

1H14 火星着陸探査機の熱設計

○畠中龍太、野々村拓、藤田和央 (JAXA), 石上玄也 (慶應義塾大学)、
豊田裕之、高井元、佐藤毅彦、杉田寛之 (JAXA)

Thermal Design of Mars Surface Exploration Spacecraft
Ryuta Hatakenaka, Taku Nonomura, Kazuhisa Fujita (JAXA), Genya Ishigami (Keio University),
Hiroyuki Toyota, Moto Takai, Takehiko Sato, Hiroyuki Sugita (JAXA)

Key Words: Mars, Rover, Thermal, MELOS

Abstract

Preliminary thermal design and analysis of a Mars surface exploration spacecraft has been conducted. The sensitivities of thermal mass, envelope size and allowable temperature range of the component for heater power are presented based on preliminary EXCEL thermal calculation, and it is shown that allowable temperature range of external component is a critical parameter, and that heat leaks through electrical wire and coaxial cable for telecommunication is not negligible. These results suggest significant importance of expanding allowable temperature range of component, instead of accepting the current specification as-is.

1. はじめに

現在、JAXA 宇宙科学研究所を中心に火星着陸探査技術実証 WG (MELOS WG) が立ち上がっており、理学側ではサイエンススコープの整理⁽¹⁾を、工学側⁽²⁾では着陸探査機側の設計成立性や理学機器に提供できるリソースの整理を行っている (図 1)。

火星表層環境において夜間ヒータ電力はミッショ

ン成否を決する最重要パラメータの1つであるが、主構体内の機器の保温電力だけでなく、外部搭載機器の保温ヒータ電力やハーネスを介した主構体からの熱リーク量の影響が大きく、特に外部搭載されることが多いミッション機器を選定する段階において、追加が必要となるヒータ電力リソースを見積もることが重要である。また、機器選定に際しては、低予算・短期間での開発を追求する必要があるためまずは実績品を流用することが第一案となるが、通常の宇宙用機器の仕様 (動作温度範囲は-15~+55°C程度) は火星用としては十分ではなく、熱設計の大きな足枷となる。部品の入れ替えや追加試験を行う場合には少なからず予算が必要となるため、その必要性を定量的に示すことはプロジェクト立ち上げ段階において重要であると言える。

本稿では、まず海外の火星ローバと比較しながら MELOS における熱制御方式の選択方針を説明し、その後、Excel レベルの簡易計算によって、機器の熱容量・許容温度範囲・サイズ・ハーネス種類/本数が必要ヒータ電力に及ぼす影響に関して感度評価を実施する。

2. 熱環境条件

2.1 着陸候補地点の熱環境

現在は 2 つの着陸地点候補 (Juventae Chasma と Melas Chasma) があり、いずれも年間の環境変動が比較的小さい赤道付近であることから、1火星年の

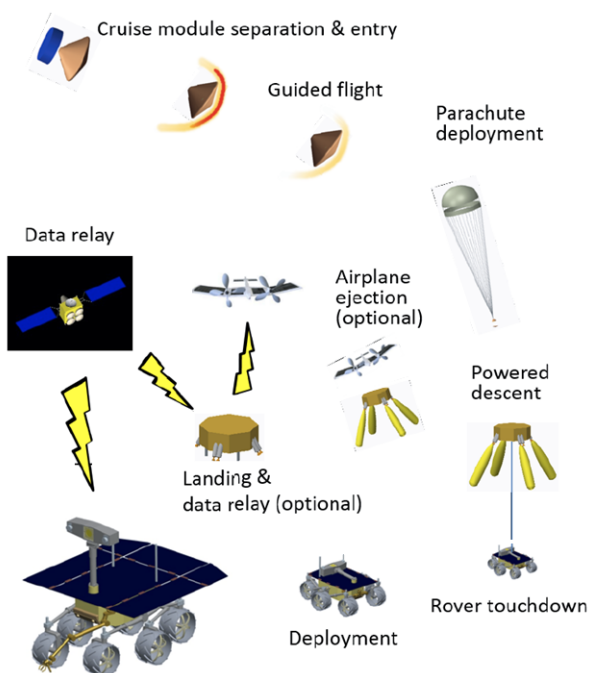


図 1 火星着陸探査技術実証のミッションシナリオ例

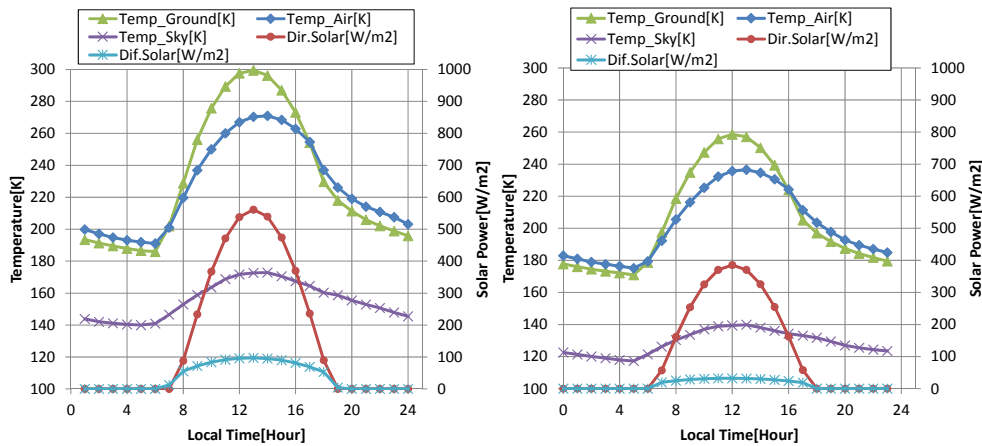


図2 高温/低温最悪ケースの熱環境 (いずれも Juventae Chasma, MGS Dust Scenario, 高温 : Ls=220、低温 Ls=83)

運用を前提としている。環境評価には、地球電機倶楽部が開発した解析モデルを用いて作成されたデータベースを用い、図2のように高温/低温の最悪ケースを識別した⁽³⁾。

時刻によって太陽光強度が変化しているのはダストによる吸収/散乱効果が大気中を通過する際の光路長に依存するためであり、直達光入射時の探査機各面における吸収熱量を計算する際はさらに入射角の余弦を乗じる必要がある点に注意を要する。また、探査機の陰になる部分(直下)の地面温度は図2に掲載された値と異なるため、今後詳細に解析を行う場合は火星土壌モデルを組み込んだ熱解析が必要になる。

2.2 想定する風速範囲と対流熱伝達率

風速は0m/s(自然対流)~20m/sの範囲を考慮し、大気-外表面間の熱伝達率は低温ケースでは1.68W/m²K、高温ケースでは0.1W/m²Kを使用する⁽⁴⁾。

3. 熱制御方式の選択

過去に火星着陸に成功したNASAの火星ローバと現在開発中のExoMarsローバの熱制御方式を表1に示す。MELOS WGで検討しているローバは60kg級~200kg級を想定しており、Mars Pathfinder⁽⁵⁾(MPF、ローバ名はSojourner)やMars Exploration Rover⁽⁶⁾(MER、ローバ名はSpiritとOpportunity)の設計が最も参考になるが、最新の熱制御技術の採用も念頭に置き、前提条件の違いや重量・コスト・包絡域への影響等を考慮して総合的な判断が必要である。

断熱方法は、MPFとMERではエアロゲルが採用され、Mars Science Laboratory⁽⁷⁾⁽⁸⁾(MSL、ローバ名はCuriosity)とExoMarsローバ⁽⁹⁾ではGas Gap法⁽⁸⁾が採用されている。Gas Gap法は性能・コスト両面でエア

ロゲルよりも優れていると言われており、MELOSでもGas Gap法を最有力と考えている。

熱制御方式は受動熱制御から能動熱制御に移行してきており、過去に着陸に成功したローバ・ランダミッションでは全てRadio isotope heater unit (RHU)またはRadio isotope Thermoelectric Generator (RTG)のいずれかを搭載している。ここで、RHU使用時と、その分の熱量を発生させるためにBATを追加搭載する場合の重量リソースを比較する。過去に火星ローバに使われたRHU⁽¹⁰⁾は発熱量1W/個(φ26mm-32mm高、40g)であり、夜間12時間での放出熱量は12Whである。これを賄うためのバッテリー重量は、JAXA/ISASで開発中のSUSラミネートバッテリー(87.4Wh/kg)使用・最大放電深度30%を前提とすると、420g程度と見積もられ、MERで搭載していた8Wh分を賄う場合は約3kgもの重量ロスになることに

表1 海外火星ローバの熱制御方式との比較

名称*1	熱制御方式
MPF ⁽⁵⁾ (12kg)	エアロゲル断熱、受動熱制御、RHU使用(3W分)
MER ⁽⁶⁾ (180kg)	エアロゲル断熱、受動熱制御、BATのみパラフィン式HSによる能動制御+RHU使用(BAT用6W分、機器箱用2W分)
MSL ⁽⁷⁾⁽⁸⁾ (900kg)	Gas Gap断熱、MPFLによる能動制御、RTGの発熱をMPFLにより主構体内に輸送して保温。
ExoMars ⁽⁹⁾ (350kg)	Gas Gap断熱、バイパスバルブ付プロピレンLHPによる能動制御、PCM使用、RHU使用(バス部用8.1W分、ミッション部用4.5W分)。
MELOS (60-200kg 程度予定)	Gas Gap断熱、RHU/RTG不使用、受動熱制御。(全て現状予定であり、流動的)

*1 括弧内はローバ重量

なる。実際には付随して太陽電池パドル・支持構造・走行系の重量増も必要であり、さらに RHU ではトラブル発生時でも一定の発熱量を確実に見込める点を考慮すると、やはり RHU の優位性は揺るがない。日本では、社会情勢的に RHU や RTG の使用が困難であるため、本項では RHU/RTG 不使用を前提とするが、今後日本が深宇宙探査ミッションを本格的に進めるのであれば、RHU/RTG 使用を可能とするアプローチ（国民の理解を得る、RHU/RTG 取り付けとロケット打上げを海外で実施する等）も重要であると考えられる。

火星のような外部熱環境の変動が激しい場所での熱制御を考える場合、能動熱制御デバイス（単相流体ループ（Mechanically-pumped Fluid Loop, MPFL）、ヒートスイッチ(Heat Switch, HS)、ループヒートパイプ(Loop Heat Pipe, LHP)など）の採用は有力なオプションである。昼間の内部機器発熱の排熱パスとしてこれらを利用すれば、主構体の断熱層を（包絡域制約が許す限り）厚くすることができ、夜間の熱リーク量を最大限削減することができる。しかし、火星では断熱材性能が（真空環境での MLI と比べて）著しく低いため、そうした設計が成立するほど断熱層を厚くできるかどうかは条件次第であり、受動制御ベースで最適化した場合と比べてどちらが得か、総合的なトレードオフが必要になる。能動デバイスの使用有無は、搭載機器の仕様（動作温度範囲・発熱量・熱容量・配置要求）が決まり次第議論を行う予定であるが、本稿では受動熱制御を前提とする。

4. ヒータ電力量の概算

4.1 概要

本章では Excel レベルの簡易解析によりヒータ電力量を概算し、機器仕様（許容温度範囲、サイズ、重量、ハーネス仕様/本数）が及ぼす影響について感度評価を行う。MELOS ローバの電力リソース制約は現時点では流動的であり、搭載機器の仕様も未定であるため、熱設計の成立性を議論する段階ではない。ただし、H-IIA202 での打上げを行うことを前提とするとローバ重量は最大でも 200kg 以下であり、同クラスである MER の夜間ヒータ電力リソース（RHU 発熱 128Wh+ヒータ電力量 120Wh=248Wh 程度⁽⁶⁾）と同程度以下であることが設計の成立性の一つに指標となると考えられる。

4.2 主構体内の熱設計および保温ヒータ電力

ローバ主構体内部の構造案を図 3 に示す。火星表面では 1 日の温度変動が非常に大きいため、機器を 1

箇所（機器 BOX）に集約して熱容量を共有し、温度変動幅を小さくすることが有効な手法である。機器 BOX と主構体外壁との間が断熱層 (Gas Gap) であり、その厚さを高温ケース評定でサイジングする。なお、動作温度範囲が特に狭い BAT は独立熱制御とし、外部ラジエータとサーマルストラップで接続することを想定している⁽⁴⁾。外部ラジエータ採用の意図は、日中に主構体内が高温化した場合でも排熱基準温度（ラジエータ温度）を低くすることであり、MER においても同様の手法が採用されている（ただし、MER では RHU と HS が使用されている⁽⁶⁾）。本稿では BAT 保温電力に関する見積もりは割愛するが、主構体内部が -30°C 程度に熱制御されている前提で、BAT 用の追加ヒータ電力は 10Wh 以下に収まる見込みである。

機器 BOX の保温ヒータ電力は図 4 のような簡易モデルを使った Excel 計算により試算した。機器 BOX、断熱層最外層を 1 ノードで表現し、大気温度・空温度・地面温度を境界条件として与え、直達太陽光は投影面積（断熱材表面積の 1/3 と仮定）が常に一定とみなして熱入力量を計算し、拡散光は断熱層外表面積の 5/6（注：下面を除いている）に対して入射するとみなした。断熱材表面から空・地面に対する輻射形態係数はそれぞれ 0.5 と仮定した。内部発熱量は、MER の設計条件（Hot 時 716Wh, Cold 時 470Wh）と同程度の総発熱量とするために、夜間は Hot/Cold 共に 8W、日中ピーク時は Hot 時 90W, Cold 時 55W としてサインカーブ状に規定した（図 5 参照）。熱環境条件は図 2 に示した高温/低温最悪ケースを用い、高

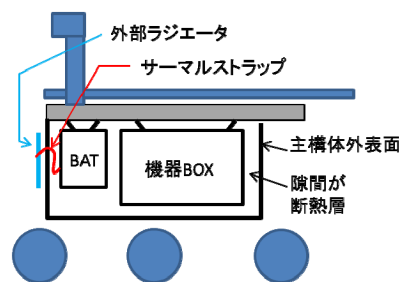


図 3 主構体内内部構造案

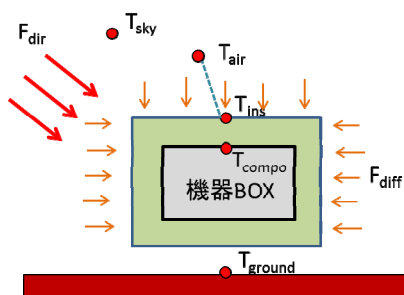
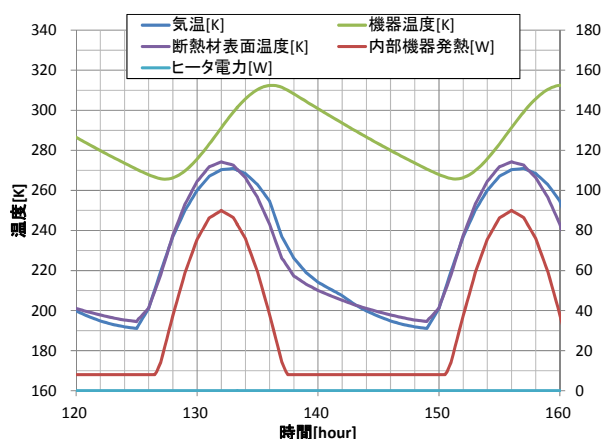


図 4 主構体の簡易熱解析モデル概要

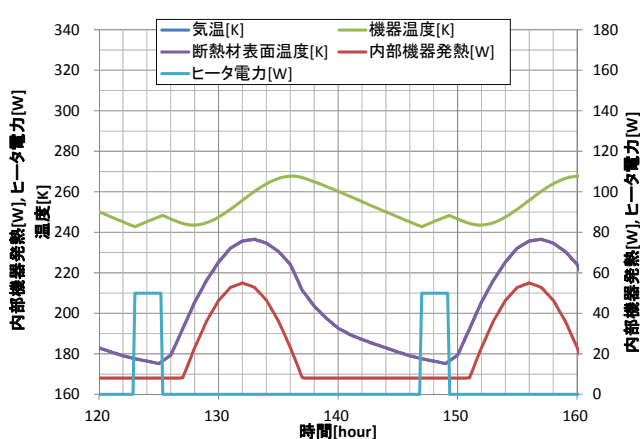
温最悪ケース（対流熱伝達率 $h=0.1W/m^2K$ 、太陽光吸収率 $\alpha_s=0.25$ ）において $20^\circ C$ の温度余裕（機器 BOX 内温度差 $5^\circ C+15^\circ C$ マージン）を確保できるように断熱層厚さをサイジングし、低温最悪ケース（ $h=1.68W/m^2K$ 、 $\alpha_s=0$ ）におけるヒータ電力を非常計算によって求めた。

本計算の時間分解能は 10 分としており、各時刻において断熱層表面温度が平衡状態にあるとみなし、その温度に基づいて次の時刻の内部機器温度を計算する手法を用いた。ただし、低温最悪ケースでは大気-断熱層表面間の対流熱伝達率が大きく、計算が不安定化してしまったため、常に大気と同一温度になると仮定して計算した。ヒータ ON 温度は許容温度下限値+ $10^\circ C$ 、OFF 温度は下限値+ $15^\circ C$ とした。断熱材厚さサイジングにおいては、ローバ全体の包絡域・重量制約を考慮して、Gas Gap 法において対流が無視できる最大厚さ $50mm$ ⁽⁸⁾（注：実際にはこの値は重力に対する向き等により異なる。）を厚さ上限として用いた。

計算結果の一例を図 6 に、許容温度範囲・機器 BOX

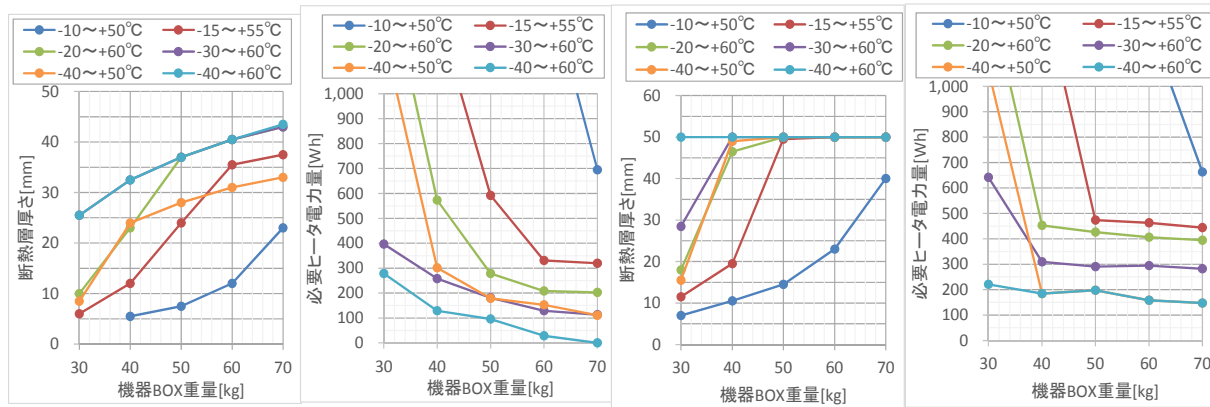


(a) 高温最悪ケース



(b) 低温最悪ケース

図 5 簡易熱解析結果の一例（機器 BOX サイズ $500 \times 400 \times 300mm$ 、 $40kg$ 、機器許容温度範囲 $-40 \sim +60^\circ C$ ）



(a) 機器 BOX サイズ $500 \times 400 \times 300mm$ の時

(b) 機器 BOX サイズ $600 \times 500 \times 400mm$ の時

図 6 断熱材厚さサイジング結果と 1 日の保温ヒータ電力量概算値

重量/サイズと断熱層厚さ・ヒータ電力量の関係を図 7 に示す。例えば、MER と同程度の設計条件（動作温度範囲： $-40 \sim +50^\circ C$ 、機器 BOX サイズ： $500 \times 400 \times 300mm$ 程度、機器 BOX 重量： $50kg$ 程度）であれば、断熱層厚さは $28mm$ 程度、必要ヒータ電力は $200Wh$ 程度と見積もられる。

一般的な傾向としては、機器 BOX サイズ（伝熱面積）が小さく、重量（熱容量）が大きく、許容温度範囲が広ければヒータ電力は抑えることができ、例えば $500 \times 400 \times 300mm \cdot 70kg \cdot -40 \sim +60^\circ C$ の時は断熱材厚さ $43.5mm$ でヒータ電力ゼロという見積もりになる。同じ条件下でサイズが一回り大きくなった場合（ $600 \times 500 \times 400mm$ ）、伝熱面積が大きくなる効果によってより厚い断熱層（ここでは Gas Gap 法の限界厚さ $50mm$ ）が必要になり、同条件でも約 $150Wh$ が必要になる。感度は各種条件次第ではあるが、高密度実装をして大気との伝熱面積を小さくすることがヒータ電力削減の観点で有効であると言える。

機器重量（熱容量）が減ると、一日の温度変動が大きくなるため、高温側が評定となって断熱材を厚

くできなくなり、それにより必要ヒータ電力が増大する。これは動作温度範囲が狭い場合に特に顕著であり、ヒータ On/Off 温度が高いため日中の温度上昇前の初期温度が高く、日中には高温化しやすく、断熱材厚さをより一層薄くする必要が生じるため、ヒータ電力が大幅に増大する。今回のケースでは、断熱材厚さが 20mm 以下になる場合はヒータ電力が 1000Wh を超える値になっており、こうした場合には能動制御が必須であると考えられる。

許容温度上限が及ぼす影響はやや複雑である。-40 ~ +50°C の時の結果に注目すると、600x500x400mm では重量が大きい場合には -40 ~ +60°C の結果と重なっており、ほとんど影響が無いように見えるが、500x400x300mm の時は -40 ~ +60°C の結果よりも 2 倍近いヒータ電力となり、むしろ -30 ~ +60°C の結果に近い値を示している。これは、500x400x300mm の時は伝熱面積がやや小さいため、高温側制約によって断熱材厚さを -40 ~ +60°C の場合と同等に出来なかったことが理由である。

4.3 外部搭載機器熱設計と保温ヒータ電力

バス系外部搭載機器としてはアンテナ、カメラ、アクチュエータ類（走行系、ロボットアーム、ジンバル等）が挙げられ、ミッション機器に関してはほぼ全てが多少なりとも外部環境に暴露される。NASA のローバでは全ての外部搭載機器に対して保存温度を -105°C に設定しており、非動作時はヒータ保温をせず、使用直前にヒータ昇温する形をとっている⁶⁾。MIL スペックの電子部品は一般的に部品レベルでは -55°C までの保証であるものが多いため、原則的に電子基板は主構体内部に搭載し、センサヘッドやアクチュエータのみを外部露出させていると考えられる。

露出搭載機器の保温ヒータ電力と許容温度下限値の関係の一例を図 7 に示す。ここでは、100x100x100mm の機器の全面が火星大気に晒される前提で、日中は日中平均気温を、夜間は夜間最低気温を用い、対流熱伝達率として最悪値 ($h=1.68\text{W}/\text{m}^2\text{K}$) を使って対流・輻射の平衡計算を行った結果である。なお、ここでは断熱材無しを前提としており、また太陽直射時の高温（裏面完全断熱の平板では 110°C 程度）に耐えられる前提で外表面を低 ϵ 面 ($\epsilon_H=0.1$) としている。ここでは動作/非動作の区別はしておらず、動作時の場合はグラフの値から自身の発熱量を差し引いた値を保温電力と考えれば良い。

例えば、非動作温度下限が -55°C だった場合、夜間は常時 5W（合計 60Wh）ものヒータ電力が必要とな

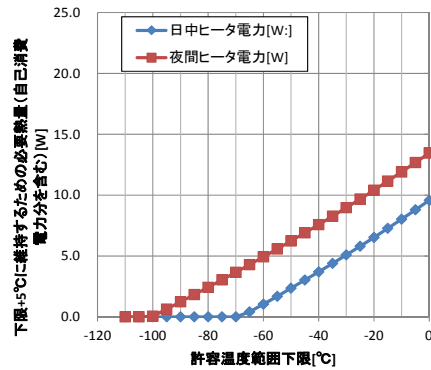


図 7 許容温度下限と保温ヒータ電力の関係 (100x100x100mm、 $\epsilon_H=0.1$ の場合)

る。前項で見積もったヒータ電力値と見比べると、このような機器が数個あるだけで設計が破綻するほどインパクトが大きい。露出機器の非動作温度下限を着陸地点における最低温度（図 2 では -98°C）まで拡張することは優先度の高い課題である。

また、運用開始前にはヒータ昇温運用が必要であり、自身の熱容量と動作温度下限までの昇温温度幅の積として概算することができる。初期温度が高ければ昇温ヒータ電力量を削減することができるため、できるだけ昼間の暖かい時間帯に運用を行う工夫が必要である。

4.4 ハーネス等を介した主構体からの熱リーク量

外部搭載機器は必ず主構体内部機器と何らかのハーネスで接続されており、それが主構体の断熱層を貫通するため、夜間はハーネス断面積・本数に応じた熱量が主構体側から外部に逃げる。また、ミッション機器のサンプル投入口等も断熱層を貫通している点では同じ扱いになる。

表 2 に 3 種類のハーネスで試算した夜間熱リーク量の概算値を示す（ハーネス仕様や本数は仮定）。いずれのハーネス種においても、合計値としてはかなり大きな熱リーク量となる。ただし、4.2 項で行った

表 2 バス系ハーネスを介した熱リーク量の概算

ハーネス種類	用途	銅断面積 [m ²]	本数	夜間熱リーク量*[Wh]
AWG22	SAP電力, 走行系電力等	3.2E-07	18	19.6
AWG28	信号/小機器電力/ヒータ等	8.0E-08	200	54.0
ゼリジッド同軸 (外径φ3.58mm)	通信	3.7E-06	3	37.7

*各線 1 本辺りの熱リーク量 [W] に夜間の時間 (12 時間) を乗じたもの
構体内部 -20°C、外部 -80°C (夜間平均)、伝熱距離 0.1m として試算

断熱材サイジングは、こうした貫通部品による熱リーク量を考慮した上で”厚め”にサイジングされるはずであり、4.2 項の結果に本項の結果が単純に加算される訳ではない。なお、MER においても、主構体断熱材からの熱リーク量は実は 50%程度であり、一般ケーブル 15%、が通信用同軸ケーブル 10%を占めていると報告⁶⁾されており、設計初期からハーネスの影響を考慮することは重要である。

4.5 ミッション選定・機器選定上の要考慮事項

4.1 項の結果より、一般的な機器の動作温度範囲 (-15~+55°C程度) は受動熱制御を行う観点では十分ではなく、部品交換または追加試験による温度範囲拡張、もしくは(重量ロス・包絡域ロスを許容して) 能動熱制御をベースとした設計思想への転換が必要であると考えられる。ただし、主構体内部搭載機器は、熱容量を共有するために機器 BOX 内で均温化することが重要であるため、許容温度範囲が狭い機器が一つあるだけで大きな足枷となる。もちろん BAT のように独立熱設計にすることも可能であるが、限られたリソースを有効に活用するためにも、全機器で「足並みを揃える」ことが重要である。また、高密度実装の必要性も示唆されており、レイアウト設計の観点でも技術的なチャレンジが必要と考えられる。

一方、外部搭載機器の場合は、非動作温度下限を拡張し、火星夜間の最低温度にヒータ無しで耐えられるようにすることが必要不可欠である。また、機器の搭載可否を議論する際は、運用開始前の昇温ヒータ電力量と運用中の保温ヒータ電力、更にはハーネスを介した熱リークの効果によるシステム側ヒータ電力増大量まで含めて、システム側とリソース調整することが必要である。自身の消費電力が僅かでも、保温電力が大きければ搭載不可もしくは運用時間短縮とせざるを得なくなるため、主構体内部機器以上に、許容温度範囲拡張の必要性が高い。

5. まとめ

MELOS WG で検討を進めている火星着陸探査機において、現在の着陸地点候補に基づいて熱環境の高温/低温最悪ケースを設定し、機器の許容温度範囲や熱容量をパラメータとして必要な保温ヒータ電力量を概算した。機器の許容温度範囲は必要ヒータ電力量に対して特に高い感度を持つため、既存機器に対して追加試験や部品の置き換えを行うことにより許容温度範囲を拡張することができれば非常に効果

的であると考えられる。今後、MARS-EDL 計画全体および火星ローバの設計要求の詳細化を進め、計画/システム全体としての整合性・成立性を示していきたい。

参考文献

- 1) 藤田和央, 佐藤毅彦, 火星着陸探査技術実証 WG : 火星着陸探査技術実証ミッション, 日本惑星科学会 2014 年秋季講演会, 1H09, 2014.
- 2) 石上, 他 : 火星着陸探査計画における移動探査ローバのシステム検討状況, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1H13, 2014.
- 3) 野々村, 他 : 火星着陸探査機のための火星環境評価, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1H12, 2014.
- 4) 畠中, 他 : 火星着陸探査機の熱設計, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 2C10, 2013.
- 5) G. S. Hickey et al.: Integrated Thermal Control and Qualification of the Mars Rover, 26th International Conference on Environmental systems, SAE Technical Paper Series 961534 (1996).
- 6) K. S. Novak et al.: Mars Exploration Rover Surface Mission Flight Thermal Performance, 35th International Conference on Environmental systems, 2005-01-2827 (2005).
- 7) G. C. Birur et al: From Concept to Flight: An Active Fluid Loop Based Thermal Control System for Mars Science Laboratory Rover, 42nd International Conference on Environmental systems, AIAA-2012-3514 (2012).
- 8) P. Bhandari et al.: CO2 Insulation for Thermal Control of the Mars Science Laboratory, 41st International Conference on Environmental systems, AIAA-2011-5119 (2011).
- 9) C. Alary & S. Lapensee: Thermal Design of the ExoMars Rover Module, 40th International Conference on Environmental systems, AIAA-2010-6188 (2010).
- 10) L. Summerer: Technical Aspects of Space Nuclear Power Sources, VII. Radioisotope Heater Units, ESA-ACT Reference Number: ACT-RPT-2327-RHU (2006).