

月面の建材製造プラントと着陸港建設ローバ

1. 序論

近年宇宙開発は民間企業の参入によってビジネスの色合いを強めている。Space Exploration Technologies 社の Space X がその一例である。このようにビジネスの目が宇宙にも向けられるようになったのは、長年に渡るロケット開発が築いた宇宙への輸送インフラと輸送技術によって、企業の手が届くコストパフォーマンスを手に入れたためだと言える。一方で、宇宙空間での人類の行動範囲にはいまだ大きな制限があると言わざるを得ない。なぜなら現状唯一の輸送手段であるロケットでは大質量を宇宙へ輸送することができず、宇宙空間で大型の機器や構造物を扱うことが困難なためである。人類がこの制限から脱し、今後人類が宇宙空間で持続可能な活動をするためには、宇宙空間での資源供給が必須である。しかし、これまで提案されてきた様々な宇宙空間での資源供給方法の提案は、現状存在しない技術・施設・エネルギー源を前提としたものがほとんどである。

そこで我々は現状で実現可能な月面での資源製造プラントの設置、運用の方法を提案する。プラントで製造する建設用材料(以下建材)は、月面での主要な建材として期待されているレゴリスである。

今回プラントで製造した熔融レゴリス(スラグ)を利用して着陸港を建造するプロセスを示した。着陸港とは、宇宙機の着陸地点として防塵機能を与えた着陸場と着陸する宇宙機を管制誘導する管制システムを合わせたシステム全体を指す。着陸港によって宇宙機自身の着陸リスクと共に、着陸地点周辺にある物体への衝突リスクを抑制し、月面開発のリスクを低減する。また、着陸港建設の過程は約4か月の期間を要するため、月面に太陽光が届かない日陰期間を越える熱設計(越夜技術)が必要となる。この技術の実証も以降の月面開発に大きな意義を持つ。

2. ミッション目的

- A. 月面で採取したレゴリスから建材を製造するプラントの月面における運用実証
- B. 月面への着陸リスクを軽減する着陸港の設置
- C. 宇宙機の越夜技術の実証

3. ミッション設計

3.1. ミッション概要(Fig.1 参照)

本ミッションは地球から H2A ロケットを用いて月面に宇宙機を投入し、月面で建材製造と建材を用いた着陸場建設を行う。レゴリスを精製し着陸場を舗装する1回の製造サイクルはおよそ99時間(5.3.4)であり、合計12サイクルかけて着陸場を建設する。月面の日照日陰の周期は1か月であるため、日陰のときは稼働せず保温に電力を割く。予定通りミッションが進行すれば、ミッション完了までの時間はおよそ3か月半である。

3.2. ミッションシーケンス

本ミッションは主に月面への移動と着陸港建設サイクルによって構成されている。本節ではこれらを大きく5つのフェイズに分けて説明する。

1. 月面投入フェイズ

プラントをランダに内蔵し、ローバを積載して H2A ロケットで地球周回軌道へ移送。月探査機か

ぐやの月遷移軌道を参考に月遷移軌道、月周回軌道へ遷移。JAXA の構想する月面着陸機 SLIM を参考に月面へ着陸する。この際、着陸管制誘導は従来通り地上局から行う。

2. 管制装置設置フェイズ

本ミッションで使用する管制装置は、ローバの測位に利用するため、主要なミッションより先に設置する。ローバをプラント/ランダから離脱させ、ローバに搭載した管制装置2台を、10m程度の距離をとって各々設置する。

3. ローバフェイズ

ローバフェイズは着陸場建設のために複数回実行されるが、1回目と2回目以降で内容が異なる。
1回目:ローバは地上局から操縦で指定された範囲を整地し、レゴリスを採取する。レゴリスを50kg採取したら、プラント/ランダに帰還する。

2回目以降:指定された範囲を整地、レゴリスを採取しながら、プラントで製造したスラグを月面に流下させ着陸場を建設する。レゴリスを50kg採取、スラグ流下後、プラント/ランダへ帰還する。

4. プラントフェイズ

ローバをプラントに接続し、採取したレゴリスをプラントに移送する(後述 Fig.13)。2回目以降は前の行程で製造されたスラグをローバに移送する。ローバはプラント/ランダから離脱後、プラントはレゴリスを加熱し、スラグを製造する。

5. 繰り返しフェイズ

着陸場の建設が終了していなければフェイズ3に戻る。本ミッションが順調に進んだ場合フェイズ3,4は合計12サイクル行われる。サイクル中に月面が日陰期間に突入する場合、ローバ及びプラントは電力維持のために活動を停止する。このときローバは保温のためにプラント/ランダに帰還する。日照期間に戻ったらサイクルを再開する。着陸場の建設が終了後、本ミッションを終了する。

各項目の詳細については、4節にて解説する。

3.3. サクセスレベル

本ミッションのサクセスレベルを Table 1 に示す。

Table 1 Success level.

Minimum success	宇宙機の着陸, 管制装置の設置, ローバによる整地, 建材の製造
Middle success	日陰期間の突破(越夜の達成)
Full success	着陸港の完成と管制システムの動作

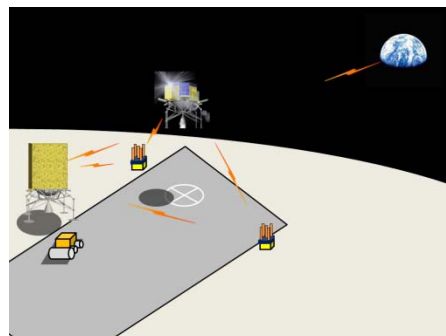


Fig.1 Distribution of iron on the moon.

4. 着陸港の設計

4.1. 着陸場

4.1.1. 場所の選定

着陸港は本ミッション以降の月面開発がより効率的に行える場所を選定すべきである。そこで着陸港の建設場所を、地球の地上局との通信のしやすさ、有用な資源の埋蔵地点からの距離、地面の傾き、隕石の衝突頻度、温度変化という5つの評価項目を用いて選定した。

地球上で広く用いられている鉄は Fig.3 のように分布している。Fig.4 から月面で海と呼ばれる部分は特に平らである。日照時間に関しては赤道地域の日照時間が、平均温度が比較的高く、設備の運用や保守にとって有利と言える。また月面開発にとって隕石の落下は大きな脅威であるが Fig.5 から、月面の隕石衝突位置には偏りがある。

[4-1-1][4-1-2][4-1-3] 以上から Fig.4,5 の赤丸で示す晴れの海(Mare Serenitatis)を選定した。

4.1.2. 着陸場の面積

後述する管制システムの着陸精度から着陸場の大きさは 10 m×10 m として設計している。

4.1.3. 着陸場の舗装厚さ

プラントで製造するスラグの主成分は SiO₂ なのでせん断強度を一般的なガラスと同等の 40 MPa 程度として、質量 2 t、着陸脚接地部直径 0.3 m×4 m の宇宙機が高度 3 m から自由落下して着陸しても破壊しないように着陸場の舗装厚さを設計した。着陸時の衝撃力は約 60000 N となり、必要な構造物の厚さは 0.6 mm である。この結果から安全側に設計し、着陸場の厚さを 1.0 mm とした。

4.2. 管制システム(詳細は質問書:質問 4)

従来の慣性航法による、月への着陸精度は km オーダである [4-2-1]。本ミッションでは、管制システムにより、着陸精度 m オーダを目指す。

管制システムは、超短波全方向式無線標識(VOR, VHF Omnidirectional Range)となる管制装置 2 台から構成される。2 台配備の理由は、方位検知に加えて相対測位を可能とするためである。管制装置の設置方法については 5.5.3. に詳細を示す。

尚、システム全体の通信系は以下の通りである。

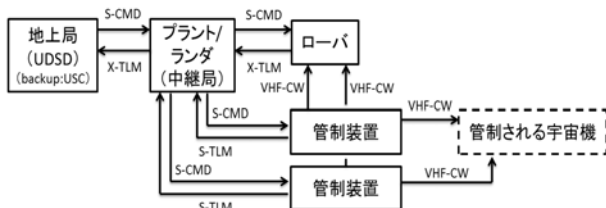


Fig.2 Block Diagram of the Communication System.

4.2.1. 管制装置の機能

管制装置(Fig.6)の機能を下記にまとめる。

- VHF 帯アンテナで VOR
- 電波反射板による受動的な電波マーカ
- S 帯アンテナで中継局(プラント/ランダ)と通信
- 太陽電池、Li-ion 電池による電源供給
- 展開機構による能動的熱制御(MLI)[4-2-1]

4.2.2. 管制装置の測位誤差

VOR の方位検知誤差は 0.1° 程度であり、VOR に接近するほど、測位誤差は減少する。従って、VOR 近傍の着陸港での測位精度は十分である。

4.2.3. 管制装置の電源系

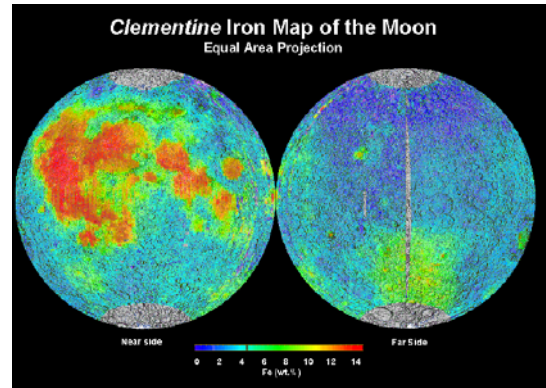


Fig.3 Distribution of iron on the moon.

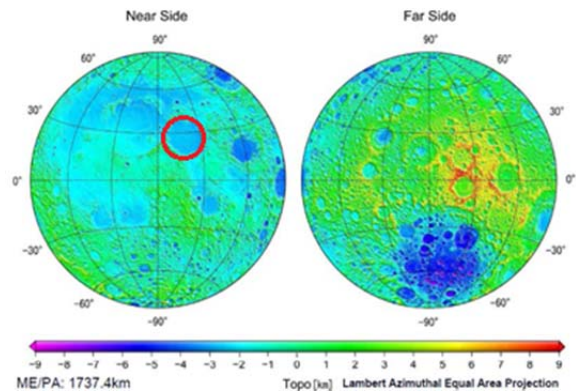


Fig.4 Contour of surface on the moon.

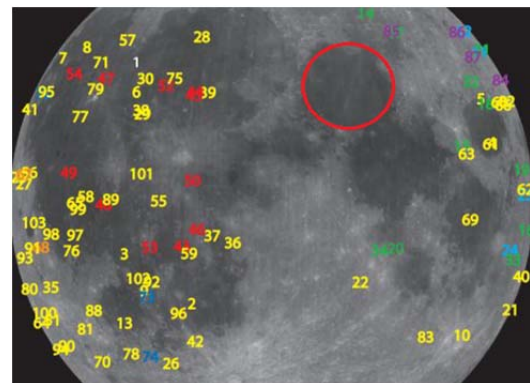


Fig.5 The point where luminous phenomenon by lunar meteorite impact was confirmed during the two and a half years between 2005-2008.

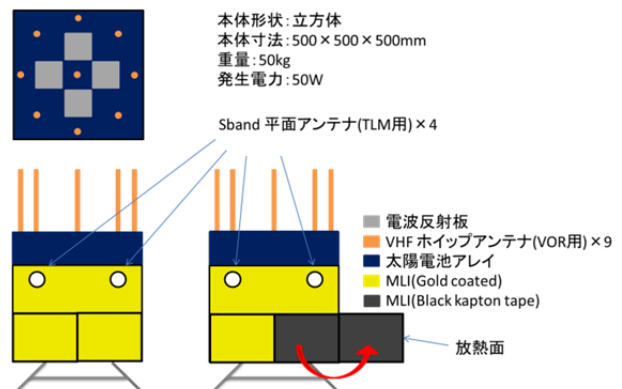


Fig.6 trihedral figure of a control device.

プラントと同様の電源設計(5.4.5)のため、詳細は割愛する。管制システムは電力供給の負担が最大となる、2週間連続する日陰時の保温用ヒータ(10W)に焦点を絞ってサイジングした。

太陽電池セルは、日照中のみ稼働する管制システムの消費電力 30 W を供給しながら、Li-ion 電池を満充電にできるようにサイジングした。

Li-ion 電池は、日陰が2週間連続する間、ヒータへ常時 10 W 電力供給できるようにサイジングした。なお、日陰明け時 DOD67.2%である。必要な電力供給量 10W の導出は 5.6. で示す。

5. 宇宙機設計

5.1. 質量諸元

本ミッションで使う機器の質量は Table 2 に示す。ドライ質量にはマージンを設けている。

Table 2 Mass specification of this mission.

	Mass[kg]
Rover	260
Power supply system of rover	111
Plant	60
Power supply system of plant	274
Control system	50×2
Landing mechanism	126
Dry mass	1188
Total	3000

本宇宙機の全重量は「かぐや」全重量 3020kg を超えず、十分な推薬量があるため、月面への投入が可能である。

5.2. 軌道

地球から月面着陸までの軌道を述べる。地球から月周回までは「かぐや」と同じ月遷移軌道と月周回軌道を用い[5-2-1]、着陸では SLIM で検討されている着陸準備軌道[5-2-2]を用いる。

1. H-IIA ロケットで打上げ、静止軌道へ移行。
2. 宇宙機のスラストで、軌道投入誤差修正マヌーバ・周期調整マヌーバ・月周回軌道投入条件調整マヌーバを行い、月遷移軌道に移行。
3. 月に接近後、スラストを逆噴射して月周回軌道に投入し、徐々に高度を低下する。
4. 動力降下: 減速して着陸点上空 3.5km まで降下。
5. 垂直降下: 減速しながら垂直に降下。
6. 最終降下: スラスト停止後、高度 3 m から自由落下で月面に着地。

5.3. 着陸

本ミッションにおいて着陸機構は小型月実験機(SLIM)を参考にする。SLIM の着陸機構は Fig.7 に示す。ローバとプラントは Fig.8 のように宇宙機に搭載する。ランダには 500 N のスラスト 5 基と 100 N のスラスト 8 基を搭載する。

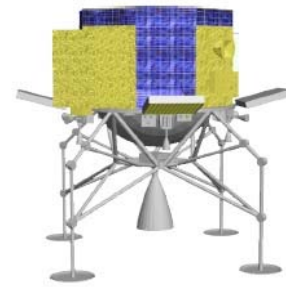


Fig.7 External view of SLIM.

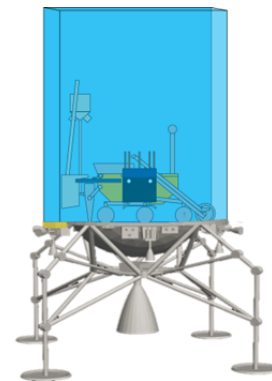


Fig.8 External view of spacecraft.

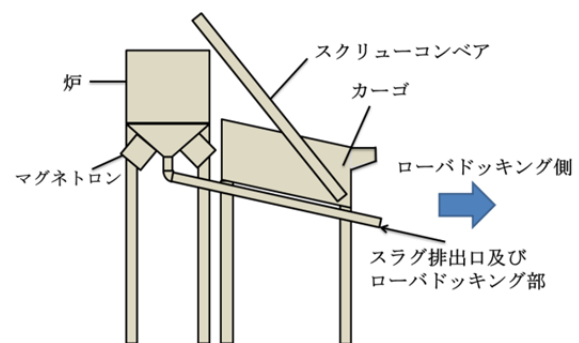


Fig.9 External view of building materials manufacturing plant.

これらのエンジンは 2 液推進系であり、N2H4 と MON3 を用いる。着陸に必要な推薬量はロケット方程式を用いて計算すると 1812 kg である。SLIM における着陸機構の質量割合 25.1%(=25.4kg/101kg)から本ミッションに必要な着陸機構の質量を算出している。

5.4. プラント

5.4.1. 概要

本ミッションではプラントが建材となるスラグを製造する。プラントは建設作業用ローバと独立しているため、月面でより大規模な構造物を製造する事になった場合に追加投入する機器の輸送コストを削減できる。外観図を Fig.9 に示す。

プラントはレゴリスをマイクロ波で加熱し、1500 K まで加熱することでスラグを製造する。加工前のレゴリスはカーゴに収容し、スクリーコンベアにより炉へ移送する。製造したスラグは弁を開放し、チューブを伝わせる事でローバに移送する。プラントの諸元を Table 3 に示す。

Table 3 Specifications of the plant.

Mass	60.2[kg]
Size(W×H×L)	0.5[m]×1.0[m]×1.5[m]
Power consumption	7600[W]

5.4.2. 構造系

プラントの構造諸元を Table 4 に示す。

材質はチタン合金を採用する。カーゴはレゴリスを最大 150kg 搭載できるように設計する。レゴリスの 150kg の体積は 56603cm³であるため、カーゴは高さ 260mm、幅・奥行きを 470mm で厚さ 5mm とする。炉はレゴリスが一度に 50kg 入るように設計する。必要な体積は 18868cm³となるので、カーゴは幅、高さ、奥行き 260mm で厚さ 5mm とする。また、炉の層内部及び外装は金を蒸着し熱輻射による放熱を抑える。

Table 4 Mass specifications of the plant.

Total	60.2[kg]
Cargo	17.0
Screw conveyor	22.0
Blast furnace	7.5
Magnetron×2	4.2
Tube	3.0

5.4.3. レゴリスの加熱方法

レゴリスの加熱にはマグネトロンから発生するマイクロ波を用いる。マイクロ波による加熱は電力効率に優れレゴリスを用いた建材を製造する方法の一つとして NASA で検討されている。

本ミッションでは市販のマグネトロン(日立パワーソリューションズ製 2M130)を用いる。マグネトロンの仕様を Table 5 に示す。[5-4-1]

Table 5 Specifications of Magnetron(2M130)

Peak cathode voltage	4.0[kV]
Frequency	2.455[GHz]
Filament voltage	3.4[V]
Average anode current	725[mA]
Average output	1900[W]
Mass	2.1[kg]

5.4.4. レゴリスの加熱時間

レゴリスの加熱量は以下の式から求められる。

$$\Delta T \approx 8 \times 10^{-12} \frac{f E^2 k' \tan \delta}{\rho m c} \quad (1)$$

ΔT は一分あたりの温度変化、 f はマグネトロンの周波数、 E は作用する電界、 k' はレゴリスの比誘電率、 $\tan \delta$ はレゴリスの誘電正接、 ρ はレゴリスの密度、 m はレゴリスの質量、 c はレゴリスの比熱を表している。加熱時の各値は Table 6 のようになる。

Table 6 Parameters during heating the regolith.

F	2.455×10^9 [Hz]
E	8000[V/cm]
k'	5
$\tan \delta$	0.003
P	2.65 [g/cm ³]
M	50[kg]
C	703[J/kgK]

以上から一分あたりの温度変化は 0.202K/min となる。これを用いてレゴリス(融点 1400-1700K)を 1500K まで加熱する。レゴリスの初期温度を月面の平均温度 293K、金メッキしたチタン製炉の放射率 0.03[5-4-2]として、時間刻み幅 0.1s で時間あたりに炉から出て行く熱と入る熱を計算した。計算結果から、一度のスラグ製造に必要な時間は約 80 時間である。このとき必要な消費電力は太陽電池アレイから供給される。

5.4.5. 電源系

プラント/ランダの電源系は軌道上および月面でプラント・地球との通信・熱制御などバス系へ電力を供給する。本項では、電源系にとって最大の負担となるプラントへの電力供給・2 週間日陰が連続する際の保温に専念するセーフホールドモード中の消費電力に焦点を絞ってサイジングした。

太陽電池セル(Table 7)は、日照中のみ稼働するプラントの消費電力 7600W およびバス系への電力供給・充電ができるようにサイジングした。

Li-ion 電池(Table 8)は、日陰 2 週間を保温用ヒー

Table 7 Specifications of solar cell mounted on the plant and lander.

Model number	ZTJ(emcore)[3.4.3-2]
Mass[kg]	Cells : 22, Gross : 117
Power generation efficiency	29.5%
Maximum power generation[W]	10000
Size[m ²]	26

Table 8 Specifications of Li-ion battery mounted on the plant or spacecraft.

Model number	JMG150[3.4.3-1]
Mass[kg]	210[kg]
Energy density[Wh/kg]	157[Wh/kg]
Power capacity[Wh]	33000[Wh]

タ 86W に常時電力供給できるようサイジングした。

5.5. ローバ

5.5.1. 仕様

本ミッションにおいてローバは管制装置設置・月面の掘削・整地・レゴリス回収・着陸場の舗装を行う。ローバはこれらの作業を一台で実行するために、アーム・掘削機・レゴリス回収容器(ベッセル)・舗装装置を持つ。移動方式は地球外の天体で実用性が示されている車輪式を採用した。

ローバの移動速度および掘削能力は日中 2 週間以内で 12m×12m 程度の月面を最大 0.1m 厚まで掘削・整地し、10m×10m の範囲を舗装可能である事を条件に定めた。その他基本的な仕様は火星探査ローバオポチュニティ[5-5-1]に準拠した。本ローバの仕様を Table 9 に、外観図を Fig.10 に示す。

Table 9 Specifications of rover

Mass	260 [kg]
Payload	Regolith : 50[kg] Slag : 50[kg]
Size(W×H×L)	1.0[m]×2.0 [m]×1.5 [m]
Average speed	Normal : 36[m/h] On landing/paving : 3.6[m/h]
Drilling capacity	54[kg/h]
Power generation	791[W]

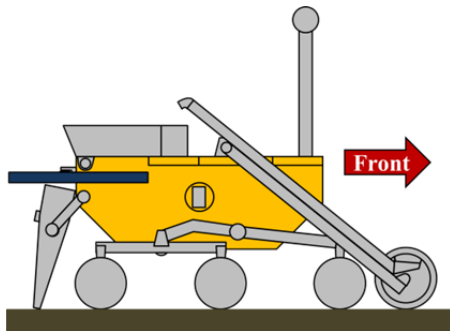


Fig.10 External view of rover.

5.5.2. 車体構造

本ローバの車体構造を決定する際、火星探査ローバオポチュニティを参考にした。同ローバの質量は 185kg であるから、同規模のローバを月面で運用する場合 $185\text{kg} \times (3.71\text{m/s}^2)/(1.62\text{m/s}^2) = 422\text{kg}$ の荷重に耐える。以上を踏まえてローバの全質量を 190kg と想定し、掘削機・ベッセル・舗装装置の質量とその他の荷重を見積もった。鉛直方向切削抵抗については Luth&Wismer の式[5.5-2]を参考に算出した後、安全率を乗じた。その結果を Table 10 に示す。これらの合計は 413kg であり、車体が許容する荷重である。

Table 10 Load estimates and rover mass

Total mass	413[kg]
Body	190
Excavator and Vessel	12/6
Paving equipment and insulated container	45
Regolith/slag load capacity	50/50
Vertical cutting resistance	60

5.5.3. 管制装置の設置

管制装置(4.2)の設置はローバが本ミッションで最初に行う作業である。ローバは管制装置 2 つを車体両側面のアームで保持した状態で発進し、各設置ポイントでアームから切り離して落下させる事で設置する。ローバは片側のアームのみ管制装置を保持した状態でも安定して走行が可能である。

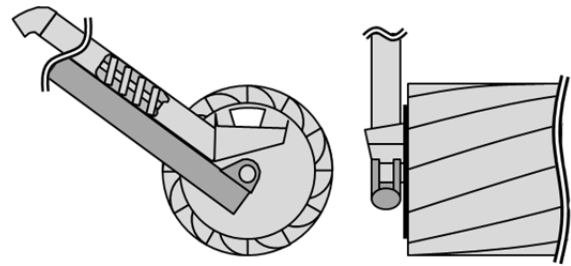


Fig.11 External view of excavator.

Table 11 Specification of excavator.

	Muff	Rover in this mission
Diameter	0.30[m]	0.30[m]
Width	0.05[m]	1.00[m]
Excavation depth	0.01[m]	0.01[m]
Excavation width	0.50[m]	1.00[m]
Power	2.0[W]	40[W]

5.5.4. レゴリスの掘削および整地

本ミッションのローバは、幅広のバケットホイールを用いて掘削する事で、レゴリスの回収と整地を同時に行う。バケットホイールはブレードと比べて幅広い地面性状に対応し、かつ掘削時の鉛直方向反力が車体押し付け方向に作用するため、低重力下でも安定した作業が可能である。レゴリスは、ブームへ取り付けられたスクリーコンベアによってベッセルに回収される。Fig.11 に掘削機の外観図を示す。月面におけるバケットホイール式掘削機の性能は Muff ら[5-5-3]によって研究されており、その際に用いられた掘削機の諸元は Table 11 左に示すとおりである。

今回搭載する掘削機の仕様はこの結果を参考とした。ただし同研究では幅狭のバケットを往復させることで幅 0.50m を掘削している一方、本ミッションでは幅 1.00m を幅広のバケットで一度に掘削を行う方法を取る。そこで掘削に必要な動力は 20 倍程度必要になると仮定した。Table 11 右に今回搭載する掘削機の諸元を示す。

5.5.5. レゴリスの回収

回収したレゴリスは車体後部のベッセルに收容する。ベッセルは 50kg のレゴリスに対して 3 倍の容積を与えることで收容の確実性を高めた。また、プラントへ確実に移送できるようにベッセルの排出口先細形状となっている。

5.5.6. スラグ保温系及び舗装

5.5.6.1. スラグ保温容器

ローバは舗装資材を高温で保持するため、Fig.12 上側に示すようなスラグ保温容器を持つ。保温容器は、ノズルにスラグを押し出すためのピストンを有する。容器壁面は多層構造であり、5mm 厚のチタン合金二枚とその間の 10mm の真空層から成る。容器容量は 50kg であり、一度に 20m の距離を舗装可能である。この容器の輻射による熱損失から、保温に必要な動力は 611W と見積られた。

5.5.6.2. 舗装

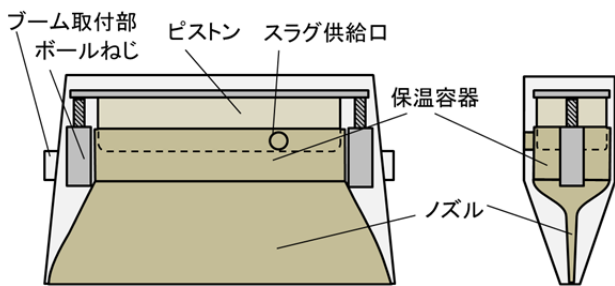


Fig.12 External view of and slag warmer and paving equipment.

着陸場は厚さ 1mm のスラグで舗装する必要があるが、本ローバではこれを、Fig.12 下側に示すノズルからスラグを幅 1m×厚さ 1mm に薄く流し出す事によって行う。スラグはノズル先端まで熔融した状態で、ピストンによって押し出される。この方法は Lawrence らが提案する月面へ直接マイクロ波を照射してレゴリスを熔融する方式[5-4-2]に比べ、より均一な厚さの舗装が可能である。舗装装置全体はブームによって上下する。またノズル形状はスラグの流れが層流を保つよう、滑らかに拡大する。将来的にはノズル形状の種類を増やすことで様々な形状の加工が可能だと考えられる。

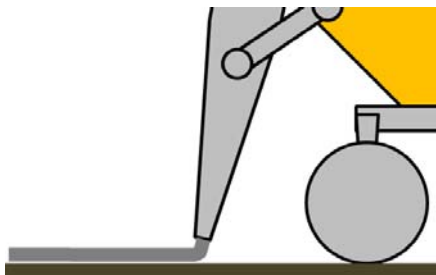


Fig.13 External view of the paving process.

5.5.7. プラントとのインターフェイス

5.5.7.1. プラントへのレゴリス投入機構

プラントへのレゴリス投入は、ベッセルを傾斜させることによって行う。(Fig.14)

5.5.7.2. スラグの補給機構

スラグの補給はレゴリス投入と同時に行う。車体後部に設置されたスラグ保温器の補給口へ、プラントのスラグ供給ノズルを接続することによって補給を行う。

5.6. 通信系

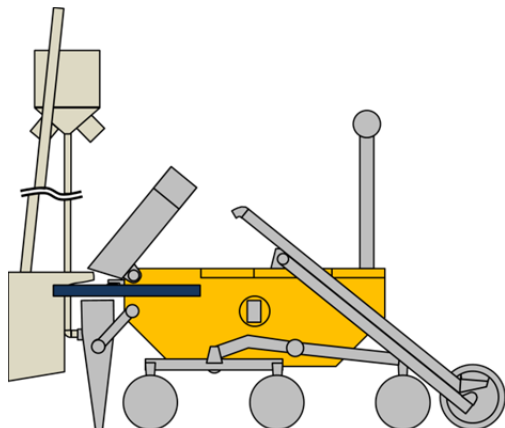


Fig.14 Docking with the rover and plant.

地球との通信は、プラント/ランダを介して行う。これによって、ローバに搭載する通信機の出力を低く抑える。

5.6.1. 制御系

ローバの制御は地球から遠隔操作で行う。周囲の状況把握には、車体前方から伸びたメインカメラの他、数か所に取り付けられたサブカメラを用いる。ランダの測位には管制装置を用いる。

5.6.1.1. 電源系

ローバが活動する上で必要となる動力の見積もり結果を Table 12 に示す。

Table 12 Specifications of power consumption of rover.

Total	791[W]
Rover moving	140
Excavator	40
Paving equipment	611

ローバの電源設計は最大消費電力となるプラント同様の電源設計のため、詳細は割愛する。太陽電池セルは日照中のみ稼働するローバへの電力供給・Li-ion 電池の充電ができるようサイジングした。

Li-ion 電池は、日陰の 2 週間をローバ内部のヒータ 30W で常に保温できるようにサイジングした。

Table 13 Specifications of solar cell mounted on the plant or spacecraft.

Model number	ZTJ(emcore)[3.4.3-2]
Mass[kg]	Cells : 2.8,Gross : 15
Power generation efficiency	29.5%
Maximum power generation[W]	1300
Size[m ²]	3.4

Table 14 Specifications of Li-ion battery mounted on the plant or spacecraft.

Model number	JMG150[3.4.3-1]
Mass[kg]	96[kg]
Energy density[Wh/kg]	157[Wh/kg]
Power capacity[Wh]	15000[Wh]

5.7. 熱制御(詳細は質問書:質問 3 後半部)

本ミッションで運用する機器の熱設計について述べる。月面着陸までの熱設計は既存の衛星に準拠し、着陸後の熱設計のみを考える。熱制御はバッテリーの電力を用いた発熱と、機体表面の展開[4-2-1]による放熱量を調整で行う。

本ミッションは日照日陰の周期より長い期間の運用を想定しているため、日照時だけでなく越夜の熱設計が不可欠である。従って熱設計はTable15のような5つの状況について考えた。熱輻射が支配的であるため、設計では熱輻射のみを考えた。材料

の表面特性はSheldahl社製MLI[5-4-2]を参照した。日照時は太陽光により熱は流入の方が大きくなるため、放熱面を展開することで電力の消費なしで温度制御可能である。1,2は側面積の約30%を展開し、Black Kapton Tape面を露出することで放熱量を増大させ、表面温度が280Kとなるように設計した。4は、ランダ側面を展開し、プラントを外部に露出することで放熱する。これはプラントの放熱が大きいためであるが、バッテリーや電装系の温度が313K以下になるように設計している。日陰時は熱流出が大きいため、バッテリーの電力を用いて保温する。バッテリー及び電装系が273K以上、ランダ外殻部が173K以上になるよう設計している。この温度はSELENE-2の熱設計値を参考にしている[5-2-1]。管制装置及びランダのバッテリー容量は、このとき必要な電力から計算している。

6. 結論

宇宙空間における資源供給の手段として月面の建材製造プラントを提案し、月面の活動拠点としての機能を高める着陸港を建造するプロセスを示した。この提案の有用な点は現状の技術レベル・スケールで実現可能であるという点である。

今回プラントは着陸後3か月半で着陸港を完成させるように規模を設計しているが、本ミッション以降も長期的に運用することで月面に利用可能な建材を蓄積できる。これによってこれまで資源量が足りず達成できなかった月面の開発プランを実行可能となる。本ミッションで月面での越夜技術が実証されれば、今後の月面開発における宇宙機の長期運用の信頼性を向上する。また着陸港による正確な管制誘導によって月面での活動拠点としての機能を高め、将来着陸してくる宇宙船の着陸機構の簡略化を助けるものになると考えられる。

本ミッションのように現状実現可能かつ拡張性を持つミッションが実行され、人類の宇宙開発がより加速することを切望する。

7. 参考文献

- [4-1-1]「Clementine」観測データ
@Lunar and Planetary Institute.
[4-1-2]「かぐや」観測データ
Matsumoto et al. , JGR115(2010)
[4-1-3]DEVELOPING A SITE SELECTION STRATEGY for a LUNAR OUTPOST

@Lunar and Planetary Institute.

[4-1-4]「月面の環境（レゴリスを中心に）」

,JAXA 宇宙教育センター

[4-2-1] JAXA, 長野方星,名古屋大学推進エネルギーシステム工学研究グループ, 宇宙機フレキシブル熱制御, (参照:2014-10-30)

<http://www.isas.jaxa.jp/j/forefront/2009/nagano/02.shtml>

[4-2-2]坂井真一郎,SLIM/WG,小型月着陸実験機SLIM とその検討状況,小型科学衛星シンポジウム,2013

[5-2-1]橋本 樹明,星野 健,田中 智,大嶽 久志,大槻真嗣,森本 仁,SELENE-2 サイエンスチーム,” 合わせ技は認められないのか ～SELENE-2 の実情～”, 第13回宇宙科学シンポジウム, S2-004,2013

[5-2-2]月周回衛星「かぐや (SELENE)」

<http://www.kaguya.jaxa.jp/ja/profile/index.htm#>

(参照:2014-06-29)

[5-4-1]日立パワーソリューションズ

http://www.hitachi-power-solutions.com/products/product02/p02_92_04.html (参照:2014-07-01)

[5-4-2]Sheldahl@The Red Book

<http://www.sheldahl.com/documents/RedBook.pdf>

(参照:2014-10-30)

[5-4-3] Lawrence A. Taylor, Thomas T. Meek

“MICROWAVE PROCESSING OF LUNAR SOIL”

[5-4-4]高性能宇宙用リチウムイオン電池 (JMG150)

<http://www.ard.jaxa.jp/database/db-gja007.html>

(参照:2014-06-29)

[5-4-5]ZTJ Photovoltaic Cell

<http://www.emcore.com/wp-content/uploads/ZTJ-Cell.pdf>

(参照:2014-06-29)

[5-5-1]NASA National Space Science Data Center, “Opportunity” , (参照:2014-10-30),

<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=2003-032A>

[5-5-2]Luth Harold J, Wismer Robert D,

“Performance of plane soil cutting blades in sand”, Trans ASAE 14, pp255-262, 1971

[5-5-3]T.Muff, L.Johnson, R.King, M.B.Duke,

“A Prototype Bucket Wheel Excavator for the Moon, Mars and Phobos”,AIP Conference Proceedings 699, pp.970-973, 2004.

Table 15 Thermal design of each situation

Thermal designed situation	Required heat quantity[W]	Model geometry([m])	Surface blanket material (emissivity/absorptivity)
1. Rover(day)	-	Rectangular (1.7×1.7×1.0)	Gold(0.02/0.30) Black Kapton(0.85/0.90)
2. Control equipment(day)	-	Cube (0.5×0.5×0.5)	Gold(0.02/0.30) Black Kapton(0.85/0.90)
3. Control equipment(night)	10W	Cube (0.5×0.5×0.5)	Gold(0.02/0.30)
4. Plant/lander (day)	-	Cube(0.25×0.25×0.25)/ Rectangular (2.4×2.4×0.7)	Gold(0.02/0.30) Black Kapton(0.85/0.90)
5. Plant/lander/rover(night)	86W	Rectangular (2.5×2.5×3.2)	Gold(0.02/0.30)