

レゴリス推進機の推力と重力補償のための速度増分について

Velocity Increment for Thrust and Gravity Compensation of Regolith Propulsion System

○武藤 乗仁(九州工大・院)・オルガス ネチュミ ジハン・コルドバ アラルコン ホセ ロドリゴ・豊田和弘・趙孟佑(九州工大)

○Noruji Muto(Graduate School of Kyushu Institute of Technology)・Necmi Cihan ORGER・Jose Rodrigo CORDOVA-ALARCON・Kazuhiro Toyoda, Mengu Cho

Abstract (概要)

In recent years, efforts around the world to achieve lunar exploration and progress have been active. At the same time, the demand for small satellites that benefit from low cost and short development time is growing rapidly. In our research, based on these social back grounds, proposes the "Regolith Propulsion System", which is a propulsion system that captures regolith dust particles on the lunar orbit or lunar surface into a propulsion device and electromagnetically accelerates the particles as a propellant to obtain thrust. After explaining the current known thrust, we will report the result of specifications needed to apply the regolith thruster to the lunar unstable gravitational environment, based on figures used in previous studies.

記号の説明

V	速度
x	位置
C_c	粒子のキャパシタンス
r	粒子の半径
ϵ_0	真空の誘電率
q	粒子の帯電量
φ	粒子の電位
V_g	グリッドの電位
E	グリッドの電場
d	グリッド間距離
F_E	グリッドの電場によって粒子に加わる力
m	粒子一個の質量
Δv	粒子の速度増分
n_{in}	流入する粒子の数
\dot{m}	質量流量
F	推力
n_{dust}	貯蔵部内の粒子の個数
V_{dust}	粒子一個の体積
V_{con}	貯蔵部の体積
ρ_{por}	空隙率
η	放電電荷数
s	微小空洞内の
S	表面清浄度
T_{ee}	放出された電子の温度 (eV)

C_{cont}	接触定数
ρ_{dust}	レゴリスの質量密度
g_{lunar}	月の重力加速度
E_0	初期電場
$Q_{microcavity}$	微小空洞内部における粒子の帯電量
$V_{initial}$	グリッドを通過するまでの速度
d_c	粒子間の接触力分離距離
M_1	全粒子運動量
a	粒子の加速度
V_0	粒子の初速

1. はじめに

近年、世界各国で月の探査計画が進行しており¹⁾²⁾、日本においても月の縦穴と地下世界を探査するUZUME計画⁴⁾が始動した。これらの月探査計画の遂行のために、または計画によって人類の月への居住性能が確認された場合には月資源を「現地調達」することを可能とできれば、地球から資材を打ち上げる必要がなくなり、比推力の増加に大きく貢献するはずである。

月の重力環境は不規則に変化する⁵⁾ため、月軌道を航行する宇宙機には軌道高度の維持に必要な速度増分を得る必要があり、そのために推進機が用いられてきた。

軌道上を航行しながら推進剤の補給を可能とする宇宙機の電気推進機が研究されている⁶⁾⁷⁾。従来定常作動する電気推進機は、ガスを搭載する分、衛星の容積や重量が大きいため、需要が近年増加している⁸⁾小型衛星には適さない。しか

し仮に軌道上または月面での推進剤の補給が可能な推進機を小型衛星にも適用できれば、小型衛星の利用の幅を広げうる。そこで著者らは月等に存在する塵状のレゴリス粒子（レゴリスダスト）を推進剤とする新たな電気推進機であるレゴリス推進機を提案している。

本稿では、レゴリス推進機が先行研究⁹⁾に習って所定の速度増分 ΔV を得るに必要な緒元を調査することでその現可能性を検討した結果を報告する。

2. レゴリス粒子について

月面はレゴリスと呼ばれる岩石の破砕物や風化物によって覆われており、そのダスト状の粒子は直径 μm ~数 cm である¹⁰⁾。これらは月上空に浮遊しており、LADEE (The Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer)¹¹⁾ CLEMENTINE¹²⁾による観測例がある。

レゴリスは電気、磁気を帯びやすい性質があるため、月周回軌道上で浮上しているレゴリス粒子を宇宙機に取り込んで、または月面で積載して帯電・加速させることで推力を得られるのではないかと我々は考えている。その実現可能性を評価する上で鍵となるのが月上空におけるレゴリス粒子の数密度と粒子を推進機に取り込む際の取り込み口である。

3. 月上空におけるレゴリスの数密度

月上空にはどのようなレゴリス粒子がどれだけ浮遊しているのだろうか。LADEE に搭載されたイオン化ダスト衝撃検出器である LADEX の月上空での粒子観測結果によると、月現地時刻の午前 6 時から午前 9 時の間に月上空の数密度が最も大きくなり、高度 0~50km で約 3.9×10^{-3} 個/ m^3 、50~100km で約 3.6×10^{-3} 個/ m^3 、200~250km で約 1.8×10^{-3} 個/ m^3 となる。少なくとも高度 0~120km では、レゴリス粒子の粒子半径は $0.3 \mu\text{m}$ ~ $1.0 \mu\text{m}$ が主である。なお、赤道軌道から観測した LADEE と極軌道から観測した Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO) とでは観測結果が一致しない¹³⁾。これは、レゴリス粒子が全球的に一様に分布していないことを意味する。本研究では、赤道軌道を利用し、高度 0~250km での実現について、上記課題の実現可能性を概算する。

4. 粒子からの抗力

宇宙機が月軌道を航行するとき、浮遊している粒子が宇宙機に衝突することによって進行方向に逆らうように力が働く。そこで、宇宙機のラム面において、単位時間あたりに単位面積に衝突するレゴリス粒子により発生する抵抗力を求めた。尚、簡単のためにレゴリス粒子の形状は球体として扱っている。

粒子一粒の質量 m は、 r を粒子半径、 ρ をレゴリス粒子の平均質量密度とすると、

$$m = \frac{4}{3}\pi r^3 \rho \quad (1)$$

この時、 $\rho=3000[\text{kg}/\text{m}^3]$ である¹⁴⁾。宇宙機が単位時間に通る体積 V は、衛星断面積を A 、単位時中に衛星が通る距離を d_{sat} と

すると

$$V = Ad_{\text{sat}} \quad (2)$$

この時宇宙機に衝突する粒子数 n_{impact} は、表 1 の粒子密度を n_d とすると

$$n_{\text{impact}} = vn_d \quad (3)$$

宇宙機の前面に加わるレゴリス粒子からの抗力 D は、単位時間あたりの運動量として、宇宙機の航行速度を v とすると最終的に次のように表せる。

$$D = mn_{\text{impact}}v \quad (4)$$

5. 推進方法

これまで検討してきた推進方法を以下に示す。

5.1 吸い込み型

月軌道上に浮遊しているレゴリスダスト粒子を直接軌道上で取り込み、電圧を印加したグリッドを直接通過させて加速するものである。(図 4)

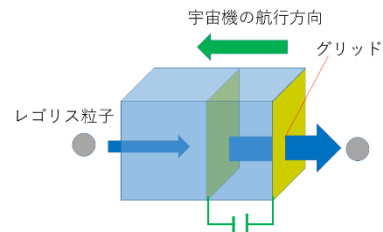


図 1 粒子を直接加速する場合のモデル

5.2 吸い込み型の推進理論

まず、レゴリス粒子一個のキャパシタンス C_c は ϵ_0 を真空の誘電率とすると次のように記述できる¹⁵⁾¹⁶⁾

$$C_c = 4\pi\epsilon_0 r \quad (5)$$

ここで、 r は粒子の半径であり、ダスト粒子の電荷量を得るため、取り込み時の粒子の電位が必要になる。そこで、文献¹⁷⁾から月面の電位を取得し、レゴリス粒子の電位=月面の電位と仮定して、表 1 に示すように、GEO における宇宙機の電位と、参考文献¹⁷⁾より月面の電位と等しいものと仮定して使用した。

表 1 レゴリス粒子の電位¹⁷⁾

電位の場合分け	電位 [V]
GEO における	5
宇宙機の電位	
日中の月面電位下限値	10
日中の月面電位上限値	18
夜間の月面電位上限値	-10
夜間の月面電位下限値	-100

表 1 の値を用いて、レゴリス粒子の電位 ϕ から帯電量 q を算出した

$$q = C_c \phi \quad (6)$$

得られた q の値を表 2 に示す。

表 2 各場合で得られる q の値

電位の場合分け	電位 [V]	電荷量 [C]
GE0 における 宇宙機の電位	5	1.67×10^{-16}
日中の月面電位下限値	10	3.34×10^{-16}
日中の月面電位上限値	18	6.01×10^{-16}
夜間の月面電位上限値	-10	-3.3×10^{-16}
夜間の月面電位下限値	-100	-3.3×10^{-15}

得られた電荷量を用いて排気速度を求める。グリッドの電場 E は、グリッド電圧を V_g 、グリッド間距離を d とすると以下のように表せる。

$$E = \frac{V_g}{d} \quad (7)$$

この時粒子が電場から受ける力 F_E は、

$$F_E = |q|E \quad (8)$$

ここで q に絶対値記号を使用しているのは、粒子の電位の正負を問わず、力の加わる方向を統一しなければならないためである。グリッド間において発生する射出される粒子の速度増分 Δv は、運動量保存則を用いて以下のように記述できる。

$$\frac{1}{2}m\Delta v^2 = |q|Ed \quad (9)$$

これより、 Δv について解く。

$$\Delta v = \sqrt{\frac{2|q|Ed}{m}} \quad (10)$$

ここで、推力に寄与する排気速度は Δv である。粒子の質量流量 \dot{m} 、単位時間あたりに粒子取り込み口に流入する粒子の個数 n_{in} と、推力 F は以下のように表される。

$$n_{in} = n_d V \quad (11)$$

$$\dot{m} = mn_{in} \quad (12)$$

$$F = \dot{m}\Delta v \quad (13)$$

5.3 貯蔵型

浮遊しているレゴリス粒子を推進機内に取り込んで、または月面で積載して貯蔵し、そこに電子を照射することで、月面で発生しているような粒子の静電的浮遊現象を発生させ、グリッドにて加速する方法である（図 1）。この方法の特徴は月特有のレゴリス粒子の浮上現象を応用している点で、堆積したレゴリス粒子同士によって構成される微小空洞内に電子が流入し、微小空洞内で二次電子が発生、反射を繰り返し微小空間に面している部分が強く帯電することで月面の重力、粒子間の接触力を振り切り、堆積層表面からの離脱を可能としている。

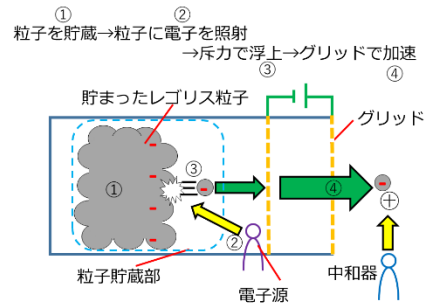


図 2 貯蔵型レゴリス推進機

この時得られる理論上の推力について 1U 衛星と 6U 衛星について求めた。1U 衛星にレゴリス推進機を適用した際に、浮遊しているダスト粒子からの抗力を補償可能な最小推力を図 3 に、6U の場合のものを図 4 に示す。グラフの最大値と最小値には具体的な値を表示してある。粒子の電位絶対値が大きい時や、高度が低いほど推力が大きくなる傾向があるが、これは、グリッド電極のスイッチングを想定しているために、粒子の電荷数の絶対値を使用しているためである。

いずれの場合も推力は $10^{-11} \sim 10^{-10} \text{N}$ 程度とかなり微小な推力となっている。

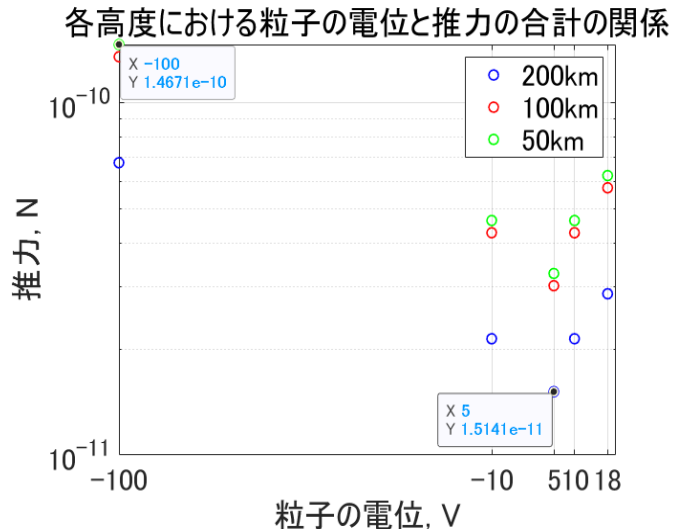


図 3 1U 衛星がダスト粒子からの抗力を補償できる時の最小推力

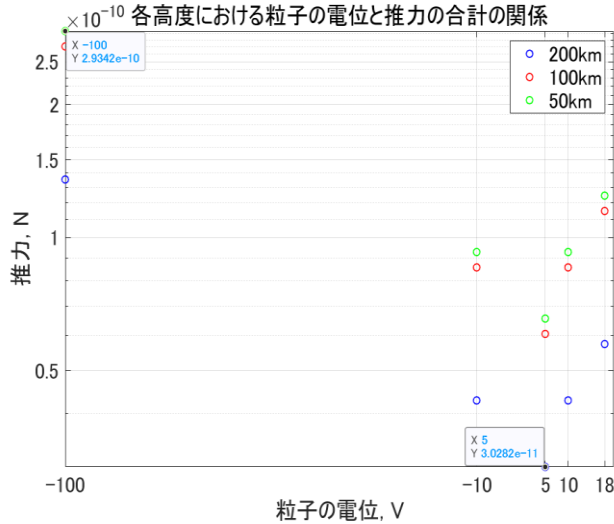


図4 6U衛星がダスト粒子からの抗力を補償できる時の最小推力

5.4 貯蔵型の推進理論

粒子貯蔵部の体積 V_{con} を任意で $0.1 \times 0.1 \times 0.01 [m^3]$ と仮定した時、貯蔵部内の粒子数 n_{dust} は、粒子一粒の体積 V_{dust} を用いて以下のように表せる。

$$n_{dust} = \frac{V_{dust}}{V_{con}} \rho_{por} \quad (14)$$

ρ_{por} は気孔率 (porosity) で、固体物質が小孔や割れ目等の空間を有する尺度であり、単位は%である。レゴリス粒子では主に50%とされている¹⁹⁾

微小空洞に入射した電子によって、空洞内に面した粒子に発生する放電電荷数は、 s を微小空洞の大きさ、 T_{ee} を放出された電子温度とすると以下のように表せる。¹⁹⁾

$$\eta = \frac{s}{T_{ee}} \sqrt{\frac{2C_{cont}S^2}{\pi\epsilon_0 r} + \frac{4r\rho_{dust}g_{lunar}}{3\epsilon_0} - 2E_0^2} \quad (15)$$

第二項及び第三項は $g=0, E_0=0$ により 0 となる。

ここで、粒子間の接触定数 C_{cont} は、ハマーカー数から求められ、 S は表面清浄度で、レゴリス粒子の場合は 0.75~0.88 である²⁰⁾²¹⁾。微小空洞内の粒子帯電量 $Q_{microcavity}$ は以下の式で表せる。²²⁾

$$Q_{microcavity} = -0.5\eta CT_{ee} \quad (16)$$

粒子が最初に通るグリッドまでの流速 $V_{initial}$ は以下の式で表せる。¹⁸⁾

$$V_{initial} = \left[\frac{2}{m} \left(\frac{Q_{microcavity}^2}{4\pi\epsilon_0 s} + (2\pi\epsilon_0 r^2 E_0^2 - mg_{lunar})d - 2CS^2 rd_c \right) \right] \quad (17)$$

d_c は、レゴリス粒子同士の接触力から分離する距離である。そのグリッドまでの全粒子の運動量 M_1 の合計 ΣM_1 は

$$\Sigma M_1 = mv_{initial} n_{dust} \quad (18)$$

ここからの計算は(7)~(10)と同一なので省略する。

二枚目のグリッドまでの運動量は

$$\Sigma M = m\Delta V n_{dust} \quad (19)$$

粒子の加速度は、物体の初速を V_0 、加速度を a 、移動距離を x とし得られる公式として

$$V^2 = V_0^2 + 2ax \quad (20)$$

及び、これを変形して、加速度は

$$a = \frac{V^2 - V_0^2}{2x} \quad (21)$$

と表すことができる。最初のグリッドまでは、 $V=V_{initial}$ で、 $V_0=0$ となり、これ以降は $V=V_{exit}, V_0=V_{initial}$ となる。このモデルが貯蔵した全ての粒子を噴射することで得られる力 ΣF は以下のように表示できる。

$$\Sigma F = n_{dust} m_{dust} a \quad (22)$$

半径 $0.3 \mu m \sim 4.9 \mu m$ の粒子を使用し、 $V_{con}=0.0001 m^3$, $S=0.88$, $s=2r$ ¹⁸⁾, $T_{ee}=2.5eV$ ²²⁾, $d=0.08 m$ としたとき、 $V_{exit} \doteq 125 m/s$, $\Sigma F \doteq 40.9 kN$ が得られた。

算出した F は、粒子の質量流量が未知で、推進機の推力とするには適さない。現状では粒子の質量流量は実験的に求める予定である。

5.5 各方法での推力の値

吸い込み型について、1U衛星と6U衛星にレゴリス推進機を適用することを想定して計算を行った。

6. 月重力環境先行研究について

6.1 小型衛星の月重力環境への適用検討例

これまで、Jose Rodrigo C.A. らによって小型衛星アオバ4号 (AOV4) の軌道寿命シミュレーションが行われてきた⁹⁾。そのシミュレーションの ΔV には 0,40,80,120 m/s が用いられている。本稿では、レゴリス推進機が先行研究⁹⁾ 同様の値の ΔV を得ると仮定して、その時に必要となる推進機・衛星の緒元を調査した。

7. ΔV を満たすのに必要な緒元の算出理論

7.1 一周で得られる粒子数の算出

各高度 $x[m]$ における月軌道一周分の距離 $A[m]$ は、月面における一周の距離が 10921[km] 故に

$$A = [x + (10921 \times 10^3)]\pi \quad (23)$$

宇宙機の初速を 1530 [m/s] として、軌道を一周するのに必要な時間 $t[s]$ は

$$t = \frac{A}{1530} \quad (24)$$

粒子一つの質量 m と、微小空洞の大きさ s は

$$m = \frac{4}{3}\pi r^3 \rho \quad (25)$$

$$s = 2r \quad (26)$$

取り込み口が通過する体積は

$$V_{in} = 1530At \quad (27)$$

最終的に、各高度一周で得られる粒子数 n_{in} は、軌道上のダスト数密度 n_d を用いて

$$n_{in} = n_d V_{in} \quad (28)$$

7.2 ΔV を満たすのに必要な重量比

ΔV を 40,80,120 m/s、宇宙機の終期重量即ち乾燥重量 M_f を 1,2,3,10,12 kg として、宇宙機の初期重量 M_i は

$$M_i = M_f + M_{fuel} \quad (29)$$

ΔV はロケットの公式を用いて、排気速度を u_e とすると

$$\Delta V = u_e \ln \frac{M_i}{M_f} \quad (30)$$

これを M_{fuel} についての方程式として求める。

$$M_{fuel} = (M_f * \exp \frac{\Delta V}{u_e}) - M_i \quad (31)$$

M_{fuel} だけの粒子を搭載するのに必要な粒子貯蔵部の容積 V_{con} は、粒子体積 V_{dust} 、空隙率 ρ_{por} を用いて

$$V_{con} = n_{dust} \times V_{dust} \times \rho_{por} \quad (32)$$

7.3 各 ΔV を得るのに必要な軌道周回数

宇宙機にレゴリス推進機を適用する場合、月軌道上を航行しながらダスト粒子を取り込んでいくことを想定している。そこで、先行研究で使用された ΔV を獲得するのに必要とされる数の粒子が得られるだけの月軌道周回数を算出した。

8. 結果

図 5 に、各 ΔV を得るのに必要な重量比の算出結果を示す。 ΔV が大きいほど、重量比の指数関数的増加傾向が大きくなる。小型衛星内に粒子を取り込んで実現させやすい重量比としては 10 以下に抑えたいことを考慮すれば $r \leq 1.0 \mu m$ の場合で使用するのが望ましい。

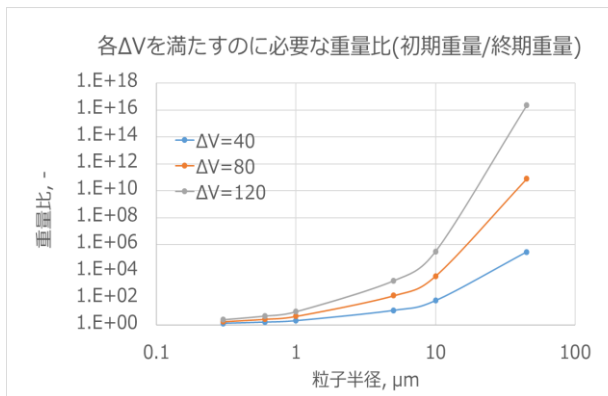


図 5 ΔV を満たすのに必要な重量比

各 ΔV を得るのに必要な周回数を ΔV 毎に図 6、図 7、図 8 に示す。全粒子半径と全各乾燥重量のそれぞれの組み合わせで得られた結果を一括して表示している。各グラフにおいて凡例数は 100 近くあるため、凡例の表示はしていないが、このグラフで注目すべき点は、グラフ中での最小値であり、少なくとも周回は図 11 から、 10^8 周以上が必要となることがわかる。これらの値は、所定の ΔV を得るために粒子貯蔵部を完全に満たすことを想定しているものであるため、軌道上で貯蔵部を満タンにすることは考えずに常に補給を続けるか、月面で粒子を積載する必要がある。

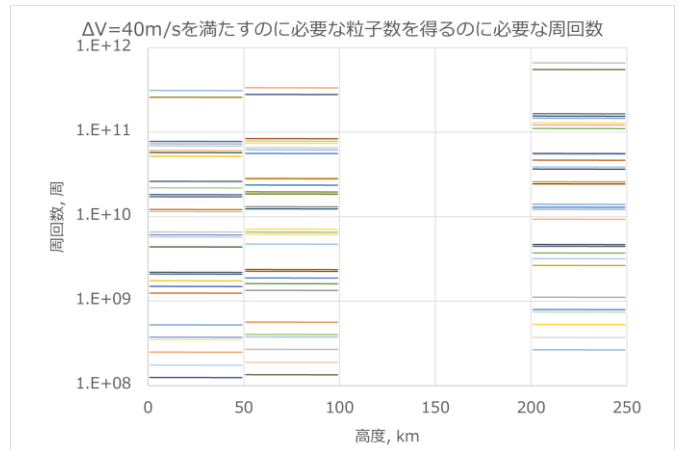


図 6 $\Delta V=40$ を満たすのに必要な周回数

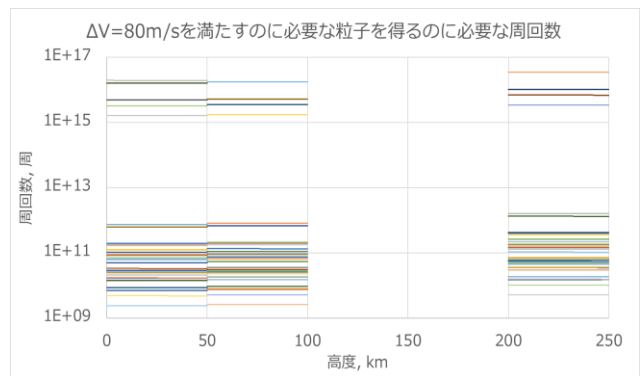


図 7 $\Delta V=80$ を満たすのに必要な周回数

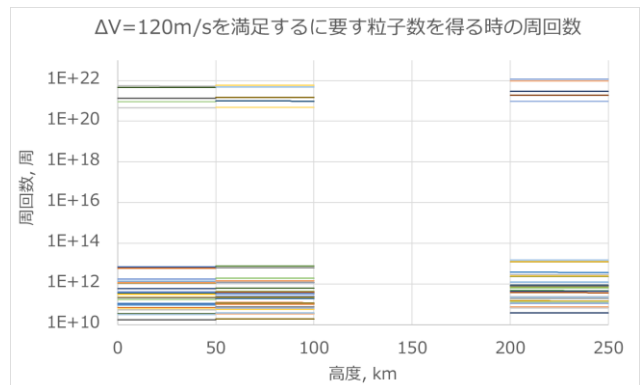


図 8 $\Delta V=120$ を満たすのに必要な周回数

9. まとめ

レゴリス推進機を小型衛星に適用する際に、先行研究で検討された $\Delta V=40,80,120$ m/s をレゴリス推進機で得る時に必要な宇宙機の緒元を求めた。その結果、以下のことが判明した。

- ① 粒子半径を $1.0 \mu m$ 以下に抑えることで重量比を約 10 以下に抑えることができる。
- ② 粒子半径を $5 \mu m$ 以下に抑えることで、貯蔵部に必要な容量は 1U 衛星の容量程度である $0.1 m^3$ 以下に抑えることが

可能となる。

- ③貯蔵部にダスト粒子を満載して ΔV を得る場合、
 $\Delta V=40$ の場合でも最低でも 10^8 周はしなければならず、
軌道上で貯蔵部を満たすことは難しい。
③については、粒子を満載せずに常にダストを補給しつつ
けながら使用する事になるか、月面で直接粒子を積み込むこ
とを検討する事になるだろう。

10. 今後の展望

貯蔵型に関して推力が 10^{-9} N レベルであるので、推力の向
上が課題である。これに対しては貯蔵した粒子間の間隔を大
きくすることで放電電荷数の増加による推力増大化に努め
たい。

吸い込み型については、ソーラーセイルのように大型の帆
を張るようにグリッドを展開、グリッド電圧を増加すること
ができれば推力が向上可能である。

参考文献

- 1) Deepak Putrevu, et al.: Chandrayaan-2 dual frequency SAR: Further investigation into lunar water and regolith, *Advances in Space Research*, vol.57, 627-646, 2016.
- 2) Chunlai Li, et al.: China's present and future lunar exploration program, *Science*, 365, 238-239, 2019.
- 3) Kathleen Coderre, et al.: Concept of Operations for the Gateway, *Space Ops Conference*, 2018.
- 4) Junichi HARUYAMA, et al.: Mission Concepts of Unprecedented Zipangu Underworld of the Moon Exploration (UZUME) Project, *JSASS AerospaceTech Japan*, Vol 14, No. ists30, 2016.
- 5) Alex S. Knopliv, et al: The JPL lunar gravity field to spherical harmonic degree 660 from the GRAIL Primary Mission, *JOURNAL OF GEOPHYSICAL RESEARCH: PLANETS*, VOL. 118, 1415-1434, 2013.
- 6) 西山和孝 : 大気吸い込み式イオンエンジンの検討, *宇宙技術*, Vol.4, pp.21-27, 2005.
- 7) 松下太朗, 他 : ダストプラズマ推進機に関する研究, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2010.
- 8) THE TAURI GROUP : State of the Satellite Industry Report, *SATELLITE INDUSTRY ASSOCIATION*, 2016.
- 9) Jose Rodrigo Cordova Alarcon, et al.: Analysis of lifetime extension capabilities for CubeSats equipped with a lowthrust propulsion system for Moon missions, *Acta Astronautica*, 2019.
- 10) Park, K. D. et al.: MICRO-MORPHOLOGY AND TOXICOLOGICAL EFFECTS OF LUNAR DUST, 37th Annual Lunar and Planetary Science Conference, 37, 2006.
- 11) M. Hora'nyi, et al. : A permanent, asymmetric dust cloud around the Moon, *NATURE*, VOL.522, 2015.
- 12) David A. Glenar, et al.: Search for a high-altitude lunar dust exosphere using Clementine navigational star tracker measurements, *Journal of Geophysical Research: Planets*, Vol.119, Issue 12, pp.2548-2567, 2014.
- 13) C. Grava, et al.: Absence of a detectable lunar nanodust exosphere during a search with LRO's LAMP UV imaging spectrograph, *Geophysical Research Letters*, Vol.44, Issue 10, 2017.
- 14) Heiken, G, et al. : Lunar sourcebook : A user's guide to the Moon, CUP Archive, 1991.
- 15) Goertz, C. Dusty plasmas in the solar system. *Reviews of Geophysics*, 27, 2, 271-292, 1989.
- 16) Timothy J. Stubbs, et al.: A dynamic fountain model for lunar dust, *Advances in Space Research*, 37, pp.59-66, 2006.
- 17) J.W.FREEMAN and M. IBRAHIM : LUNAR

ELECTRIC FIELDS, SURFACE POTENTIAL AND ASSOCIATED PLASMA SHEATHS, *The Moon*, 14, 103-114, 1975.

- 18) Orger, N. C., et al.: Lunar dust lofting due to surface electric field and charging within Micro-cavities between dust grains above the terminator region, *Advances in Space Research*, 62(4), 896-911, 2018.
- 19) Orger, N. C., et al.: Experimental investigation on silica dust lofting due to charging within micro-cavities and surface electric field in the vacuum chamber., *Advances in Space Research*, 63(10), 3270-3288, 2019.
- 20) C. M. Hartzell, et al., : Experimental demonstration of the role of cohesion in electrostatic dust lofting, *GEOPHYSICAL RESEARCH LETTERS*, Vol.40, 1038-1042, 2013.
- 21) Perko, K. A., et al., : Surface cleanliness effect on lunar soil shear strength, *Journal of geotechnical and geoenvironmental engineering*, Vol.127, Issue.4, 371-383, 2001.
- 22) J. Schwan, et al.: The charge state of electrostatically transported dust on regolith surfaces, *Geophysical Research Letters* Vol.44, Issue 7, 2017.