含めたもの。これが長ければ、クレーター内部の比較的平坦な場所に降りるのが良い。

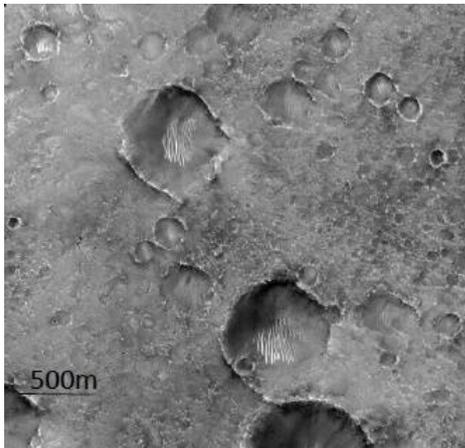
メタンが噴出している可能性のある場所付近にあり、比較的着陸が容易な場所：
イシディス・プラニシア



緯度経度 85.53W, 10.48N
 高度 -3900m 土約30mの極めて平らな平原
 傾斜(確認中) <~2°
 着陸精度 300km

インディスクレーター内部の巨大な平原。泥火山とも考えられている奇妙な高まりが多数存在していることから、生命探査の意味でも興味深く、地質・気象観測の意味でも、インパクトは薄いですがバランスの取れた着陸候補ともいえるかもしれない。

メタンが噴出している可能性があり、ダストの活動度が比較的高い、生命探査とダスト観測に適した場所：ニリ・フォッサ



緯度経度 41.678S, 74.678W, 21.711N
 高度 -400~-700m
 傾斜(確認中) <~3°
 着陸精度 30km程度

横幅約30km、深さ約500mの深い谷の内部。メタンの噴出またはそれによる変性作用の疑いのある岩石が見つかっている。峡谷の形成過程は不明だが、比較的起伏が少ない特徴があり、砂丘も多数みられることからおそらくダストが沢山存在していると考えられる。付近のニリ・パテラでは現在においてもきわめて活動的な砂丘の移動が観察されている。

留意しなければならないのは、着陸「可能な」地点は打上げウィンドウに強く依存するということである。つまり、火星へアプローチする軌道が火星赤道面に対してどのような傾斜角であるか、また火星の季節はいつであるかが重要な問題となる。冬半球の中・高緯度に着陸したのでは、太陽電池で発電して活動できる時間は限られるし、越冬できず目標を達成せぬままミッション終了となってしまいうだろう。そのため、想定されるいくつかの打ち上げウィンドウに対し、そのひとつひとつに最適な着陸候補地点を探し出して（理学メンバーがそのための研究・情報収集を行う）備えておくことは必須である。

1.3. MELOS1 ミッションのサクセス・クライテリア

MELOS1 ミッションのサクセス・クライテリアはオプション選定が完了した時点でアップデートされるが、現時点での暫定的なものとして以下を設定する。

ミニマムサクセス

- 火星地表面へ地上探査システムを着陸させ、地球局との間で通信が（直接通信あるいはリレー通信によって）成立する。
- 工学実験の基礎データである EDL 中の HK データを、地球局へ送付する。
- 着陸後 1 火星日以上にわたる理学測器の正常な動作（画像や気象など取得データの地球局への送付を含む）が確認できる。

フルサクセス

- 目標に対する着陸点の誤差が目標値（[TBD1]）以下である。
- 地上探査システムが[TBD2] m 以上移動し、[TBD3]火星日以上の間機能する。
- ひとつの火星土壌サンプルに対して生命検出実験ができ、火星生命の有無（「無」の場合は微生物存在密度上限値）をそのサンプルについて判定できる。
- 気象データを[TBD3]日以上継続取得し、地球局へ送付する。

エクストラサクセス

- 複数の火星土壌サンプルに対して生命検出実験ができ、火星生命の有無（「無」の場合は微生物存在密度上限値）を実験を行った範囲について判定できる。
- 地上探査システムが[TBD4] m 以上移動し、[TBD5]火星日以上の間機能する。
- 気象データを[TBD5]日以上継続取得し、地球局へ送付する。

【第2部】 科学ペイロード

2.1. MELOS1 生命探査装置提案(主サイエンス)

生命探査装置の概要

本生命探査装置は、蛍光色素の組合せにより、生きている細胞と死んでいる細胞を識別し、有機物をも広く検出する性能を備える。顕微鏡部は、1 μm オーダーの細胞を捉えることができる解像度を有する。複数のシャーレをもち、その個数だけの異なるサンプル（ローバーで移動しながら、生命の存在しそうな場所を選び）を調査することができる。シャーレの面内（XおよびY）および焦点深度方向（Z）のスキャンを実施し、 10^4 個/グラム土壌の細胞検出感度を達成する。また、上向きガラスステージに沈降するダストのシルエットを撮像する機能も有する。

火星の細胞をどう判定するか：生命の定義

日本のアストロバイオロジー研究者は世界に先駆け生命の定義の検討を行い、以下の生命の定義を探査に利用可能な生命の定義として共通理解に達している。すなわち、

1) 膜に囲まれている、2) 代謝をしている、3) 複製増殖する、の三つである。これらの定義のうち火星生命探査では定義1を用いる。生命探査措置は利用する蛍光色素の詳細な検討の結果以下の性能を実現している。

- 検出能：有機物を広く検出する。
- 検出感度： 10^4 細胞/g 土壌
- 識別能：有機物を鉱物から識別。生細胞を死細胞および有機物から識別。
- 空間分解能：1 μm の細胞を検出（0.3 μm 程度の細胞も検出可能）

測器定義（リソース要求）

- エンベロープ：240(W) x 200(D) x 220(H), 6 kg
- 電力最大：20W
- 温度保存：-40°C（TBC）～30°C
- 動作温度：-10°C（TBC）～20°C（ただし、これは色素温度でありローバーとのIFでの温度要求は緩和される見込みあり、検討中）
- 撮像時間：200分/サンプル、ローバー運用期間中に8サンプル（シャーレ個数により規定される）
- 上部にサンプル投入口、サンプル採集と投入をローバーが分担。
- 画像の保存 45MB(OBC),

- 地球への転送 200kB/サンプル

ダスト顕微鏡部

生命探査装置と「結像光学系」「CCD 検出器」を共有したダスト顕微鏡機能を組み込む。上方へ向けたガラスステージ上に降り積もるダスト微粒子を、そのシルエットとして観察する（焦点調整メカを省き、単純・軽量でロバスト）ことで投影形状やサイズの分布などを調べるものである。ダストのシルエットを得るために、最上層は短波長 (< 700 nm) 透過フィルター、2 層目は量子井戸またはドットを並べた発光層（800 nm 付近を中心）、3 層目は長波長 (> 750 nm) 透過フィルターの順で積層した蛍光板を製作し用いる。これにより上から入る光はその

ままでは透過しないが、中間の発光層を光らせる（または影を作る）ことで降り積もるダスト微粒子を観察するものである。分解能は 2 μm/画素程度とし、浮遊ダストのモーダル半径といわれているものより大きな側のサイズ分布を実測することができる。

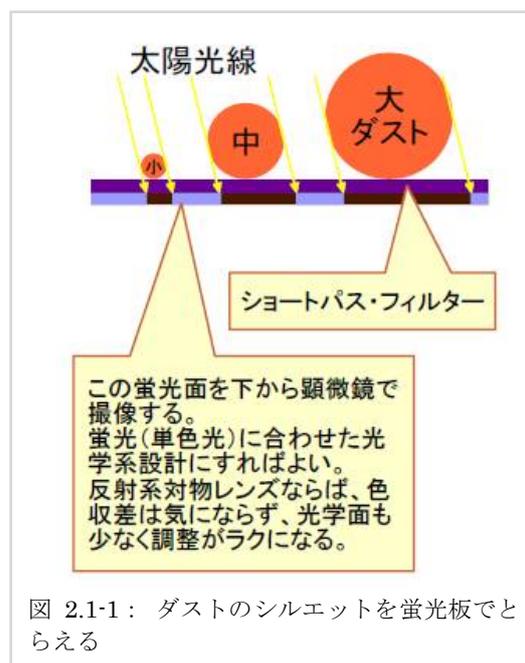


図 2.1-1 : ダストのシルエットを蛍光板でとらえる

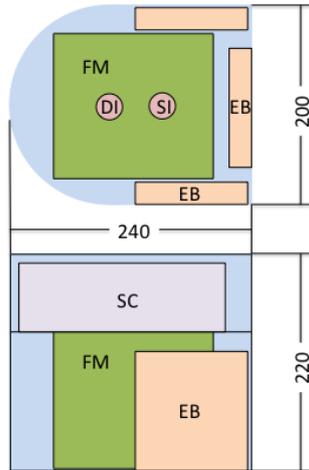
搭載に向けての開発ストラテジ : ヘリテージとクリティカル要素

要素技術	ヘリテージ	対応済み (見込み) 項目	今後の開発要素
蛍光色素	極限環境微生物研究 (深海、砂漠)	火星環境耐性 (温度、圧力、過酸化)	温度域拡大 (溶媒の最適化)
顕微鏡	水中自動顕微鏡	Z 軸駆動機構、対物レンズ低温耐性 (-40°C)、振動耐性	
光源 LD	要調査	低温耐性、放射線耐性	
撮像	あかつき、SPRINT-A	撮像時間 (200 分)	時間短縮
サンプル処理		X 軸駆動機構、色素添加機構	Y 駆動、蓋開閉機構
画像処理	既存の蛍光顕微鏡		画像処理

今後の開発要素も、特に大きな問題を持つ要素は識別されていない。

ただし、蓋の開閉機構と気密保持機構の両立、色素の高温変性速度への対応、Y 軸駆動機構は検討中。現時点で 3 軸制御を 2 軸に減らす事でリソースを減らせる可能性がある。さらに、干渉縞をもちいて撮像時間を半分に減らす方法の検討を行う予定。波長可変フィルターの搭載可能性も検討している。

図 2.1-2. 構造模式図



DI: Dust Inlet
SI: Sample Inlet
FM: Fluorescence Microscope
EB: Electric circuit Board
SC: Sample Chamber

図 2.1-3. サンプル処理装置 (BBM)

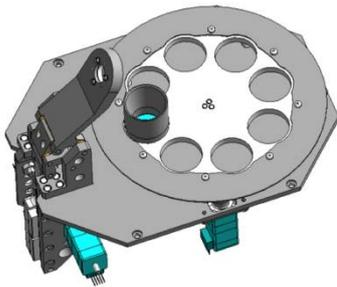
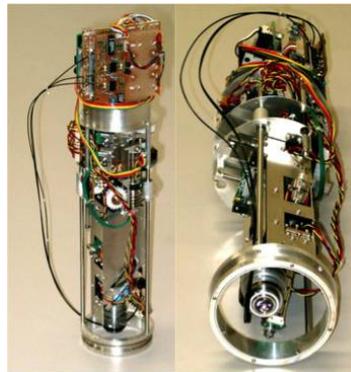


図 2.1-4. 水中用自動顕微鏡



装置開発およびサイエンス推進体制

	統括	色素 選定	顕微鏡	撮像	サンプル 処理装置	熱設計	画像 処理	着陸地 点検討
山岸明彦（東京薬大）	○							
吉村義隆（玉川大学）		○						
本多元（長岡技大）		○						
宮川厚夫（東京薬大）			○	○				
今井栄一（長岡技大）			○		○			
佐藤毅彦（ISAS）			○	○	○		○	
佐々木聰（東京工科大）					○			
畠中竜太（JAXA/ARD）						○		
出村裕英（会津大）							○	
宮本英明（東大）								サ
佐々木晶（阪大）								サ
長沼毅（広大）								サ

補足：色素による有機物、細胞の識別スキーム

用いる色素の特徴（染色される対象の特徴）			判定
膜透過性でタンパク質様物質を染色	膜不透過性でタンパク質様物質を染色	触媒反応により染色	
染色	染色	染色	死細胞あるいは触媒作用を持つ有機物.
染色	非染色	染色	細胞である可能性が極めて高い.
染色	非染色	非染色	細胞である可能性が高いが、何らかの非生物的膜構造の可能性もある.
染色	染色	非染色	死細胞あるいは有機物（生物，非生物由来）
非染色	染色	染色	有機の触媒反応（なさそうなパターン）
非染色	非染色	染色	無機の触媒反応

2.2. MELOS1 環境モニター(基本気象観測)パッケージ提案(必須項目)

2.2.1. 気象観測パッケージの概要

現在地の周辺環境を記述するための基礎的な諸量を計測する。基本パッケージでは気温・気圧、風速・地表温度を測定し、オプションの測器（環境監視カメラおよびライダー）やバス機器（ナビゲーションカメラ）を用いた観測で水蒸気量や浮遊ダスト量の測定、浮遊ダストのサイズやダストデビルの活動度の推定をおこなう。

2.2.2. 気象観測パッケージの意義

大きくは二つの意義がある。1つは工学的な観点から、周辺環境がどのような状態にあるのかを記録することが必要というものである。火星地表の環境条件は地域や季節にもよるが、一般に温度が低く日較差も大きい厳しい環境である。こうした厳しい環境においてローバーや固定ステーションなどを安定運用するためには、探査機の周辺環境を把握し、時々刻々と変化する環境に合わせた探査機の運用が必要とされる。あるいは、環境を HK データとして記録しが機器に及ぼす影響を評価することが将来探査への基礎情報となり、周辺環境を測定するセンサー類一式を持つことは必須である。

もうひとつの理学的な観点からは、火星気象/気候を特徴づけるダストに関する知見を得ることに大きな意義がある。地球の気象/気候は水による影響を強く受けているのに対し、火星のそれはダストによって支配されている。大気中を浮遊するダストが太陽光加熱の分布を決定し、そのことが大気大循環を決定し、そしてまた大気大循環が大気に巻き上がるダストの量を決定している。ダストを理解せずして火星の気象/気候を理解することはできない。地表で気象観測をおこなうことでダストの巻き上げ過程を明らかにすることは、火星の気象/気候を規定する最も重要な素過程のひとつを明らかにすることである。

2.2.3. MELOS1 気象観測パッケージの特徴

MELOS1 では周辺環境計測(気温, 地表温度, 気圧, 風速)を一通りおこなって, 将来の探査をおこなう上での基本技術を確立する。気温と風速は従来から使用されている型のセンサを使うが, 気圧についてはこれまでに使用されてきた気圧計(ヴァイサラ製)に経年劣化の問題が指摘されている。MELOS1 では気圧を測る測器として従来型ではない水晶摩擦真空計を用いる。水晶摩擦真空計は宇宙飛行体に搭載することを念頭においた開発が進められており, 大気球・観測ロケットを用いた性能実証試験も実施済みである。地表温度は放射温度計を用いて非接触で測定をおこなう。

火星の気象/気候においてダストの理解が重要であることは先に述べた通りである。MELOS1 によってダストと風を測ることができたとしても, それは地表の一地点におけるダストと風にすぎないから, それだけで火星の気象/気候の全てが理解できるようになるわ

けではない。火星の気象/気候を理解するためには大気の大循環・ダストの輸送といったマクロな気象場と、地表でおこるダストの巻き上げというマイクロな現象をつなぐことが必要である。そうしたマクロとマイクロをつなぐ現象を解明するためには、周回機と着陸機を組み合わせた観測が必要である。MELOS1 による観測の意義は、MELOS2 以降に実施されるであろう周回機と着陸機の同時観測においてそれらをどのように組み合わせどのような観測をおこなえばよいか、そのことを検討するための基礎情報を創出することにある。放射温度計によって地表温度を測定できると、それを太陽電池パネルの発電量から見積もられる日射量と合わせることで測定点における熱慣性の推定をおこなうことができる。火星地表の熱慣性はこれまで周回軌道からのリモートセンシング観測により、その空間分解能で規定される範囲の平均値として推定されてきた。地表のその場観測で熱慣性を測定できれば、これまでのリモセン観測による推定の妥当性を検証することができるし、平均値に対してローカルな地表の特徴に応じた偏差をも得ることができる。地表温度の日変化は火星下層大気の運動を規定する重要な要素のひとつであり、熱慣性を知ることは下層大気の運動とそれによるダストの巻き上げを理解するために欠かすことのできないものである。

2.2.4. 測器定義(リソース要求)

測器名	データ量(平常時)	データ量(集中観測時)	観測のイメージ	重量(センサ/エレキ)	電力	サイズ	温度(保存/動作)
温度計	67kB/day		2秒ごと観測	10g(10g/0g)	0.1W	2x0.5x4cm	(-100-200/-100-200)
放射温度計	1kB/day		日に数回	50g	0.1W	4x5x3	(-90-70/-90-70)
圧力計	78kB/day	3kB/1event	ダストイベント時	100g	0.5W	5x2.5x4	(-35-70/-35-60)
風速計	18kB/day(90分観測するとして)		1秒ごと観測	40g(20g/20g)	0.25W	1x1x2 + 6x2x2	(-90-70/-90-70)
ロガー			(圧力計のエレキを兼ねる)	250g	0.1W	8x3.5x10	(-35-70/-35-60)

風速計は Beagle2 の値

基本的な観測については、平常時には 2 秒ごとの観測を想定

2.2.5. 開発ストラテジ

- ヘリテージ
 - 温度センサーは、地球高層観測で使用されている。

- 圧力センサーは、ヴァイサラ製が火星実績あり（経年劣化が懸念材料）、明星製、エプソントヨコム製は地上の高層観測では実績あり。
- 放射温度計については、火星使用実績はないと思われる、 -50°C ぐらいまでは測定実績あり。
（機器は暖かいところ設置されている。動作実績ではない）
- 熱線風速計は、海外では実績あり。
- クリティカル
 - 低温動作試験で確かめる必要がある。他メーカでの実績のあるものが多いので動作は可能と考えている。
 - 熱線風速計は、周辺温度などに依存性が高くキャリブレーションが困難かつ重要で、その問題に対処する必要があると考えられる。
乱流計測まで行わなければ、風速計測は可能かもしれない。
- 今後の作業予定
 - 温度計、圧力計
明星電気（地上測器を開発し宇宙経験もある）が主に開発し、乙部はしもとでテストを行う。圧力計については明星の測器と並行してエプソントヨコムの水晶摩擦圧力計も検討する（最近高層観測用に応用された）。
 - 放射温度計
堀場製作所の物を使う。 -50°C ぐらいは使用実績あり（測器は普通の環境に設置する）
 - 熱線風速計
火星風洞などでキャリブレーションや測定ドリフトの計測を行い、使用可能性について検討する必要がある。

2.2.6. 装置開発およびサイエンス推進体制

	統括	温度計	圧力計	放射温度計	熱線風速計	ライダー	環境監視カメラ	ガスドデビル監視	気象シミュレーション	サイエンス推進
はしもと（岡山大）	○	○	○	○	○					○
乙部（福岡大）	○	○	○	○	○					○
村田（東北大）		○	○							○
栗原（北海道大）		○	○							○
内田（九州大）					○					○
玉川（岐阜大）					○					○
椎名（千葉大）						○				○
小林（千葉工大）						○				○
千秋（千葉工大）						○				○
鈴木（JAXA/ISAS）							○	○		○
小郷原（滋賀県大）							○	○		○
眞子（千葉大）							○	○		○
野口（奈良女子大）							○	○		○
森（桜美林大）							○	○		○
杉山（JAXA/ISAS）									○	○
西澤（理研）									○	○
高橋（神戸大）									○	○
小高（北海道大）									○	○
林（神戸大）									○	○
佐藤（JAXA/ISAS）										○
今村（JAXA/ISAS）										○
塩谷（京都大）										○
竹見（京都大）										○
林（京都大）										○

※この体制表は 2.2～2.6（気象関連の諸提案）全体をカバーする共通のものである。

2.3. 科学測器間のシナジー

提案されている測器をすべて搭載することは現実的ではないが、それらを組み合わせたとときにどのようなシナジーがあるかを簡単にまとめる。

	生命探査装置	気象(基本)	環境カメラ	ライダー	ガス検出器	GPR	LIBS	地震波計測
生命	◎	○	○		◎	◎	○	△
ダスト・水	◎	◎	◎	◎	◎	◎	○	○
地質			○		○	◎	◎	△
内部						△		◎
気候進化		○	△		○		◎	

2.3.1. 生命探査におけるシナジー

生命探査装置はもちろん主装置である。ストラテジーとしては、まず環境モニターカメラによるカラー撮像で興味深いと思われる場所を見つけ、そこへ近づき LIBS で多数の点を測定する。ここでは LIBS の測定時間の短さや、遠隔からの測定、そして空間分解能の高い撮像（対象表面で ~30 μm/pix）の利点が活かることになる。現在活動中の生命があれば、

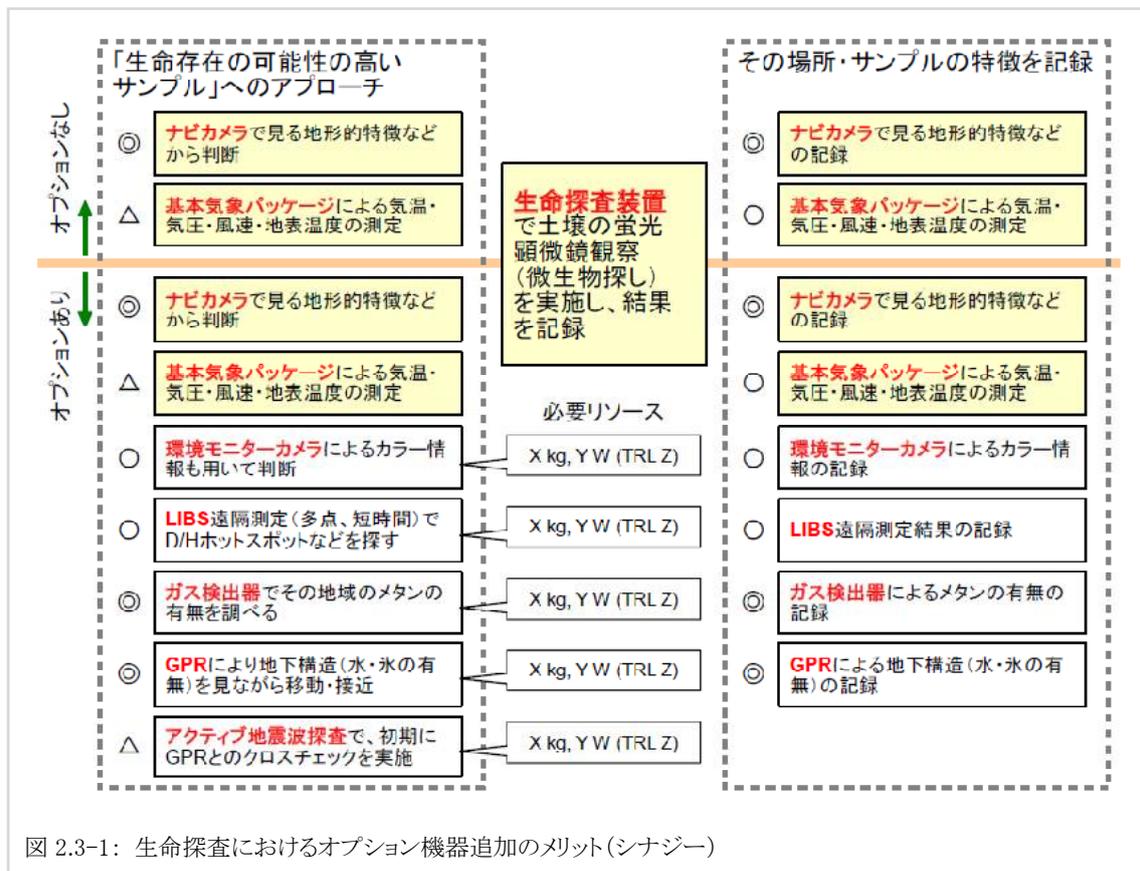


図 2.3-1: 生命探査におけるオプション機器追加のメリット(シナジー)

それに含まれる有機物を D/H 比のホットスポットとして捉え、より生命がいそうな場所を特定できる可能性がある。次にガス検出器でその場所のメタンの有無を調べる。ローバー移動中は GPR で地下構造を見て、水や氷の有無を調べる。そしてここぞという場所・ターゲットから試料を取得し、生命探査実験を行うことになるであろう。

地震波計測も地下構造を調べられるという点では GPR と同じであるが、これは固定ステーションへの装備を想定している。したがって、ローバーが移動した先の地下構造を与えるものではない。それでも運用初期、まだローバーが固定ステーション近くにいる間は互いの測定結果を比較することができ、GPR の精度検証に有用と考えられる。

2.3.2. ダスト・水などの気象学におけるシナジー

気象の基本要素のうち、風速は「ダストがいかにかき上げられるか」の指標である。ライダーと組み合わせ、風速と巻き上げ量の間関係を調べる。またダストデビルによる寄与については、ナビゲーションカメラ（ローバーのバス機器）がダストデビル監視を行う。浮遊ダストのサイズについては、それがガラスステージに沈降したものを撮像する機能が生命探査装置に組み込まれている。こうして得られるサイズ情報は、環境モニターカメラが測定する空の散乱光強度分布の解釈に使われる。GPR で表層のダスト（砂）層厚を調べ、また粒度は LIBS による空間分解能の高い撮像（対象表面で $\sim 30 \mu\text{m}/\text{pix}$ ）で調べる。環境モニターカメラは水蒸気のカラム密度測定（直達太陽光の吸収減衰）も実施し、ガス

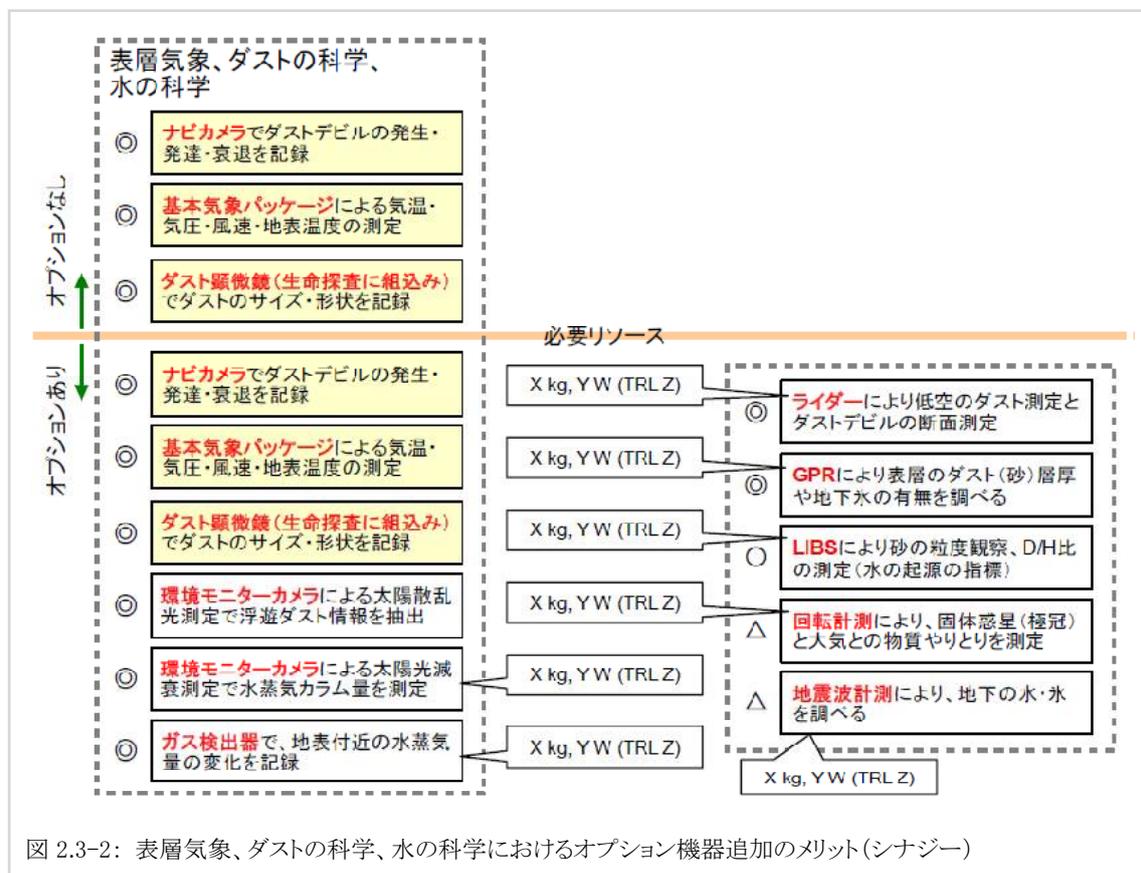


図 2.3-2: 表層気象、ダストの科学、水の科学におけるオプション機器追加のメリット(シナジー)

検出器による局所的な水蒸気量、GPRによる地下水（氷）の分布、LIBSによるD/H比測定と組み合わせ「水循環」に関する知見を得られる。

2.3.3. 地質探査におけるシナジー

着陸地点でまず環境カメラで周囲を見渡し、全体の地表環境を観察する。観察すべき対象の地形、露頭、転石、細粒物質などが同定できれば、ローバーの移動装置を起動し、対象に近づく。その道程で周囲の地質環境を環境カメラで観察しながら、場所に応じてLIBSで化学鉱物成分の分析を行ったり、GPRで地下構造を調べる。対象に十分近づいた後、環境カメラで近接距離から観察する。その後、LIBSで化学鉱物成分の分析や空間分解能の高い撮像（対象表面で $\sim 30 \mu\text{m}/\text{pix}$ ）を行い、現在もアクティブに地質活動中の可能性のあるサイトでは、ガス検出器でメタンや水蒸気の量を測定する。GPRで対象の周辺の地下構造を詳細に調べる。

2.3.4. 内部構造探査におけるシナジー

内部構造探査は、地震波計測と回転計測から構成され、火星というシステムを、核・マントルダイナミクス等の内部構造と、大気・表層ダイナミクス等の表層環境から解き明かすことを目的としている。

MELOS-1の地震波計測では、ペネトレータ地震計、ピエゾ加速度計、MEMS加速度計によって、地震のイベントトリガ検出、連続観測、アクティブ探査を行う。これによって、表層～浅部に存在する境界層を検知して、wetな地域の地下構造を明らかにする。InSightとの協同／相補的な探査が実現できれば、地域差に関する情報も得られる。

2.3.5. 気候進理解におけるシナジー

LIBSによって得られる着陸点付近のD/HとMSL-SAMやMAVENによって得られるD/Hが異なる場合、着陸地点付近での水の散逸・年代に関する情報が得られる可能性がある。年代と気候進化に関する議論を進めるためには、現在のその場での気象に関する基礎データが重要であり、ガス検出器により時間変動の有無を測定することも有用と考えられる。測定箇所の選定にあたり、LIBSによる $\text{H}\alpha$ 線測定に加え、ガス検出器による水蒸気濃度測定が有効である。

3.1 軌道計画

3.1.1 概要

MELOS1 探査機は H-IIA 202 ロケットにより、地球-火星遷移軌道に直接投入される。打上げの好機はおよそ 2 年に 1 回周期的に訪れるが、例えば 2018 年 4 月は 2020 年前後で最良の機会である。探査機は惑星間空間を数ヶ月巡航し、数回の TCM(Trajectory Correction Maneuver)を経て惑星間空間から直接火星大気圏に突入し、EDL(Entry, Descent & Landing)を実施する。

3.1.2 打上げ手段

地球軌道から火星への遷移に必要な C_3 は、およそ $8\sim 21[\text{km}^2/\text{s}^2]$ 程度が現実的であるが、現状で個々の程度の打上げ能力および実績を持つビークルとしては H-IIA シリーズが挙げられる。たとえば、H-IIA 202 は $C_3=8[\text{km}^2/\text{s}^2]$ の場合およそ 1.8t、 $C_3=20[\text{km}^2/\text{s}^2]$ の場合およそ 1.1t の重量を惑星間空間に投入できる能力を持つ。MELOS1 は数百 kg クラスの中型ミッションを想定していることから、H-IIA の打上げ能力には余裕があり、打上げウィンドウに多少の柔軟性を持たせることが可能である。なお今後の検討によってはイプシロン改などによる打上げの可能性もありうる。

射点としては種子島宇宙センターを想定し、第一段エンジンと SRB-A の燃焼によりまず高度 300km のパーキング軌道に投入して数十分程度のコースティング飛行を行い、そこから第二段エンジンによって惑星間空間に投入することを想定する。

3.1.3 打上げウィンドウ

図 0-1 は、2015 年から 2025 年における地球-火星間の打上げウィンドウである。青線は地球脱出無限遠速度と火星到着無限遠速度の和、赤線は太陽周回数を示す。太陽周回数が 1 回未満でかつエネルギー的に適した打上げ機会としては、2018 年、2020 年、2022 年が挙げられる。なかでも 2018 年はエネルギー的にも火星に行き易く、かつ後述するように着陸地点における条件も優れた最良のウィンドウである。よって、2018 年をノミナルウィンドウとし、2020 年、2022 年はバックアップウィンドウとするのがひとつの有効な方策である。

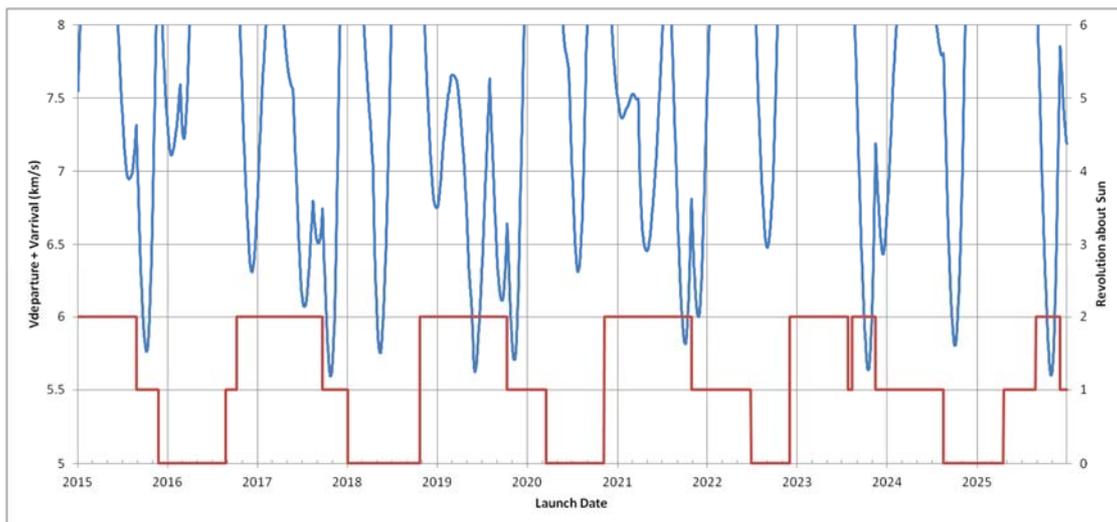


図 0-1 2015-2025 年の火星へのウィンドウ。青線は地球脱出無限遠速度と火星到着無限遠速度の和，赤線は太陽周回数を示す。

バックアップウィンドウの設け方としては，他にノミナル火星遷移ウィンドウの 1 年前等に探査機を打ち上げて惑星間パーキング軌道（地球同期軌道）に入れておき，地球再会合時にスウィングバイにより火星遷移軌道に投入する方式がある。本方式は PLANET-C（当初計画），MUSES-C，HAYABUSA-2 等で採用された考え方である。

2018 年，2020 年，2022 年の地球-火星遷移軌道の Porkchop Plot を図 0-2 に示す。等高線（ピンク）は出発 C3，等高線（白）は到着 C3，カラーマップは出発 C3 と到着 C3 の和を示しており，値が小さいほどエネルギー的に行きやすいことを示している。この図からも，2018 年が最も行き易く，またウィンドウも長く取りやすいことがわかる。また H-IIA 202 の打上げ能力でまかなえるウィンドウが比較的広いことも見てとれる。そこで，以降では着陸候補地点を考慮したウィンドウの最適化を試みる。

3.1.4 着陸地点を考慮したウィンドウの選定

3.1.4.1 理学側からのミッション要求

現在, MELOS1 の着陸候補地点として複数の地点がサイエンスコミュニティにより議論されており, これらの候補地点に着陸可能な軌道が要求されている. 表 0-1 に候補を示す. 最も有力とされているのは Newton Crater であるため, 今回は Newton Crater をノミナル候補地点と位置づけ, その他の候補地点にも対応可能な汎用的な軌道の設計を試みた. ただし, 後述するように Case 5 は北極付近に着陸するという特殊ケースであり, 着陸のための条件が他ケースよりも厳しいことから, あくまで参考として位置づけ, Case 5 への対応可能性は必ずしも保証しないものとした.

表 0-1 現在挙がっている着陸地点候補.

Case No.	名称	地理緯度	地理経度	備考
1	Newton Crater	南緯 41.678°	東経 202.93°	「着陸条件1」南限
2	Nili Fossae	北緯 21.711°	西経 74.678°	
3	Isidis Planitia	北緯 10.48°	西経 85.53°	
4		北緯 30.5°	N/A	「着陸条件1」北限
5		北緯 84.4°	N/A	「着陸条件2」
6		南緯 5.6°	N/A	

3.1.4.2 工学側からのミッション要求

工学側(システム)からのミッション要求を表 0-2 に示す.

表 0-2 工学側からの軌道に関するミッション要求

項目	最適化の方向	重要度
1 飛行時間	飛行時間が最短となること	低
2 出発/到着エネルギー	打上げ可能重量が最大となること	中
3 火星到着速度	火星無限遠接近速度が最小となること	低
4 エネルギー感度	打上げ可能ウィンドウ幅が最長となること	中
5 到着時季節	着地点が「夏」であること	高
6 到着時地球距離	到着時の地球距離が最小であること	中
7 太陽, 地球との位置関係	太陽離角が大きいこと(外合を回避)	高
8 着陸後日没までの時間	日没までの時間が長いこと	高
9 TNSC からの打上げ容易度	TNSC から打上げが容易であること	中

3.1.4.3 ウィンドウ選定方針

これらのミッション要求を満たす打上げ日，到着日の組を以下のようにして求めた．それぞれの着陸候補地点において，工学側のミッション要求の各項目を正規化し重要度に応じた重み付け線形和をとった指標を評価関数として，打上げ日，到着日を振って分布を作成し，望ましい打上げ日，到着日の組を選定した．重みは，重要度の高，中，低にあわせて5，3，1とした．表 0-3 に各項目を示す．なお，計算上は各項目の値を1から引くことで，値が大きいほど望ましいとした．

表 0-3 評価関数の項目

項目	評価値(0以上1以下になるように正規化)	重み
1 飛行時間	飛行時間	1
2 出発/到着エネルギー	出発 C3+到着 C3	3
3 火星到着速度	到着 C3	1
4 エネルギー感度	出発・到着 C3 分布の Gradient	3
5 到着時季節	太陽距離(短いと南半球が夏)，着地点の半球が南北どちらか	5
6 到着時地球距離	到着時の地球距離	3
7 太陽，地球との位置関係	SPE(Sun-Probe-Earth)角	5
8 着陸後日没までの時間	日没までの時間	5
9 TNSC からの打上げ容易度	打上げ時 Declination が $\pm 30^\circ$ 以内か	3

さらに，着陸後の日没時間がそもそもゼロ未満である場合，出発 C3 が 21 以上である場合，着陸時の SPE 角が 5 度以下である場合については NG と判定した．

なお，現時点ではひとつの現実的な解を求めることを目的としており，厳密な最適化は行っていない．重み付線形和と手法は必ずしも最適解が得られるとは限らないことから，今後，各種の多目的最適化手法を導入していく予定である．

3.1.4.4 空力班とのインタフェースと着地点の導出

軌道担当の計算は大気圏突入 I/F 点までであり，I/F 点の情報は以下のように与えられている．

- ・ 高度：125km
- ・ FPA： -17°
- ・ 着地までの時間：285sec
- ・ ダウンレンジ(回転系)：537km
- ・ ダウンレンジ(慣性系)：606km

これらの値は赤道面に沿って大気圏突入した場合を想定した値であるが，簡単のために軌道傾斜角がある場合でも一律この値を I/F として使用している．

この条件のもとで、出発日時、到着日時が与えられたときの進入軌道を設計する。詳細は割愛するが概要は以下のとおりである。まず火星無限遠接近速度 V_{∞} とその赤経、赤緯は、Lambert の法則により、出発日時、到着日時から一意に決定される。ここから双曲線進入軌道の軌道長半径 $a = \mu/V_{\infty}^2$ が求まるので、高度 125km での FPA が -17° となるような双曲線進入軌道の離心率 e および真近点離角 ν を滑降シンプレックス法により求め、大気も地面もないと仮定したときの仮想的な近火点距離 r_{p0} を求める。さらに B 平面上の位相角を適当におくことにより仮想近火点単位ベクトル \mathbf{r}_{p0} が求まるので、これを軌道面内で回転させて I/F 点単位ベクトル \mathbf{r}_{IF} および真の着地点単位ベクトル \mathbf{r}_p を得る。ここから着地点の地理緯度および経度が求まる。実際には、B 平面位相角を 1 度刻みで変えて求めた緯度、経度の Look-Up Table から内挿により緯度を求めている。

3.1.4.5 着地点における着陸後の日照時間

前節から着地点の緯度が求まると、その緯度帯での着陸後の日照時間が求まる。これを、Porkchop と図にプロットしたものを例として図 0-3, 図 0-4 に示す。濃い青色の部分は着陸が夜間となる、もしくは着陸できない領域である。

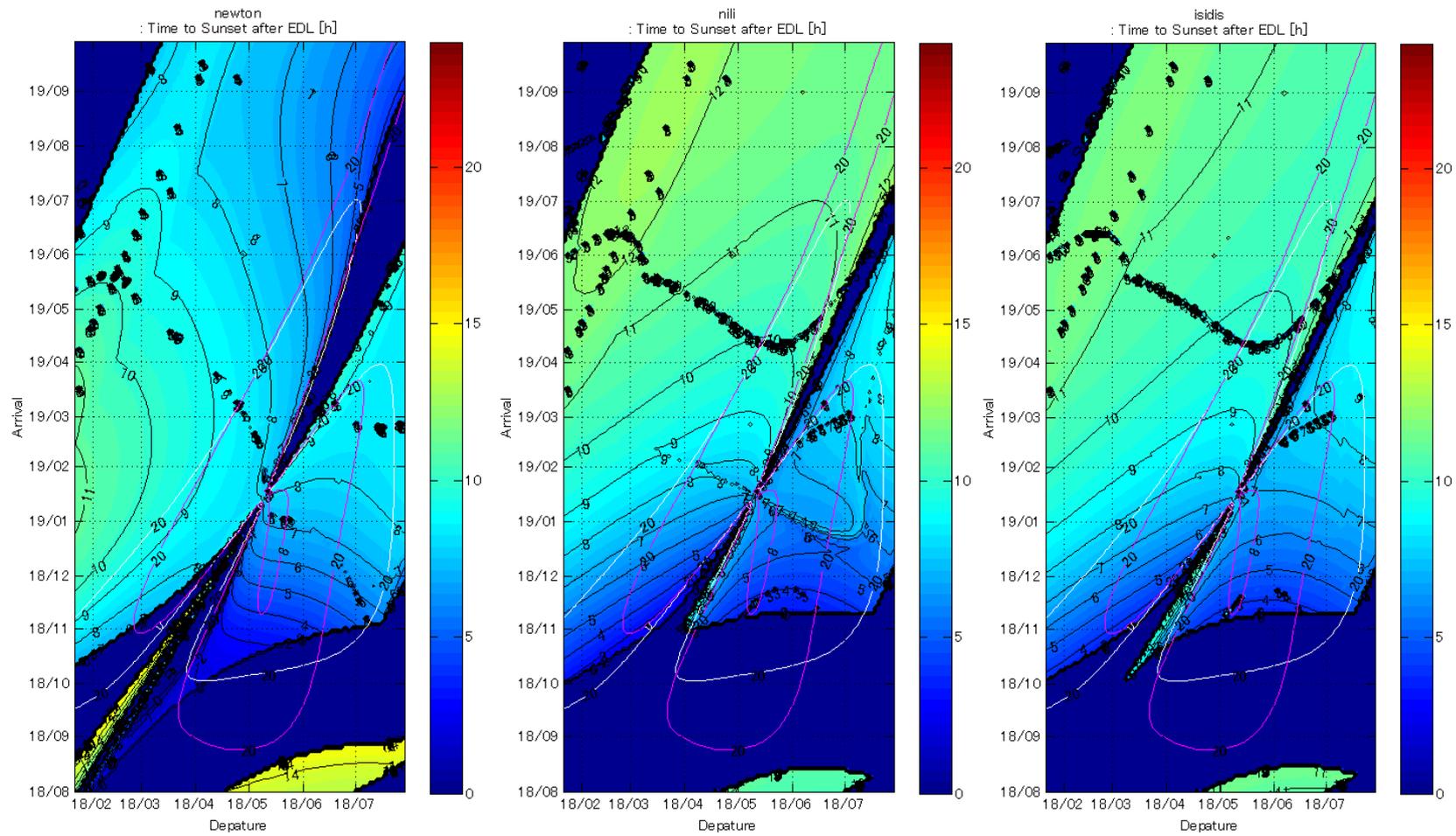


図 0-3 着陸候補地点 1~3 における着陸後の日照時間 (2018 年打上げ) .

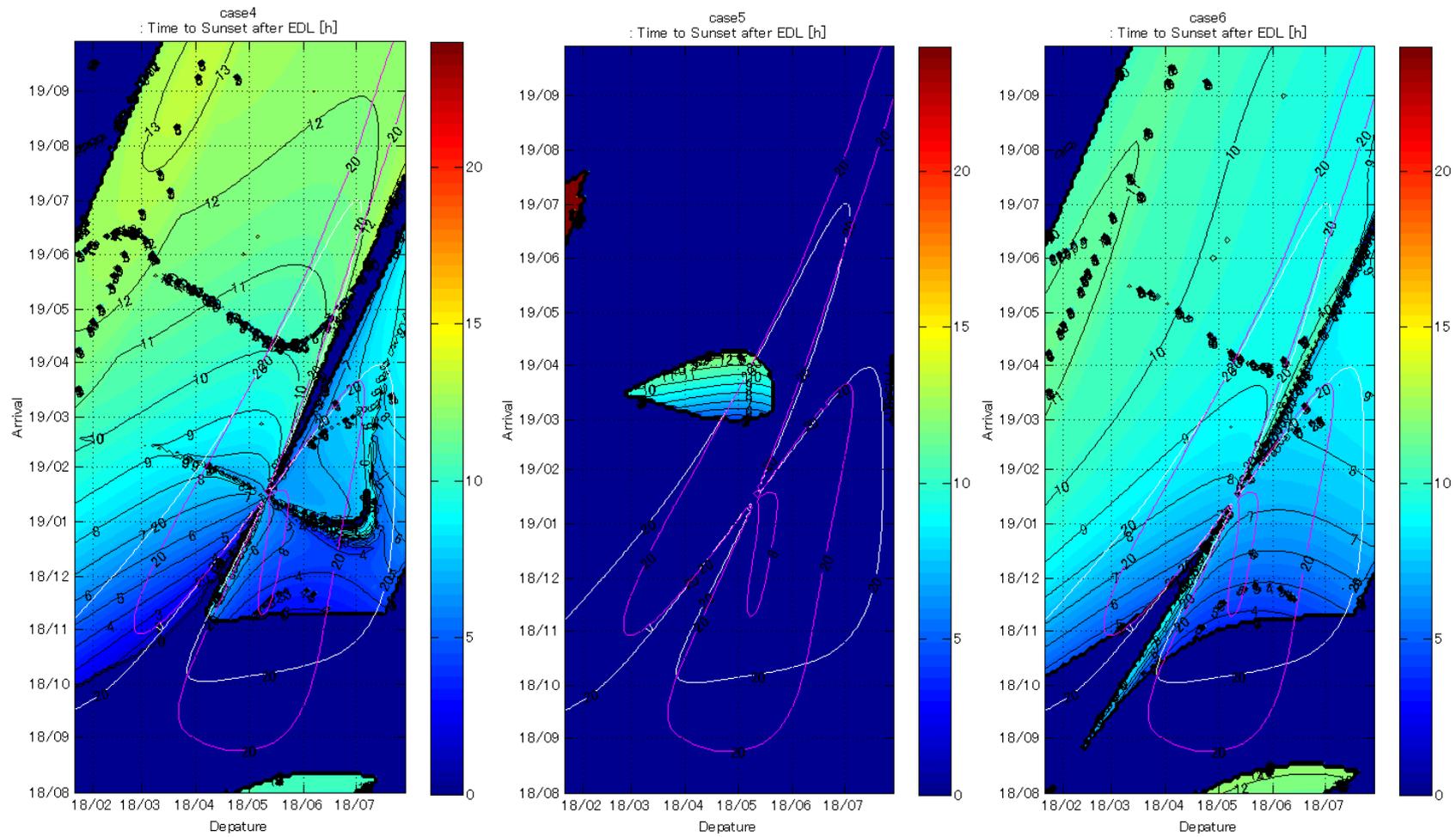


図 0-4 着陸候補地点 4~6 における着陸後の日照時間 (2018 年打上げ) .

3.1.4.6 各着陸候補地点における評価関数

図 0-5～図 0-10 に、各着陸候補地点における評価関数の値を示す。値が大きいほど着陸に適していることを示している。これらの図から、Case 5 以外について着陸に適した共通の打上げ、到着日時の組を決めることができる。

それぞれの打上げ年において、今回は以下のように打上げ、到着日時を選定した。なお、これらの値は現時点での仮の値であり、ミッション定義の詳細化によっては変更がありうる。

- 2018 年打上げ(第一候補)
 - 打上げ:2018 年 4 月 26 日
 - 到着:2019 年 1 月 28 日
- 2018 年打上げ(第二候補)
 - 打上げ:2018 年 6 月 1 日
 - 到着:2019 年 1 月 15 日
- 2020 年打上げ(第一候補)
 - 打上げ:2020 年 8 月 5 日
 - 到着:2021 年 3 月 10 日
- 2020 年打上げ(第二候補)
 - 打上げ:2020 年 9 月 5 日
 - 到着:2021 年 12 月 1 日
- 2022 年打上げ
 - 打上げ:2022 年 9 月 15 日
 - 到着:2023 年 10 月 1 日

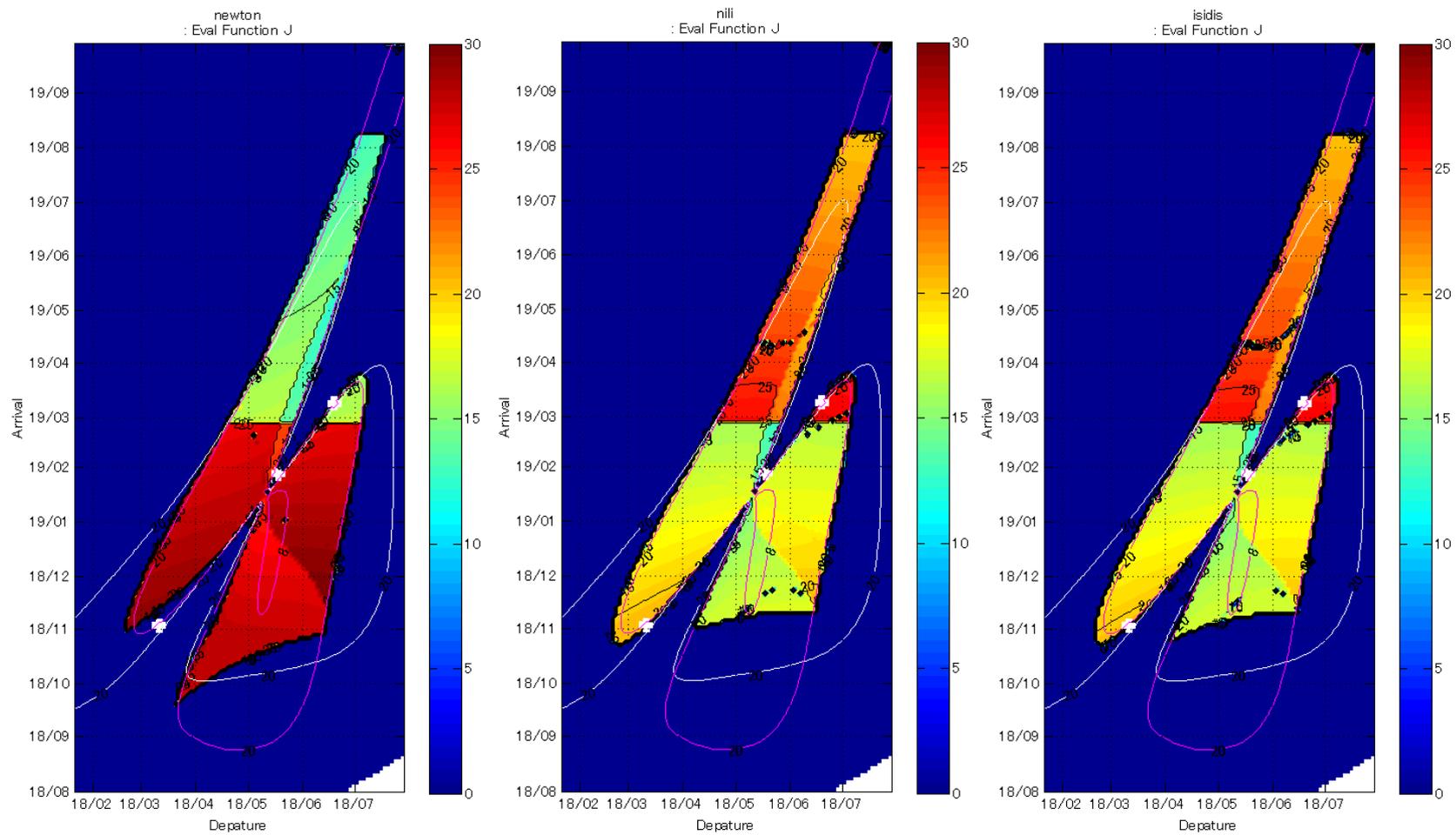


図 0-5 着陸候補地点 1~3 における評価関数の値 (2018 年打上げ) .

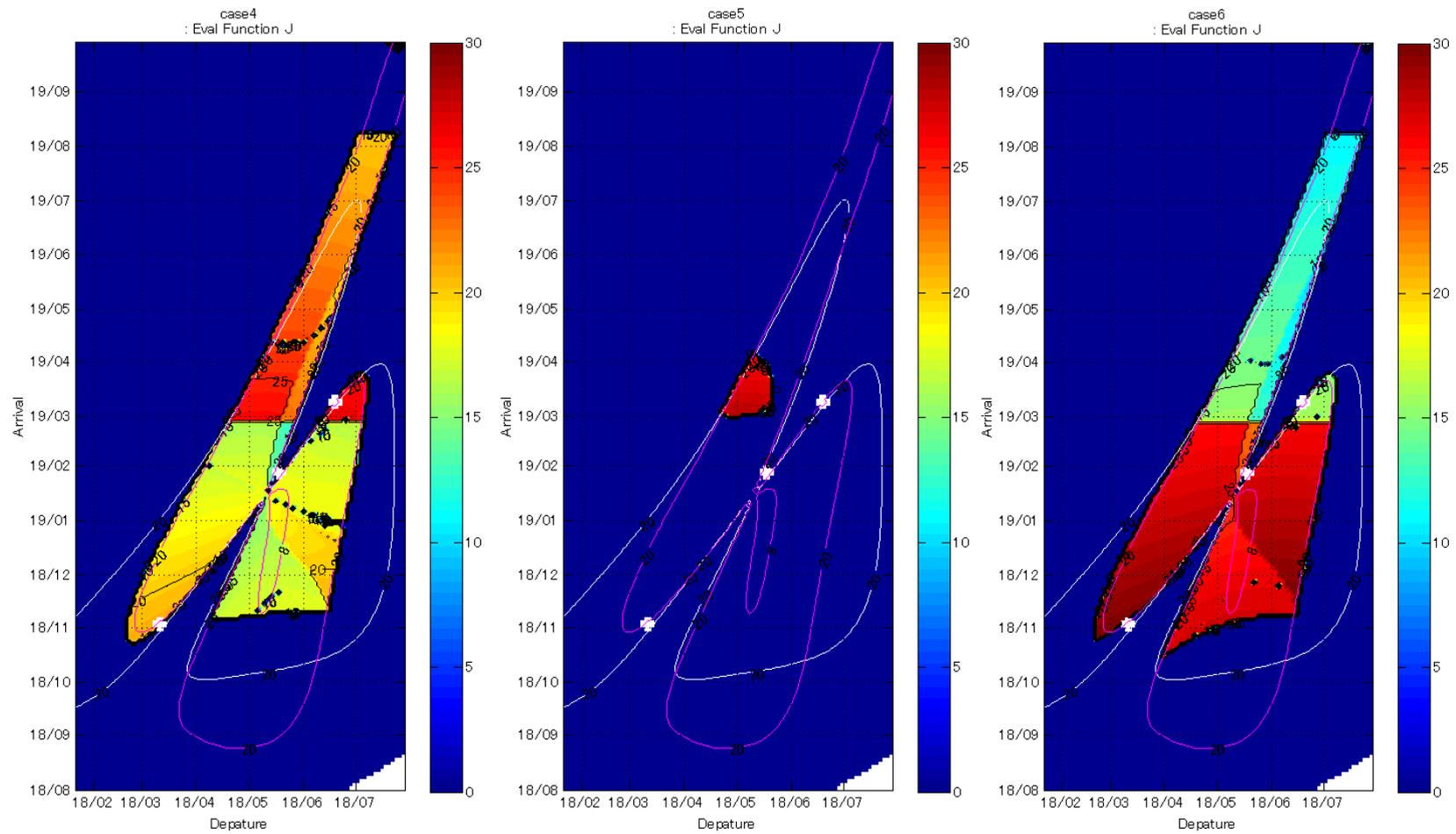


図 0-6 着陸候補地点 4~6 における評価関数の値 (2018 年打上げ) .

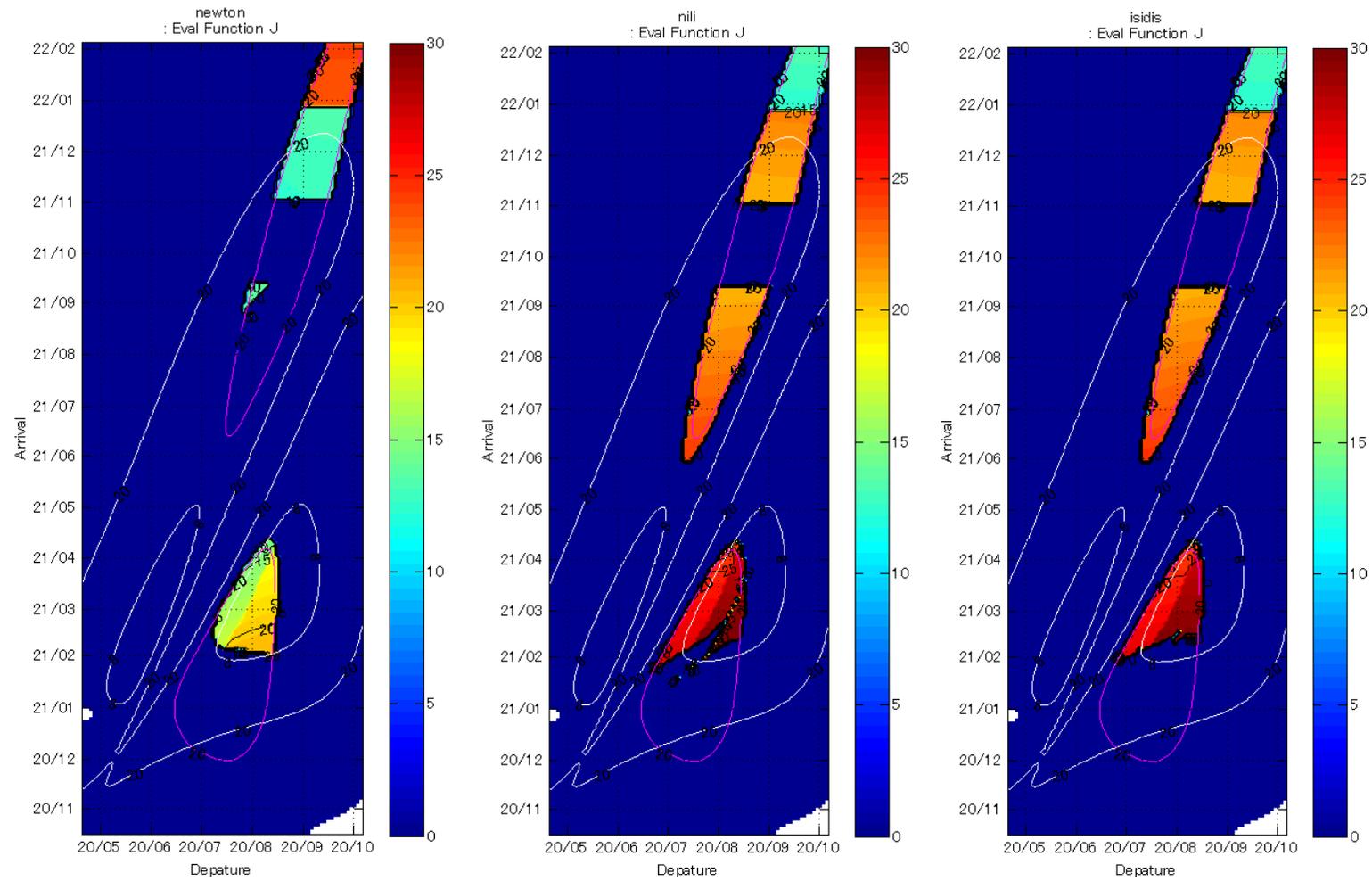


図 0-7 着陸候補地点 1~3 における評価関数の値 (2020 年打上げ) .

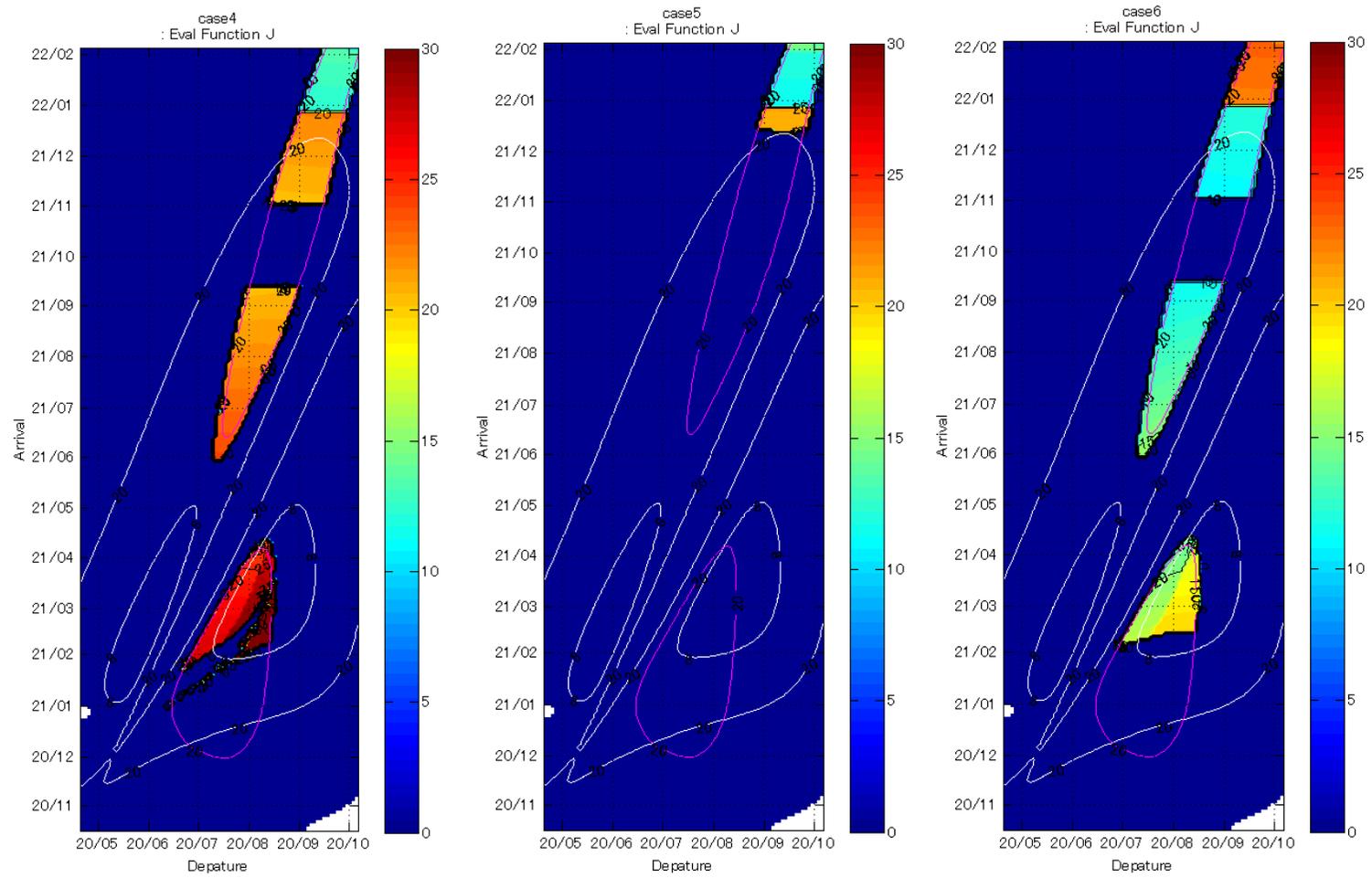


図 0-8 着陸候補地点 4~6 における評価関数の値 (2020 年打上げ) .

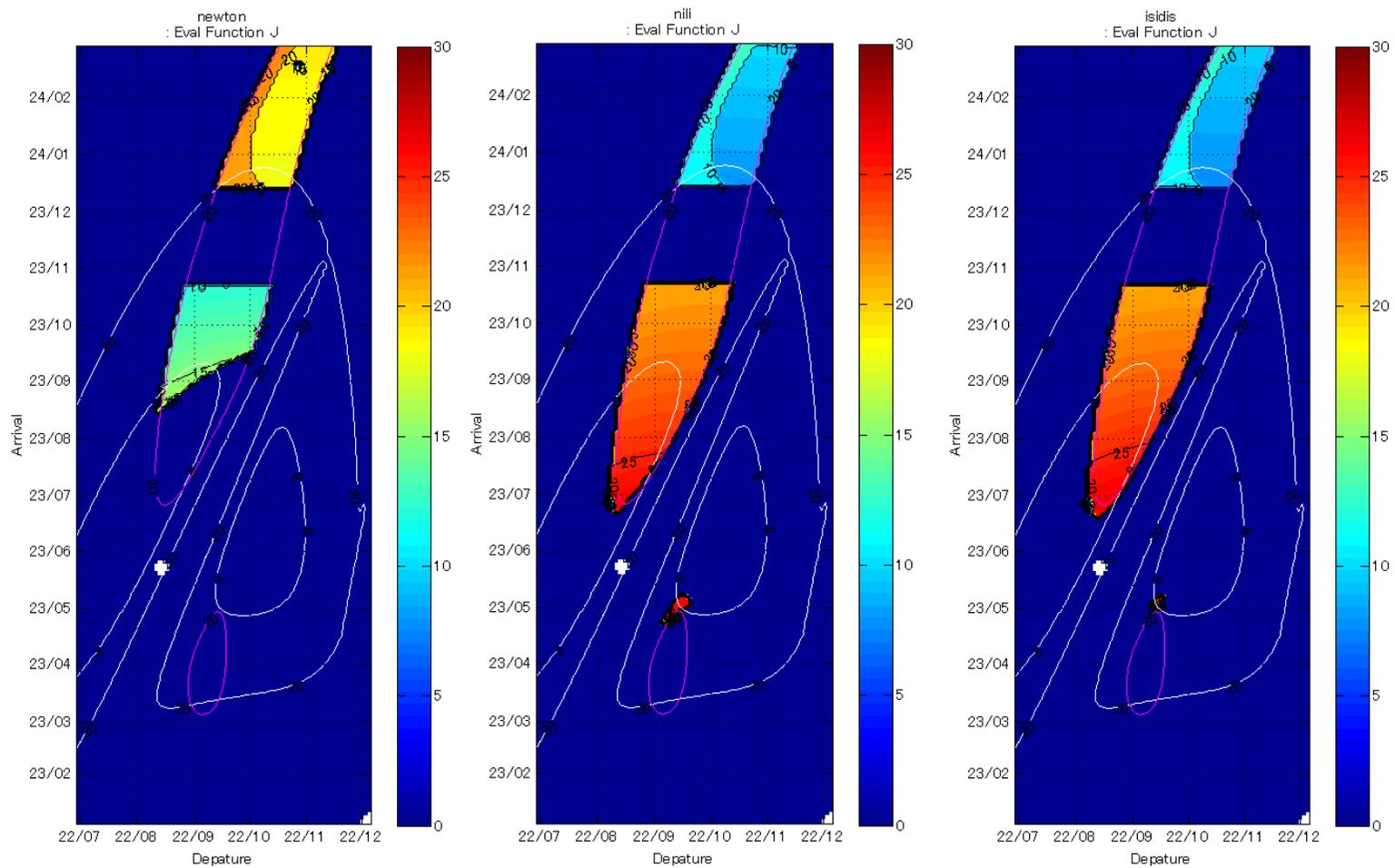


図 0-9 着陸候補地点 1~3 における評価関数の値 (2022 年打上げ) .

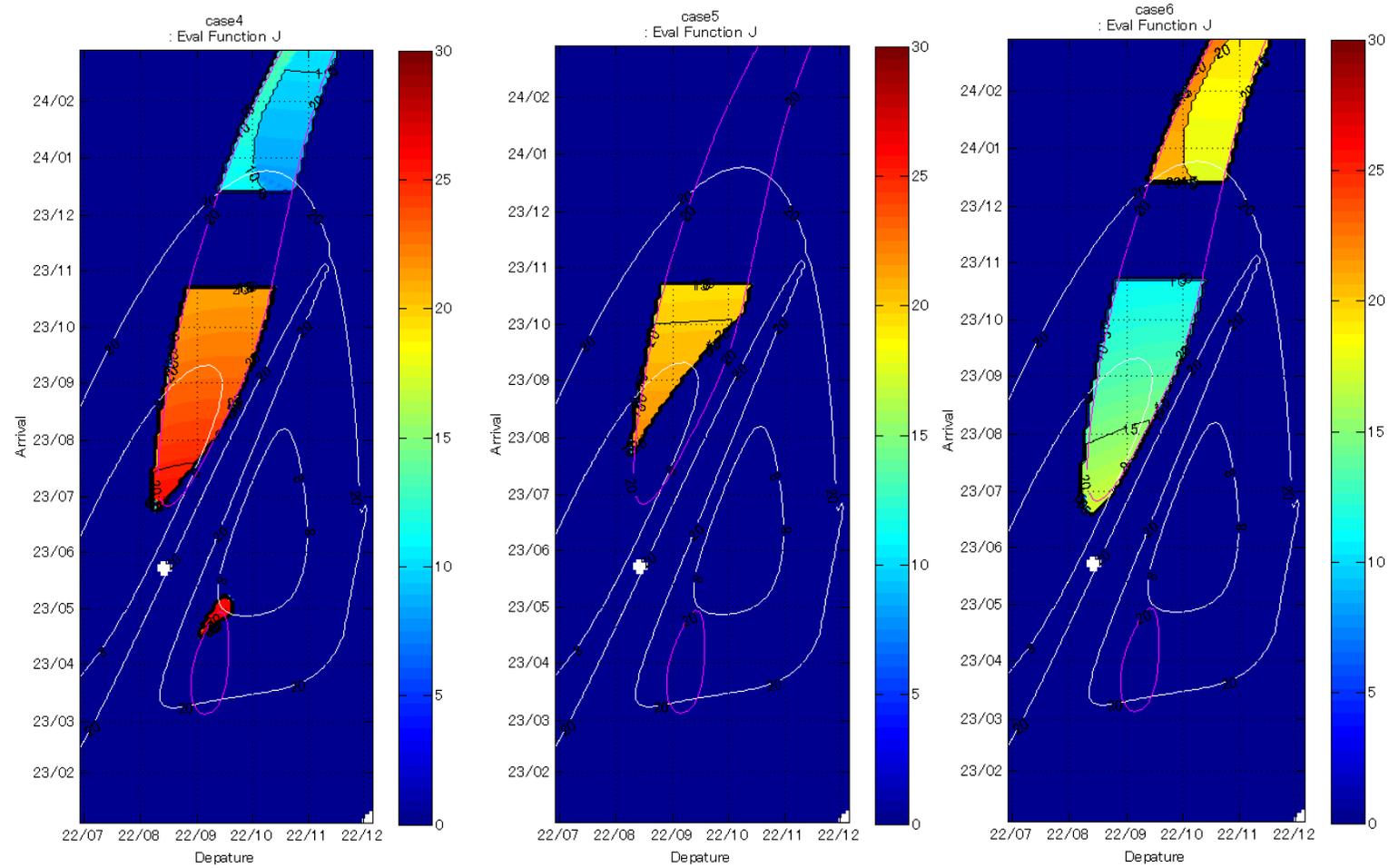


図 0-10 着陸候補地点 4~6 における評価関数の値 (2022 年打上げ) .

3.1.5 各ウィンドウの得失表

表 0-4 に、各ウィンドウの得失表を示す。2020 年は着陸してからの日照時間が短い、2022 年は着陸前後に合があり通信が困難であるなどの不利な点があり、2018 年のウィンドウが最も条件が良い。

表 0-4 各ウィンドウの得失表

Window	2018	2018(2)	2020(1)	2020(2)	2022
出発日	2018/4/26	2018/6/1	2020/8/5	2020/9/5	2022/9/15
到着日	2019/1/28	2019/1/15	2021/3/10	2021/12/1	2023/10/1
飛行日数	277	228	217	452	381
トランスファ軌道タイプ	Type II	Type I	Type I	Type II	Type II
到着時 L_s	331.4	324.2	14.8	135.0	126.3
出発 V_{∞} (km/s)	3.461	3.016	4.056	4.135	3.721
到着 V_{∞} (km/s)	3.784	3.376	2.496	4.346	3.055
出発 α (deg)	345.605	318.969	5.626	75.523	81.147
出発 δ (deg)	-12.585	-16.015	26.201	19.885	15.189
種子島からの打上易さ	○	○	△	○	○
惑星間空間投入最大質量(t)	1.6	1.8	1.4	1.3	1.5
巡航時最大地球距離(au)	1.49	1.38	1.55	2.75	2.54
到着 α (deg)	242.589	247.198	330.304	28.067	40.822
到着 δ (deg)	0.969	-2.418	-5.609	18.043	20.051
到着時太陽距離(au)	1.49	1.47	1.59	1.57	1.60
到着時地球距離(au)	1.49	1.38	1.55	2.49	2.54
北半球へのアクセスと季節	普通(冬)	普通(冬)	悪い(秋)	良い(夏)	良い(夏)
南半球へのアクセスと季節	良い(夏)	良い(夏)	普通(春)	悪い(冬)	悪い(冬)
Newton着陸後日照時間(分)	506	468	215	418	247
Nili Fossa着陸後日照時間(分)	456	404	254	625	509
Isidis Planitia着陸後日照時間(分)	475	415	250	597	478
北緯31.5度着陸後日照時間(分)	428	400	263	647	532
北緯84.4度着陸後日照時間(分)	0	0	0	0	1440
南緯5.6度着陸後日照時間(分)	489	435	250	556	430
着陸時太陽-火星-地球角(deg)	38.604	40.210	36.768	10.924	9.321
着陸時通信	○	○	○	△(合明け)	△(合前)
総合評価	◎	◎	△	△	△
備考		(1)より日照時間はやや短い、 V_{inf} が小さい。GDSの季節。	日照時間が短い。北半球中緯度着陸の場合、打上げウィンドウを取りにくい。	V_{inf} が大きい。日照時間は(1)より長い。合明けに着陸。巡航時間が長い。巡航時および着陸時に地球が遠い。	着陸後半月ほどで合になる。合の後にすると南半球に降りやすくなるが、接近 V_{inf} がかなり大きくなる。地球が遠い。

3.1.6 各ウィンドウの巡航軌道の詳細

各ウィンドウにおける軌道の詳細を以下に示す。なお、すべての数値は概算値である。また TCM (Trajectory Correction Maneuver) 等のマヌーバ計画は未定である。

打上げに関しては以下の条件を仮定している。

- ・ 射点: 種子島宇宙センター
- ・ 方位角: 90 度
- ・ パーキング軌道高度: 300km

3.1.6.1 2018 年ウィンドウ (第一候補)

3.1.6.1.1 打上げ

個別の詳細については
MELOS1提案書を参照

3.2 ミッションシナリオ概要

ミッションシナリオ概要を図 3.2-1, 3.2-2, 3.2-3 に示す

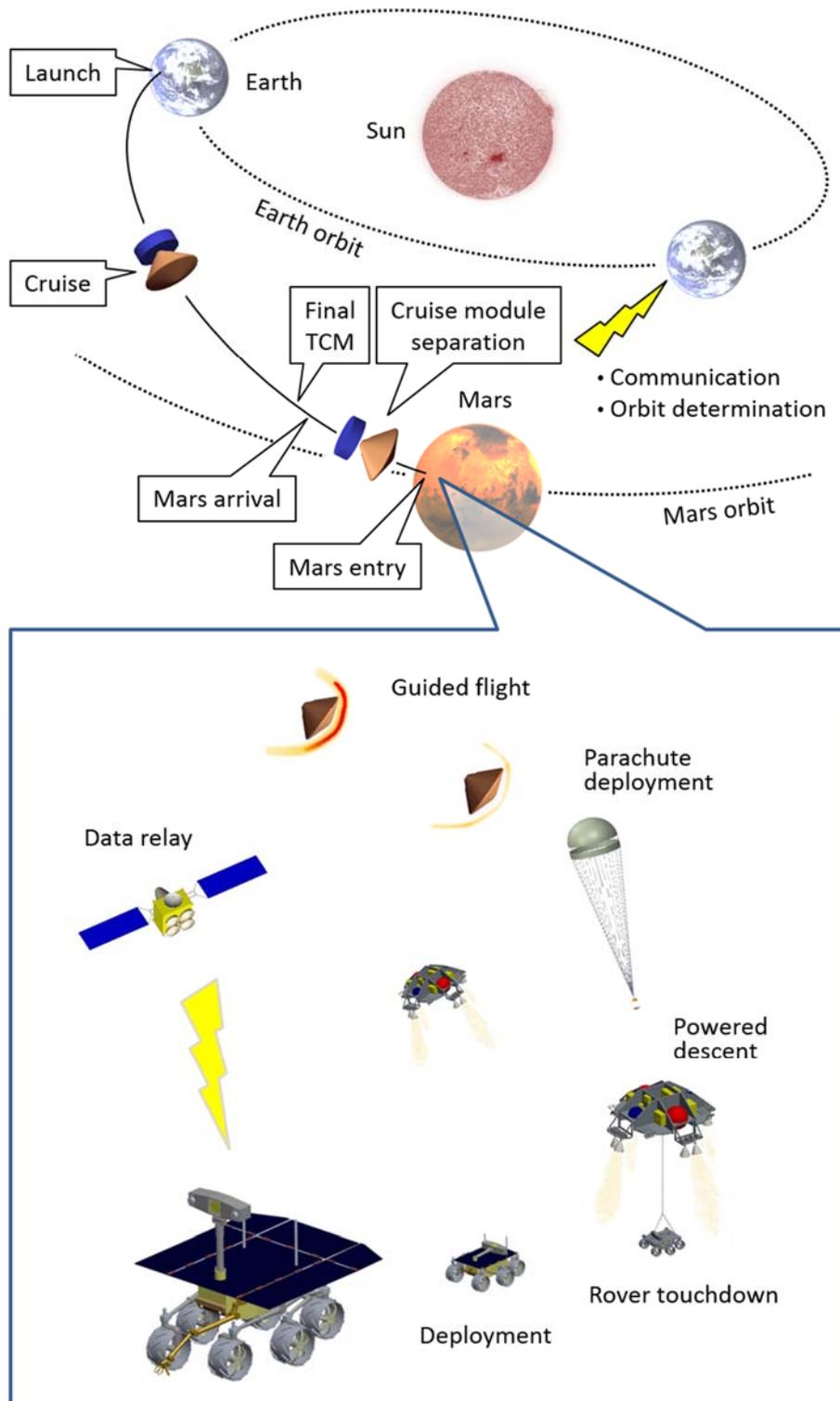


図 3.2-1 ミッションシナリオ概要

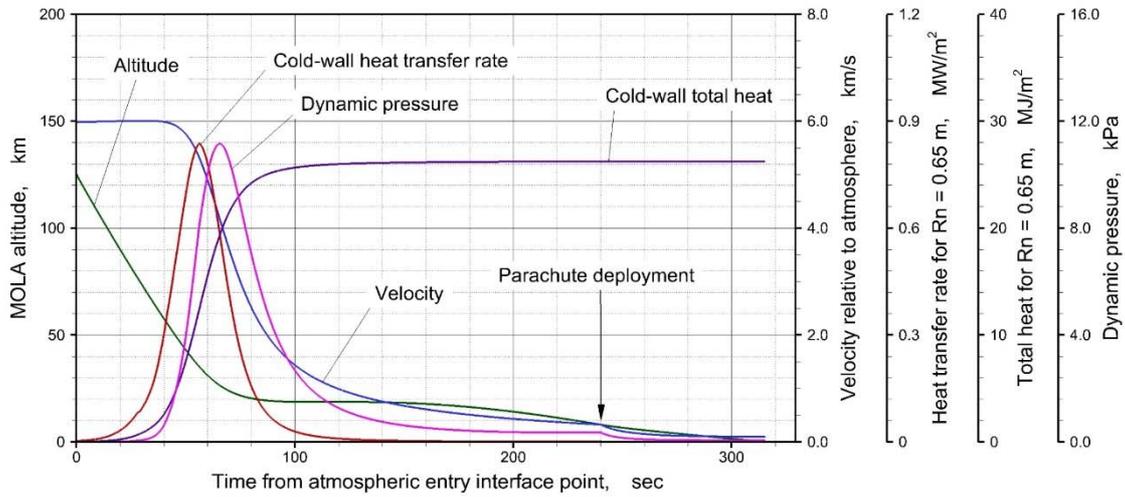


図 3.2-2 飛行環境プロファイル

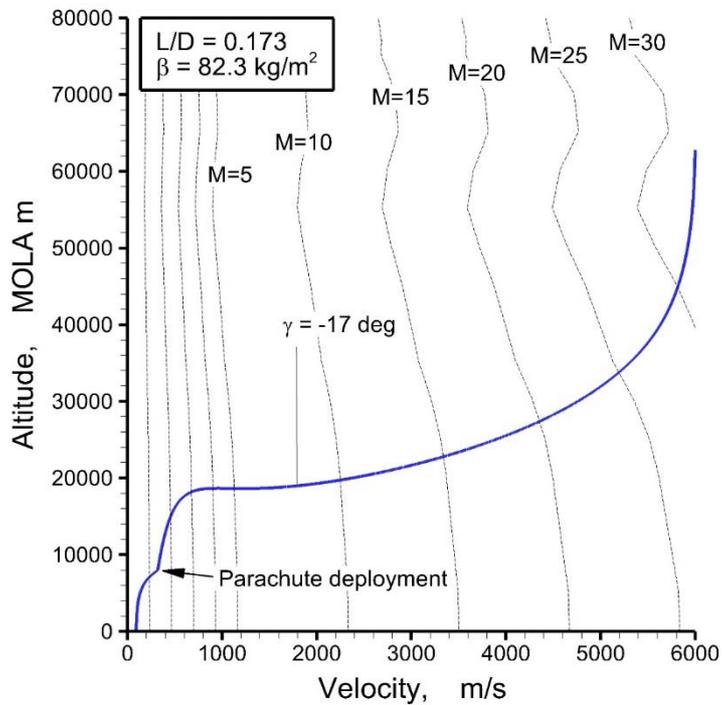


図 3.2-3 飛行環境プロファイル

3.3 探査機システム構成

3.3.1 探査機のサブシステムと重量構成

MELOS のシステム構成概要を図 3.3.1 に示す。機能要求に基づいて、探査機システムは大きく、クルーズモジュール (cruise module) と大気突入モジュール (Atmospheric entry module) に分離される。

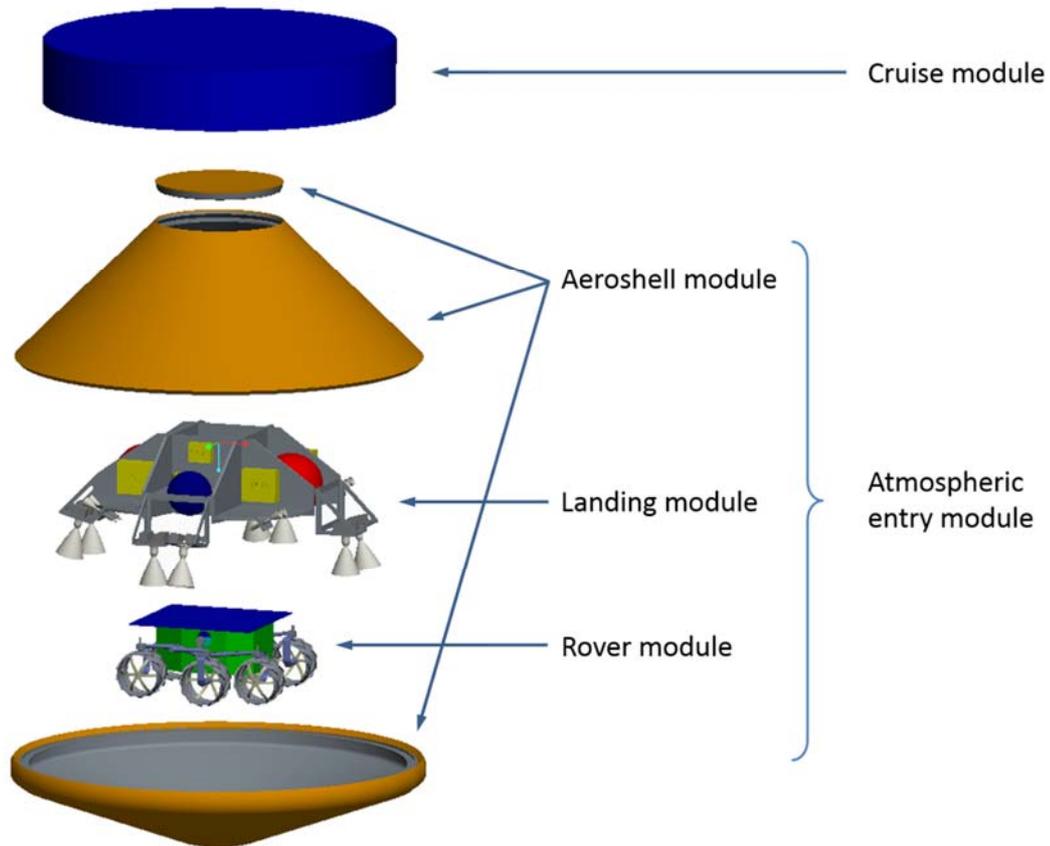


図 3.3.1 探査機のシステム構成概念図

3.3.1.1 クルーズモジュール

クルーズモジュールは、惑星間航行 (地球-火星トランスファ) 間のシステムの電力、熱制御、および通信 (テレメトリ, コマンド), 軌道決定, および軌道修正マヌーバなどの機能を司るモジュールである。

3.3.1.2 エントリモジュール

エントリモジュールは火星大気突入後、ローバを着陸させるまでの一連の機能を司るモジュールであり、エアロシェル, パラシュート, 着陸モジュール, およびローバから構成される。エントリモジュールは、大気突入後にモジュール内部のバス機器やローバを空力加熱より保護し、空力誘導によりエントリモジュールを着陸目標点近傍へ誘導し、パラシュートにより機体を減速させ、着陸モジュールは逆噴射により最終減速を行い、ローバを着地させる。

3.3.1.3 エアロシェル

エアロシェルは大気突入モジュールを火星大気により減速させ、空力加熱から大気突入モジュール内部のパラシュート、ランディングモジュール、及びローバを保護する機能に加えて、定点着陸を実現するための空力誘導を十分な精度で実行するために、高精度の空力性能を発揮しなければならない。その空力設計は、軌道解析によって、飛行中の熱空力環境、その結果として定まるエアロシェルや熱防御システムの重量、空力誘導によるダウンレンジ調整能力、空力誘導に必要な RCS 推進剤重量、飛行中最大加速度など、様々な要素のトレードオフによって決定される。この設計手順は、2008 年より継続的に開発を進めて来た「エアロアシストシステムの設計システム」によって実現される。図 3.3.1.3 に示したのは、当該システムを応用して得られた、エントリモジュールの空力設計ベースラインである。その空力設計パラメータを表 3.3.1.3 に示す。

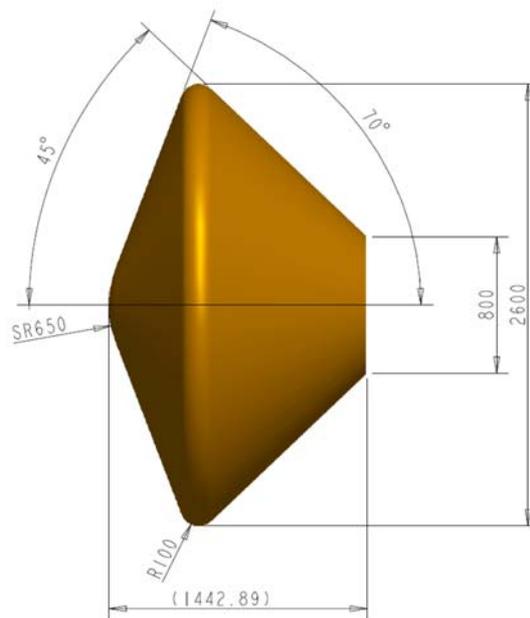


図 3.3.1.3 大気突入モジュールの空力形状

表 3.3.1.3 大気突入モジュールの空力設計パラメータ

物理量		数値	誤差(3σ)
機体質量	M (kg)	629	6.3
弾道係数	β (kg/m ²)	82.3	8.23
抗力係数	C_D	1.441	0.115
揚力係数	C_L	0.289	0.0231
揚抗比	L/D	0.200	0.02
トリム角	α (deg)	-13.9	0.5
基準直径	D_B (m)	2.600	< 0.005
基準面積	S_{ref} (m ²)	5.309	< 0.04
ノーズ半径	R_n (m)	0.650	< 0.003

エアロシェル表面には熱防御システムが施工され、大気突入時の空力加熱から大気突入モジュール内部を保護する。これまで開発してきた熱防御システムの中から、トレードオフによって火星着陸探査機にもっとも適切なものを選択した結果、カーボンファイバフォームにポリイミド樹脂を含浸させて成型した密度0.4クラスの軽量アブレータを採用している。その厚みは淀み点で約20mmである。

3.3.1.4 ランディングモジュール

ランディング（着陸）モジュールは、エアロシェル分離後にパラシュートを開傘して機体をターミナル速度（最終平衡落下速度）まで減速し、さらにローバを着陸させるために十分な速度まで減速し、ローバを着陸させる機能を有する。後述するように、火星は大気が非常に希薄であるため、ローバを着地させるのに十分な速度（10 cm/s のオーダー）まで減速させることが困難であり、何らかの付加的な手法で減速させなければならない。最終減速フェーズで取り得る方法としては、エアバッグ等を用いた衝撃吸収デバイスによるハードランディングや、逆噴射推進系を用いたソフトランディング、あるいは逆噴射推進系を使ったホバリングからスカイクレーンを用いてローバを硬化させる方法が考えられる。

一般に、エアバッグ等を用いた衝撃吸収デバイスは、後者と比較してシステムが簡素で有り軽量化が可能と言われる。しかしこれは空力誘導を伴わない弾道飛行を行うシステムにおいて正しいのであって、空力誘導を行うシステムについては自明ではない。その理由は、空力誘導を行うシステムにおいては、姿勢制御のための推進系およびそのドライバ関連部品、姿勢センサ、姿勢軌道計算機をあらかじめ備えており、それを拡張して逆噴射推進系を搭載しても、それほど大きな重量ペナルティとならないからである。逆に、これらの機器を有しながら、さらにエアバッグシステムを有することは、重量の増大をもたらす。またエアバッグを用いる場合、着地衝撃が大きく（ $\geq 50G$ ）設計最大荷重を規定してしまうこと、着地時の反跳によって目標着地点から大きく逸脱して空力誘導による目標着陸地点への誘導を台無しにしてしまうこと、特に着地点が傾斜地である場合逸脱距離が大きくなってしまうことなど、定点着陸を行う上でのデメリットが多い。以上の理由から、現在の設計ベースラインでは、MSL にならない、スカイクレーン方式を前提として検討を行っている。その概念図を、図 3.3.1.4 に示す。

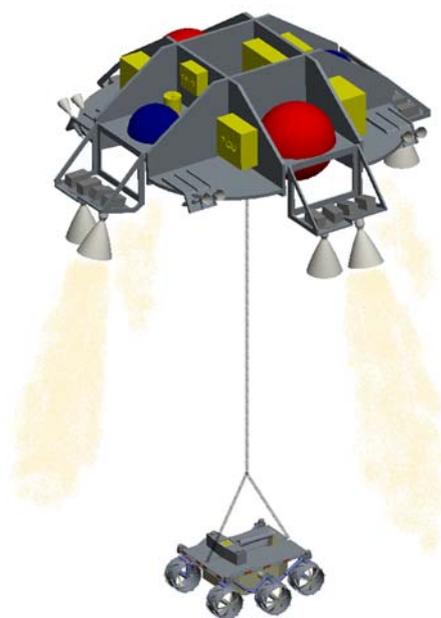


図 3.3.1.4 スカイクレーンシステム概念図

またランディングシステムには、大気突入飛行中の空力誘導を行うために必要な慣性センサ、データ処理系、姿勢制御用 RCS、およびそのドライバが搭載されている。これらによって大気突入モジュールは適切なアルゴリズムに従って空力誘導を行い、目標地点の上空まで到達する。

3.3.1.5 パラシュート

既述したように、火星は大気が非常に希薄であるため、大気突入モジュールの弾道係数が非常に小さい場合を除いては、地面到達時に飛行速度を亜音速まで落とすことができない。このことは、火星では超音速パラシュートシステムが必須であることを意味する。また、パラシュートによって実現できるターミナル速度を十分小さくするためには巨大なパラシュートが必要となり、システム重量を圧迫する。一方で、パラシュート重量を低減するためにパラシュートを小型化するとターミナル速度が大きくなり、逆噴射推進系により減速するのに必要な推進剤重量が増大する。従って、ランディングシステムの設計を行う上で、パラシュートサブシステムと推進系は、その重量総和が最小化されるように設計する必要がある。

図 3.3.1.5 はパラシュートによって実現できるターミナル速度に対するパラシュート、推進系、および両者の質量の和を表したものである。図では、ターミナル速度が約 90 m/s となるようにパラシュートを設計した場合、ローバを着地させるのに必要なシステム重量が最小化されることが見て取れる。ターミナル速度=80 m/s で設計する場合、パラシュート開傘高度は 8 km、パラシュート開傘マッハ数は 1.4 である。

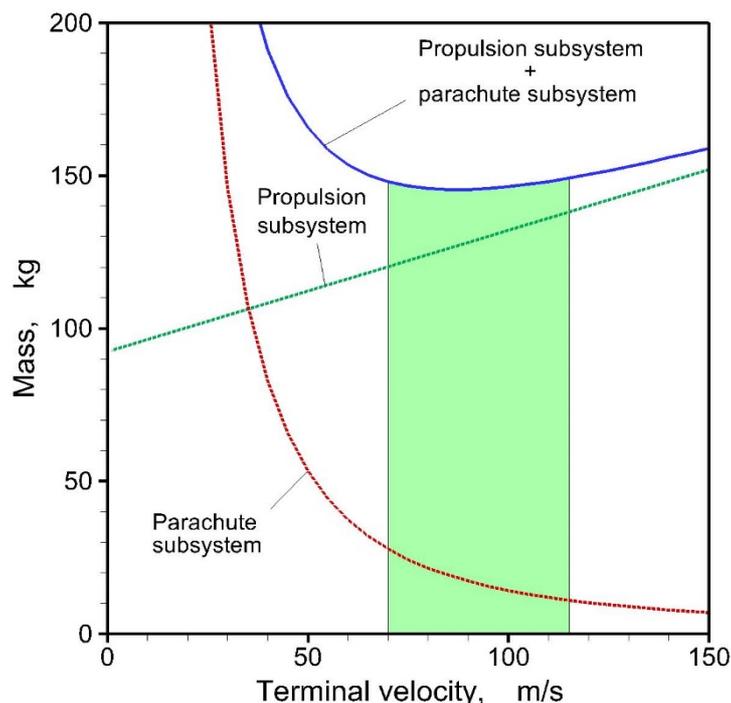


図 3.3.1.5 パラシュートによって実現できるターミナル速度とパラシュート、推進系重量

3.3.1.6 ローバ

ローバについては 3.4 節を参考のこと

3.3.1.7 システム重量表

表 3.3.1.7 にシステムの重量表を示す。

3.3.2 各コンポーネント開発の課題と現状

3.3.2.1 クルーズモジュール

クルーズモジュールは惑星間クルーズ機能を有するため、その開発においては、はやぶさやあかつきのヘリテージが活用できる。このことは、開発要素が比較的安く、開発リスクとコストの低減が期待されることを意味する。

新規開発要素としては、目標着陸地点に向けた精緻な空力誘導を行うために、大気突入点での軌道・速度誤差を極小化しなければならず、高精度の軌道決定技術、および高精度の軌道修正マヌーバ技術が必要となることである。後者については、すでにははやぶさで実績のある技術である。前者については既に（火星エアロキャプチャ技術実証機の検討など、他のミッションの検討成果も含めて）十分な検討をこれまで行ってきており、目標としている着地点分散円半径 10km 以下を実現するために十分な、大気突入時点での軌道・速度分散誤差を実現できる見通しが得られている。その他の開発課題としては、システムの小型軽量化を狙った、電源系や通信系の軽量化、小型化、高効率化である。これらについては、SLIM ミッション検討を筆頭とする将来の探査機検討との共通技術で有り、他の WG や検討チームと協働しながら研究開発の推進を図っており、最速で 2018 年打上にあわせた開発を行うことは現実的に可能、という見通しを得ている。

3.3.2.2 エアロシェル

エアロシェルははやぶさや他の大気突入ミッションで実績があるものの、火星環境で使用すること、軽量アブレータを利用すること、など過去に実績の無いチャレンジで有り、特に大型化に伴う課題（熱防御材を分割し貼り合わせることで、熱応力を分散すること等）を解決しなければならない。エアロシェルの開発は、既に課題の抽出、検証マトリクスを作成を経て、現在大型化に関わる課題を検証するために BBM（図 3.3.2.2 参照）の開発を進めており、FY25 年度にはこれを完了する計画である。

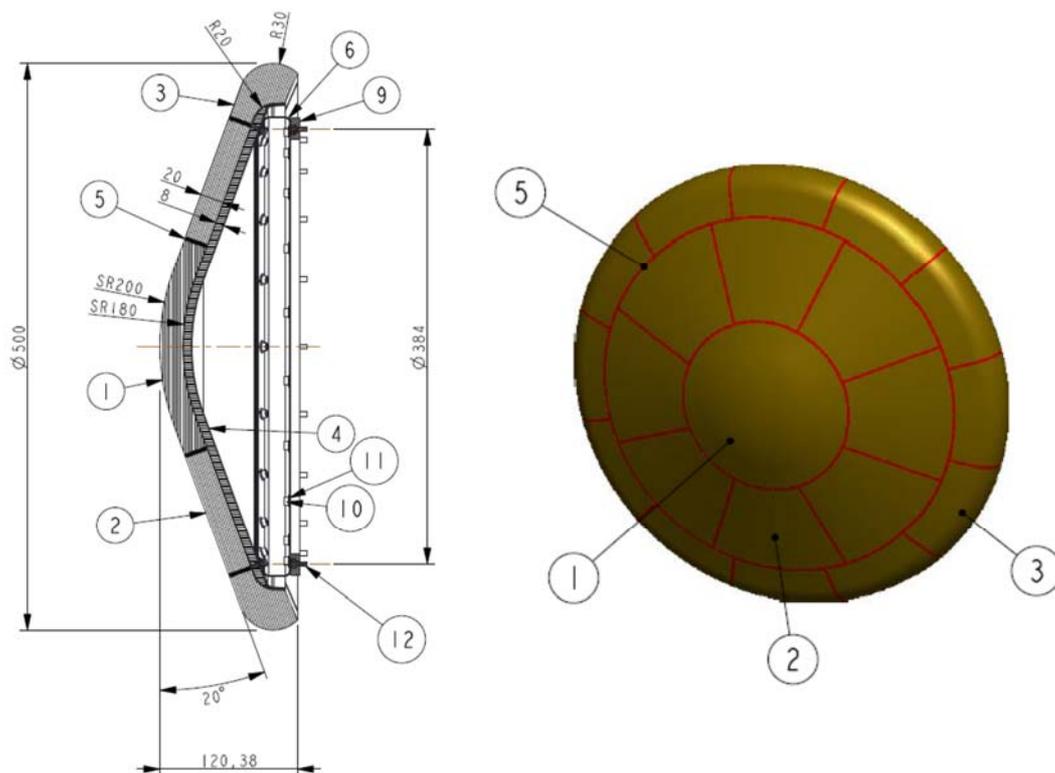


図 3.3.2.2 火星 EDL 用軽量アブレータエアロシェル BBM

3.3.2.3 ランディングモジュール

ランディングモジュールには誘導を伴う逆噴射着陸技術や慣性航法による空力誘導技術といった主要な新規開発技術が含まれており、ミッションの実現においては重要なサブシステムに位置づけられる。前者については **SLIM** や **SELENE** において検討が進められている月着陸機と大部分が共通技術であり、特に **SLIM** において検討が進められている小型着陸システムについては2017頃の開発が期待されることから、**SLIM** 検討チームと連携した開発加速、および **SLIM** 開発チームのヘリテージを活用した火星独自のランディングモジュールの開発を行って、2016年頃までの地上実証を計画している。

空力誘導技術についても、同様に **HTV-R** において検討が進められている大気突入システムと大部分が共通技術である。**HTV-R** の前駆的な飛行実証として位置づけられている **HTV-R** 小型実証機は2016頃の飛行実証を目指して検討が進められており、**MELOS** 検討チームも **HTV-R** 小型実証機検討チームと連携研究をおこなうことで、空力誘導技術開発の加速をはかり、**HTV-R** 小型実証機の飛行実証によって当該技術の実証を実現する計画である。

3.3.2.4 パラシュート

日本では過去に大気突入システムにおいて超音速パラシュートが実践されたことがほとんど無く、超音速パラシュートの開発は主要な新規開発技術項目の一つである。幸いなことに、大気突入システムの超音速パラシュートに関わる研究成果として、米国で **Viking** の開発の際に得られた膨大なデータが公開されており、また逆にそれ以外の新規開発は非常にリスクが高いことから、いわゆる **Viking Heritage** にもとづいて、我々も **Disk-Gap-Band (DGB)** 傘の基本設計を踏襲している。

FY25は風洞試験を中心に、すべての開発課題を洗い出し、検証マトリクスに沿った開発を進める。**FY26**は気球による実験を、**FY27**は観測ロケットを用いた実証実験を計画している。

3.3.2.5 ローバ

ローバについては3.4節参照のこと

3.4 表面探査移動ローバの検討

3.4.1 はじめに

火星表面探査の手法としては、着陸機をある特定の地点に着陸させ、ピンポイントでの探査を行う方法、あるいは、移動ロボット（ローバ）を用いて特定の地域まで移動し、その場（in-situ）探査を行う方法に大別される。一般に、火星における着陸システムの着陸精度は数 km から数十 km 程度と言われている。そのため、ローバを用いることによって着陸精度を補償しつつ、より科学的価値があると期待できる地点へ移動し、詳細な探査を行うことが可能となる。

ローバを用いた火星探査の事例としては、米国のマーズパスファインダー計画においてソジャーナと呼ばれる車輪型ローバが初めて火星表面を移動した。これに続き、2 台の火星ローバ（Spirit, Opportunity）を 2004 年に火星へ投入し、Opportunity は現在までに広範囲に渡る移動探査を行っている。さらに、2012 年 8 月には、約 900kg という巨大なローバ Curiosity を着陸させ、探査活動を実施している。

MELOS-WG では日本による将来の火星探査計画として、ミッション構成やその手法等を検討してきた。本提案書（ドラフト版）冒頭において述べているように、移動ローバを用いた生命探査および気象観測をベースラインとしたミッション検討を進めてきている。

本節では、MELOS において目指す小型の火星探査ローバについて、その工学的意義を示すとともに、ローバのシステム構成と各サブシステムの検討状況¹について記す。

3.4.2 MELOS におけるローバの工学的意義

表面移動探査技術であるローバは、「行きたい場所へ行き」、「見たいものを間近で見る」ことができ、科学観測における有用なサイエンスツールとして位置付けることができる。そのため、将来の火星探査におけるトップサイエンスを推進するためにも、MELOS において火星ローバの技術実証は必須であると考えられる。

NASA の宇宙技術ロードマップ草案に対する全米研究会議最終報告書[1]によると、最も優先度の高い 16 の技術のひとつとして「ローバ等の高性能移動システム」が選定されており、国際的にも、宇宙探査におけるローバの重要性が認識されている。

これまで、月および火星上を移動探査したローバ（計画中のものも含む）を図 3.4.1 に示す。同図から明らかなように、重量が比較的大きなローバを用いて長距離の走行をするというアプローチが取られてきた。しかしながら、ローバ重量の増加に伴って火星への着陸システム（再突入カプセル、推進剤）も巨大化するため、結果として探査システム全体の開発経費が増えてしまう。

¹各サブシステムについての検討、推算値などについては 2013 年 7 月末時点でのものであり、今後、適宜アップデートされる

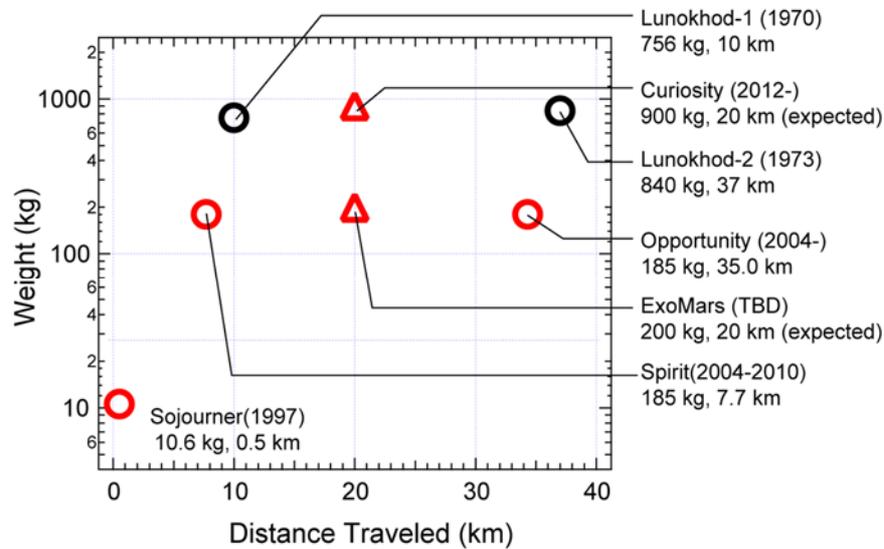


Fig.3.4.1 Lunar/Planetary exploration rovers: weight vs. distance traveled

そこで、MELOSでは、限られたリソース内でのトップレベルのローバ技術の獲得を目的として、下記の3点に主眼を置き、小型軽量でかつ移動性能の良いローバを目指す。

- (1) 総重量 100kg 以下の小型軽量ローバの開発（小型低消費電力の通信機器，高エネルギー密度を有するバッテリーを用いたスマートな電源システム）
- (2) 地球火星間の通信遅れを補償する高度な自律移動システム
- (3) 長距離走行戦略とこれを実現する環境認識システム

3.4.3 MELOS ローバのシステム

ローバシステム要求

MELOSにおける主ミッションの生命探査では、メタン酸化菌の検出を目的としている。ローバによってメタン放出源²へと接近し、さらに土壌を掘削・採取し、搭載の観測機器を用いて生命の検出を試みる。そのため、ローバは着陸地点から同放出源へ向かって、走行することが求められる。通常、EDLシステムの着陸精度を補償する程度の走行性能（最大数 km）が必要となる。さらに、火星表面の砂地、あるいは岩石地帯を走破可能な移動システムが必須である。

火星上への太陽光は、太陽火星間の距離および経度（Orbital Longitude）によって変化するため、軌道上あるいは惑星間を飛行する人工衛星と比較すると発電条件（日射光量，ダスト）が非常に厳しくなる。また、砂地走行や斜面登坂，岩石の乗り越え時など，ローバの走行状態に

²メタン放出源は大気による拡散のため、軌道上の観測によって同定することが困難であるが、地表下のメタン放出源は複数の排出口を持つため、火星大気中に漂うメタンの変化を捉えることが期待できる。

よっては電力消費量が急激に増加してしまう。そのため、高エネルギー密度バッテリー、高効率太陽電池セルなどを用いて、効率的な電力収支を維持しなければならない。

火星表面温度は、1火星日（約24.6時間）の間におおよそ摂氏マイナス90度からプラス22度まで変動するため、機器の温度制御、特にヒータによる保温が重要である。さらに、地球火星間の通信遅れが最大で往復40分程度であることから、自律航法誘導技術の開発も必須である。

ローバシステム概要

表3.4.1にMELOSローバの主要諸元をまとめる。また、図3.4.2に、MELOSにおいて検討している車輪型のローバを示す。エントリカプセル内収納時のサイズは、 $\phi 1300\text{mm}$ の包絡域を有する。総重量は約60kgである。ローバの展開シークエンスとして、ローバ本体と脚部とを連結するヒンジ部に取り付けたアクチュエータまたはバネ機構により車輪間のリンクを展開させる。

ローバは独立駆動型の車輪を6つ有しており、前後輪の4つのみが操舵機構を持つ。走行速度は最大0.04 m/s、20 cm程度の岩石などの乗り越え、砂地において斜度20度の登坂能力を持つ。十分な日射光のある時間帯は、太陽電池によって発電を行い、それ以外（夜間含）は2次電池からの給電によって動作する。搭載通信系は、主回線としてUHF帯による周回機経由での地球との通信を行うとともに、副回線としてX帯による地球との低レート直接通信の2系統を想定している。熱制御系については、受動型熱制御とし、夜間のみヒータによる保温を行う。

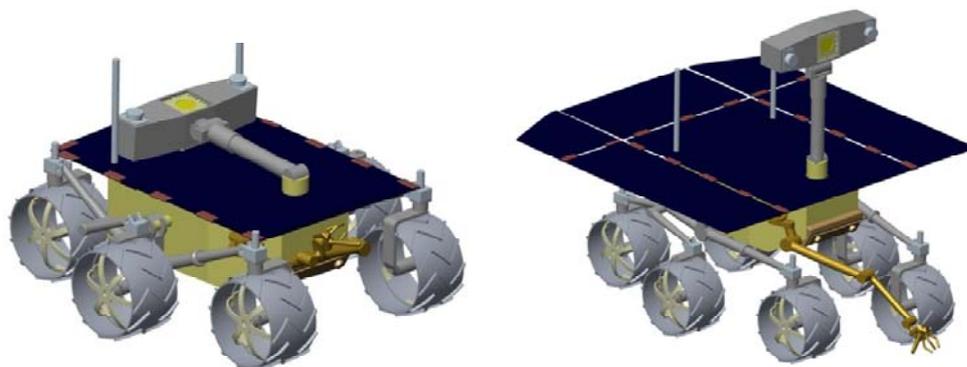


Fig.3.4.2MELOS rover (Left: stowed, Right: deployed)

Table 3.4.1 Rover specifications

サブシステム	仕様
走行系	<p>6輪独立駆動，前後4輪操舵 車輪直径：250 mm 最高速度：0.04 m/s 段差乗り越え能力：200 mm 砂地登坂能力：最大 20 度 アクチュエータ：DC ブラシレスモータ＋ハーモニックドライブ</p>
電源系	<p><u>太陽電池パネル</u> 面積：1.10 m² 効率：30% (3J, GaInP/GaInAs/Ge, TBD) 発電量：最大 140 W (800 Wh/sol @ Ls=331 degrees) バス電圧：28～32V</p> <p><u>バッテリー</u>：SUS ラミネート 容量：210.60 Wh エネルギー密度：90 Wh/kg 重量：2.34 kg バス電圧：28～32V</p>
通信系	<p>主回線：UHF 帯によるローバ・リレー衛星，32 kbps 副回線：X 帯 LGA によるローバ・地球直接通信，8 bps</p>
処理系	<p>カメラ ナビゲーションカメラ：2 台 FOV：40 x 40 deg 程度</p> <p>ハザードカメラ：前後 2 台，計 4 台 FOV：100 x 100 deg 程度</p> <p>距離画像センサ (Laser Range Imager)：TBD FOV: 30 x 30 deg, 計測距離 5 m 程度</p> <p>OBC SpaceCube-II 相当を想定</p>
熱制御系	<p>本体内部：-40～40℃ 本体外部：-100～40℃</p> <p>昼間：受動型熱制御 夜間：本体内部および外部（マスト上のカメラ）をヒータ保温</p>

3.4.4 ローバの各サブシステムの工学的検討

本節では、ローバの走行系、電源系、通信系、熱制御系の各サブシステムについての工学的な検討状況について述べるとともに、小型ローバによる長距離移動戦略についても言及する。

走行系検討

本検討では、まずローバの各車輪の駆動モータ、操舵モータの見積もりを行った。

車輪への最大負荷トルクは、火星の砂地上を走行する際に発生する砂による抵抗と、斜面登坂時に重力成分によって付加されるけん引負荷の総和である。前者の抵抗は、テラメカニクスと呼ばれる車両と土壌を扱う力学体系に基づいて計算することができる。すなわち、車輪半径を r 、車輪幅を b とし、車輪周りの垂直応力 σ を車輪接地領域において積分することにより、砂による抵抗 R が算出できる[2]。

$$R = rb \int_{\theta_i}^{\theta_f} \sigma(\theta) \sin \theta d\theta$$

同式に、車輪パラメータ、火星重力環境における車輪一輪あたりの荷重、想定される土壌のパラメータを代入することによって、砂による抵抗力は、 $R=24.6$ N と算出された。これに加え、ローバの想定最大登坂角 20 度におけるけん引負荷 (25.4 N) から、車輪の駆動モータに加わる最大負荷トルクが約 6.25 Nm、最大走行速度から計算される車輪最大回転数 0.32 rad/s であるため、モータ必要容量は 2.0 W 以上となる。減速ギアによる機械的損失などを考慮し、駆動用のモータは、4.5 W 程度と推算した。

一方、操舵モータにかかる最大の負荷トルクは、ローバが静止時に車輪を操舵（据え切り）させる時に発生する。この負荷トルクは **Scrubbing torque** と呼ばれ、車輪と土壌の接地領域におけるせん断摩擦によって定義される。

$$M_s = 2r \int_0^{b/2} \int_{\theta_r}^{\theta_f} \sqrt{r^2 \cos^2 \theta + y^2} \cdot \tau_r \cos \theta d\theta dy$$

ここで、 y は車輪幅方向の距離、 τ_r は車輪接地領域におけるせん断応力であり、車輪荷重、土壌に依存する。この式に基づくと、最大の負荷トルクは 2.2 Nm (50%のマージン含) となった。操舵速度を 15deg/sec と想定し、この解析によって、操舵モータ容量は、3.0 W と見積もりことができる。

アクチュエータの候補として、Maxon モータの RE シリーズ、高減速用ギアとしてハーモニックドライブを想定した場合の設計表を表 3.4.2 にまとめる。

走行システムのサスペンションとしては、受動機構ながら高い走行性能を有するロッカー・ボギーサスペンション[7]、あるいは、展開用アクチュエータを用いてアクティブに重心位置を上下させる機構などが考えられる。本稿では、車輪型ローバを想定しているが、従来の剛性車輪よりも走破性能の高い弾性車輪やインフレタブル車輪も検討している。