

Table 3.4.2 Rover Motor Breakdown

		Driving Motor		Steering Motor	
Maxon motor	unit	RE13	Required	RE13	Required
Power	watt	4.5	2.00	3	0.59
Nominal speed	rpm	11900		10200	
Nominal torque	mNm	3.95		2.45	
Torque constant	mNm/A	8.11		8.42	
Efficiency	-	0.78		0.67	
Maxon gear head		GP16A		GP13A	
Gear ratio	-	84		26	
Nominal speed	rpm	141.67		392.31	
Nominal speed	rad/sec	14.84		41.08	
Efficiency	-	0.79		0.83	
Nominal torque	Nm	0.20		0.04	
Harmonic Drive					
Gear ratio	-	50		100	
Nominal speed	rpm	2.83	3.06	3.92	2.50
Nominal speed	rad/sec	0.30	0.32	0.41	0.26
Efficiency	-	0.85		0.85	
Current required	A	0.27		0.15	
Nominal torque	Nm	8.69	6.25	3.01	2.26

電源系検討

電源系の検討については、搭載バッテリーのサイズ、および太陽電池パネル（以下、SAP）の必要面積について解析する。本節末に添付するローバ運用プロファイルに基づく、横軸をローカルタイム、縦軸をローバシステムの消費電力量およびSAPによる発電量（ $L_s=331\text{deg}, 20\text{deg}$ ）として図 3.4.3 に示すような電力プロファイルを描くことが出来る。同図より、 L_s によって太陽電池パネルによる発電量が異なることが分かる。さらに、表 3.4.3 に示すようにローバの各運用モードでの消費電力を見積もることができる。

<バッテリーサイジング>

太陽高度の低い時間帯および夜間は、太陽電池パネルによって十分な発電をすることができないため、搭載バッテリーによってローバを稼働しなければならない。太陽電池パネルによる発電量がローバシステム電力量を下回っている時間は、おおよそ 15.1 時間と程度であり、（同時時間帯の運用モードを Sleep モードと呼ぶことにする）、同モードにおいては、OBC および電源制御部、ヒータのみを稼働させる。Sleep モードでの総消費電力量は 210.6Wh であり、この電力量をバッテリーによって賄う必要がある。現時点（2013 年 7 月末）では、SUS ラミネートバッテリー（エネルギー密度：90 Wh/kg）を想定し、重量を 2.34 kg 程度と見積もった。

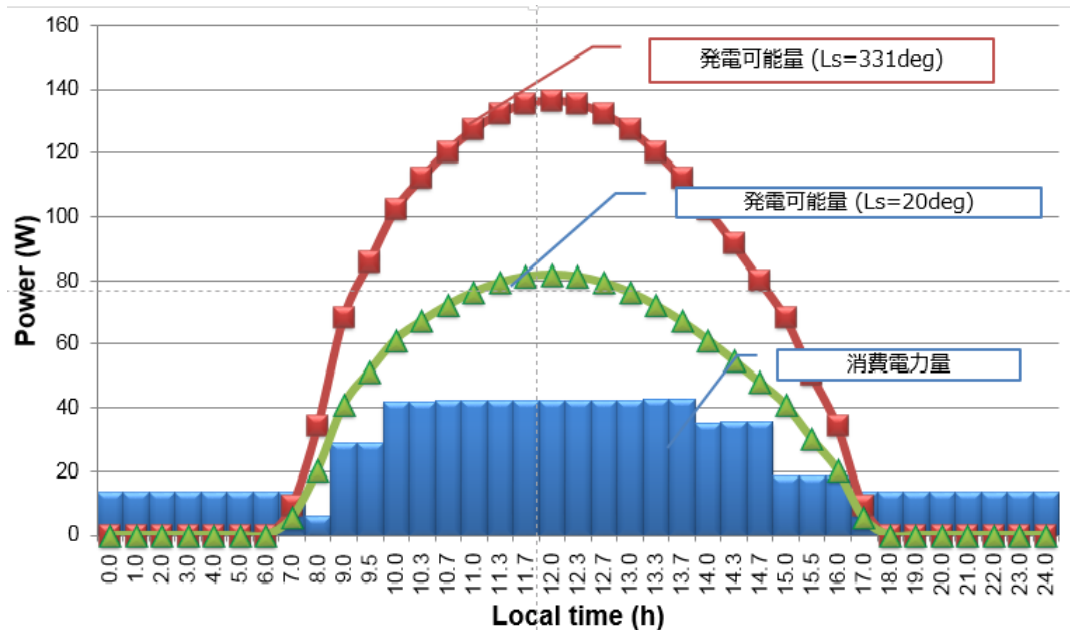


Fig. 3.4.3 Power management profile of the MELOS rover

Table 3.4.3 Power consumption estimates in 1 Martian day

Mode	Sleep	Stand-by	Science and Comms. (Tx)	Stand-by	Sleep
Power consumption (Wh)	108.0	42.50	205.10	37.00	102.60
Duration	0~8	8~10	10~15	15~17	17~24.6
Hour	7.5	2.5	5.0	2.0	7.6

<太陽電池パネル面積サイジング>

表 3.4.3 および本節末の添付資料より，SAP による発電量がローバの運用電力を上回っている時間を 1 火星日あたり 9 時間と仮定すると，SAP による必要な発電容量は，各運用モードにおける消費電力量とバッテリー再充電のための電力量の総和となる．すなわち，

$$108.0 + 42.5 + 205.10 + 37.0 + 102.6 = 495 \text{ Wh}$$

火星表面での SAP による発電可能量については，太陽・火星間経度（Orbital Longitude，以下 Ls），着陸緯度，火星大気中のダスト（光学的深度）によって大きく異なる．Crisp ら[3]は，火星緯度 ± 90 度，Ls が 0 度から 360 度（1 火星年）における 1 火星日当たりの SAP 発電可能量を，光学的深度の違いに基づいて推算できる理論モデルを提案した．GaAs/Ge の太陽電池セル（効率約 18%）を用いた場合の発電可能量の一例を図 3.4.3 に示す．

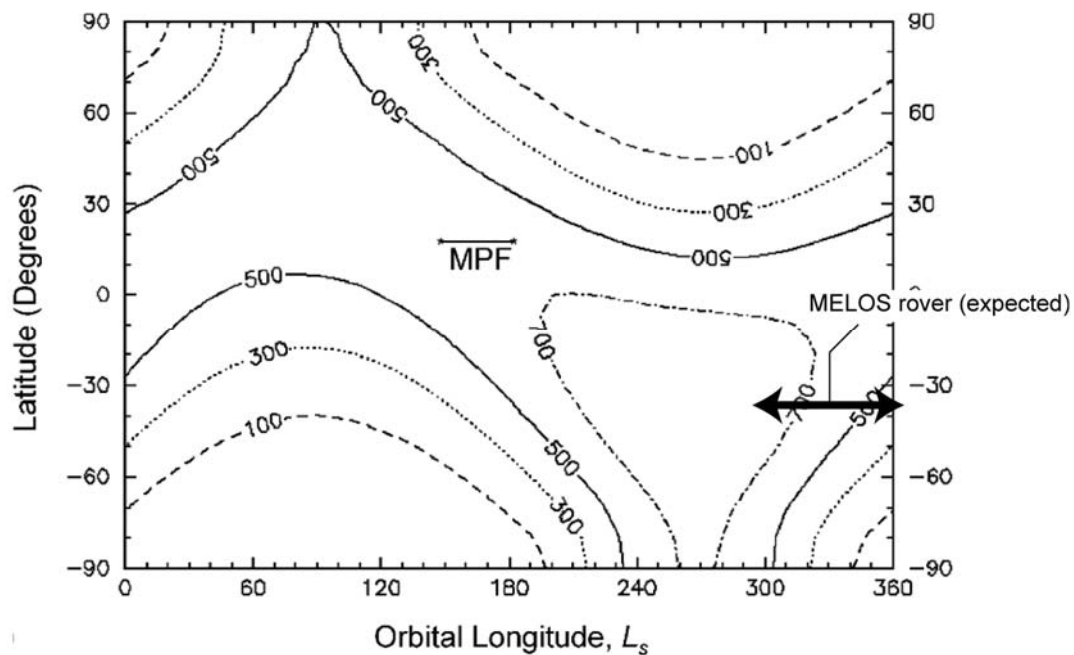


Fig.3.4.4 The diurnally integrated maximum power from GaAs/Ge solar cells [3]

MELOS における着陸候補地点は南緯 40 度を想定しており、2018 年打ち上げの場合、火星到達時期は $L_s=331$ 度となる。よって、Crisp らのモデルに基づく、同期間内の SAP による発電可能量は $500 \sim 700 \text{ Wh/m}^2/\text{sol}$ (GaAs/Ge セル) と見積もることができる。MELOS のローバでは、より効率の良い Multi Junction (EOL 効率 30%) を用いることとする。

NASA のマーズパスファインダー計画や Mars Exploration Rover において、SAP による発電の障害となったものが、SAP へのダストの降積である。Edmondson ら[4]によると、90 火星日の間にダストの降積によって、太陽電池発電量が約 10% 弱低下したという報告がなされている (図 3.4.4)。よって、MELOS ローバ運用期間中のダスト降積による損失も 10% 程度と仮定する。

以上より、1 火星日当たりの MELOS ローバの SAP 発電可能量は、 $L_s=331$ 度において約 $750 \text{ Wh/m}^2/\text{sol}$ 、 $L_s=20$ 度 (着陸後 90 sol 経過) において約 $450 \text{ Wh/m}^2/\text{sol}$ と推定され、必要となる SAP 面積は、 $495 \div 450 = 1.10 \text{ m}^2$ と見積もることができる。

SAP から発電されるバス電圧は、32V を想定しており、Edmondson ら[5]において報告されている太陽電池セルと同等のものを使用すると仮定すると、開放電圧は単セルあたり、2.3~2.5V 程度であり、短絡電流密度は 16 mA/cm^2 である。これより、1 パネルあたり 14 セルが必要となる。また、SAP による最大発生電力は 140W であるため、4.34A 程度の電流が流れる。

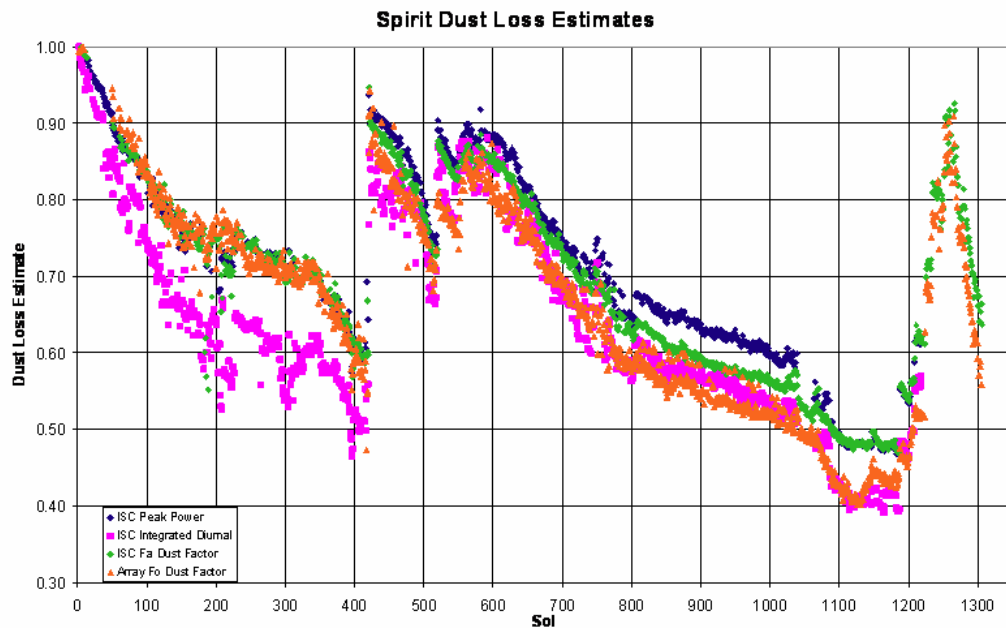


Fig.3.4.5 Opportunity dust loss estimates [4]

通信系検討

ローバと地球との通信経路は、主回線として UHF 帯による火星軌道周回衛星経由での通信、副回線として X 帯による直接通信の 2 系統を想定する。

UHF 帯については、米国の火星周回衛星やローバにも搭載[6]しているため、MELOS における通信経路を相互補完できる可能性がある。主回線の通信レートは 8 ～ 32 kbps 程度とする。また、X 帯のアンテナについては、ハイゲインアンテナは重量制限の観点から搭載を不可とし、ローゲインアンテナのみによる通信とする。通信レートは最大でも 8 bps 程度となるため、X 帯通信は Contingency 用のバックアップ回線として位置付ける。

主回線を利用した通信を行ううえで、ローバと周回機との通信可視時間の見積もりが必要となる。周回機の初期軌道を遠火点 30Rm（周期は 4 火星日）の楕円軌道を仮定³した場合の通信可視時間を解析したものを図 3.4.5 に示す。同図において、周回機からローバへの可視時間は細線により示される。周回機が初期軌道に滞在する期間においては、1 火星日あたり概ね平均 10 時間程度の可視時間が期待できる。しかし、ローバの通信機器を稼働できる時間は、電力収支により約 5 時間程度に制限されている。以上より、図中太線で示すように、実際の通信可視時間は 120 火星日の期間においては、おおよそ 225 時間の通信可能時間を確保できることが分かった。なお、詳細な通信回路設計は、2013 年 7 月末時点から着手している。

³必ずしも、リレー衛星は楕円軌道である必要はない。ここで示す結果は、MELOS-WG において、当初想定していた「オービタ・ランダのシナジー」において検討した内容である。

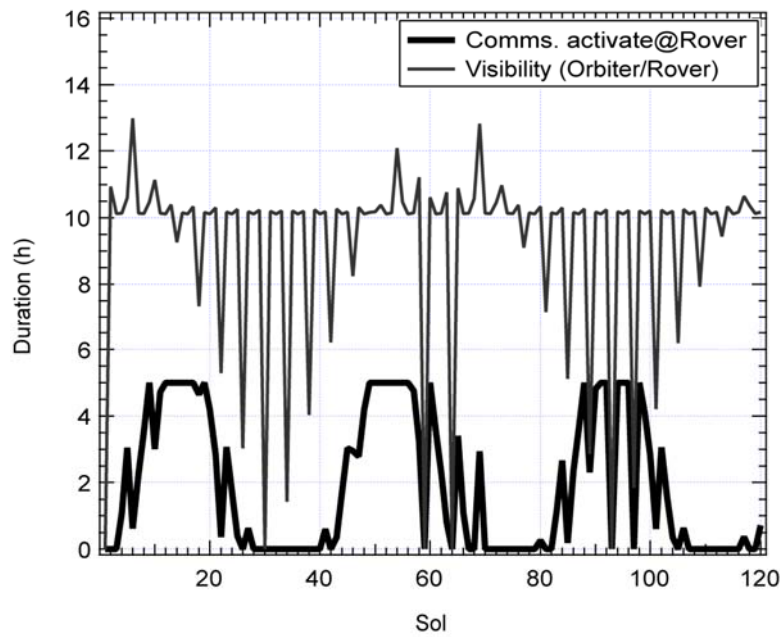


Fig.3.4.6 Communication visibility between a Mars orbiter and rover

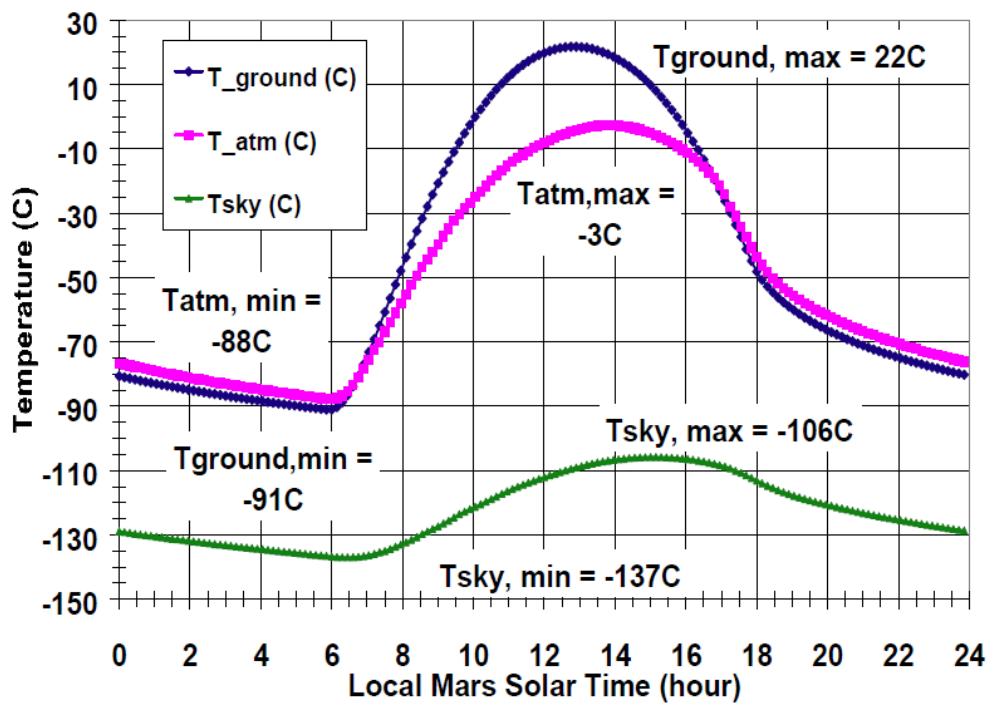


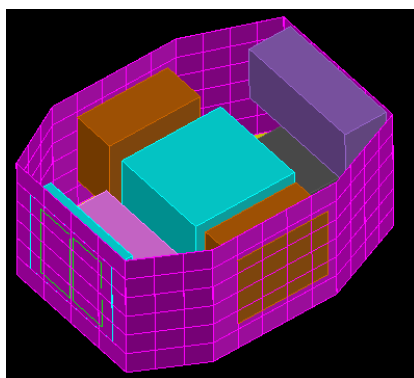
Fig.3.4.7 MER Surface Hot Environment Temperatures [8]

熱制御系検討

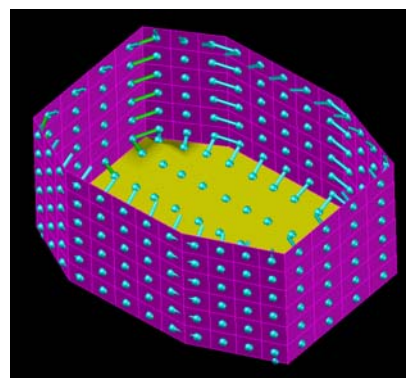
参考文献[8]によると、火星表面の温度は、1火星日の間に摂氏マイナス 91℃からプラス 22℃まで変動する（図 3.4.6）。気温が最も高くなる条件としては、風速が 0 m/s、着陸地点の季節として夏の時期かつ太陽高度が最も高くなる時間帯である。さらに、通信機器を ON にした状態が最も機器発熱が大きくなると推測され、ローバ本体内部の温度が上昇すると考えられる。一方、最低気温の条件としては、冬の季節かつ夜間に風速 20 m/s 程度の強風が吹く場合である。

搭載機器の動作温度を $\pm 40^{\circ}\text{C}$ 内と仮定し、ローバ本体内部温度をこの範囲内に抑えるため、昼間の発熱は受動的な熱制御であるヒートパイプを通して、火星表面の空気の対流を利用して太陽光の当たらない本体下部から放熱する。夜間はヒータにより保温することを考える。SAP は温度変動が最も大きくなる部分であるが、火星の温度環境であれば SAP の保証温度範囲内に収まると想定される。また、車輪の駆動モータなど外部に暴露している部分については、宇宙仕様のモータとして、保存温度はマイナス 110℃からプラス 50℃のものがあ、動作温度は約 $\pm 50^{\circ}\text{C}$ 内である。よって、昼間のモータ駆動時の発熱は熱放射で対応可能である。さらに、モータ周囲に温度センサを付け、カットオフ電流の閾値を温度によって変動するように制御する。夜期間あるいは低温時に稼働させる場合は、始動ヒータが必要となる。

本提案書では、まず 2013 年 7 月末までの熱解析結果を概説する。図 3.4.7 に示すように、主構体パネルの構造や内部機器配置まで含めてモデル化し、動作温度範囲の異なる機器の配置方法と熱制御方針に関して議論する。輻射計算に影響する SAP はモデル化するが、車輪やマストは無視した。また、SAP は表裏両面で、輻射/対流の両方で熱交換を行うこととし、構体とは現状では輻射のみで結合（伝導無し）とした。構体パネルは Surface でモデル化し、15mm 厚のハニカムパネル相当の熱容量と面内熱伝導率を設定した。構体パネル間は Node-to-Node コンダクタで接続し、BAT 搭載パネル（前方）のみ他パネルと断熱結合（ $10\text{W}/\text{m}^2 \cdot \text{K}$ 相当）とした。それ以外は SDS-4 要素試験結果を反映し $150\text{W}/\text{m}^2 \cdot \text{K}$ 相当と仮定する。図 3.4.8 に 1 次検討結果を示す。HotCase の条件は、太陽光強度が $600\text{W}/\text{m}^2$ 、風速 1m/s、ヒータは OFF、PCU ロスを 10%、ColdCase は、太陽光強度が $100\text{W}/\text{m}^2$ 、風速 20 m/s、ヒータは ON、PCU ロスを 5%と設定した。いずれの場合でも、ローバ本体内部が仕様値以内に収まっていることが分かる。



(a) Component allocation



(b) Thermal node configuration

Fig.3.4.8 MELOS Rover Thermal Model

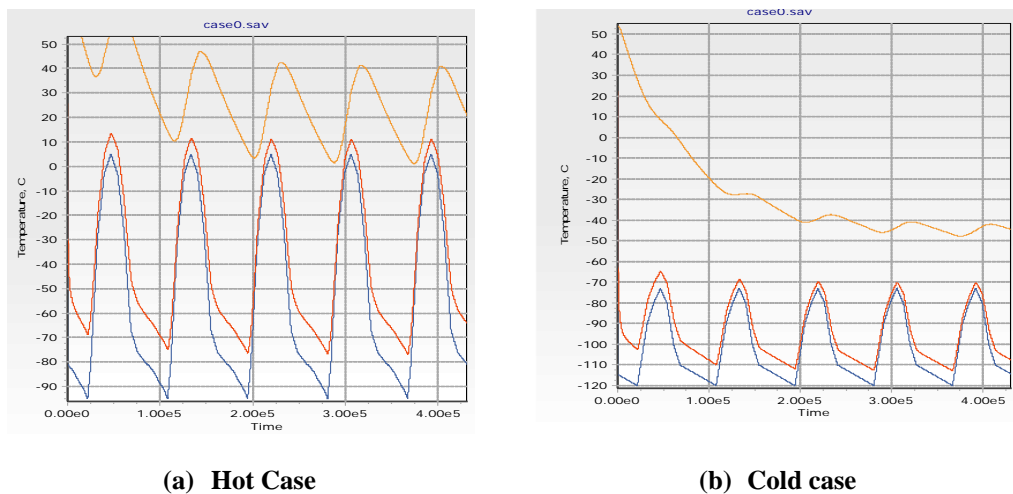


Fig.3.4.9 MELOS Rover Thermal Analysis Result

長距離走行検討

<長距離走行戦略>

これまで述べたように、MELOS ローバは、おおよそ最大数 km の走行が求められる．さらに地球・火星間の通信遅延を考慮すると、ローバの遠隔操縦は非現実的であり、ローバによる自律移動が必要である．

これまでの火星探査ローバは図 3.4.1 に示すように、大型のローバを比較的遅い速度で長期間運用することによって、長距離移動を達成している．しかしながら、MELOS ローバは約 60 kg と小型であるため熱容量が極めて小さく、長期間に渡る運用をした場合、火星の激しい熱サイクルによって搭載機器の著しい劣化が懸念される．また長期間運用では、太陽・火星間経度も変化し、SAP による発電量が推移することから、電力収支が困難になると予想される．そこで MELOS ローバでは、1 火星日あたりの移動距離を向上することによって、短い運用期間であっても、サイエンスミッションの要求を満たす長距離の移動を実現することを目指す．

1 火星日あたりのローバの運用プロファイルを図 3.4.10 に示す．同図において各タスクは以下の通りである．

- Task 1: ローバからの画像および地形情報を地上局にて受信する．
- Task 2: 同情報に基づいて、地上局にて移動目的地を決定する．
- Task 3: 目的地への移動コマンドをローバへ送信する．
- Task 4: ローバは目的地までの自律移動（環境認識，経路計画，航法誘導）を行う．
- Task 5: 指定の目的地に到着次第，ローバは地上局へ画像・地形情報を再度送信する．

1 火星日あたりにローバ送信機を稼働できる時間は、電力収支が確約できる昼前後のおおよそ 5 時間程度であり、その時間内にタスク 1 から 5 を繰り返すことによってローバの移動を行う．タスク 1, 3, 5 については、地球・火星間の距離に依存する通信時間であり、これはコントロールすることが出来ない．タスク 2 は地上局オペレータによって調節が可能であるが、タスク 4 のローバの自律移動時間内に出来るだけ遠くへ移動することが、1 火星日の走行距離を向上させるうえで最も肝要であると考えられる．

1 火星日の移動距離を向上する戦略として、ローバの走行速度を上げることが考えられるが、これはモータ容量の増加につながり、電源系への負荷が大きくなるため、非現実的である。Mars Exploration Rover の事例[9]によると、自律移動を行う際に時間のかかるタスクとして、搭載カメラによる環境認識が挙げられる。そこで、MELOS ローバでは、この環境認識および自律処理を高速化することを目指す。従来はステレオカメラによって地形形状の取得を行っていたが、MELOS ローバでは、レーザ距離計（Flash LIDAR など）を用いることによって、処理系の負担を減らし、環境認識の高速化を実現する。これにより、移動速度は秒速数 cm 程度ではあるが、走行距離の向上は可能であると考えられる。

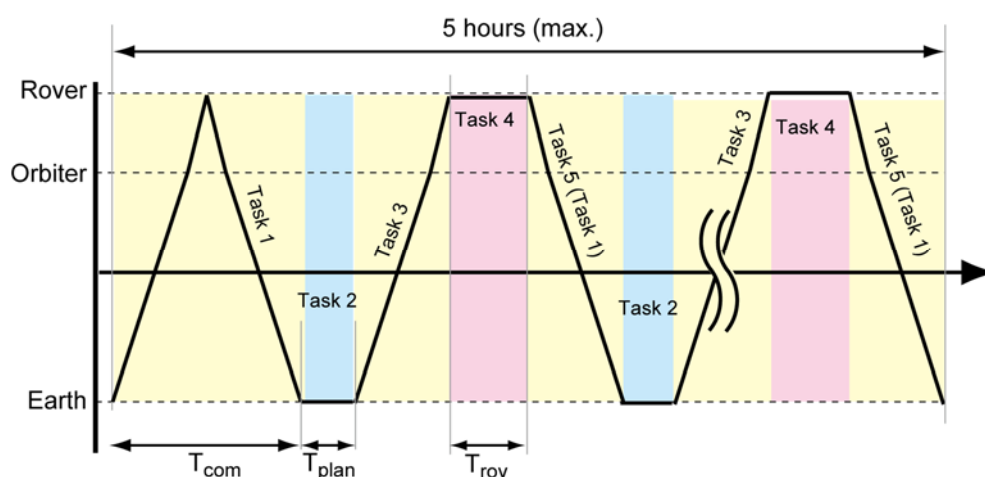


Fig.3.4.10Rover operation profile in one Martian day

<1 火星日当たりの走行可能距離検討>

図 3.4.10 における T_{com} を通信時間とデータ伝送時間の和、 T_{plan} を地上局における目的地選定時間、 T_{rov} をローバの自律移動時間とする。 T_{rov} は、ローバの現在地から目的地到達までの時間であるが、目的地までの走行距離は環境認識センサの見通し距離（Look ahead distance, 以下、 d_{look} ）をローバの移動速度で割ったものとして定義する。

電源系検討、通信系検討において議論したように、制約条件として、(a) 1 火星日当たりのデータ送信可能時間（タスク 1 にかかる総時間）は最大でも 45 分、(b) 1 火星日当たりの移動のための運用可能時間は 5 時間、(c) モータを駆動させて実際に移動する時間は 1.5 時間である。また、地形情報に必要なデータサイズはこれまでの実証実験[10]より、1600 kbit 程度であると仮定すると、ローバ・周回機、周回機・地上局の通信レートがそれぞれ 8 kbps であった場合、データ伝送にかかる通信時間はおよそ 7 分となる。すなわち、制約(a) より 1 火星日あたりに目的地をアップデートできる最大の回数 n_{wp} は、 $45 \div 7 \approx 6$ 回/日となる。

次に制約(b)、(c) より、1 火星日当たりの走行可能距離 D は次の式によって算出できる。

$$D = n_{wp} d_{look},$$

$$(a) n_{wp} \leq 45 \div 7 (\approx 6)$$

$$(b) n_{wp} (T_{com} + T_{plan} + T_{rov}) < 5 \text{ hours}$$

$$(c) n_{wp} d_{look} / v < 1.5 \text{ hours}$$

本検討では、 $T_{com}+T_{plan}$ を 20 分から 50 分まで変化させ、さらに、 d_{look} を 5 m から 15 m、移動速度 v を 0.01 m/s から 0.05 m/s まで変化させた場合の、1 火星日当たりの走行可能距離を推算した。図 3.4.11 にその解析結果を示す。各マークは、 d_{look} が、5 m、10 m、15 m のときのものである。同型のマークで距離データが異なるものは、移動速度の違いである。

同図より、まず、 d_{look} が増加すると走行距離も長くなることが分かる。また、通信時間遅れが長くなると、移動速度を早くしても走行可能な距離に大きな変化は見られなかった。最も時間遅れが長く見通し距離が短いケースで 1 日当たりの走行距離が 25 m、時間遅れが最短かつ見通し距離が長い場合、1 日当たり 90 m の走行が可能であることが分かった。

以上より、長距離移動のためには、ローバの移動速度の向上や時間遅れ対策よりも、搭載センサの見通し距離を伸ばし、自律処理性能を高めることが必要であると推察できる。

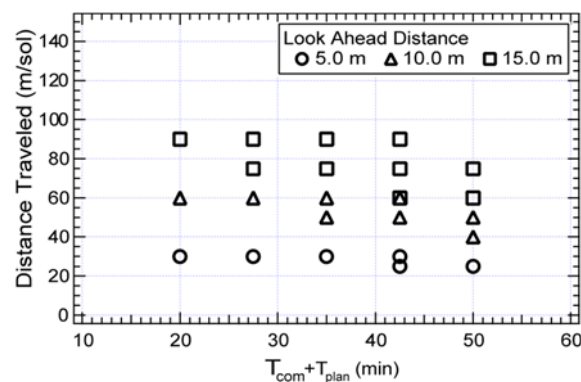


Fig.3.4.11 Rover traversable distance in one Martian day

3.4.5 ローバの重量配分

2013 年 7 月末時点での MELOS ローバの重量配分を表 3.4.3 にまとめる。各コンポーネントの重量は、SDS シリーズにおいて開発された機器、宇宙実績のあるもの、あるいは仕様が類似相当のものから推定した。

Table 3.4.3 Rover Component Breakdown

構成部品	台数	重量 (kg)	
		1 台当たり	小計
サイエンス観測機器			
観測機器	1	6.20	6.20
アーム	1	1.20	1.20
走行系			
車輪+操舵機構	6	1.25	7.50
サスペンション	2	1.50	3.00
構造系			
本体+マスト	1	10.00	10.00
通信系			
UHF+アンテナ	1	4.00	4.00
X トラポン+アンテナ	1	4.50	4.50
電源系			
バッテリー	1	2.50	2.50
太陽電池	1	2.50	2.50
電源制御機器	1	2.00	2.00
処理系			
OBC (Cand.1)	0	1.00	0.00
OBC (Cand.2)	0	1.00	0.00
OBC (Cand.3)	2	2.00	4.00
データレコーダ	0	0.50	0.00
航法誘導系			
カメラ	6	0.25	1.50
IMU+太陽センサ	1	0.20	0.20
LRF (TBD)	0	0.20	0.00
熱制御系			
ヒータ制御機器+MLI 等	1	4.00	4.00
マージン	1	5.31	5.31
		合計	58.4

3.4.6 ローバテストベッド実証試験概要

探査ローバテストベッド（図 3.4.12）を用いたフィールド試験を実施しており，特に不整地走行システムに関する研究開発，自律移動システムのコア技術である環境認識センサ，経路計画アルゴリズム，航法誘導制御技術などを開発し，地上試験において評価検討している．詳細は参考文献[11]-[13]を参照されたい．上記のローバ研究開発および実証試験結果の一例として，不整地試験フィールドにおいて，長距離の半自律走行を達成している（図 3.4.13）．

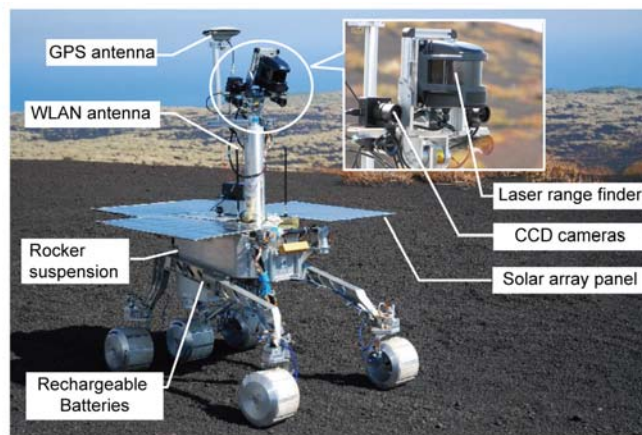


Fig.3.4.12Rover test bed

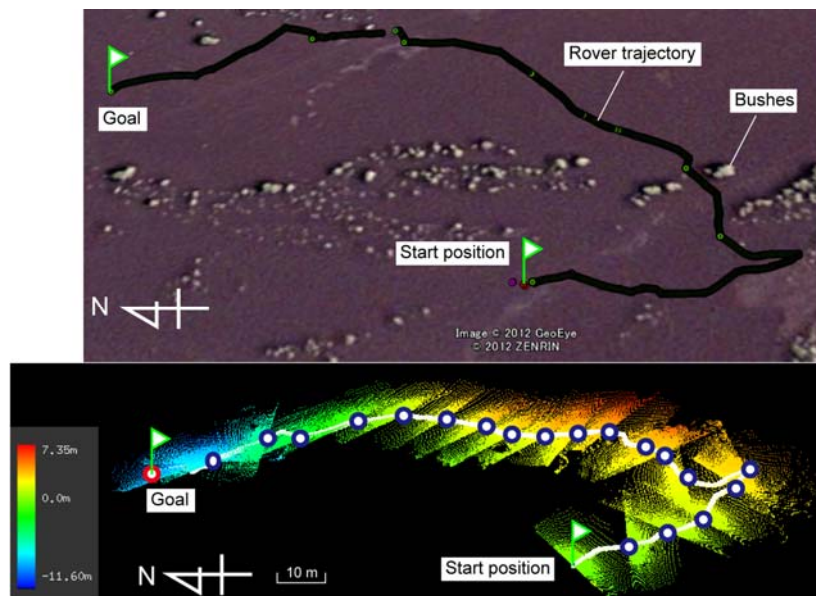


Fig.3.4.13Long-range navigation: The upper figure shows an overview of the rover trajectory, plotted on Google Earth. The circles on the path depict the intermediate goals.

3.4.7 日本における月ローバと火星ローバの共有技術と固有技術

月ローバと火星ローバの共有項を見出すことができれば、月惑星探査ローバとしての技術開発が円滑になるとともに、MELOS ローバの開発にあたっては、開発費の抑制が期待できる。そこで本提案書においては、月ローバと火星ローバについて工学技術の観点から比較を実施し、双方のローバにおいて共有できる技術、もしくは個別に開発すべき技術を明確にする。

<月・火星の環境>

表 3.4.4 に月と火星に関する環境の一覧をまとめた。同表から明らかなように、月面では熱的条件が厳しい一方、火星では、電力収支、通信条件が厳しいことが分かる。各項目がサブシステムへ与えるインパクトを考えると、

- 表面温度、大気圧：熱制御系、電源系へ影響する。
- 走行地盤、重力：走行系へ影響する。
- 通信遅れ、光学環境：処理系、通信系へ影響する。

ということが分かる。

Table 3.4.4 Lunar vs. Mars Environments

	月	火星
表面温度	最高温度： 110～120℃ 最低温度： -170～-160℃ (2 週間ごと)	-110 ～50℃ (24.6 時間周期@赤道)
大気圧	$10^{-12} \sim 10^{-15}$ atm	0.0075 atm
日射量	1300 W/m ² (赤道付近)	150～200 W/m ² (赤道付近)
走行地盤	レゴリス (粘着力大)	レゴリス (粘着力小～中)
重力	1/6G	1/3G
通信遅れ (往復)	数秒	8～40 分
光学環境	明暗差が顕著 (影内は不可視)	回折光あり

<月・火星ローバ技術の整理>

各サブシステムレベルについて、月・火星ローバそれぞれの固有技術・共有技術についていかにまとめる。

走行系

まずアクチュエータについて、月面は温度環境が激しいため、高温においてはモータ内部の磁石が消磁してしまうため、磁石そのものの選定、巻線などを考慮した耐高温のアクチュエータ開発が必須である。一方、火星の温度環境は月面に比べると穏やかであり、また過去の米国のローバによって、既に地上用モータの潤滑剤の変更などにより火星環境においても長期間動作することが実証されている。

走行システム設計（サスペンション、車輪またはクローラなど）について、不整地走行解析アプローチ（土質力学、テラメカニクス）、駆動・操舵といった走行制御は共通だが、走行環境に特化した個別の最適化設計が必要である。

以上より、走行系については、解析原理は共有できるが、ミッション環境個別の最適化設計が必要であり、同じ天体であってもターゲットとする走行環境が異なれば、走行系の設計思想は異なる。（例：急斜面用の走行システム ≠ 長距離走行システム）。アクチュエータに関しては、月火星ともに個別の技術により実現可能であると言える

電源系

電源系を構成する基本要素として、バッテリー、太陽電池パネル（SAP）、電源制御部について考える。

バッテリーの充放電レートについては、月面は 28 日で 1 周期であるが、火星では、24.6 時間で 1 周期であるため、充放電レートが全く異なる。SAP については、月面では太陽光が大気に吸収されることがないため従来の SAP セルを使用することができるが、火星では大気によって特定の太陽光波長が減衰するため、火星大気に特化した SAP セルの開発が必要となる。電源制御部に関しても、月面では運用中の太陽光強度は安定しており電力収支が成立し易いが、火星では発電可能時間が 1 火星日当たりおおよそ 9 時間であり、この時間内に運用電力を賄いつつバッテリーへの充電も実施する必要がある。さらに大気の可視度（ダストによる）によっても発電量が異なってしまう。

電源系に関しては、以上より、月面・火星ともに、固有の技術が必要であるといえる。

熱制御系

上述のように月面の温度環境が厳しいため、優れた断熱・放熱技術が必要となり、また放熱面の設計（宇宙空間側へ放熱）も十分に考慮する必要がある。一方、火星では Carbon Black による断熱、火星大気を利用した Gas Void Method などが開発されている。熱解析モデルについて考えると、大気の有無によって、月・火星個別の解析モデルの構築が必要ではあるが、放熱・断熱技術に関しては、月面ローバから火星ローバへの技術援用が可能であると考ええる。

通信系

地球・月の通信は高レート（1kbps）が達成可能と言われており、Deep Space Network を利用することによって、24 時間の運用が可能である。またローバ搭載アンテナも概ね無指向でも通信が可能である。地球・火星との直接通信は、それぞれの自転周期によって通信可視時間が制限され、さらに無指向性アンテナをローバに搭載した場合は非常に低レートな通信しか望めない。指向性アンテナを搭載した場合は高精度でのアンテナ指向が要求されるため、これまでの火星ローバでは、火星軌道上の周回衛星をリレー衛星として活用した通信経路を主としている。

以上より、通信系に関しては、月火星ローバの通信バスシステムは共通化されることが望ましいが、主回線の周波数帯が異なるため通信設計コンセプトは根本的に異なってしまう。

処理系

ソフトウェアレベルにおいては、月面ローバは地球からの遠隔操作が主となるため、自律移動のための高機能ソフトウェアの実装は不必要である。一方、火星では通信遅れの観点から優れた自律移動技術が必要である。この点に関しては移動ロボットの分野において盛んに研究がなされており、地上技術の応用が可能と期待できる。

ハードウェアについては、自律処理の有無により要求される CPU スペックが月・火星によって大きく異なる。米国の MER は、CPU 速度の遅さから、実際に走行システムが出力できる速度よりも大幅に減速させて運用を行っていた。MSL では、カメラ処理部を全て FPGA によって処理することによって、走行系仕様と同等の移動速度を実現できている。

環境認識センサについては、1 回の通信送受信による移動距離を長くしたい（本節 3.4.4 参照）ため、より遠方まで見通し距離のあるセンサが必須となる。

以上より、処理系については、火星ローバ個別に開発されるべき技術が多数あるが、その一部（ソフトウェア開発）は地上技術の応用が可能である。

月・火星ローバ技術のまとめ

月・火星ローバについて共有技術が認められたものは以下の通りである。

- 走行システムの解析原理
- 熱制御における断熱・放熱技術（ただし、解析モデルは大気の有無により個別要素）

以上より、火星ローバについて個別に開発すべき課題がいくつかある。現在、MELOS ローバを検討するうえで、これらの課題について、どのように対処するかを次節にまとめる。

3.4.8 MELOS ローバに関する開発状況と今後の対策（まとめに代えて）

本節では、MELOS における表面移動探査ローバの工学的検討について言及した。ローバを用いたミッション構成とシナリオについて紹介し、ローバの各サブシステムである走行系、電源系、通信系、熱制御系についての検討状況について述べた。以下に、3.4.7 節を受けて、火星ローバ一般における個別開発技術と、MELOS ローバにおける開発状況ならびに対応策をまとめる。

走行系について、火星模擬土壌パラメータを用いた数値解析によって、必要なアクチュエータの容量を算出している。またサスペンションについても、3.4.6 節において紹介したフィールド試験により実証・評価を行っている。

電源系については、火星表面における発電可能量のモデルを用いるとともに、ダストによる光学的深度の影響、ダストの降積による発電効率低下などを加味した解析を行った。2013 年 7 月末時点において、火星温度環境・充放電サイクルを想定したバッテリーの充放電試験に着手中である。また火星表面での太陽スペクトルに特化したセルを開発しており、年度内に試験に取り組む予定である。

通信系解析では、地球・火星ローバ間の通信は周回機経由で行うため、周回機の軌道とローバとの位置関係に基づいて、通信可視時間の解析を実施したが、通信回路設計、アンテナサイ

ジングなどの詳細検討を今後行う必要がある。2013 年 7 月末時点において、通信グループとのキックオフ会合が設けられ、今後の詳細な通信解析を実施していく予定である。

熱制御系については、火星大気モデルを考慮した 1 次検討に着手しており、今後、ローバ走行部、マスト部、ミッション/バス機器などをモデルに含め、熱リークを考慮した詳細モデルによる熱解析を実施する。

ローバ処理系に関しては、既に自律移動アルゴリズムの検討、一部実証を遂行しており、特に宇宙工学委員会のもとに設置されている STEPS-WG の自律移動探査分科会において、大学などをはじめ学術コミュニティとの協力によって、優れた自律移動アルゴリズムの開発に着手している。さらに、環境認識センサについても、距離画像デバイスを用いた小型低消費電力の環境認識センサの開発に 2012 年度より着手しており、フィールド試験、環境試験などを通して、TRL の向上を目指している。

参考文献

- [1] National Research Council, "NASA Space Technology Roadmaps and Priorities: Restoring NASA's Technological Edge and Paving the Way for a New Era in Space," The National Academies Press, 2012.
- [2] Wong, J. and Reece, A. : "Prediction of Rigid Wheel Performance Based on the Analysis of Soil-Wheel Stresses Part I, Performance of Driven Rigid Wheels," *J. of Terramechanics*, vol.4, pp. 81-98, 1967.
- [3] Crisp, D., Pathare, A., Ewell, R. : "The Performance of Gallium Arsenide/Germanium Solar Cells at the Martian Surface," *Acta Astronautica*, Vol. 54, pp. 83--101, 2002.
- [4] Edmondson, K., Fetzer, C., Karam, N., Stella, P., Mardesich, N., Mueller, R. : "Multijunction Solar Cells Optimized for the Mars Surface Solar Spectrum," 20th Space Photovoltaic Research and Technology (SPRAT), 2007.
- [5] Edmondson, K., et al. "Simulation of the Mars surface solar spectrum for optimized performance of triple-junction solar cells", *Proceedings of the 19th Space Photovoltaics Research and Technology Conference*, Cleveland, OH. Sept. 20-22, 2005.
- [6] Edwards, C., Jedrey, T., Schwartzbaum, E., DePaula, R., Dapore, M., Fischer, T. : "The Electra Proximity Link Payload for Mars Relay Telecommunications and Navigation," 54th International Astronautical Congress, 2003.
- [7] Bickler, D. : "Articulated Suspension System," US patent 4840394, published 1988-04-21, issued 1989-06-20.
- [8] Novak, K., Phillips, C., Sunada, E., Kinsella, G. : "Mars Exploration Rover Surface Mission Flight Thermal Performance," *Proc. of the 35th Int. Conf. on Environmental Systems*, 2005.
- [9] Maimone, M., Johnson, A., Cheng, Y., Willson, R., and Matthies, L. : "Autonomous Navigation Results from the Mars Exploration Rover (MER) Mission," 9th International Symposium on Experimental Robotics, Singapore. 2004.
- [10] Otsuki, M., Ishigami, G., Shimada, T., Takanashi, S., Ann, O., and Kubota, T. : "Experimental Study on Mobility and Navigation for Exploration Rover in Natural Rough Terrain," *Proc. of the 28th Int. Symp. on Space Technology and Science*, d-87p, 2011.
- [11] Ishigami, G., Otsuki, M., and Kubota, T. : "Path Planning and Navigation Framework for a Planetary Exploration Rover using a Laser Range Finder," *Proc. of the 8th Int. Conf. on Field and Service Robotics*, No. 47, 2012.

3.5 宇宙検疫遵守計画

1. 宇宙検疫方針

現在, JAXA において 2020 年頃の打ち上げを想定した火星着陸ミッションを計画している. 宇宙空間研究委員会 (COSPAR) が発行した国際基準「宇宙検疫 (Planetary protection; PP) 方針」によると, 遵守規定は生命が存在する可能性が高い天体ほど厳しく, 火星, エウロパ, エンケラドゥス等はカテゴリー4 に属しており, 厳しい基準が定められている. 従って, 生命探査を目的とした火星探査を実現させるためには, カテゴリー4b の基準(次節参照)を満たすような宇宙検疫施設が必要である. しかし, 日本国内には現在カテゴリー3 以上の基準を満たすような宇宙検疫施設は存在しない. そこで ISAS/JAXA においてカテゴリー4b の遵守規定に対応した宇宙検疫施設の設営を目指す.

2. 火星生命探査宇宙検疫要求

火星生命探査に必要なカテゴリー4b の主な遵守規定を以下に示す.

- ・ クリーン度: クラス 100 (IEST-STD-CC1246D) 以上
- ・ 火星衝突確率: 打ち上げ後 50 年間に於いて 10^{-4} 以下
- ・ 汚染確率: 火星に到着した日から 50 年間に於いて 0.1% 以下
- ・ 暴露面平均胞子数: 300 個/m² 以下
- ・ 生命探査システム全細胞胞子数: 暴露面において 30 個以下
- ・ 分子膜表面汚染レベル: 0.1 µg/cm² 以下(ハードウェア), 0.02 µg/cm² 以下(火星接触面)
- ・ アウトガス率: 30 ng/cm²/s 以下

3. 宇宙検疫施設の仕様

宇宙検疫施設は主にクリーンルーム (Clean room; CR) 5 室: (1) 試料準備室, (2) バイオバーデン検査室, (3) フライトハードウェア用バイオバーデン検査室, (4) フライトハードウェア管理室, (5) サンプル貯蔵室, で構成される. さらに, 施設はサンプル分析実験室, 滅菌処理室, CR 運用室を必要とする. バイオバーデン管理区域の CR 5 室は, すべてクリーン度 ISO クラス 5 の基準を満たし, 各室面積は 4×4 m² で設計する. CR は SUS 鋼板パネル仕様とし, 過酸化水素除染装置を導入することにより, 施設全体の滅菌処理が可能である. 空調機器設備を導入し, 温度 24±2℃, 湿度 50±10% で空調管理を徹底する. また, バイオバーデン管理区域にはビデオ監視システムを導入するとともに, 入退室管理を行う. サンプル分析実験室には, コロニーカウンター (Scan1200), サンプル培養インキュベーター, 恒温水槽, 貯蔵用デシケーター, 貯蔵用冷蔵庫等を導入し, バイオバーデン検定を実施する. 滅菌処理には, 大型乾熱滅菌装置 (2×2×2 m³) 1 台, 過酸化水素滅菌処理装置 1 台, 放射線滅菌処理装置 1 台, オートクレーブ 2 台を導入する.

4. 施設設営計画

宇宙検疫施設の設営計画を下図に示す.

年度	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020
環境維持	計画立案	計画管理・監査・修正					
		CR設営・改修	施設の運用				
滅菌技術		滅菌処理装置導入	滅菌処理・運用				
		メーカー指導	メーカー指導・監督				
検査技術		バイオバーデン 実験室設営	実験室運用・整備				
		汚染確率・衝突確率等の解析					
管理技術	管理文書作成						
		管理規定運用・修正					
		技術者の指導・養成					
概算(円)	150万	2.6億	1.7億	3200万	3200万	3200万	3200万

図: 宇宙検疫施設設営計画.

施設概算合計は約 5.6 億円(安全率 10%込)である。ただし、2017 年度以降は施設の運用管理は ISAS/JAXA に移し、運用管理費は ISAS/JAXA 予算からの支出を予定しているため、技術者人件費 4 名分のみが概算に含まれる。また、上記の宇宙検疫施設を ISAS/JAXA の衛星組立室内部に設営、2016 年度までの完成を目指し、その後、訓練・運用期間に移行する予定である。

(1) 環境維持技術

- バイオバーデン管理区域(IOS クラス 5)を設定し、無菌 CR を導入する。
- 標本保存用の保存庫をサンプル貯蔵室に導入する。
- CR 環境のクリーン度モニタリングを行う。
- 無菌輸送技術を確立する。

(2) 滅菌技術

- 滅菌処理装置（乾熱滅菌処理装置、過酸化水素滅菌処理装置、放射線滅菌処理装置）を導入する。
- 製造メーカーの指導・監督を行い、製造行程における滅菌管理を行う。
- 施設・試験装置の滅菌処理・管理を行う。
- 乾熱滅菌処理時に特別な熱対策が必要な部品をリストアップし(下記表参照)、滅菌処理時には特別な対策を講じる。
- フライトハードウェア部品に対して、基本的には 111℃ で 50 時間の乾熱滅菌処理を行う。

(3) 検査技術

- サンプル分析を行う実験室を設営し、サンプル分析装置を導入する。
- スワップ検定・ワイプ検定の手順書を作成し、サンプルの貯蔵、抽出、培養、計数の技術を確立する。
- フライトハードウェア部品のバイオバーデン評価、多様性評価を行う。
- フライトハードウェア組立品のバイオバーデン評価、多様性評価を行い、打ち上げ前にすべてのバイオバーデン規定遵守証明を行う。
- 汚染確率や衝突確率等を計算し、PP 遵守規定に適合しているか解析する。

(4) 管理技術

- 施設管理規定を策定し、監査する。
- バイオバーデン検定、滅菌処理作業等の施設作業規定を策定し、監査する。
- フライトハードウェア部品一覧表、有機物一覧表を作成する。
- 各フライトハードウェア部品に対して滅菌手順書を策定し、監査する。
- 作業訓練を行い、技術者を養成する。

表: 乾熱滅菌処理時に特別な熱対策が必要な部品リスト

乾熱滅菌処理時に特別な熱対策が必要な部品
半導体レーザー, CCD 撮像素子, 色素溶液

4.1 MELOS1開発スケジュール

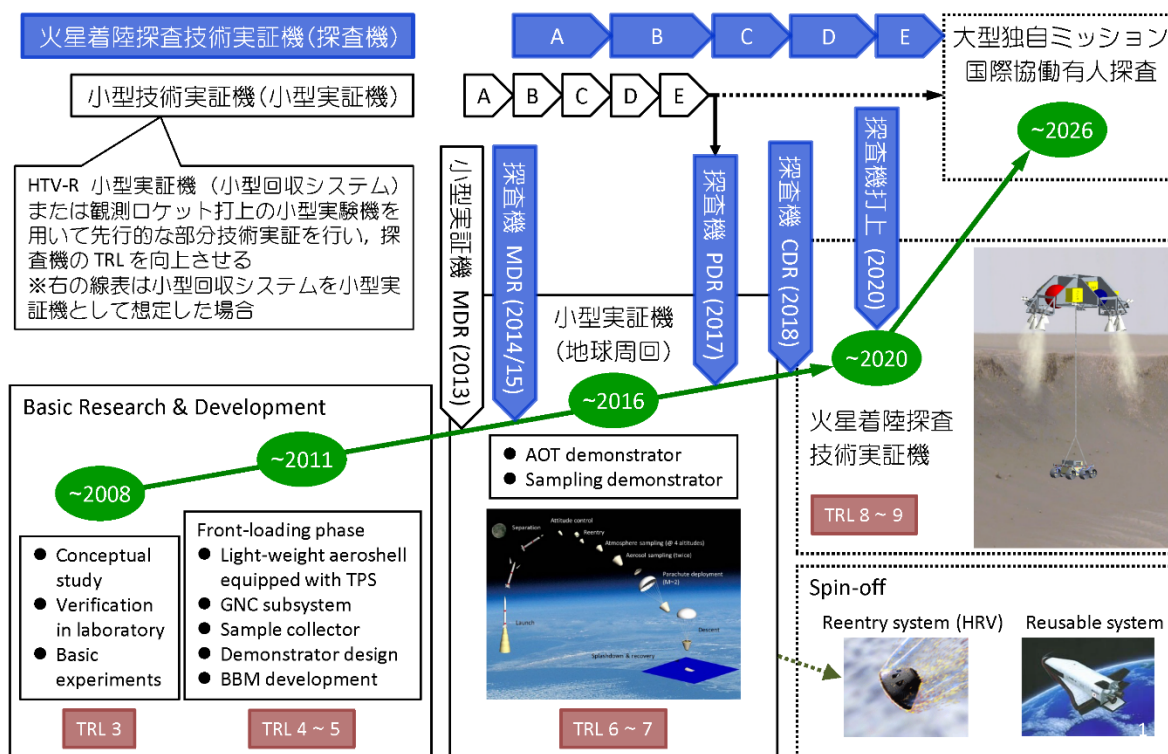


図 5.1-1 火星着陸探査技術実証機の開発ロードマップ

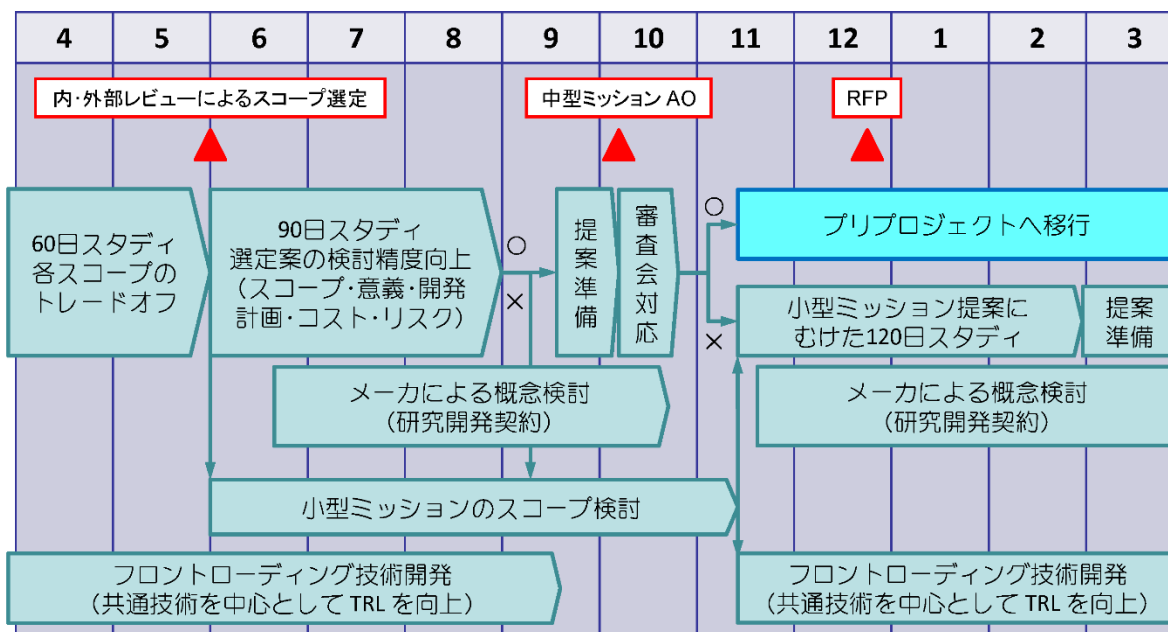


図 5.1-2 FY2014 の活動計画

規模は縮小される可能性があるものの、2014 年度上半期に実行する活動に準じる。なお、中型ミッションへの提案が受理された場合、WG はプリプロジェクトチームへと再編され、その活動はプリプロジェクトチームへと継承されるため、2014 年度下半期以降の活動は行わない。

4.2 MELOS1推進体制表

担当		氏名	所属
グループ	担当		
研究マネジメント	チーフマネージャ	藤田和央	JAXA 研究開発本部
	チーフサイエンティスト	佐藤毅彦	JAXA 宇宙科学研究所
	チーフエンジニア	藤田和央（兼）	JAXA 研究開発本部
アドバイザリ	探査工学	久保田孝	JAXA 宇宙科学研究所
	着陸点評価統括	宮本英昭	東京大学
	生命探査	山岸昭彦	東京薬科大学
	惑星物理学	岡田達明	JAXA 宇宙科学研究所
探査機システム	コンフィグレーションマネジメント	藤田和央（兼）	
	システム設計	尾川順子	JAXA 月惑星探査プログラムグループ
ローバ	ローバ概念設計	石上玄也	慶応大学
	ロボティックス	大槻真嗣	JAXA 宇宙科学研究所
火星飛行機	火星飛行機統括	大山聖	JAXA 宇宙科学研究所
	火星飛行機・チーフエンジニア	永井大樹	東北大学
軌道計画	軌道計画統括	尾川順子（兼）	
軌道決定	軌道決定統括	竹内央	JAXA 宇宙科学研究所
航法・誘導・制御	航法・誘導・制御統括	松本秀一	JAXA 研究開発本部
	空力誘導	近藤義典	JAXA 研究開発本部
	空力誘導・着陸制御	春木美鈴	JAXA 研究開発本部
	レーダ・ライダー・レーザ	水野貴秀	JAXA 宇宙科学研究所
	光学航法	尾川順子（兼）	
通信・デ処理	通信・デ処理統括	川崎繁男	JAXA 宇宙科学研究所
	省電力通信	小林雄太	JAXA 宇宙科学研究所
電源・電子デバイス	電源・電子デバイス統括	豊田裕之	JAXA 宇宙科学研究所
	電源・電子デバイス開発	梯友哉	JAXA 宇宙科学研究所
推進	推進系統括	中塚潤一	JAXA 宇宙科学研究所
構造	構造系統括・チーフデザイナー	高井元	JAXA 研究開発本部
	エアロシェル構造開発	高崎浩一	JAXA 航空本部
熱	熱系統括	杉田寛之	JAXA 研究開発本部
	熱解析・チーフエンジニア	畠中龍太	JAXA 研究開発本部
	熱解析・アドバイザリ	小川博之	JAXA 宇宙科学研究所
	熱解析・流体解析	野々村拓	JAXA 宇宙科学研究所
エアロシェル	エアロシェル開発統括	鈴木俊之	JAXA 研究開発本部
	エアロシェル開発・統括代行	高柳大樹	JAXA 研究開発本部
	熱空力解析	松山新吾	JAXA 研究開発本部
	熱空力試験	野村哲史	JAXA 研究開発本部
パラシュート	パラシュート開発・統括	山田和彦	JAXA 宇宙科学研究所
	パラシュート・チーフエンジニア	丸祐介	JAXA 宇宙科学研究所
	パラシュート試験・飛行実証	高柳大樹（兼）	
火星環境予測	火星環境予測・統括	はしもとじょーじ	岡山大学
	局所環境予測	杉山耕一朗	JAXA 宇宙科学研究所
	局所環境予測	小高正嗣	北海道大学
惑星保護	惑星保護・統括	小澤宇志	JAXA 研究開発本部

図 6-1. 検討体制(工学系)

担当		氏名	所属
グループ	担当		
生命探査サブグループ	生命探査・PI	山岸明彦	東京薬科大学
	装置開発・主任	佐藤毅彦	JAXA 宇宙科学研究所
	画像解析	出村裕英	会津大学
	生命撮像	本多元	長岡技術科学大学
	顕微鏡開発	今井栄一	長岡技術科学大学
	装置開発	塩谷圭吾	JAXA 宇宙科学研究所
	顕微鏡開発	宮川厚夫	東京薬科大学
	火星模擬環境装置	大野宗佑	千葉工業大学
	試料操作装置開発	佐々木聡	東京工科大学
	惑星科学	佐々木晶	大阪大学
	惑星科学	宮本英昭	東京大学
	惑星科学	臼井寛裕	東京工業大学
	微生物学	吉村義隆	玉川大学
	微生物学	長沼毅	広島大学
	有機物分析	三田肇	福岡工大
	有機物分析	豊田岐聡	大阪大学
表層地質探査サブグループ	GPR地中探査・PI	宮本英昭	東京大学
	GPR地中探査・Co-I	西堀俊幸	JAXA 宇宙科学研究所
	GPR地中探査・Co-I	真鍋武嗣	大阪府立大学
	GPR地中探査・Co-I	春山純一	JAXA 宇宙科学研究所
	GPR地中探査・Co-I	岡田達明	JAXA 宇宙科学研究所
	惑星科学	臼井寛裕	東京工業大学
	LIBS・PI	亀田真吾	立教大学
	LIBS開発	石橋高	千葉工業大学
	LIBS開発	小林正規	千葉工業大学
	LIBS開発	並木則行	千葉工業大学
	LIBS/パルスレーザ開発	O. Ganault	IRAP (France)
	LIBS/パルスレーザ開発	S. Maurice	IRAP (France)
	LIBS分光器開発	F. Rull	Centro de Astrobiologia
	惑星科学	臼井寛裕	東京工業大学
	惑星科学	黒田剛史	東北大学
	LIBS+QMS	杉田精司	東京大学
	LIBS+QMS	三浦弥生	東京大学
	LIBS+QMS	長勇一郎	立教大学
	地勢観察カメラ・PI	宮本英昭	東京大学
	地勢観察カメラ・サイエンス	臼井寛裕	東京工業大学
	地勢観察カメラ・サイエンス	小松吾郎	千葉工業大学

図 6-2. 検討体制(理学系)(その 1, 次頁へ続く)

担当		氏名	所属
グループ	担当		
内部構造探査サブグループ	地震計・PI	新谷昌人	東京大学地震研究所
	地震計・システム開発・データ解析	小林直樹	JAXA 宇宙科学研究所
	地震計・センサ開発・システム開発	白石浩章	JAXA 宇宙科学研究所
	地震計・センサ開発・データ解析	辻健	九州大学
	地震計・データ解析	石原吉明	JAXA月惑星探査プログラムグループ
	地震計・システム開発	千秋博紀	千葉工業大学
	回転計測・PI	岩田隆浩	JAXA 宇宙科学研究所
	回転計測・サイエンス	松本晃治	国立天文台
	回転計測・サイエンス	佐々木晶	大阪大学
	回転計測・サイエンス	石原吉明	JAXA月惑星探査プログラムグループ
	回転計測・機器開発	菊池冬彦	国立天文台
	回転計測・機器開発	浅利一善	国立天文台
	回転計測・機器開発	鶴田誠逸	国立天文台
地表気象サブグループ	環境監視カメラ・PI	鈴木睦	JAXA 宇宙科学研究所
	北斗カメラ気象・PI	小郷原一智	滋賀県立大学
	環境監視カメラ・北斗カメラ気象	森厚	桜美林大学
	環境監視カメラ・北斗カメラ気象	今村剛	JAXA 宇宙科学研究所
	環境監視カメラ・北斗カメラ気象	野口克行	奈良女子大学
	環境監視カメラ・北斗カメラ気象	眞子直弘	千葉大
	環境監視カメラ・北斗カメラ気象	乙部直人	福岡大学
	環境監視カメラ・北斗カメラ気象	はしもとじょーじ	岡山大学
	気象パッケージ・PI	乙部直人	福岡大学
	気象パッケージ・開発	はしもとじょーじ	岡山大学
	気象パッケージ・開発	村田功	東北大学
	気象パッケージ・開発	栗原純一	北海道大学
	気象パッケージ・開発	内田孝紀	九州大学
	気象パッケージ・開発	玉川一郎	岐阜大学
	LIDAR	椎名達雄	千葉大学
	LIDAR	小林正規	千葉工業大学
	LIDAR	千秋博紀	千葉工業大学
	気象シミュレーション	杉山耕一郎	JAXA 宇宙科学研究所
	気象シミュレーション	西澤誠也	理化学研究所
	気象シミュレーション	高橋芳幸	神戸大学
	気象シミュレーション	小高正嗣	北海道大学
	気象シミュレーション	林祥介	神戸大学
	惑星気象学	佐藤毅彦	JAXA 宇宙科学研究所
	惑星気象学	今村剛	JAXA 宇宙科学研究所
	惑星気象学	塩谷雅人	京都大学
	惑星気象学	竹見哲也	京都大学
	惑星気象学	林泰一	京都大学

図 6-2. 検討体制(理学系)(その 2, 次頁へ続く)

担当		氏名	所属
グループ	担当		
地表気象サブグループ	電磁波・音波・PI	山本真行	高知工科大学
	電磁波・音波・IPM	高橋幸弘	北海道大学
	電磁波・音波・Lead Co-I	石坂圭吾	富山県立大学
	電磁波・音波・Lead Co-I	佐藤光輝	北海道大学
	電磁波・音波・Co-I	小郷原一智	滋賀県立大学
	電磁波・音波・Co-I	鴨川仁	東京学芸大学
	電磁波・音波・Co-I	宮本英昭	東京大学 総合研究博物館
	電磁波・音波・Collaborator	足立透	早稲田大学 高等研究所
	電磁波・音波・Collaborator	清水久芳	東京大学 地震研究所
	電磁波・音波・Collaborator	石原吉明	JAXA月惑星探査プログラムグループ
	電磁波・音波・Collaborator	小嶋浩嗣	京都大学 生存圏研究所
	電磁波・音波・Collaborator	八木谷聡	金沢大学
	電磁波・音波・Collaborator	尾崎光紀	金沢大学
	電磁波・音波・Collaborator	芦原佑樹	奈良高専
	電磁波・音波・Collaborator	千秋博紀	千葉工業大学 惑星探査研究センター
	電磁波・音波・Collaborator	藤本正樹	JAXA 宇宙科学研究所
	電磁波・音波・Co-I(海外)	Yoav Yair	The Open Univ. of Israel, Israel
	電磁波・音波・Co-I(海外)	Karen Aplin	Univ. of Oxford, UK
	電磁波・音波・Co-I(海外)	Franck Montmessin	LATMOS, France
	電磁波・音波・Collaborator(海外)	J.-J. Berthelier	LATMOS, France
	電磁波・音波・Collaborator(海外)	William Farrel	GSFC/NASA, USA
	火星用ガス検出器・PI	戸野倉賢一	東京大学
	火星用ガス検出器・Co-I	田中光太郎	茨城大学
	火星用ガス検出器・Co-I	石丸亮	千葉工大
	火星用ガス検出器・Co-I	大野宗佑	千葉工大
	火星用ガス検出器・Co-I	小松吾郎	千葉工大
	火星用ガス検出器・Co-I	小林正規	千葉工大

図 6-2. 検討体制(理学系)(その3)

ISECG ミッション・シナリオ

ISECG ミッション・シナリオ構想は、火星へ至る道筋を辿りながら探査の目標を達成していくための今後25年間のミッションをまとめたものである。月近傍へ移動させて接近を容易にした小惑星へのミッション、あるいは発展型深宇宙居住施設からなる月近傍ミッションは、新たな発見をもたらす、深宇宙長期ミッションに必須のシステム技術実証を可能にする。月面有人ミッションにより、月科学の最優先課題を追求するとともに、惑星探査技術能力の実証を進めることができる。

国際調整の結果、シナリオは有人探査と無人探査を統合的に実施するものとなっている。クルーが存在することにより、人間のその場での判断能力や適応能力、付随するリソースが活用できることで、より幅広い科学と探査の目標が達成される。有人支援サンプル・リターンと遠

隔操作は、より大きな成果の可能性のある宇宙探査の新しい統合的な手法である。火星サンプル・リターンは固体惑星科学コミュニティの優先的課題であるが、最終的な有人火星表面探査の準備にも役立つだろう。有人―無人探査の計画提案者は、有人宇宙探査を進めて行く中で、人間がいることでサンプル・リターンがどう改善されるかについての議論を始めている。

火星表面の有人探査には、大気圏突入、降下および着陸技術の進歩が必要だろう。有人規模の火星着陸テストは、科学と技術実証の両方の目的を満たす機会となるような構想で考えられている。

地球低軌道における民間企業の役割の拡大が、地球低軌道以遠のミッションへも民間企業活動が同様に拡張していく可能性につながっている。

ISECG ミッション・シナリオ

