

目次

次期月ベネトレータミッション LUNAR-B	1
水谷 仁、藤村彰夫、早川雅彦、田中 智 飯島祐一 (宇宙研)	
月における長周期地震学の可能性	5
竹内 希 (東大)、古本宗充 (金沢大)	
ローバによる地震波探査ミッションの提案	9
寺菌淳也 (JSF)、市川 誠 (NASDA) 久保田孝 (宇宙研)、黒田洋司 (明治大) 佐々木晶、秋山演亮 (東大)	
誘導磁場観測による月内部構造探査	13
綱川秀夫 (東工大)、渋谷秀敏 (熊本大) 松島政貴 (東工大)、横山由紀子 (能開大) 大志万直人 (京大防災研)、清水久芳 (東大震研) 糸田千鶴 (大阪短大)、船木實 (極地研) 小田啓邦 (地調)	
ベネトレータ、ランダー、ローバーによる月探査～ XRF/XRD 等による地質鉱物探査～	18
岡田達明、加藤 學 (宇宙研)	
γ 線による月表面の元素分析	23
柴村英道 (埼玉衛生短大) 長谷部信行、小林正規 (早稲田大) 大竹真紀子、杉原孝充 (NASDA)	
月原始地殻のサンプルリターンと土質調査	27
武田 弘 (千葉工大)、齊藤 潤 (西松建設) 佐伯和人 (秋田大)	
分光顕微鏡カメラによる月面岩石組成の分析	31
秋山演亮、佐々木晶 (東大)、佐伯和人 (秋田大) 久保田孝 (宇宙研) 大竹真紀子、比嘉道也、平田 成、春山純一 大嶽久志、杉原孝充、市川 誠、吉岡伸人 西垣孝則、横山隆明 (NASDA) 寺菌淳也 (JSF)、黒田洋司 (明治大)	
質量分析器を用いた揮発性元素分析	35
大竹真紀子 (NASDA) 松尾武清、石原盛男、豊田岐聡 (大阪大) 宮樫茂子、木多紀子 (地調) 平田岳史 (東工大)、丸山誠史 (筑波大) 長谷部信行 (早稲田大)、柴村英道 (埼玉衛生短大) 久保田孝 (宇宙研)、黒田洋司 (明治大) 杉原孝充、比賀道也、春山純一、大嶽久志 平田 成、市川 誠、吉岡伸人 (NASDA)	
TOF 型ダスト質量分析器の開発	39
大橋英雄 (東京水産大)、濱邊好美 (東大) 河村 亨 (獨協医大)、佐々木晶 (東大) 野上謙一 (獨協医大)、柴田裕実 (東大原総センター) 長谷川直 (宇宙研)	

Lunar Transient Phenomena	44
	柳澤正久 (電通大)
ILOM (月面位置天文観測) 計画のサイエンス	49
	日置幸介、花田英夫、大江昌嗣、河野宣之 荒木博志、松本晃治、(国立天文台) 高根沢隆、河野裕介 (総研大)
ILOM (月面位置天文観測) 計画の技術開発	54
	花田英夫、日置幸介、河野宣之、大江昌嗣 坪川恒也、鶴田誠逸、荒木博志、松本晃治 高根沢隆 (国立天文台)、河野裕介 (総研大) 唐牛 宏 (国立天文台)、板垣春昭、岩田隆浩 金子 豊、横山隆明 (NASDA)
月面望遠鏡における NEO 観測	59
	磯部秀三 (国立天文台)、日本スペースガード協会
月面紫外広視野望遠鏡	63
	大野洋介、岡 朋治 (理研)
光と電波を用いた月の運動の高精度決定	65
	吉野泰造、国森裕生、近藤哲朗、勝尾双葉 雨谷 純、栗原則幸、小山泰弘 (通総研) 岩田隆浩 (NASDA)、河野宣之 (国立天文台)
月面からの低周波電波観測	70
	近藤哲朗 (通総研)、今井一雅 (高知高専) 青山隆司 (宮城能開短大)、大矢 克 (東北大) 徳丸宗利 (名大)、三澤浩昭 (東北大) 前田耕一郎 (兵庫医大)、岩田隆浩 (NASDA)
月までの楽しい道のり；宇宙背景放射用電波望遠鏡の提案	75
	坪井昌人、新永浩子 (茨城大) 春日 隆 (法政大)
月極生物・環境タイムカプセル計画	79
	江藤剛治、河高信樹 (近畿大)
次期月探査機のシステム検討	84
	金子 豊、横山隆明、板垣春昭 (NASDA)
高精度着陸技術の検討	86
	川勝康弘、木下貴博、金子 豊 板垣春昭 (NASDA) 久保田 孝、中谷一郎 (宇宙研)
月面滞在技術の課題について	90
	疋田澄夫、金子 豊、板垣春昭 (NASDA)
イオンエンジンの開発状況と技術課題	95
	北村正治、早川幸男 (NAL)、梶原堅一 (NASDA) 吉田英樹、赤井公積 (東芝)
再生型燃料電池を用いた月面探査機エネルギーシステム	100
	板垣春昭、金子 豊、横山隆明 (NASDA) 中村陽一郎、岡 利春、濱田行貴、山口方十 (IHI)
高密度太陽光の光ファイバー伝送と月資源の高温還元に関する研究	103
	湯上浩雄、矢野征紀 (東北大)、内藤 均 (NAL)

月極地氷直接確認探査ローバーへのレーザーによるエネルギー伝送技術の開発	107
武田和也、河島信樹 (近畿大)	
もぐら型ロボットによる月面掘削の可能性について	111
吉田和哉、工藤 拓 (東北大)	
川勝康弘、横山隆明、大竹真紀子 (NASDA)	
園山 実 (三菱総研)	
月面小型ローバーの実現を目指して - ロボ技術研究会 (拡大会議) 報告 -	116
市川 誠、長島隆一、西垣孝則	
板垣春昭、吉岡伸人 (NASDA)	
中谷一郎、久保田孝 (宇宙研)	
月面探査マイクロローバの提案	121
久保田孝 (宇宙研)、黒田洋司 (明治大)	
國井康晴 (中央大)、中谷一郎 (宇宙研)	
小型月面移動探査機のシステム構想	126
吉岡伸人、市川 誠	
板垣春昭、西垣孝則 (NASDA)	
小型ローバの概念検討	131
足立忠司、飯島孝彦、斎藤浩明 (日産自動車)	
月面における輸送用ロボットの基礎的検討	136
高井政和、青山 元 (富士重工)	
山本純雄、横田和隆 (宇都宮大)	
クレーター壁探査ミッションに関する一考案	140
吉田和哉、(東北大)	
大竹真紀子、川勝康弘、横山隆明 (NASDA)	
月極地氷直接探査ローバの開発の重要性	144
河島信樹 (近畿大)	

次期月ペネトレータミッション LUNAR-B

水谷 仁、藤村彰夫、早川雅彦、田中 智、飯島祐一
(宇宙科学研究所惑星研究系)

1. はじめに

平成6年7月に発行された宇宙開発委員会長期ビジョン懇談会による「新世紀の宇宙時代の創造に向けて」の中では月探査が重要な課題として取り上げられており、そこでは「我が国としては、宇宙開発事業団と宇宙科学研究所などが連携・協力し、2000年代初頭以降、科学探査および月の利用可能性調査を目的として、月周回観測や月着陸探査をはじめとした体系的な無人月探査計画を実施すべく、その具体的な進め方を検討する」と書かれている。この方針にのっとり2003年に打ち上げの予定でSELENE計画が現在進められている。しかしLUNAR-AとSELENEミッションだけで月の科学の全てが解明される訳でもないし、長期ビジョン懇談会の報告書の趣旨を実行するためにはSELENEに続く月探査計画を考えていく必要がある。本稿では現在進められているLUNAR-A、SELENEミッションに続くミッションとしてどのようなものが、月の起源と進化の解明に必要で、しかも将来の月利用可能性の調査としてふさわしいかを考えた1案を示したい。この1案であるミッションをここではLUNAR-Bミッションと呼ぶことにする。これはSELENE 2ミッションとしても良いが、内容からすればLUNAR-Aの発展的なプロジェクトになっているのでこのような仮の名前にした。

2. LUNAR-Bミッションの前提条件

本ミッションはSELENEミッションと同様に宇宙開発事業団と宇宙科学研究所などとの協力・連携で行われることから、打ち上げロケットとしてはH-IIAを念頭におき、科学的側面と同時に将来の月探査と利用可能性調査に必要な技術の開発にも留意したミッションとして考える。コスト的にも現在のSELENE計画と同規模の予算で実行できるものとして考えることにする。

3. LUNAR-Bミッションの科学目的

月の起源と進化を解明するためにこれから解決すべき大きな問題として次のようなものが挙げられる。

- (1) 月の原料物質の特徴を明らかにする；月のバルク組成が地球や隕石と比べてどのような特徴をもっているか？特に親鉄性元素存在度は月の起源と関連して重要な鍵となっている。
- (2) 月の初期状態を明らかにする；集積直後の温度を推定するためには月誕生直後のマグマオーシャンの厚さを決めることが鍵である。
- (3) 月の磁場の原因を明らかにする；月表層に磁気異常があることは明らかになってきたが、その成因についてはまだ良く分かっていない。もしこれが月の内部のダイナモ作用による磁気の残留磁気を記録したものであれば、これは惑星の磁気の起源そのものに大きな手がかりを与えることになる。
- (4) 月の二分性の原因を明らかにする；月の表側と裏側が地形的にも化学組成的にも大幅に異なっているのは月の起源と進化と密接な関係があるのであろう。他の惑星にも同様な二分性が見られるが月の場合がもっとも顕著である。この成因を明らかにすることは惑星科学全般から見ても重要である。
- (5) 月の火山活動、隕石衝突など様々な地質イベントの年代を明らかにする；月の火山活動がいつまで続いていたかを知ることは月の進化を明らかにする上でもっとも重要な問題と考えられる。
- (6) 月のテクトニクスを明らかにする；月表面に見られる様々な地形をもたらした月の地殻の変形様式を明らかにすることは、小天体の進化を理解するための鍵であろう。

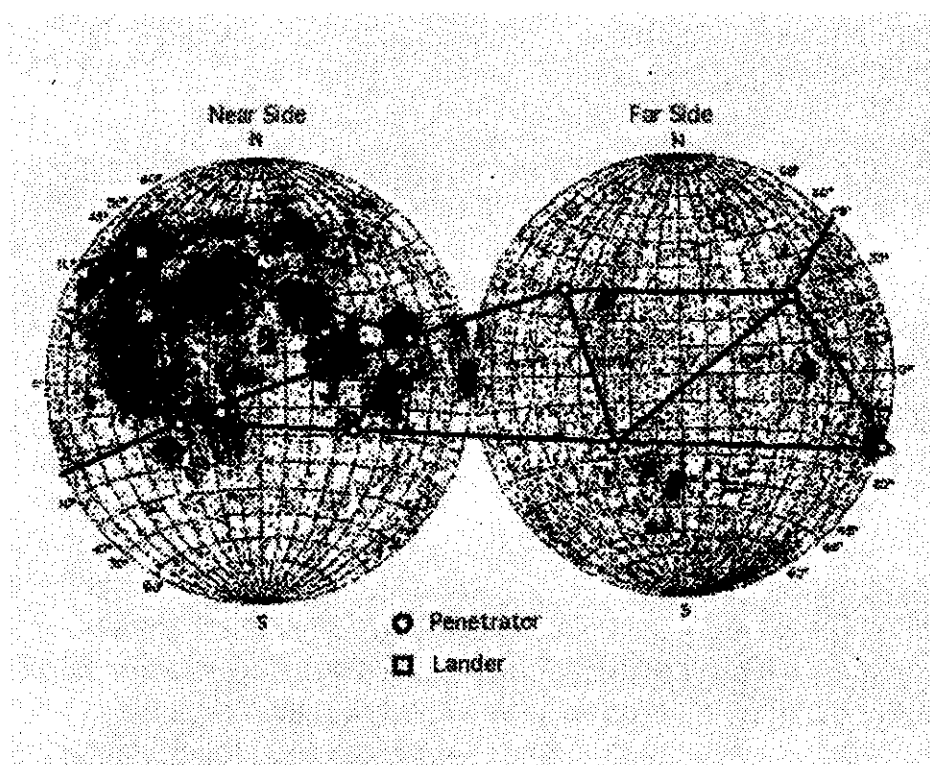
ここで述べたような問題の1部は LUNAR-A や SELENE ミッションで重要なデータが得られるであろうが、それでもまだいくつかの点が未解決のまま残ると思われる。したがって次のミッションでは以下に述べるような問題解決のためのデータを得ることが、月の科学の進展上どうしても必要になる。特に SELENE ミッションが月表面を様々な種類のリモートセンシングで探査し、膨大なデータを生むことを考えるとこれらのデータの解釈に必要なものは、月の内部構造のデータであると思われる。LUNAR-A が月のコアの探査を主目的としているのに対して、LUNAR-B では月全体の内部構造解明に向けた探査をするのが良いと考えられる。したがって LUNAR-B ミッションの科学目標を以下のように設定するのが良いと思われる。

- (1) 月中心核の大きさや構造
 - 中心核サイズの精密化、核内の構造
- (2) 月深部マントルの地震波速度構造
 - マントル構成物質の推定、低速度層の存在の有無→温度構造
- (3) 月地殻、上部マントルの非均質性
 - 表側と裏側の非対称性、2分性の起源の解明
- (4) 月全面の熱流量分布

これらの科学目標を代表する標語としては、「LUNAR-B ミッションは月の2分性の性質と成因の解明を目指す」ということになる。

4. LUNAR-B ミッションの概要

月の地殻、マントル、コアの構造を明らかにするためには、月全面にわたっての地震観測網を設定するのが望ましい。さいわい LUNAR-A 計画で開発されたペネトレータを使えば、このようなグローバルな地震観測網を設置することは現在では可能であると思われる。そこで H-II A ロケットの能力の範囲内で可能な地震観測網とし



第1図 ペネトレータと着陸船による月震、熱流量観測網。8機の観測網で月全体を被えることを示したものであり、各位置についてはさらに詳細な検討を必要とする。ペネトレータは温度-25度C以下にならないように30度以下の低緯度帯に設置することを仮定している。

て合計 8 点の観測点を月面に展開することを提案する。その内 1 点はペネトレータでは設置不可能である長周期月震計と月面電波源を軟着陸船を用いて、設置することを考えている。これにより月面に第 1 図に示すような月震計と熱流量計のネットワークが作られることになり、本ミッションの科学目標を達成することが可能になると思われる。ミッションの概要をまとめて表 1 に示す。

表 1. LUNAR-B ミッションの概要

打上げロケット	H-I I A	
軌道	月スイングバイを利用して月周回軌道へ投入	
	高度 200 km, 極円軌道	
母船	3 軸姿勢制御	
着陸船着陸点 (仮)	南緯 50 度、西経 10 度付近	
ペネトレータ	7 台 (4 台は月の裏側、3 台は月の表側)	
観測機器	ペネトレータには LUNAR-A 月震計、熱流量計、加速度計	
	着陸船に広帯域地震計、月面電波源	
データ転送速度	各ペネトレータから母船へ 2 kbps 以上 (ペネトレータと母船遭遇中)	
	着陸船から母船へ 8 kbps 以上 (母船と着陸船遭遇中)	
	母船から地上へ 1 MBps (臼田局の X バンドを仮定)	
	着陸船から地上へ 5 kbps	
ミッション期間	2 年	
重量	月トランスファー軌道衛星全備重量	2900 kg
	推進薬	1000 kg
	母船重量 (ドライ)	1900 kg
	バス	900 kg
	ペネトレータ 7 台	350 kg (50 kg/台)
	着陸船	650 kg

5. LUNAR-A ペネトレータとの比較

LUNAR-A では重量の制限からペネトレータ本数、搭載機器および母船にたいしていくつかの制限がついている。これらの主なものを上げると次のようになる。

(イ) ペネトレータの本数が 2 本である。→ 自らの観測のみで震源を決めるのが困難である。

(ロ) ペネトレータの寿命が 1 年である。→ 観測できる月震イベントが減る。

(ハ) ペネトレータ-母船間の通信速度が最悪の場合 256 bps である。→ 回収できる月震波形データ量に制限が加えられる。

したがって、これらは得られるサイエンスの成果に厳しい制限を与えるものである。LUNAR-B ではこれらを克服したミッションにしたい。H-IIA を打ち上げ機に使うことにより、ペネトレータの本数を増やすことが可能であるのは先に述べた通りである。またペネトレータの寿命については、搭載される電池を増やせば可能になる。このための重量増はペネトレータ全体で 1 本あたり 8kg 程度である。ペネトレータ-母船間通信はペネトレータの送受信機を変えずに、母船側の U-バンド受信機を改良することによって通信速度を一桁増やすことは可能である。

これらの改良はLUNAR-Aのペネトレータを大幅に変更しないで実行可能であり、LUNAR-Aの成果を十分に生かし経済的にミッションを実施する事が出来るものと考えられる。

6. LUNAR-B ミッションの特色

本ミッションはペネトレータと着陸船を使って月に月震計と熱流量計のネットワークを設置することが大きな特徴である。ペネトレータに関して言えば、LUNAR-A で開発されたペネトレータの資産を有効に利用し、月の内部構造解明に必要なネットワークの構築に役立てることが特徴である。LUNAR-A のペネトレータの基本設計を踏襲するとしても、LUNAR-A での不足していた次の点については、改良を加えるのが望ましい。

- (a) ペネトレータ電池を増やす。(これは観測期間を2年に延長するために必須である)
- (b) 母船-ペネトレータ間通信の高性能化。(これには母船のUバンドアンテナを高性能化し、ペネトレータで得られたデータをなるべく多量に回収するために必要である)

LUNAR-A のペネトレータに(a)項の改良を加えるとペネトレータ1台の重量は表2に示す程度のものになる予想される。これにより軌道離脱モーター、ラムライン姿勢制御装置を加えるとペネトレータモジュール全体で約50kgになる。これはLUNAR-A のペネトレータモジュールが41kgであるのに対して約10kgの重量増であるが、将来の月内部構造探査に取っては大きなメリットがある。

表2. LUNAR-B ペネトレータ重量内容

コンポーネント	重量 (g)
CFRP 構体 (先端ボルトを含む)	3720
最終接着層	150
加速度計ブロック	45
電池ブロック	4500
回転機構	2365
計測回路	477
DHU及び通信回路	2510
アンテナ	661
アンテナブラケット	442
ピン及びハーネス	140
電気系艤装、熱流量計	100
熱制御系テープ	25
D/B調整重量	100
合計	15235

また着陸船については、SELENE ミッションの着陸船をさらに高機能化し、その寿命を1年以上にする技術開発を行う必要がある。これは将来の長期的月探査にとって避けて通れない道であると同時に、ペネトレータでは設置不可能である長周期月震計や月面電波源の設置の設置を可能にするために必要である。

月における長周期地震学の可能性

竹内 希 (東京大学理学系研究科), 古本宗充 (金沢大学理学部)

1 はじめに

SELENE-2 計画では長周期成分を含む広帯域月震観測が計画されている。アポロ計画で取得されたデータや LUNAR-A 計画で取得されるデータのほとんどは短周期波形 (周期 0.1-2s 程度) である。地球では 1980 年代以降長周期地震観測が精力的に行われ、短周期観測では得られなかった構造や震源過程に関する知見が数多く得られた。月においても長周期観測は重要であると考えられる。本稿では、月における長周期観測の意義を述べるとともに、その可能性 (特に長周期観測の代表である自由振動観測の可能性) の検討を行う。

2 長周期観測の意義

長周期波形を観測することの最大の利点は、抽出できる有効な情報量が増えることである。惑星地震学では取得できるデータ数に大きな制限があるが、長周期観測を行えば、少数のデータからでも、詳細な構造や、短周期波形では決定が難しい構造パラメータの推定が可能になる。地球の地震のデータを用いてこれを示す。

図 1 は長周期・中周期・短周期成分のデータ及び理論波形の比較である。これらは同一イベント・同一観測点の波形であり、用いたフィルターのみが異なっている。長周期成分はデータと理論波形が定性的に一致し、すべてのフェーズの位相や振幅の情報を定量的に比較・議論できる。このため少数のデータでも多くの内部構造に関する知見が得られる。例えば図 1 の 1 つのデータから、核の構造を論ずることも可能である。図 1 に示した縦線は、それぞれ $(ScS)_2$, $(ScS)_3$, $(ScS)_4$ の到達時刻である。これらのフェーズの到達時刻から核のサイズが、振幅 (周波数依存性を含む) から CMB におけるインピーダンスコントラストやマントルの平均的な減衰構造を推定することができる。

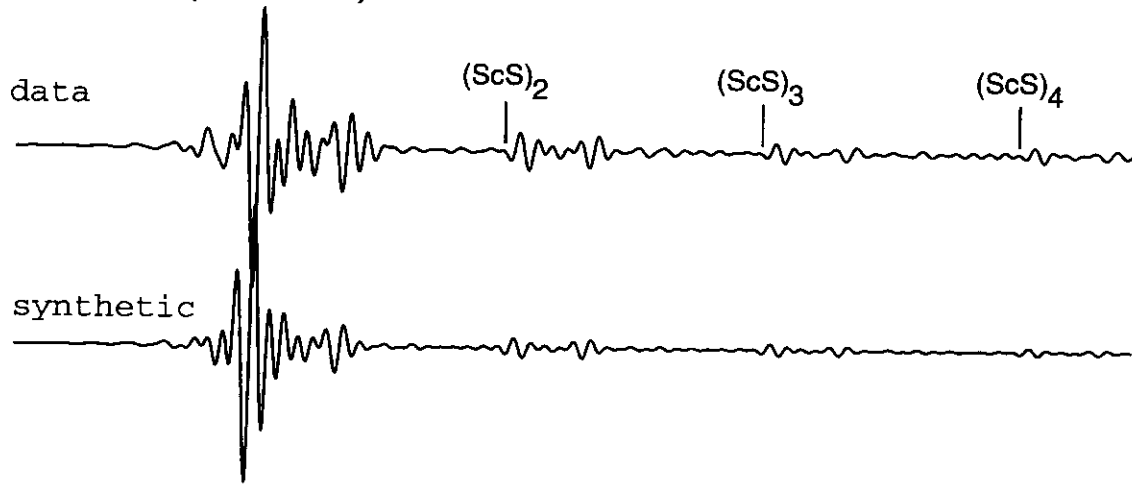
一方、短周期成分はデータと理論波形が定性的にも一致せず、P 波や S 波等、主要フェーズの到達時刻以外の情報を利用することが困難である。これは主に複雑な地殻構造や震源過程が原因であるとされている。このため多数のデータを集めない限り内部構造を論じるのは困難である。月において図 1 の長周期波形のようなデータを取得することは重要であり、仮にこのような良質なデータが 1 つでも得られれば、月の深部構造に関する知見が飛躍的に増えると期待できる。

3 自由振動観測の可能性

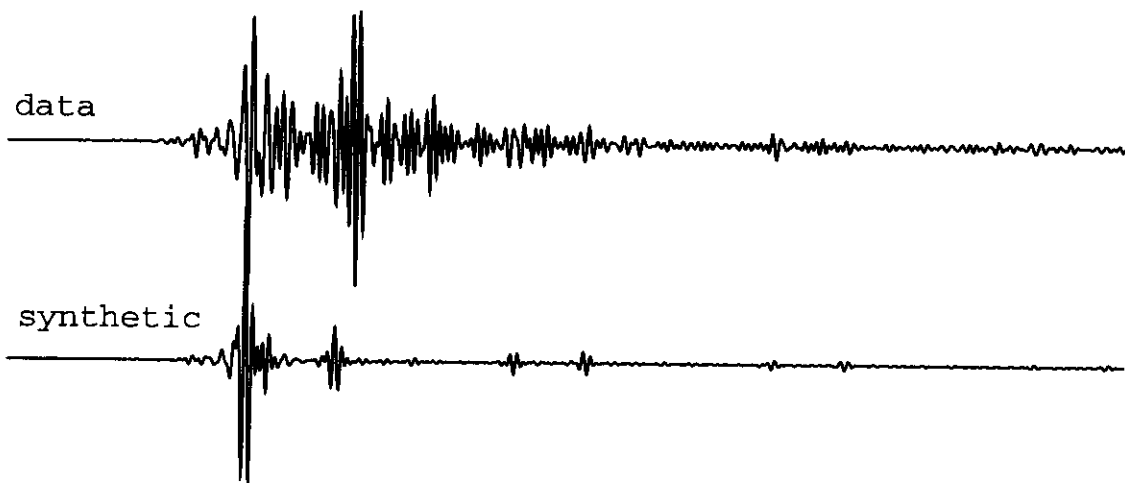
観測される長周期データからどこまで内部構造推定が可能であるかは、どの程度良質な (つまり構造や震源過程の不均質性に乱されていない) 長周期波形データが得られるかに依存する。月震波形の長周期成分の質を見分けることは将来の月探査計画の立案に必要であり、SELENE-2 計画に期待される重要な成果である。

一方で、データの質が未知であることは、SELENE-2 計画が単独であげられる成果を論ずることが困難であることを意味する。しかし、自由振動周期を用いた内部構造推定は、データの質に比較的依存しない手法であり、その検知可能性を論ずることは、最低限期待できる成果の見積りにな

long period (50-125s)



middle period (20-50s)



short period (8-20s)

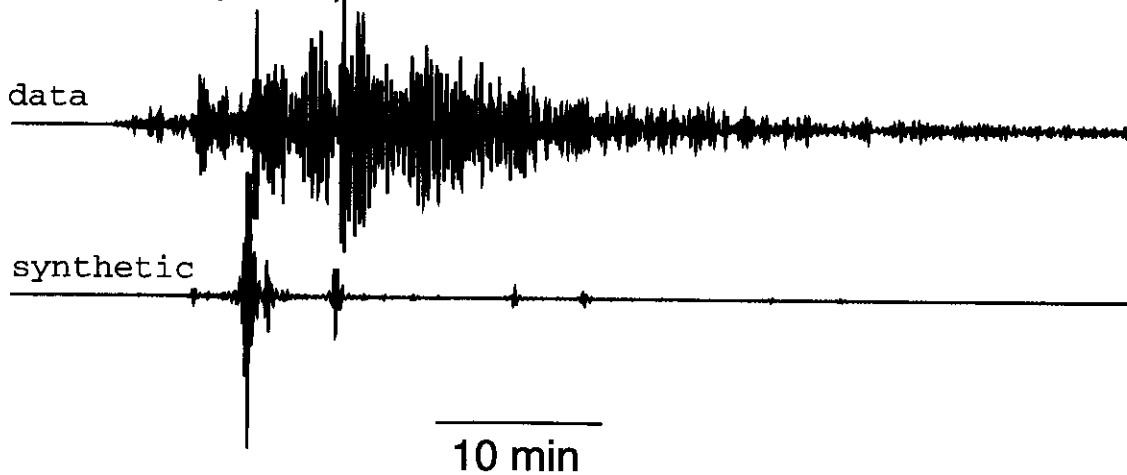


図 1: 周波数成分ごとのデータと理論波形の比較. データはフローレス地震 (96/6/17, $M_w=7.8$, 深さ 584.2km) に対する CHTO 観測点 (震央距離 35.2°) の波形. 理論波形は PREM (Dziewonski & Anderson, 1981) 及び Harvard 震源解に対して計算した. 長周期成分はデータと理論波形が定性的に一致し, すべてのフェーズの位相・振幅情報を定量的に用いた解析が可能である.

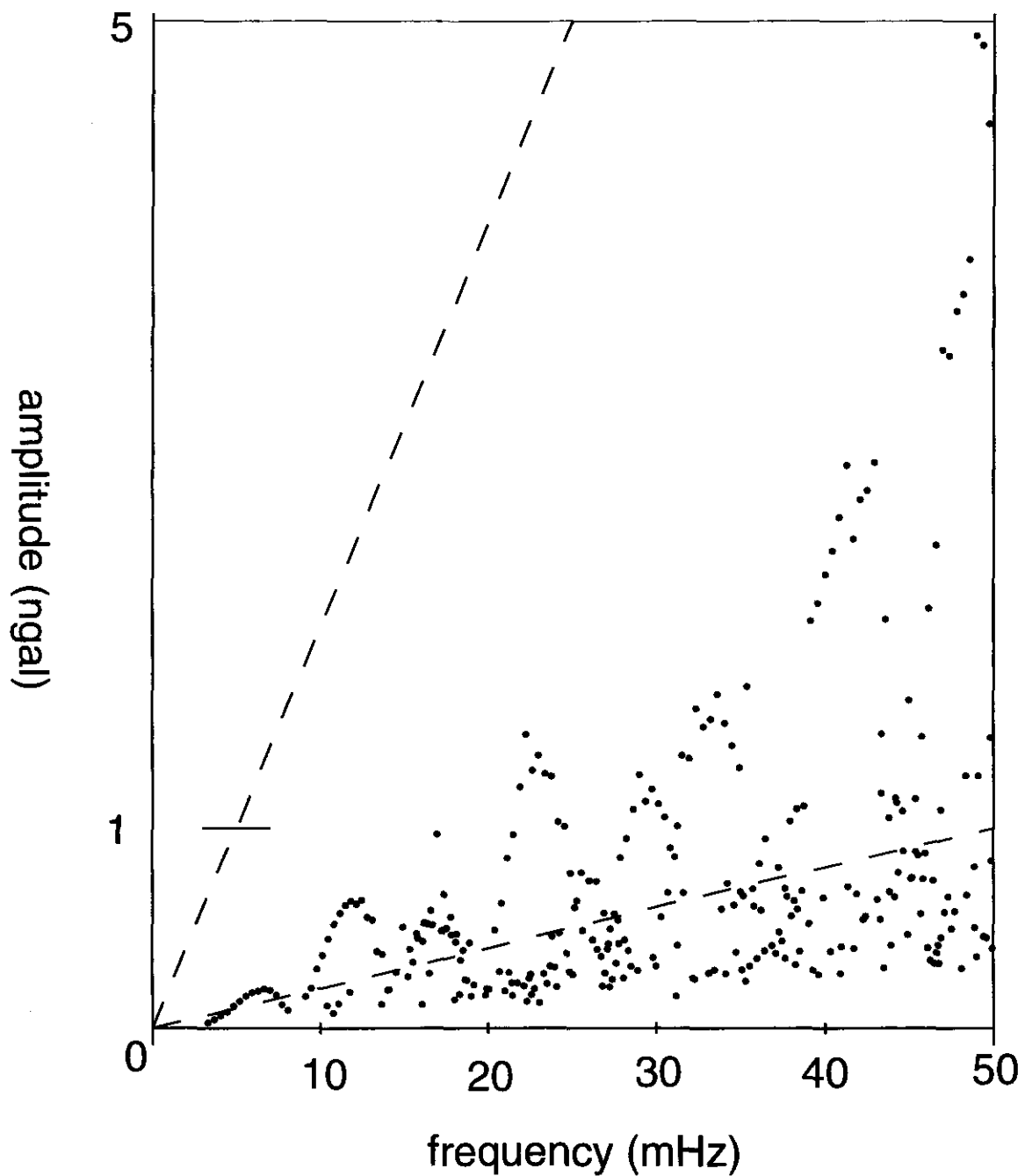


図 2: 計算された各月震自由振動モードの固有振動周波数と振幅のプロット. $M=4$, 深さ 200km の浅発月震を震央距離 10° で観測した場合を考えた. 検知可能性を示す目安として, 3本の直線を引いた. 実線は STS-1 地震計で検知された地球常時自由振動の周波数帯域と振幅を表す. 2本の破線は, 地球における STS-1 地震計の 1 ビットのおおよその設定レベル (上側) 及びその $1/10$ のレベル (下側) を示す. 月震自由振動は, 条件が良ければ地球常時自由振動の $1/10$ 以上の振幅が見込める.

る。ここでは、DSM(Takeuchi et al. 1996) による理論波形計算を用いて自由振動の振幅を見積り、その検知可能性を検討した。

図 2 は、 $M=4$ 、深さ 200km の浅発月震を震央距離 10° の観測点で観測した場合の、各自由振動モードの固有周波数と時間領域の振幅の関係をプロットした図である。これは条件に恵まれた場合の月震自由振動の振幅であると考えられる。高性能広帯域地震計の代表である、STS-1 地震計を月に設置した場合にこれが検知可能であるかを検討する。

まず最初に、STS-1 地震計の自由振動検知の実績との比較を行う。STS-1 地震計は、3-7mHz の帯域で 1gal の振幅を持つ地球常時自由振動を検知した (Kobayashi & Nishida 1998)。この実績値を図 2 に直線で示した。この周波数帯域では、月震自由振動は地球常時自由振動の 1/10 以上の振幅を持つ可能性があることがわかる。次に、STS-1 地震計の 1 ビットのレベルとの比較を行う。ビットレベルの設定は観測点毎に大きくことなるが、地球における大雑把な設定レベルを図 2 に破線 (上側) で示した。主要な月震自由振動モードはこのビットレベルの 1/10 (図 2 の下側の破線) 以上の振幅を持つ可能性がある。

これらから、月震自由振動モードの検知は決して夢物語ではなく、挑戦する価値が十分あると言える。微小振幅を観測することになるので、ビットレベルを落とす、長い時系列データを取得する等の観測の工夫、電気ノイズを軽減する等の計測機器の改善が重要であり、今後の課題であろう。

Reference

- Dziewonski, A. M. & Anderson, D. L., 1981. Preliminary reference Earth model, *Phys. Earth Planet. Int.*, **25**, 297-356.
- Kobayahi, N. & Nishida, K., 1998. Continuous excitation of planetary free oscillations by atmospheric disturbances, *Nature*, **395**, 357-360.
- Takeuchi, N., Geller, R.J. & Cummins, P.R., 1996. Highly accurate P-SV complete synthetic seismograms using modified DSM operators, *Geophys. Res. Lett.*, **23**, 1175-1178.

ローバによる地震波探査ミッションの提案

寺藺淳也((財)日本宇宙フォーラム)、市川誠(宇宙開発事業団)、
久保田孝(宇宙科学研究所)、黒田洋司(明治大学)、
佐々木晶、秋山演亮(東京大学)

Moonquake detection mission using a rover

Jun-ya Terazono (Japan Space Forum),
Makoto Ichikawa(National Space Development Agency of Japan),
Takashi Kubota (Institute of Space and Astronautical Science),
Yoji Kuroda (Meiji University), Sho Sasaki, Hiroaki Akiyama (University of Tokyo)

抄録 我々は、月の地下数 km~数十 km の構造を探るために、月面移動探査装置(ローバ)を用いた人工地震波探査ミッションを提案する。このミッションは、月の局地的な地質の理解を深めるためのものである。探査システムは、人工振動源を搭載したローバと検出装置を搭載したランダとの組み合わせが有力である。クレーター内部や海の平坦部、クレーター中央丘付近などが探査候補として考えられる。

はじめに

月に限らず、月・惑星の地下・内部構造は、天体の形成や進化を知る上で最も基本的な情報の1つである。しかし、内部構造を詳細に知るためには、フライバイやオービターでは難しく、着陸して探査装置を用いて調べることが必要になってくる。このような制約もあり、これまで(地球以外で)内部構造が調べられている天体は、月と火星に限られる。

月については、アポロにおける月震観測の歴史^[1]もあり、またごく最近では、Lunar Prospector による磁場観測などから、月のコアの大きさが推定されている^[2]。また、日本でも宇宙研で進められている LUNAR-A 計画において、自然月震の波形を調べることで、月の内部構造を把握しようとしている。

このようなグローバルな地下構造、すなわち、コアやマンツルの有無、その大きさなどが明らかにされてきたら、次の段階として、より局地的な地質構造、すなわち、数~数十 km スケールの地下構造(地殻中部~下部)を明らかにしていく必要があると思われる。地殻内の構造は、海や高地の成因に関する、地殻内部の不均一性などを知るために重要なポイントであり、月の成因や進化を知るためには、この点について探査を行うことが不可欠である。

地下探査の手法

月の地下を探る探査方法としては、地震波の他にもレーダ探査や地震波探査がある。このうちレーダ探査は、SELENE 計画におけるレーダサウンダー探査として実現する予定であり、これによって全体にわたる月の表層下部構造が明らかになる予定である。また、電気抵抗度を測定する探査も、地下構造の推定には有効であると考えられる。

しかし、地下構造の探査精度では地震波や振動を利用する方法が最も精度が高い。また、月は 14 日の昼夜周期を持つため、長期にわたる(月の夜を越す)ミッションを行う場合には、夜間にローバや装置の保温などを行うための機構が必要となる。これは必然的に探査機全体のリソースの増大につながる。

一方、月の自然地震は極めて小さい(深発月震で M1~2 程度、最大規模の浅発月震でも M3~4 程度)ものが多く^{[1], [2]}、短期間に地下構造を探査するためには自然月震は不適切である。そのため、人工的に振動を起こし、それを捉える、物理探査のアプローチが有効であると考えられる。

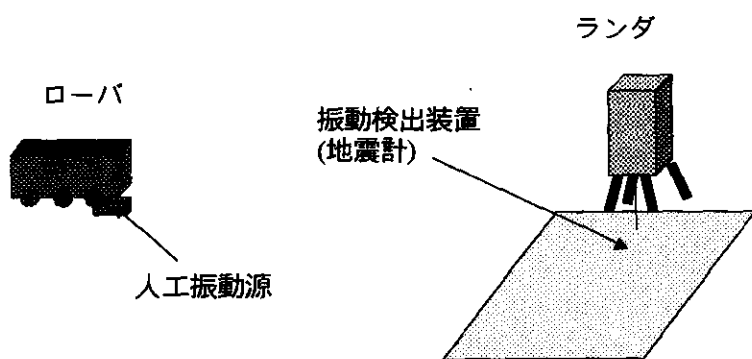


図1 ローバを用いた月地下探査の概念図

探査方法

探査方法としては、図 1 に示すように、人工振動源を搭載したローバと、振動検出装置(地震計)を搭載したランダという組み合わせがよいと思われる。ランダ側に振動源を搭載した場合、天文観測装置など、微細な振動を嫌う観測装置に影響が及ぶ可能性があると思われるためである。

る。

もちろん、ローバを 2 台搭載し、双方に人工振動源及び振動検出装置を搭載するという方法もあり得るが、この場合には双方の位置(距離)をどのように同定するかという問題が発生する。片方がランダとして距離が固定されている場合には、この距離測定の問題については多少条件が緩和できると思われる。

ランダの振動検出用センサは、地面へ密着させるため、表面の緩いレゴリスをまず最初に除去した上で設置することになる。地面に密着させることによって、振動をより正確に捉えることができるとともに、温度変化などの影響も低減することができる。

ローバはランダから数百 m~数 km 程度離れた時点で、人工振動源を稼働させる。この振動源には、地球の人工地震波探査で用いられる振動発生装置を極力小型化したものを使用する。この場合、発生する振動は極めて小さいが、同じ地点で同じような振動波形を連続して発生させることが可能であるため、観測波形をスタッキングすることによって信号を強めることが可能になる。このスタッキング処理された処理データを地球へ送信することにより、データ量の低減にも寄与することができる。

ランダとローバの位置関係は、ミッション期間で許される期間内において何度でも変更することが可能である。また、夜間は観測を中断し、ローバをランダ内に待避させる、あるいは夜

間の待機状態にすることになる。

探査目標

このようなローバ地下探査によって、特に次のような地域の地下構造を明らかにすることが可能になる。

・クレーター

クレーターの地下数 km 付近を探ることによって、クレーターの地下構造を明らかにする。これによって、クレーター下部の地質構造や、クレーター自体の構造を明らかにでき、クレーターの生成過程や、クレーター周辺の地質についての知見を得られる。特に、マスコンなどが問題になっているようなクレーターの場合には、いくつかの測線から探査を行い、その構造を平面的にも追跡できるようにする。

・アポロ着陸点付近

アポロ月震データ解析の障害の 1 つに、地表付近における強い散乱波の存在が挙げられる。これは、地下構造によって月震波がいろいろな方向に散乱されるためと解釈されているが、詳細な散乱機構などは明らかにされていない。地表構造を詳細に同定することによって、散乱の原因やその特定を調べることができる。また、アポロ着陸点付近で探査を行うことにより、アポロにおける人工月震波探査との比較も可能になる。

・海の平坦部分

海の下部構造(特に 10km 以下の部分)を推定することにより、海の溶岩の物質供給機構を探ることができる。海は非常に広いため、全体的な地下構造を探るためには、SELENE のレーダサウンダーの地下探査データと組み合わせることによる理解が重要であると考えられる。

・クレーターの中央丘付近

クレーターの中央丘には、衝突の衝撃によって地下(おそらくはマントル)から上昇してきた物質が露出している部分が存在する可能性がある。この物質の供給がどのような深さから、どのくらいの太さの供給源により運ばれてきたかによって、その物質の起源などを明らかにすることができる。

・断層地域

月には断層が走っているとされる地域があるが、これはアポロによる上空からの探査によって推定されているだけで、それが実際に断層なのかどうか、断層だとしたら正断層なのか逆断層なのか、といったことは明らかにされていない。これは、断層線をまたぐ測線を張ることにより、地下物理探査で十分に明らかにすることが可能である。

期待できる成果

ローバによる地下探査によって、次のような成果が期待できる。

- ・これまでのアポロ月震データでは明らかにできなかった、月の微視的スケールの内部(地表下

部)構造が明らかにできる。これまでの月震探査ではせいぜい地下数 km レベルの探査が中心であったが、システムティックな地下探査を行うことにより、より深い領域、具体的には地殻下部領域にわたる地下構造の把握が可能になる。

- ・月が現在の姿になるためのプロセスについて、検証するためのデータを提供する。特に、地殻内部の構造を明らかにすることによって、物質の不均一性、溶岩供給ルートなどを知ることができるようになり、海と高地の分化過程、溶岩の生成などの、月の誕生や進化に関する問題の解決に寄与することが期待される。
- ・将来の月利用のための基礎データとなる。地下構造はこれまであまり明らかにされてこなかった要素であり、特に将来的な月表層の利用において、大きな構造物を保持できるかどうかといった点は、地下構造を詳細に調べることによって検証できる。また、将来的な資源探査にも、地下情報が有用であると考えられる。

今後の検討

人工的な振動源を用いた継続的な地下探査は、月・惑星探査でもはじめてのアイデアであり、今後詳細な検討を必要とする。特に、人工振動源については、地球上で使われているものはいずれも大重量、大消費電力のものばかりであり、これをいかにに探査機へ搭載できるような小型軽量のものにするかがミッション成立のポイントになると思われる。

今後は、地震波の到達や検出など、より詳細な検討を行い、ミッションとしての成立性を探っていきたいと考えている。

謝辞

本発表にあたっては、ローバミッション検討グループ内での議論、検討が大いに参考になりました。この場を借りて、グループのメンバーに感謝致します。

参考文献

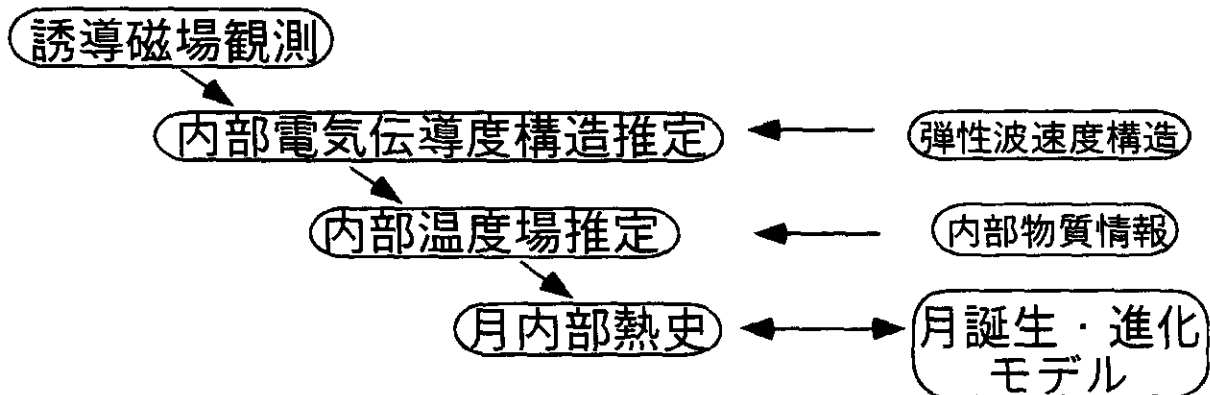
- [1] 藤村彰夫(1991)、月・惑星地震探査、地震、**44**、41-51
- [2] L. L. Hood (1999), Initial measurements of the lunar induced magnetic moment in the geomagnetic tail using lunar prospector data, In *Lunar and Planetary Science XXX*, Abstract #1402, Lunar and Planetary Institute, Houston (CD-ROM).
- [3] 寺藺淳也(1993)、月探査計画のための深発月震解析、修士論文

誘導磁場観測による月内部構造探査

綱川秀夫 (東工大)・渋谷秀敏^o (熊本大)・松島政貴 (東工大)・
横山由紀子 (能開大)・大志万直人 (京大防災研)・清水久芳 (東大地震研)・
糸田千鶴 (大阪短大)・船木實 (極地研)・小田啓邦 (地調) ^o 講演者

1. 概要

惑星間空間磁場の数 nT の変動に起因する月内部誘導磁場を、月面ランダー磁力計・ペネトレータ磁力計・月周回衛星磁力計によって同時観測して、データ解析をおこない月内部電気伝導度の1次元構造を推定する。目標としては、LUNAR-A や SELENE-2 であらたにえられると期待される月内部弾性波構造も合わせて解析し、電気伝導度構造の推定精度を一桁近く高めることとする。さらに、月内部構成物質の情報をも合わせて、月マントル温度1次元構造の推定精度を大きく高める。最近のジャイアントインパクト説による月誕生モデルでは、従来のモデルよりも極めて高い初期温度が予想され、当然その後の熱史が違ってくると思われる。したがって、現在の温度場推定から、月誕生・進化史に、これまでよりも強い制約を与えることができよう。



2. 従来の研究と問題点

これまでの月内部電気伝導度構造研究は、その大部分がアポロ 12, 15, 16 号での月面磁力計による観測とエクスポローラ 35 号による外部磁場観測とを使って解析した結果である。さらに、ほとんどの場合、月面観測は1点であり、エクスポローラによる観測磁場を外部磁場とし、月面上の1点での観測を外部磁場+誘導磁場と考えて解析した (e.g. Dyal et al, 1974; Schubert and Lichtenstein, 1974; Hood et al, 1982)。例外として、アポロ 15, 16 号月面磁力計2台と16号サブサテライト磁力計の3点観測がある(Dyal et al., 1976)。

解析結果から得られた電気伝導度構造モデルは、月が太陽風領域であるか地球磁気圏内であるかということ、月面観測点が日照時か日陰時かということ、電気伝導度層を何層に仮定したかということなどで、マントル電気伝導度が±1桁近く異なってくる (図2-1; Dyal et al, 1974)。このような月内部電気伝導度推定誤差の原因としては、次のようなことが考えられる。

- (1) 誘導磁場モデルの不正確さ
- (2) 外部磁場 (入力磁場) 推定の不正確さ
- (3) 小さな誘導磁場と少ない観測点
- (4) 内部構造のモデル化における弾性波構造情報の少なさ

月の外部磁場環境は、図2-2のように、大きく太陽風領域(70%)、地球磁気圏内(30%)にわけられる。太陽風中での誘導磁場観測は、誘導磁場が太陽風プラズマによって変形するので、その影響をモデル化することがおこなわれている(図2-3)。特徴としては、昼側ではプラズマが月表面まで吹き付けるので誘導磁場の磁力線は収縮する一方、夜側ではプラズマが月で遮蔽されて空洞ができるので誘導磁場が引き延ばされる。しかしながら、解析上適用されるモデルではプラズマの存在を仮定しないで変形を扱うモデルであった(e.g. Sonett, 1982)。また、観測点における月残留磁化起源磁場がプラズマによって圧縮されている可能性もあり(Dyal et al., 1974; Lin et al., 1998)、それらをどのようにモデル化するかはプラズマ観測の欠如もあって難しい。

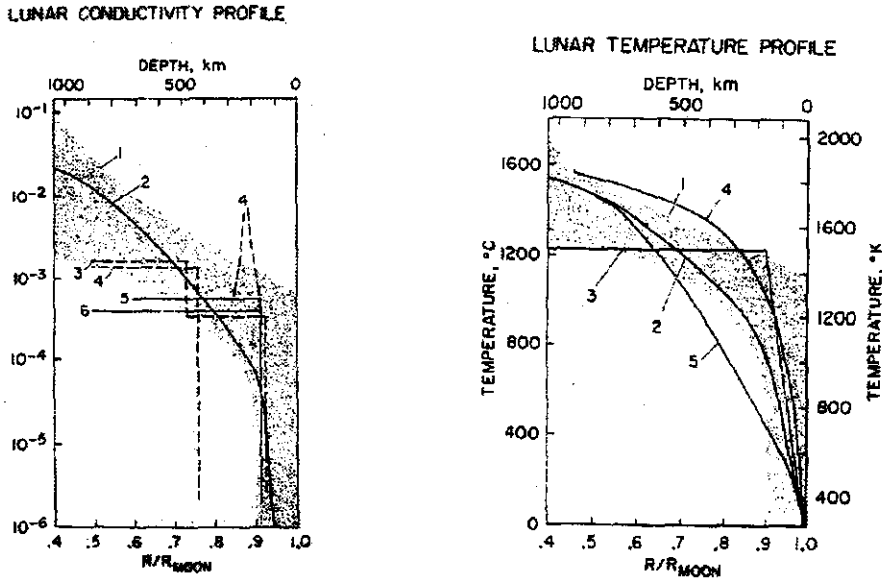


図2-1. 月内部電気伝導度構造(左)と温度場(右)の推定例(Dyal et al., 1974)

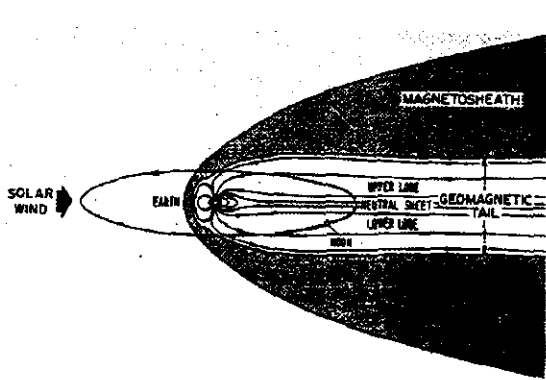


図2-2. 月の外部磁場環境。

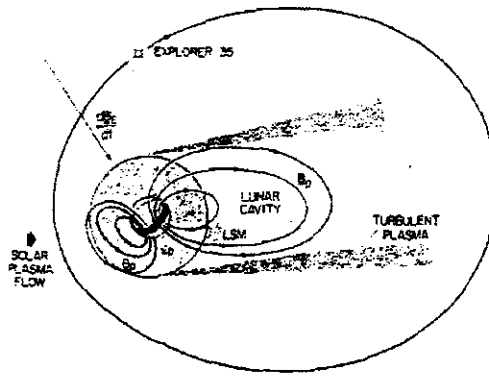


図2-3. 太陽風領域での月誘導磁場

その点、地球磁気圏尾部ローブ内ではプラズマ密度が太陽風領域より3桁近く小さいので、誘導磁場観測上はプラズマフリーと考えてもよい(図2-4)。月軌道では、地球磁気圏尾部に約15%滞在することになるが、そのうち1/3程度はプラズマシートと呼ばれる領域にはいつてしまうので、実際には10%程度の割合がプラズマフリーの状態になる。解析上の不確定さを除去するためには地球磁気圏尾部での誘導観測が望ましいが、このように観測期間が短いという不利な点が生じる。また、ローブ内でも月周辺で磁場勾配等が存在する可能性や磁場変動伝搬速度の問題があり、周回衛星による外部磁場観測と実際にインプットされた磁場との間の不

正確さが残る。

以上、観測領域の違いによる誘導磁場観測上の利点、不利な点を表 2-1 にまとめる。

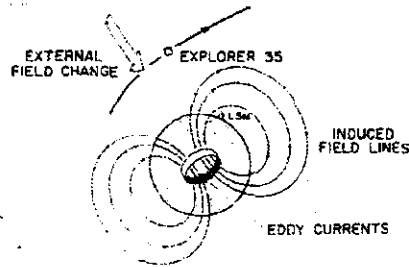


図 2-4. 地球磁気圏尾部での月誘導磁場。

表 2-1. 月周辺磁場環境と誘導磁場観測

	太陽風領域	地球磁気圏尾部ロープ中
利点	70%の滞在期間 磁場変動振幅 ≤ 50 nT	プラズマフリー
不利な点	プラズマによる誘導磁場変形	10%の滞在期間 磁場変動振幅 ≤ 10 nT

3. 観測案と問題点

3-1. 多点同時月面観測 (図 3-1)

ロープ中で月面多点同時観測ができると、観測磁場の空間分布から外部起源磁場・内部起源磁場の分離ができ、観測磁場の時間変化(周波数分布)から月内部電気伝導度構造の推定ができるという利点がある。これによって、外部磁場推定の不確定さがかなり除けるものと思われる。

例えば、方向が変化する一様磁場で外部磁場を近似すると、最低3観測点で内外分離ができる。機器ノイズや内部構造不均質の影響を考慮すると、実際には5~6観測点でS/N比を向上させる必要がある。このような観測には、ランダー磁力計とペネトレータ磁力計が必要となる。この場合、3成分磁力計で観測することが望ましいが、水平成分と鉛直成分を含む独立2成分の磁場測定でも理論的には解析可能である。ペネトレータ磁力計では省電力化をはかることが必須であり、そのためには2成分観測が現実的と思われる。したがって、多点同時観測用磁力計は、3成分センサをのせて2成分動作とし、残りの1成分のセンサは冗長系とする(重量増は少ない)。センサ駆動用エレキは2系統にして、3センサのうち2センサを使うように切り替えればよい。また、磁力計センサの衝撃実験(開発報告書1997,1998)から、衝撃後はセンサの感度が若干変化する可能性があり、ペネトレータ磁力計には感度校正用コイルが必要となる。

稼働時間は月の1公転中に約2日間である。外部磁場を周回衛星または孫衛星でモニタし、プラズマシート中に入り磁場擾乱が著しいときには月面磁力計をオフにするコマンドを送ることができれば、実質稼働時間が短くなりバッテリー寿命を延ばすことができる。

3-2. 月面1点観測+2点外部磁場観測 (図 3-2)

シンポジウムでは発表をしていないが、ペネトレータ磁力計を使わないで誘導磁場観測を行

う例を参考までに付記しておく。この場合には、周回衛星とサブサテライトに磁力計を搭載し、その2点で外部磁場の勾配と位相速度をモニタして外部磁場の推定精度を上げ、ランダー磁力計観測結果をあわせて月誘導磁場解析をおこなう。常時観測を基本とし、太陽風領域内・磁気圏ローブ内とも誘導磁場観測を行う。磁力計はいずれも3成分観測とし、周回衛星・サブサテライトはスピン衛星でよく、月磁気異常の影響を避けるために少なくとも200km以上の高度がよい。また、ランダー磁力計は、太陽風領域の時に発生する月面リムでのプラズマ乱流の影響をさけるために、できるだけ低・中緯度地域の設置がよい。

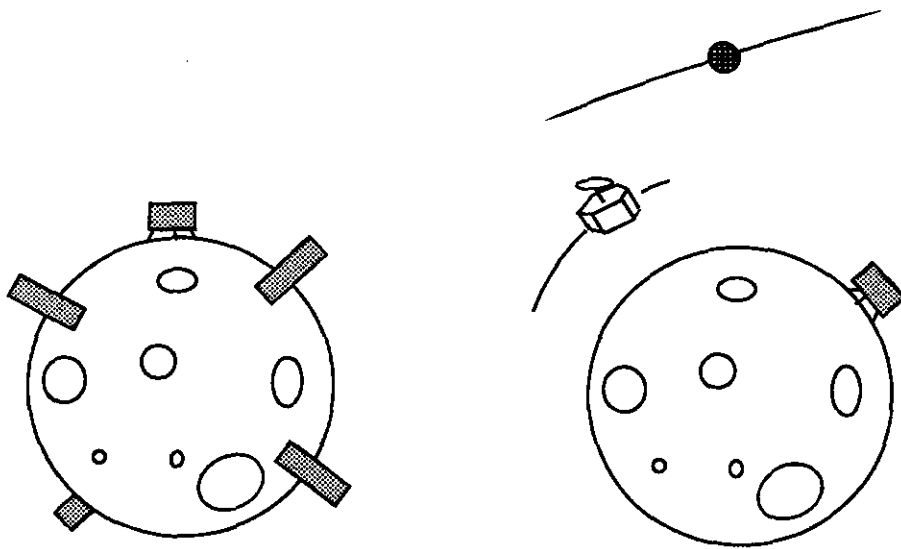


図3-1. 月面多点同時観測

図3-2. 2点外部磁場観測+月面ランダー磁力計

4. 観測機器仕様の検討

磁力計本体については、ベネトレータ、ランダー、周回衛星とも全て3成分磁力計である。ただし、多点月面観測用磁力計では電力セーブのために2成分動作として、1成分のセンサは冗長系とする。1秒間隔の観測で、精度0.1nT、メモリは周回衛星1周の約2時間分がストアできればよい。リソース見積もりとしては、重量2kg以下、消費電力1W以下が目標である。この仕様の場合、ベネトレータ磁力計用バッテリー容量は運用1年間で24Ahとなり、まだ大きめであるので省電力化をさらに進める必要がある。磁場観測ではEMCの問題があるが、誘導磁場観測では変動成分だけが対象なので、EMC条件を比較的緩くできる。

以下に、各磁力計の新規開発要素と問題点を述べる。

4-1. ランダー磁力計

問題は電力とEMCである。ただし、もしローブ中のみ運用する場合で月表側に着陸するのであれば、夜側のときには運用しないことになり保温のみになる。保温対象はエレキだけでよく、従属熱制御となる。また、観測しないときにはセンサヒータを使用しなくてよい。EMCについては、センサをアンテナ先端などにつけてできるだけ本体から離すようにする。

4-2. ベネトレータ磁力計

問題は、耐衝撃性と電力である。このうち耐衝撃性については、実験結果から推察すると、それほどおおきな感度変化はないようなので、校正用コイルをとりつけられればよいであろう。電

力の問題はバッテリー重量とからんでクリティカルであり、0.5W 以内におさえないと成立が難しいかもしれない。そのためには、センサの磁気特性を改良することも必要であろう。さらに、センサアライメントをどのように知るかという問題もある。月震計の方から教えてもらえるのではないかと期待するが、無理な場合には2成分計測でときどき駆動センサを入れ替えて測定し、外部磁場モニタデータやランダー磁力計データと比較して推定することを検討する。

4-3. オービター磁力計

従来とほぼ同じにできるので、新規開発要素はほとんどないと思われる。

表4-1. 誘導磁場観測用磁力計仕様まとめ

	ランダー磁力計	ペネトレータ磁力計	オービター磁力計
重量	< 2kg	< 2kg	< 2kg
消費電力	< 1W	< 1W	< 1W
精度	0.1nT	0.1nT	0.1nT
分解能	16bit ADC	16bit ADC	16bit ADC
サンプリングレート	1Hz	1Hz	1Hz
メモリ	30KB	30KB	100KB
耐衝撃性	TBD	5000G	TBD
センサ取り付け方法	通信用アンテナに取り付け	ペネトレータ内に設置	2-3m マストか通信用アンテナに取り付け
EMC 条件	DC 磁場 < 1000nT@sensor DC 磁場安定度 (階段状変化および周期 1 秒~ 1 時間) < 0.1nT@sensor		

6. まとめ

本提案では、月マントルの電気伝導度構造と温度構造を推定するサイエンスを中心としている。月内部構造は LUNAR-A や別提案の SELENE-2 月震計観測で弾性波分布が明らかにされるであろうが、本観測ではそれら弾性波速度構造とは別の月内部構造・月内部物性情報を与えることができる。月には地球の海など高電気伝導度物質が表層に分布していないこと、月固有の電離層・大規模磁場が存在しないので月内部起源誘導磁場が観測しやすいこと、などから誘導磁場観測による月探査は地球の場合より容易である。アポロ以後は月面磁力計によるデータの蓄積がないこともあり、本提案を是非とも実現したいと考える。

(主な参考文献)

- Dyal et al. (1974) Rev. Geophys. Space Phys., 12, 568-591.
 Dyal et al. (1976) Proc. Lunar Sci. Conf. 7th., 3077-3095.
 Lin et al. (1998) Nature, 281, 1480-1484.
 Schubert and Lichtenstein (1974) Rev. Geophys. Space Phys., 12, 592-626.
 Sonett (1982) Rev. Geophys. Space Phys., 20, 411-455.
 綱川秀夫、渋谷秀敏(1997) 地球惑星観測用搭載機器基礎開発報告書, 15, 40-49.
 綱川秀夫、渋谷秀敏(1998) 地球惑星観測用搭載機器基礎開発報告書, 16, 1-10.

ペネトレータ、ランダー、ローバーによる月探査 ～XRF/XRD等による地質鉱物探査～

岡田達明、加藤 學 (宇宙科学研究所)

1. はじめに

セレーネの「月の科学」が目指す、月の起源・進化を解明するための基礎情報を取得するという目的を継承する方向性で、次期月探査計画の基本構想を述べる。さらにX線蛍光・回折分析や、 γ 線分析による月の地質鉱物探査について、セレーネ/XRSグループが貢献できる観測の内容と手法について検討した。

月探査の手法は主に、アポロやルナに代表されるサンプルリターンによる精密な物質分析と、アポロや最近のクレメンタイン、ルナープロスペクタに代表されるリモートセンシングを2本柱として行ってきた。結果として数多くの発見や知識・情報の蓄積がなされた。しかし、月隕石の分析結果によればサンプルリターンされた試料が必ずしも月の代表物質ではないことが示唆されている。また、リモートセンシングについても、観測機器の種類や性能、探査機の軌道や観測期間の制約によって、空間分解能や測定精度について十分な情報が得られたとは言えない。

日本の月探査はペネトレータを用いて月のコアのサイズなど内部構造を探るルナーAでスタートした[1]。これは過去の惑星探査の手段・対象とは異なる新しい方向性をもつ。月の内部構造の直接的な情報が得られるだけでも科学的には大きな前進である。しかし技術的制約からペネトレータの搭載本数は2本のみであり、月の内部構造の決定精度に大きな不確定性が残ることは否めない。

大型月探査計画は、これらの科学的知識・情報の不足を補い、かつ独自性をもって月の科学の進歩に貢献すること、また月・惑星探査に応用する技術開発を促進し、月利用に発展させることを目的の基幹とする。その1号機のセレーネは、惑星探査で一般的に行われるほぼ全ての観測項目にわたって高性能な観測機器を搭載し、月面全域のグローバルマッピングを行う[2]。これは観測項目の多様さ、各観測の空間分解能や精度、

対象観測領域について現在達成し得る最高レベルのデータベースとなる。軟着陸の実験も行うので、今後の月・惑星探査の手段を拡充できる。次期月探査では、オービタ、ペネトレータ、ランダーなど日本のもつ惑星探査技術を投入して、セレーネでは対象外となった月の科学の基礎情報を取得する探査計画が期待される。

2. セレーネ2 ミッションの構想

2-1. 次期月探査の科学目標と観測項目

次期月探査として、セレーネの「月の科学」の継承を基本方針にする旨述べた。図1は観測情報から現在の月を物質的・構造的に理解し、月の進化や起源の研究に繋げる過程を示す模式図である。ルナーAやセレーネの後継として期待すべき観測内容は、月の内部構造の詳細な探査と、月の未知領域や内部物質の地質鉱

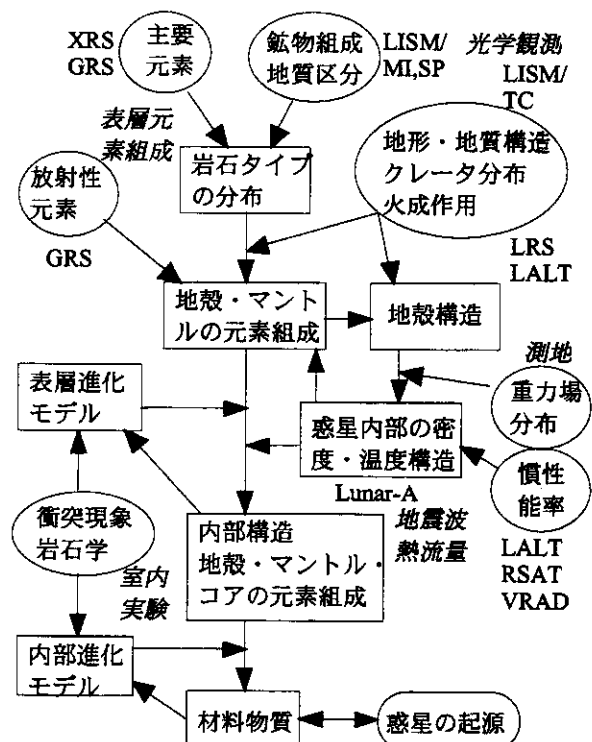


図1 惑星探査による観測データと惑星の内部構造および進化・起源モデルとの関係。関連するセレーネ搭載機器の名称も併記した。

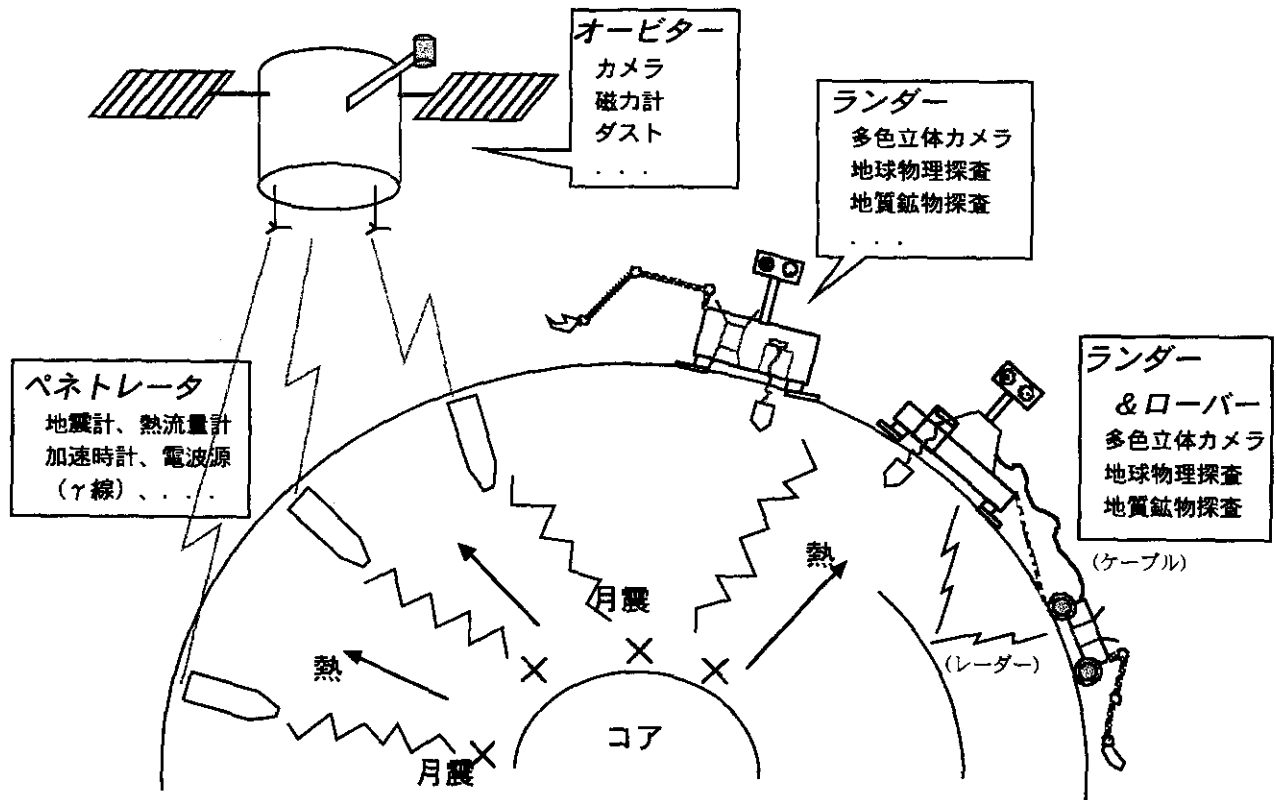


図2 次期月探査ミッションの基本構想。ペネトレータ、ランダー、さらに技術的に可能ならローバーも用いて月の内部構造探査、科学的に重要な地点でのその場での地質鉱物探査を行う。オービターでそれらの運搬、データのリレーなどを行う。

物分析が2本柱となるだろう。前者は、月の起源の解明にとって重要な親鉄元素が月のコアに吸収された程度を知る手がかりになる月のコアのサイズと化学組成の探査、月の熱史を探る手がかりになるマントルの平均的組成（特にマグネシウム数）と異方性の探査、地殻の形成過程や火成活動の程度、二分性の原因を探るのに重要な地殻とマントルの境界の深さ分布の探査が主な対象となる。観測手法にも地震波探査のほか、電磁感応、測地学的手法、また熱流量測定などがあり、総合的な観測が必要である。一方の地質鉱物探査では、月地殻の初生物質の調査のために典型的な高地物質の分析、隕石衝突によって地下物質が析出するクレタ中央丘の物質の分析、地殻下部やマントル由来の物質が露出すると考えられる南極エイトケン域やチオルコフスキークレタやピカールクレタなどの物質の分析（特に、危難の海の中にあるピカールクレタはMg/Siが周囲の玄武岩よりも多いことがアポロ蛍光X線観測で分かっている[3]）、アリストアルコスやプラトーなどの地域で見られる火成作用に伴って噴出した物質の分析などである。地質鉱物分析はもちろん、サンプルリターンを行って地球の実験室で高性能な装置を用いて行うことが理想であるが、次期月探査の段

階での実現性は低く、その場での分析が適当だろう。基本的な鉱物の観察、分光、X線蛍光・回折分析は最低限行い、余裕があればγ線計測や質量分析も行うのが望ましい。

2-2. ミッションの基本構想

このような観測項目を実現するには、オービタ、ペネトレータ、およびランダーを用いる総合的な探査計画が必要になる。その概念図を図2に示す。数本のペネトレータには地震計、熱流量計、周波数安定の高い電波源などが搭載されており、ネットワーク内部構造探査の中核をなす。可能ならば小型γ線分光計も搭載し、月面の複数点での放射性元素や主要元素の存在度も調べる。ランダーには、耐衝撃性の問題でペネトレータに搭載が困難な長周期まで測れる広帯域地震計などを含む地球物理探査パッケージ、着陸点付近の土壌分析をその場で行う地質鉱物探査パッケージなどが搭載される。周辺地域を観測するマルチバンド立体カメラも搭載する。図2には、ランダーにローバーを搭載する場合も示してある。オービタとランダーで行う電磁感応の観測もコアのサイズや月の内部温度構造探査として有意義である。

3. ランダー／ローバーを用いた月面での探査

次期月探査の基本構想のうち、ランダー／ローバー探査について詳しく見る。図3(a)にランダーのみ利用の場合、図3(b)にローバーも利用する場合の搭載観測機器の構成案を示す。ランダー探査では、着陸点を巧く選ぶことで、リモートセンシングでは得られない高精度・高分解能な物質情報が入手できる。地球とランダーの通信を考慮し、着陸候補地として現実的な場所を月の表側から選ぶと、南半球の高地領域、アリストアルコスやプラトーなどの火山性物質が噴出している場所、コペルニクスクレータなどに見られる中央丘、およびピカールクレータなどマントル物質の露出の可能性のある場所である。これらの地域で地球物理的観測、地質鉱物的観測の両方を行う。特に後者は1点ではなく1m以上離れた数点から試料を採取して土壌分析を行ったり、鉛直方向の物質分布を調べるために、マニピュレータや掘削機を用いた試料採取を行う。搭載重量に余裕があれば、地中レーダによる表層直下の構造探査、レゴリス物性の探査も行う。

月・惑星ローバーは日本では未経験の技術であるが、地質鉱物探査の対象領域を1点から周辺地域にまで拡大する強力な手段となる。ローバーを使用するメリットはそのほか、目標地点へ移動できること、複数の地質ユニットにまたがる探査ができること、それに伴って数10m～数kmと空間分解能の劣るリモートセンシングで得られる情報との対比が可能になること、などである。この場合、地質鉱物探査パッケージはローバーに搭載し、移動しながらその場で分析を行う。ローバーを利用した電波レーダーや応答特性による表層直下の構造探査も興味深い手法である。

4. 地質鉱物探査パッケージ

ここで、地質鉱物探査パッケージの具体的な提案を行う。これは地質鉱物調査で最も基本的な1次分析手段である顕微鏡観察、可視近赤外分光、X線蛍光、X線回折をその場で行い、構成物質のソイルの形状やサイズ分布、光学的特徴から宇宙風化や衝撃による変質や損傷の程度、主要元素組成および鉱物組成を調べる機能を想定している。図4にその概念図を示す。測定

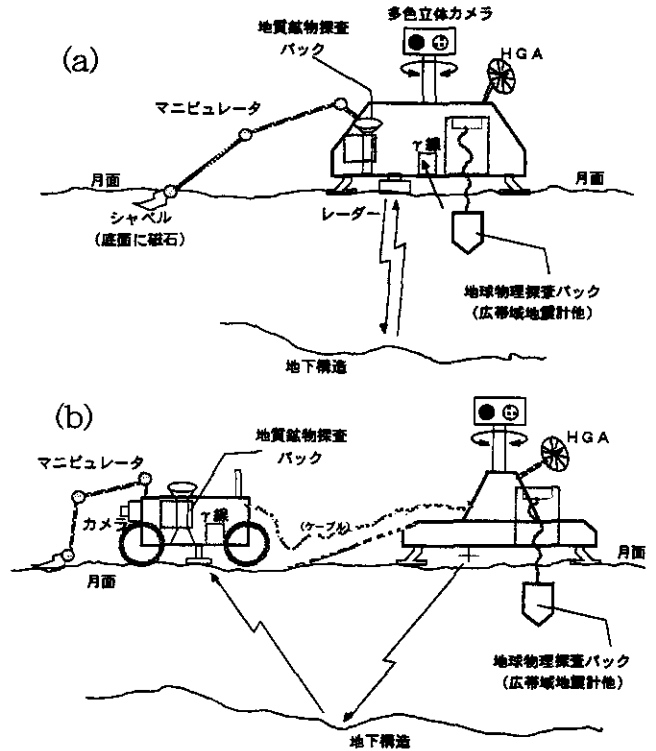


図3 ランダー／ローバーを用いた探査の概念図。(a)ランダーのみ利用、(b)ローバーも利用する場合、について示してある。

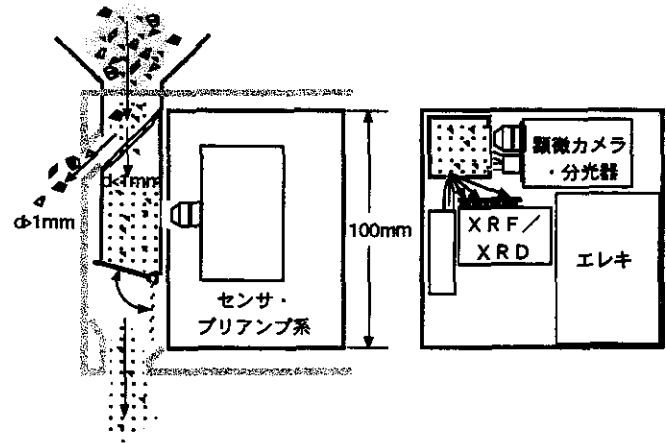


図4 鉱物探査パッケージの概念図。マニピュレータで取り込んだ月面試料のうち、粒径1mm以下のものを篩分けして試料室に取り込み、顕微鏡観察、可視近赤外分光で鉱物の形状、サイズ、色を調べ、さらにX線蛍光・回折(XRF/XRD)で元素組成、鉱物組成を調べる。

系の簡略化のため、測定対象は岩石ではなくレゴリスのソイルとする点に注意されたい。月レゴリスは10μm以下から数mmサイズまで化学組成が均質なため[4]、サイズ分別による影響は小さいと考えられる。マニピュレータで採取された試料のうち直径1mm以下のものを抽出して試料室に取り込み、4種類の分析を行う。顕微カメラはオートフォーカス機能を付け、試料の個々の粒子の形状や特色まで判別できる分解能

で画像データとして取得する。また、その光学系で一部の光を取り出し、可視から近赤外域までの分光計測を行う。更に、X線を照射してのX線蛍光・回折分析を行う。地質鉱物探査パッケージは当初からローバーにも搭載することを考慮しているため、小型・軽量型を基本にしている。センサ系のサイズが約 100mm 程度、重量は約 1kg で検討している。

5. CCD を用いた XRF/XRD と月面物質探査

地質鉱物探査パッケージに搭載するX線 CCD を用いたX線蛍光・X線回折分析器 (XRF/XRD) の構成案を図5に示す。X線蛍光分析は物質の主要元素組成の定量分析を行う一般的な手法である。X線源からX線の照射を受けた物質から放射される、構成元素に固有のエネルギーをもつ輝線X線を分析することで物質の主要元素組成が得られる。パイキングやベネラなど過去の惑星探査では低エネルギー域用 (主に Mg, Al, Si, Ca, Ti 等) に Fe(55)、高エネルギー域用 (主に Ca, Ti, Fe 等) に Cd(109)、Cm(244)や Pu(238)等のX線源が利用され、多くの主要元素の存在比を調べた[5,6]。X線回折法は物質の鉱物組成を調べる一般的な手法である。単色X線の光線を照射すると、結晶面間隔を反映する特定の回折角方向にコーン状にX線が散乱されるので、その回折角パターンの特徴から結晶構造の特徴、すなわち鉱物組成が得られる。X線回折は過去の惑星探査で実施されたことがないが、その理由は適したセンサが無かったためである。今回提案する

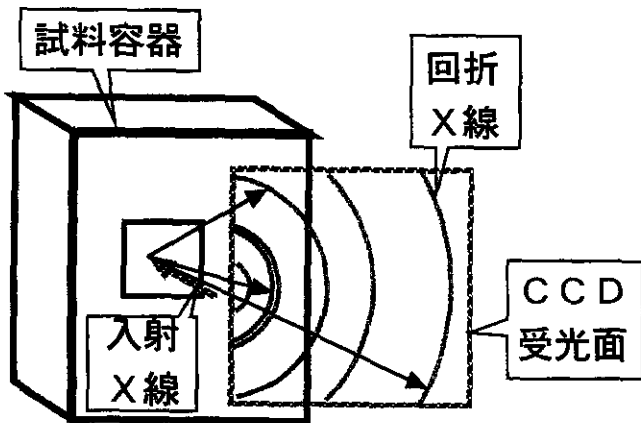


図5 X線蛍光・回折分析器 (XRF/XRD) の概念図。100万画素のX線用 CCD を蛍光X線のエネルギー波高分析、および背面反射法による回折X線の回折パターンの画像取得に用いて、採取試料の主要元素組成、鉱物組成を調べる。

XRF/XRD は、セレーネ用蛍光X線分光計 (XRS) のプロトモデルで行ったロケット実験 (S310-28 号機) で使用した新規開発の1インチ角、百万画素のX線 CCD を用いる[7]。フォトンカウンティング方式でX線光子のエネルギー分布を調べて元素定量分析を行う。またピンホールカメラ背面反射法の原理により、X線回折パターンを画像として取得することで鉱物組成を調べる。回折のパターンを円弧状に採ることで、通常のゴニオメータに比べて、粒子サイズの粗さによって生じる回折パターンの滲みや欠陥を減らすことと、有効検出効率を向上させることに大きなメリットがある。搭載場所の温度・電磁環境にも依存するが、原子番号6~40までの元素の定量分析、数%以上存在する鉱物の同定が可能になる[8]。

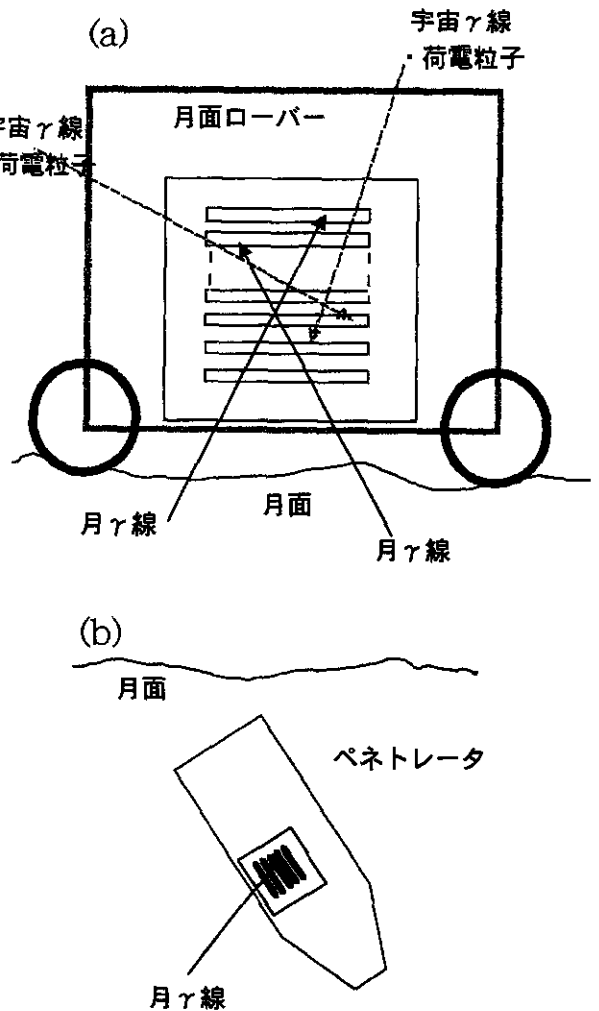


図6 小型の板状固体センサ (CZT、CdTe など) を重ねて有効吸収効率を向上させたγ線分光計で、主に放射性元素の存在度と、主要元素の組成について調べる。(a)はローバーに搭載する場合、(b)はペネトレータに搭載する場合の概念図。

6. 小型 γ 線分光計による放射性元素の探査

放射性元素 (K,U,Th) の存在度は、月地殻中の放射壊変による熱源の量の指標であり、地殻熱流量のうちマントル起源のものと地殻起源のものを分離するための情報として重要である。また、これらの元素は岩石の固液相分離に際して選択的に液相に入るため、その存在度は月地殻の形成過程における物質分化の程度、また揮発性に富む K と難揮発性の U や Th の存在比 (K/U) は月形成時の高温化に伴う揮発性元素の蒸発の程度を示す指標となる。放射性元素の探査は γ 線分光観測が適する。そこで γ 線分光計をランダーやローバーに搭載して着陸点周辺での分析を行うことを提案したい。また、ペネトレータに搭載することができれば科学的に重要だが軟着陸が困難な地点も観測対象となり、さらに1回の探査計画で複数の地点の計測を行うことができる。そのためには小型・軽量の γ 線分光計の開発が必須である。そこで γ 線の吸収断面積が Ge の4~5倍の CdZnTe や CdTe を用いた、15mm 角、厚さ 1~2mm のチップをラメラ状に 10 枚程度重ねたものを提案する。検出エネルギー域は 0.5~3MeV を目標とし、放射性元素を主な観測対象とする。そのほか岩石タイプの推定が可能な程度に主要元素の分析も行う。高い吸収効率をもつセンサー材料を使うことで、実効的な厚みを減らすことができ、センサの小型化をする。薄いチップを利用することでセンサの入手性が向上すると同時に、バイアス電圧が 100V 程度で済み、高圧電源の搭載上、運用上の難点を解決する。また、月起源の γ 線は必ず最も月面側のセンサから入射すると考えて良く、その他の方向から入手するガンマ線や荷電粒子等のバックグラウンドの除去を効果的に行うこともできる。

7. まとめ

次期月探査 (セレーネ 2) の科学ミッションの構想について、セレーネの「月の科学」の目標を継承する方向で検討を行った。月の内部構造探査と、未調査地域や内部物質の露出する地域を選んで行うその場での地質鉱物探査とを、2本柱として行うことが適当と考えられる。また、日本の惑星探査技術をフルに投入し

て、オービタ、ペネトレータ、ランダー/ローバーを用いる探査計画が、科学目標の達成には必須である。

搭載観測機器は小型・軽量化に努め、科学目標に沿ってパッケージ化を奨励する。それは重量リソースの余裕につながり、結果として探査計画を柔軟に組み立てることを可能にするほか、将来の月・惑星探査への応用性も高めることになる。特に、地質鉱物探査パッケージでは、物質の1次分析として必須と考えられる顕微鏡観察、可視近赤外分光、X線蛍光・回折をひとつのパッケージとして組み、センサ系の重量を 1kg 程度に抑える。X線センサは S310-28 号機でも宇宙使用の実績のある X線 CCD を、X線の分光および撮像用センサとして用いる計画である。また、放射性元素の測定用に CdZnTe や CdTe など常温稼働のセンサを多重型にした小型の γ 線分光計を開発し、それをランダーやローバー、さらにはペネトレータに搭載することも検討した。いずれも探査計画の具体化と実現に向けて、今後とも基礎開発や概念検討を進めてゆく必要があるだろう。

参考文献

- [1] Mizutani, H. et al., *J. Phys. Earth*, **43**, 657-670, 1995.
- [2] Kato, M. et al., accepted for *Adv. Spac. Res. (Proc. for 32nd scientific assembly of COSPAR:B0.3 The Moon, held in Nagoya, in July, 1998)*.
- [3] Andre, C.G. et al., In *Mare Crisium: A view from Luna 24* (ed: R. Merrill, Pergamon, NY), p.1, 1978.
- [4] McKay, D.S., et al., Chapter 7 in *Lunar Sourcebook* (eds: Heiken G.H. et al., Cambridge), 285-356, 1991.
- [5] Clark, B.C. III, et al., *J. Geophys. Res.*, **82**, 4577-4594, 1977.
- [6] Surkov, Y.A., et al., *Proc. 13th Lunar Planet. Conf.*, (*J. Geophys. Res.*, **88**, Suppl.), A481-A493, 1983.
- [7] 白井 et al., 科学衛星・宇宙観測シンポジウム集録, 7, 79-82, 1998.
- [8] Vaniman et al., *J. Geophys. Res.*, **103**, 31,477-31,490, 1998.

γ線による月表面の元素分析

柴村英道（埼玉衛生短大）、
長谷部信行、小林正規（早大）、
大竹真紀子、杉原孝充（NASDA）

目的

現在セレーネ探査機の次のミッションにおいて、月着陸船とローバーによる月探査が検討されている。本提案はローバーにガンマ線検出器を搭載し、月の低・中緯度領域と南北の極域でガンマ線測定を行い元素組成を調査しようとするものである。通常地球上では土壌からはK、U、TIなどの天然の放射性原子からのガンマ線が放射される。月面ではこれに加えてO、Mg、Al、Si、S、Ca、Ti、Feなどの原子からの宇宙線による誘導ガンマ線が放射される。従ってガンマ線測定によりこれらの元素を定量・マッピングする事ができる。

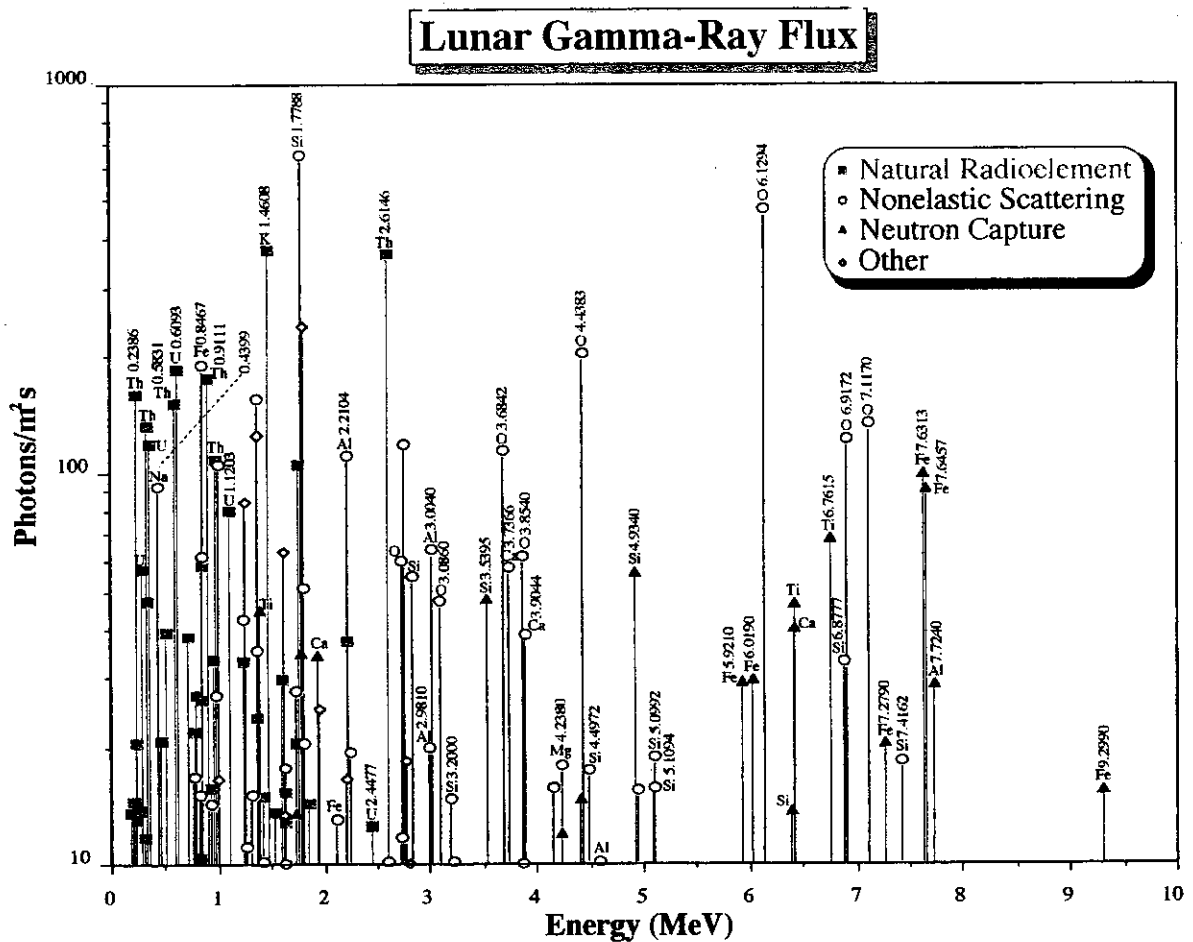


図1 月面で検出の見込まれる主要なガンマ線のエネルギーとフラックス

月面で通常期待されるガンマ線のエネルギーとそのフラックスを図1に示す。これらのガンマ線は物質の透過力が大きく、通常の月地殻では数10 cmの距離を通過する。従ってローバーに搭載したガンマ線検出器ではその周囲数10 cmの空間の平均的な元素組成を測定することができる。現在 Lunar Prospector 探査機が月周回軌道において観測中であり、南北の極域で氷の存在を見いだしたと発表した。また、月面全面をより高い精度で、より多様な手段で遠隔探査しようとするセレーネ計画が進行中である。そこではガンマ線についてもエネルギー分解能の優れた高純度ゲルマニウム検出器による月全面の元素マッピングも予定されている。このときの空間分解能は数10 kmである。本提案はこれらの探査に引き続き特定の箇所での元素組成を数10 cmの空間分解能で調査するものである。本提案は以下の(A)(B)の二つから成り立っている。

(A) 低・中緯度領域におけるマッピング

ローバーに高圧キセノンガンマ線検出器を搭載し元素分布のマッピングを行う。クレーター辺縁の地殻深層が露出している場所、溶岩の流れた箇所などでマッピングをおこない地殻の進化の手がかりを得ることを目的としている。また、地上で非破壊検査にも用いられるガンマ線の性質を用いて、質量分析などの岩石資料の選択するとき非破壊で内部の情報を得る、あるいはボーリングなどの調査を行う場所の選定にあらかじめ地中の元素組成を知ることなどにより役立てることも考えている。

(B) 南北の極域における氷の存在箇所の決定

ローバーに高純度ゲルマニウム線検出器を搭載し元素分布のマッピングを行う。Lunar Prospector の中性子探査により月の南北の極域で中性子の減速が著しいことが見いだされた。このことは、極域に多量の中性子に対する減速材があること、通常は水素—従って氷の形態での水—が存在するためであるとみなすのが最も自然である。Lunar Prospector チームは極域に極めて多量の水があると発表した。発表された量の水があればセレーネのガンマ線測定により水素の同定と定量を高い確度でできる。このときの空間分解能は数10 km程度であるが、水は永久日陰の領域にのみ存在しうると考えられるので、實際上その存在する領域はクレータの内部などのもっと狭い範囲に限定される。本提案はこの氷の存在しうる候補地をローバー搭載の高純度ゲルマニウム検出器で探査し、数10 cmの空間分解能で水の同定と定量を行うものである。この方法では氷の表面が多少レゴリスなどで覆われていても同定と定量が可能である。

検出器

図1に示されるように月面では多数のガンマ線のラインが放射される。これらを分離同定するためにはできるだけエネルギー分解能の良いガンマ線測定器が望ましい。通常ガンマ線検出器としてはアポロ探査機やLunar Prospectorに搭載されたヨウ化ナトリウムに代表されるシンチレータ検出器と、セレーネ計画で搭載予定の高純度ゲルマニウム検出器が一般的である。これと本計画で予定している高圧キセノン検出器のエネルギー分解能などの特徴を以下にまとめる。

検出器	エネルギー分解能	動作温度範囲
ゲルマニウム検出器	2 keV @1.33MeV γ 線	120 K程度以下
ヨウ化ナトリウム	~50 keV @0.66 MeV γ 線	室温付近
高圧キセノン検出器	10~20 keV @0.66 MeV γ 線	250 K~370K

これから分かるように性能はゲルマニウム検出器が最も優れているが動作温度範囲の点で問題がある。高圧キセノン検出器は、分解能の点では性能はゲルマニウム検出器とヨウ化ナトリウム検出器の間であるが動作温度範囲が広いという特徴がある。これらの点を考慮して本提案では以下の構成をとる。

(A) 低・中緯度領域におけるマッピングには50気圧のキセノン充填した高圧キセノンガンマ線検出器を用いる。これは、ローバー上の温度環境は相当厳しいものと考えられるが、高圧キセノン検出器は極めて広い温度範囲で動作することができること、またエネルギー分解の点でも主要な元素の分離が期待できることのためである。

Comparison of energy spectra between HP-Ge and NaI(Tl).

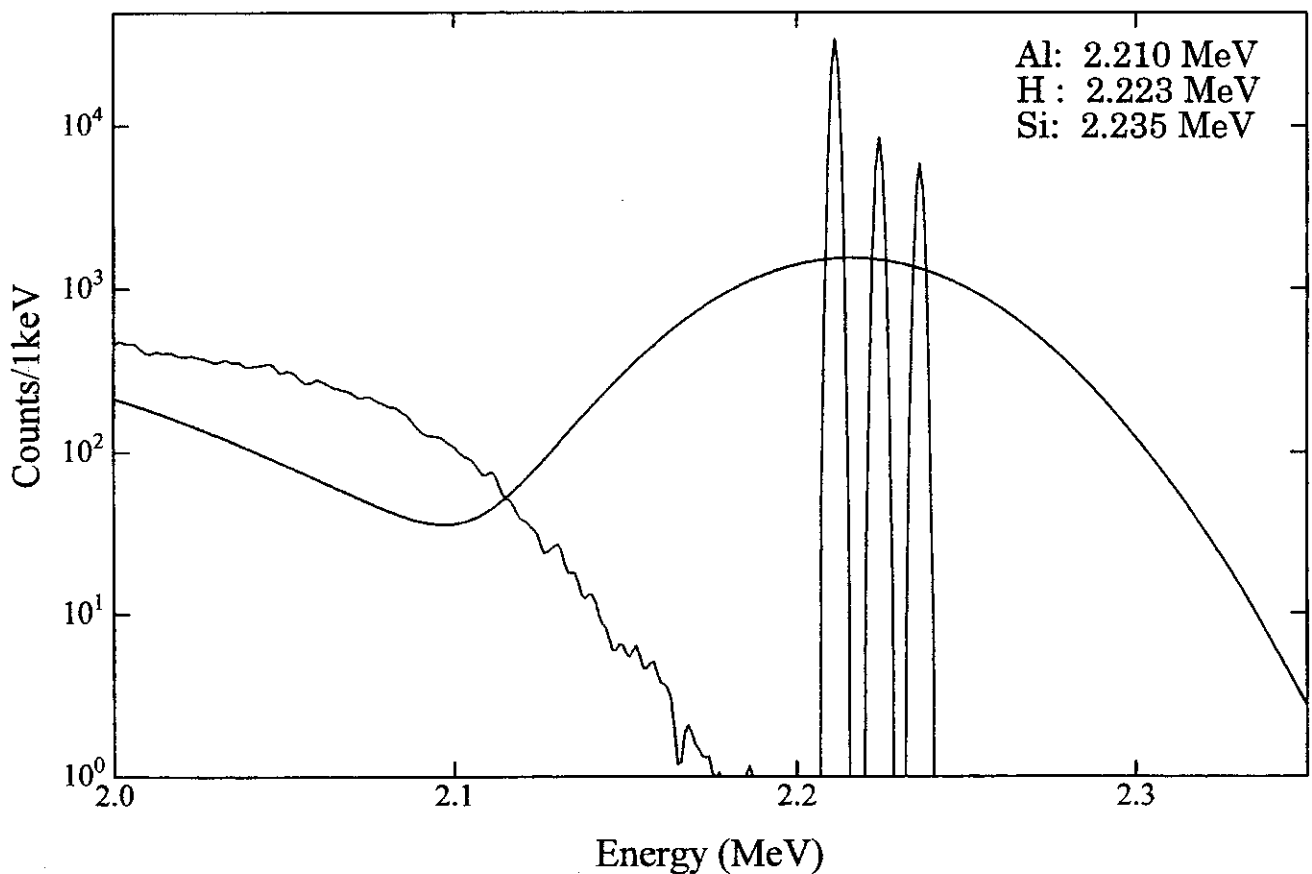


図2 ゲルマニウム検出器、ヨウ化ナトリウム検出器による水素、Al、Si からのガンマ線のシミュレーションスペクトル

(B)南北の極域における氷の存在箇所の決定には高純度ゲルマニウム検出器を採用する。水素からの2.223 MeVのガンマ線の近傍にはAlからの2.210 MeVのガンマ線とSiからの2.235 MeVのガンマ線が存在する。これらのガンマ線は水素のガンマ線を定量する上での妨害となる。妨害の中で水素のラインを分離・定量するためには、前述のエネルギー差 12、13 keVに比べて十分高いエネルギー分解能を持つ測定器が必要になる。図2に月面に水、Al、Siが同程度存在するとしたときの、高純度ゲルマニウム検出器及びヨウ化ナトリウム検出器で得られるエネルギースペクトルのシミュレーションを示す。図から分かるようにエネルギー分解能が50 keV程度のヨウ化ナトリウム検出器ではこれらのガンマ線を分離することは全くできないが、2 keVの分解能のゲルマニウム検出器では確実に分離できる。高圧キセノン検出器実でもこの分離・定量は容易ではない。

すでに述べたようにゲルマニウム検出器は冷却する必要がある。ところが月の極域で水の存在する場所は永久日陰の低温の領域に限られる。そこで通常は断熱容器に入れて冷凍機と共に作動させるべきゲルマニウム検出器を、本計画では熱伝導の良い容器に入れて、ローバーにより低温の測定場所に運ぶことにより数時間で必要な温度にまで冷却させ、冷凍機なしで作動させることにした。このためにはローバーには日照域で充電した状態で、氷の存在する永久日陰域まで移動できる能力が必要である。

必要とするリソースは以下の通りである。

極域用ゲルマニウム検出器では、質量2 - 6 kg、電力 3 W とこれ以外に電源、通信システムなどを必要とする。中・低緯度域用高圧キセノン検出器では質量3 - 6 kg、電力 3 W が必要になる。この質量の幅は測定回路のIC化が実現できているかどうかの点と測定時間がどれだけ長くとれるかなどの不確定さによる。

月原始地殻のサンプル・リターンと土質調査

武田 弘 (千葉工大)、齋藤 潤 (西松建設)、佐伯和人 (秋田大)

本提案は Selene I に続くミッションとして、Selene I で発見が予想される、アポロおよびルナ計画では試料の得られなかった地質地帯のサンプルリターンと、その地点での土質調査を行い、将来の月天文台設置のデータを取得することを提案するものである。

月の重要な点は、太陽系におけるサイズや天体としての活動度の異なる天体のうちでも、月は、始原的な物体の天体と惑星的に分化した大きな天体とのちょうど中間的な天体である。このような天体が地球の近くにあることは幸運と言うほかない。色々な惑星を比較することで、今も進化しつつある地球の環境を考えることができる点でも大切である。始原的な物質が、天体の太陽系での位置、そのサイズ、化学組成の特徴などにより、天体としての活動期間の異なる物質へと進化していった過程を、総合的にとらえるという科学分野に関連した月科学の発展は、月自身の物質進化過程解明の重要性を越えて、よりこの分野の発展に貢献することが期待される。月原始地殻の試料を、地上の高性能機器で直接研究する事は、惑星物質進化論の構築に向けて、最も有効な方法である。

1. 歴史的考察

月サンプルリターンの必要性を、まず歴史的な考察から始める。月は他の太陽系の天体と異なり、すでに人類により5度も訪れられている世界である。その上、月表面はすでに地質学者の肉眼で観察されている。他天体の無人探査と本質的に違った態度でのぞまなければならない。しかも、月表面の多くは変成した角レキ岩で覆われており、その眼力による特別の発見は期待できない。これはローバーで観察しても同じことである。もっとも、アポロ17号の地質学者は、オレンジガラスを発見した貢献は大きい。ソ連のローバーでの新しい発見はあったかも考えなければならない要素である。

その後、クレメンタイン、ルナ・プロスペクターによる新しい観察が行われたことにより、サンプルの持ち帰られていない地質地帯の発見があったのは、月科学の将来にとって重要である。月裏側北極近くに low-Fe anorthosites があること、南極エイトケンに mantle-derived rock がある可能性もある。ルナ・プロスペクターでは KREEP の濃集されている地域が見出され、また、小さい鉄核の発見(半径 220~450km)も、Lunar-A にからんで見逃せない。もう一つの要因は、アポロ、ルナ探査で回収された多量のサンプルや、月隕石の精緻な室内実験による物質科学的研究で、月科学が大きく進展していることである。真の月原始地殻岩石はこのようにしてのみ同定できるが、これらの大型機器はローバーに積めない。このような試料主体の国際共同研究でわかるように、サンプルリターンにより、より多くの科学者に月研究参加の機会を与える。アポロ探査を通じ、真の月原始地殻の岩石が発見された試料は、field works 中に、地質学者などの肉眼で同定された訳ではなかったこと忘れてはならない。月原始地殻の岩石は月表面にあったコブシ大から大豆大の岩石片の中から、実験室での精密な分析と研究で見つかった。月科学の更なる発展にはサンプルリターンと精緻な室内実験による物質科学的研究が不可欠である。

2. 月サンプルリターン探査

Selene I 以後の探査を考えると、アポロ・クレメンタイン・ルナ・プロスペクター探査で残された課題は何であるかを十分考える必要がある。太陽系や地球の研究において、月が重要なのは、始原的な物質から大きな惑星に至る物質進化の過程の、空白な中間の情報を月がサンプルとして提供してくれるからである。物質進化のうち月が重要とされるマグマオーシャン説は、マグマ大洋より大量に沈積したはずのカンラン岩は発見されていなく、必ずしも事実にもとづいて証明されたわけではない。クレメンタインの探査で明らかになった、月裏側北極近くにある、鉄の少ない大量の斜長岩と、南極エイトケンの巨大で深いクレーターの底のカンラン岩的サンプルの研究は、マグマオーシャン説に再び生命をそそぐものと思われる。そのためには、これらの試料について形成年代や微量元素組成などを明らかにする必要がある、これらの物質はどうしても手にして、地球の研究室で分析しなければならない試料である。46億年前にマグマオーシャンから直接に晶出した試料の精緻な分析をするには、リモートセンシングやローバーによる探査では困難である。月初期の岩石は度重なる隕石衝突の影響を受けている。原始地殻の試料についての分析は、鉱物学的、岩石学的にも詳細に、その原始的性質を特性化されたものについて行わなければならない。すなわち、ローバーに載せることを考えている程度の分析機器ではこの議論が要求するだけの高精度の微量化学分析/年代分析は困難であるという事である。プロスペクターのよる極地の氷も、最近の新しい発見であり、その試料も手にして研究する必要性が出てきた。ローバーでサンプルを拾って持ち帰ることも検討されて良い。

3. サンプルリターン計画の科学的有効性

アポロおよびルナ探査で得られている試料は、全月表面の数%の地域よりのものである。月隕石の研究で、アポロ試料は月の代表的試料でない可能性がでてきている(Arai et al., 1996)。真の月原始地殻の試料は、月鉱物に残された冷却衝突の記録、精密な微量元素・同位体分析により始原性の確立が必要であり、多種同位体年代測定による形成・変成・衝突年代などの確定が不可欠となっている。これらの状況を踏まえた、サンプルリターン計画の科学的有効性を簡条書きする。

- a. すでに月試料にもとづく研究が進んでいる月について、さらなる発展を望むには、今まで試料の得られていない地域(地質地帯)よりサンプルリターンする必要がある。
- b. サンプルリターンによってのみ可能になる多種の研究項目(多種同位体による年代測定、INAA および RNAA による微量元素分析、安定同位体分析、イオンプローブによる個別鉱物の微量元素同位体分析、鉱物学的手法による結晶、冷却過程の推定など)
- c. アポロ当時から現在に至る 30 年間に、年代測定法、微量元素濃度の測定、同位体比分析の新しい方法が可能になった(Nyquist et al., 1997)。
- d. サンプルがリターンされれば、月隕石研究で国際的な共同研究体制が整っており(Takeda et al., 1991)、数〜十数グラムの試料でほとんどの分析が可能である。
- e. 結晶質岩石でないために、アポロの当時地質学者をがっかりさせた高地の角れき岩や、レゴリスであっても、現在では粒子単位の解析も可能になりつつある。
- f. 月表面における物質分布について、Selene I 探査で得られた情報にもとづいて、もっとも興味有るサンプルリターンのサイトが選定されるので、Selene I の成果を最大限に生かせる。

4. サンプルリターンの方法

月表面は、度重なる大小の隕石様物体の衝突で出来た、レゴリスと呼ばれるかなり均質な表土より、原始地殻の可能性の有る岩石片を選び出す必要がある。今までの月隕石の国際共同研究の経験からすると、5〜8 グラムの表土のサンプルがあれば、その付近数 10 キロメートルの物質はそこに含まれていることになる(Takeda et al., 1990, 1991)。しかし、その中から原始地殻の岩石を選び出すには、高度の分析を必要としており、ローバーには搭載できない。月の地殻をつくっていた岩石を手っとり早く多数回収するためには、レゴリスの細粒を除くため、篩い分けの操作が必要である(Warren et al., 1996)。どのくらいのサイズの試料が必要かは、普通の月の岩石で粗粒なものの鉱物結晶の大きさが、直径 1〜3 ミリメートルであろうことから概算できる。このような岩石の組織を研究でき、その全体の平均化学組成を得るためには、少なくとも最も大きな鉱物の 3 倍以上のサイズがないといけない(経験則)ので、最低で直径約 1cm の岩石片が必要となる。これは丁度 1 インチの丸い岩石薄片用ガラス板に貼り付けるのによい。年代決定、微量元素の分析などを考えると直径 3 センチメートル位までで、全量 5〜30 グラムというところが望ましい。このような結晶質の岩石が、角れき岩中にある確率は非常に低いので、50〜100 個の小石状のサンプルが必要となる。今までの月探査でも、原始地殻のサンプルは、このように小石から発見されている。熊手のような器具でかき集めたもので、レーク・サンプルと呼ばれている。

以上のことを考慮すると、もっとも興味ある地域に着陸し、レゴリスのサンプルを少量採集するとともに、その付近のサンプルを篩いにかけて、小石状のサンプルを 50〜100 個集め、これを地球に送るというシステムを確立する必要がある。実際の月試料を使つての篩い分け実験では、1 kg の月レゴリスを篩い分ければ、直径 1 cm の岩石片は 100 回収できる(Warren et al., 1996)。熊手を装着したローバー探査と組み合わせれば、より広範囲のサンプルが入手できる。

5. サンプルリターン候補地

裏側北半球の鉄含有量の低い斜長岩地域が、マグマオーシャンから最初に形成された本当に古い年代の地殻であったら興味深い。裏側南半球の大きなクレーター(Aitoken)付近は、マントル試料が掘り出されている可能性がある。具体的には、Selene I のデータの解析により決定されるべきであるが、地質学的に興味のある場所を列挙すると以下のような地域がある。

- a. 月のマントルに相当する物質が底にある巨大なクレーター。南極エイトケンなど(マントル物質の採取、下部の地殻、マントルの不均一性)。
- b. 最初期の月地殻斜長岩のある地域。裏側地極地域の鉄のもっとも少ない斜長岩地域
- c. 月の原始地殻をもっとも多く保存している地域。裏側の高地のもっとも地殻の厚い地域など(地殻多様性)。
- d. 裏側のクレーターを埋める玄武岩(裏側の地殻とマントルの組成変化)。
- e. 純粋に近い斜長石よりなる岩石の多い地域(太陽光発電衛星用素子のための資源探査)。

- f. もっとも古いベーズンと思われる地域。神酒の海など（月の大激変期の不存在）。
- g. 中心峰のあるクレーターの中心峰と側壁。コペルニクスなど。
- h. 月隕石を放出したもっとも新しいクレーター。月の裏側の可能性。
- i. もっとも古い時代に流出した溶岩。神酒の海など。
- j. もっとも新しくまで流出していた溶岩地域。リヒテンベルグなど。
- k. 比較的新しいクレーターの底、側壁。

6. サンプルリターンにより解決されるべき課題

6.1. 月の地殻とマンツルの進化過程

a. 月の原始地殻の形成発展史

42億年を超える年代の月の岩石は10数個しか得られておらず、45億年近くの岩石はたったの2個である。月隕石の研究より、アポロ16号サイトは必ずしも代表的な高地ではないことが判明した。月の裏側には未踏の高地が広がり、特異な海が存在する。マグマオーシャンがあったとすれば、最初に固化した試料が月の裏側で発見されることが期待されている。これらの試料を化学的・鉱物学岩石学的に調べることによつてのみ、月の地殻の形成進化を語る事が可能となる。

b. 月のマンツル

月のマンツルを知る方法の一つは、クレーターの形成時に地下深部から掘り出されたマンツル物質を調べることである。1個のダナイトが採取されているが、この試料は集積岩であつてマンツルの岩石ではないと考えられるに至つた。マグネシウムに富むマンツル物質は南極エイトケンなどの深いクレーターの底では採取の可能性はある。

もう一つは、火山岩の組成からその源岩のマンツルを推定する方法である。月の裏側にも玄武岩で満たされたクレーターがあり、このような試料を採取できれば、表側と裏側の地殻のアンバランスと対応するマンツルの違いを明らかにできる。

c. 月の大激変期の解明

アポロで持ち帰られた試料のうち、高地の角レキ岩の年代、とくに衝突によりつくられた角レキ化した岩石の年代は38.5から39.5億年の間に集中する。その時期を月の大激変期と呼ぶ。この頃に月の主要な海の盆地（ベイスン）が隕石様物体の衝突でつくられたという説と、この年代はそれまで続いた隕石様物体の衝突の最後のものではあつたという説がある。このミステリー解決には、神酒の海など、雨の海や晴れの海より古いと思われている盆地がつくられた時の角レキ岩試料の入手が必要である。この衝突でできた岩石の年代が分かれば、何時これらの海がつくられたかが分かり、その時代が雨の海と同じか古いかで、このミステリーは解決される。

6.2. 月での火山活動史の解明とマグマ発生分化過程

月隕石のうち、海の部分からの試料の研究より、月にはアポロ試料では得られなかつた多くの玄武岩があることが実証された(Arai et al., 1996)。これらの試料回収により、月の火山活動史の全容が明らかになる。

6.3. 月の起源

月の原料物質について特に鍵となる元素グループ(揮発性物質、アルカリ元素、難揮発性元素、親鉄性元素)について、地球と比較し得る正確なデータがあれば、巨大衝突説において、月が蒸発の過程を経たかどうかの決め手となり得る。月の裏側からもたらされたといわれる月隕石の研究によると、表側のアポロ試料に比較して、金やウランなどが一桁少ないことが解つている(Warren et al., 1989)。月の全地域の化学組成を推定するためには、月の裏側の多様な高地の岩石に微量にしか含まれない親鉄性元素の分析が必要であり、月の裏側のサンプルリターンによつてのみ実現される。

6.4. 月の水

アポロの試料では、本来なら水を含むべきリン酸塩鉱物の研究により、月には最初から水がなかつたという証拠が存在する。一方、ルナ・プロスペクターによる極地クレーターの永久影のあるところに氷がある可能性が高まっている。これらの試料回収により、その実証と起源の解明ができる。月の他の揮発性物質についても、同様の研究が可能である。揮発性物質は一部の火山ガラスのみに認められているが、バルクとしては著しく減少している。

7. 構造物を作るために必要な情報

サンプルリターンの着陸船は、将来の天文台設置のための土質調査に利用できる。月での構造物施工に必要な情報を得ることができる。地上構造物をつくるにはレゴリス(regolith)と呼ばれる部分の物性を、地下構造物には岩盤の物性を考慮する必要がある。地表面付近(0.3m程度)のレゴリスはルーズだが、それ以深では良く締つた状態で掘削が難しいといわれている。現在までに知られている特性から推定されているところによると、粒度分布は、粒度分布の良いシルト質砂で、密度は深度方向に大きくなる。力学的挙動は湿気を含んだ中程度の密度の砂と類似

している。

岩盤はレゴリスよりもデータが少ない。現時点での設計用定数は地球上の玄武岩と類似していると推定されている。ランダーで得るべき必要な情報はどのようなものであろうか。1m程度の深さまでの地盤の締まり具合についての情報は、最低限必要である。理想的には構造物支持層（岩盤）までの深さとそこまでのレゴリス層の地層構成・物理的性質が欲しい。この節は宇宙開発建設研究会「第1回宇宙と建設シンポジウム講演集（1991）」より抜粋した物である。

構造物建設のための調査項目としては次のものがある。一般的な地盤調査項目としては、複雑な行程が必要なものの、荷重をかける必要があるものが多い。例えばサウンディングは、抵抗体を地中に挿入し、貫入・回転・引き抜きなどの状態から土層の状態を推定する手法であるが、これには計測時の反力を確保出来る機構が必要（ボーリングでも必要）である。荷重をかけない手法としてレーダー等による探査も考えられる。

初期の調査として可能性のあるものは、クレーターなど崖の壁面等を見ることでボーリングコアを見るのと類似の情報を得ること、地下レーダーまたは、地震計による地中探査、および機構上実現可能性があれば、ボーリング・サウンディング等の一般的な試験の実施がある。検討項目としては、1/6gの環境下で1gの地盤試験項目がどの程度適用（換算式等の設定で）できるか、またボーリング・サウンディング機構の簡略化と小型化があげられる。これらのことはローバーに積んだ機械でやることもできる。

8. むすび

サンプルリターンを行うことによる、技術的リターンも大きい。地球帰還技術は日本ではまだ確立されていないが、日本の精密機械工学技術の応用ができる。同じ装置で多くの月面サイトに適用できるし、大型小惑星、水星のサンプルリターンに応用できる。月表面物質のリモートコントロールによる物質処理方法の確立は、月資源利用の第1歩であり、月面天文台のための土質データ収集など、今後の発展にもつながる技術が多い。

サンプルリターンの社会的インパクトも大きいものがある。火星からサンプルリターンが行われる2010年代に、日本では月からもサンプルが持ち帰られないようではという意見も出てくる。Muses-Cによる試料回収との相乗効果も大きい。Selene Iにより発見される興味あるサイトの実証も、早急に行う必要がある。これによりはじめてSelene Iの苦労も実りあるものになる。最初の月裏側、南極（月の氷）からの試料回収など、回収された実物が展示されることの効果も大きい。

最後に、いろいろ討論に参加いただいた、月試料および月隕石研究者、宇宙開発建設研究会の関係者に感謝いたします。この報告書作成にあたり科学技術庁委託の「月探査に関する調査研究（その2）報告書」のサンプルリターンの章を参考にさせていただきましたので、あわせて感謝いたします。

文献

- Arai T., Takeda H. and Warren P. H. (1996) Four lunar meteorites: crystallization trends of pyroxenes and spinels. *Meteoritics & Planet. Sci.* 31, 877-892.
- 月探査に関する検討委員会 (1996) 月探査に関する調査研究（その2）報告書（科学技術庁委託）、45-50, 未来工学研究所.
- Nyquist L. E., Bogard D. D., Takeda H., Bansal B., Wiesmann H. and Shih C.-Y. : Crystallization, recrystallization and impact-metamorphic ages of eucrites Y792510 and Y791186. *Geochim. Cosmochim. Acta* 61, No. 10, 2119-2138, 1997.
- Takeda H., Miyamoto M., Mori H., Wentworth S. J. and McKay D. S. (1990) Mineralogical comparison of the Y86032-type lunar meteorites to feldspathic fragmental breccia 67016. *Proc. Lunar Planet. Sci. Conf. 20th*, 91-100, Lunar Planet. Inst., Houston.
- Takeda H., Saito J., Mori H., Yanai K. and Kojima H. (1991) Consortium reports of lunar meteorites Y793274. *Proc. NIPR Symp. Antarct. Meteorites* 4, 3-11.
- 宇宙開発建設研究会 (1991) 「第1回宇宙と建設シンポジウム講演集」.
- Warren P. H., Drake B. G., Lofgren G. E. and Swindle T. D. (1996) Designing a robotic sampler to collect moon rocks. *EOS Trans. Amer. Geophys. Union* 77, No. 5, 33-37.
- Warren P. H., Jerde E. A. and Kelleymyn G. W. (1989) Lunar meteorites: siderophile elements contents and implications for the composition and origin of the Moon. *Earth Planet. Sci. Lett.* 91, 245-260.

分光顕微鏡カメラによる月面岩石組成の分析

秋山演亮、佐々木晶（東大）、佐伯和人（秋田大）、久保田孝（ISAS）、
大竹真紀子、比嘉道也、平田成、春山純一、大嶽久志、杉原孝充、市川誠、
吉岡伸人、西垣孝則、横山隆明（NASDA）、寺菌淳也（JSF）、黒田洋司（明大）

【イントロダクション】

NEO 等の小天体を除けば、月は地球からもっとも近い位置に存在する天体であるため、固体惑星を研究するにあたっては地球に次いでもっとも手近な調査対象である。月には地上からの観察だけではなく過去様々な探査機が送り込まれ調査が行われてきた。これらの調査により表面の地質、磁気環境、重力環境等、様々な項目に関して調査が行われた。しかしこれらの月探査計画はアポロ計画がピークであり、その後リモートセンシングによる調査は行われているが月表面への直接着陸による調査は行われていない。そのためほぼ4半世紀ぶりに月面に着陸し調査を行うことは、アポロ以後蓄積された月に関する科学知識を応用することもでき、有意義な探査であるといえる。

現在日本において、2つの月探査計画が進められている。ルナーA計画はペネトレータを用いた月の内部探査により、月のコアサイズの決定を目指している。また、カメラによる低緯度域の撮像も計画されている。SELENE計画においては、軌道上からのリモートセンシング、鉱物分布・地質区分に関する10mスケールでのマッピング、元素分布に関する数kmスケールでのマッピング、レーダーサウンダー、重力計等による内部調査が計画されている。これらにより月表面に関してこれまで得られていない、あるいはこれまで得られている以上の精度で地質情報が入手できる。

我々はこれらの日本の探査計画を引継ぎ、月の成因・進化過程の調査に関し調査を行うために、ランダー・ローバに搭載された分光カメラによる探査を提案する。これによりmm~cmスケールの物質探査、及びcm~mスケールの垂直地質構造探査を行うことを計画している。これによりSELENE計画で得られたリモートセンシングデータの解釈を校正することでその成果を高めることが期待できる。またこれまでのリモートセンシング観測によりその存在が確認されているが実際に我々が入手していない未知物質に関して新規の知見を得ることも期待される。さらに、この探査計画が宇宙探査における無人フィールドジオロジーの先駆けとなることを期待している。

【観測内容及びミッション概要】

これまで月の表面はアポロ・サーベイヤー両計画を除きリモートセンシングによる観察であったため、鉱物量比や鉱物の化学組成、岩石組織に関する調査ではなく、元素分布などの調査が主流であった。岩石組織に関しては、アポロ・サーベイヤーなどによるサンプルリターン、また地球上で発見される月隕石を分析することにより調査が行われてきた。月の進化史、特に表面における進化を明らかにするためには岩石組成に関する調査及びその分布に関する地質学的な調査が必要となる。このような鉱物、岩石としての調査には、薄片試料の透過光を偏光顕微鏡により観測することが適しているが、現在の技術では月面の無人環境で薄片試料を製作することは困難である。そのため、反射光による分光を併用したマクロもしくは顕微観測がもっとも適していると考えられる。地表面での地質層序、岩石組織に関する調査は地球上ではフィールドジオロジーとして一般に行われている手法であるが、月面ではアポロ、及びサーベイヤーによる探査のみが行われているにすぎない。しかし、サンプルリターンは表側のしかも一部地域のみ行われたにすぎない。また月隕石はその月面上における分布に関する情報を失っている。加えてアポロ、サーベイヤー計画から4半世紀が経過しており、ポリミクト角礫岩の分布など、当時は考慮されなかった新調査項目が生じている。今回我々はローバあるいはランダーに搭載した分光カメラを用いて、アポロ・サーベイヤー計画以降の知見に基づき、フィールドジオロジーの観点に立脚した探査を計画している。

①分光調査は月表面に存在している物質調査に有効な手法である。これによりレゴリスコンポーネントの変遷（水平・垂直方向）、垂直方向への分光変化の調査から、着陸地点周辺の岩石分布の調査を行うことが出来る。またそれまでに得られているリモートセンシングデータの校正を行うことが可能である。リモートセンシングでは平均化された分光データを見ており、それを地上で観測される細分化された分光データと比較することにより新解釈を与えられる可能性がある。つまり、月面上の観測としては表面の一地域のデータにすぎないものが全球の地質マップを書き換える可能性があり、重要な観測項目となる。またリモートセンシングで得られる月表面の地質の境界に関して、地上で詳細調査を行うことにより、周辺地質がどのように変化しているのか解明することが期待される。

②宇宙風化作用に関する調査も重要な項目である。これもリモートセンシングのデータの校正に大きな影響を与えると

考えられる。宇宙風化作用とは、放射線・微小隕石による衝突により、岩石の反射スペクトルが全体的に減少・赤化するとともに、吸収帯の深さが減少する作用のことである。この作用の存在はアポロ計画によって明らかにされ現在は地上において様々なシミュレーションが行われその効果が調査されているが、未だその原因は確定していない。月表面における垂直方向に関する宇宙風化作用の影響調査は原因究明の一助となり、また現在得られているリモートセンシングデータへの校正に大きな影響を与える。また宇宙風化作用は小惑星においても観測されており、小惑星に関するリモートセンシングデータにも大きな影響を与える。

③分光調査により溶岩流の広がり・厚さに関する調査も期待される。真空中に吹き出した溶岩流が表面にどのような構造を作り、全体としてはどのような挙動を示し流れるのか調査を行う予定である。溶岩流が垂直方向に分布した露頭を発見できれば、月面溶岩流の層序構造に関する知見が得られ、周辺地史に関してより詳しい調査が可能になる。溶岩流の平面的な広がり調査も可能であれば行いたい、ローバの走行距離によって制約されるため、観測可能性は未知である。

④月の表面は度重なる隕石衝突のために、何度も掘りおこされている。月の高地の岩石はほとんど角レキ岩であり、原始地殻がそのまま保存されている事は期待できない。ポリミクト角レキ岩とは、起源の異なる岩片の集合したものである。異なる起源というのは、深さ方向の岩相変化を表している場合や、水平方向の岩相変化を表している場合がある。ポリミクト角レキ岩には、その構成鉱物それぞれがマグマから結晶した時のマグマ組成、その後の冷却過程や再加熱過程、隕石衝突の際の衝撃圧、衝撃によって混合加熱された後の冷却過程、その後の変成、風化過程など、多くの情報を含んでいる。ポリミクト角レキ岩から上記の情報を得る方法は、鉱物ごとの化学組成測定、鉱物にみられる離溶組織や化学ゾーニング組織観察など、マイクロメートル、ナノメートルスケールの精密測定が不可欠である。観察結果が、どのイベントによるものであるかを分類する事は大変困難であるが、月隕石の岩片や、小惑星起源の隕石岩片に関して、イベントを分離する研究が進んでいる。ポリミクト角レキ岩に関しては精密測定が必要であるため、これまではリターンサンプルや、月隕石試料による実験室での測定しか研究方法はなかった。しかし、ローバに岩石を切断研磨する機構と、分光顕微鏡がつけば、実験室でしか得られなかったデータのうち、マイクロメートルスケールの鉱物・岩石組織に関する部分は月面で得る事ができる可能性がある。無人で鉱物・岩石組織を観測するという試みは初めての事であり、将来の惑星無人探査への布石として技術的な挑戦の意義は大きい。また、これまでの天体のポリミクト角レキ岩の研究では、構成岩片の混合前の相対的位置関係は、推定された岩相を、地球のマグマ進化になぞらえて配置するしか方法がなかった。しかし、ローバによって、クレーター中心部から外部にかけての構成岩片の存在比のデータを取る事ができれば、もとの岩相の水平垂直分布が、どの程度存在比に影響を与えるかがわかり、月試料や隕石試料のデータから地殻の構造を推定する際に役に立つ。また、同時に、多様な月原始地殻の分類の基礎データともなるであろう。

⑤ダークマントルマテリアルは、月表面にみられる低アルベドの物質である。これはリモートセンシングによって存在が確認されているが、実サンプルはまだ入手されていない。今回の探査では試料の入手、分析が期待される。特にマクロ顕微鏡カメラで観測が可能であれば、火山性のものであるのか無いのかが明らかになると考えられる。

⑥探査機がクレータ付近に着陸した場合、インパクトにより飛散したイジェクターブロックの分布に関する調査も行いたいと考えている。

【観測機器】

以上のような項目に関して調査を行うために、我々はランダー、あるいはローバを用いた分光探査計画を提案する。特に地質層序、岩石分布を観測するためにはローバを用いることが好ましい。観測に用いるカメラには様々なものが考えられる(表1)。また試料分析にあたり、オプションとして分光、切断、研磨などの手法が考えられる。これらカメラと手法の組み合わせによって可能となる調査項目を表2に示した。望遠カメラの取得できるデータはリモートセンシングによって得られるデータと比較した場合、より広い領域をカバーできるという点からリモートセン

表1 カメラ種類と性能、観測対象 (*は搭載を予定しているもの)

カメラ種類	対象までの距離	解像度	観測対象
望遠	m ~ km	cm/pixel	溶岩流の厚さ、広がり イジェクターブロック
*広角	m ~ 100m	m ~ cm/pixel	溶岩流の厚さ、広がり イジェクターブロック
*マクロ	cm	cm ~ mm/pixel	ポリミクト角礫岩・ダーク マントルマテリアル、岩石組織
顕微	mm ~ cm	μ / pixel	岩石組織、結晶組織

シングによる観察の方が優れている。また、顕微カメラは試料を切断・研磨する必要があり、技術的に困難である。これらの検討から、今回は広角カメラ、マクロカメラによる観測が妥当と判断する。

ローバには広角カメラを搭載し、ステレオカメラとして利用して周辺の立体地形を明らかにする。片側には数バンド程度の分光フィルターを取り付け、簡単な分光を行いサンプルの採取、周辺地域の分光マップ作成を行う。また、ローバには試料採取用マニピレータ、マクロ分光カメラを搭載する。ポリミクト角礫岩を観察するために、試料切断機器も搭載されるのが望ましい。広角カメラによって選別された試料をマニピレータによって採取し、可能であれば切断を行い、これをマクロ分光カメラで観察する。これにより岩石組織の調査が可能になる。質量分析計など他機器用の一次分類も行う予定である。また、マクロ分光カメラを用いて、レゴリスを人工光源により透過分光観測し、レゴリス中に含まれる可能性のあるオリビン等透明鉱物の観測も行いたい。これにより周辺地域の形成史に関する知見が得られると考えられる。

マクロ分光カメラでは AOTF (Acousto-Optic Tunable Filter) を利用して、連続分光を行う予定である。月面の物質は宇宙風化作用により、分光曲線になまりやレッドニングの効果が見られると考えられる。このような状態で物質の分類をすることは、従来の数バンド程度の分光機では困難である。

AOTF は二酸化テルル等の単結晶に超音波を入力することにより透過波長を変えることのできる素子である。構造を図 1 に示す。AOTF には可動部分が無く、また波長分解能が極めて高く (数 nm)、装置も小さい (フィルターサイズは 1cm 角程度)。またイメージングが可能な分光フィルターである。これらの他の分光素子よりも優れた点が注目され、ロゼッタミッション、JEM 等でも使用される予定であり、NASA では将来の火星探査用ローバへの搭載を検討している。一方、耐振動性・耐宇宙線性能に関しては現時点で資料が少なく、今後検討を行う必要がある。AOTF はその特性から、月以外の小惑星、火星、彗星などへの探査でも今後重要な役割を果たすと考えられ、早期に宇宙用として実用化されることが望まれる。観測波長域は現段階では 0.4~1.5 μm を考えているが、技術的に可能であれば 0.4~2.5 μm まで計測を行いたい。これにより SELENE 搭載のスペクトルプロファイラーとのデータの比較を行うことが出来る。

表 2 カメラ、手法の組み合わせと可能な調査内容

望遠カメラ	広角カメラ	マクロカメラ	顕微カメラ	分光	切断	研磨	可能な調査 (番号は前項目との対応)
○	○			○			詳細分光①、宇宙風化作用②、立体分光地形図作成①⑥
		○		○			岩石の詳細分光①②③⑤
		○			○		岩石組織調査、鉱物組成に関する程度わかる③④⑤
		○		○	○		岩石組織の調査、鉱物組織の調査①②③④⑤
			○	○	○	○	岩石組織・鉱物組織、鉱物内結晶組織の調査 ①②③④⑤+ α

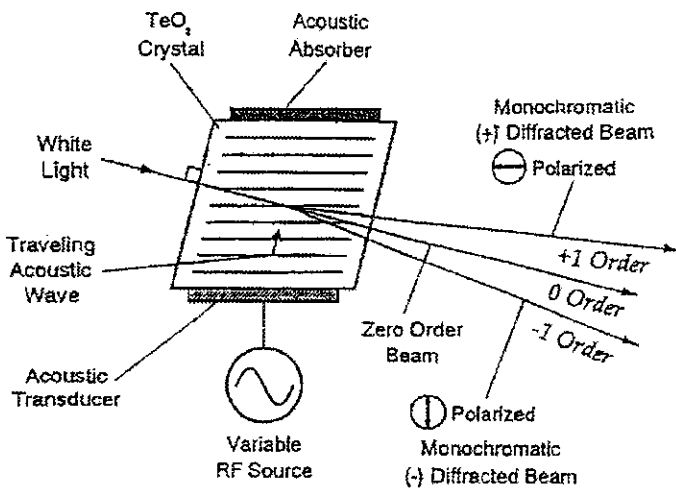


図 2 AOTF の構造模式図

結晶上下に張り付けられた Acoustic Transducer より超音波を入力する。これにより入力光は水平・垂直方向に偏光された分光光と、残りの白色光に別れて出力される。

【検討課題】

広角カメラおよび数バンド程度の分光フィルターに関しては、すでに SELENE をはじめとする日本の探査計画でも使用実績があり、新規に開発を要する課題は少ない。それに対してマクロカメラに関しては様々な検討が必要である。カメラ本体としては、光学設計、構造に関する検討が必要である。広角カメラで培ったノウハウを利用し、広角レンズに変わりマクロレンズを用いたものを検討する必要がある。また、フィジビリティーについても調査とノウハウの蓄積が必要である。ポリミクト角礫岩を観測するにあたっては切断加工が必要になる。宇宙空間における切断機構、またそ

の運用方法に関しても未知であり、検討が必要である。

ローバに関しても日本では実用化されていないため、今後工学側と協力し、開発を行わなければならない。現段階ではローバの走行距離は数十 km レベルで想定しているが、ローバの性能に合わせて着陸地点を決定する必要がある。

現時点で着陸地点は未決定であるが、シュレディンガーは数十 km～百 km 程度の領域に様々な地質ユニットが混在しており、現在想定しているローバの走行距離能力に見合った地点である。またここにはダークマントルマテリアルが存在していると考えられ、その点からも重要な着陸候補地点である。その他にもこれまでデータが無い月の裏側、あるいはサウスポールエートケン等が探査対象として考えられる。また比較的オリビンの多いと考えられる地域は、月のマントル物質を観測できる可能性があり、有力な着陸候補地点である。

試料採集用のマニピレータに関しても検討が必要である。マニピレータには試料を掴む、掘る等の作業能力が求められるため、実機を作成し試験を行わなければならない。

AOTF に関しては現段階では飛行実績がないため、耐宇宙線能力・耐振動性に関する調査し設計を行う必要がある。

本年度は AOTF、マクロカメラを用いて実際に岩石標本に対する観測を行い、その手法の確立に努める。同時にマニピレータ、ローバに関しては工学側と連携を取りつつ開発を行っていく。次年度以降は実機に即したプロトタイプを作成、運用ノウハウの蓄積を行っていく予定である。

【参考文献】

- Heiken, G.H., Vaniman, D.T. and French, B. M. (editors), 1991, LUNAR Sourcebook : A user's Guide to the Moon. Cambridge Univ. Press
- 久城育夫、武田弘、水谷仁編、1984、月の科学、岩波書店
- 松井孝典、永原祐子他、1997、岩波講座地球惑星科学 1 2 比較惑星学、岩波書店
- 藤井直之、白尾元理、小森長生編、1995、惑星火山学入門、日本火山学会 月・惑星火山ワーキンググループ
- Yamada, M., Sasaki, S., Nagahara, H., Fujiwara, A., Hasegawa, S., Yano, H., Hiroi, T., Ohashi, H., and Ohtake, H. (1999) Simulation of space weathering of planet-forming materials: Nanosecond pulse laser heating and proton implantation on olivine and pyroxene samples, submitted to Earth Planets Space
- L. V. Moroz, A. V. Fisenko, L. F. Semjonova, C. M. Pieters and N. N. Korotaeva(1996) Optical Effects of Regolith Processes on S-Asteroids as Simulated by Laser Shots on Ordinary Chondrite and Other Mafic Materials, Icarus, Vol 122 No 2 p 366-382
- E.Neil Lewis and Ira W.Levin(1995) Vibrational Spectroscopic Microscopy: Raman, Near-Infrared and Mid-Infrared Imaging Techniques, Microscopy Society of America Vol11 No.1 pp35-46
- H.Koshiishi, T.Suzuki and H.Kurosaki(1996) Development of Advanced Imaging Radiometers, 31st COSPAR Scientific Assembly
- 輿石 肇(1997)、画像型分光放射計—6—、日本リモートセンシング学会誌 Vol17 No2 pp61-70
- Saiki, K. and Takeda, H. (1999) Origin of polymict breccias on asteroids deduced from their pyroxene fragments. Meteoritics and Planetary Science, Vol.34, pp271-283

質量分析計を用いた揮発性元素分析

大竹真紀子 (NASDA)、松尾武清、石原盛男、豊田岐聡 (阪大・理)、富樫茂子、木多紀子 (地質調査所)、平田岳史 (東工大・理工)、丸山誠史 (筑波大・理工)、長谷部信行 (早大・理工)、柴村英道 (埼玉衛生短大・一般教養物理)、久保田 孝 (ISAS)、黒田洋司 (明治大学)、杉原孝充、比嘉道也、春山純一、大嶽久志、平田成、市川誠、吉岡伸人 (NASDA)

[ミッションの意義]

アポロ計画を中心とした月面着陸ミッションを除き、その後のリモートセンシングによる多くの月探査ではグローバルな月の調査に重点が置かれてきた。これらリモートセンシングによる探査は主に現在の月の状態を詳細に調べ、そこから月の起源を始めその後の月の歴史を推定しようとする試みである。このような試みの結果、グローバルな月の理解は格段に深まってきており、アポロ計画後の約30年あまりの間に、月で起こったとされる新たな歴史的イベントが多数知られてきている。しかしながら、それら現象の決め手となる証拠や具体的なプロセスを知るための情報は依然としてアポロ計画などリターンサンプル研究に負うところが非常に大きく、リモートセンシングによる成果を裏付け、さらに発展させるのに十分なデータがこれまでに得られているとは言い難い。

このようにこれまでのリモートセンシングによる月探査の成果を受け、次なる月探査のステップとして今必要とされているのが、推定した月の歴史的イベントへのタイムスケールと、タイムスケールに沿った月の化学組成進化の把握であると我々は考えている。このような目的の為に、今回我々は、月面ローバに質量分析計を搭載し、月面その場における揮発性元素の分析を行うミッションを提案する。下に具体的な分析対象と得られる科学的成果についてまとめる。なお、タイムスケール把握と月の化学組成進化の把握に最適な分析対象元素については分析手法とも密接に関係しており、後にも述べるが今後も検討を続ける必要があると考えている。

<これまでの月探査...>

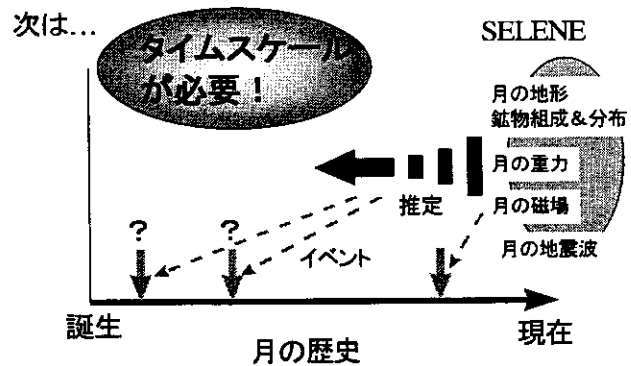


図1 ミッションの意義

a) 月面の年代測定 (K - Ar 法、宇宙線照射年代法などを利用)

- ・これまでに明らかとなっていない重要なイベントの年代を知る：これによって、例えば月の熱的活動がいつの時代まで続いていたのかを玄武岩の最終噴出年代から推定することや、短期間に集中して起こったとされる海盆の生成 (Tera et al., 1974) が本当に他の時代にはなかったのか、と言った点を明らかにすることが出来る。
- ・クレタ年代に実測値を与える：クレタ年代法の鍵となるようなクレタの年代を決定することによってクレタ年代の精度を上げる。また月への天体衝突頻度の見積もりを行う。

b) 年代と同位体比変遷を用いた月の熱史解明 (H, He, C, Nなどの同位体比分析)

- ・月の生成・進化に伴う脱ガスなどメカニズムの解明：月岩石中に含まれる揮発性元素の量と同位体を分析することにより、溶岩流噴出時の脱ガス過程や、斜長岩生成時のマグマシアンからの分別作用の証拠の有無、また始源的物質について分析をすることが出来れば月の生成時のジャイアントインパクトによる同位体分別の証拠の有無などについて知ることが出来る。
- ・氷の探査：月の極域に存在すると推定されている氷 (Feldman et al., 1998) の存在を直接的に知ることや氷の中に有機物が存在するならばそれらに含まれる元素の分析を行うことによって氷の起源を推定する事が出来る可能性がある。
- ・太陽風組成の変遷理解：月レゴリスの分析とレゴリスの宇宙線照射年代から太陽風組成の歴史的変遷を知ることが出来る

[ミッション達成のための観測機器構成]

上記のような科学ミッションを達成するためにどのような観測機器が必要であるのかについて、これまでに検討を行ってきた。主に行ってきた検討の内容と、現在考えている観測機器の構成、さらに最も重要である質量分析計内部の設計概念図について下に述べる。

<検討内容>

●原理：

- ・年代測定法を決定する (年代測定に用いる元素種を決定する)

- ・元素をイオン化する手法を検討する

●質量分析部：

- ・質量分析の方式を検討する
- ・分析質量範囲を決定する
- ・質量分解能を設定する

●観測機器構成：

- ・決定した原理・手法に基づき観測機器の構成を検討する

●リソース見積もり（重量、電力、サイズ）

<観測機器構成>

- ・年代測定法：K - Ar 法（KからArへの自然崩壊を利用する年代測定法）、および宇宙線照射年代法を用いる。Kの定量については γ 線観測による分析値を用いることをベースとし、より強力なレーザー源を用いて独自の分析によるKの定量を行う可能性などについてもトレードオフを進めている。またK - Ar法を用いる場合の問題点（初期値や部分的なArリリースの問題など）についても検討中。
- ・イオン化までの手法：LDレーザーを用いて試料を加熱し、希ガスを気化させ、その他の安定同位体については酸化剤などによって気化させる方法をとる。ただし、上述のようにNd-YAGレーザーなどを用いてのアブレーションによる方法についても検討中。
- ・質量分析法：2次収束Mattauch-Herzog方式を採用
- ・分析質量範囲：2 - 45
- ・目標質量分解能：400@He
- ・各部構成：図2の概念図で示す。質量分析部、サンプリングチューブ、レーザー部、モニタ部、電源・処理系よりなる
- ・リソース：
 - 全体重量：約8 kgただし、Kの含有量を測定するための重量（ γ 線観測器重量）はここには含めていない。
 - 質量分析部 3 kg（質量分析計内部に必要な磁石サイズ、電場などの重量見積もりおよびサイズより）
 - サンプリングチューブ 1 kg（サンプルチューブのサイズ想定より）
 - レーザー 0.5 kg（LD本体、ファイバー、集光レンズ地上品の重量より）
 - モニタ（モノクロCCD） 0.5 kg（SELENEで搭載予定のモニタカメラ重量より）
 - 電源・処理系 3 kg（これまでに衛星に搭載された質量分析計の電気系重量より）
 - 電力：20 W（レーザーの変換効率、岩石加熱に必要なパワーの実験値+その他電気系で消費する電力についてはこれまでの衛星搭載品の値より）
 - サイズ：20 cm×30 cm×15 cm（電気系を除く）（質量分析部に必要なサイズより）

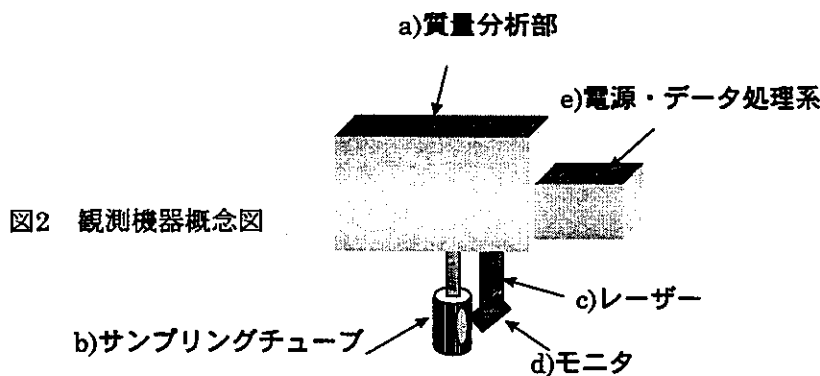


図2 観測機器概念図

<質量分析計概念図>

観測機器構成のうち、質量分析計についてこれまでに行ってきた検討の結果を図3に示す。検出器のサイズや電圧スキャン範囲などについては今後さらに詳細に検討の必要があるものの、要求する性能をこのようなサイズ上でほぼ達成可能であることが確かめられた。

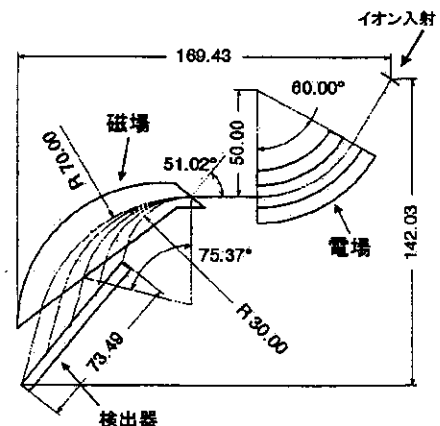


図3 イオン軌道計算結果を基にした概念図
（大阪大学・豊田先生、石原先生による）

質量分析計部分のみについて見れば、これまでにアポロ計画を初めとして数々の探査ミッションに搭載されている。しかしながら、これまでに実際にデータが得られているのは火星や金星など大気化学組成や同位体分析を目的としたものがほとんどである。その意味で、本ミッションは月面その場において岩石中元素の質量分析を行う非常に革新的なミッションであると同時に、反面、衛星搭載の観測機器として今回我々の提案しているような岩石中の元素についての質量分析を行う手法はこれまでは成熟しておらず、そのために質量分析計そのものだけでなくどのように元素を効率よく岩石中から取り出すのかと言った点も非常に重要な検討課題である。

【測定シーケンス】

上述の観測機器を用いてどのような作業を行っていくのかという測定シーケンスを図4に示す。

本ミッションの主目的である月の年代や同位体比分析のためには知りたい現象の調査に適している岩石を選別する他、なるべく宇宙風化の影響を受けていない岩石を選別する必要がある。試料選別の際には分光カメラなどによる画像などが他ミッションで得られていれば非常に有用である。またこのような測定においては、岩石表面についた細粒のレゴリスを取り除くため、また太陽風付加の影響を受けている可能性のある岩石表面を落とすための機構の必要性についても検討している。

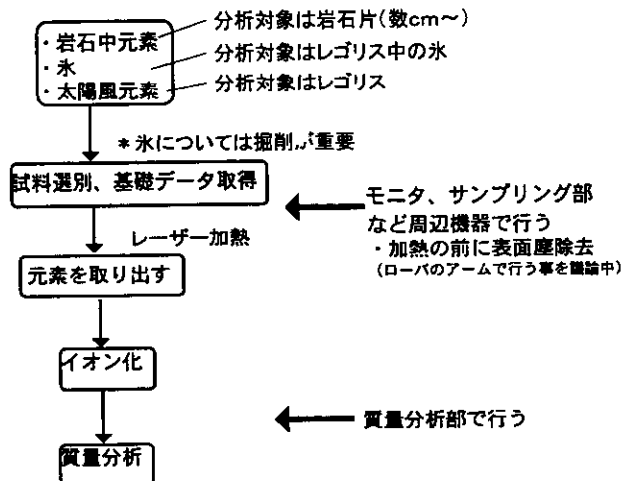


図4 測定シーケンス

【探査候補地】

これまで述べてきたような科学ミッションを達成するためには、探査地域は以下のような条件を備えている必要がある。

- ・興味深い、月の歴史上鍵となるイベントが起こっている地域
- ・始源的な物質から分化した物質まで、多様な岩石が存在していること

⇒このような条件と、探査方式としてローバに本観測装置を搭載することを希望していることから、ローバの探査距離なども考慮した上で、探査候補地として興味深い地域をいくつか提案する。併せてローバに本観測機器を搭載することの利点についてもまとめた。(探査候補地については、今後もSELENEで得られるデータなどからより興味深い地域が新たに発見される可能性も十分にあると考えられる)

<ローバに搭載することの利点>

- ・多地点観測が可能である
- ・その場分析が可能である (サンプリングの必要がない)
- ・分析精度の向上 (着陸機からのガスのコンタミネーションがない)

<提案する探査候補地>

A) シュレディンガ-クレータの中央リング内 (S75, W220 : リング直径約120 km)

内部に複数の溶岩流出やDark mantle material が存在していると解釈されており (Shoemaker et al., 1994)、クレータの形成史を知る上で興味深い。また極域にも比較的近く、クレータ底面の小規模クレータに氷が存在する可能性がある。

B) エイトケンクレータ (S20, W60 : 直径約60 km)

内部に中央丘や溶岩流地形、ドーム状地形などがありクレータ中の噴出物の歴史を知る上で興味深い。また巨大盆地であるサウス-ハイランドの端に位置することから資源的な物質が存在している可能性がある。

C) リンベリ周辺 (S60, 70W)

最も新しい溶岩流の噴出であると推定されている地域であり (Young, 1977; Schultz and Spudis, 1983)、月の熱的活動がいつの時代まで続いていたのかを知る上で重要。

【探査期間・探査範囲】

本ミッションにおいて必要としている探査の期間と探査範囲についてまとめる。

<探査期間>

- ・探査期間と科学的成果とはほぼ比例の関係にあるが、最低10ポイント程度の分析は行う必要があると考える。

・1ポイントの分析所要時間は十数分間（試料選別、下準備や掘削の時間は除く。データの信頼性を向上させるために複数回の測定を行うことを予定している）

以上の点から、ローバの走行距離が十分に確保できれば、比較的短期間のミッションであっても（昼間のみのミッションであっても）十分な成果を上げることが可能であるものと考えられる。

<探査範囲>

・探査候補地の項でも述べたが、50 km程度の範囲・距離を探査することが可能であれば複数の地質ユニット（中央丘や溶岩流など）にわたっての測定が可能であり、科学的に大きな成果があげられるものと期待できる。

[今後の課題]

観測機器構成の項であげたように、質量分析計の性能をさらにつめて検討することの他にも、年代測定に対する誤差を正確に把握すること、サンプル選定の手順を詳細化すること、検出器の形状を決定すること、レーザ加熱の方式をトレードオフすること、岩石表面の塵除去と風化の影響のある層を取り除く機構の必要性とその実現方法を検討することなどが今後の課題であると考えられる。しかしながら、これまでの検討によってベースとなる観測機器の構成を決定することができ、また科学的成果達成の鍵となる質量分析計の性能を一部ながら確認することができたことから、今後はこれら残りの課題について集中的に検討と必要に応じて検証実験を進めていく予定である。

[引用・参考文献]

- Feldman W. C., Maurice S., Binder A. B., Barraclough B. L., Elphic R. C., and Lawrence D. J. (1998) Fluxes of fast and epithermal neutrons from Lunar Prospector: evidence for water ice at the Lunar poles. *Science*, 281, 1496-1500.
- Shoemaker, E. M., Robinson, M. S., and Eliason, E. M. (1994) The South Pole Region of the Moon as Seen by Clementine. *Science*, 266, 1851 - 1854.
- Schultz P. H. and Spudis P. D. (1983) Beginning and end of lunar mare volcanism. *Nature*, 302, 233 - 236.
- Swindle T. D., Boynton W. V., Chutjian A., Hoffman J. H., Jordan J. L., Kargel J. S., McEntire R. W., and Nyquist L. (1995) Isotope analysis and evolved gases. In *Planetary Surface Instrument Workshop* (C. Meyer, A. H. Treiman, and T. Kostiuik, eds.), pp. 21 - 40. LPI Tech. Rpt. 95-05, Lunar and Planetary Institute, Houston.
- Tera F., Papanastassiou D. A., and Wasserburg G. J. (1974) Isotopic evidence for a terminal lunar cataclysm. *Earth Planet. Sci. Lett.*, 22, 1-22.
- Young R. A. (1977) *Proc. 8th Lunar Sci. Conf.*, 3457 - 3473.

TOF 型ダスト質量分析器の開発

大橋英雄 (東京水産大)、濱邊好美 (東大)、河村亨 (獨協医大)、佐々木晶 (東大)、野上謙一 (獨協医大)
柴田裕実 (東大原総センター)、長谷川直 (宇宙研)

1. はじめに

将来のダスト研究においてはダストの速度・質量・飛来方向に加え、その起源を解明するために化学組成に関する情報が重要なものとなってくる。地球近傍から木星軌道近傍までのダストフラックスに関する情報は、過去 30 年以上にわたる探査機搭載のダスト検出器によって得られている。しかし化学組成を解明することの出来る質量分析器を搭載した探査機は、過去には Helios と Giotto、Vega I・II 号があるのみで、現在巡航軌道上にあるものとして Cassini と Stardust がある。Helios 搭載のものは直線型の TOF 質量分析器で、質量分解能は 5 もしくは 10 と小さく、その科学的成果は公表されていない[1]。Giotto、Vega I・II 号搭載のものはイオンミラーを持つ V 字型 TOF 質量分析計であり、Halley 彗星に接近してその組成を調べることを狙っていたため、フラックスは十分大きいターゲット面積はわずか 5cm^2 という小さなものであったが、イオンビーム収束のためのレンズが 2 個入っており全体のサイズは 1 m を超える大型のものとなっている[2]。Cassini 搭載の CDA (Cosmic Dust Analyzer) は Galileo や Ulysses に搭載されたダスト検出器の一部を改良して質量分析機能を持たせたものであり、地上実験で得られた質量分解能は 40 程度といわれているが、リソースの関係で土星到着の直前にならないと機器の電源がオンにならないため、データの得られるのはまだ数年先のことである。また Stardust 搭載の CIDA (Cometary and Interstellar Dust Analyzer) は Giotto 搭載の PIA (Particulate Impact Analyzer) を改良したものであり、全体のサイズを変えずに、ターゲット面積を 10 倍の 50cm^2 としている。

我々の開発目標としているものは、小型で高性能のリフレクトロン (イオンミラー) 方式 TOF 型質量分析器であり、様々な分野に応用が利くようにターゲット面積は最低でも 100cm^2 、質量分解能は数百以上、サイズは $20\text{cm} \times 50\text{cm} \times 50\text{cm}$ 、重量は 10kg 以下を目指している。特に質量分解能に関してはイオン光学シミュレーションソフトウェア SIMION による計算では、イオンミラーの等電位面を曲面とすることにより 1000 を超えるものが実現可能なことが示された。このシミュレーションに基づいて実験室用のモデルを製作したが、ダスト高速衝突によるプラズマ生成、イオン引出しなどの TOF 質量分析器の基礎過程について研究するため、取扱いと解釈の容易な直線型 TOF 装置も製作した。ダストの高速衝突を模擬するためにパルス赤外レーザー照射を利用して装置の特性データを蓄積している。また東海村にある東大原子力研究総合センター重照射研究施設 (HIT) のバンデグラフ静電加速器にダスト・イオン源を設置し[3]、昨夏より定期的にダスト加速が行えるようになり、昨年暮と今年 3・4 月のマシンタイムにおいて TOF 型質量分析器を用いた実験を実施した。

2. 実験[4]

2.1 レーザー照射実験

実験は東京水産大学物理学教室に設置された装置を用いて行った。直線型 TOF 質量分析装置の構成図を図 1 に示す。照射したレーザーの波長は赤外の 1064nm で、パルス時間幅は $6\sim 8\text{ns}$ である。凸レンズを用いてターゲット上に像を結ぶように配置し、照射強度は約 $3 \times 10^{10}\text{W}/\text{cm}^2$ である。

図 1 の領域 I で加速されたイオンは Region II の電場のないフリー・スペースを $L_2 = 141\text{mm}$ 飛行した後、領域 III において再び加速され検出器に到達する。レーザーを照射したときのターゲットからの出発信号と検出器からの到着信号の時間差が飛行時間 T になる。検出器には有効直径 8.5mm の MSP (MicroSphere Plate) を用いている。 $V_3 = 2700\text{V}$ で使用した場合、1 個の荷電粒子が入射すると $10^6 \sim 10^7$ 個の 2 次電子が生成される。真空度は $5 \times 10^{-6}\text{Torr}$ 以下で使用している。

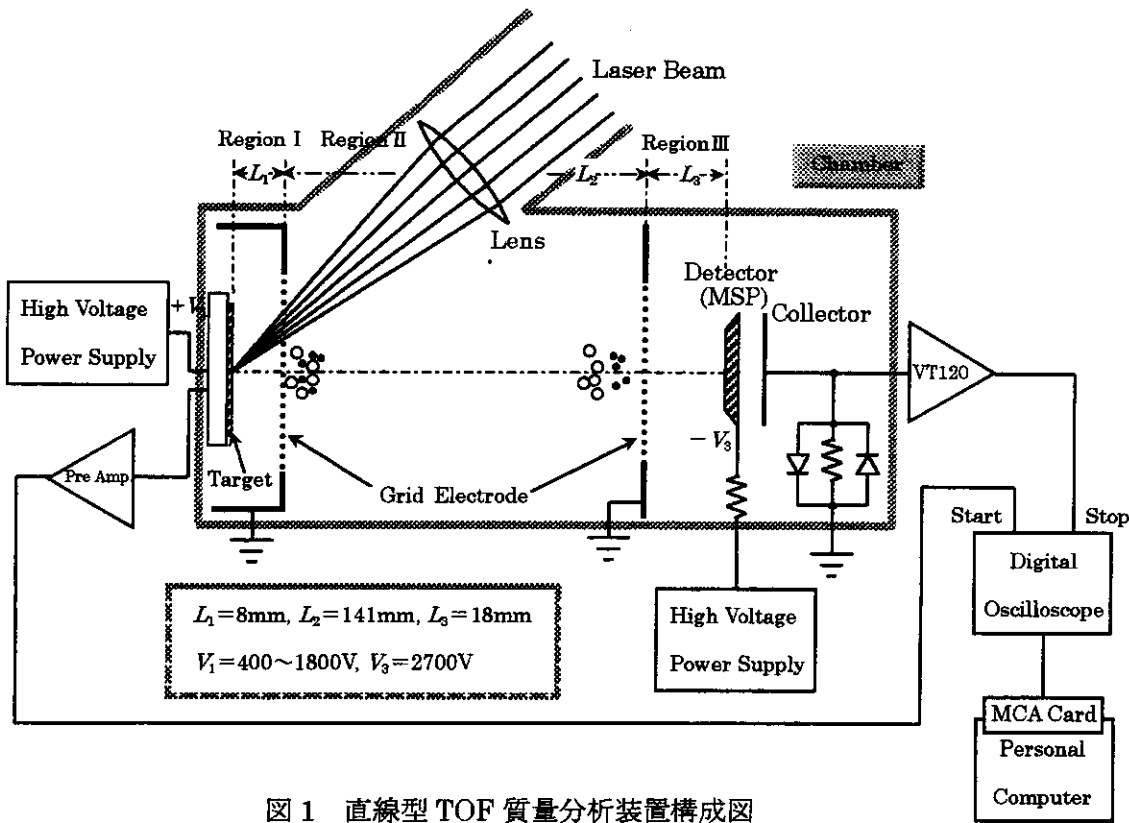


図1 直線型 TOF 質量分析装置構成図

直線型 TOF 装置ではターゲット物質をパルスレーザーで照射してイオンを発生させることで、実際の宇宙空間でのダストの衝突・イオン化に置き換えられるかどうかの検討を行なった。その結果次の2点が明らかになった。

- ・レーザー照射によりターゲット物質から発生したイオンは、100~300eV という大きな初期エネルギーを持つ。レーザー強度、ターゲットの種類、加速電圧の変化によって、初期エネルギーは変化する。
- ・ターゲット表面に銅のメッシュをターゲットと同電位になるように2mm の間隙を開けて取り付け、ターゲット表面を電場のないフリー・スペース構造にしてレーザーを照射すると、発生するイオンの初期エネルギーを数 10eV に低下させることができる。

この直線型 TOF 装置の時間分解能は、 $T/\Delta T=20$ 程度である。

次にリフレクトロン型 TOF 質量分析器での実験を行った。目標とする時間収束作用と空間収束作用を備えた曲面電場からなるイオン反射領域を持つリフレクトロン型 TOF 装置をテストする前に、まず反射領域が単純な平行電場からなる図2に示す装置のテストを行なった。同種類のイオンでも速度の速い粒子(図2中の●印)は遅い粒子(同○印)に比べてイオン反射領域 Region III に先に到達するが、反射領域での飛行距離が長いので反転に多くの時間を要し、検出器に到達したときには、遅い粒子との時間差が縮まる。この時間収束作用は、初期エネルギー $E_0 \pm \Delta E_0$ を持つ同種類イオン群の全飛行時間がその平均値 E_0 を持つイオンの飛行時間と等しくなるときに最小になるという条件で最も効果的に発揮されるが、検出器の有効直径が 8.5mm と小さいために、この条件よりも検出器の中心に到達する条件を優先せざるを得ず、可能な時間収束作用を十分発揮させることはできなかった。時間分解能は直線型より幾分向上し $T/\Delta T=30$ 程度である。

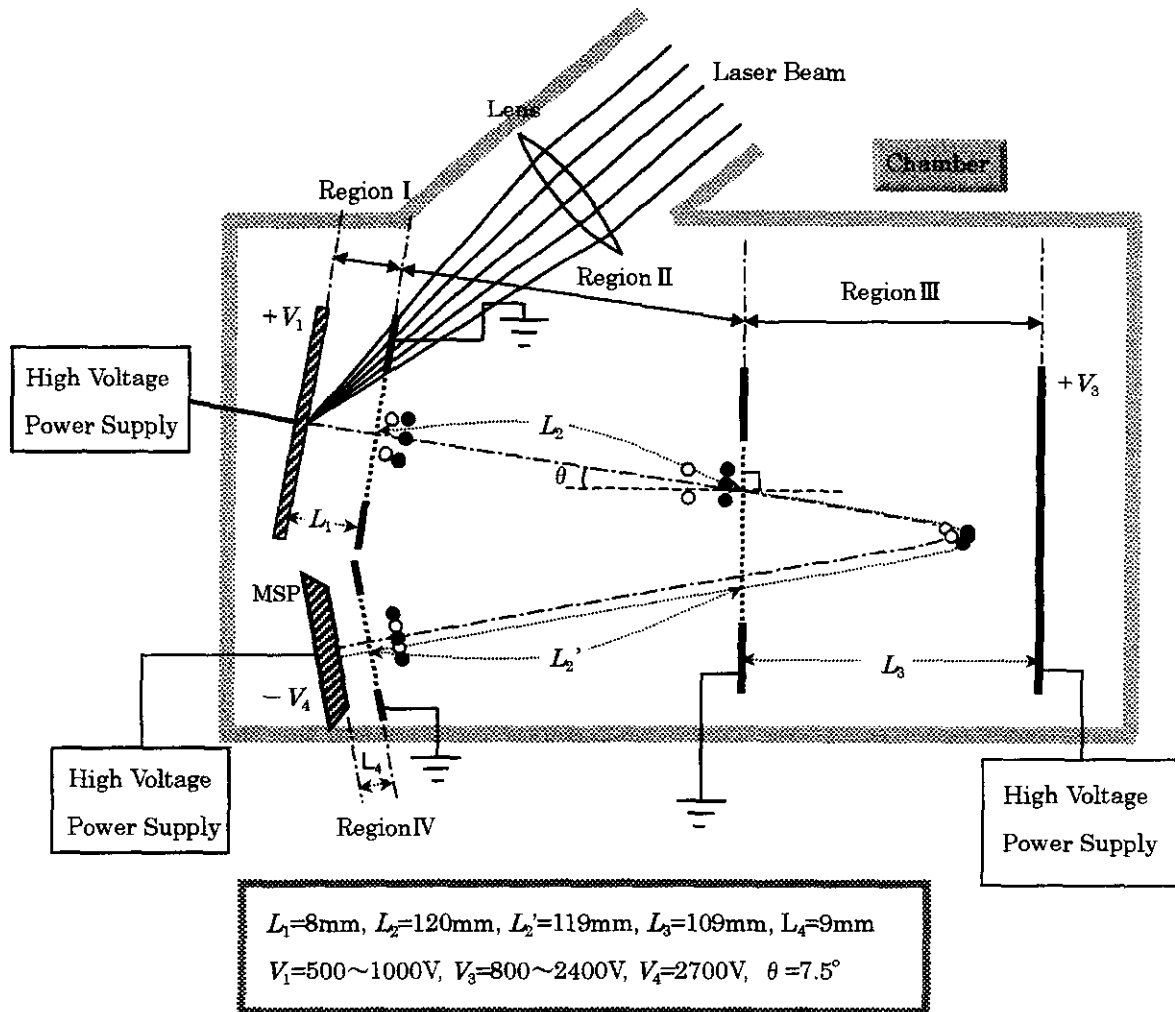


図2 リフレクトロン型 TOF 質量分析装置

2.2 静電加速器による高速ダスト衝突実験

1998年12月と1999年3・4月に東京大学原子力総合センターにおいて、TOF質量分析器へのダスト加速器を用いた高速ダスト衝突実験を行なった。

銀の微粒子を2及び3MVで加速し、生じたイオンの質量分析を直線型、リフレクトロン型双方のTOF装置を用いて行なった。現在データの解析を行なっているところである。

昨年暮の実験では速度計測用のビームモニター(BM)の1番目と3番目の信号、ターゲットとMSPからの信号の4つをデジタル・オシロスコープで記録した。ターゲットからの信号は図3に示すように2つの種類のあることが

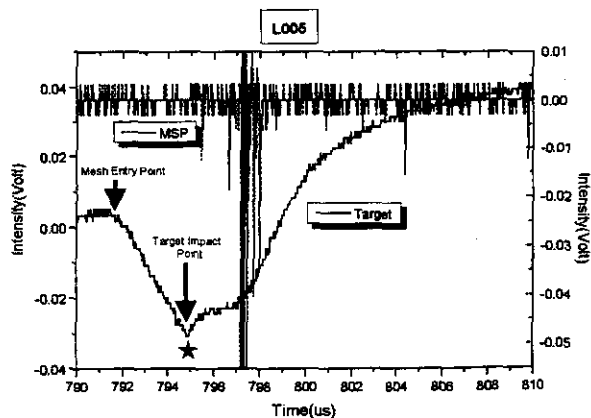


図3-1 ターゲットにAg粒子が衝突した場合の信号

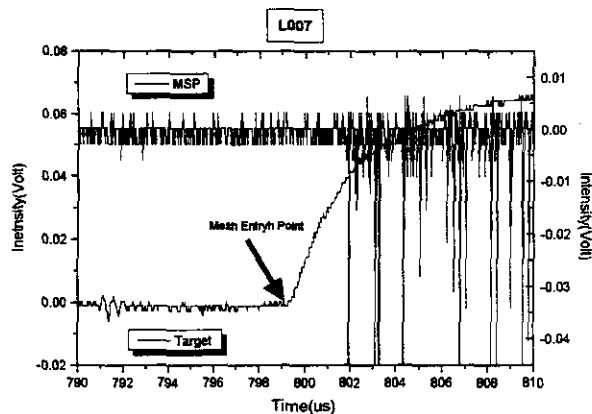


図3-2 メッシュにAg粒子が衝突した場合の信号

確認された。図 3-1 の場合 BM1 と BM3 より求めた Ag 微粒子の速度 3.1km/s とメッシュからターゲット衝突までの時間 3.4 μ s を掛けると、その間に Ag 粒子の動く距離はターゲットとメッシュの間隔 10mm に誤差の範囲で等しくなる。この事から図 3-1 の場合には Ag 微粒子衝突の瞬間は★点で表され、ターゲット信号が負に移行するのは Ag 微粒子が持込む正電荷によるインフルエンチャージであると解釈できる。また図 3-2 の場合には Ag 微粒子がメッシュに衝突したものと解釈できる。このことは Ag 粒子がターゲットに衝突する場合とメッシュに衝突する場合の頻度が、Ag 粒子のサイズとメッシュの開口率から予測される頻度と矛盾がないことから支持される。

以上の解釈を確認するために本年 3・4 月の実験ではターゲット部の直前に小型の光電子増倍管（浜松フォトニクス R5600U）を設置してその出力をファーストアンプもしくは CSA で受け、デジタルオシロスコープで記録した。詳しくは現在データ解析中であるが、図 4 に示したようにターゲットへの Ag 微粒子衝突による発光点は図 3-1 の★点に一致することが確認された。ただし MSP 信号による質量スペクトルを考えると「衝突時刻すなわち質量

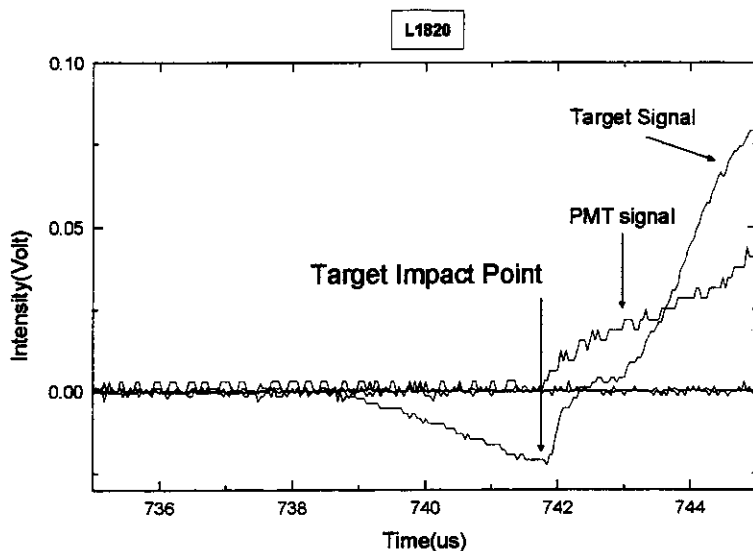


図 4 衝突発光信号を CSA で受けた場合。ターゲット信号と PMT 信号の立上がり点が一致していることに注目。

スペクトルの時刻ゼロの点」と言う訳ではなく、Ag 微粒子高速衝突によるプラズマ発生、正・負電荷の分離過程を定量的にどのように取込むかが今後の検討課題となる。

3. まとめと今後の展望

以上述べて来たように TOF 型ダスト質量分析器の開発は次期月探査衛星のみを目標としたものではなく、今後予定されている固体惑星探査ミッションや地球周回衛星などに搭載するダストの起源を解明するための、小型で高性能の装置開発を目指している。最終的には SIMION で求められた曲面電場を持つリフレクトロン型 TOF 装置の開発を目標としているが、現時点では主に取扱いとデータ解釈の容易さのために直線型 TOF 装置を用いた実験を行っている。パルス赤外レーザー照射とダスト加速器を用いた高速衝突実験によって、プラズマ生成に関する基礎的なデータの蓄積を行うことができた。衝突発光信号を CSA で増幅したものを TOF のスタートトリガにした場合と MSP 信号から求められる質量スペクトルの関係を詳しく解析することが目下の課題である。

最後にここで TOF 型ダスト質量分析器が次期月探査計画に関連して「月の科学」に合致するテーマを述べる。

(1) ダストの「源」としての月

- ・衝突放出物 (Impact Ejecta) のダストフラックスを調べる。
- ・月起源ダスト (Lunar Dust) 一粒ごとの化学組成 (各地域のレゴリスのマイクロスケールでの組成)

(2) ダストの「標的」としての月

- ・レゴリス形成の過程
- ・月の石のマイクロクレーター生成率
- ・衝突微粒子の起源（彗星？小惑星？星間塵？その他？）
- ・特定流星群の検出とその組成
- ・将来の月面活動に微粒子衝突が与える影響のアセスメント

(3) 地球-月システム内のダスト環境の進化とその役割

- ・地球近傍（低軌道）でのダストフラックスの経年計測との比較
(例えば宇宙ステーション JEM 曝露部との同時計測)
- ・地球環境や定期同情で補習されたダストの組成との比較
(例えば、成層圏や南極氷床、深海底泥からのサンプリング)

特に将来における人類の月面活動に微粒子衝突が与える影響のアセスメントを行うため、月周回軌道上、更に技術的リソース的に可能であれば月面上におけるダストフラックスのリアルタイムモニタリングの重要性は多言を要しないであろう。

参考文献

- [1] Diezel, H. *et al.* 'The HEOS 2 and HELIOS micrometeoroid experiments', *J. Phys. E. Sci. Instrum.* 6(1973)209.
- [2] Kissel, J. , 'The Particulate Impact Analyzer', ESA SP-1077 (1986) 67.
- [3] Hasegawa S. *et al.*, 'Acceleration of Micro-Particles to Hyper Velocities by Using a 3.75MV Van de Graaff Accelerator', LPSC XXX (1999) submitted.
- [4] 河村亨 他、「探査機搭載用 TOF 型ダスト質量分析器の開発～静電加速器による高速ダスト衝突実験」、第 7 回 科学衛星・宇宙観測シンポジウム (1999)103.

Lunar Transient Phenomena

柳澤正久（電気通信大学）

（〒182-8585 東京都調布市調布が丘 1-5-1, yanagi@ee.uec.ac.jp）

Lunar Transient Phenomena (LTP) は、月面の一部が一時的に発光したり変色したりする現象で、多くの報告があるものの、その原因ばかりかそれが本当に月面の現象なのかどうかもはっきりしていない。しかし、これが月内部からの脱ガスを伴った現象であるとする、月の起源を調べるための大きな手がかりになる可能性がある。本講演では、(1) アポロ計画で月面上に設置されたイオン質量分析計によるH₂Oの観測、(2) 月内部からの脱ガスに対するアポロ質量分析計の検出限界、(3) 微小天体の月面への衝突による発光の検出の可能性、について述べる。

1. アポロイオン質量分析計によるH₂Oの観測

アポロ計画では、12号(3.2S, 23.4W)、14号(3.7S, 17.5W)、15号(26.1N, 3.7E)の着陸地点に、MA(Mass Analyzer)とTID(Total Ion Detector)から成るSIDE(Suprathermal Ion Detector Experiment)が設置された。この装置は、月の大気が、太陽紫外線あるいは太陽風粒子によりイオン化され、これが太陽風電場によって加速されたものを測定する。中性ガスを測る質量分析計と違い、広い範囲のガスを観測するため、測定器近傍の汚染の影響を受けにくいという利点がある。

H₂Oが観測されたのは、14号地点にSIDEが設置されてから1月ほど経った1971年3月7日のことである。図1に14号地点でのデータ(Freeman et al., 1973)を示すが、同様の信号は180km離れた12号地点でも観測された。両地点とも夜が明けてしばらく経ったときのことである。図の横軸は世界時で、20時間をカバーしている。縦軸はH₂Oイオンを含むチャンネル4と5のカウントの合計である。バックグラウンドは約0.15カウントで 2×10^4 ions cm⁻² s⁻¹ sr⁻¹に相当する。図の上半分には、下半分に示したPART I, PART II, PART IIIの期間に対応した質量スペクトルが載っている。ただし、単位電荷あたりの質量数はチャンネル数で示されており、チャンネル5が18(H₂O)に相当する。バックグラウンドを大きく上回る信号が約14時間にわたって受かっている。信号が断続的なのは、太陽風電場の向きが細かく時間変動しているために、どこかで発生したH₂OそしてH₂Oイオンが、14号地点に届いたり届かなかったりしたためだろう。

測定の原理が複雑なためにH₂Oの量を見積もるのは難しいが、Freeman et al. (1973)は次のように計算した。アポロ14号の月着陸船の離陸時に、12号地点でこれと同程度のフラックスが2分間検出された。この時、着陸船から12号地点までの最短距離は27km、噴射ガスの一部として放出したH₂Oの総量は、500 kg、放出の割合は、1.1 kg/sであった。この事実から単純に、放出が27km以遠で起きたとすれば、少なくとも500 kgはあったと見積もることができる。また、放出の割合を基準にすれば、これに14時間を掛けて、 6×10^4 kgとなる。

観測されたH₂Oの起源としては、月内部以外にも考えられるが、Freeman et al. (1973)は、他の可能性では今回の観測が説明できないことを次のように議論している。

(1) 観測点付近の汚染：アポロ14号の宇宙飛行士活動中に観測されたフラックスはこれほど高くなかった。そして、H₂O以外の分子も観測されている。また、この時には、近傍の圧力を測る真空計にも信号が出た。一方、H₂Oイオンの検出時には真空計は圧力上昇を検出していない。これは、H₂Oの放出が遠くで起きたことを示している。12、14号地点で同時に観測されたことも、放出点が遠いことを示唆している。

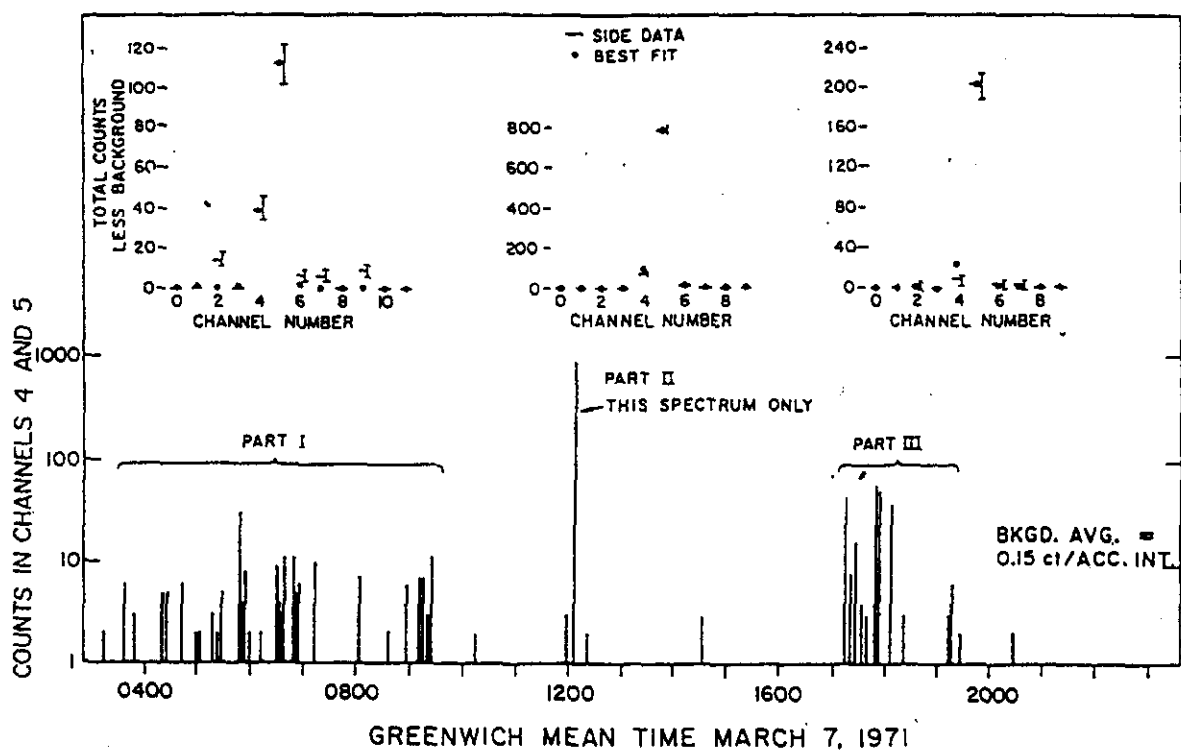


図1 (Freeman et al., 1973)

(2) 指令船から放出されたH₂Oの残り：この現象の1月ほど前に月を回っていた14号指令船は、燃料電池で生成された43kgの水を捨てた。これが何らかの形で検出されたのではないかという指摘がある。しかし、水は、小さな結晶となるが、1日ほどで昇華してしまふと見積もられている。そして1月ぐらいのうちにHとOHに分解されたり、イオン化され太陽風に流されて、なくなってしまう。観測されたほどのフラックスを説明できない。

(3) Lunokhod：ロシアの月面車Lunokhodが、1400kmほど離れた所で活動しており、時々2,3リッターの水を放出している。しかし、Hall (1973)によるガスの月面上での拡散のモデルに従って観測されるフラックスを計算してみると、どう頑張っても観測量の1/1000にしかならない。

(4) 彗星の月面への衝突：衝突に伴う地震が月地震計によって受かっていない。また、彗星ならH₂O以外にCO₂なども観測されそうだが、H₂Oしか受かっていない。

たった1回観測されたただけなので、これ以上のことは分からない。H₂Oだけが検出されたというのは、月内部からの噴出であるとしても不自然だし、数年間の観測のごく初期に、しかも宇宙飛行士の活動が終わった後の月面での最初の朝に検出されたというのも、何か人工的なものではないかという気にさせる。しかし、限られた地点の岩石の分析から得られた結論「月内部に水はない」を頭から信じるのは、もう少し待ったほうが良いのではないだろうか。

2. 質量分析計によるガス噴出検出の限界

LTPがガス噴出を伴ったものであるとして、上で述べたSIDEはこれを検出できるだろうか。逆にいえば、SIDEで、上記の例外を除きガスが検出されなかったからといって、ガス噴出を伴ったLTPは存在しないと言い切れるだろうか。

物議をかもした有名なLTPに、Kozyrevによって観測された1958/11/3のものがある(Kozyrev, 1962)。Alphonsusクレーターの中央丘が30分以上にわたって明るく輝き、スペクトルが、C₂の存在を示しているというのだ。これについて放出されたガス量を推定する。

光った範囲はだいたい $3 \text{ km} \times 3 \text{ km}$ とされている。この範囲が optically thick に、すなはち不透明になったとする。ガスの組成や光の波長によるが、Kozyrev (1962) は、観測者の視線方向に単位面積あたり $10^{15} \text{ molecules/cm}^2$ の分子があれば、thick になるだろうとしている。すると、この範囲内の分子数は、 $10^{26} \text{ molecules}$ となる。しかし、月面の真空状態では、分子はおよそ 1 km/s の速度で拡散してしまう。そのため、ガス噴出が一瞬で起こったとしたら光って見える状態の持続時間は 1 秒ほどであろう。光った状態が 10^3 秒間持続したとすると、 10^{26} 個のガス噴出を 1 秒おきに 10^3 回繰り返さねばならない勘定になり、必要な分子の総量は $10^{29} \text{ molecules}$ である。ガスの分子量を 24 とすると総質量は 4000 kg である。

一方、月面上での分子の拡散についてはいくつかのモデル計算がなされているが、ここでは、Hall (1973) を用いる。図 2 に示したのが、計算の一例で、放出された 1 個の分子が月面上をジャンプしながら、横軸で示した時間がたった後、 r 離れた月面上に立てた底面積 1 cm^2 の column 内に入る確立を示している。SIDE が働いた数年間に Kozyrev が観測したのと同じような現象が起きたとすると、Alphonsus から アポロ 14 地点までは約 400 km であるから、存在確立の最大値は、 10^{-16} (4000 秒後) となる。 $10^{29} \text{ molecules}$ の放出が一瞬に起こったとして、 $10^{29} \times 10^{-16} = 10^{13} \text{ cm}^{-2}$ の分子が観測点の単位面積あたりに存在することになる。なお、SIDE のバックグラウンド・レベルは、ガスの電離速度などを考慮すると 10^{12} cm^{-2} で、この 5 倍あれば検出できると考えられている。つまり、Kozyrev の LTP は、なんとか観測できるはずである。

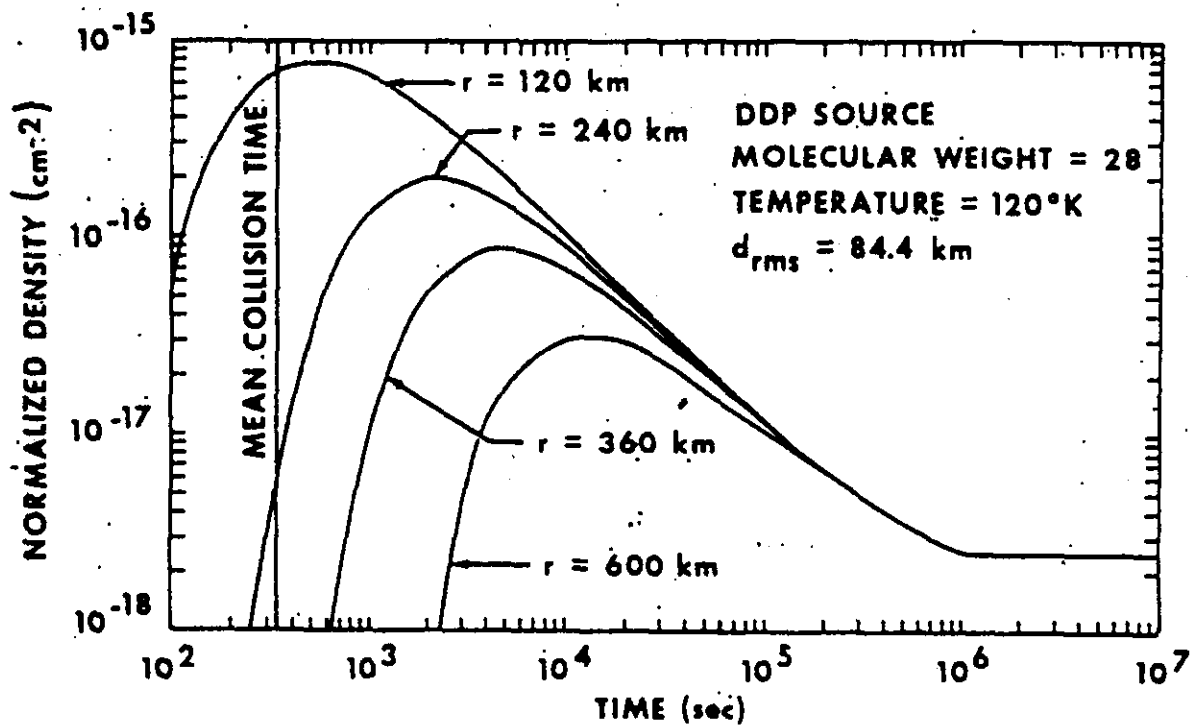


図 2 (Hall, 1973)

しかし、ここで使ったガス拡散のモデルでは、分子の月面への吸着はないとしている。分子が月面に留まっている時間はよく分かっていないが、これを考慮すると拡散は遅くなる。SIDE まで届く量は減り、検出できない可能性もある。また、光って見えるための単位面積当りの分子の数がここでの値より小さい可能性もある。更なる検討が必要であるが、「SIDE で検出されなかったから、ガス噴出を伴う LTP は存在しない」とは言い切れないだろう。

Hall (1973) の計算によれば、Alphonsus の中央丘に 30 km まで近づけば、信号は 14 号地点

に比べ 100 倍強くなる。このクレーター内に質量分析計を設置するのも、将来の月探査の一つとして面白いのではないだろうか。また、このようなミッションを計画するためには、SELENE 計画のアルファ線検出器を大口径で感度の高いものにし、ラドン・ガスの空間分布だけでなく、その時間変化を調べることが大切である。ガスの組成を測ることはできないが、どこに質量分析計を設置したらよいかを決める上で重要なデータを提供してくれる。

3. 微小天体の月面への衝突

月の起源の科学にとっては、ガス噴出を伴う LTP が面白い。一方、微小天体の衝突によって、月面で発光が起きていることは間違いない。これを数多く調べることによって、微小天体のサイズ分布、衝突に伴う発光効率を知ることができる（ただし、どちらかを別の方法で決めないともう片方が決まらないが）。ここでは、発光を検出できる微小天体の質量の下限を求める。

まず、以下のように変数を決める。[]内の値は、計算時に代入する値で、電気通信大学の観測システムを想定している。また、発光時間はきわめて短いと仮定している。

m: projectile mass (lower limit)

v: projectile velocity [20 km/s] (典型的な速度)

k: efficiency of kinetic to radiation energy by an impact [10^{-3}] (低速度での実験結果)

$\Delta\lambda$: band width of the radiation [1 μm] (仮定)

F_0 : energy flux for 0-magnitude star ($3.64 \times 10^{-8} \text{ Wm}^{-2}\mu\text{m}^{-1}$ at 0.55 μm)

Δt : exposure [0.017 s] (電通大観測システム、ビデオ)

M: limiting magnitude [7] (電通大観測システム)

d: distance to the Moon [$3.8 \times 10^5 \text{ km}$]

光度(等級)とエネルギー・フラックスを関係付けるポグソンの式は、以下のようになる。

$$-M = 2.5 \log_{10} \frac{k(mv^2/2) / \Delta\lambda / 2\pi d^2}{F_0 \Delta t}$$

そして、[]内の値を入れると、 $m = 4 \text{ kg}$ 。Dohnanyi (1972)の見積もりによれば、4 kg 以上の微小天体のフラックスは、 $6 \times 10^{-18} \text{ 個 m}^{-2} \text{ s}^{-1}$ である。

衝突による発光を検出するには、太陽の光の当たっていない月の夜側を観測する。三日月の時には、広い範囲を観測できるが、月はすぐに沈んでしまう。一方、半月になると、面積は減るが、真夜中まで月は出ている。新月から上弦まで、東京から高度15度以上の月を観測するとすると、どれぐらいの夜の面積を、どれぐらいの期間観測できるだろうか、天文ソフト(ステラ・ナビゲーター)で調べてみた。その結果は、

$$(\text{観測面積}) \times (\text{観測時間}) = 2.9 \times (\text{月全表面積}) \times \text{hours} = 4 \times 10^{17} \text{ m}^2\text{s}$$

であった。これに微小天体のフラックスを掛けると、新月から上弦までの観測で、2.4回の発光が観測されることがわかる。実際には、月の明るい部分を視野からはすすので、月の夜の部分をすべて観測できるわけではない。しかし、新月から上弦まで何回か観測すれば、1回は観測されるはずである。参考までに、最近、スペインのグループが正味 4.3 時間の観測を行い、検出できなかったと報告している (Ortiz et al., 1999)。

4. 最後に

アポロ計画での月大気計測は、際立った結果を出すことができなかった。月の大気は全体としてはあまりにも微量であった。しかし、内部からガスが放出されている地点があれば、そこから時々、数トンのガスが出ている可能性は残されている。その組成を測ることができれば、月の起源論に大きな制約を与えることができるかもしれない。そのためには、放出点を押さえ、そこに質量分析計などの測定器を置き、長期間(場合によっては10年以上)観測する必要がある。

ガスは微量なラドン・ガス(放射性元素)が含んでいる可能性が大きい。SELENE 計画で搭載が検討されているアルファ線検出器はこれを測ることができる。これでラドンの放出点、放出頻度がわかれば、次のミッションでガス分析器をどこに、どのくらいの期間置けばよいか分かる。しかし、アルファ線は非常に弱く、放出の時間変化を測るには大口径のものが必要である(アポロ計画やルナ・プロスペクターではこれができなかった)。SELENE 計画のアルファ線検出器を中途半端なものにせず、確実な科学成果を挙げる必要がある。

同時に、地上からの LTP 観測も重要である。しかし、これまでのように眼視観測で発見しては、報告しているだけでは大した成果は望めない。少なくともビデオや、写真による記録を残すことが必要である。そして、その原因を探るには、更に、フィルターを換えていくつかの波長域で撮像したり、スペクトル観測をしたりすることが望まれる。

引用文献

Freeman et al. (1973) *Moon*, 8, 115.

Hall (1973) *J. Geophys. Res.*, 78, 2111.

Kozyrev (1962) in *the Moon*, Kopal & Mikhailov, eds, Academic Press.

Ortiz et al. (1999) *Astron. Astrophys.*, 343, L57-L60.

ILOM (月面位置天文観測) 計画のサイエンス

Scientific Targets of the ILOM (In-situ Lunar Orientation Measurement) Project

日置幸介¹、花田英夫¹、大江昌嗣¹、河野宣之¹、荒木博志²、松本晃治¹、高根沢隆³、河野裕介³
¹国立天文台地球回転研究系、²国立天文台水沢観測センター、³総合研究大学院大学

Kosuke Heki*, H. Hanada, M. Ooe, N. Kawano, H. Araki, K. Matsumoto, T. Takanezawa, Y. Kono

National Astronomical Observatory, Mizusawa (*heki@miz.nao.ac.jp)

はじめに

測地学的手法を用いたこれまでの月科学研究には二つの大きな流れがある。ひとつが Lunar Orbiter やアポロ計画の subsatellite に始まり Clementine, Lunar Prospector に受け継がれてきた月周回衛星の軌道追跡データをもとにした月重力場の計測(Lemoine et al., 1997; Konopliv et al., 1998)である。波長の比較的短い重力場成分については表側の詳細なマッピングが Lunar Prospector でほぼ完成し、裏側のマッピングは SELENE のリレー衛星ミッション(RSAT)で行われる予定である(Matsumoto et al., 1999)。さらに SELENE の VRAD ミッションで J_2 , C_{22} 等の低次項の誤差が大幅に改善される見込みである(Heki et al., 1999)。これらの重力場の低次項と月のひょう動観測から別途求められた力学的扁平率をあわせて計算される月の慣性モーメントから月の中心核の大きさや密度についての情報が得られ、月のグローバルな重力異常から月内部の比較的浅い部分の構造が明らかになる。重力計測による月探査は SELENE によって一段落すると考えて良いだろう。

もうひとつの月の測地学的研究として顕著なのはアポロ計画で月面に反射板が設置されて以来今日まで続いている月レーザー測距(Lunar Laser Ranging: LLR)による月の回転変動(物理ひょう動)の観測である(Dickey et al., 1994)。およそ30年にわたって蓄積された LLR データから多くの強制ひょう動の成分が同定され、さらに自由ひょう動の存在が示唆されるなど多くの成果が得られている(Newhall and Williams, 1997)。しかし観測手法にはアポロ以来質的な進展はなく、これまでの LLR 観測が提起した問題が近い将来に解かれる見込みは少ない。月の物理ひょう動観測にブレークスルーをもたらす新しい計測技術として、次期月探査計画にわれわれは月からの直接観測による ILOM (In-situ Lunar Orientation Measurement 月面位置天文観測)計画を提案する。

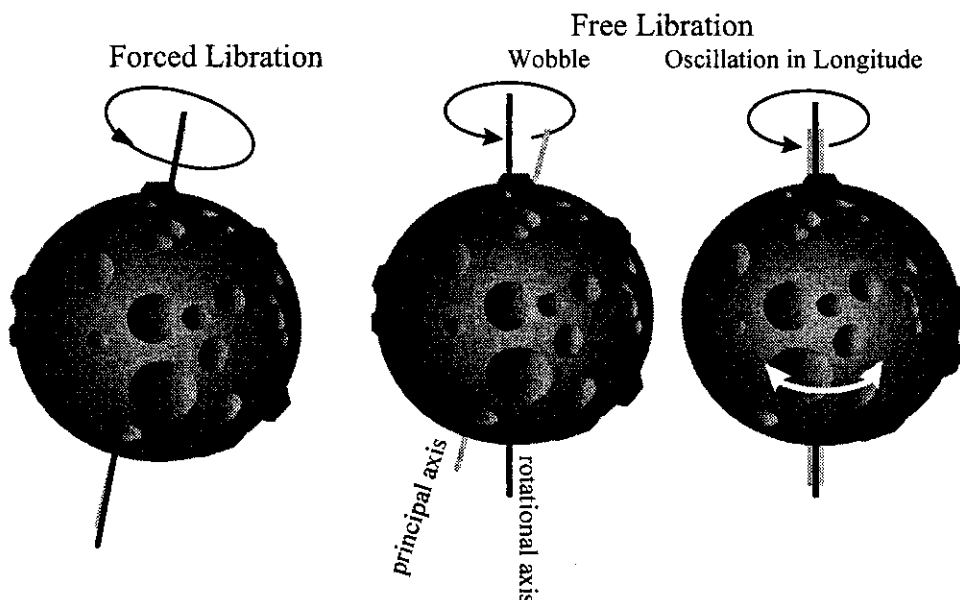


図1 月の物理ひょう動(Physical libration)は、地球の強制章動に相当する強制ひょう動(Forced libration)と地球のチャンドラー自由極運動に相当する自由ひょう動 (Free libration: 極運動と経度のひょう動がある) に分けられる。

月と地球の回転変動

地球回転変動の計測は 19 世紀末に眼視天頂儀による光学観測に始まり、その後 VLBI に代表される宇宙測地技術に受け

継がれ百年にわたり行われてきた。地球の回転変動は、(1)自転軸が空間に対して移動する歳差・章動、(2)自転軸が固体地球に対して移動する極運動、(3)自転速度の変動、に大別され、それらの観測から地球の全体としての力学的諸元や地球流体のグローバルな動態が明らかにされてきた。月の自転は月-地球系の公転に同期しているため、月の回転変動を地球からみると月の表側がわずかにずれて普段見えない部分が見えることになる。月のひょう動(libration)と呼ばれるこの現象は、実際は月の公転軌道の離心率と月の公転面(白道面)の黄道面からの傾きによって生じる見かけ上のもの(幾何ひょう動 Optical libration)が大部分であり、実際の回転変動に相当する物理ひょう動(Physical libration、図1)の寄与は小さい。

地球の強制章動は、月や太陽の起動力が地球の赤道部分のふくらみを通じて地球にトルクを及ぼし、半年、一年、半月、一ヶ月等の様々な周期で地球の自転軸をゆさぶる現象である。18.6年周期の成分が最大で10秒角近い振幅を持つ。角運動量が小さい月の回転運動は地球に比べて変動を受けやすいため、強制章動に相当する月の強制ひょう動(Forced libration)の角度の振幅は地球より桁大きく、最大の一ヶ月周期の成分で約100秒角の振幅を持つ(Eckhardt, 1981; Lambeck, 1986、表1)。地球の極運動は地球の表面や内部における質量の移動によって励起される自由運動であり、気圧分布の季節変化に伴う年周極運動に、ランダムに励起される14ヶ月周期のチャンドラー極運動が重なって振幅0.1"から0.2"程度で複雑に変化している。月では同様な質量移動やインパクト等にたいして周期75年の自由極運動、周期81年の自由歳差、周期2.9年の自転速度の周期変動(経度のひょう動)の三種類の自由ひょう動が励起される(Newhall and Williams, 1997)。自由運動の振幅は一般に減衰と励起のバランスで決定され理論的な予測は困難である。なお経度の自由ひょう動は月の形状が三軸不等の楕円体でありかつ同期自転していることから月独特の自由運動である。地球の自転速度の変化は極めて複雑で数年以下の周期成分は大気や海洋と固体地球の間の角運動量の交換によるものであるが、月でこれに相当するものはない。

月レーザー測距で観測された月のひょう動

強制ひょう動の源である他天体の起動力は地球・太陽・月系の運動からかなり正確にわかっているため、研究の対象となるのはそれらに対する月の応答である。ひょう動の振幅から起動力に対する月の変形しやすさを示すラフ数 k_2 や月の慣性モーメントの非等方性の尺度である力学的扁平率 H が求められる。また月が完全な弾性体でない場合トルクの変動と実際のひょう動の間に位相遅れが生じ、そこからエネルギー散逸の度合いを示す Q の値が得られる。実際には数値積分による惑星暦の計算と同時にLLRの観測データを説明するべく月の姿勢の初期条件や上記の諸定数が推定されており、最近ではDE403/LE403の生成に際して決定されたひょう動の諸成分の振幅や位相がNewhall and Williams(1997)によって報告されている。

表1 Eckhardt(1981)理論に基づく月の強制ひょう動の主な成分の引数、振幅(単位秒角)および周期。Lambeck(1988)より転載。

Argument	$(\Delta\alpha_2 + \Delta\alpha_3)$		$\Delta\alpha_1$		$\langle\alpha_1\rangle\Delta\alpha_2$		period
$N \begin{matrix} N \\ \odot \\ F \end{matrix} D$	sin	cos	sin	cos	sin	cos	(days)
0 0 0 0			214.2	5552.9			∞ (18.6 years)
0 0 1 0			1.1	-80.8			80.8
0 0 2 -2	1.6				-3.1	-3.0	173.31
0 0 2 0					-10.5	-10.1	13.61
0 1 0 0	90.7						365.26
1 -1 -2 -1	-1.1						3232.86
1 0 -1 0					24.6	-24.6	2190.35
1 0 0 0	-1.4	-6.6			-99.1	-101.4	27.56
1 0 0 -2	4.1				-1.9	2.5	31.81
1 0 0 -1	-3.5						411.78
1 0 1 0	-16.8						13.69
1 0 -2 0						1.5	26.88
2 0 -2 0			17.0				1095.18
2 0 0 -2			9.9				205.89

LLRによる月のひょう動観測から得られた k_2 と Q はいずれもアポロの月震計観測から推定された月の内部構造から推定されたものと大きく異なることが知られている(Dickey et al., 1994)。たとえばLLRから得られた k_2 は 0.0302 ± 0.0012 であるのに対して、月震計で明らかにされた月の比較的浅い部分の地震波速度構造を深部に外挿して得られる k_2 は0.0215から0.0245と小さくなる。一方LLRから得られた Q は 26.5 ± 1.0 と地震学的に得られた千以上の Q の値に比べて異様に小さい。これら

はいずれも月震計の情報の及ばない千キロ以深の下部マントルに大規模な部分溶融層があること、また中心核が溶融状態にありマントルとの境界部分で乱流によるエネルギーの散逸があることを強く示唆する(Yoder, 1981; Bender, 1994)。

また Newhall and Williams (1997) は自由ひょう動について LLR データの解析から自由極運動の振幅を $8''.19 \times 3''31$ 、自由歳差の振幅を $0''.022$ 、経度方向の自由ひょう動の振幅を $1''.807$ とそれぞれ求めている。そのうち自由歳差は検出限界ぎりぎりであり、また経度のひょう動については近接した周期の金星による摂動の影響である可能性もあるが、振幅 $8'' \times 3''$ の自由極運動の存在は確実であるとしている。これは風や海流によって励起される地球のチャンドラー自由極運動の振幅より一桁以上大きく、月は大気海洋をもたず月震も小規模であることを考えると驚くべきことである(Williams and Newhall, in preparation)。月面へのインパクトでこの程度の自由極運動を励起するためには直径 10km の規模のクレーターが生じるイベントが必要だと考えられているが、自由歳差がほとんど励起されていないこと等からその確率は低いと考えられている(eg. Dickey et al., 1994)。Yoder (1981) は流体核とマントルの間に乱流による力学的結合に起因する(地球の回転速度の 10 年変動と類似のメカニズムによる)自由ひょう動の励起の可能性を示唆した。また Newhall and Williams (1997) は、コアマントル境界の扁平率が大きくかつ流体核の回転軸がマントルの回転軸と一致していないことが極運動を励起しているのではないかとしている。いずれにせよ自由ひょう動の存在は流体核の存在とそのダイナミクスに貴重な情報をもたらすことは間違いない。

ILOM と LLR による月回観測

LLR は基本的に地球-月間の距離測定であり物理ひょう動以外に様々なものが見える。もっとも大きな変動成分は月軌道の離心率に起因する振幅数万 km のもので、次に地球回転による振幅数千 km の変動がある(図 2)。さらに幾何ひょう動による数十 km の変動を取り除いて初めてたかだか 100m 程度の振幅の物理ひょう動が見えてくる。見方を変えるとこれは LLR によって地球回転や地上局の位置が測定できることを意味し LLR 開始当時はそれなりの意義があったが、他のより手軽な宇宙測地技術が発達した現在ではむしろ科学的に興味のある物理ひょう動がマスクされていると考えた方がよい。

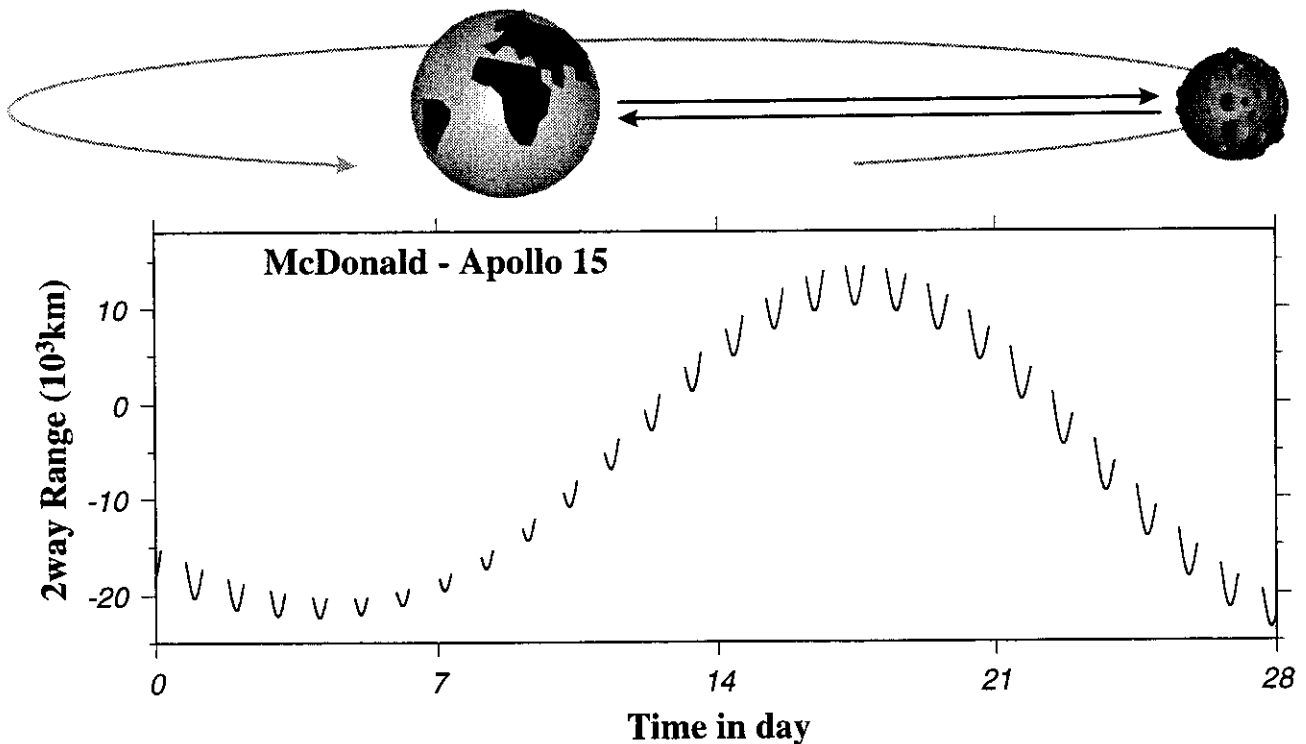


図2 LLR による月-地球間の測距データの例。ここではアポロ 15 号の反射板と地上局として米国テキサス州のマクドナルド観測所を仮定した。縦軸は月-地球間の平均距離からのずれをあらわす(単位千 km)。月軌道の離心率からくる一ヶ月周期の大きなうねりに、地球回転による一日周期の変動が重なる。これらからさらに幾何ひょう動成分を取り除いて初めて月の回転変動に相当する物理ひょう動成分(この図では 1 μm 程度の大きさ)が見えてくる。

LLR による月面-地球間の距離の測定精度は現時点で 3cm 以下とされるが、その大きさに相当する月の姿勢の変化(およそ 3 ミリ秒角)が直接観測できるわけではない。たとえば月の表側の中央部(緯度経度ともにゼロ)に反射板があれば、月の姿勢が多少変化しても反射板と地球の距離はほとんど変化しない。現実にはアポロ 11 号の反射板が経度方向に、アポ

ロ 15 号の反射板が緯度方向に表側の中央部から幾分離れているため、それらと地球の距離変化を精度 3cm で測ることによって経度方向のひょう動と緯度のひょう動がそれぞれ 10 ミリ秒角ほどの精度で計測できることになる。また地球と月を結ぶ直線のまわりの回転に相当する月の姿勢変化は LLR ではほとんど観測できない。

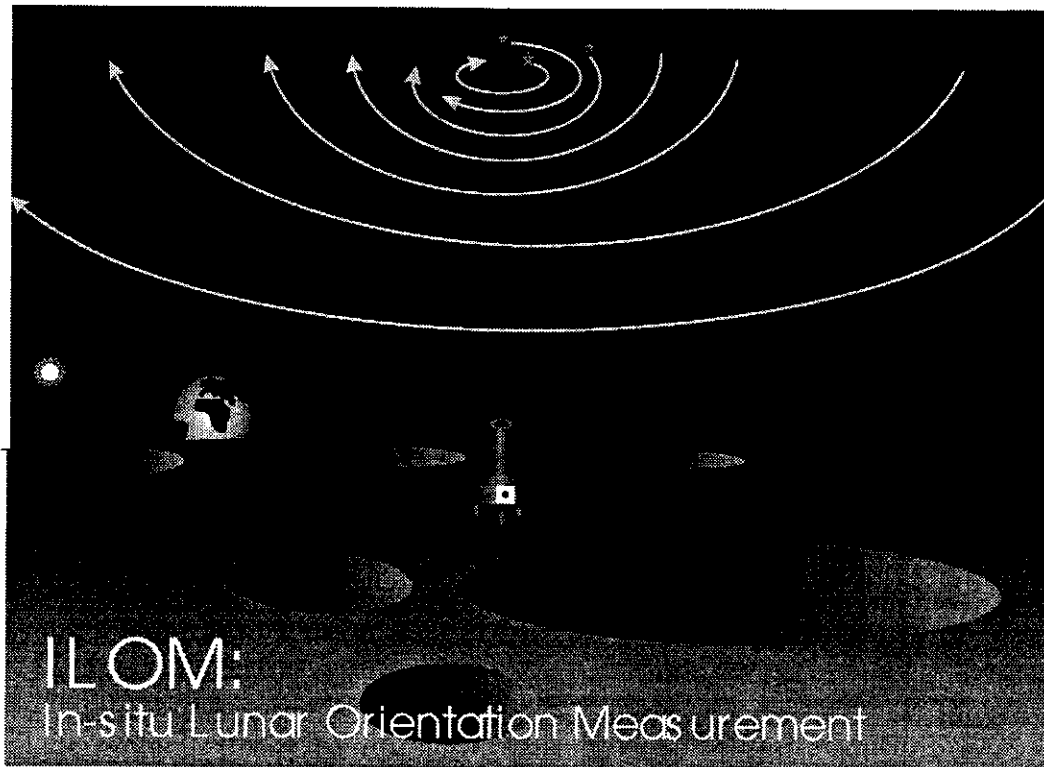


図3 ILOM による月回転変動の直接測定のご概念図。月表面に設置した小型光学望遠鏡によって月の回転に伴う星の軌跡を観測する。望遠鏡の傾きが星位置に影響しないよう水銀皿の水平面を基準とした写真天頂筒(PZT)方式の観測を行う。

月面位置天文観測(In-situ Lunar Orientation Measurement: ILOM)は LLR の欠点を克服して月の物理ひょう動の観測精度を画期的に上げるものである。月着陸船によって月の表面に光学望遠鏡を設置し天の北極付近の星を観測する(図3)。個々の星に対して CCD アレーの複数のピクセルに記録された信号強度からガウス分布を仮定して星像を復元、その瞬間的な位置を 1 ミリ秒角の精度で決定する。それらの星の一年以上にわたる軌跡を解析することによって月の物理ひょう動の諸成分の振幅や位相を直接推定する。望遠鏡の諸元や星位置決定の方式、傾きの補償メカニズム等の詳細は花田他(本集録)に譲り、ここでは着陸船本体の熱膨張による望遠鏡の傾きを補償する水銀皿の水平面を利用した写真天頂筒(PZT)方式の機構を月面で実現することが本質的に重要であることを指摘するにとどめる。なお望遠鏡の設置場所についてはデータ解析の観点からの制約はないため、温度環境等のハードウェア的な条件や他ミッションの制約条件等を満足する着陸場所を選ぶことができる。

ILOM による月の物理ひょう動の観測

月の 18.6 年周期の歳差運動や周期の比較的に長い強制ひょう動は月の自転軸が空間に対してゆっくり動くことであるから、個々の星の軌跡は天の極の周りに螺旋を描くように見える。これらに振幅およそ 100 秒角の一月周期のひょう動や振幅およそ 10 秒角の半月周期のひょう動が加わり、天の極の付近では軌跡がいびつになる(図4)。そのいびつの度合いや向きから強制ひょう動の振幅や位相を推定できるが、個々の星の瞬間的な位置決定精度を 1 ミリ秒角とすると数十の星の位置を一年以上にわたって観測することによって振幅 0.1 ミリ秒角程度の成分まで同定できるであろう。一方自由極運動は自転軸の月に対する動きであり、強制ひょう動と異なり天の極の位置が望遠鏡の視野に対して徐々にずれてゆくことに相当する。LLR の観測によって示唆された $3^{\circ} \times 8^{\circ}$ 程度の振幅の自由極運動があれば一年間に極位置は数百ミリ秒角程度移動するので、その存在はもちろん観測期間中の励起(あれば)や減衰についても正確に捕らえることができよう。

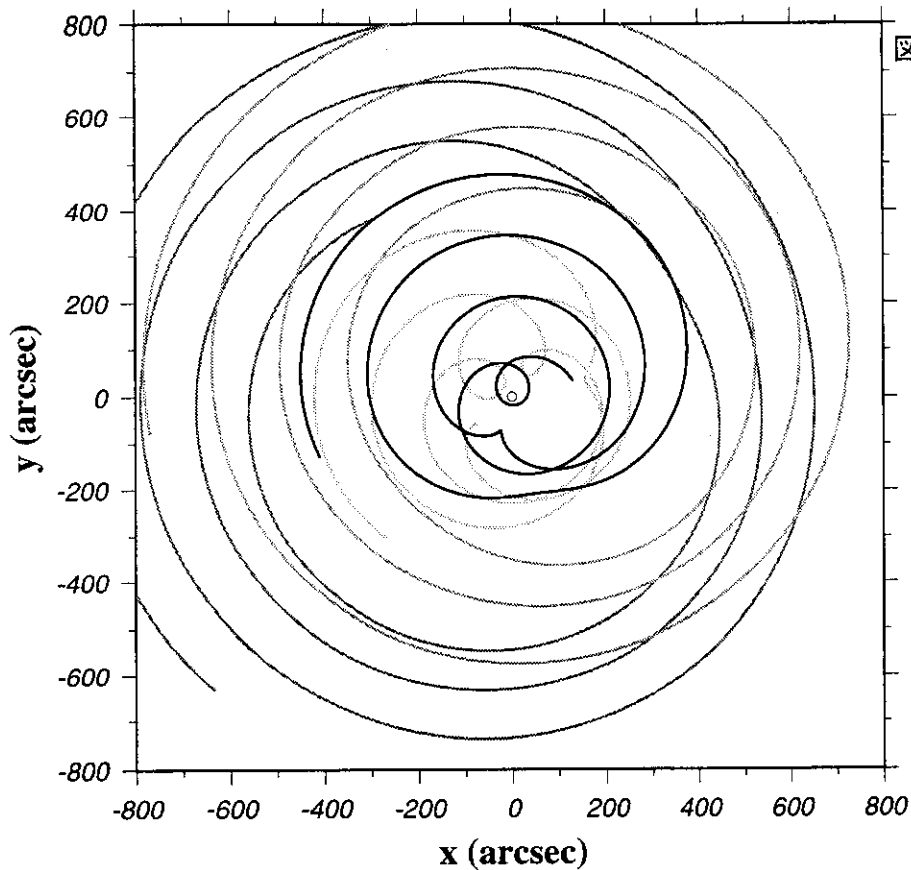


図4 ILOMによって観測される月の天の極周辺の星の3ヶ月にわたる軌跡の概念図。視野は0.5度程度を仮定、軌跡の濃淡は異なる星を示す。これらの星は歳差によって視野の中心にある天の極のまわりをらせんを描くとともに振幅100秒角程度の一ヶ月周期の強制ひょう動、振幅10秒角程度の半月周期の強制ひょう動等によって極にごく近いところでは複雑な曲線を描く。これらの曲線を解析して様々な周期の強制ひょう動の振幅や位相を求める。一方自由極運動はこれらの星の軌跡が視野に対して平行移動するように見えるため強制ひょう動と容易に区別できる。

一方経度方向の物理ひょう動は望遠鏡を極方向に向けた観測では検出できない。そのためハーフミラーを用いて天の極から十分離れた方向の観測も併せて行う予定である。極付近の星の動きに比べて極から離れた星の動きは極めて速く同時に視野に入ってもそれらの識別は容易である。たとえば天の赤道にある星を観測する場合、振幅1秒角の経度のひょう動は星の子午線通過時刻にして2秒程度のタイミングのずれとして観測され、位置がよく決定されている星を選択すれば簡単な時計を基準として十分検出可能である。

おわりに

月の極地方は将来の天文観測基地として最適な場所と考えられている。ILOM計画は月の科学を目的としたものでありながら工学的には将来の月面からの天文観測の第一歩という意義を持つ。月の下部マントルと流体核の動態の解明という月科学上のテーマについてさらに議論を深めるとともに、熱条件や傾きの補償等のILOM実現の鍵となる技術について実現可能性を実験や理論計算を通じてさらに確立してゆく必要がある。

References

- Bender, P.L., Proposed microwave transponders for early lunar robotic landers, *Adv. Space Res.*, 14, 233-242, 1994.
 Dickey, J. O. et al., Lunar Laser Ranging: a continuing legacy of the Apollo program, *Science*, 265, 482-490, 1994.
 Eckhardt, D.H., Theory of libration of the Moon, *The Moon and the Planets*, 25, 3-49, 1981.
 花田英夫他, ILOM (月面位置天文観測) 計画の技術開発、本集録、1999.
 Heki, K., K. Matsumoto and R. Floberghagen, Three-dimensional tracking of a lunar satellite with differential VLBI, *Adv. Space Res.*, in press.
 Konopliv, A.S. et al., Improved gravity field of the Moon from Lunar Prospector, *Science*, 281, 1476-1480, 1998.
 Lambeck, K., *Geophysical Geodesy: The Slow Deformation of the Earth*, 718pp, Oxford University Press, 1988.
 Lemoine, F.G., D. E. Smith, M.T. Zuber, C.A. Neumann and D. D. Rowlands, A 70th degree lunar gravity model (GLGM-2) from Clementine and other tracking data, *J. Geophys. Res.*, 102, 16339-16359, 1997.
 Matsumoto, K., K. Heki and D. D. Rowlands, Impact of far-side satellite tracking on gravity estimation in the SELENE project, *Adv. Space Res.*, in press.
 Newhall, X.X. and J.G. Williams, Estimation of the lunar physical librations, *Celestial Mech. Dynamical Astr.*, 66, 21-30, 1997.
 Williams, J.G. and X.X. Newhall, The lunar free librations: why isn't the rotation quiescent?, in preparation.
 Yoder, C.F., The free librations of a dissipative Moon, *Phil. Trans. R. Soc. Lond., Ser. A* 303, 327-338, 1981.

ILOM(月面位置天文観測) 計画の技術開発

Technical Aspect of ILOM(In-Situ Lunar Orientation Measurement) Project

花田英夫¹, 日置幸介¹, 河野宣之¹, 大江昌嗣¹, 坪川恒也¹, 鶴田誠逸¹, 荒木博志¹,
松本晃治¹, 高根沢隆¹, 河野裕介², 唐牛 宏¹, 板垣春昭³, 岩田隆浩³, 金子 豊³, 横山隆明³

¹国立天文台, ²総合研究大学院大学, ³宇宙開発事業団

H. Hanada¹, K. Heki¹, N. Kawano¹, M. Ooe¹, T. Tsubokawa¹,
S. Tsuruta¹, H. Araki¹, K. Matsumoto¹, T. Takanezawa¹, Y. Kono²,
H. Karoji¹, H. Itagaki³, T. Iwata³, Y. Kaneko³ & T. Yokoyama³

¹ National Astronomical Observatory, ² Graduate University for Advanced Study,

³ National Space Development Agency of Japan

1. はじめに

月レーザー測距 (LLR) による 20 年以上の観測から, 月の物理ひょう動モデルの精度が向上し, 月の重力場モデルの精度向上と併せて, 慣性モーメントや月の内部構造のモデルも大幅に向上した (Dickey et al., 1994). しかし, LLR のデータの中には, 地球回転, 月の公転, 月の自転, ひょう動等の影響が結合された状態で含まれているために, その中から, 月の物理ひょう動成分のみを分離するためには, 地球回転や月の暦の高精度のモデルが必要である. 別の言い方をすれば, 月の物理ひょう動の精度は, 地球回転や月の暦の精度に依存していると言っても良いし, 後者に系統的な誤差が含まれているとしたら, 物理ひょう動モデルが大幅に変わる可能性もある. その判定は, 別の種類の観測を行って初めてわかることである. そのような背景から, 月面での物理ひょう動の直接観測が非常に重要であることが示された (日置他, 1999). ここでは, 新しい観測手法である, 月面での位置天文観測の概要と技術的課題について述べる.

2. 月面での位置天文観測の概要

月面に望遠鏡を設置して位置天文観測を行おうとする場合には, いかにも月面のきびしい温度環境に耐えるか, いかに長い夜に耐えるか, いかにも望遠鏡の鉛直を保つか, 等の困難が想像される. 最初の二つの困難については, 月面上の位置天文観測に適した場所を選定することによって, ある程度条件を緩和することができる. 例えば, 月面の極域には全く光が当たらず-200℃以下の永久暗黒域もあれば, 常に薄日が差す全日照域もある. 全日照域等の極域の表面温度は 220K±10K と推定されているので (Heiken et al., 1991), 赤道域の 254K±140K に比べれば, はるかに位置天文観測に適した場所とすることができる.

望遠鏡で星の位置を観測し, それを基準として月の自転軸の方向や自転速度を求めるためには, 望遠鏡の鏡筒の方向を, 月の自転軸の方向に固定するのがもっとも効率が良い. 自転軸の方向が一定であれば, 星の軌跡は望遠鏡の視野内で円を描くが, 現実には, 物理ひょう動によって, 円の中心が移動したり, 変形したり複雑な曲線を描くので (日置他, 1999), その軌跡から物理ひょう動の振幅や周期を求めることができる. 望遠鏡を月面の極に設置する場合には, 望遠鏡を鉛直にすることによって, 鏡筒の方向を自転軸の方向と一致させることができるので, 最も都合が良い. 温度環境と合わせて, 極域が位置天文観測にとってもっとも都合が良い場所とすることができる. それ以外の場所に設置する場合には, 鏡筒を鉛直に対して傾けるか, 光路変換の 2 枚の平面鏡の組み合わせを用いる必要がある. 鏡筒を傾ける場合には, 傾斜計等を用いて, 鏡筒の角度を制御する必要があるが, 温度環境のきびしい中で, 目標精度 1 ミリ秒角 (1mas) の精度で長期間の制御に絶えられる傾斜計の開発は, かなりの困難が予想される. 一方, 2 枚の平面鏡を用いる場合には, 鏡筒自体は鉛直に保てば良いので, より実現性が高い. 鉛直は水銀面等の絶対的な水平基準を用いてつくることができるし, 2 枚の鏡はお互いに機械的に固定すれば, 両者のなす角度に経年的な変化は起こりにくい.

月面での位置天文観測用の望遠鏡の方式として, 地上での緯度観測で実績のある写真天頂筒 (Photo Zenith Tube:PZT) 方式を提案する. PZT は対物レンズの焦点距離の 1/2 の位置に水銀面を置き, 対物レンズの位置に焦点面を置くことによって, 原理的に鏡筒が傾いても, 焦点面上の星像の位置はずれない構造になっている. 月面に設置しようとする PZT 型望遠鏡の概観を図 1 に示す. 地上で使用される緯度観測用の PZT と異なる点は, 極方向の星を観測するための 2 枚の平面

鏡の組み合わせを追加した点、極方向と同時に赤道方向の星も観測するために2枚の平面鏡の一方を半透鏡とした点、星像を CCD で受ける点、水銀皿の下に CCD 等の電子回路部を置き、水銀皿とともに保温する点、全体を多層断熱材 (MLI) で覆う点、月面着陸後に鏡筒を鉛直方向に固定するための2軸の回転機構を追加した点等である。

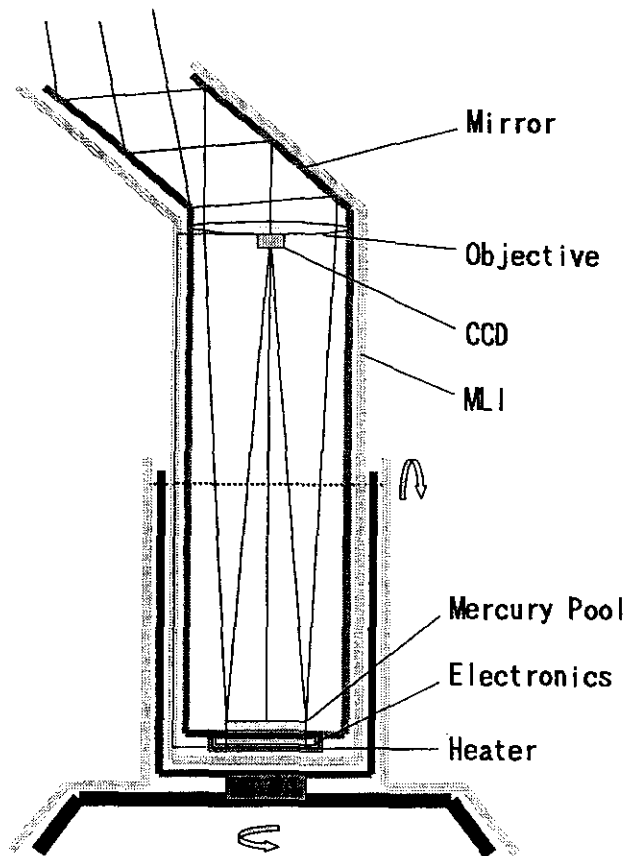


図1.
月面に設置しようとする
PZT型望遠鏡の概観

3. 月面での位置天文観測の精度

観測精度を高めるためには、望遠鏡の焦点距離は長いほど良いが、月面に設置することを考慮し、PZT型望遠鏡の仕様として、焦点距離2m、口径20cmを想定する。また、CCDの仕様としては、現在得られる最高密度のものを参考に、1ピクセル $9\mu\text{m} \times 9\mu\text{m}$ 、ピクセル数 $4k \times 4k$ を想定する。

実視等級 $m_V = 0$ の天頂方向の星の地球上(大気外)での全輻射エネルギーは $2.5 \times 10^{-8} \text{Js}^{-1}\text{m}^{-2}$ であり、 $\lambda = 550\text{nm}$ の波長の輻射エネルギーは $3.64 \times 10^{-11} \text{Js}^{-1}\text{m}^{-2}\text{nm}^{-1}$ となる。口径20cm(面積 0.126m^2)の望遠鏡から入る星の光を、波長帯域600nmのCCDで受けることを考えると、CCDが受ける $m_V = 0$ の星からの輻射エネルギーは $2.75 \times 10^{-9} \text{Js}^{-1}$ である。光子のエネルギーは $h\nu$ ($h = 6.626 \times 10^{-34} \text{Js}$)であり、 $\lambda = 550\text{nm}$ ($\nu = c/\lambda = 5.45 \times 10^{14} \text{Hz}$)の光では、 $h\nu = 3.61 \times 10^{-19} \text{J}$ である。したがって、 $m_V = 0$ の星からの輻射エネルギーは、毎秒 7.6×10^{15} 個の光子エネルギーに相当する。星の等級(n, m)と光量(L_n, L_m)の関係は

$$n - m = \frac{1}{0.4} \log \frac{L_m}{L_n} \quad (1)$$

と表されるので、15等の星の輻射エネルギーは0等のその 10^{-6} 倍であり、 $2.75 \times 10^{-15} \text{J}$ となり、毎秒 7.6×10^9 個の光子エネルギーに相当する。

一方、CCDの量子効率を45%($\lambda = 520\text{nm}$)とすると、 7.6×10^9 個の光子エネルギーは、 3.42×10^{10} 個の電子に変換され、例えば、星像を100ピクセルに分布させるとすれば、1ピクセルあたり毎秒 3.42×10^8 個の電子に変換されることになる。ただし、1ピクセルあたりの飽和電流は、最大 4×10^5 程度であるので、この値が信号電流の上限となる。これに対して、CCDの暗電流は、20電子/秒/ピクセル程度と見積もられる。

これらの特性を考慮し、星像の光度分布をガウス分布でモデル化し、最小二乗法でピークの位置を推定した場合の精度を図2に示す。ここでは、積分時間の上限を100秒とし、焦点をずらした場合の星像の広がる程度と位置推定精度との関

係を表している。図の横軸は、星像がピークの1/2の光量を占める面積を正方形で置き換えた場合の1辺のピクセル数である。図より、星像はある程度広げたほうが精度は上がるが、あまり広げすぎると、1ピクセルあたりの光量が減少しS/Nが悪くなることによって精度は悪くなる。最適の星像の大きさは、正方形に換算して1辺3~7ピクセル程度である。その場合の星の位置（角度）推定精度は1ピクセルの1/1,000以下である。焦点距離2mの望遠鏡では、1秒角が焦点面で約10 μ mに相当するので、1辺9 μ mのピクセルの1/1,000は約1ミリ秒角（1mas）の精度である。

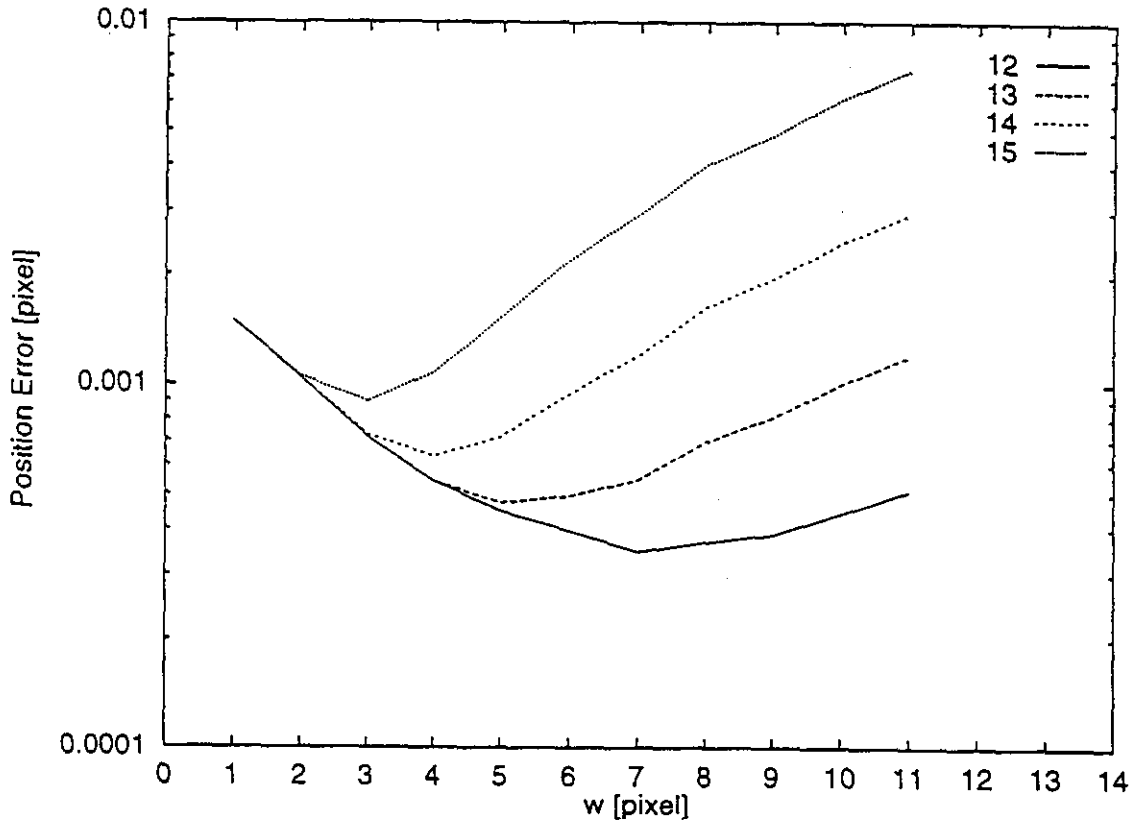


図2. 星像の広がる程度と位置推定精度との関係。図の横軸は、星像がピークの1/2の光量を占める面積を正方形で置き換えた場合の1辺のピクセル数である。

PZT型望遠鏡は、原理的に鏡筒が傾いても、CCD面上の星像の位置はずれないが、現実にはレンズの収差等によって、傾きの影響から完全に逃れることはできない。そこで、簡単に、対物レンズを1枚の凸レンズで置き換えた場合の、レンズの中心を通る光線に対する、鏡筒の傾きとCCD面上での像のずれとの関係を図3に示す。中心を通る光に対しては、数100秒角の傾きがあっても、1masの精度には影響しないことがわかる。

4. 技術的課題

PZT型の望遠鏡の最大の特徴は水銀面を使用することであるので、月面上で観測する場合に、いかに長期間きれいな水銀面を保つかが、この種の観測を成功させる鍵である。予想される問題点として、宇宙空間に曝されることによって水銀面が凍らないかという点と、温度勾配による水銀面の傾き等が考えられる。

直径11cmの水銀面が絶対0度の宇宙空間に曝され、水銀皿の底と側面を保温する場合の水銀面の温度をThermal Analysis Software(TAS)で求めた結果を図4に示す。ここでは、水銀皿の温度を-30℃~30℃の範囲で保温した場合の水銀面中央と水銀皿との温度差について、水銀の深さをパラメータとして示してある。水銀皿の温度を高くするほど温度差は大きく、水銀面からの熱放射量も増加するが、5cmの深さの水銀を30℃で保温するという、この図の範囲の最悪の場合でも、温度差は約0.25℃であるので、水銀面が凍ることは考えられない。また、その場合の熱放射量は0.15W以下であるので、保温のための消費電力も現実的な値である。

水銀面の温度勾配による傾斜については、浮遊天頂儀の場合について調べられた例がある(弓, 1955)。それによると、

PHOTO ZENITH TUBE

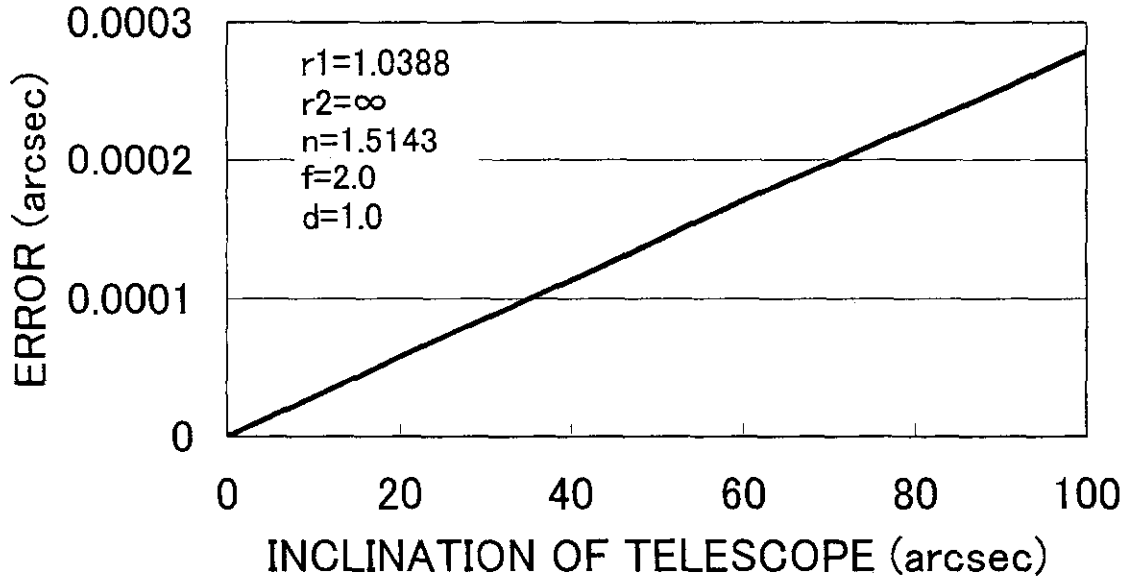


図3. 鏡筒の傾きと星の角度推定誤差との関係. r_1, r_2 : 凸レンズの曲率半径, n : レンズの屈折率, f : 焦点距離, d : 凸レンズ下側の中心と水銀面までの距離.

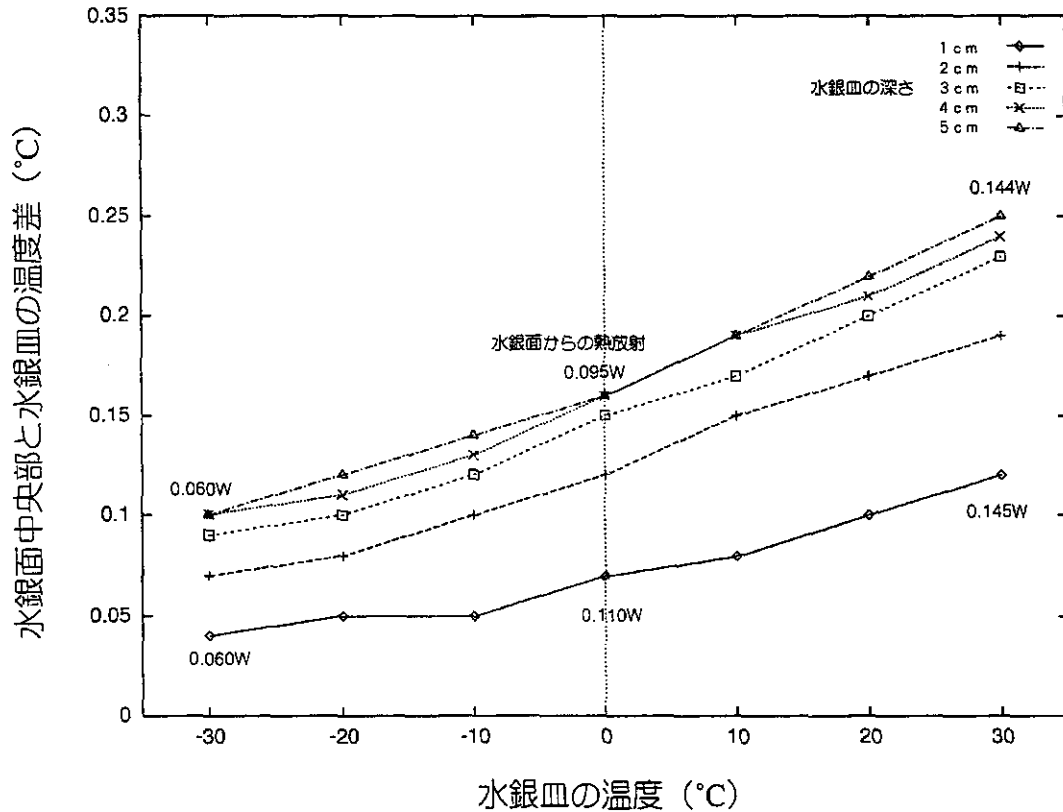


図4. 水銀皿の温度を一定に保った場合の, 水銀面中央と水銀皿との温度差.

直径 L , 深さ h の水銀皿に溜まった密度 ρ の水銀面の傾斜 $\Delta\theta$ は, 両端の温度差を ΔT , 水銀の体積膨張率を α とすると,

$$\frac{\Delta\theta}{\Delta T} = \frac{\alpha h}{L} \quad (2)$$

と表される. 一方, 水銀に上面が鏡面の平行平面ガラスを浮かべた場合の鏡面の傾斜は, アイソスタシーが成り立っているため, 水銀面そのものよりも温度勾配に対する影響は小さく, ガラスが沈み込む深さを h' とすると,

$$\frac{\Delta\theta'}{\Delta T} = \frac{\alpha(h-h')}{L} \quad (3)$$

と表される. パラメータの値として, $\alpha = 0.000181\text{K}^{-1}$, $h = 1\text{cm}$, $L = 11\text{cm}$, $h' = 9\text{mm}$ を代入すると, $\frac{\Delta\theta}{\Delta T} = 1.65 \times 10^{-5}$ (3.4"), $\frac{\Delta\theta'}{\Delta T} = 1.65 \times 10^{-6}$ (0.34") となる. 水銀面の水平面からのずれを 1mas 以下に保つためには, 水銀の両端の温度差を $1/1,000$ °C 以下にする必要があり, 平面鏡を浮かべる場合でも, $1/100$ °C 以下にする必要がある. しかし, 水銀皿の材質として, 熱伝導率の高い純銅がよく用いられるので, 水銀皿の両端の温度差よりも, 中心と側面の温度差の方が支配的と考えられるその場合には, 平面鏡を水銀皿と同軸になるように浮かべれば, 温度勾配の影響は打ち消し合うので, 鏡面の水平面からのずれを 1mas 以下に保つことは可能である.

5. おわりに

月面に望遠鏡を設置して位置天文観測を行おうとする場合には, いろいろな困難が予想されるが, 今回行った検討によって, 致命的な問題点はないことが明らかになった. 今後は, さらに理論的な検討を進めるとともに, 熱真空装置を用いたモデル実験を並行して行い, 実現に向けて一歩ずつ前進していきたい.

参考文献

- Dickey, J. O., Bender, P. L., Faller, J. E., Newhall, X. X., Ricklefs, R. L., Ries, J. G., Shelus, P. J., Veillet, C., Whipple, A. L., Wiatt, J. R., Williams, J. G. and Yoder, C. F.: Lunar laser ranging: a continuing legacy of the Apollo program, *Science*, 265, 482-490, 1994.
- Heiken, G. H., Vaniman, O. T., French, B. M.(eds.): *The Lunar Sourcebook*, Cambridge Univ. Press, 736pp, 1991.
- 日置幸介, 花田英夫, 大江昌嗣, 河野宣之, 荒木博志, 松本晃治, 高根澤隆, 河野裕介: ILOM (月面位置天文観測) 計画のサイエンス, 本集録, 1999.
- 弓 滋: 浮遊天頂儀水銀槽内における水銀温度の不斉と緯度観測値との関係, *測地学会誌*, 2, 59-66, 1955.

月面望遠鏡によるNEO観測

磯部 秀三 (国立天文台) ・ 日本スペースガード協会

1. NEO観測の目的

小惑星の検出はこの10年ほどの間に飛躍的に増大した。1999年2月の時点で軌道が確定し、名前が確定して通し番号が付いたものが9999個になった。1万番は特別な名前または天体にと、冥王星を惑星から小惑星へとクラス変更して与えるという議論がなされているが、まだ決定されていない。そのため、番号は1万番を越えないでいる。

小惑星にはC型、S型、U型等とその表面の性質による分類と直径10km (最も大きいのはセレスの1,000km) から1km、100m、10mといろいろなサイズのものがある。C型は原初的な小惑星で、S型はより変成されたものである。小惑星は太陽系生成時のものも残っているが、大きな小惑星になって溶融して全体が変成されたものが表面に覆われている。

小惑星の検出は、サイズの小さいものほど地球に近づくNEO (Near Earth Object: 地球近傍天体) の方が多い。小惑星は通常、火星と木星の間の小惑星帯に存在しているが、相互の衝突や木星の摂動によって本来の軌道を離れることがある。それらが地球軌道までやってきてNEOとなる。そのため小さなサイズまでのNEOを十分に調べるにより、小惑星帯における小惑星の進化の様子を明らかにする材料となる。46億年の太陽系の流れを見る上で特に重要な天体である。

地球軌道に接近する軌道を持つ小惑星の遠日点距離の分布を見ると図1のようになり、小惑星帯の両側に広がっていることが示される。これはNEOが小惑星同士の衝突で四方に飛び散った可能性を支持している。

Q distribution of near-Earth ($q < 1.3$) asteroids

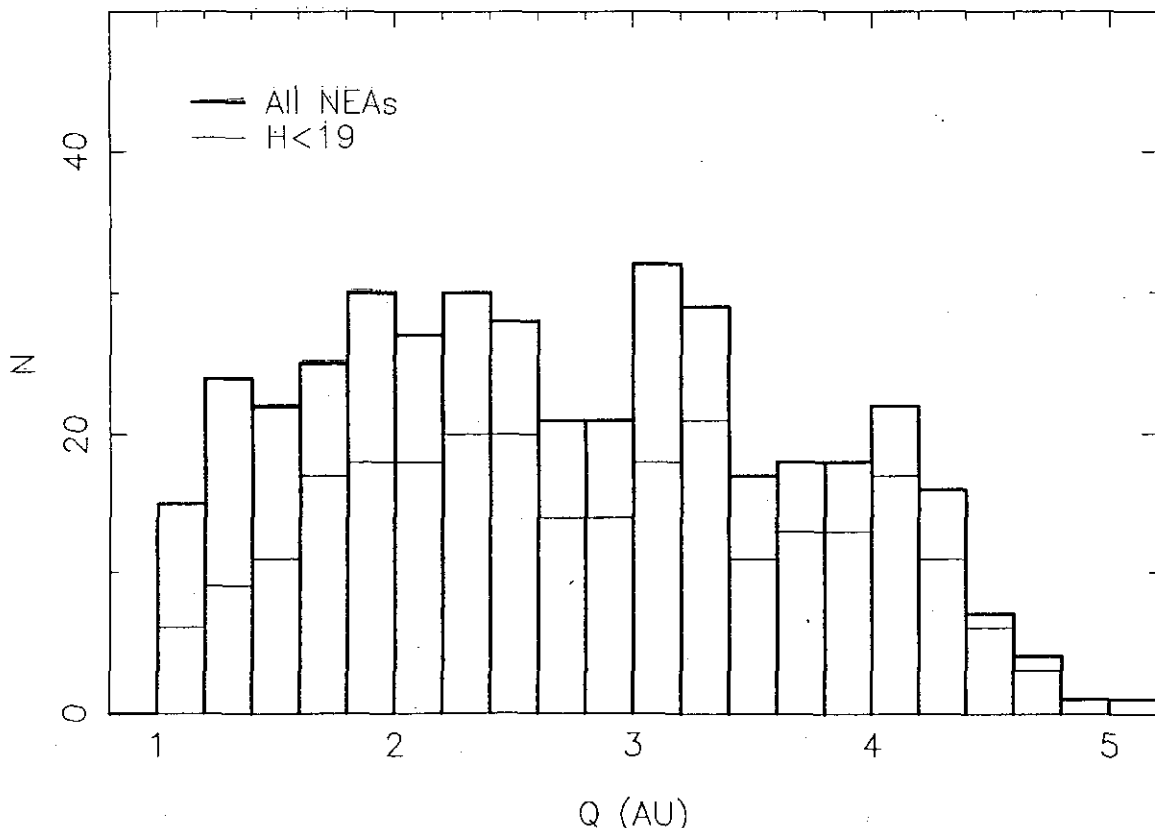


図1 NEOの遠日点分布。細線は絶対等級19等級より明るい直径1 km以上の小惑星の分布

一方、NEOは地球に衝突して大規模な被害をもたらすことも重要である。表1のように直径500m以上の小惑星が衝突すると核の冬に匹敵するエネルギーを解放し、人類の絶滅を引き起こす可能性もあり得る。このような大

きな小惑星の衝突確率は10万年に1回を若干下回る程度で一見安全のように見えるが、衝突すると少なくとも人類文明は破滅するので重要である。このサイズのNEOの観測網として口径1mのNEO検出に特化した望遠鏡が3台4台と動き始めているが、NEOの全検出への目標を達成しうる20台もの望遠鏡の建設はまだまだである。

表1 いろいろなサイズの天体の地球衝突での解放エネルギー。
小惑星と彗星の相対速度は毎秒20kmと60kmにしてある。

	小惑星 (m)	彗星 (m)	エネルギー (TNT火薬でkg)
	10	6	0.024
I 国規模の破壊:			
	60	36	20
	80	48	50
	150	90	340
II 全地球規模の破壊:			
	500	300	13,000
	1,000	600	100,000
	10,000	6,000	100,000,000
広島型原爆			0.02
核の冬			10,000

一方、100mサイズの小惑星の衝突確率は数百年に1回程度であり、かなり頻度が高い。衝突すると、全地球的な破壊にはならないが、1,000kmにも及ぶ地域が壊滅させられるので、地震災害とは比べものにならないくらい激しい。

100mサイズの小惑星をその滞在時間の長い遠日点周辺で検出するのは地上の望遠鏡では難しい。大気の外に出て大気ゆらぎの影響を除いた観測は欠かせない。

NEOのあらゆるサイズのものを全検出できれば、いろいろな研究が一挙に進められる。

- NEOの起源とその生成の原因の解明
- 小惑星の分裂のメカニズム
- 多くの小惑星の中からの始源的な小惑星の同定
- より精密なin-site観測の候補天体の同定
- NEOの軌道決定と衝突予想
- 資源としての小惑星の可能性

これらのために、地上観測では難しい500mより小さいNEOの検出を宇宙で、特に月面での観測が必要となる。

2. NEOサーベイ用月面望遠鏡

直径1kmの小惑星の絶対等級(1天文単位)19等級であり、直径100mでは24等級になる。地上の口径1m望遠鏡では大気による星像の拡大のためと、背景光のために露出時間の限界があるために22等級より明るい小惑星の検出が限界である。一方、月面望遠鏡では星像が0.1秒角になり、効率が数十倍(小惑星が動くので移動方向のゲインは少し減る)あまりになり、同じ露出時間で25等級程度のものの検出、露出時間を伸ばして26-27等級のものの検出が可能になる。しかし、今回の月面望遠鏡の口径を1mもの大きさにはできず、30cm程度が限界とせざるを得ない。

口径30cmの望遠鏡で集められる22等級の天体の光子数は毎秒0.8個である。40分露出をすると総光子数2,000個になる。小惑星が天球上で移動するので、直線上の画像となり、例えば30秒角/時間で動けば後に示す光学系では60ピクセルに分散され、結果的には光子数が30個/ピクセルになり十分検出可能になる。

口径30cmの月面望遠鏡では地上の口径1m望遠鏡に比べて飛躍的に暗い天体まで検出できるというわけではないが、直径500mより小さいものまで検出でき、さらに昼間の方向にまで追跡観測できるメリットは大きい。

現在考えている望遠鏡の性能は表2の通りである。

表2 月面望遠鏡に対するNEO観測と緯度観測の要求値

1. 可視観測の類似性		NEO観測	月面緯度観測
• 望遠鏡			
口径		30cm	20cm
焦点距離		600cm	400cm
F比		20	20
方式		カセグレン(リッチ・クレチアン)カセグレン	
角分解能		0.3" ($\lambda = 500\text{nm}$)	0.5" ($\lambda = 500\text{nm}$)
• CCDカメラ			
画素数		4k x 4k	4096 x 4096
1画素		10 μm x 10 μm	9 μm x 9 μm
• 要求精度			
視野範囲		1320" x 1320"	1700" x 1700"
位置決定精度		0.3" 以下	0.2" 以下
• データ解析			
		on-board computer により一次処理して、object 及び星の像のみデータ伝送	
• 観測方法			
		望遠鏡を空の一方向に固定	望遠鏡を空の一方向に固定
2. 可視観測の相違点			
• 観測方法		黄道面周辺	月の極周辺
• 限界等級		23等級	15等級
• 露出時間		40分(scanning mode)	30秒

これまでに月面望遠鏡の要求をしている月緯度観測に必要な望遠鏡と表2のようにかなり共通性があるので、両者が協力した観測が可能である。月緯度観測では望遠鏡を月の極近くに設置して同定する。そのためNEO観測の場合には図2のようなシーロスタット・タイプの反射鏡で光を望遠鏡に導く必要がある。両者の観測のそれぞれに対してこの反射鏡を出し入れする。

一方、赤外線や紫外線の観測では3度角以上の広視野を要求している。これらとNEO観測を両立させるには、カセグレン焦点またはリッチクレチアン焦点の前か後にダイクロイックミラーを挿入して光路を2つに分け、図3のようにNEO側には焦点延伸レンズを加えて、焦点距離を長くする必要がある。これら広視野化は地上望遠鏡での既成の技術で行われており、その延長上で宇宙仕様にすればよいので本質的な問題はない。しかし紫外域の有効レンズの調査はまだ十分行われていない。

3. NEOサーベイ

月面望遠鏡を観測中固定しておくモードがいろいろな制約から採用される可能性が強い。特に電力消費を節約する観点が大きい。露出時間を長くするために月の日周運動に同期させてCCD素子の転送をド

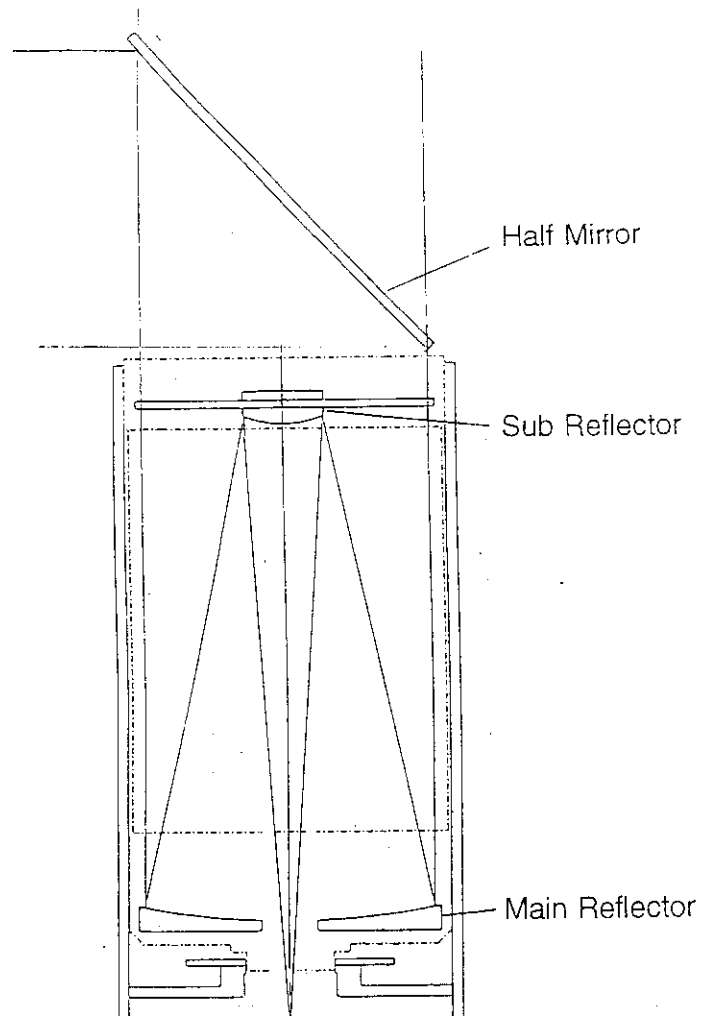


図2 NEOと緯度観測の両用望遠鏡にするために望遠鏡の先端部に斜め鏡を取り付ける。

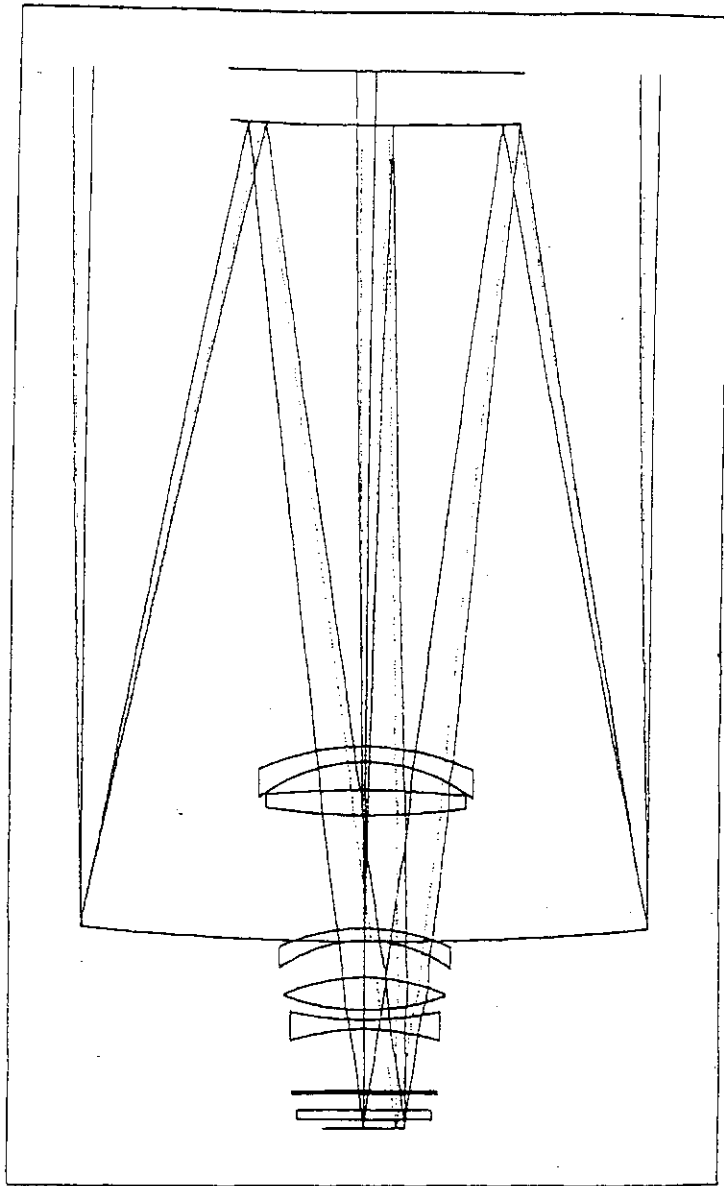


図3 NEOと広視野赤外・紫外観測両用望遠鏡にするための口径0.3m、F/3.3の光学系。
NEO用にはフォーカル・エクスペンダーが必要。

リフトモードで観測する。この場合、表2で示した望遠鏡の組み合わせでは星像がCCDの一端から入り、他端から出るのに40分かかり、これが露出時間となる。視野は22分角しかないので、1カ月の間にこの幅で全天を一周観測することになる。次の1カ月は緯度方向を22分角ずらして次々とサーベイを進める。

検出された天体に対しては、地上の望遠鏡で積分時間を長くして再検出する追尾観測を行う。

4. 月面NEO観測の将来

将来は直径100m以上のNEOを全て検出できるシステムを完成させる。そのためには口径1mの月面望遠鏡が複数台必要になる。実際に複数台設置して検出、追跡観測を続けるなら、衛星望遠鏡より月面望遠鏡の方が有利になる。30cm月面望遠鏡はそのための第一ステップと言える。そして、30cm月面望遠鏡の観測によって得られたデータから小惑星の性質をより明らかにし、より暗い天体の観測の必要性を評価して次のステップへ進むことが大切である。

何れにしてもこれまでに月面に望遠鏡が設置されたことは世界的にもない。このサイトが望遠鏡による天体観測にとってどれほど有利なサイトであるかを明らかにすることはぜひやっておかなければならないことである。

月面紫外広視野望遠鏡

大野洋介、岡 朋治 (理化学研究所)

概略

月面着陸機に搭載する小型実験望遠鏡として小型紫外線望遠鏡を提案している。紫外域は他の波長に比べて、比較的未開拓な波長域であり、小口径の実験望遠鏡で高い科学的成果が期待できる。月面というサイトは安定な足場を提供するのみならず、その長い自転周期によって長時間積分による微弱天体の検出、変動天体の長時間モニタ等が可能になり、既知の現象の理解のみならず、新たな天体現象の発見につながる可能性も期待される。

1. 紫外線天文観測

紫外線は、水素原子のLyman端の波長(912Å)を境に大別され、 $\lambda=912-3000\text{\AA}$ は近-遠紫外線、 $\lambda=100-912\text{\AA}$ は極紫外線と呼ばれる。前者は可視域と同様の光学系が使用できるが、後者の性質はむしろX線のそれに近く、専用の光学系が必要となる。近-遠紫外域には原子・イオン・分子の電子遷移が数多くあるが、極紫外域においては遷移が少ない上に星間吸収のため観測可能天体が限られる。地上観測が不可能な紫外域の天文観測は、地球周回衛星による観測が進められてきたが、Hubbleを除くそれらの比較的シブい成果は、華やかなX線天文衛星の活躍の陰になっている感を否めない。

2. 紫外線広視野望遠鏡

天文観測のサイトとして月面を考えると、やはり安定した足場が第一の利点としてあげられる。これによって、衛星では確保できない精度の指向安定性が期待出来る。そして、月の長い自転周期は天体の追尾を容易にし、地球周回衛星では実現し得ない長時間連続積分およびモニタが可能になるであろう。

このような観点から我々は、近-遠紫外域広視野モニタ望遠鏡を提案する。光学系は広視野を確保するために、主鏡+補正系のカタディオプトリック光学系を採用する(図1)。焦点面には4096×4096素子以上のCCDを配置する。青-近紫外域の感度を確保する為に、CCD表面は燐光体(lumogen)でコーティングする。

表1. 月面紫外広視野望遠鏡の仕様

光学系	直焦点式反射望遠鏡 (主鏡+補正系)
口径	20 cm
焦点距離	60 cm (F/3)
視野	直径 ~ 5° (焦点面 ~ 5 mm)
CCD	4096×4096 (lumogen coated)
時間分解能	~ 10 s
空間分解能	~ 4"
限界等級	~ 16等
フィルター	(要検討)

この望遠鏡では常に故障のリスクを伴うメカニカルな追尾は行わず、月の自転に従って焦点面上を流れる像をon-board計算機内で積分する方式をとる。撮像は各々10秒ずつの露出を行う。必要ならばscanning CCD techniqueを採用する予定であるが、月での日周運動は最大で $\sim 5"/10\text{ s}$ なので、点源のみを対象とする場合これは必要ない。視野中の点源の同定・測光はon-board計算機内で行い、変動が見られた天体については別途の処理ルーチンに分岐して可能な限りその光度曲線を記録する。また撮像データは別途積分し、近紫外広域サーベイデータとして活用する(図2)。観測データ量は撮像イメージ1 frameあたり 270×10^6 bit (16 bit A/D)、測光データは変動天体が1 frameあたり100個あるとすると 4.3×10^6 bitである。消費電力は、CCDとそのドライバで約8W + 通信機器で約5W + on-board計算機約7W + データ記憶媒体10W程度で、総計30W程度である。

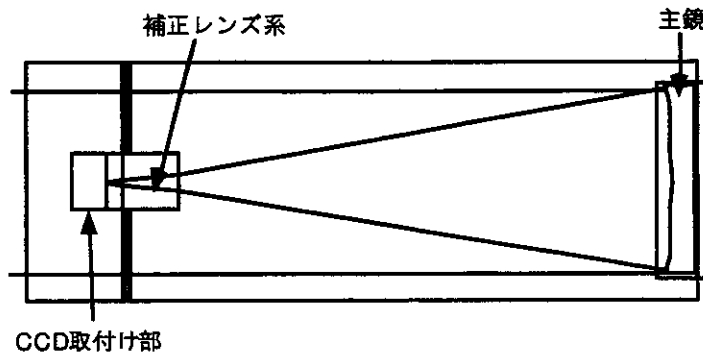


図1. 光学系

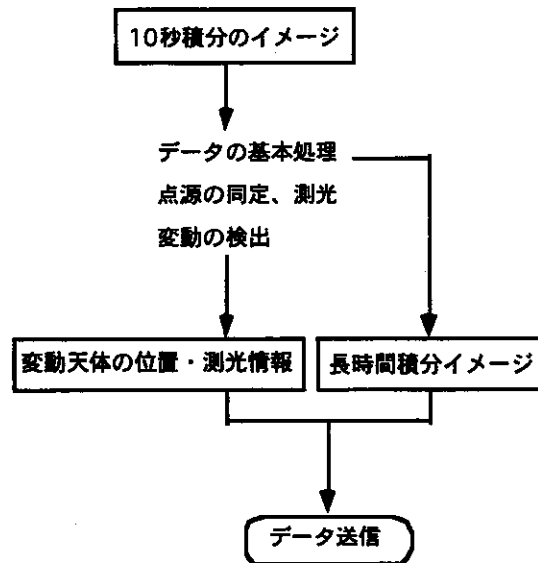


図2. データ取得フロー・チャート

3. 期待される科学的成果

ここで提案した望遠鏡は、現在理研を中心に進められているTOMBO (Transient Observatory for Microlensing and Bursting Objects) の紫外線版であり、その名の示す通り、紫外域でのトランジェント現象が主なターゲットとなる。具体的には、 γ 線バースト等の突発的に短時間だけ輝く天体の搜索、変光星・パルサー等の時間的に変動する天体のモニタ観測等で成果が期待される。ただ望遠鏡が一素子に限られるため（本家は144×2素子の予定）、天球面でのcoverageは本家TOMBOには及ぶべくもないが、地球上からは観測できない波長を狙うことによって新しいサイエンスの展開が期待できる。

光と電波を用いた月の運動の高精度決定

吉野泰造, 国森裕生, 近藤哲朗, 勝尾双葉, 雨谷純,
栗原則幸, 小山泰弘
(通信総合研究所)
岩田隆浩(宇宙開発事業団), 河野宣之(国立天文台)

1. はじめに

米国がアポロ計画において月面に設置した逆反射鏡は、宇宙技術による月-地球系計測の道を開き月の科学、地球回転、相対論等の研究のための貴重な観測機会を与えてきた。しかし、その技術的困難性から定常的に月レーザ測距(LLR)観測を行えるのは世界でも2-3局に限られ、残念ながら我が国での観測例はまだない。ここにあげた方法は月面に光のトランスポンダを設置し距離の4乗に反比例するこれまでの月レーザ測距の受信強度を一挙に距離の2乗に反比例する強度に改善するものである。これにより、地球上のLLR観測局の数を飛躍的に拡大するとともに、同様に月面に設置する電波源を地球からVLBIで観測し、地球から見た視線と直交する方向の計測精度をもあげ、月面の基準点の幾何学的計測を3次元で高精度に実施する方法である。これにより、月の秤動、地球回転、相対論等の研究を大きく進めることができる。

2. 月レーザ測距(LLR)の現状

LLR観測の幾何学的な構成は、図1のように表される(Seeber,1993)。図中、ORを結ぶレーザ測距による観測量 ρ は、地心からLLR局までの r_E と、地心から月の重心までのEMベクトルと、月の重心から月面反射鏡を結ぶ m_M に分解される。すなわち、それぞれが地球回転、月の軌道、秤動に対応し、これらが観測値と言える。LLRに関するこれまでの研究の経過については、Dickey(1994)によって詳しく述べられているが、30年以上前に月面に設置された逆反射鏡が現在も活用されている。その観測精度は、各種フィルタリング技術等が向上し、かつては30cm程度あった誤差が10倍以

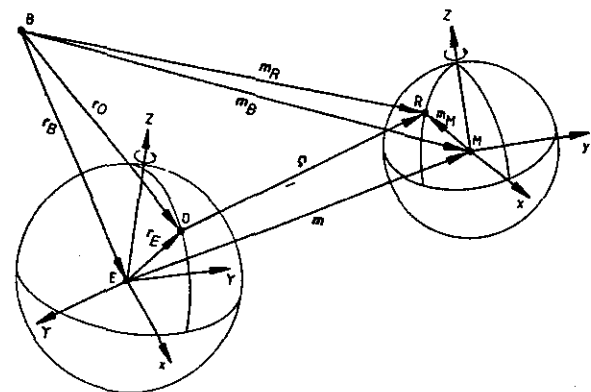


図1 LLR観測

上改善されてきている。しかし、距離の4乗に反比例する受動型の月レーザ測距の受信強度の壁は高く、世界的にも観測局数は2-3局と極めて限られ、しかも定常的な観測がままならない。さらに、観測条件が悪化する新月と満月における観測がほとんど行えない状況にあることが朔望の位相とLLRの観測数の分布(図2;(Mueller,1998))から理解される。この状況は、特に、Nortvedt効果(Nortvedt,1968)と呼ばれる等価原理について決定的な根拠を与える相対論効果の検証実験には不十分であった。

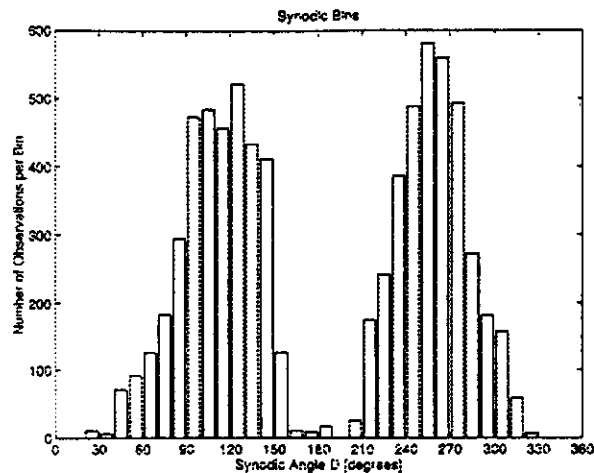


図2 朔望の位相とLLRの観測数:1985-1997 (Mueller,1998)

3. 月面の測位ミッション

逆反射鏡に依存したこれまでの受動型のLLRでは観測の機会に限界があるため、月面に光トラポンを設置し、また、同時に3次元の月位置の計測精度を上げるため月面に電波源を設置することが提案された(Schreiber,1999)。これにより、特に、LLRにおいて信号強度が、 $1/R^4 \rightarrow 1/R^2$ に増大しこれにともない、朔望月のどの位相においても可能となり、地球上の観測局数も飛躍的に増大する。さらに、光トラポンと電波源の併設により、光と電波の観測基準点がリンクし月の軌道が3次元で高精度に決まるとともに光と電波の基準座標系結合を促進することができる。

この能動型月レーザ測距の月面システムは月着陸機によって月面に運ばれる必要がある。着陸点では、光トラポンと電波源を併設し、他にこれと大きく離れた地点にペネトレータで2点電波源を打込む。それぞれの寿命は3年以上(軟着陸地点)、1年以上(ペネトレータ)とする。着陸機に併設した月面測位システムのブロック図を図3に示す。LLRでは地球に向けたレーザ送信に指向性を持たせる必要がある(図4)。このため月から地球への指向のため、粗調整には、わが国で衛星-地上間の光通信で用いたジガル機構(ETS-VI光通信実験で実証)(荒木,1994)を用い、微調整にはESAの衛星間光通信用SILEXミッションで搭載されている副鏡制御によるビームを駆動方式を検討中である。なお、光源には、NASAで開発中のマイクロチップレーザ(チップの大きさは1mm以下)(Degnan,1996)の利用が可能である。また、電波源の発信周波数はS/X帯とし現在、PNコードの送信を検討中である。

なお、月面システムに高精度のクロック(原子時計)を設けて地球からのレーザパルス

到着時刻を電波で送り返す方式も考えられるが、宇宙用原子時計の開発は日本ではまだ途上であり、月面仕様のものは世界的水準でもまだリスクが大きい。

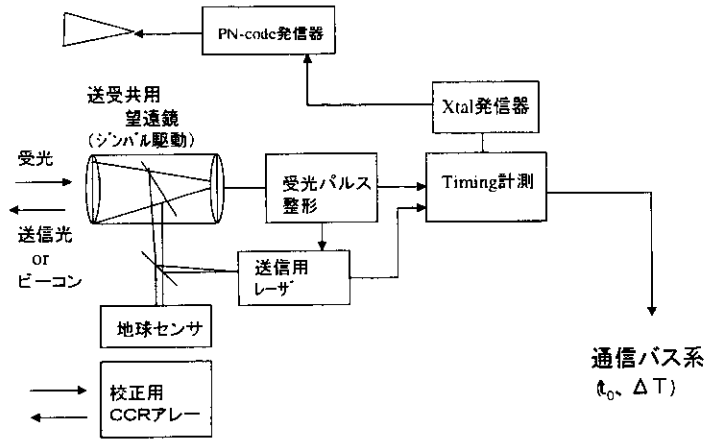


図3. 月面3次元測位システム(着陸点)

4. 観測から得られるもの

本システムが実現すると月-地球系の科学が一層推進できる。特に、3次元で月の精密軌道決定が高精度化され、観測の機会が増大することにより従来は困難であった月軌道運動の短周期変動の観測及び相対論効果の観測（Nordvedt効果を含む相対論）が可能となる。特に、等価原理について決定的な根拠を与える実験観測については、低S/N比が問題であった新月における観測を可能とする技術面のブレイクスルーが求められていた。さらに、月の秤動及び地球回転についても他の手段と独立した高精度な観測が期待されるほか、電波座標と惑星系の基準座標系の結合（Frame-Tie）が促進される

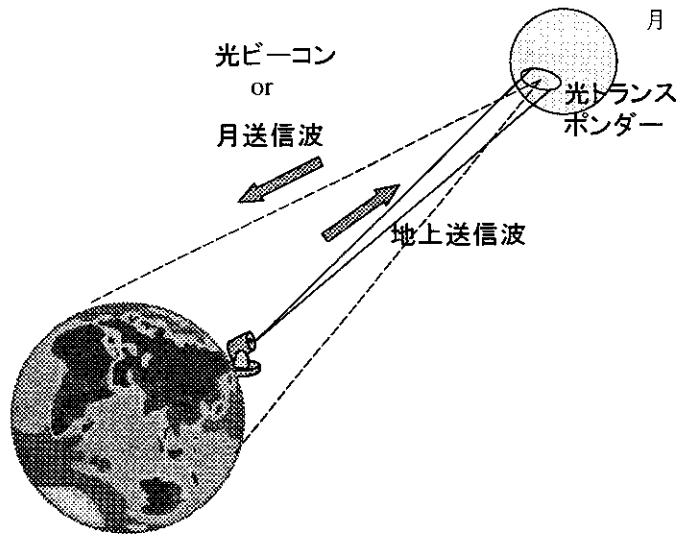


図4 能動型月レーザー測距

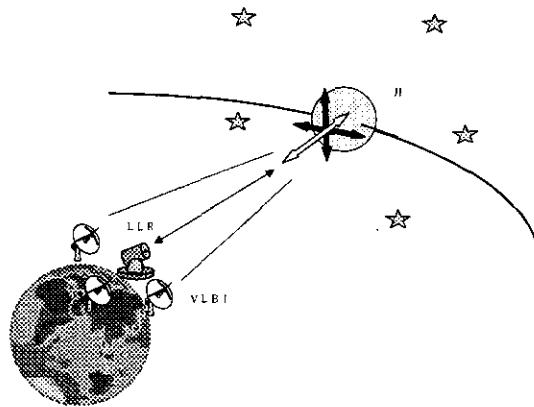


図5 光と電波を用いた3次元月運動精密観測

5. おわりに

能動型月レーザー測距で視線方向の精密測距を行い、またVLBIで視線と直交する角度方向の計測を同時に行い、月面の位置を3次元的に精密に決定するものである。これによる観測精度向上は、月の運動、月の秤動、地球回転、相対論等の研究を大きく推進させる。このように、月・地球科学に与えるインパクト極めて大きく、過去約30年の月レーザー測距の歴史を塗り替える画期的なミッションといえるため、科学分野での我が国の国際貢献としての価値も高い。なお、すでに国際的な反響をよんでおりミッション開発から観測協力までNASA、TUM（独）をはじめとした国際協力により推進するのが有効である。

参考文献

- Degnan, J., Optimal design of passively Q-switched microlaser transmitters for satellite laser ranging, Proc. 10th International Workshop on Laser Ranging Instrumentation, Shanghai, Nov. 1996.
- Dickey, J.O., et al, Lunar Laser Ranging: A Continuing Legacy of the Apollo Program, SCIENCE, Vol.265, 22 July 1994.
- Mueller, J., K. Nordtvedt, Lunar Laser Ranging and the equivalence principal signal, Physical Review D, Vol.58, 062001.
- Nordtvedt, K., Testing relativity with laser ranging to the Moon, Physical Review, 170, 1186 (1968).
- Schreiber, U., N. Kawano, T. Yoshino, H. Kunimori, W. Schlueter, Laser Ranging

and VLBI for the SELENE-II Mission, GEMSTONE workshop, Tokyo, Jan. 1999.
Seeber, G., Satellite Geodesy, de Gruyter, 1993.
荒木、鹿谷、豊田、有本、有賀、鈴木、“光通信基礎実験装置の開発”、通信総合
研究所季報、技術試験衛星 VI 型 (ETS-VI) 搭載機器及び地上施設特集号、
Vol.42, No.2, June 1994.

月面からの低周波電波観測の提案

近藤哲朗 (通総研鹿島)、今井一雅 (高知高専)、青山隆司 (宮城職能開発短大)、
大矢 克 (東北大理)、徳丸宗利 (名大S T E 研)、三澤浩昭 (東北大理超高層)、
前田耕一郎 (兵庫医大)、岩田隆浩 (NASDA)

1. はじめに

太陽は数10MHz以下の低周波数帯での自然電波源のひとつであり、バースト的に非常に強い電波を放出する。木星からもデカメータ波帯(30MHz近辺)においてバースト状の強い電波が放射されている。電離層の影響のため、地上からは10MHz以下の周波数帯での観測が困難となるが、宇宙空間からの探査体からの観測により、太陽からの電波放射は更に低周波数帯まで続いていることや、木星からはヘクトメータ波帯や、キロメータ波帯においても電波が放射されていることが明らかとなった。さらに、天王星、海王星からもキロメータ波の電波が放射されていることが発見されている。一方、地球からも宇宙空間に向かって、キロメータ波帯で非常に強い自然電波が放射されていることが、初期の衛星観測などで見つかった。この電波はオーロラ活動に伴い、極域磁気圏から放射されていることから、オーロラキロメータ波(AKR)とも呼ばれている。こうした宇宙空間からの観測から、固有磁場を持つ太陽系惑星は低周波数帯で自然電波を放射しているという様相が明らかとなってきた。こうした、惑星からの電波放射メカニズムやダイナミクスはまだ、完全には解明されていない。また、太陽系外でも銀河背景放射のスペクトル分布や、銀河系内および銀河系外電波源の低周波数帯での分布は調べられていない。こうした低周波での電波放射を安定に観測(電波源位置観測も含む)するのに電離層の影響を受けない月面が適しており、更に裏側においては地球上の人工電波源や地球のオーロラに伴うキロメータ波放射(AKR)からの混信を受けないことによる高感度観測も可能となる。なお、ここでは低周波数を概ね数10MHz以下の意味で使用する。

2. 低周波数帯における電波源と観測対象

図1にZarka et al [1997]によってまとめられた低周波数帯での自然電波のフラックスを示す。左側の図はオリジナルの図で1AU(天文単位)でのフラックスに換算した値を示している。S-bursts, DAM は木星からのデカメータ波放射、HOM は木星からのヘクトメータ波放射を示している。8MHz付近の縦の点線が地球電離層での遮断周波数を示して

おり、これより低い周波数は地上から観測ができない。図1の右のパネルは、月面から観測した場合のフラックスを求めたものである。地球からのキロメートル波放射が非常に強力であることが分かる。地球以外の電波源の高感度の観測を目指す場合、月面表側においては、地球からのキロメートル波放射が大きな障害となることが予想される。

太陽系内電波放射のスペクトル

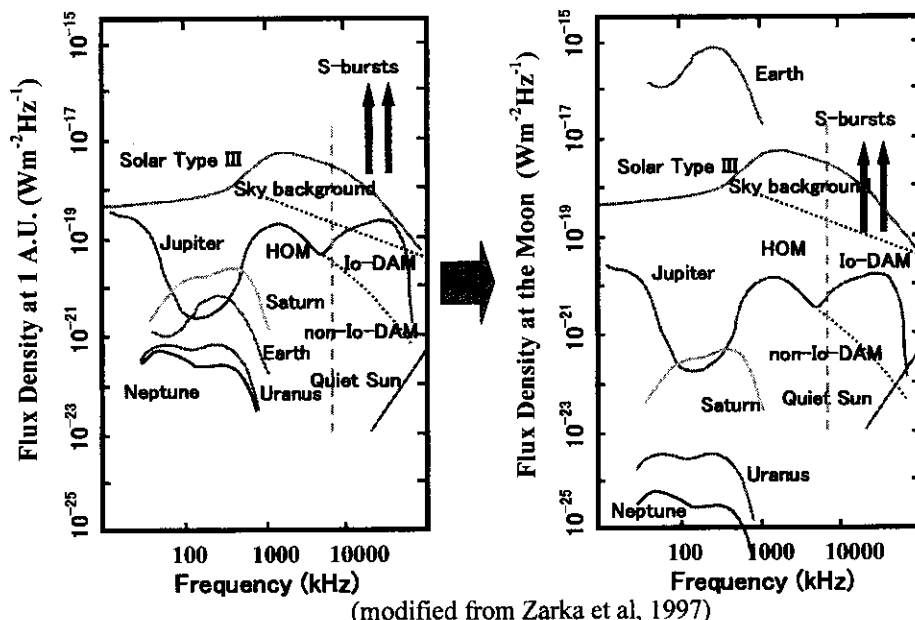


図1. 低周波数帯での自然電波放射スペクトル。左の図は1 A Uでのフラックスで、Zarkaらの結果の図である。右側は、月面から観測した場合のフラックスを示す。

観測対象は達成される観測システムの感度にも依存するが高感度観測を目指さないならば、木星からのデカメートル波放射およびヘクトメートル波放射観測による木星磁気圏のモニター、太陽からの低周波電波放射観測による外部コロナの物理の研究があげられる。また、銀河背景放射のスペクトルおよび空間分布の観測や、銀河系内および銀河系外電波源の探査観測が行えれば重要な基礎的データの提供となる。こうした電波観測装置は、比較的簡単な低感度の受信装置で構成可能と考えられるが、干渉計を構成することができれば、電離層の屈折（ゆらぎ）の影響を受けない、高精度ポインティング観測も期待される。高感度観測システムが実現できるならば土星、天王星、海王星からのキロメートル波放射も観測対象となりうる。

3. 観測システム

観測システムとしては、例えば、低周波観測部+テレメトリ装置を1つのユニットとして、このユニットだけで、ダイナミックスペクトル観測が可能で、複数のユニットを月面にばらまけば、干渉計観測が行えるようなシステムが考えられる(図2)。干渉計観測を行う場合は、各ユニットで受信した天体電波をコヒーレンスを保ったまま、処理しなければならない。そのための正確な時計装置と、周波数標準が必要であるが、観測周波数を10MHz以下に限れば、 10^{-10} 程度の安定度を有する高精度水晶発振器でも、1000秒程度積分(コヒーレンスが保てる)が可能となる。各ユニットが独立に周波数標準を持つ代わりに、外部の月周回衛星などから、標準周波数を供給する方法も考えられる。各ユニットでは、現在の技術水準から、アンテナ部以外は十分小型化が可能と考えられる。さ

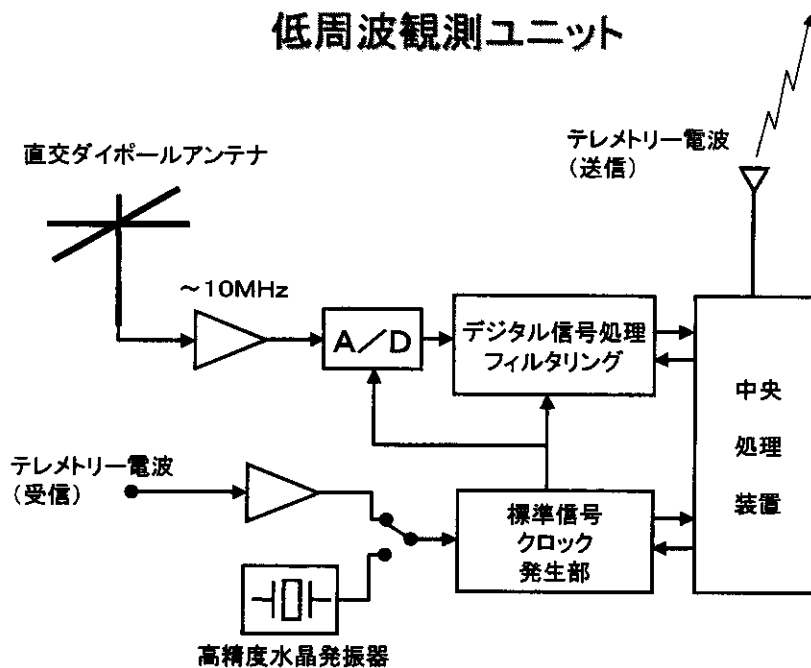


図2. 低周波観測ユニット例

らにフロントエンド部(プリアンプ部)以外は、デジタル信号処理を行うことにより、自由な帯域フィルタリングが可能となり、システム設計の自由度が増すと思われる。受信した帯域全部の実時間伝送が不可能でも、デジタル信号処理により例えば帯域フィルター処理およびベースバンド変換を行えば必要な受信帯域のみが伝送可能となる。また、受信周波数帯をステップ上に切り替え、さらにその切り替えのタイミングを、複数のユニットで同期させることにより、簡単に広帯域干渉計観測が実現できる。しかしながら、A/D変換器の実用的感度やデジタル化した場合の消費電力等の検討が要求される。

アンテナ部は、広帯域を十分な感度で実現するためには、ログスパイラルやログペリオディックアンテナの使用が望ましいが構造が複雑であり、月面での設置を考えると、単純なダイポールアンテナや、ワイヤーアンテナ等でも、強度の強いソースにターゲットを絞れば十分実用性があると思われる。ただし、月面の過酷な熱環境を考慮すると、アンテナ部から本体部への熱の流入、流失は最小限にする必要がある。ペネトレータで本体部を月地下部に打ち込んだとしても、アンテナ部が表面に出た場合は、そこからの熱伝導が致命的にすらなるとの話である。したがって、アンテナ部全体を図3のように地下に埋設させるか、表面に出す場合は熱カップリングを小さくする方法を検討しなければならない。また、地下にアンテナを展開した場合は感度の検討も要求される。

月面アンテナシステム (案の一つ: 月地下(砂中)への展開)

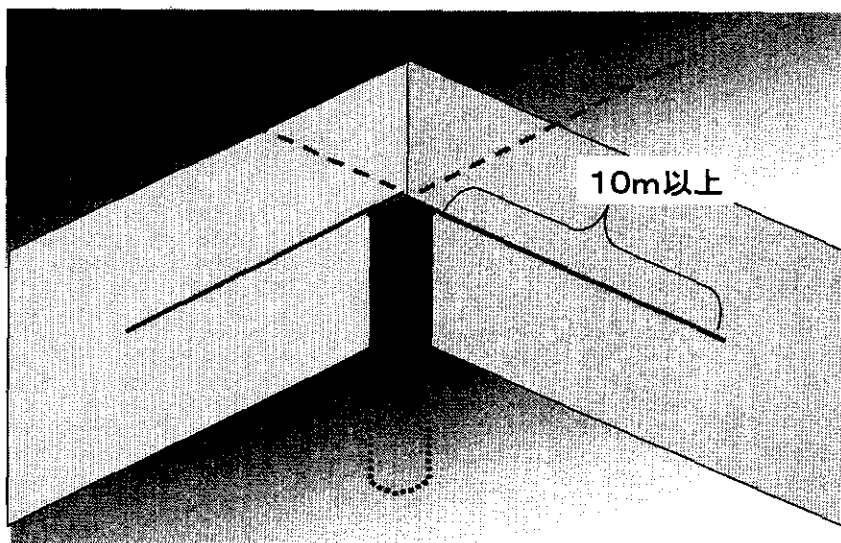


図3. アンテナシステムの案の一つ。

ペネトレータで打ち込む場合は、内蔵バッテリーだけのオペレーションとなるため、使用電力は最小限に押さえなければならない。良くて数週間程度の観測しか行えないかもしれない。このような短期間で成果の出せる観測テーマの検討も必要である。また、短期間で成果の出せるテーマがない場合は、ソフトランディングによるシステムの設置を前提とした、太陽電池使用システムによる長期観測を最初から目指す必要がある。

4. おわりに

近年、生活が便利になるとともに、電波環境は悪化の一途をたどり、低周波数帯のみな

らず、高い周波数帯においても、地上からの電波観測が困難となってきている。そんななかで月面、特に裏側は、地球からの混信を受けない、電波天文学にとって唯一残されたパラダイスでもある。将来的には必ず人類は、月面上に種々の観測設備を建設するであろうし、その中には電波天文観測施設も含まれるであろう。その先陣を切るべく、比較的簡単なシステムで観測できるであろうと考えた低周波数帯での電波観測システムも、月面の過酷な環境を知らされると、かえって、軌道上での衛星からの観測システムよりも難しそうである。月面環境に耐えることだけに主眼をおくあまりに、感度や観測期間等において本来の観測システムとしての要求仕様を満たさないとすると、それは月面で観測する意味がなく、成果も得られないであろう。今後、システムに課されるであろう厳しい制約条件のもとで、成果を得るための観測対象の再検討を含めて、観測システムの詳細な検討を行い、月面からの低周波電波観測実現に向けて進んでいきたい。

月までの楽しい道のり；宇宙背景放射用電波望遠鏡の提案

坪井昌人、新永浩子（茨城大学理学部） 春日 隆（法政大学工学部）

0.はじめに：いままでの流れ

われわれは宇宙背景放射用月面電波望遠鏡が95年度に2004-5年打ち上げで提案したが、その時点ではMAP衛星の追試とさらに高分解能観測は説得力があったし、学問的価値は十分にあった。（宇宙論観測の場合、S/Nが低い観測であるので2番目の追試は十分に意味がある。追試でくつがえされた観測はたくさんある。）しかし状況は変わりそんなに早くは打ち上げられないらしいことがわかった。これをもし2010年以降の打ち上げた場合、学問の進行状況から考えてこのままでMAP衛星の3番目の追試になり、高分解能観測もESAのPLANCK衛星の追試となる。高い学問的価値があるかは疑問である。それに技術的には、月面望遠鏡は長い月の夜を利用できる反面、これを乗り切るための巨大な蓄電池が必要な点（これにより観測装置の大きさが制限される。）、全天観測が不可能な点等の欠点もあった。

このほどSELENE2衛星ではイオンエンジンによる月までの長い飛行が計画されている。そして、飛行中（1年？）の衛星の利用可能性が示唆された。少なくとも数100kgを観測装置に割くことが可能であるという情報を得ている。この前提条件で我々は再び宇宙背景放射観測を提案する。またこの衛星の2006年打ち上げはESAのPLANCK衛星よりも早く、それだけでも学問的価値は高いといえる。月までの飛行中に衛星上から宇宙背景放射の観測をすることはこれまでに提案されていた月面からの観測よりも容易でむしろ良質のデータを得る可能性が高い。

1. 宇宙背景放射観測の意義

宇宙背景放射の温度ゆらぎの観測は初期宇宙と現在の宇宙をつなぐ銀河形成論に対して決定的な結果を与える観測である（図参照）。92年にCOBE衛星によってこの宇宙背景放射の温度ゆらぎがはじめて観測

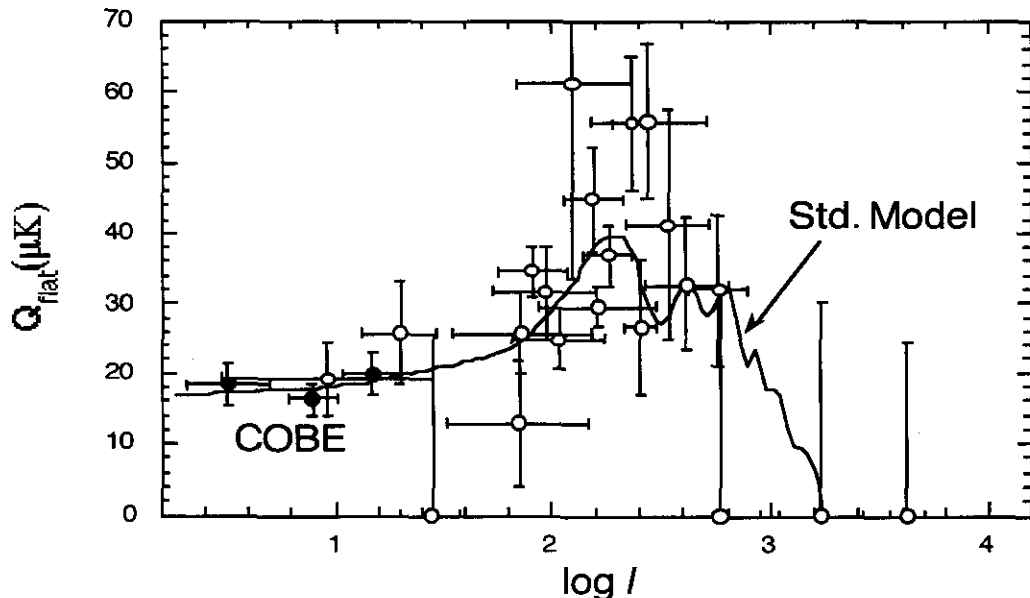


図1 宇宙背景放射の温度ゆらぎのスペクトル；観測値と標準モデルからの予測値（実線）

されたが、COBE 衛星による観測は銀河形成のシナリオを明らかにするという点では観測精度 ($\Delta T/T \sim 10^{-5}$) も空間分解能 (数度) も十分でなく、この観測を説明するシナリオをいくつも存在する。さらに高分解能、高感度で宇宙背景放射を観測することが重要である。これができるれば銀河を形成するシナリオを決定することができるであろう。世界の観測の最前線はここを目指して凌ぎを削っている。2000年打ち上げ予定の MAP 衛星はラグランジュ L 2 点での観測からこのゆらぎのピークの最初のを明らかにしようとするものである。また 2007 年打ち上げの ESA の PLANCK はさらに高分解能、高感度でうまく行けば 2 番目のピークを捕まえようというものである。我々に与えられた条件である月までの飛行期間はラグランジュ L 2 点とならぶ精密高感度観測の適地であると考えられる。2006 年に遅くない打ち上げができればこの分野の観測に大きな貢献ができるであろう。

2. 観測システムの検討

観測から要求される装置性能を検討したのでここでは簡単にまとめることにする。当然のことであるが学問的意味のある観測をするには競争相手よりも早く観測するか、よりよい観測をするかである、打ち上げ時期がおそくなればそれだけ大規模な観測装置が必要となる。

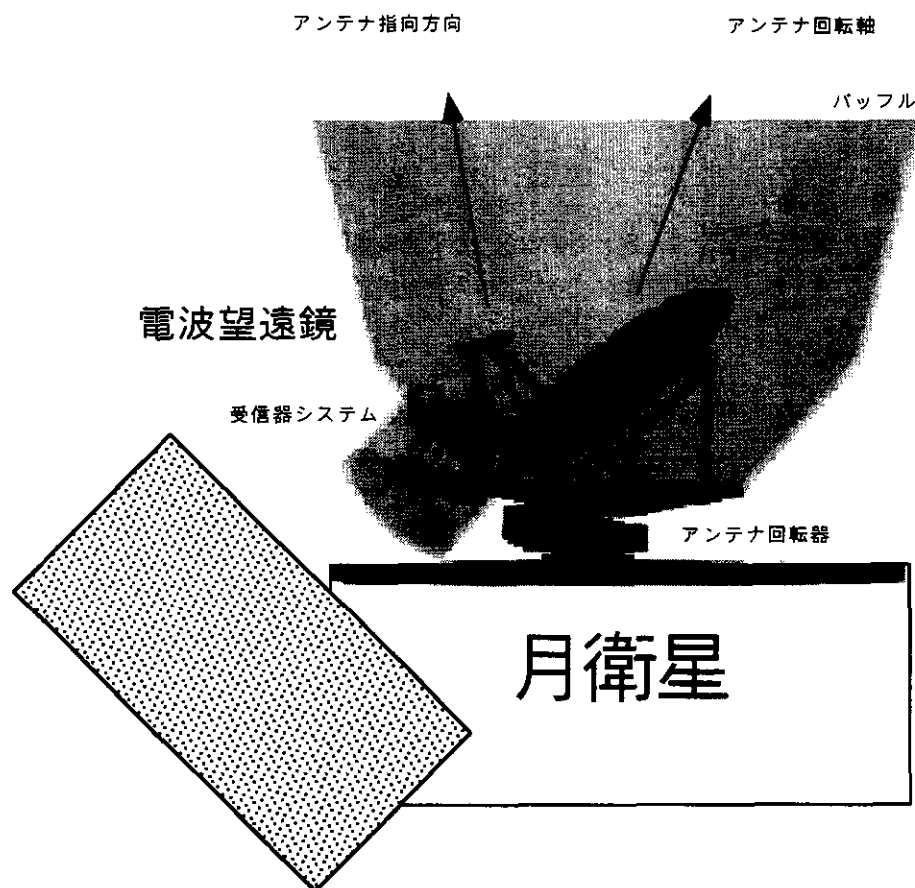


図 2 観測システムの概念図；月衛星に巨大な望遠鏡が搭載される形になる。周回軌道に放出されてもいい。

角度分解能、感度

当面の目標である宇宙背景放射スペクトルの第 2 ピークのゆらぎの検出に要求される性能は以下である。

角度分解能：最低でも 30 分以下、精度： $\Delta T/T \sim 10^{-6}$

角度分解能：ミリ波帯でを達成するために、アンテナ口径は最低 1.5m になる。

銀河系の背景電波放射の差し引き：3 周波数分必要である。COBE 衛星からの連続性から 30,60,90GHz とする。1.5m 口径のアンテナを使用すると角度分解能は 30GHz で 28分、90GHz で 9分となる。

低雑音：オフセットパラボラアンテナが望ましい。パッフル付のパラボラアンテナを使用することによってサイドロープの影響を 30 dB 程度まで（ビーム中心の-90dB）落とせる。もし後述のように冷却器が利用できシステム雑音を 30GHz で 30 K、90GHz で 50 K とすることができれば（バンド幅を 20% と仮定。）、1 年間の観測で 1 角度分解点当たり $\Delta T/T \sim 10^{-6}$ を達成することができる。受信方式はバランス型差分放射計方式が安定度に優れてので有望と思われる。この差分放射計の構成と期待される雑音レベルを検討した。結論を言えば、損失を十分考慮した設計をすれば、上のシステム雑音温度は実現できると予想される。MMIC 化されたミリ波受信機は性能がぐんぐんよくなっているし、バンド幅もどんどんひろがっているので期待がもてる。

電気推進の雑音

電気推進の雑音は気になるところである。電気推進のミリ波帯での雑音特性は未知であるので、早急に測定すべきであろう。しかし、観測周波数であるミリ波以下の周波数の雑音放射や通信回線の混信は導波管カットオフおよびバンドパスフィルターで落とせると思われる。

（そうでないと通信もできないことになる。）

観測方式

電気推進衛星は電力確保のため 3 軸制御である。このため月着陸機同様の 2 次元のスキャン装置が必要であろう。1 年間の飛行で全天を観測できるはずである。

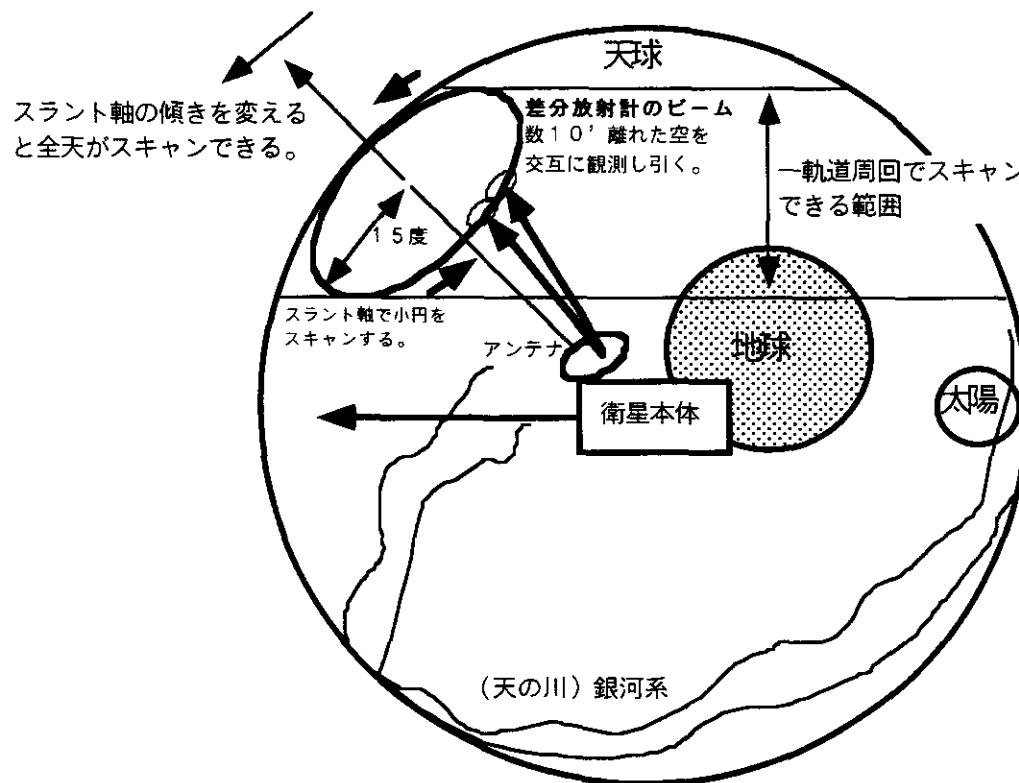


図3 望遠鏡のスキャン方式の提案；周回軌道とスラントスキャンでマッピングできる。

電波望遠鏡の必要電力と重さ

月までの飛行中は惑星までの飛行と同じで日陰はないであろう。月着陸機とは違い、長い月の夜をを乗り切るための巨大な蓄電池は不要である、システムを動かすのに必要な150W以内の電力を太陽電池で供給できればいい。欲をいえば冷凍器も動かしたい。

受信機	20W (アンプ5W、発信器15W)
冷凍器	100W (1W/80Kを仮定)
信号処理	5W
アンテナ駆動	10W

以上 150W

重さも非常に荒い見積りでは SELENE2 の予備分で運べる質量以内に収まる。むしろ大ききのほうが厳しいかもしれない。

アンテナ	40kg
バッフル	20kg (無重力なので本当にふわっとしていればいい。)
ホーン等	10kg
アンテナ駆動	10kg
受信機信号処理	40kg

以上 120kg

これらの値は過去の文献を参考とした大まかな概算である。

電波望遠鏡の冷却

低雑音受信システムを実現するには受信器を冷却することが不可欠である。ミリ波受信器の HEMT アンプは80K程度で動作する。(超伝導素子やボロメータのように4K以下の低温は必要としない。)

しかし、HEMT アンプの消費電力は巨大である。このため放射冷却では十分に賄いきれない。冷凍器の使用が必要である。HEMT アンプは現在急速に低消費電力化されつつあるが、発熱量は1系統あたり20mWである。現在の3周波数同時観測を成立させるためには200mW@80K程度の冷凍機が必要になる。宇宙用1段スターリング冷凍機はすでに開発されている。

冷却能力 1W @ 80K

消費電力：約100W

重量：4kg弱、

連続運転：9000時間程度

放射冷却によって150-200Kまで、ベース温度が下げると冷凍能力は増加すると考えられるが150Kにした時のデータはまだない。今回の場合はよもつと小さい冷凍器で実行可能であるが、冷凍能力が半分の冷凍器で消費電力が半分が可能かは試作実験が必要である。

3. まとめ

月までの飛行中に衛星上から宇宙背景放射の観測をすることはこれまでに提案されていた月面からの観測よりも容易でむしろ良質のデータを得る可能性が高いことがわかった。しかし、宇宙背景放射観測が最も難しい電波観測であることは疑いようがない。慎重に計画を進めなければならない。

月極生物・環境タイムカプセル計画

近畿大学 江藤剛治・河島信樹

1. 未来人からのメッセージ

「月や南極で生きた生物試料を保存しよう。」このアイデアは新しいものではない。しかしこれらの試料の国際保存ネットワークの構築という見地から、総合的かつ具体的に検討し、地球や宇宙の極地保存の意義を明確にしたのは著者らの研究が最初である。

環境問題や生物多様性問題への関心の高まりから、世界各地で種々の生物・環境試料保存プロジェクトが始まっている。アメリカで NIST (National Institute of Standards and Technology) が建国 200 年を期して始めた人の肝臓保存計画は環境試料バンクプロジェクトを一躍有名にした。その後も順調に拡大を続け、2000 年にはチャールストンに、より充実した環境試料バンクが完成する。世界中の花の咲く植物の種子を集め、500 年にわたって保存するという、イギリスの王立植物園のミレニアム・シードバンクの堅固な建物も、2000 年を前に、Wakehurst Place の丘陵地の岩盤上に建ち上がってきた。

著者らは 1997 年 11 月に大阪の千里ライフセンターで「生物・環境試料の超長期凍結保存国際ネットワークの構築に関する国際ワークショップ」を開いた。NIST の Wise 博士、王立植物園の Smith 氏等上記のバンキングプロジェクトの責任者の多くが大阪に集まった。

理由は日本が南極に建設したドーム F 基地である。後述するがドーム F は自然界超長期凍結保存を行うには地球上で最適な地点である。

超長期バンキングプロジェクトの責任者にとって怖いのは電氣的事故や機械的事故ではない。政治・経済的な不確実性なのである。アメリカでは大統領が変わる度に、このような、全人類的に重要ではあるが不急のプロジェクトを継続するには、分厚いレポートを書いて新政府を説得する必要がある。絵画や通常の文化財は、10 年ほど地下室の隅に放置しても少しカビが生える程度である。凍結生物試料の多くは 1 分でも常温にさらされれば、それまで営々として続けてきた試料保存の努力が無に帰す。自分たちが大変な努力をして集め、保存してきた試料のうち貴重なものだけでも、全く人為的維持管理が不要な自然界の低温の中で保存できることは、実際に保存を担当し、その大変さを身にしみている保存責任者にとって、未来をまかせるに足る非常に心強いバックアップシステムなのである。

ただし南極ドーム F で全ての生物環境試料が保存できるわけではない。とくに動物の生殖細胞の保存には温度が高すぎる (-58℃)。著者らは宇宙空間や深海底等様々の極地を保存候補地として検討してきたが、月極のクレーター底が宇宙で最適の、それも理想的な保存地点であることがわかってきた。

今、地球上に生きとし生けるもの全ての生殖細胞を、生物の多様性を規定してきた地球環境試料とともに、生きたまま 100 年、1000 年にわたって超長期保存する。これを最終的に可能にするのは月極しかないのである。

この新ミレニアムを期した、南極・月極保存をシンボル兼心強いバックアップシステムとする Ultra-long-term Cryogenic Preservation Network of Biological and Environmental Specimens の構想は、日本から世界に向けてオリジナルに発せられた大型国際共同研究プロジェクトである。愛称は「生物・環境タイムカプセル計画, BESTCapsule 2001 Project (Biological and Environmental Specimen Time Capsule)」である。超長期にわたって学術の世界における日本の国際的地位を高めるためにもぜひとも早期に実現すべきプロジェクトである。

「100 年先の未来の人々に、100 年前の日本の人たちは良いことを始めてくれた。」と言ってもらえるに違いない。

2. ドームF

地球上で最適の超長期保存地点である。昭和基地から約 1000km 内陸に入った標高 3810m の高地である。高地と言ってもみかけは完全に平坦な雪面上の 1 点である。

南極の海岸線の氷の移動速度は、速いところでは数 km / 年にもおよぶ。これを流線に沿って遡ると、だんだん速度は小さくなり、ついには全く氷が移動しない地点に達する。このような地点をドームと呼ぶ。各ドームを収束点とする流域のどこから出発しても、最後はドームにたどりつく。ドーム F から広がる白瀬およびラグンヒルド流域は日本の南極観測隊のフィールドになっており、昭和基地、みずほ基地、あすか基地もその中に含まれている。

最適な保存地点である理由は以下の通りである。

- (1) 低温：氷面下 20m の氷温は -58°C で地球上で最低温地点の一つであり、かつ温度変化が全くない。
- (2) 氷床の安定性：水平・鉛直方向とも氷の移動は皆無である。
- (3) 小さい降水量：約 30mm / 年である。これはラスベガス並であり、1000 年たっても 30m しか沈下しない。
- (4) アクセシビリティ：既に日本の基地があり、年に 1 度は日本の観測隊が訪れる。

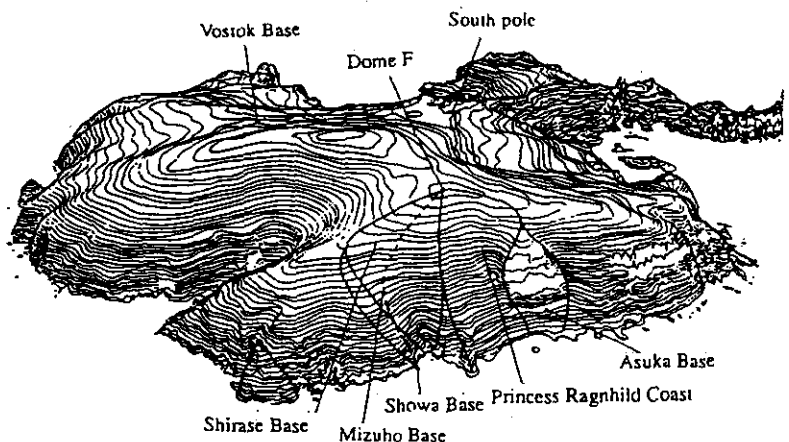


図1 南極ドームF基地（縦横の縮尺は異なる）

南極点や南磁極にある米ソの基地では氷の流動が大きい。ドーム C のフランス基地は実際は閉鎖状態に等しい。新たにドームの一つに基地を作るには巨費がかかるが、既に基地も、そこへのアクセスも確保されているので、ドーム F の保存プロジェクトは直ちに開始できる。

ただし、南極環境条約で南極起源以外の生物（当然人間もそうであるが）の南極への持

ち込みは禁じられている。付帯条項により、安全性と科学的意義に対する国際理解が得られれば実現できる。

タイムカプセルは十分な強度を持つ密閉容器であるから、周辺の生物汚染については全く心配ない。学術的意義についても、1997年の国際ワークショップに世界中から保存計画の責任者が集まったことから明らかなように、国際的な理解を得ることは困難ではない。

3. 月極の保存

宇宙で最適の保存地点であり、地球上では絶対保存できない動物の生きた生殖細胞を超長期にわたって安らかに眠らせることができる。理由は以下の通りである。

(1)低温：長期保存には少なくとも -100°C が必要であり、液体窒素温度(-196°C)で超長期保存が可能なが証明されている。月極ではこの温度が確保されている。ただし温度変化が大きいので(-200°C を中心にして上下 50°C 程度)、その影響を検討する必要がある。

(2)宇宙線：太陽起源と銀河起源のものが大部分である。このうち、太陽起源のものは月極には到達しない。地球上では、磁場による宇宙線の回り込みや、宇宙線と大気との衝突による2次宇宙線シャワー等により、太陽の影になっている部分にも太陽起源の様々な放射線が降り注ぐ。地球に到達する太陽起源と銀河起源の宇宙線を比較すると、1個の宇宙線のエネルギーは銀河起源のものが数オーダー大きい。数的には太陽起源のものが圧倒的に多い。従って宇宙線が直接DNAを傷つける確率は、地球上より月極の方がはるかに低いと期待される。ただしこれについ

ては宇宙空間と地球上(とくにドームFの氷面下20m)での比較実験が必要である。

(3)アクセシビリティ：数年内にどこかの国が月極のクレーター底に科学ミッションを送ると考えられる。そのとき輸送すれば良い。

(4)容器サイズ：1リットル程度の小さなもので良い。ネズミも人も象も卵子のサイズは100ミクロン程度である。鳥類の卵子は大きいものでは直径数10cmに及ぶが、生殖細胞になる前に血液中を循環している始原生殖細胞を採取すれば直径100ミクロン程度である。生物種1種当たりの容器の直径が1cmであれば約1千種(1litre=1000cm³)、3mm

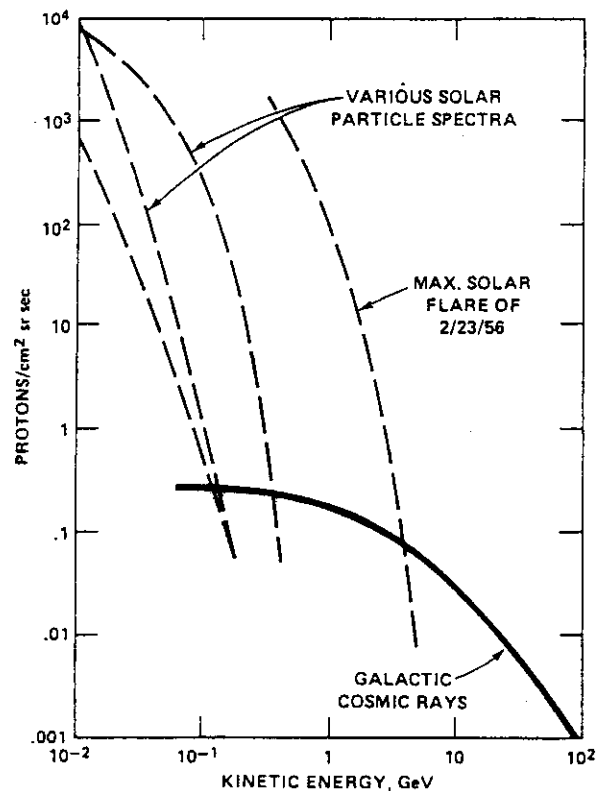


図2 宇宙放射線の強さ(銀河起源の宇宙線は、エネルギーは大きいけど総量は小さい。月極には太陽起源のもののみ届く。)

であれば3万種が輸送できる。種子や環境試料等は比較的大きな容積を必要とするが、これらは南極ドーム温度で安全に保存できる。

(5) 隕石の衝突：試算では1000年間に保存容器を破壊するような隕石粒子が直撃する確率は低い。

(6) 月極の地中保存：月極の氷探査等を行う場合は、少なくとも深さ1m程度のボーリングをすることが望ましい。そのボーリング孔が利用できる場合には、温度変化、宇宙線、隕石の衝突の問題は自動的に解決される。

4. 月極ミッションへの期待

赤道付近に振動センサーを設置する場合は、大きな温度変化を考慮してペネトレーター計画も検討に値する案である。1個だけ設置してもあまり意味がないので、2個とする場合は、他の1個は極地のクレーター底とすべきである。

同時に氷探査、小型望遠鏡の設置、生物環境タイムカプセル等、総合的に大きな成果が期待できる。

液体窒素温度環境の他に、光を含む太陽起源の放射線の影響がないということは、得がたい天文観測の場となる。月極クレーター底の電磁波環境についての詳細なシミュレーション研究を実施すべきである。これにより、ハッブル望遠鏡等のような軌道上環境では決して得ることのできない観測環境の特徴が明確になるものと期待される。クレーター底ミッションの意義もより大きくなる。

最大の問題はクレーター底へのエネルギー電送である。著者の一人（河島）はクレーターの縁に降り立った中継基地（ランダー）で太陽熱発電をし、レーザーでローバーにエネルギーを伝送する方法を提案している。

中継基地は月極上を通る軌道上の衛星としても良い。大気が無いので軌道は非常に低くすることができる。当然エネルギー輸送は間欠的となるので、ローバーにも小さな電池を備えることが必要になる。

これらの点に関しても早急に総合的な検討を進める必要がある。

5. 終わりに替えて：ミレニアム総合学術プロジェクト

経済、文化、防衛は国家経営の3本柱である。

イギリスは1980年代の後半から、徹底したサッチャリズムの一方で、新ミレニアムを期して以後100年、1000年の長期にわたってイギリスが世界をリードする文化国家であり続けるためにはどのようにすれば良いかを真剣に議論していた。厳しい経済情勢の中であって打ち出した苦肉の策がミレニアム・ロッタリー（宝くじ）であった。税の直間比率の議論と同じように、「貧乏人から資金を集めるのか！」という強い批判はあったが、世界に冠たる文化国家を維持するという大儀名分があり、王室等の協力も得て、着々と準備を進めてきた。

今、大英博物館の大改装工事や、王立植物園のミレニアム・シードバンク、長さ800m

高さ数 10m に及ぶドームを作り，世界の 4 大気候を再現してその中に生態系をまるごと保存しようとするエデン計画のような大プロジェクトはもとより，津々浦々のコミュニティの再生のようなきめ細かいミレニアム・プロジェクトが一斉に見え始めてきた。これには欧米各国も一様に驚いている。何よりも大きいのはイギリスの若者に自信がよみがえってきたことである。

日本でも新ミレニアムを期に，経済アニマルであるばかりでなく，世界をリードする文化国家であるための礎をしっかりと築いていこうではないか。月極探査はそのための恰好のトリガーの一つになる。

日本でも 2000 年問題は色々話題になりつつある。コンピュータ問題ばかりでなく，2000 年 1 月 1 日早朝に，メインストリートや産院がパニックに陥ること等々が心配されている。

イギリスのミレニアム関係の学術プロジェクトは，そのような国民的な動きを背景にして進んできた。

日本学術会議では，今後予想されるミレニアムイベントに対する関心の高まりに注意を払いながら，ミレニアム総合学術プロジェクトの創設を政府に要望する文書を提出するように準備を進めている。（筆者の一人はそのワーキング・グループのメンバーである。重要な情報であるのでコメントしておいた。）

[参考文献]

1. T. Etoh, Perspective of the BEST Capsule Project, Proc. of International Workshop on Cryogenic Preservation Network of Biological and Environmental Specimens, pp.20-33, 1997.
2. N. Kawashima, Environment of the Lunar polar ice region for the Time Capsule storage, Proc. of International Workshop on Cryogenic Preservation Network of Biological and Environmental Specimens, pp.77-80, 1997.
3. 江藤剛治・柴田俊一，生物・環境試料タイムカプセル計画の概要と意義，環境技術，Vol.27, No.7, pp.1-3, 1998.
4. 渡辺興亜，南極氷床、ドームふじ頂上での深層掘削－30 万年を遡る－，環境技術，Vol.27, No.7, pp.4-8, 1998.
5. 河島信樹，究極のタイムカプセル保存：月の極地のクレーターの底，環境技術，Vol.27, No.7, pp.22-25, 1998.

次期月探査機のシステム検討

○金子豊 横山隆明 板垣春昭 (宇宙開発事業団)

1. はじめに

月・惑星の探査ならびにそれに続く開発・利用は、新しい知見の獲得、宇宙科学の発展、人類の活動領域の拡大、新たな資源、エネルギーの開発等人類共通の利益をもたらす可能性がある。本論文は、現在宇宙開発事業団と宇宙科学研究所が共同で実施しているSELENE計画の次の月探査ミッション（SELENE-2と仮称）の体系的な検討結果を報告するものである。検討内容としては、ミッションを想定し、種々の輸送形態（打上げロケット、電気推進を使った輸送機）に応じて、着陸機、リレー衛星等の各構成要素のシステム検討を実施し、主としてリソースの観点から全体システムの成立性を検討した。

2. 前提条件

システム検討のための前提ミッションとしては、月の起源と進化を解明するための直接探査として複数本のペネトレータミッション、月からの科学の可能性の調査のための小型天文観測望遠鏡や月利用の可能性の調査のためのローバ探査等の月面上ミッションを想定した。

輸送形態としては、①標準型H-IIAロケット（静止2トﾝ級）1機、②SSB4本追加型H-IIAロケット1機、③増強型H-IIAロケット（静止3トﾝ級）1機、④標準型H-IIAロケットと電気推進輸送機を組み合わせたケース、⑤J-1改ロケットと電気推進輸送機を組み合わせたケース、⑥J-1改ロケット2機（1機でペネトレータ、他1機で着陸ミッション）を考慮した。各輸送形態の特徴を表2-1に示す。

これらの各ケースに対応して、リレー衛星、着陸機、電気推進輸送機のシステム設計を行い、重量等の諸元を明らかにした。その際の主要な前提条件を表2-2に示す。なお、電気推進輸送機については、実現可能な太陽電池パドルを考慮し発生電力25kWを上限とした。

表2-1 考慮した輸送形態の特徴

輸送形態	特徴
①標準型H-IIAロケット（静止2トﾝ級）1機	<ul style="list-style-type: none"> ・月遷移軌道投入能力2885kg ・打上げ実績多数（月へは SELENEで実証）
②SSB4本追加型H-IIAロケット1機	<ul style="list-style-type: none"> ・標準型より輸送能力増強（月遷移軌道投入能力3400kg） ・打上げ実績有り（予定）（但し地球軌道）
③増強型H-IIAロケット（静止3トﾝ級）1機	<ul style="list-style-type: none"> ・さらに輸送能力増強（月遷移軌道投入能力5350kg） ・打上げ実績有り（予定）（但し地球軌道）
④標準型H-IIAロケットと電気推進輸送機	<ul style="list-style-type: none"> ・電気推進を使って‘ロード’輸送能力増強 ・月に到達する時間がかかる ・大推力電気推進が課題
⑤J-1改ロケットと電気推進輸送機	<ul style="list-style-type: none"> ・低コスト ・電気推進を使って‘ロード’輸送能力増強 ・大推力電気推進が課題
⑥J-1改ロケット2機 （1機でペネトレータ、他1機で着陸ミッション）	<ul style="list-style-type: none"> ・低コスト ・ペネトレータミッションと着陸ミッションを分離させてリスクを軽減

表2-2 主要な前提条件

ミッション機器 前提条件	ハネトレータ	<ul style="list-style-type: none"> ●重量：50kg/基（LUNAR-A改良型） ●分離位置：100×25kmのハネリム点
	月面ミッション	<ul style="list-style-type: none"> ●重量：パラメータとする（電力系、通信系除く） ●電力：1w/kgを前提とする（着陸機から供給） ●昼間のみ運用、夜間は休止・保温。
システム検討 前提条件		<ul style="list-style-type: none"> ●ロケット月遷移軌道投入重量： 2ト級H-IIA：2885kg, SSB追加H-IIA：3400kg, 3ト級H-IIA：5350kg J-1改：800kg ●電気推進輸送機：150mNイオンエンジン複数台使用（ISP=3350sec） ●システム重量マージンとして全備重量の3%を確保

3. 検討結果

図3-1に、各輸送形態について、ペネトレータの本数をパラメータにした輸送可能月面ペイロード重量を示す。H-IIA+電気推進のケースは、消費電力25kwの制限により地球低軌道出発時重量（H-IIA打上重量）が7000kgに抑えられてしまい、結果的にH-IIA増強型のケースよりもペイロード重量は低くなっている。また、J-1改ロケットを用いたケースでは、J-1改ロケット1機では着陸ミッションは不可能であり、電気推進輸送機と組み合わせることが必須であることが判明した。

図3-2に代表的なケースの重量構成を示す。ロケットによる直接投入のケースでは、全体重量の2/3が推進薬であり、推進系の性能アップが望まれる。また、電気推進を用いたケースでは全体重量の約半分を電気推進輸送機の重量が占めてしまうことがわかった。

4. おわりに

今後、ミッションを確定し、ミッション要求に応じてシステム設計を見直し、コスト、リスク等も含めて最適な全体システムを構築する。

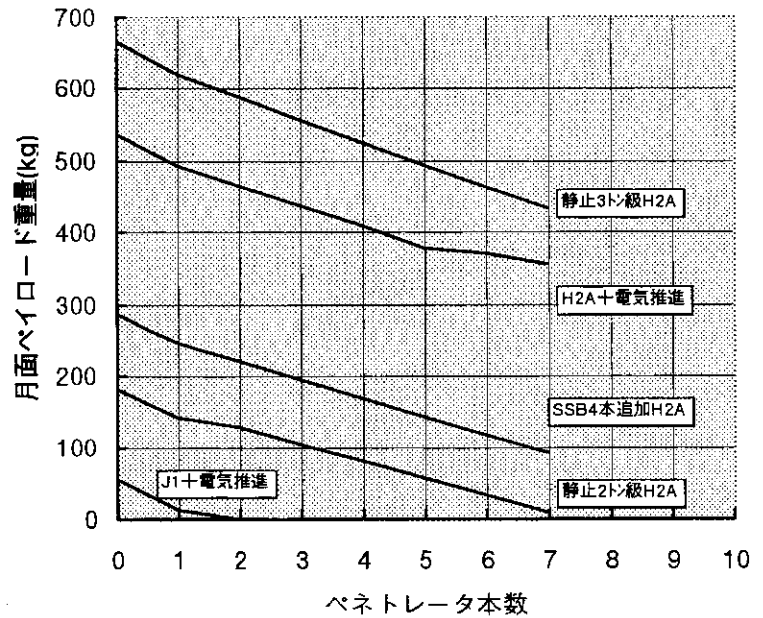
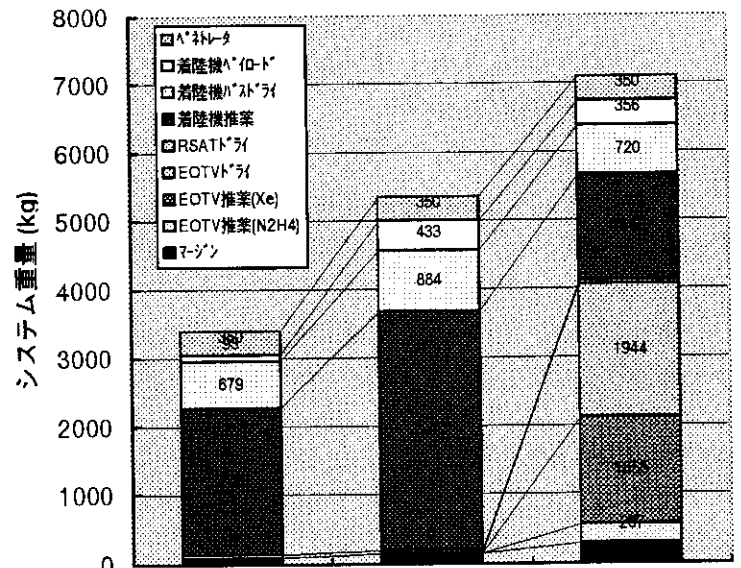


図3-1 月面ペイロード重量



SSB追加H-IIA 3ト級H-IIA H-IIA+電気推進
ハネトレータ：7本 ハネトレータ：7本 ハネトレータ：7本

図3-2 各システムの重量内訳

高精度着陸技術の検討

川勝康弘、木下貴博、金子豊、板垣春昭 (NASDA)

久保田孝、中谷一郎 (ISAS)

1. はじめに

周回軌道上からの観測が中心となるSELENEに対し、次期月探査機では月面に着陸してのミッションが中心になると考えられ、月面小型天文台の設置や、クレータ中央丘の地質探査などのアイデアが提案されている。そして、これらのミッション実現のためには、着陸技術として「目標地点への正確な誘導」および「月面への安全・確実な着陸」が要求されると考えられる。SELENEで予定されている着陸実験では、簡易的な着陸方式が採用されており、この方式のままでは次期月探査機の要求を完全に満足することはむずかしく、要求実現のためには新規の着陸技術の導入が必要と考えられる。

本発表では、次期月探査機で想定される着陸機能と、それを実現するための着陸技術について、現段階での検討状況の概要を報告する。

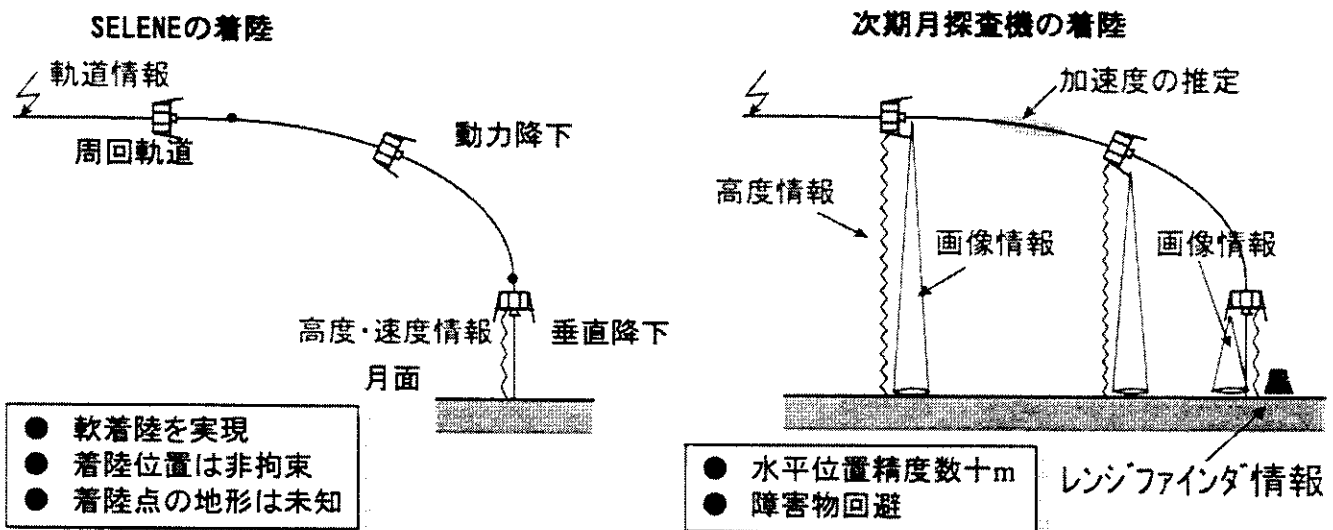


図1：SELENEの着陸と次期月探査機の着陸

2. 目標点への正確な誘導

2.1 必要性和目標

SELENEの着陸実験では、着陸点の水平位置は強い拘束条件にはなっていない。すなわち、航法誤差や諸々のパラメータ誤差（推力誤差、etc.）によって実際の着陸地点が予定地点からずれることを許容している。

次期月探査機では月面に着陸してのミッションが中心になると考えられ、ミッション目的から着陸地点が強く拘束される可能性が高いと考えられる。現段階で次期月探査機のミッションは確定していないが、「極付近クレータ縁の永久影部」や「クレータ中央丘付近」など狭域の目標地点を要求するミッションが提案されている。ミッションが決定していない現段階で「目標地点への正確な誘導（高精度誘導）」が次期月探査機の必須機能と断言できるわけではないが、この機能がない場合、このことが次期月探査機のミッション選定に対する重大な制約となることは間違いない。

SELENEで得られる月面の地形データの精度、および現段階で提案されているミッション内容を参考に、次期月探査機の誘導精度要求（着陸点の目標点からのずれ）を数十mと想定する。

SELENEにおいて、実際の着陸地点が予定地点からずれる要因は2つある。第1は航法誤差であり、第2は動力降下中の誘導アルゴリズムでの終端水平位置の非拘束である。両者とも単独で数kmの誤差を生じうるものであり、数十mの誘導精度を実現するためには、両誤差を大幅に縮小する技術が必要となる。

2.2 航法誤差の抑制

SELENEでの航法誤差は長期間の慣性航法に起因するものであり、軌道決定誤差の伝播や慣性航法機器誤差の蓄積が要因として挙げられる。軌道決定精度の向上や、慣性航法機器の性能向上は期待できるが、これだけで2オーダーの航法精度の向上は困難である。したがって目標の航法精度を実現するためには、月面地形との相対位置を計測する手段が必須である。具体的には、SELENEの観測結果で得られる月面地図（分解能10mのDigital Elevation Mapを想定）とセンサ情報（画像、または計測高度の時間履歴）の照合が現実的な手段となろう。

次期月探査機でも「慣性飛行→動力降下→垂直降下」というSELENE同様のシーケンスで着陸すると仮定する。垂直降下中の水平移動で目標点への最終接近を実施するとすれば、垂直降下中の対月面位置の認識は必須である。垂直降下中の水平移動可能距離（SELENEで200m程度）と、慣性航法での航法誤差の伝播（SELENEの場合、動力降下前に数km、動力降下中にさらに数百m）を考慮すれば、動力降下中の位置認識は必要であり、また慣性飛行中の位置認識は消費推薬低減に大きく寄与する。すなわち、慣性飛行・動力降下・垂直降下の各フェーズで対月面位置認識手段が必要ということである。

月面地図との照合に使用できる情報としては画像情報と高度履歴情報が考えられる。画像情報は慣性飛行・動力降下・垂直降下のすべてのフェーズで利用可能であり、使用するセンサもカメラであり簡易であるが、画像とDEMを照合する際にデータ変換が必要となる。高度履歴情報は、DEMと直接照合できるメリットがあるが、ある程度の水平移動が前提であり垂直降下時の使用は難しい。また使用高度に見合ったレンジを持つ高度計も必要となる。さらに、カメラ情報と高度情報を統合した手法も考えられる。

2.3 動力降下の終端水平位置の拘束

SELENEの動力降下では、終端水平位置を拘束せず、消費推薬最小で終端条件（高度と各軸速度）を達成するようなエクスプリシット誘導を採用している。この結果、様々なパラメータ誤差（推力誤差、初期質量誤差など）がある場合にも、大きな推薬量増加なしに目標終端条件が達成される反面、拘束されていない終端状態量である水平位置は大きくずれてしまう。とくに推力誤差・初期質量誤差によりダウンレンジ方向に大きなずれが生じている。

次期月探査機の動力降下の誘導アルゴリズムにおいて終端水平位置を拘束すること自体に大きな困難はない。それより問題は、パラメータ誤差がある場合に、終端水平位置が拘束されていることによる消費推薬量増加をいかに抑えるかという点にある。とくに推力加速度誤

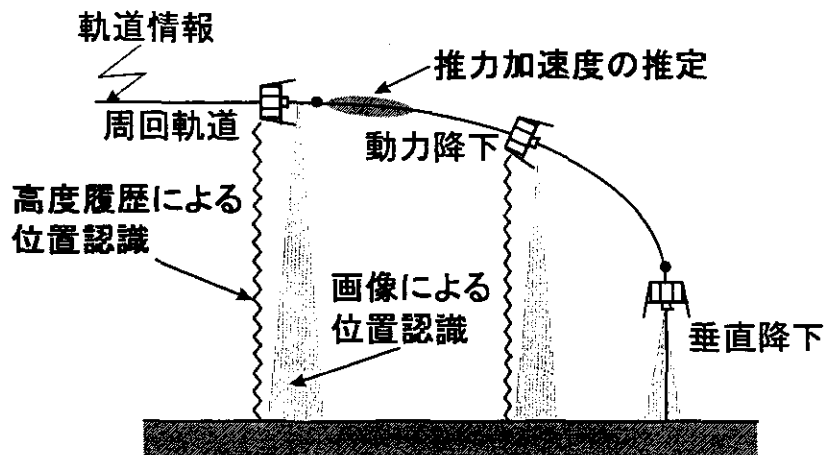


図2：目標点への正確な誘導

差がある場合に、ダウンレンジ距離が拘束されていることによる推薬量増加は大きい。対策としては、パラメータ管理の厳格化は当然であるが、ダウンレンジの問題についてはオンボードでの短時間での推力加速度の計測・推定と、それにもとづく動力降下開始点の変更が考えられる。

3. 安全・確実な着陸

3.1 必要性和目標

SELENEの着陸実験では、垂直降下フェーズにおいて月面に対する高度・速度を直接計測し、着陸時の高度・速度条件が満足できるようなシーケンスが組まれている。しかし、月面地形（傾斜や凹凸）を感知していないので転倒の可能性も数%ある。

次期月探査機では、大がかりな着陸ミッションが設定されると考えられ、着陸後の確実なミッション遂行のために、より安定な着陸が要求されると考えられる。すなわち、着陸前に周辺地形（傾斜、凹凸、障害物の有無）を検知し、安全な着陸地点を選択し自身を誘導する機能（障害物回避機能）が必要となる。とくにオンボードでのリアルタイム処理と高い信頼性を有する自律機能が必要になる。

SELENEのコンフィギュレーションを参考に、次期月探査機での着陸安全要求を「機体に重大な損傷をあたえる障害物がない、傾斜角20度以下の地点への着陸」と想定する。

本機能の実現にあたっての技術的な課題は、周辺地形・障害物を検知する点にあり、その後着陸目標点を選定し自機を誘導する段階には大きな技術的困難はないと考えられる。

3.2 周辺地形・障害物の検知

次期月探査機の着陸地点が、SELENEの観測結果で得られる月面地図（水平分解能10m、高さ分解能30mのDigital Elevation Mapを想定）で認識可能な危険領域を避けて選定されることを前提とすれば、オンボードでの地形・障害物検知は、月面地図の分解能以下の危険領域を、垂直降下時に検知すれば十分と考えられる。

危険領域を認識するには、センサ情報（画像または距離計測）から月面3次元地図をつくり、地形条件から危険領域を検知する方法と、画像情報から直接、危険領域を検知する方法が考えられる。

3次元地図を用いる場合、精度よい地図を作成することが主要な課題であり、作成された地図から危険領域の検知する段階に大きな問題はない。画像からの地図作成は、使用機器がカメラであり簡易であるが、地形復元の際の精度と計算量に課題がある。レーザーレンジファインダー（LRF）による距離計測からの地図作成の場合、精度に問題はないが、高い高度から使用するためにはハードウェア負担が大きくなる。

画像情報から直接、危険領域を検知する方法は、使用機器がカメラであり計算量も比較的少ないが、「認識された危険領域」と「実際の危険領域」との相関の向上に課題がある。

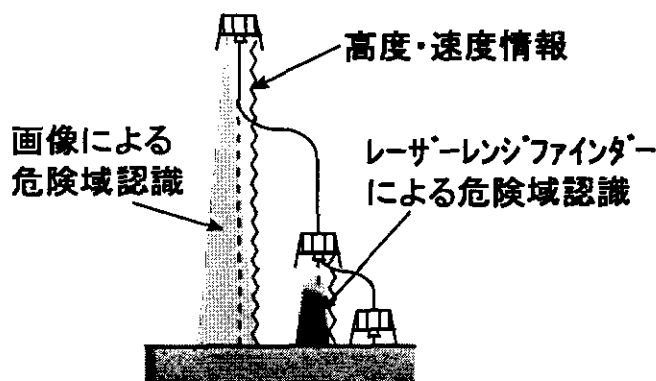


図3：安全・確実な着陸

4. SELENEにおけるデータ取得実験

新規開発の技術を使用する場合は、リスク低減のために、事前にその有効性を検証する必要がある。いまの場合、実際の使用環境・使用条件に極力近い入力を用いて処理をおこない（オンボード処理が可能ならば、なおよい）、その出力の妥当性を確認することが検証に相当する。実際の使用環境・使用条件が十分に模擬できる場合には、シミュレーションによる検証が十分に有効である。対して、環境・条件が十分に模擬できない場合、「実際の使用環境・使用条件に極力近い入力データ」と「出力の妥当性を確認するためのデータ」が検証のために必要となる。いまの場合、月面の光・電波反射特性や、軌道運動による高速な水平移動、推進系使用時の機体運動が「模擬困難な環境・条件」に該当し、SELENEが「実際の使用環境・使用条件に極力近い入力データ」取得の唯一・絶好の機会である。次期月探査機での新規着陸技術の有効性検証のためのデータ取得実験を、SELENEで実施する予定である。

SELENEのライフサイクルの中の実験機会は2つに大別できる。すなわち

- (1) 1年間の周回観測中
- (2) 分離後、着陸実験中の推進モジュール

である。

(1)は1年間の間に、多様な光学条件下の画像データ等の取得が可能であり、限定された範囲内であるが、データ取得時の高度条件（70～130km）も設定可能である。実験データの伝送についても、他ミッションのデータ伝送を妨げないよう配慮が必要であるが、着陸時ほどの厳しい制約はない。(2)は唯一の着陸フェーズであり、主推進系使用時の機体運動や、数十km以下の低高度、月面に対する水平運動のほぼ静止、という状況はこの機会を逃しては得られない。一方、データ取得時の条件（とくに光学条件）は唯一のチャンスということから1ケースに限定されることになるほか、通信容量の制限から伝送可能なデータ量も制限される。それぞれの実験機会における実験項目を表1に示す。

本実験を総称して「画像航法実験（PRINCE：Processing of Image for Navigation and Control Experiment）」と呼ぶ。

表1：SELENEにおけるデータ取得実験（PRINCE ミッション）

周回観測中	画像データ取得
	レーザー高度計データ取得
	軌道制御時の加速度計データ取得
着陸実験中	動力降下中の画像データ取得
	動力降下中の加速度計データ取得
	垂直降下初期の画像データ取得
	垂直降下末期の画像データ取得
	垂直降下末期のLRFデータ取得（オプション）

5. まとめ

本発表では、次期月探査機の高精度着陸技術の検討状況を報告した。次期月探査機での要求機能を「目標点への正確な誘導」と「安全・確実な着陸」と想定し、それぞれの機能を実現するために必要な要素技術がリストアップされた。各技術については、今後、より詳細な検討を進めていく予定である。また、新規技術の検証のための、SELENEにおいて検証用データ取得実験（PRINCEミッション）の概要を紹介した。

月面滞在技術の課題について (Problems of Survival Technique on the Moon)

宇宙開発事業団 疋田 澄夫、金子 豊、板垣 春昭

Sumio Hikida, Yutaka Kaneko, Haruaki Itagaki
National Space Development Agency of Japan (NASDA)

1 はじめに

NASDA/ISAS 共同で、2003年打ち上げを目指して SELENE プロジェクトが進められている。この SELENE では主たるミッションは月周回軌道からの観測・探査である。相対 VLBI を実施するための電波源が月面着陸を目指す着陸機に搭載されているが、軟着陸技術の習得自身が工学的に重要な目的でもある。

現在、SELENE に続く計画として、「次期月探査計画」の検討が始まりつつある。具体的なミッション・ターゲットは定まっているわけではないが、月面上に着陸してから行う直接探査が主体となるであろうことが想定される。効果的な観測を実施するためには、できる限り長期間月面に留まることが望ましい。このことに伴い、月面上での熱・エネルギーをコントロールするサバイバル技術の検討が必要となってくる。本報告は、この「次期月探査計画」を 2006 年頃の打ち上げと想定し、月面上でのミッションを行う際の課題について整理するとともに、特に月面昼夜を乗り切るための熱制御に関して、その対応策の案を幾つか紹介する。

2 月面の環境

月面上に着陸して長期間の滞在を実施する際に問題となるのは、月面で着陸機のさらされる環境である。月面の環境は以下のような特徴による。

- ①昼（太陽光が当たっている期間）と夜（太陽光が当たっていない期間）が各々 14.8 日間ずつ続く。
- ②大気がほとんど存在しない。
- ③表層が非常に熱伝導率の低いレゴリス層で覆われている。

これらの結果として、赤道付近においては昼間の約+130℃から夜間の約-170℃という、昼夜の温度差が 300℃にも達するという過酷な温度環境が形成されることとなる。

地球と同様に月においても、その表面の温度環境は月面上の地点の緯度によって変化する。資料によっては極域では温度が-50℃前後で変化が少ないというデータもあるが、日中の太陽光入射量の少ない極域において夜間の温度が赤道より高いということに対しては疑問が生じる。おそらくは、このデータは地形や地質等を考慮に入れた特定の場所（地形）での値ではないかと考えられる。

図 1 に、月を球体として考えた（表面の凹凸を考慮していない）場合の緯度による地表面温度の変化の解析結果を示す。極域においては本解析値は-120~-190℃近辺となっており、前述資料の値とはかなりの開きがあるが、北緯 20 度での値は+111~-170℃程度と Apollo によって得られたデータと良い一致を見ている。この図を見て分かるように、月面での温度条件は、昼間の高温度側条件は高緯度ほど緩和される傾向にあるが、夜間の低温度側条件はいずれの緯度においても厳しい。

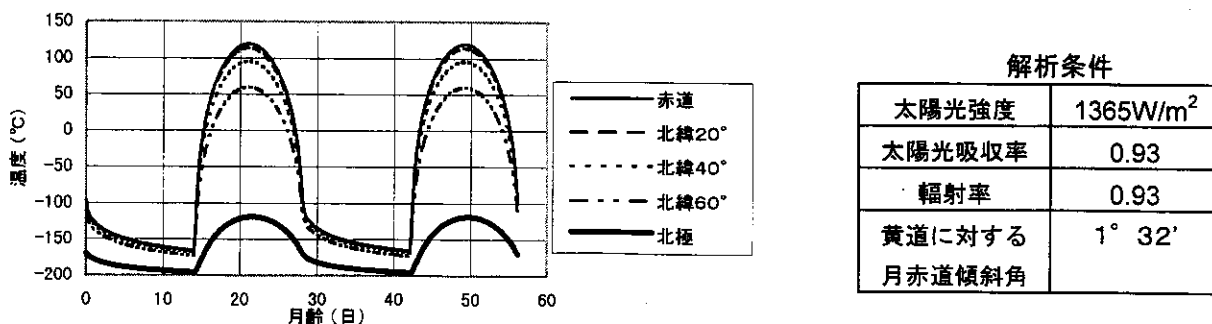


図 1 緯度による月表面温度環境の変化（解析値）

3 次期月探査での課題

次期月探査では、最低1年程度は月面上で何らかの観測・探査を実施することが想定される。このような長期滞在で課題となるのは、前述のような環境の中で生き残る技術であり、大きく次の3点と考えられる。

- a) 月夜間のエネルギー確保
- b) 月昼夜の環境温度差に対応する熱制御
- c) レゴリスによるコンタミネーションの影響対策

現在、次期月探査計画は2006年をターゲットしているため、利用可能な技術は、基本的に現状実用化されている技術、又はその技術の応用の範囲と考えられる。この点を考慮すると上記の課題に対する対応法はかなり限定され、以下の様と考えられる。

a) 昼間は太陽電池により電力を確保するとして、約15日に亘る夜間にどのようにして電力を確保するかが課題である。SELENEでは月面上で使用するVLBI電波源に対しては1次電池を用いる計画であるが、これは運用が約2ヶ月でしかも間欠運用のため、消費電力が小さいことがポイントとなっている。近年、宇宙用の燃料電池（再生型）も進められているが、1年間（12昼夜）という期間と2006年での宇宙利用を考えた場合、現在衛星でも使用されており、昼間の太陽電池も併用した充放電が可能な2次電池の利用が現実的である。但し、2次電池は1次電池に比すると単位重量当たりの供給電力量が小さいという欠点がある。次に述べるように夜間は機器の保温が必須となり、このためにも電力が必要とされるため、機器の夜間運用は最低限に控え、機器の保護を優先することとなる。

b) 図1に示したように低緯度地域では昼間の高温、夜間の低温と昼夜の大きな温度変化の中で機器を動作・保護する必要がある。高緯度地域になれば昼間の高温環境は緩和されるが、依然として -150°C を下回るという低温環境にさらされることとなる。電子機器の使用温度範囲は動作時が $-20\sim+50^{\circ}\text{C}$ 、非動作時が $-30\sim+60^{\circ}\text{C}$ というところが一般的であり、いずれの状態でも低温側の条件が厳しいことが判る。殊に電力を供給するための電池が低温に弱いという特性を持っている。このことより、特に月夜間の周囲温度の低下に対して、ミッション機器を始めとする機器の温度を適正範囲内に制御可能とする技術の実現がキーポイントとなる。低緯度でのミッションを実施する際には、加えて、昼間の効率的な放熱と夜間の断熱及び保温（加温）を両立させることが要求されることとなる。

このほかにも、温度変化による影響は、構造体の熱収縮による変形の問題もある。特に精度を必要とする天文観測ミッションの場合などは、設置する環境での装置全体のひずみ量を把握し、場合によってはひずみをキャンセルする方法を考案する必要も生じる。

c) 米 Surveyor や Apollo などの観測により、月面上での昼から夜への移り変わり時期に、昼夜境界線（ターミネータ）の前後でレゴリスの舞上がりが生じていることが確認されている。これは、日中にレゴリスが帯電するために生じる現象であると考えられる。太陽電池や放熱面にとってはこの舞い上がったレゴリスの付着、堆積がコンタミネーションとなり、時間とともに性能を低下させる原因となる可能性が大きい。この現象に対しては、定量的なデータが充分に得られておらず、レゴリスの付着による性能劣化度合いのデータ取得と、付着した場合の除去対策、若しくは付着させないような対策の両方が必要と考えられる。

これらの課題の中でまず、大きな課題となるの昼の高温、夜の低温を生き残るために、月昼夜の両方で使用可能な、熱制御法であると考えられる。

ところで、諸外国において深宇宙探査が実施されている現在において何故 a)、b) のようなことを問題にするのかと考える向きもあろう。これらの探査機（火星ローバーの Sojourner にも）には RTG や RHU と呼ばれる放射性同位体元素の崩壊熱を利用した熱・エネルギー源が使用されている。これらは、安定した熱・エネルギーを供給可とする機器なのであるが、日本では国会において「原子力衛星の規制に関する決議」が行われている関係上このような放射性的機器類を搭載することは困難と考えられる。このため、上記のような別の解決策を考えざるを得ないのである。

4 次期月探査での熱制御の方法案

前節で述べたように月面での昼夜に耐えられる熱制御は一つの大きな課題である。比較的大きな温度変化をする環境下での熱制御の方法としては幾つか考えられるが、ここではまず、SELENEにおける熱制御法(熱設計)を説明し、それから、PCMを用いた熱制御、流体式サーマルスイッチ、開閉窓(サーマルシェード)、保温パラソルについての概略検討を示す。

4.1 SELENE 着陸機の熱、エネルギー設計

2003年打ち上げ予定のSELENE計画では、衛星は月周回軌道投入後1年間、周回軌道における観測を実施した後、推進モジュールと呼ばれる月面着陸機に当たる部分(図2)を分離し、月面へ軟着陸実験を実施する。推進モジュールにはミッション機器としてはVLBI電波源が搭載されており、着陸後約2ヶ月間の運用を行う計画である。このSELENEの月面ミッションでは継続運用機器がVLBI電波源のみで、間欠運用を行うことにより消費電力を押さえ、かつ、運用期間が2ヶ月と短いことより、太陽電池を用いず、単位重量あたりの発生電力が大きい1次電池(塩化チオニル・リチウム)を採用する予定である。熱に関しては、VLBI電波源のミッション機器及び電池を図3に示すような、保温コンパートメントと呼ぶ独立ブロックにまとめ、このコンパートメントを推進モジュール構体から宙吊りの構造にすることにより外部とコンパートメントとの間の熱伝導を小さくした。また、保温コンパートメントをMLIで覆うことにより熱輻射も押さえ、コンパートメント自身をほぼ熱的に独立したブロックとすることにより、周囲環境の温度変化による影響を極力小さくし、熱制御範囲(低温時はヒーターで加温)を小さく、容易となるように設計している。

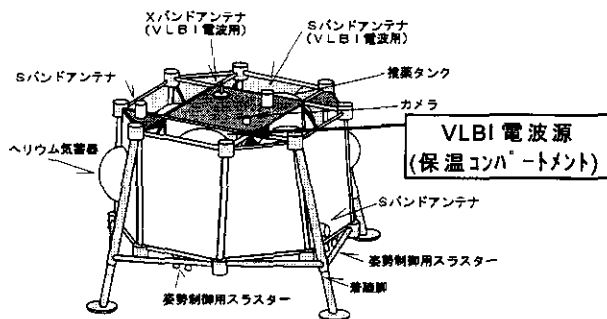


図2 SELENE月面軟着陸コンフィギュレーション

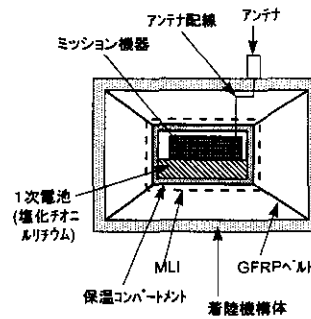


図3 SELENEの熱制御方式(モデル図)

4.2 PCM 蓄熱材を用いた保温

SELENEでは夜間、保温コンパートメントをヒータで加温するが、コンパートメント内の機器の数(熱容量)が増加すると、加温のための熱量がより多く必要となり、電力供給のための電池の重量が増加する。ここでヒーターの代わりに、物質の相変化(融解/凝固)の際の潜熱を利用した蓄熱材を保温コンパートメントに適用すると、独立した空間の保温に関して重量の軽減を見込むことが可能である。例として約60×60×60cmの保温コンパートメントに対して、10Wの夜間発熱量を供給する場合を試算した。この結果、2次電池(Liイオン)の場合は電池重量で約65kgとなるのに対し、パラフィン系PCM蓄熱材の使用の場合は50kg弱(構造重量2割を見込む)で10W相当の夜間熱供給をし、-20~50°Cの範囲内に温度制御可能(赤道下)という結果を得た。

この方法の課題としては、現状では数kg以上といった大容量のPCM容器の宇宙利用実績が無く、SELENEに比べサイズが大きくなると考えられる保温コンパートメントへの対応である。

4.3 流体式サーマルスイッチ

発熱機器と放熱面との間で熱輸送を行うために、単相式や二相式の流体ループやキャピラリーポンプループ等が実用化されている。これら、流体を用いた伝導結合において流体の動作を制御(ON/OFF)すれば、昼間は流体を利用した熱輸送、夜間は管路の伝導程度(流体はリザーバーへストック)という、大きな熱伝導量の制御が可能になる。また、熱輸送が流体を主とするので、フレキシブルな配管を用いることにより配管の自由度を大きくできる可能性があり、展開式の放熱面の採用も可能となる。このような展開式放熱面の利用の可能性は、ターミネータ通過時の放熱面へのレゴリス付着を防止するためにも有効である。

この方法の課題としては、夜間の低温時に流体を停止する方法（バルブ等）、作動流体を管路から効果的に抜く方法の月面使用への適用性であり、宇宙空間での高信頼の流体作動システムが開発要素である。

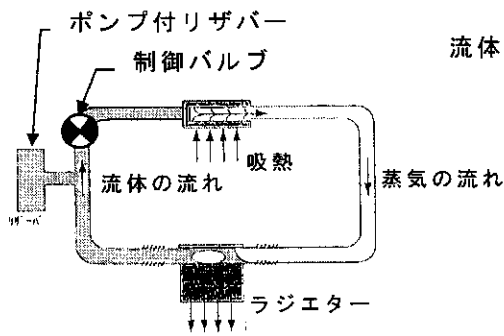


図4 流体式サーマルスイッチの例

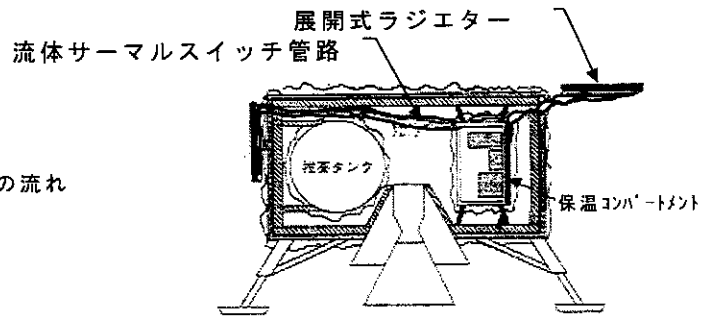


図5 流体式サーマルスイッチの適用例

4.4 開閉窓（サーマルシェード）

開閉式のヒートシールドであり、夜間は板状のヒートシールドで放熱面を覆い、昼間はヒートシールドを解放することにより、放熱面を露出させ、排熱をする。熱の輻射結合を制御するので、伝導による熱リークは生じない。また、開閉により放熱面を覆うため、この時期を適切に選択することによりターミネータ通過による放熱面へのレゴリスの付着・堆積を防ぐ機能も期待できる。

課題としては、放熱面の輻射率が決定すると、放熱量の制御は面積変化で行わなくてはならなくなる。機器の発熱量が増す場合、放熱面は大きくならざるを得ないので、この大きな面積を覆い、かつ、高い信頼性で作動する開閉機構が開発要素である。

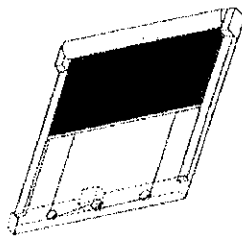


図6 開閉窓（サーマルシェード）の例

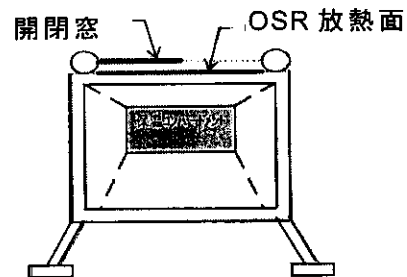


図7 開閉窓の適用例

4.5 保温パラソル

保温パラソルは、前項のサーマルシェードを拡大して、テント様の MLI により、夜間には放熱面だけでなく着陸機全体を覆ってしまおうとするものである。この場合、月面の表層物質であるレゴリスの熱伝導性が非常に低いことを利用し、昼間に高温になったレゴリスを完全に覆うように日没前にパラソル（覆い）を展開することにより、レゴリスも蓄熱材として利用できるという特徴がある。また、昼間には集熱用のパラソルを地表付近に展開する（夜間は収納）ことにより、昼間の集熱性を高めることも考えられる。

課題としては、着陸機全体を覆う大型の収納／展開機構が必要となるため、この機構が開発要素である。また、保温するべき着陸機が大きくなるとパラソルも大きくなるが、これに伴うパラソル内に内包可能なレゴリスの範囲の増加に比べ、パラソル自身の表面積の増加の方が大きく MLI の輻射率が低減できない限りは効率は悪化する方向になってしまうことである。ヒーターの併用等も含め適切な適用サイズの見極めも必要であると考えている。

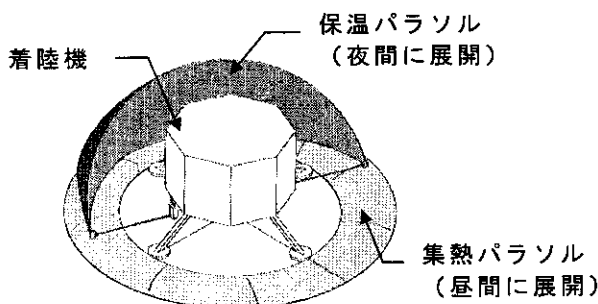


図8 保温パラソル

5 おわりに

次期月探査計画を目指した、月面での熱及びエネルギーの課題とともに特に月面での熱に対する対応策の検討例について数種述べた。これらは、まだ机上検討とモデルによる数値解析のレベルであるが、適用すべきミッションからの要求の明確化とともに、機体規模、熱、エネルギー制御の規模についても明確になり、これらの方式や別方式の適用の可能性についてもより具体的になるはずである。今後も技術的な実現性、開発についての検討・研究を進めていく予定である。また、今回は触れなかった、太陽電池や放熱面のレゴリスによる性能劣化や温度環境の変化による構造体への影響等も実際のモデルを使用した試験を通してデータの収集、解析、検討を実施していきたいと考えている。

謝辞

本報告は次期月探査研究会一月面滞在技術研究分科会で実施した日本電気㈱、㈱東芝、日本飛行機㈱の研究会メンバーの方々の検討内容がベースとなっている。末筆ながら、研究会に参加し、熱心な検討をしていただいたメンバーの方々に感謝いたします。

参考文献

- 1) Heicen, Vaniman, French; "LUNAR Sourcebook"; 1991, Cambridge University Press
- 2) 疋田、金子、松藤、味村、岡崎; "次期月探査計画における熱エネルギーの課題について"; 第18回宇宙エネルギーシンポジウム, pp.29-32, 宇宙科学研究所

イオンエンジンの開発状況と技術課題

航空宇宙技術研究所 北村正治、早川幸男
宇宙開発事業団 梶原堅一
東芝 吉田英樹、赤井公積

1. まえがき

次期月探査機の主推進のオプションとして、月遷移に電気推進を用いることが検討されている。一次検討ではあるが、月着陸ミッションにおいてH-2Aロケット（静止2トン級）で打上げを行う場合、イオン推進を用いると化学推進の約2倍の着陸ドライ重量が確保できる結果となっている。

ここでは、この検討の基となっているイオンエンジンに関し、その概要と研究開発状況を紹介します。到達点、技術課題および今後の研究開発計画について述べる。

2. イオンエンジンの概要

(1) 特徴と作動原理

電気エネルギーを用いて粒子を加速し、推力を得る推進系を電気推進とよぶ。加速を内部化学エネルギーに頼る従来の化学推進に比較して、一般に大

きな粒子速度が得られる。そのため、推進剤重量当たりの力積、すなわち比推力が高く、同一の速度増分を達成するのに要する推進剤重量が格段に少なくて済むという利点をもつ。

イオンエンジンは電気推進の一方式であり、静電加速方式を用いる。特に高比推力、高効率を特徴とする。図1に作動原理を示す。推進剤（キセノン）は連続的に放電室に供給する。主陰極から放出された電子は、陽極が作る電場によって加速され、キセノン原子と衝突して電離させる。生成した放電室中のイオンは、スクリーン電極にかけた高電圧によって静電的に加速し、イオンビームとして噴射する。エンジン（あるいは宇宙機）を電気的中性に保つためイオンビームと等量の電子を中和器から放出する。加速電極には負電位をかけ、中和器電子が放電室側に逆流するのを防ぐ。

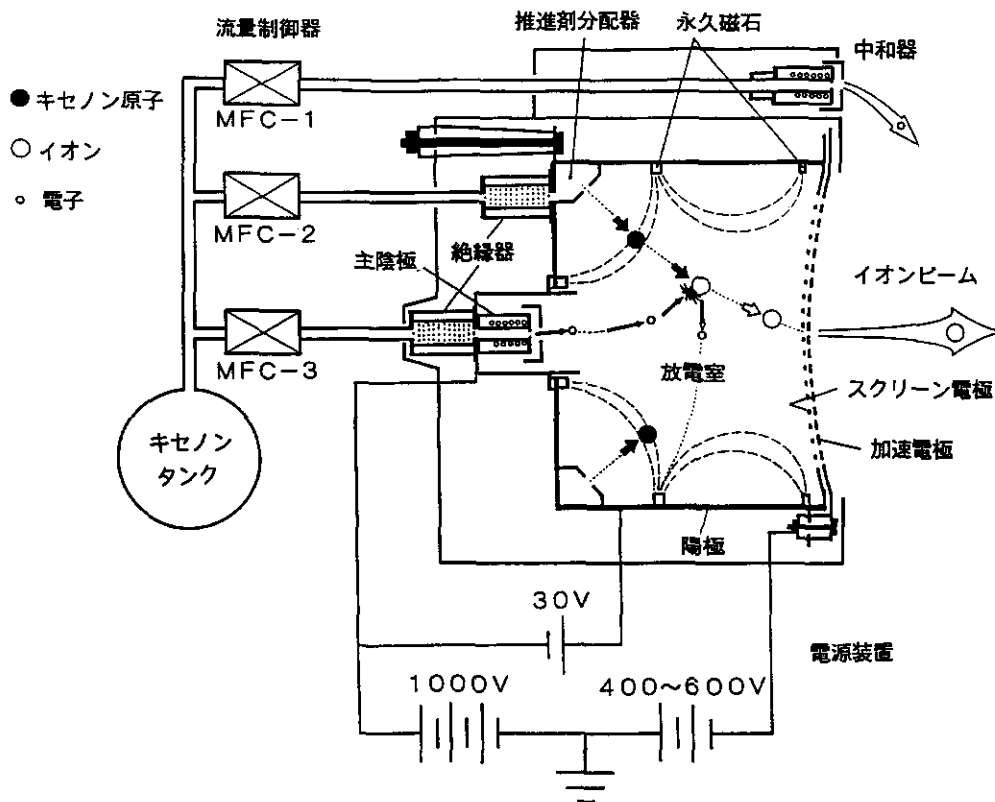


図1 イオンエンジンの作動原理

(2) 国内の研究開発状況

日本におけるイオンエンジンの研究は比較的早期から開始された。1982年には実験用小型エンジンが技術試験衛星3型に搭載され、宇宙での作動試験が成功裏に行われた。静止衛星の南北軌道保持用として1994年に技術試験衛星6型への搭載、1998年には通信放送技術試験衛星への搭載が行われ、いずれの衛星も静止軌道への投入に失敗したため、エンジン作動は軌道上での作動実験に止まった。実機開発以外の研究開発として、大学関係では基礎研究、航技研では高性能化および長寿命化を目指した研究が行われている。

宇宙機の軌道変換に用いる主推進用イオンエンジンについては、航技研/NASDA/東芝のグループが1987年に研究開発を開始した。これまで数機のエンジンを試作し、性能的にはほぼ満足できる段階に達している。

(3) 国外の動向

米国では、1970年に初の衛星搭載実験を行うなど、イオンエンジンの研究開始当初から幅広い研究開発が実施されている。若干の盛衰はあったものの、近年には静止衛星の軌道制御用としてイオンエンジンの採用を開始した。Deep Space-1計画では、主推進用イオンエンジンが搭載され、彗星および小惑星の探査を目指して飛行中である。英国では、静止衛星制御用エンジンの開発および大型エンジンの基礎研究が実施されている。日米英のイオンエンジンは直流放電によってイオンを生成するが、ドイツでは高周波放電方式を採用している。

3. 150 mNイオンエンジン^{1), 2)}

(1) 要求仕様

我々が研究開発中の主推進用イオンエンジンは公称推力150 mNをもつ。航技研では静止衛星の南北位置保持を目指す推力25mN級のイオンエンジンの研究を行ってきたが、150mNエンジンの基本設計は、25mNエンジンをスケールアップしたものである。

放電室形式は、図1の放電室に図式的に示すような環状カスプ磁場型を採用した。技術試験衛星6型エンジンに用いられた発散磁場型に比較し、一般に高性能がねえ、大型エンジンでは特に有効である。ただし、放電室磁石として磁気力は強

いが高温に弱いサマリウムコバルト磁石を使用するため、磁石温度を低く保っておく必要がある。本エンジンでは、磁石単体での試験結果に基づいて磁石温度は200℃以下との要求仕様とした。

推進剤には、近年のイオンエンジンで一般的なキセノンを使用した。キセノンは、原子量が比較的大きいので比較的大きい推力が出せる、イオン化が比較的容易である、安全性が高い、圧縮性が高いので気相での貯蔵性がよいなどの特徴をもつ。資源的には希少であるが、極めて大量に使用しない限り問題は無いと思われる。

エンジンに対する性能要求は、イオン推進軌道変換機の検討から設定した。ミッションにより最適比推力は異なるが、その感度(最適比推力の変わり方)は余り大きくなく、3500秒程度である。しかも、比推力はイオンを加速する電位を変化させれば容易に変えられる。エンジン寸法と推進剤流量の仕様には、試験装置との適合性も考慮した。航技研のイオンエンジン試験用真空装置は80~90m³/sのキセノン排気速度をもつ。キセノン流量は真空槽内圧力を1mPa程度以下に保てる値とした。また、アクセスポート直径は55cmであるので、エンジン外径は45cm程度に抑えた。

(2) 大型化における課題

原理的には、大型エンジンも静止衛星用エンジンと同一であるが、推力、電力とも一桁弱(6~9倍)の増加が必要である。このため、イオン噴射電極の大口径化や主陰極(イオン生成用電子源)の放出電子量の大幅増大が課題となる。消費電力の削減のためイオン生成の高効率化が必要であるが、これはまた放電室磁石の劣化対策としてエンジン温度を低下させるためにも極めて重要である。エンジン温度の低下のためには、これに加え、エンジン本体からの輻射による放熱の促進が課題となる。

イオンエンジンの使用は速度増分の大きいミッションで有利になる上、推力が小さいため、長時間の作動が要求される。これに耐える耐久性向上の最も確実な手段は、長時間試験と改良試作である。最終的には少なくとも実使用相当の耐久試験が必要である。イオンエンジンでは耐久性と性能とは緊密に関連するので、長寿命イオンエンジンの開発には高性能化が前提となる。

これまで段階的な改良をねらい、3モデル(4

表1 イオンエンジン改良試作の要約

エンジン型式	LM-1-MK-1	LM-1-MK-2	LM-2	BBM-1	
試作目的	基本作動の確認	作動の安定化	正常作動の確認 高性能化	高性能化 耐久性向上手法目処	
電極	口径/枚数	30 cm/2	30 cm/2	30 cm/2	35 cm/3 (肉厚化)
	材質/皿形	SUS/凸	モリブデン/凹	モリブデン/凹	モリブデン/凸
	支持方法	板バネ12枚	板バネ12枚	軸バネ12本	軸バネ12本
放電室	形式	内筒および スリット付外筒	内筒および スリット付外筒	磁石内筒直付け 上流壁磁石カバー	磁石内筒直付け 皿形上流壁
	磁石環	側壁3、上流壁2	側壁3、上流壁2	側壁2、上流壁1	側壁2、上流壁2
放熱方法	外壁：アルミナ コーティング GS：Al(開口率54%)	外壁：アルミナ コーティング GS：SUS(開口率63%)	外壁：アルミナ コーティング GS上流壁：チタニ アコーティング	外壁：アルミナ コーティング(分割) GS上流壁：チタニア コーティング	
結果	Ci=178W/A(90% η u) Vd=38.8V(90% η u) Tmax=283°C	Ci=174W/A(82% η u) Vd=32.3V(82% η u) Tmax=254°C	Ci=168W/A(90% η u) Vd=30.3V(90% η u) Tmax=240°C	Ci=134W/A(90% η u) Vd=30.0V(90% η u) Tmax=172°C	

GS:グランドスクリーン、Vb:ビーム電圧、Va:加速電極電圧、Ci:イオン生成コスト、Vd:放電電圧
 η u:推進剤利用効率、Tmax:最高磁石温度

スラスタ)の試作を行ってきた。表1に各スラスタの試作目的、仕様および試験結果の要点を示す。特に主眼をおいた改良点は、作動の安定化、性能向上(イオン生成コストの低下)および磁石温度の低下である。最新モデルBBM-1の外観写真を図2に、概略断面を図3に示す。



図2 150 mNイオンエンジンの外観写真

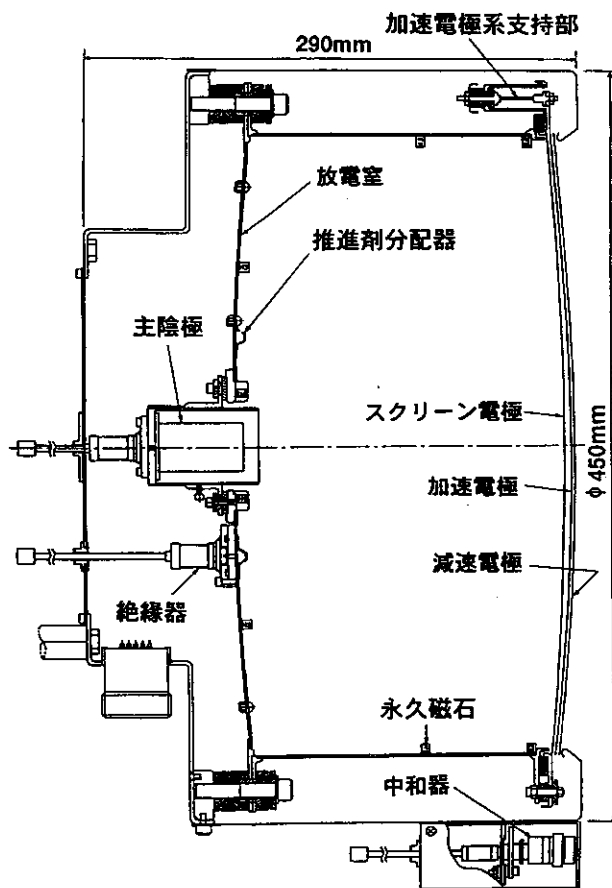


図3 150 mNイオンエンジンの概略断面

表2 イオンエンジン性能目標と達成値

項目	目標値	達成値*1
推力, mN	150	150
比推力, s	3,500	3,518
全電力, kW	3.4 以下	3.29
キセノン供給量, Aeq	3.27 以下	3.27
推進剤利用効率, %	90 以上	90.0
イオン生成コスト, W/A	170 以下	134
始動時間, min	10 以下	13
寿命, h	(30,000)*2	(1,000)*3
ビーム電圧, V	1,000	1,000
ビーム電流, A	2.88	2.88
加速電極電圧, V	500 以下	300
加速電極電流, mA	29 以下	12.7
放電電圧, V	30 以下	30.0
放電電流, A	16.4 以下	12.9

* 1:BBM-1、* 2:暫定目標、* 3:作動実績

(3) 現状の到達点

表2に性能目標と達成値を示す。達成値はBBM-1によるものである。同表で、2項目を除き目標値を達成した。イオン生成コスト(イオンビーム1A当たりの放電電力)は、目標値をかなり上回る良好な値を得ている。始動時間は運用(特に日陰のある低軌道での運用)の即応性に関わる項目である。寿命については、達成値の1000時間は長時間試験での作動実績値である(試験計画で予定した噴射時間を達成)。加速電極電圧は目標を達成してはいるが、長時間試験の結果から推測すると寿命確保には200V程度に小さくする必要がある。

4. 今後の課題

(1) 研究課題

今後の研究課題は、対象範囲から1)スラスタ(エンジン本体)の課題、2)エンジンを含む推進系の課題、および3)エンジンを含む推進系衛星搭載に関する課題の3つに分類できる。1)ではスラスタの耐久性およびスラスタの耐振性が課題となる。耐振性は、熱膨張対策として加速系電極にバネを用いた柔軟支持を採用しているため確

認しておくべき事項である。

2)のエンジンを含む推進系の課題として、エンジンに電力を供給する電源装置の高効率化、軽量化、排熱、スラスタとの適合性等の研究が必要となる。推力方向の調整に要するジンバル機構についても、試作研究が必要である。

3)のエンジンを含む推進系衛星搭載に関する課題としては、電磁適合性や衛星汚染等の衛星との干渉の問題、電源装置からの排熱の問題がある。衛星との干渉の問題は、技術試験衛星6型エンジン等の例からは特に大きな問題となるとは考えられないが、電力やイオン噴射量が増加するので再評価が必要となる。

以上の他、電力源の課題や太陽電池劣化の問題がある。イオンエンジンの大電力消費に必要な大電力の供給が課題となり、大電力の太陽電池アレイの開発が必要となる。この問題は、宇宙機の大電力化の中で解決して行くべき課題と考える。

バンアレン放射線帯に長期滞在する軌道の場合、太陽電池の劣化対策やペイロードの放射線対策が課題となる。現状では適切な厚さのカバーガラス被覆や遮蔽によって対処する必要がある。太陽電池については、耐放射線性の高い太陽電池の開発は衛星の長寿命化対応としても必須であるので、長期的には問題は軽減される方向にある。

バンアレン帯の問題は、どのような月遷移軌道をとるかにも依存して来る。地球周りの上昇フェーズ軌道として、低周回円軌道から螺旋的に上昇する従来の方法の他に、楕円軌道(例えばGTO)に打上げロケットで投入しその後電気推進によって円軌道化していく方法が提案されている。ペイロードは若干減るが、電気推進系の規模の縮小や遷移時間(特にバンアレン帯中の滞在時間)の短縮が期待できるので、今後この方法について詳細に検討する必要がある。

(2) スラスタの耐久性

今後の大きな課題であるスラスタの耐久性について、問題となり得る箇所とその原因はかなり把握されてきた。問題箇所の改良あるいは対策と試験による評価がこれからの主な作業となる。

負電位がかけられている加速電極は、電荷交換イオンによるスパタを受けて摩耗し、これが寿命を大きく左右する。電荷交換イオンは、未電離のまま放出されるキセノン原子とビームイオンとの

電荷交換衝突によって生成されるで、未電離キセノンの低減すなわち推進剤利用効率の向上が基本的な対策となる。加速電極の外側に減速電極を付加した3枚電極系では、電荷交換イオンの一部が減速電極に流入するので加速電極のスパッタが減少する可能性があり、BBM-1 スラスタではこれを採用した。また、加速電極電圧を下げて、スパタイルドを小さくすることが有効である。ただし、加速電極電圧を下げてイオンが正常に引き出せることが条件となる。電極の肉厚化や材質変更も含め、総合的な長寿命化対策が必要である。

放電室イオンのスパッタを受けるスクリーン電極では、特にスパタイルドの大きい二価イオンが問題となる。放電電圧を低下させて二価イオン生成を減らす必要がある。電極の肉厚化や放電室プラズマの一樣化も対策となる。

放電室については、放電室磁石の高温劣化と無重力下の宇宙作動におけるフレークの浮遊が問題となる。前者の対策として、スラスタの高効率化による発生熱低減および種々の手段による放熱促進がある。後者は電極間短絡を発生させる心配があるので、放電電圧の低下によるフレーク発生の低減、放電室内壁へのメッシュ付加やディンプル加工による離脱防止や微細化による対処が考えられる。これらは、BBM-1 スラスタに採用して効果を評価している。

主陰極および中和器に用いる中空陰極では、一部部品（オリフィス板やキーパ）の摩耗が問題になる。材質や形状を工夫し、スラスタ組込み試験や単体での長時間試験が必要である。更に、電子放出を促進する含浸剤が枯渇してくる問題もあり、作動温度や温度特性を改善しつつ長時間試験で評価する必要がある。

これまでの研究によってスラスタの高性能化をほぼ達成し、耐久性と関連する性能上の課題はかなり解決できて来た。すなわち、推進剤利用効率、イオン生成コスト、放電電圧および加速電極電圧が耐久性と強く関連しているが、加速電極電圧を除き目標を達成している。また、磁石劣化対策としてのスラスタ温度の低下の課題も解決している。このため、現在のスラスタは耐久性上のかなり高い実力をもっていると思われる。

5. 今後の計画

当面の研究計画として、2000年度までに次の作業を行う予定である。月探査計画等での利用に先立ち、イオンエンジンによる軌道変換技術の宇宙実証を目標として、ミッション検討とシステム検討を行っている。これは宇宙開発事業団が公募したMDS研究ミッションの作業の一環として実施しているものである。MDS研究ミッションとは、ミッション実証衛星(MDS)に搭載して宇宙実証を行うことを想定した研究であり、この中でイオン推進系の諸元等も更に明確化して行く。

スラスタの長寿命化研究としては、スラスタ全体の寿命評価のため目標5000時間のスラスタ長時間試験を近々開始する。平行して、中空陰極の寿命評価と長寿命化のため、単体での長時間試験を実施する計画であり、複数の供試体を用いて1万、2万、3万時間程度の目標で試験を進める。

課題のひとつであるイオン加速系電極の耐振性については、既に簡単な解析は実施済みであり、今後は振動試験による評価を予定している。

MDS搭載実機の開発計画案は、今後検討を行うことになっているが、4年間程度の開発期間を想定している。

6. まとめ

これまでの研究開発によって、スラスタ(イオンエンジン本体)はほぼ性能目標を達成し、推力150mN、比推力3500s、電力効率88%、電力推力比22W/mNを得た。今後の主要課題はスラスタの耐久性である。現在1000時間の長時間作動実績があるが、今後更に長時間の作動による寿命評価と長寿命化研究を予定している。

7. 参考文献

- 1) Yoshida, H., et al., "Performance Characteristics of a 35-cm Diameter Xenon Ion Thruster," AIAA-96-2714, 1996.
- 2) Kitamura, S., et al., "Performance Improvement of 150-mN Xenon Ion Thrusters," IAF-98-S.4.10, 1998.

板垣 春昭, 金子 豊, 横山 隆明(NASDA)

中村 陽一郎, 岡 利春, 濱田 行貴, 山口 方士(IHI)

1. はじめに

月面探査機は夜間におけるシステムの保温のために電力を必要とする。この保温システムのひとつとして、昼間の余剰電力で水を電気分解して酸素と水素を貯蔵し、夜間に燃料電池で発電しシステムに一定電力を供給する再生型燃料電池システムを考案した。本論文では、再生型燃料電池システムシステムの性能評価および化学二次電池との比較を行い、システムの成立性について検討した結果を報告する。

2. 再生型燃料電池システム

再生型燃料電池のシステム構成を図 1 に示す。本システムは電気分解槽を含む「昼間作動部」と燃料電池を含む「夜間作動部」から構成される。システム構成機器は燃料電池、電気分解槽に加え、酸素/水素/水タンク、配管系および気水分離器や加熱/冷却器などの補器類とからなる。燃料電池システムの諸元を表 1 に示す。

3. システムの成立性と性能評価

3.1 マテリアルバランス解析

図 1 に示した基本システムに対して熱および物質移動の評価を実施した。評価には汎用プロセス解析ソフト ASPEN を使用し、表 1 に示した要素機器の性能をベースとして、システムの性能を解析より求めた。主要な解析結果を表 2 に示す。これらの結果により、再生型燃料電池システムがエネルギー・物質バランス的に成立することが明らかになった。

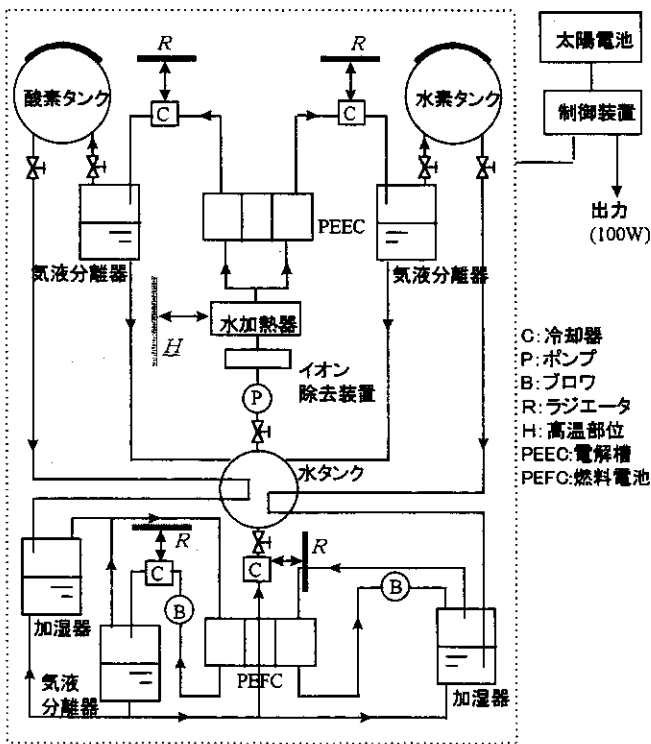


図 1 燃料電池システム構成

表 1 システム諸元

機器名	仕様	
システム	夜間供給電力	100 [W]
	発電方式	太陽電池(昼間) 燃料電池(夜間)
	燃料	水素/酸素
	系統圧力	1.0 [MPa]
	重量	約 168 [kg]
	運用期間	3 [年]
電気分解槽	電解質	固体高分子
	運転圧力	1.0 [MPa]
	電流密度	1.0 [A/cm ²]
	エネルギー効率	90 [%]
	電流効率	100 [%]
	電圧	1.65 [V]
燃料電池	電解質	固体高分子
	運転圧力	0.1 [MPa]
	電流密度	0.15 [A/cm ²]
	電極総面積	1013 [cm ²]
	膜厚	120 [μm]
太陽電池	形式	GaAs
	発電密度	0.125 [kg/W]
燃料タンク	最大貯蔵量	水素 1.9 [kg] 酸素 15.3 [kg]
	貯蔵圧力	1.0 [MPa]
	貯蔵温度	140 [K]

3.2 水素/酸素タンク熱解析

再生型燃料電池システムにおいては、全重量の約 50%を水素/酸素タンクが占める。水素/酸素の充填量を多くするには、より低温で貯蔵する必要があるが、冷凍機等の補器を増設することは好ましくない。そこで、水素/酸素タンクを宇宙空間に曝露し、自然放熱により冷却する方法を検討した。

解析結果を図 2 に示す。解析の結果より、月面からタンクへの放射形態係数を適切に設定すれば、昼間においても-100℃以下で保持することが可能であることがわかった。

3.3 システム重量比較

夜間電力供給源としては、通常、化学二次電池を使用したシステムが考えられている。再生型燃料電池と化学二次電池とのシステム重量の比較を行うことにより、再生型燃料電池が化学二次電池に対抗しうるシステムであることの見通しのもとに検証を行った。化学二次電池としては、最もエネルギー密度の高いリチウムイオン電池のうち実績のある 150Wh/kg のものを比較の対象とした。結果を表 3 に示す。検討の結果、燃料電池は化学二次電池に比べ半以下の重量となっており、長期の大電力供給システムとして化学二次電池より優れていることがわかった。

4. アドバンスト型システム

前項までのシステムは燃料電池部と電解槽部が独立したシステムであり、現有技術の延長で実現が可能と考えられる。このシステムを発展させ、電気分解部と発電部とを一体化すれば、システムとしては簡略化され、重量も大幅に軽減される。システム構成を図 3 に示す。なお、アドバンスト型システムを実現させるためには、①燃料電池内部での燃料の完全利用、②気液分離器を一体化した熱交換器、③タンク小型化のための液化貯蔵システム、等の開発課題がある。

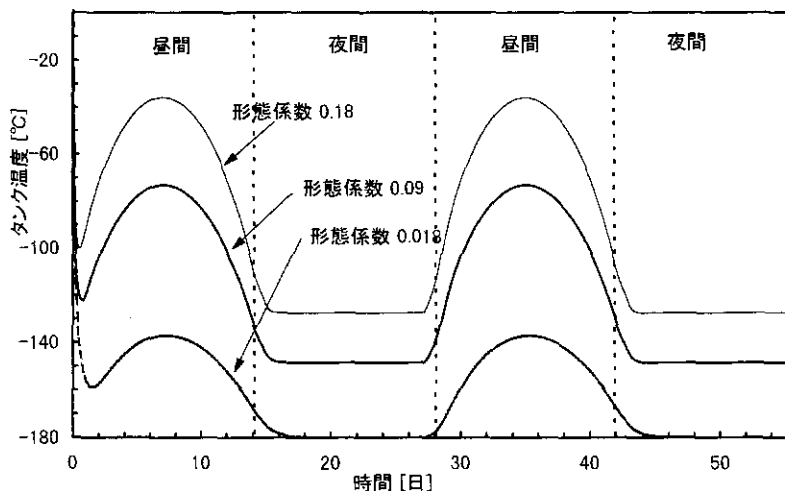


図 2 月面上でのタンク温度変化

表 2 マテリアルバランス計算結果

機器名	パラメータ	計算値
燃料電池	電流	152.0 [A]
	電圧	0.79 [V]
	発電出力	120.04 [W]
	発電効率	50.6 [%]
電解槽	電流	152.0 [A]
	消費電力	250.7 [W]
燃料タンク	必要水素/酸素量	1.9/15.3 [kg]

表 3 二次電池との重量比較

	燃料電池	二次電池
電池システム	89.7 [kg]	288.1 [kg]
電力制御系	4.5 [kg]	9.8 [kg]
擬装・構造材	13.5 [kg]	14.4 [kg]
太陽電池パネル	44.7 [kg]	28.3 [kg]
マージン	15.2 [kg]	17.0 [kg]
システム総重量	167.6 [kg]	357.6 [kg]

注)マージンは全体重量に対して燃料電池 10%、二次電池 5%として算出

5. まとめ

再生型燃料電池システムが月面探査機用の夜間電力源のひとつとして成立することが明らかになった。今後は、より詳細な検討を行うとともに、試作モデル等によるシステム成立性の確認を実施していきたいと考えている。

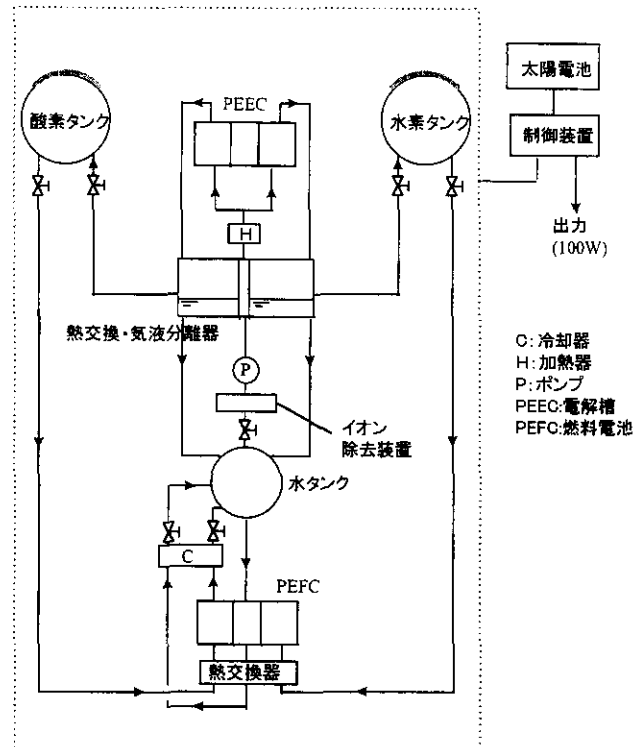


図3 アドバンスド型燃料電池システム構成

高密度太陽光の光ファイバー伝送と 月資源の高温還元に関する研究

湯上 浩雄, 矢野 征紀
東北大学 大学院工学研究科
(e-mail:yugami@cc.mech.tohoku.ac.jp)

内藤 均
航空宇宙技術研究所

1. はじめに

近年、宇宙開発の分野において、宇宙ステーションの建設や月探査などの様々な計画が進められている。将来的にエネルギー需要の増大が見込まれるため、これらの計画を実行するにあたって、宇宙空間での活動のためのエネルギーを全て地球上からの輸送によって供給するのは不可能である。したがって、これらのエネルギー問題を解決するための手段として、宇宙空間において容易に得ることが可能で、かつ枯渇の心配のない太陽エネルギーを利用した太陽光（熱）発電システムや太陽熱利用システムの開発が重要となる。

高温を得るために太陽熱を利用する場合、希薄な太陽光を回転放物面集光器のような集光器を用いて集光、超高密度化する必要がある。しかし、このとき高温発生点となる集光器の焦点の位置が太陽追尾のために移動してしまい、“宇宙空間での μ -g環境に対する擾乱”や“高温発生部の構造の複雑化”の原因となる。これに対して、集光された高密度太陽光を光ファイバーに取り込み、伝送することによって、その可塑性を利用し、光ファイバーの一端として“空間的に固定された高温発生点を得る”と共に“高温発生部の構造の単純化”が可能となる。

光ファイバーを使用する場合、集光器と光ファイバーの接続のために光の集中度が低下してしまう。したがって、光ファイバーの出射口に二次集光器として複合放物面集光器（Compound Parabolic Concentrator；CPC）を接続することによって再集光を行い、低下した集中度を回復すると同時に、更なる高密度化を図る。

本研究では、宇宙ステーションや月基地での使用を考慮した（1）集中太陽熱利用材料実験炉の開発、（2）月資源利用のための基礎研究を目的とし、光ファイバー伝送光学系の設計・製作および月面表土（レゴリス）の高温水素還元に関する研究を行っている。

月資源利用に関しては、レゴリスと月面に存在するといわれる水を利用して、Fig.1に示すようなサイクル

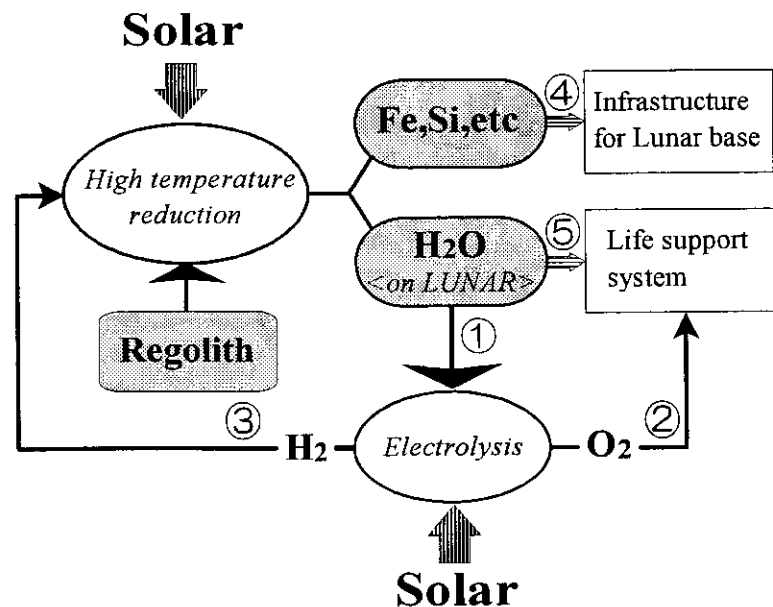


Fig.1 Lunar energy cycle

(①~⑤) が考えられる。

- ① 太陽エネルギーによる 水分解.
- ② 生命維持系への酸素供給.
- ③ 太陽エネルギーによるレゴリスの高温水素還元.
- ④ 生成金属 (Fe, Si, etc) の月基地建設への利用.
- ⑤ 生命維持系への浄水供給. →→→ ①へ

2. 集中太陽熱利用材料実験炉

2.1 集光および伝送光学系

Fig. 2 に集中太陽熱を利用した材料実験炉の概略図を示す。

一次集光器である回転放物面鏡は CCD カメラによる太陽の自動追尾機構を備えている。回転放物面鏡のパラメータは、口径 700mm, 焦点距離 700mm, リム角 $\theta_r=28^\circ$ である。これに対し、本研究で用いる光ファイバーは最大取り込み角 θ_{max} が 12.7° で、集光した高密度太陽光を有効に光ファイバーに取り込むためには、一次集光器による集光角と θ_{max} を整合させる必要がある。そこで、Fig. 2 のように副鏡として回転双曲面鏡を用いたカセグレン光学系を採用した。回転双曲面鏡のパラメータについては、後方焦点と回転放物面鏡の焦点が一致するように配置したときに、回転双曲面鏡で反射された太陽光が、光ファイバーの最大取り込み角 θ_{max} と一致するような角度で集光されるように設計した。しかし、このように回転双曲面鏡を使用することによって、正味の焦点距離が長くなり焦点における集中度が低下してしまう。したがって、二次集光器として CPC を用いることによって再集光を行い集中度の低下を補う。CPC の許容半角 θ_a は、 θ_{max} との整合性と製作誤差を考慮して 14.0° とした。

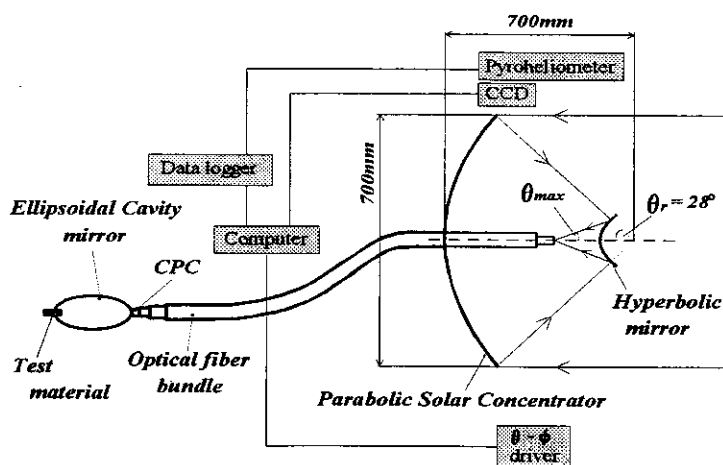


Fig. 2 Schematic drawing of experimental system

2.2 楕円型材料実験炉

Fig. 3 に集中太陽熱を利用した楕円型材料実験炉の概略図を示す。二次集光器である CPC をこの図のように光ファイバー束の出口に取り付けることによって、回転放物面鏡によって集光され、光ファイバー伝送された高密度太陽光を再集光し、更に高密度化す

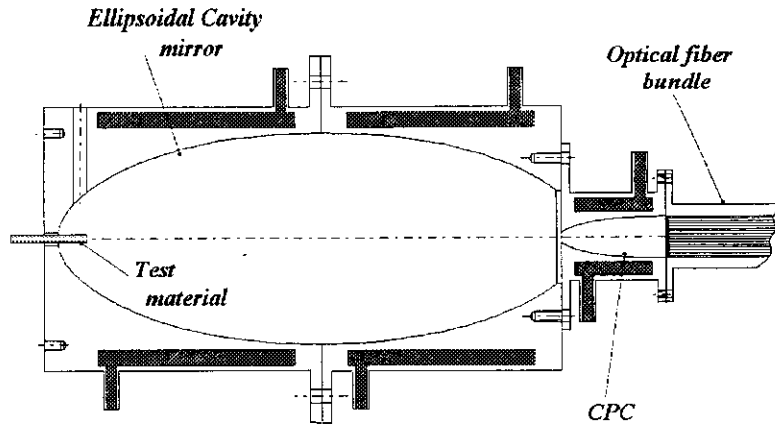


Fig. 3 High-concentrated solar furnace

る。また、CPC の出口を楕円型材料実験炉の第一焦点に一致するように接続することによって、CPC から出射される高密度太陽光を第二焦点に設置した試験材料に再集光し、楕円型材料実験炉の熱源とする。

3. 光ファイバー伝送効率の評価

光ファイバー束の性能評価のため、熱流束計を用いて、光ファイバー束の出射端でのエネルギー密度分布の測定を行った。測定結果を Fig. 4 に示す。なお熱流束計を移動させながら出力を測定しており、各側定点で直達日射強度が変化してしまうので、直達日射強度の値が $800\text{W}/\text{m}^2$ となるように全測定値を補正してある。測定値と光ファイバー束断面積を掛けて伝送後の全エネルギーを、同時に測定した直達日射強度に回転放物面鏡の面積と集光器の反射率を掛け、伝送前の全エネルギーを求めた。各側定点について、伝送前後の全エネルギーの比を計算し、その平均を光ファイバー束の伝送効率として求めた。その結果、この光ファイバー束の伝送効率として 0.31 が得られた。

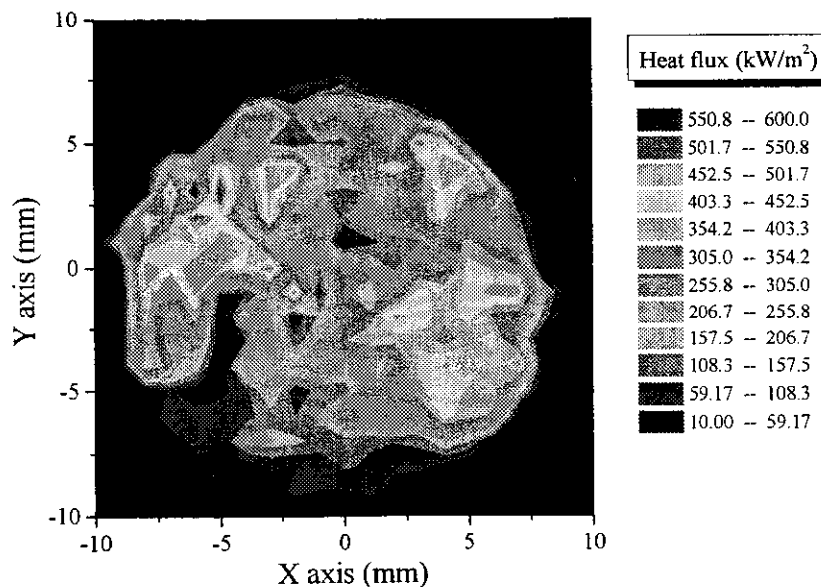


Fig. 4 Heat flux distribution at exit of optical fiber

光ファイバー束の理論伝送効率は、透過率 0.98, 端面反射率 0.92², バンドル充填率 0.53 から、0.44 と計算される。したがって、実際の伝送効率として、理論値の 70%の値が得られたといえる。

4. レゴリス(シミュラント)の高温還元実験

月資源利用サイクルの一部として、集中太陽熱を利用したレゴリスの高温水素還元があり、その予備実験として、シミュラントを用いた還元実験を行った。実験方法としては、低酸素分圧 (1.0×10^{-20} atm) の還元ガスが流れるガラスセル内にシミュラント (1g) をセットし、赤外線ランプを用いて約 900°Cまで加熱を行った。また、ガラスセルに酸素センサーを接続し、キャリアガスと共に放出されるガスの酸素分圧変化のその場観察を行った。

Fig. 5 に酸素分圧変化の測定結果から計算した生成水の分圧の時間変化を示す。Fig. 5 と還元ガス流量から生成水量を計算すると 0.034g となる。

シミュラントの構成成分の中で、1000°C付近で最も還元され易い物質は FeO と Fe₂O₃ であり、実際に実験後の試料の X線回折によって、Fe の存在が確認された。シミュラント 1g に含まれるこれらの成分が全て Fe に還元されると、理論上 0.037g の水が発生する。したがって、光加熱によってシミュラントに含有する酸化鉄の約 92% が還元されたことがわかった。

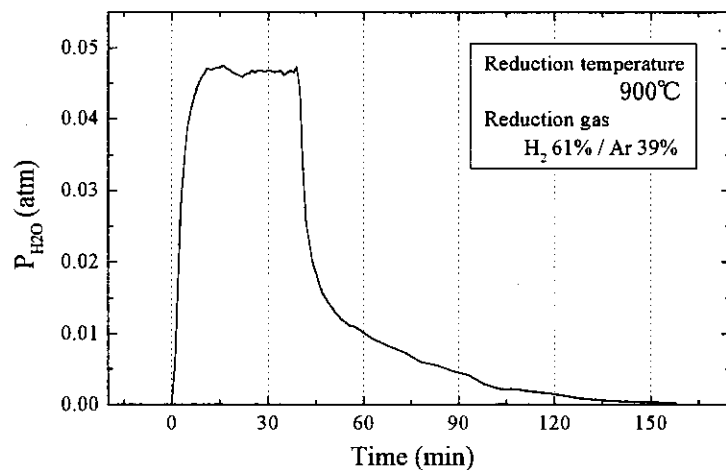


Fig. 5 H₂O product by reduction

5. まとめ

高密度太陽エネルギーを利用した材料実験炉の開発を目的として、高密度太陽光の光ファイバー伝送を行うためのカセグレン光学系の設計製作を行った。

光ファイバー束の性能評価を行い、理論値の 70%の伝送効率が得られることを確認した。レゴリスの還元実験によって、含有酸化鉄の 92%が還元され、X線回折により、Fe の生成を確認した。

謝辞

レゴリスのシミュラントを御提供して頂いた板垣春昭氏 (NASDA) に感謝いたします。CPC を製作して頂いた東北大学科学計測研究所附属工場の方々に感謝致します。

月極地氷直接確認探査ローバーへの レーザーによるエネルギー伝送技術の開発

武田和也、河島信樹 (近畿大)

1. はじめに

我々は月の極地域のクレーターにあるといわれる水の氷を探査するためローバーをクレーター内に送り込むことを考えている。クレーター内は一年中太陽光があたらない場所なのでローバーのエネルギーは半導体レーザーで伝送するという考えた。

2. 氷存在の可能性

月面には氷があると考えられてきた(K. Watson et al., 1961)⁽¹⁾。太陽系創世記のみならず現在でも月には氷や含水鉱物を含む天体が衝突していると考えられる。これらの天体の衝突速度は数 km/s に達し、衝突時には蒸発や脱ガス反応を起こす。ガス化した水は月面を漂ったり砂に吸着されたりするが重力が地球の6分の1で大気が存在しない月では水分子の初速が1 km/s 以上に達すると宇宙空間へ逃げてしまう。低い初速の水分子は再び月面に戻り砂に吸着されるが太陽光により加熱され月面から飛び出す。この過程を繰り返すうちに影の領域に入った水分子は低温のため砂に吸着される。影の領域は月の極地域にも存在し、なかには一年中太陽光の当たらない領域も存在する。これは月の自転軸が黄道面に対して1.5度の傾きを持っており、歳差運動による極の傾きの変化が小さいためである。よって月極地域のある一定以上の深さのクレーターには太陽光が一年中当たらないものがあり、温度が数10Kと極低温状態になっている。この領域が月面でコールド・トラップとして働いて水分子を捕らえ、氷を蓄積していると考えられている。

昨年アメリカのルナ・プロスペクターによって月の極地域に氷の存在を示すデータが得られた(Fig. 1)。これは月面からの宇宙線の中性子を中性子スペクトロメーターで観測したもので月の極地域のみ高速中性子が減少したことによるものである。このデータの解析の結果、月の両極で60億トンの氷が表面から40cm以内にあるという見積が出させた。(W. C. Feldman et al., 1998)⁽²⁾

しかし、これらのデータは間接的に得られた氷存在の証拠である。確実に氷を確認するには直接探査を行わなければならない。また直接氷を探査することは大きな科学的意義がある。我々は月の極地域にローバーを送り込み氷の直接探査を考えているが、ここで問題となってくるのがローバーのエネルギー源である。そこで我々は半導体レーザーを利用してローバーにエネルギーを伝送することを考えた。

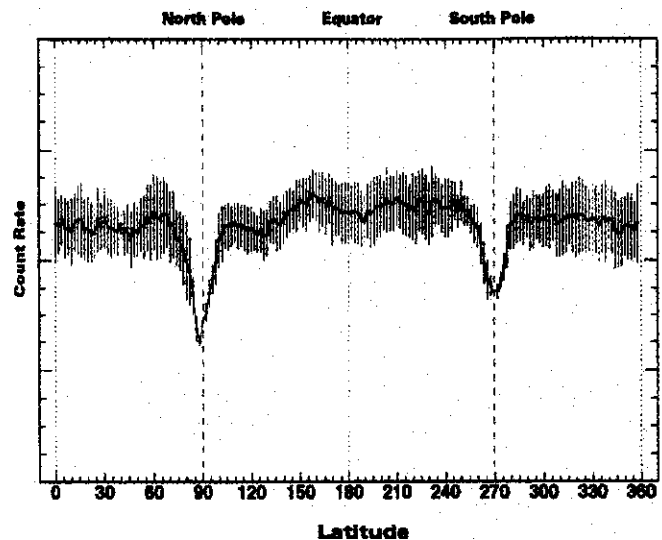


Fig.1 ルナ・プロスペクターの観測データ

3. 小型ローバーによる氷探査

ルナ・プロスペクターのデータは水分子の中の水素によって高速中性子が減速される様子を観測したものである。これは間接的な観測方法であるが、直接氷を探査するにはローバーなどの探査機をクレーターの底に送り込まなければならない。しかし、氷の存在する場所は一年中太陽光の当たらないところである。ローバーのエネルギーをどのように確保するかが問題となってくる。当然太陽光が当たらないので太陽電池での発電は不可能である。蓄電池を搭載する事も考えられるがローバーの運用期間が限られてしまう。そこで我々は太陽光の当たるクレーターの縁に半導体レーザーを搭載した着陸船を配置し、太陽電池で発電したエネルギーを半導体レーザーを用いてローバーに伝送する事を考えた(Fig. 2)。半導体レーザーは重量が軽く軽量化の点で有利である。また受光部での変換効率を上げることができる。

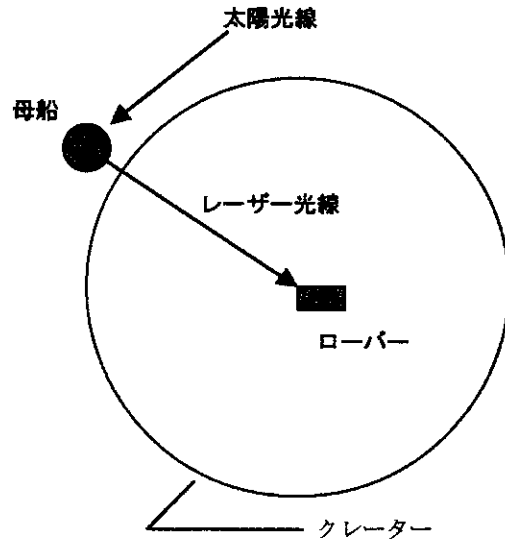


Fig.2 各システムの配置とエネルギーの流れ

4. 太陽電池と半導体レーザー

我々は半導体レーザーの受光部として太陽電池を用いた。太陽電池を太陽光で発電する際、エネルギーを損失させている要因ごとの割合はFig. 3の通りである。この中で長波長光と短波長光による損失は、太陽光線を当てた場合独自の損失である。

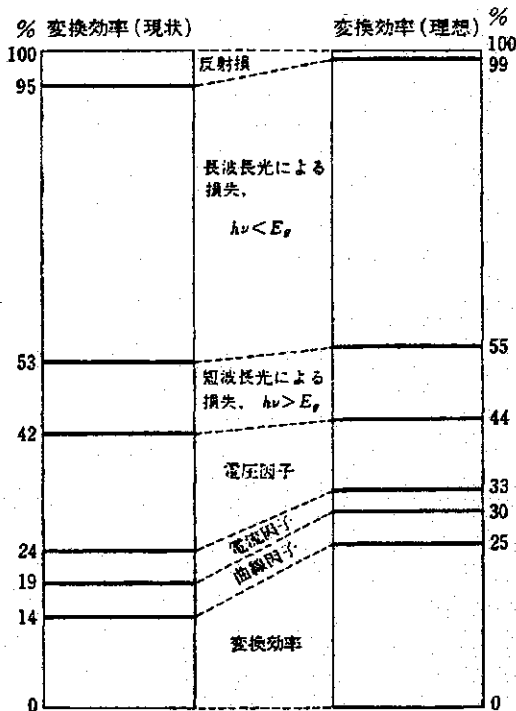


Fig.3 太陽電池の各段階におけるエネルギー損失
(太陽電池ハンドブックより)

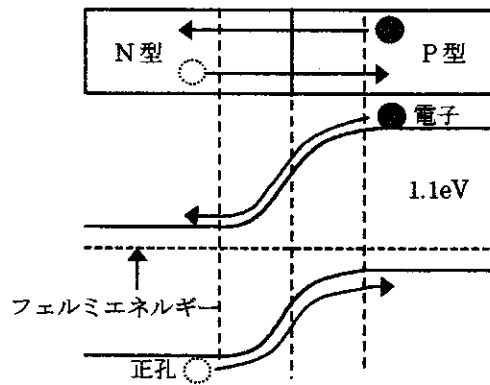


Fig.4 接合におけるバンド構造

シリコン太陽電池では禁制帯が約 1.1eV であり、光のエネルギー $E = h\nu$ (h : プランク定数 ν : 振動数) によりこの禁制帯を飛び越えるエネルギーが与えられた電子のみ、伝導体に励起される (Fig.4)。このため 1100nm より長い波長で励起した場合、電子は禁制帯を越えることができないためすべてのエネルギーが損失となる。これを長波長光の透過という。また、1100nm より短い場合、禁制帯を飛び越えた後、余っているエネルギーは熱エネルギーとなるため、これも損失となる。これは短波長光の不完全利用と呼ばれている。この禁制帯のエネルギーと同じ波長のレーザーを使用したときは長波長と短波長の損失がなくなる。つまり太陽電池にレーザーを照射して発電する場合と太陽光を当てて発電する場合とを比較したとき、レーザーの方が変換効率を上げることができると考えられる。

5. 太陽電池変換効率実験と結果

人工衛星用太陽電池セル (シャープ株式会社提供) に 805.8nm の半導体レーザー光線を照射したときの変換効率を測定した。通常、太陽電池に入射したエネルギーは光のエネルギー密度に面積を掛けて計算されるが、今回使用する半導体レーザーのエネルギー密度が様でないため、可動ステージを用いた実験装置を作成し、太陽電池を数区画に分けてすべての区画について入射光線のエネルギーの測定を行った (Fig.5)。太陽電池セルの出力の測定には Fig.4 の右上のような回路を用いた。これは 4 端子法とよばれ、結線・半田づけ等による接触抵抗を無視して測定を行うことが可能となる測定法である。電圧計はできるだけ内部抵抗

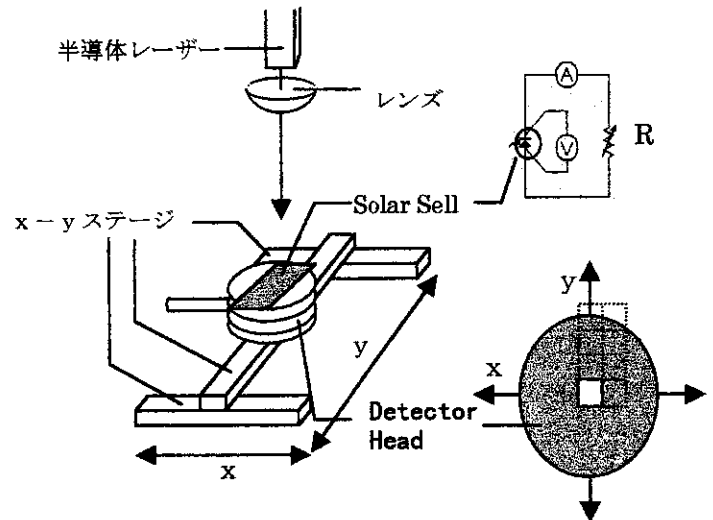


Fig.5 太陽電池変換効率測定装置

の大きなもの、電流計は内部抵抗の小さなものを用意する。この方法により、測定対象の太陽電池セルから取り出された 4 端子を用いて、出力電流・電圧をそれぞれ測定した。測定はいろいろなレーザーパワーについて、接続される負荷抵抗を変化させ、最大の出力が得られるところを探した。なお、レーザー照射時にセル温度の上昇がみられたので、測定中にはセル温度を一定に保つために送風による冷却を行った。測定結果太陽電池の変換効率は入射するレーザーのエネルギーが太陽電池 1 枚あたり 300 mW を超えるあたりからほぼ一定の値を取るようになった (Fig.6)。この人工衛星用太陽電池の変換効率は約 34% ということがわかった。

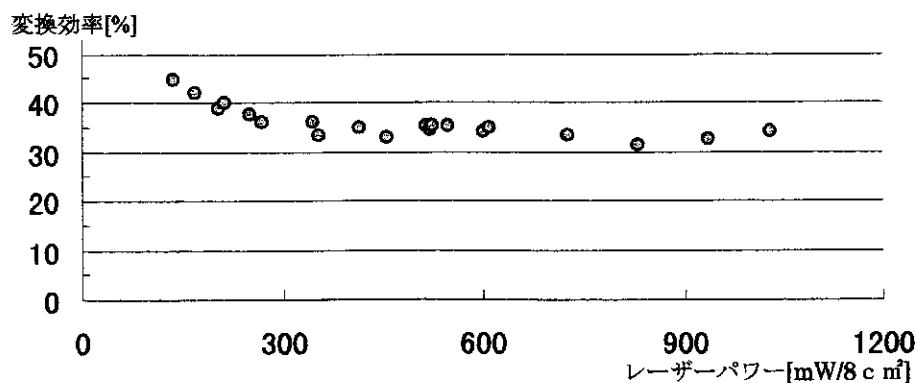


Fig.6 太陽電池セルの入射パワー別変換効率

6. 氷探査システムモデルの開発

我々は上記の半導体レーザーと人工衛星用の太陽電池を使用して小型ローバー (Fig. 7) と着陸船模型から成る氷探査モデルを製作した。

小型ローバーは24枚の人工衛星用太陽電池からなる太陽電池パネルを搭載し常に着陸船の方を向くように制御した。これは、半導体レーザーの光を利用したもので太陽電池パネルの中央にはピンホールがあいており、そこを通過した光を四分割フォトダイオード上にあてる。その光を作動アンプで常にフォトダイオードの中央に来るような制御を行う。太陽電池パネルの上部にはレーザーポインターを取り付けており、着陸船のローバー追尾に利用する。

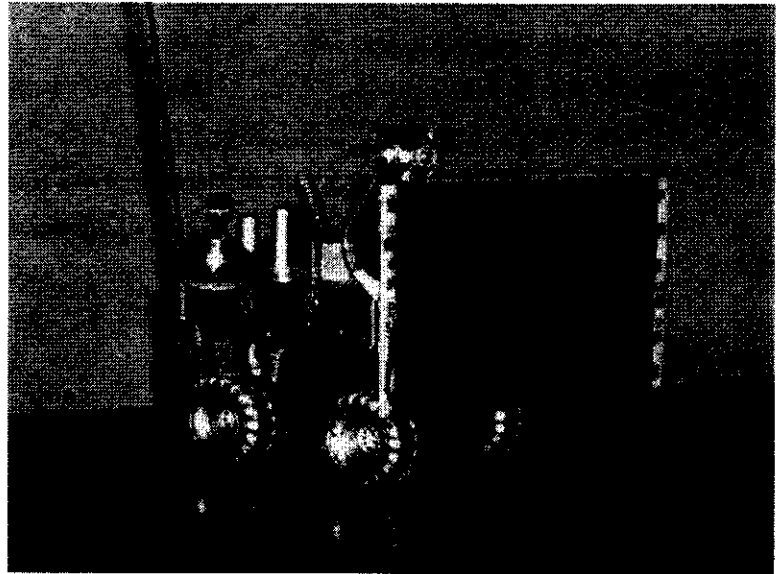


Fig.7 小型ローバーモデル

着陸船には805.8nmの半導体レーザーをのせ、ローバーの太陽電池パネルに当てる。このときローバーは動いてしまうので半導体レーザーが常にローバーにあたるよう追尾するようにした。これは太陽電池パネル上部に取り付けてあるレーザーポインターを常に監視することで制御される。着陸船に取り付けられているレンズの焦点の位置に四分割のフォトダイオードが取り付けられており、このフォトダイオード上にレーザーポインターの像が結ばれる。この像を常にフォトダイオードの中央に来るような制御をすることによってローバーを追尾することが出来る。

このモデルを使用してローバー、着陸船の制御はうまく連動する事を確認した。またレーザーのエネルギーだけでローバーモデルを駆動することができた。

7. 今後の課題

レーザーの波長と太陽電池の変換効率の関係を調べるために波長を変えて測定することを考えている。太陽電池は熱によって変換効率が変わってきてしまうのでそこをしっかりと考えなければならない。また太陽電池表面での光の反射を防ぐような表面加工処理を施ひできるだけ損失をなくすということも考えられる。また、シリコンの太陽電池だけではなく他の素材の太陽電池のレーザー光での変換効率を測定して比較を行いたい。

Reference

- (1). K. Watson, B. C. Murray, H. Brown, J. Geophys. Res. 66, 3033 (1961).
- (2). W. C. Feldman, S. Maurice, A. B. Binder, B. L. Barraclough, R. C. Elphic, D. J. Lawrence, Fluxes of Fast and Epithermal Neutrons from Lunar Prospector: Evidence for Water Ice at the Lunar Poles. Science 281, 1496-1500 (1998)

もぐら型ロボットによる 月面掘削の可能性について

吉田 和哉, 工藤 拓 (東北大)
川勝 康弘, 横山 隆明, 大竹 真紀子 (NASDA)
園山 実 (三菱総研)

1 はじめに

月の Science を大きく二つに分けて考えると, ひとつは広域的に月振計等を配置して振動波の計測に基づいて Core の直径を同定するなどの, 月の全体像を明らかにするアプローチが挙げられる. 一方で, 興味深い地形や地殻構造などをもつポイントに探査対象をフォーカスし, ローカルな月の詳細像を描いてゆくアプローチも興味深い. 典型的なサンプル地域の詳細データを得ることは, SELENE-1 で実施される予定になっている月面全域に対する詳細なリモートセンシングのデータに, 有力なキャリブレーション情報を与える意味でも有益であろう.

本稿では, ランダーによるピンポイント着陸とローバーによるローカルな広がりを持った移動探査のシナリオを前提とし, それを更に情報豊かなものとするために, 鉛直(地下)方向への探査に道を拓く可搬式のデバイス=もぐらロボットについて考察する. 平成 10 年度に実施した予備研究の成果を踏まえて, もぐらロボット実現への道のりを示す.

2 掘削技術によって広がる科学探査の可能性

掘削技術が可能となることによってもたらされるであろう科学的意義を整理すると以下ようになる.

- 地下の情報 & 垂直方向への変化を知ることができる
 - 例えば, レゴリスの層序および層ごとの組成の違いを明らかにすることにより, レゴリス飛散の要因となった周辺クレーター生成順序などを知ることができる.
 - 太陽風付加元素や宇宙線の影響の深さ方向への分布を知ることができる.
 - 極域における氷探査において, 氷の存在を直接確かめることができる. また, その深さ方向の分布を知ることができる.

- センサなどを温度が安定な地下に, 任意の深さで設置することができる.

- 地震計を用いて月の地下構造を知る. 特にローバーの移動可能範囲内で複数点の同時観測を行うことにより, ローカルな地下構造を詳細に知ることができる.
- 地下の熱流量を計測し, 熱源の推定を行う. これにより地殻の化学組成等の情報を得ることができる.

センサを地下に設置するためには, 現在ペネトレーターが有力な手段であると考えられている. しかしながら, ペネトレーターでは打ち込みの際に非常に大きな衝撃が作用し微妙なセンサを扱いにくいこと, また, 設置場所(打ち込み点)の正確な制御が困難であるなどの欠点があり, これらの欠点を克服できるという観点でも, ローバーによって搬送・位置決め・設置が可能なもぐらロボットがもたらす可能性はきわめて大きいものである.

3 月面掘削ロボットのコンセプト

アポロ時代に月面に降り立った宇宙飛行士により, およそ 3m のコアサンプリングが行われている. しかし, 一般にボーリングやコアサンプリング方式は, 掘削深度よりも長い円管資材が必要となるため, 着陸重量やペイロードの大きさが限られているミッションでは採用することは難しく, より深く掘るために, より多くの資材を持ち込むという発想は賢明ではない.

そこで, もし「もぐら」のように短い体で前進掘削できる装置が実現できれば, という可能性を考えてみよう. 自力で前進掘削が行える装置が開発できれば, その装置の大きさと掘削深度は原理的に無関係であり, エネルギーと状況が許す限りどんどん深く掘り進んでゆくことができよう. そこで本研究では月面地下掘削探査を可能とするようなもぐら型ロボットを検討し, 実現可能なプロトタイプを開発することを最終的なゴールと考えて

表 1: 掘削による成果の大きい探査項目

垂直方向への探査例

探査項目 & 成果	検出機器	測定方法
地層の厚さ計測 - 飛散レゴリス量の推定 - 層序の決定	分光またはマルチバンドカメラ	垂直に掘削し、カメラで組織などを観察しながら層序観察、深さを計測する。
太陽風・宇宙線計測 - 宇宙線の到達強度・頻度 - 太陽風の化学組成変遷	シンチレーションカウンタなど 質量分析計など	垂直に掘削し、宇宙線や太陽風組成の測定を行う。深さ方向へ多地点で観測を行う。
氷探査 - 存在確認 - 垂直分布観察（量推定）	分光器など 加熱装置	数十 cm 程度掘削し、レゴリスを加熱し分光器などで氷の有無・化学組成などを観察。深さ・水平方向へ多地点観測ができれば量の推定も行うことができる。

地下にセンサ類を設置する探査例

探査項目 & 成果	検出機器	測定方法
地下構造探査 - 月深部構造 - クレータ地下構造	地震計	地下に計測器を設置し、天然または人工的な地震波を観測する。
熱流量探査 - 地下熱源 - レゴリス熱伝導率	熱流量計	地下の熱的に安定な地点に計測装置を設置し、その場における熱流量計測、時間変化を観測。
自然γ線計測 - 岩石化学組成測定	シンチレーションカウンタ	地下の低温で熱的に安定な地点に計測装置を設置し、その場で自然γ線（崩壊性元素からのγ線）を計測。

いる。平成 10 年度にはもぐら型ロボットのコンセプトを検討し、部分要素モデルを試作し、基礎実験を実施した。

図 1 に月面掘削ロボットのコンセプトを示す。同ロボットは科学的に興味深い地点にローバーによってセットされる。掘削のための電力は月表面上に展開される太陽電池によって発電し、有線によって地中のもぐらロボットに伝えられるものとする。ローバーは太陽電池の展開や掘削初期のロボットを支援する役割も担う。ロボット自身が下層へ向かって前進掘削を開始したら、ローバーの支援は不要となる。ロボットには表 1 に示すような各種センサを搭載することが考えられる。これらのセンサを使って各層で撮像や検層を行ないそのデータは無線によって（あるいは掘削開始点までは有線も可）、ランダーもしくはローバに送信される。

レゴリス層深部における砂の充填率は 85~95 % と言われており、先端の尖った掘削体を押しつけても生じた削土を周りの壁に押しつけて前進することは困難である。そのため生じた削土をロボット内部を通過させることによって後方へ搬出する方法が有利であると考えられる。そこで、本研究で考える月面掘削ロボットでは削土が体内を通過するようにさせることによって後ろへレゴリスを押し出す方法を採用する。

ロボットの前進メカニズムを図 2 に示す。ロボットは保持機構と押し出し機構を備えた尺取虫式移動形態をとることとする。

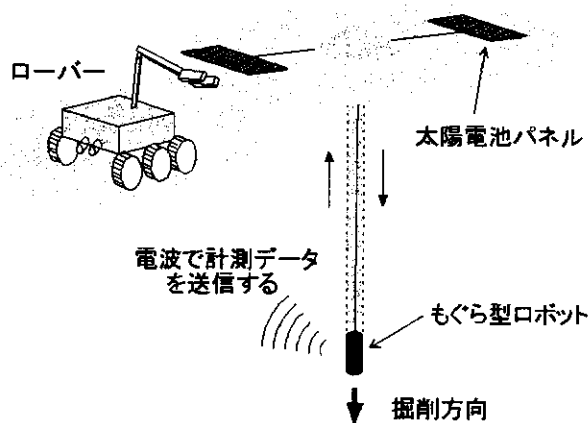


図 1: 月面掘削ロボットのコンセプト

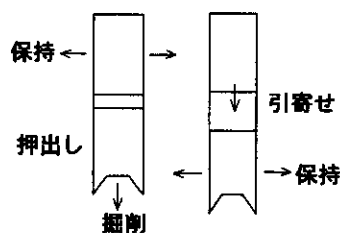


図 2: 前進のメカニズム

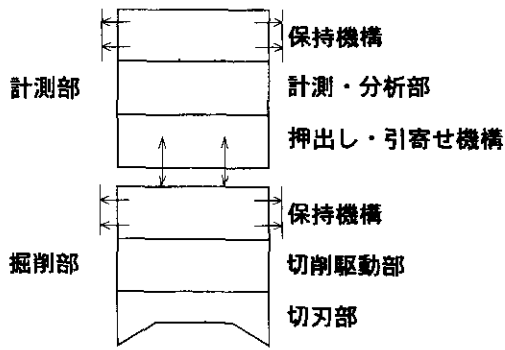
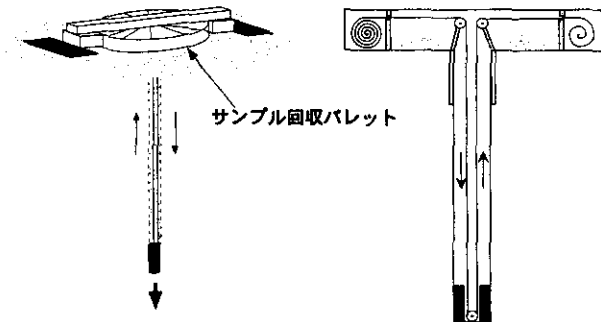


図 3: 月面掘削ロボットの構成

4 開発する月面掘削ロボットの構成

本研究で開発する月面掘削ロボットの構成模式図を図 3 に示す。ロボットは掘削部と計測部に分かれており、掘削部は切刃部、切削駆動部、保持機構からなる。また、計測部は押し出し・引寄せ機構、計測・分析機構からなる。

ベルトコンベア式搬送機構付の構成



(断面概念図)

図 4: ベルトコンベア排土を行う場合の構成例

5 砂の性質

砂は押しつけられると非常に固く締まるが、攪拌すると流体のように振る舞うという固体と流体の性質を兼ね備えている。そのため、もぐらロボットを単純に力まかせに押しつけるアプローチは賢明であるとは言えない。中心部に穴をあけた掘削体を振動させながら押しつけると、中心孔から砂が浮いてくる。深度が浅ければ「ありじごく」のようにからだ全体を振動させることによって自身が沈み込んでゆく状況を作り出すことができるが、深度が深い場合、削土を積極的に排出することにより切刃部分の圧力を下げた上で攪拌による流動化を行うこと

が効果的であろう。また、超音波振動を使うことも有効であろう。

図 4 に、往復式のベルトコンベアによって積極的な排土を行う場合のコンセプトを示す。月表にレボルパ式のパレットを展開しておけば各深度毎のレゴリスサンプルを得ることも可能である。このコンセプトは、地上部分がやや大がかりになってしまうため、ローバーによる可搬システムとするよりは、ランダーに搭載し着陸点の直下を掘る場合により適しているかもしれない。

6 掘削試験装置による実験

6.1 掘削試験装置

ロボットの切刃部、切削駆動部の基本的な力学を明らかにし予備データを取得するために図 5, 6 に示すような掘削試験装置を設計・製作した。

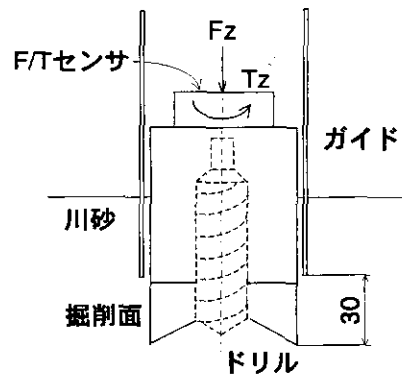


図 5: 掘削試験装置の概略図

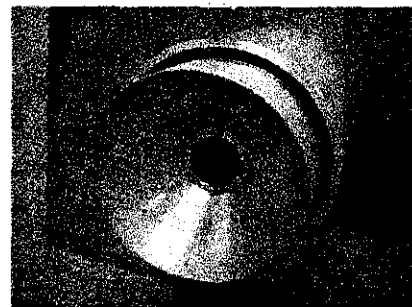


図 6: 掘削面の写真

6.2 実験

掘削試験装置による実験結果を以下に要約する。

掘削実験では、掘削試験装置の掘削面を深さ 30mm のところにセットし、切刃を回転させながら送り出し機

表 2: 掘削実験結果一覧

角度	切刃	F_z [N]	T_z [Nm]	速度 [mm/min]
45	プレーン	22	1.3	3.3
45	イボ	176	2.1	3.3
45	のこぎり	111	4.2	4.0
5	プレーン	22	2.3	8.0
5	イボ	44	1.9	6.7
5	のこぎり	44	3.4	6.7
0	プレーン	67	1.7	4.7
0	イボ	35	1.3	5.0
0	のこぎり	14	0.5	3.0

構により掘削面を下方に押しつけ前進掘削を行なった。このとき装置に加わる力、トルク等を計測した。掘削面の違いによる掘削性能の差を評価するため、掘削面の傾斜角を(0°, 5°, 45°)の3通りに、また切刃の形状として(プレーン、イボ、のこぎり)の3通りを組み合わせて9通りの実験を行なった。

ここで「プレーン」とは切削面に特に凹凸を設けずに平坦な回転面を押しつけるものである。実用的にはダイヤモンド砥粒などを吹き付けたグラインダ面とすることが考えられる。

「イボ」とは、ダイヤモンドカッター等の複数の突起が回転面に突き出して取り付けられる様子を模擬したものである。ここでは高さ約5mmのネジ頭で代用している。

「のこぎり」とは、回転面にノコギリ形状のアルミ製のブレードを取り付けたものである。

また、今回の実験で使用した砂は市販されている川砂であり、その特性は以下の通りである。

密度	2.6 g/cm ³
平均粒径	約 1 mm
比密度	55~60 %
内部摩擦角	約 30 deg

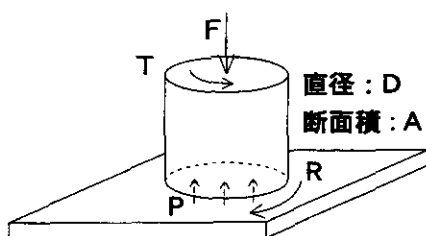


図 7: 掘削実験時の力学モデル

表 3: 掘削面角度と摩擦係数の関係

掘削面タイプ	摩擦係数 μ
0°プレーン	0.92
5°プレーン	1.23
45°プレーン	2.48

表 4: 掘削面タイプと摩擦係数の関係

掘削面タイプ	摩擦係数 μ
5°プレーン	1.23
5°イボ	2.46
5°のこぎり	4.31

6.3 実験結果

深さ約30mmでの掘削において、いろいろな掘削面に対する力学的測定の結果を表2に整理する。

回転体を地面に押しつけるという実験の様子を模式的に描くと、図7のようになる。ここで、掘削抵抗 R を以下のように定義する。

$$R = \mu AP \quad (1)$$

ここで、 A は掘削面の投影断面積、 μ は等価摩擦係数、 P は先端部の投影面圧であり、押し込み力 F を用いて

$$P = \frac{F}{A} \quad (2)$$

と書くことができる。一方、回転のための駆動トルクと掘削抵抗の関係は以下のように表される。

$$T = \frac{\pi}{16} \mu P D^3 \quad (3)$$

以上の諸式を摩擦係数について整理すると以下の式を得る。

$$\mu = \frac{4T}{FD} \quad (4)$$

なお以上の式で D は掘削回転体の直径である。

表2に得られた F, T についての計測結果を用いて、切削面の摩擦係数を求め整理すると、表3, 4のようになる。掘削面が平坦なプレーンタイプの場合でも、面に傾斜がつくと等価的な摩擦係数は大きくなる。また、面に突起やブレードなどを取り付ければ必然的に摩擦係数は大きくなる。

(1)式は掘削抵抗は切刃の等価摩擦係数、投影断面積、面圧にそれぞれ比例することを示しており、抵抗を小さく掘削するためには、

- 摩擦抵抗が小さい切刃を設計する
- 掘削体の直径を小さくする
- 切刃面の圧力を小さくする

の条件が必要となる。よって、力まかせに押し込む方式では圧力の上昇とともに掘削抵抗が増大し、掘削の継続が困難となることが予想される。

次に、表 2 の中で比較的成績がよかった 5° プレーンについて、長時間回転させながら力まかせに押し込む実験を行った。掘削を開始した深さ 30mm からの増分深度の時間経過を図 8 に、またこのときの圧力および摩擦係数を表 5 に示す。

グラフに示されるように 50 分間でおおよそ 50mm 前進掘削し、平均で 1mm 毎分が実現されているが、表 5 より明らかなように深度 50mm では非常に高圧力となってしまう。一方、摩擦係数は圧力によらず一定値を示している。

これらの知見は、初歩的ではあるが今後の研究・開発のための貴重な布石であると位置づけることができよう。

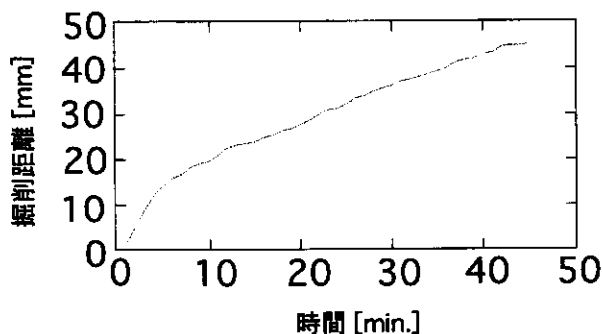


図 8: 長時間掘削の実験結果

表 5: 図 8 の掘削実験における先端圧力と摩擦係数の変化

掘削深度 [mm]	圧力 [Pa]	摩擦係数 μ
0	1846	1.23
10	2772	1.23
20	2772	1.23
30	2772	1.23
40	3692	1.23
50	9267	1.23

7 熱環境に関する基礎検討

レゴリスはきわめて熱伝導率が低いいため、掘削抵抗にともない切刃で熱が発生すると、熱がこもり高温となる可能性がある。ここでは予備的な熱解析を行った。

掘削ロボットが月表より 1000mm 埋没した時点での熱平衡温度を計算する。ロボットの直径を 30mm とし、掘削背面で完全な排土を行い $1420\text{W}/\text{m}^2$ の太陽光が背面より照射する場合、および、排土をおこなわず背面がレゴリスで覆われている場合を考える。ロボットの発熱は 1W および 10W の 2 ケースを考える。いずれの場合も、周辺のレゴリスは深度 1m 以深ではマイナス 40 度 C の低温熱源であると仮定する。

計算結果を表 6 に示す。内部発熱が大きいと、穴の内部は比較的高温となることが予想される。

表 6: 予備的熱解析の結果

内部発熱	1 W	10 W
穴あき・太陽光照射あり	23.0 C	146 C
穴ふさがり	-23.5 C	125 C

8 まとめと課題

本稿では、ローバーによって搬送が可能で任意地点に設置され掘削探査を行うことができる「もぐら型ロボット」のコンセプトを検討した。

まず、月 Science の観点から掘削探査がもたらす科学的意義を明らかにした。ついで、工学的フィジビリティのある月面掘削ロボットのコンセプトを検討し、尺取り虫的に前進掘削するもぐら型ロボットの構想を示した。さらにその構想を実現するための研究開発の第一歩として、掘削試験装置を製作し実験により掘削力学に関する基礎的データを取得した。また、熱環境についても試算をおこなった。保持機構、排出機構に関する試作はまだであり、今後引き続き設計・製作を進めてゆく予定である。また、川砂に替わりレゴリスシミュラント（模擬月砂）を用いた実験も行いたい。

部分要素の試作・実験評価によって知見を積み上げてゆき、最終的には全てをインテグレートしたプロトタイプを開発したいと考えている。目標仕様としては、直径 5cm 以下、質量 5kg 以下、設置・展開時にローバー側に必要となるインターフェース機構 1kg 以下、必要電力 3~5W で、固い岩盤に突き当たるまで掘り進むことのできる掘削ロボットを目指している。

参考文献

- [1] Lunar Sourcebook, a User's Guide to the Moon, ed. by G. H. Heiken, D. T. Vaniman, and B. M. French, Cambridge University Press, 1991.

月面小型ローバーの実現を目指して

— ローバ技術研究会（拡大会議）報告 —

市川 誠*1, 長島隆一*1, 西垣孝則*1, 板垣春昭*1, 吉岡伸人*1, 中谷一郎*2, 久保田孝*2

宇宙開発事業団(*1)

宇宙科学研究所(*2)

1. はじめに

惑星探査の手順として図1のステップが考えられる。SELENEは月の周回軌道からのリモートセンシングを中心としたミッションであることから、次のステップとして本格的な着陸探査、そして移動探査が考えられる。移動探査を実現するには「優れた科学ミッションの提案」と、それを実現させる「ローバー技術の確立」が不可欠である。そこで移動探査に関連する科学者、ローバー関係の研究者等53名が集まって1999年1月11日に「ローバー技術研究会*（拡大会議）」が開催された。本文はこの会議の概要報告とともに、次期月探査において移動探査を実現するための課題について述べる。

*:「ローバー技術研究会」は将来の月の移動探査における小型ローバーのミッションと要素技術等の研究のために平成9年に発足し、大学、研究機関、メーカーの方々の協力を得て活動している。

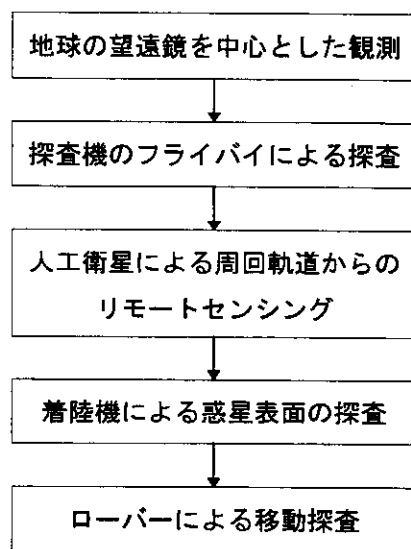
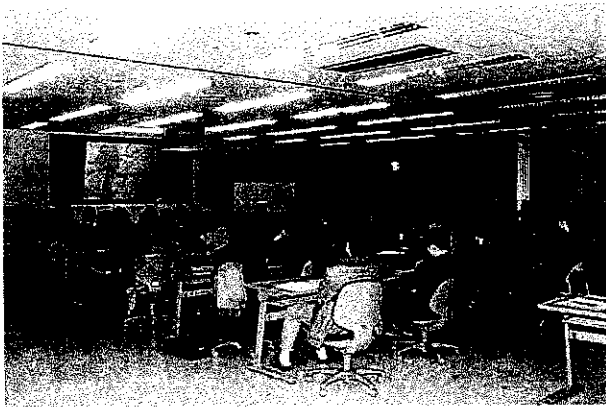


図1 惑星探査のステップ

2. ローバー技術研究会（拡大会議）の概要

拡大会議の構成は3つに大別される。第1部はローバの工学面の現状認識として国内外での研究開発の現況、研究課題として小型ローバの熱エネルギーシステム設計、テラメカニクス（土と機械の相互作用に関する学問分野）とローバの設計について述べられた。第2部はサイエンスを中心として、SELENEのミッション概要の説明の後、移動探査として期待されるミッションの数々について述べられた。第3部は理学、工学のメンバーによって移動探査に関するパネルディスカッションが行なわれた。会の開催に併せてローバーの地上モデルの展示、そして筑波大学原田研究室による月の将来ミッションに関連するコンピュータグラフィックスの上映が行なわれた。

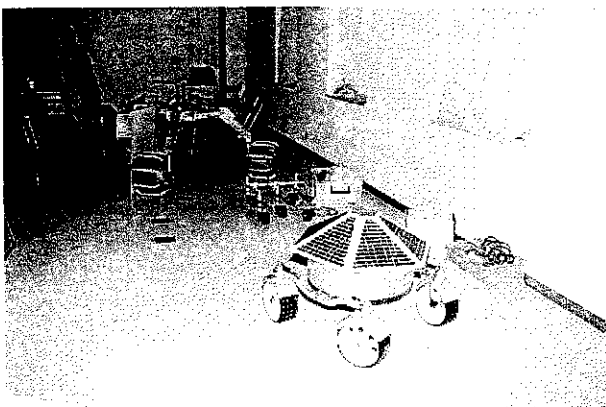
拡大会議を通じて、国際的にも評価されるような探査ミッション内容の検討が最重要であることが確認され、また、熱設計、テラメカニクスがローバの設計に大きく影響を与えることが認識された。



[会場内の状況]



[パネルディスカッション]



[月面ローバ (地上モデル)]



[月面ローバ (地上モデル)]

図2 ローバ技術研究会 (拡大会議) の状況

3. ローバの現状認識

(1) 事例と研究の現状

惑星探査ローバの成功事例として月探査を目的としたソ連のLunokhod 1 (1970), Lunokhod 2 (1973), 米国の火星探査を目的としたMars PathfinderのSojourner (1997)がある。米国のApollo 15, 16, 17において、Lunar Roving Vehicle (通称LRV) が搭載されたが、これは月の自動車といえるものである。

ローバに関する研究の動向としてNASAのものは熱・エネルギー設計を含んで実機に近い具体的な研究が多い。一方、日本、ヨーロッパのものはコンポーネント、ソフトウェア (環境認識) などの研究、特に日本では移動ロボットの延長と考えられるものが多いと考えられる。なお、今日、日本でも「要素技術だけでなく、科学ミッションを想定したシステム設計という観点からのアプローチが重要」という認識に変化しつつある。

(2) ローバに期待される探査内容

ローバに期待される探査内容に次のものが考えられる。なお、移動探査を次期月探査で行なう場合、相乗りミッションが想定されることから、ローバはリソースの制限の中で小型・高機能化を図る必要がある。

- 1) 広範囲の探査(移動範囲 数km～数10km)
- 2) 長期間の探査
- 3) 表面のレゴリスの掘削 (数10cm～数m)
- 4) クレータ、断崖の壁面の探査

5) サンプル採取

6) 計測機器の搭載

7) 観測機器, 実験装置の設置

4. ローバシステム

(1) システム構成

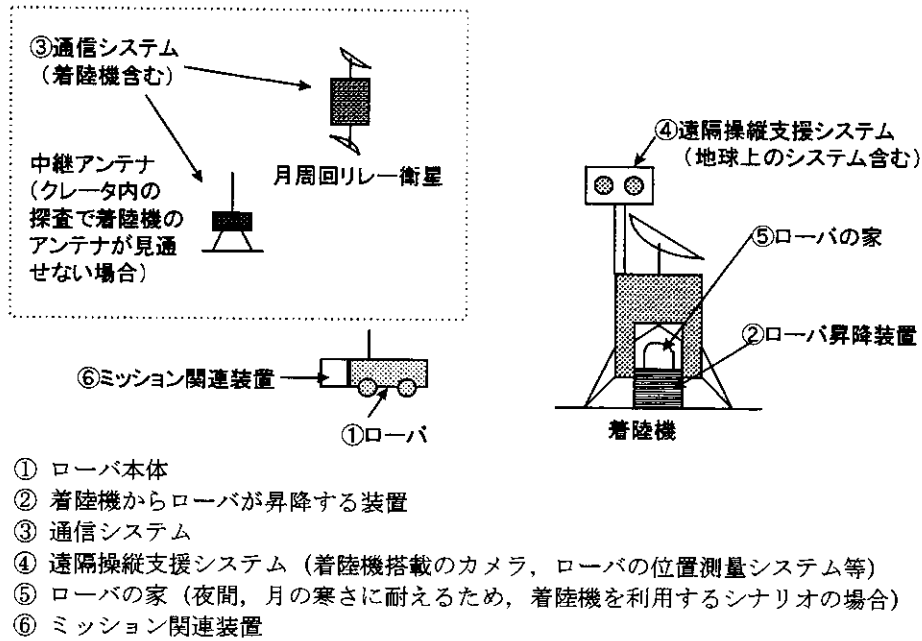
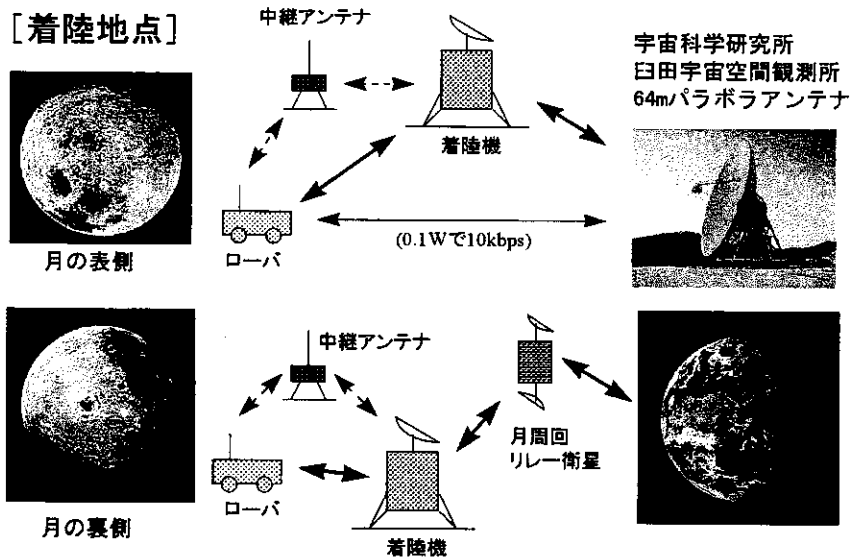


図3 小型月面ローバのシステム構成例



・ 月の裏側の場合, 着陸機, ローバの自律制御が不可欠

図4 ローバとの通信システムの組合せ

小型月面ローバシステムの構成例を図3に示す。ローバはローバ本体だけでなく図3に示すように、ローバが着陸機から月面に降りるための装置、通信システム、地球からの遠隔操縦を支援する装置、そして夜間のローバの過ごし方のシナリオにもよるが、ランダーの庇護のもとに入る場合はそれに対応する設備、そしてミッション関連装置で構成される。

図4はローバーを支えるシステムのひとつである通信システムの構成例であるが、ミッションの内容から要求されるデータ伝送量、信号の中継方法などで大きくシステム構成が変わることが理解される。特に月の裏側を目的としたミッションでは直接、地上との交信が困難なことから、着陸機、ローバに自律性が要求され、多くの技術開発が必要となる。

(2) ローバ本体

ローバーの設計仕様はミッションが決まらなると明確にならない。一方、ミッション要求があった場合、即座に設計に取り掛かれるよう準備しなければならない。そこで以下、ローバの工学面を中心に述べる。

ローバ本体の構成要素は、推進系・推進制御系が走行系に代わる点を除いて人工衛星に類似する。しかし、惑星固有の熱等の環境、また、レゴリスとの相互作用（走行などの機械的側面、熱伝導）等、新たに考慮すべき点が多い。ローバーの設計は、相互作用の対象物の特性が完全に理解されていないこともあり、人工衛星の機械設計、熱設計等より難しいといえる。

ローバを人工衛星の分類に準じ、ミッション機器とバス機器に大別すると次のようになる。

ミッション機器：観測装置、分析装置、実験装置等

バス機器：構体系、温度制御系、TT&C系、電源系、走行系、計測系

ローバーを実現させる上での検討課題として次のものがある。このうち、熱設計、走行機構の設計について若干、述べる。

- ・ 熱・エネルギーシステム設計技術（小型のものはリソースの制限から一層シビアになる）
- ・ 月面の特性に対応した走行機構
- ・ 真空環境の潤滑（停止・走行の繰返し有）
- ・ レゴリスの舞い上がりと静電気に対するもの
- ・ 太陽電池とバッテリーの性能向上 他

a. 熱設計

Mars PathfinderのSojournerは火星の -120°C まで下がるといわれる夜の温度環境に対してPu238の崩壊熱を利用するRHU(Radioisotope Heater Unit)を3個(1個1[W], 40[g])搭載している。また、Lunokhodでもアイソトープを利用した発熱装置が搭載されている。LRVは月の早朝の緩い温度環境での使用に限定されるため、このような発熱源は搭載していない。

火星の1日は地球とほぼ同じ時間なのに対して、月のそれは地球の28日分に相当する。そして月の温度環境はその赤道で $-170\sim 130^{\circ}\text{C}$ と大きく変化する。このため、月のローバの熱設計は火星のそれに比較して難しいといえる。特に日本では、1978年のソ連の原子力衛星COSMOS 954のカナダへの墜落に対して、放射性物質の大気中の拡散を防ぐため、「原子力衛星の規制に関する決議」を衆・参議院で行なっていることから、同種の放射性の発熱体を搭載することは困難であり、これによらない熱・エネルギーシステム設計が必要となる。

b. ローバの走行系の設計

ローバの走行系の設計は[1]式が基本であり、走行抵抗がモータの推進力を上回る場合、走行不能となる。よってローバを設計する際、この走行抵抗に対する理解が不可欠となる。テラメカニクス (Terramechanics

)は土と機械の相互作用を扱う学問で「走行性」, 「掘削性」, 「地盤特性」が主な研究領域であり, この研究の適用が考えられる。なお, “Lunar sourcebook”でLRVの車輪を対象にした研究内容が掲載されているが, 小型ローバーでは小型化に伴って車輪の径が小さくなることから, そのまま適用することはできないと考えられる。小型ローバーに適用できる形での研究が必要である。

$$[\text{モーター推進力}] - [\text{走行抵抗}] = [\text{牽引力}] \quad [1]\text{式}$$

5. 今後の課題とまとめ

ローバ技術研究会(拡大会議)は, 月面の移動探査に関連する科学者と移動探査技術に関連する研究者・技術者による日本での最初の集まりといえる。

ローバーの実際の設計はそのミッションの内容が特定されないと困難な部分がある。このため, ミッション検討が最重要の課題であるが, ミッションが特定されない段階でも実施できる事項, 例えば月の熱環境に対するもの, レゴリスとの相互作用に関するものなどが多数ある。これらの内容を着実に進めることにより, 実際のミッションが決定された段階で短期間の内に実際の小型月面ローバを実現させることが可能となる。この観点から, ローバーについて共通的な課題となる月の熱環境に対する熱エネルギーシステム設計手法, レゴリスのテラメカニクス的特性の研究を進める必要があると考えられる。

図9はローバの車輪の特性を実験するため, 内部にシュミラントを敷きつめた月面表層モデルである。また, 図10は実験に際してその再現性を確保するために使用する月面表層モデル内部のシュミラントの均し装置である。今後, このような設備を利用して基礎的な研究を進めることによって小型月面ローバが実現されることが期待される。

最後に個々のお名前はあげないが, ローバ技術研究会(拡大会議)の実現のためにご協力いただいた多くの方に感謝する。

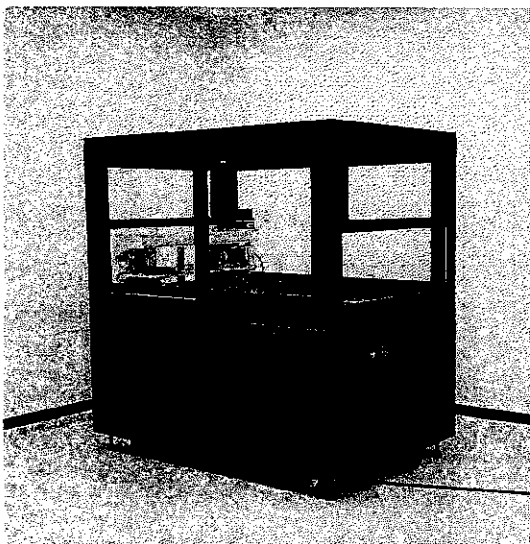


図9 月面表層モデル(NASDA)

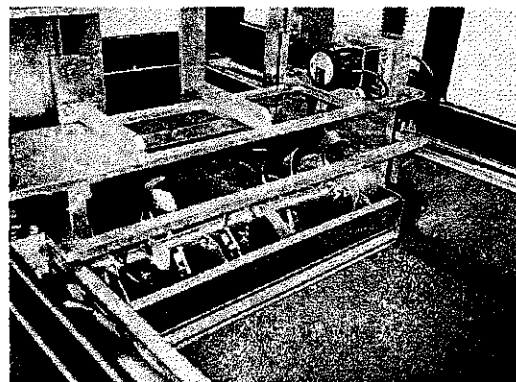


図10 シミュラント均し装置

【参考資料】

- 1) Heicen, Vaniman, French : “Lunar Sourcebook”, 1991, Cambridge University Press
- 2) J. Matijevic : “Sojourner: The Mars Pathfinder Microrover Flight Experiment”, Space Technology, Vol.17, No.3/4, pp.143-149

月面探査マイクロローバの提案

Proposal of Microrover for Lunar Exploration

久保田孝（宇宙研） 黒田洋司（明治大）
國井康晴（中央大） 中谷一郎（宇宙研）

〒229-8510 相模原市由野台3-1-1
TEL : 042-759-8305, FAX : 042-759-8304
E-Mail : kubota@cnenet.isas.ac.jp

月面探査ローバでは、広範囲な探査とマニピュレータなどによるサンプル採取、観測機器の設置、掘削などによる地下探査などが期待できる。また、ローバは、深宇宙機としての重量・大きさ・電力などの制約と温度・宇宙線・真空・レゴリス等の厳しい宇宙環境条件下で、未知環境に対する環境適応能力とロバスト性を備えた優れたシステムであることが要求される。本稿では、月面の不整地を走行可能なメカニズムを有する超小型マイクロローバシステムを提案する。特に小型軽量低消費電力化という観点による設計およびそのシステムアーキテクチャについて述べる。さらに超小型ローバにより可能なミッションについて考察する。

KeyWords : 月面探査・サイエンスローバ・マイクロローバ・走行メカニズム

1. はじめに

近年の世界の宇宙科学を概観すると、一時期大きく注目された有人の月・惑星探査に代って、無人のロボティクスミッションに重点が置かれてきている。また、太陽系の起源と進化を解明するために、フライバイまたはオービタにより、多種の惑星を広く浅く調べるのと並行して、月・火星を集中的に研究する時期となっている。月に対して、国際的に協力して、多数の探査機を送り込み、ネットワークを構成して、重点的な研究を行う目的でILEWGが活動しているのもそのためである。日本国内では、宇宙研が月内部の探査を目的としたLunar-A計画を、また宇宙研と宇宙開発事業団が協力して月の集中的な探査を行うSELENE計画も動き始めた。

月面を拠点とする宇宙活動は、人類の活動領域の拡大、宇宙科学の発展、月面生産物の地球上生活への貢献など人類共通の利益をもたらすものである。このため、月の科学や月面利用の可能性を調べるとともに、この活動を支える基盤技術を開発し実証することも重要である。特に月全体を詳細にかつ広範囲にわたって探査を行うためには、移動探査が必要となる。

本稿では、月面の不整地を走行可能なメカニズムを有するマイクロローバシステムを提案する。特に小型軽量低消費電力化という観点による設計およびそのシステムアーキテクチャについて述べる。さらにマイクロローバにより可能なミッションについて考察する。

2. 月面探査ローバ

2. 1 月探査ミッション

月探査ミッションには、月の科学、月からの科学、月開発利用がある。月での科学ミッションでは、月の起源の解明を目的に、環境調査・地形調査・地質調査・氷探査などが挙げられる。地形調査では、カメラ画像によるクレータ、地殻形成期の火山、断崖の断面の層状構造などが理学観測対象となる。また地震計などによる内部構造解明の探査も重要である。月からの科学ミッションでは、月面天文台の設置による天体観測、太陽風や宇宙線などの観測が挙げられる。月利用ミッションでは、将来の月面基地の建設や資源利用などを目的として、月表面活動における放射線・太陽風・隕石などの観測、地質調査、資源探査、地盤調査などが挙げられる。資源探査としては、広範囲な探査と地下探査が重要になる。

2. 2 月面探査ローバの基本要件

月面探査ローバの意義・特徴は2つある。1つは移動できるということである。これはランダムミッションが着陸地点付近の探査であるのに対してローバミッションでは広範囲な探査が期待できる。またクレータや断崖など地殻が露頭している地域など調べてみたいところの探査を可能にする。2つめは、ローバが月表面に接触しているということである。そのため、サンプル採取や分析、地下探査や観測機器の設置が可能である。

月ローバの基本要件[1]としては、深宇宙機としての重量・大きさ・電力などの制約と温度・宇宙線・真空・レゴリス等の厳しい宇宙環境条件下で、未知環境に対する環境適応能力とロバスト性を備えた優れたシステムであることが必要である。月ローバに対して以下の探査が要求される。

- ・広範囲な探査（距離として数十km～数百kmの移動）
- ・地下探査（深さとして数十cm～数mの探査）
- ・クレータや断崖など地殻の断面が露頭して地表が表れている地域の探査
- ・月の裏側・極地方の探査
- ・長期間の探査
- ・サンプル採取・収集・分析
- ・観測機器・実験装置の設置

2. 3 月探査ローバの技術課題

月面探査ローバの主要な技術課題[2]を下記に挙げる。月表面は、レゴリスと呼ばれる非常に細かい砂に覆われている。また大小さまざまなクレータが存在する。特に極地域や月の裏側にはクレータが多い。従って、月面探査ローバには不整地走破性能の高いものが求められる。また、レゴリスに対する防塵対策も重要となる。月の場合、昼と夜の温度差は非常に大きく、過酷な環境で長期間活動できるローバを開発するためには、解決すべき多くの技術課題がある。

- ・月表面への軟着陸技術
- ・月表面走破技術
- ・航法誘導技術
- ・ミッション・テレサイエンス技術
- ・月環境適応技術
- ・搭載機器小型軽量省電力化技術

3. マイクロローバ

宇宙探査ローバの研究は、国内でも大学や研究機関で熱心に行われているが、走破性やナビゲーション手法に重点がおかれている。そのため今までに開発されたローバ[2]は、軽量化や低消費電力化に関しては、ほとんど考慮されていない。月惑星探査ローバはエネルギー源は主に太陽電池であり、低消費電力化は重要である。またローバが移動するのは日中であり、熱制御の観点から発熱量はできるだけ少ない方がよい。小型軽量のローバは、打ち上げコスト削減にもつながり、また複数搭載による探査範囲の拡大や信頼性向上につながる。

そこで本稿では、高い走破性を確保しながらどこまで小型軽量低消費電力化が可能かという観点にたち、月探査用マイクロローバシステムを提案する。図1に開発したマイクロローバの外観と走行の様子を示す。またその仕様を表1に示す。

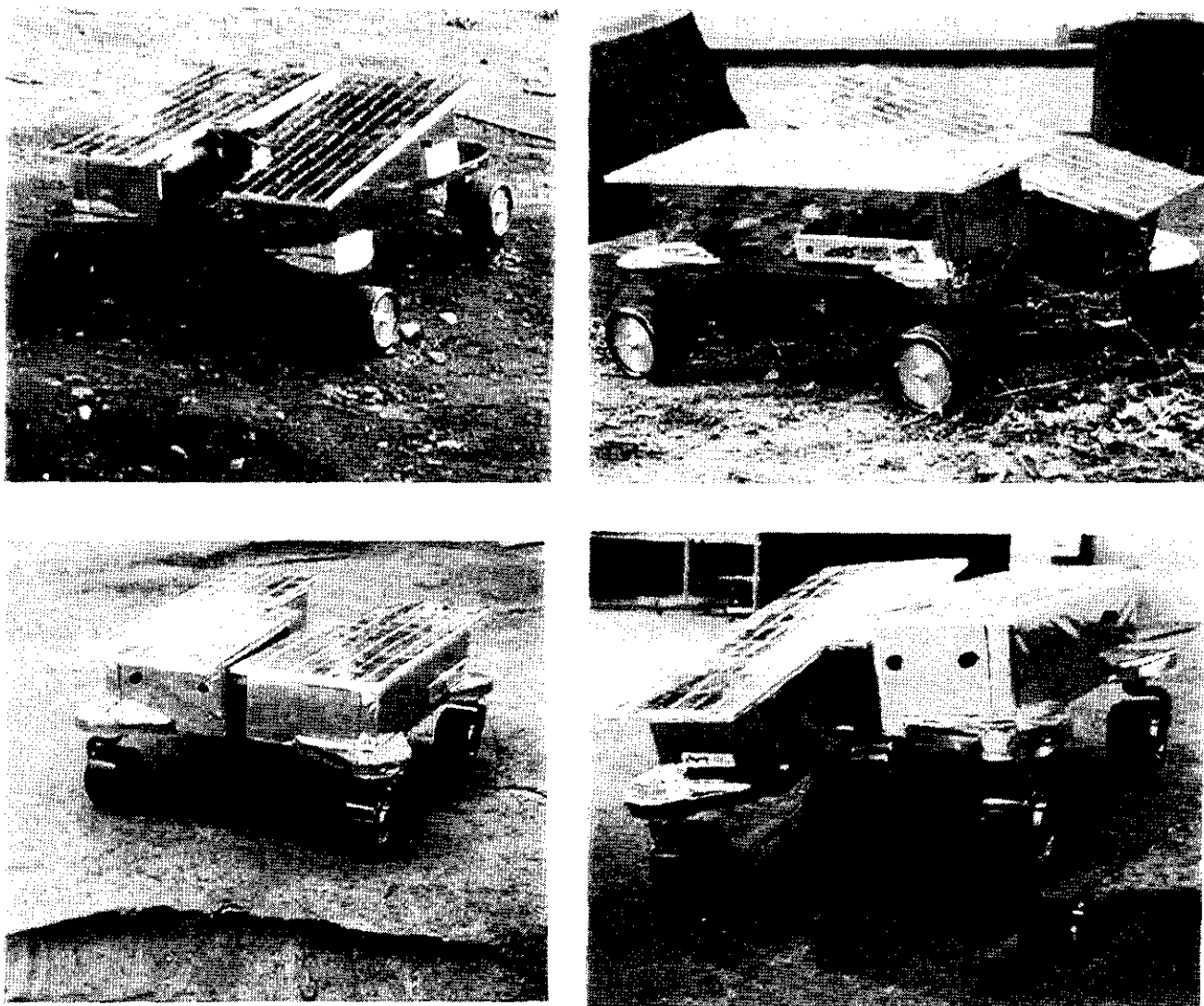


図1 マイクロローバ

表1 マイクロローバの仕様

大きさ	0.55[m](L), 0.53[m](W), 0.25[m](H)
重量	約5[kg]
走行システム	5輪走行機構 (Micro5 suspension system) 車輪の直径 : 0.10[m] 最低地高さ : 0.13[m]
走破能力	移動速度 : 1.5[cm/s] 乗越段差 : 13[cm] 登坂斜度 : 40[deg]
CPU	マルチCPU (32bit, 16bit)
通信	40[Kbps] UHF
電源	太陽電池パネル : peak power 27[W] バッテリー : NiCd
消費電力	走行系 : 3[W]以下 (平地走行時) 5[W]以下 (最大) 電装系 : 4[W]以下
搭載センサ 搭載機器	カメラ 8台 サンセンサなど (予定) マニピュレータ (予定)

4. 走行システム

本マイクロローバは、月面の不整地を柔軟に走行可能なメカニズムとして、Micro5 Suspension System[3]が採用されている。本サスペンションシステムは、5個の車輪で構成され、4輪駆動システムの形態に補助輪としての駆動輪を付加した簡素なシステムである。このメカニズムにより、ローバが障害物を乗り越える際に車体を持ち上げる力を補助輪が補うことが可能であるため、高い走破性能を実現することができる。また、6輪走行よりも車輪の数が少なく、メカニズムも単純であるため軽量である。

5. マイクロローバミッション

本ローバは、表1に示すように小型軽量でありながら、高い走破性能を有する。従って、クレータ内や山岳地帯の走行が可能である。移動速度は、月表面を想定すると約0.1[m/s]となり、1日10時間で月の昼間の15日間を移動すると、総移動距離は約50[km]となる。

本ローバの設計[4]を基本とし、ミッション要求に応じてさまざまなタイプのローバを開発することが可能である。例えば、さらに長距離の移動を行うために車輪の径を大きくしたり、大きな観測機器や分析機器を搭載するために本ローバの大型化も可能である。また本ローバが小型軽量であるため、複数ローバによる協調ミッション (図2参照) が可能となる。複数ローバによる探査範囲の拡大、協調ローバによる安全かつ信頼性の高い航法誘導・サンプル採取などが可能となる。

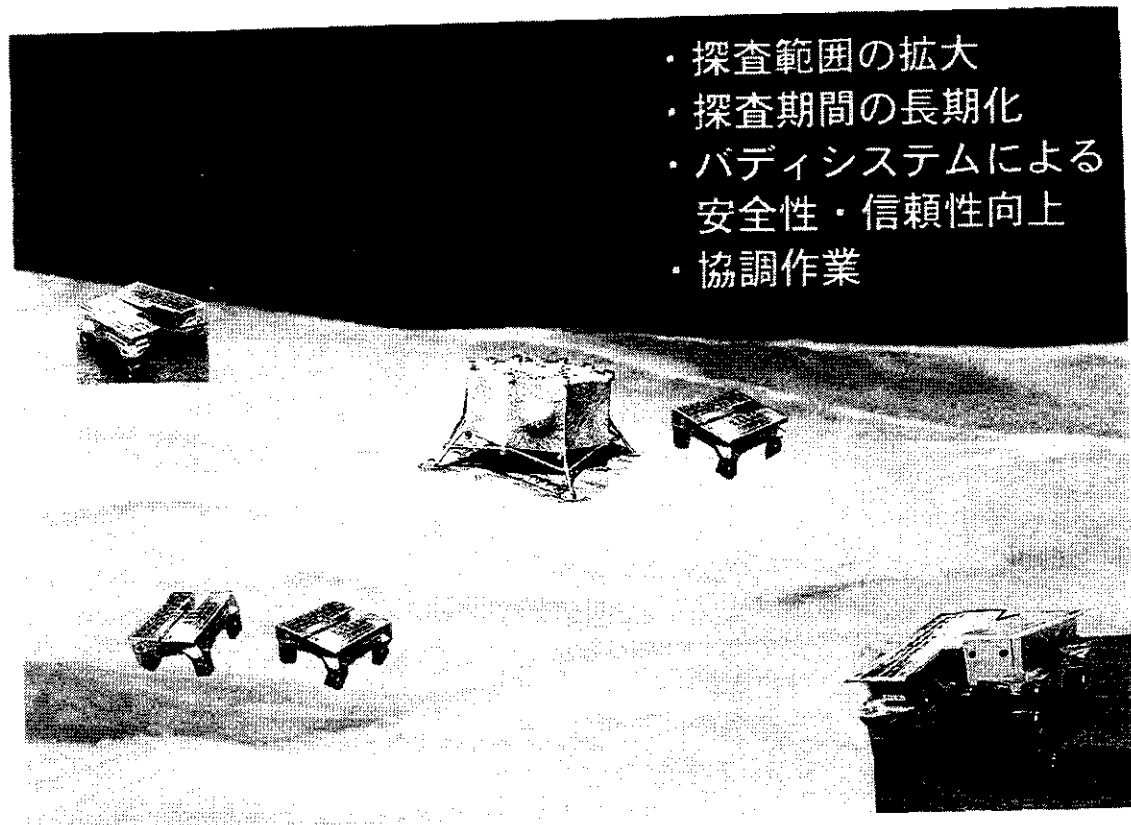


図2 複数ローバによる協調探査 (Buddy System)

6. おわりに

月面探査ローバのミッション意義、要求、技術的課題について述べた。さらに、月面の不整地を走行可能なメカニズムを有するマイクロローバシステムを提案した。今後、フィールドテストを行い、提案したシステムの有効性の検証を行う予定である。またサンプル採取や観測機器設置のための軽量なマニピュレータを製作中である。テレオペレーション機能および人工知能技術も実装される予定である。

参考文献

- [1] 中谷, 久保田, 吉岡: 月・惑星探査ローバ, 日本ロボット学会誌, vol.14, no.7, pp.940-943 (1996).
- [2] 久保田: 宇宙探査ローバの研究動向, 第16回日本ロボット学会学術講演会, 3M2-1 (1998).
- [3] 黒田, 近藤, 中村, 青山: 長距離移動可能な月面探査マイクロローバの走行機構, ロボットメカトロニクス講演会 (ROBOMECH'99), 1P1-06-041 (1999).
- [4] 久保田, 黒田, 國井: 月面探査マイクロローバ, 第 回ロボメカ学術講演会, ロボットメカトロニクス講演会 (ROBOMECH'99), 1P1-06-042 (1999).

小型月面移動探査機のシステム構想

吉岡 伸人、市川 誠、板垣 春昭、西垣 孝則
宇宙開発事業団
技術研究本部、先端ミッション研究センター

宇宙開発事業団技術研究本部では、SELENE計画以降の月探査、利用計画に反映することを目的として、月ミッション2号機をターゲットに小型月面移動探査機（小型月面ローバ）のフィージビリティ検討を実施している。本文では、次期月探査での活躍が期待される小型月面ローバのミッションの可能性、およびそのオペレーション概念を示すとともに、移動探査機として機能するためのミッション支援技術について論じる。

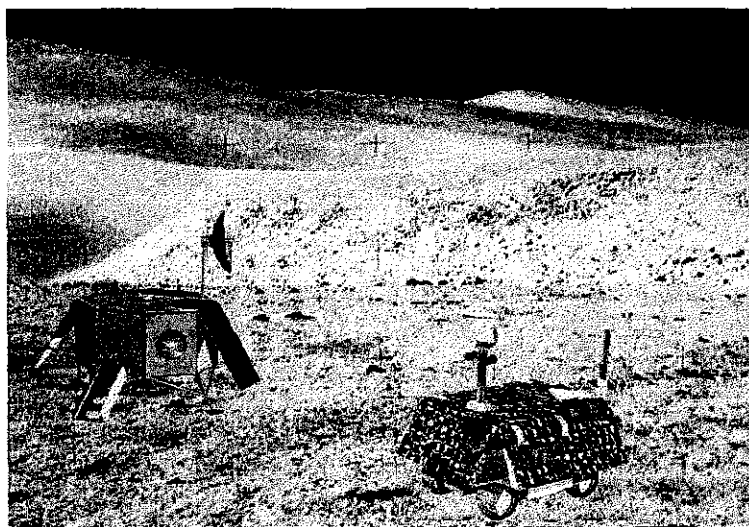
Key Word: 月面移動探査機（月面ローバ）、ミッション支援作業、次期月探査

はじめに

月面での無人移動探査の事例として1970年初頭のソ連のルノホート1、2が10ヶ月、約30kmを移動探査したものがあつた。しかし、この月面ローバは質量840kgで月の夜間を耐えるために放射性物質を搭載していた。日本では放射性物質の使用に対しては多大な懸念があり、これを用いないことを前提に宇宙機のシステムを検討する必要がある。また、従来の人工衛星に関わる宇宙機設計と同時に、月面固有の環境に対するシステム設計（熱エネルギー、月面土壌、等）が求められる。さらには、月面への相乗りシステムや、複数台の起用によるミッションの多様化を考慮した場合、移動探査機の小型化が必然的となつてくる。

本文では、30kg級の小型月面ローバ設計上の機能区分を行うとともに、移動探査機に期待されているミッション支援の可能性や関連する要素技術（ミッション機器I/F、作業支援機構）を中心に述べる。

なお、月面移動探査機とはその名前が示す通り、月表面を安全に走行移動し、各ミッションのための探査を可能にするシステムである。本文を通して、「月面輸送プラットフォーム」であると同時に、「月面接地型のミッションサービス機（作業支援機）」という観点を兼ね備えた先端的な形態の輸送系であることも認識していただきたい。



図：月面輸送・サービス機としての移動探査機

1. システム設計上の機能区分

月面ローバ設計の基本的アプローチは、従来の人工衛星関わる宇宙機設計に類似すると考えられ、機能区分として基本的機能を維持するためのバス機器、それぞれの目的に特化したミッション機器とで構成される。と同時に、従来の姿勢制御や推進に関わる機能を、走行制御（航法・誘導）や走行機構に関わる機能として区分することができる。さらには、月面固有の環境に対するシステム設計（熱エネルギー、月面土壌、等）が求められる。一方、実ミッションを考慮した場合には、下図（図1参照）の基本システムに見られるバス機器に対する要素技術だけではなく、理学・工学ミッションを想定したシステム設計が求められる。

このような観点からも分かる通り、月面ローバは地上における移動ロボットの機械設計の延長という形で成立するものではなく、総合工学的な宇宙機システム設計のアプローチが必要とされる。

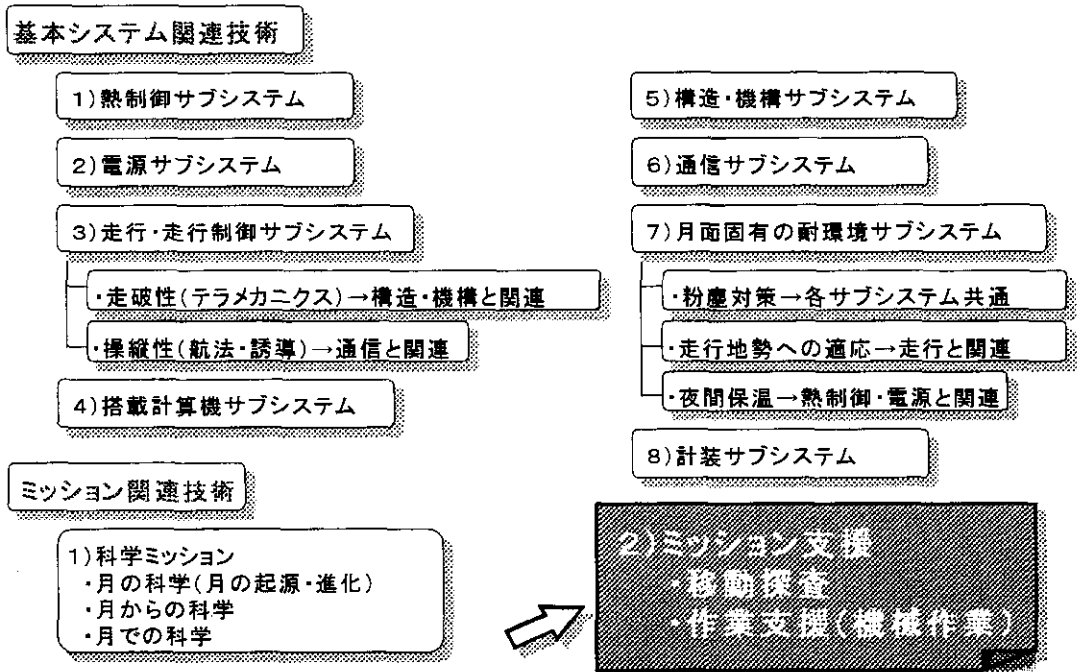


図1：月面移動探査機システムの機能区分

2. 期待されるミッション支援作業と提供機能

月面ローバに期待される探査内容として、長期間・広範囲の移動探査を含め種々のミッションが想定される。これらを「ミッション支援」という観点から作業分析すると、「作業時の基本動作」として分類ができる(図2参照)。(ここでは詳細に言及しないが、基本動作を分類し、作業支援のための機構や月面ローバ本体の機能・性能要求に反映している。) ミッション創出に関わる各々が作業分析を行い、必要とされる支援作業の基本動作・手順を詳細に把握しておくことが重要である。

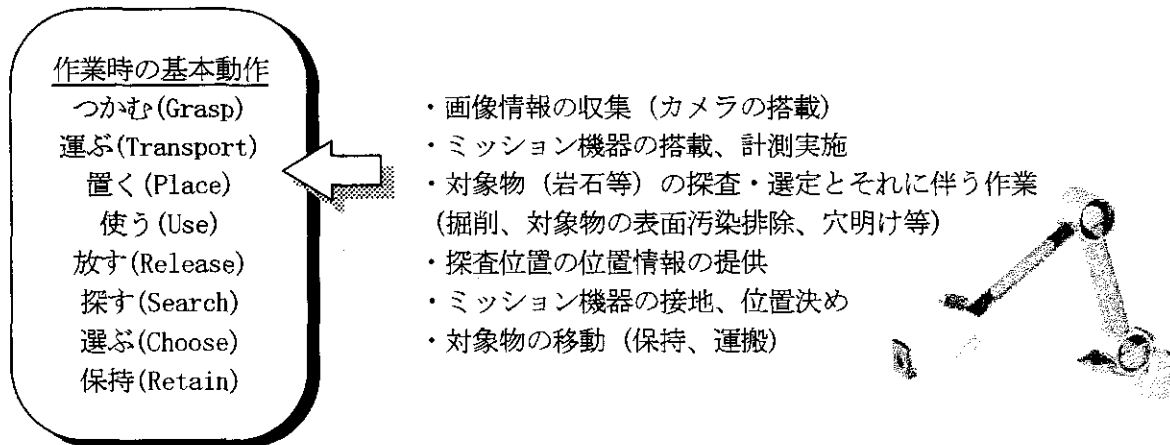


図2：ミッション支援作業と提供機能例

3. ミッション支援作業機としての運用イメージ

従来の宇宙機設計と同様に、月面ローバの設計仕様等もミッションが創出されないと明確にならない。ここでは、月面ローバをミッション支援機として利用する際の考え方や、これが提供できる機能を理解してもらう目的で、想定ミッションにおける支援作業の「運用イメージ」を概括する。具体的には、図1の機能区分を一步進めた形で、月表面(中央丘の存在する40~50kmクレータ内)での複数ミッション機器搭載による移動探査を想定した(図3参照)。

対象地形の詳細については、SELENE月周回衛星により10mの分解能のデータとして入手が想定される。しかし、小型移動探査機であること、またその走行地勢(土壌、地質)に関しては未知であることを考えると、これまで月表面から得られているデータ等を統合して、いかにシステムの事前検証を実施するかが課題となる。

走行用グローバル地形 (概算)

- ・底面直径： ~24.8km
- ・リム直径： ~50.0km
- ・クレータ深さ： ~3.4km
- ・リム高： ~1.1km
- ・リム幅： ~12.3km
- ・中央丘直径： ~1.0km
- ・中央丘高： ~1.3km

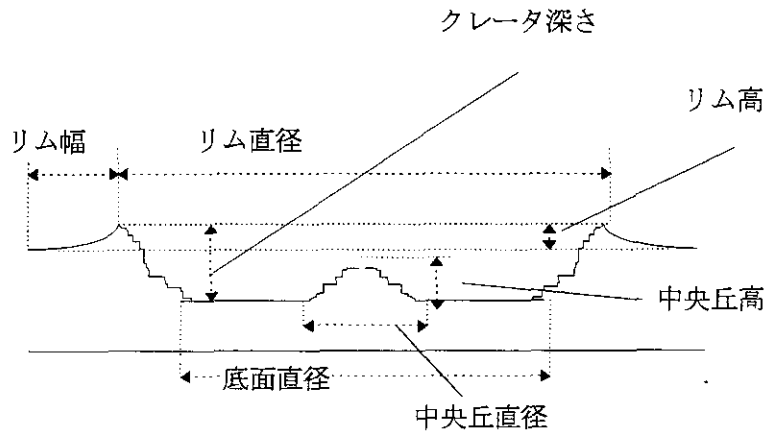
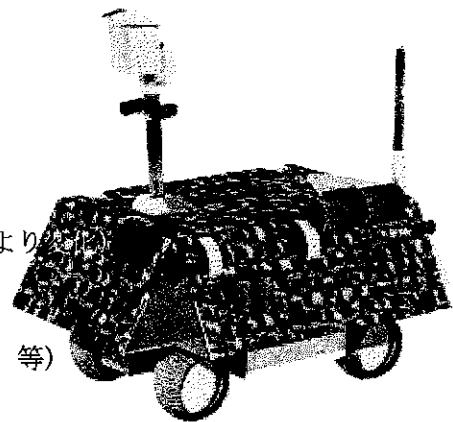


図3：中央丘の存在するクレータ地形概観

想定された対象地形において、月面ローバが「ミッション支援機」として提供可能な機能をそれらの性能とともに示す(表1参照)。ここでの想定重量とは月探査ミッション全体に占める概算配分値で、移動距離はクレータの底面半径である”数10km”レベルを想定している。移動速度、登坂性能、障害物乗り越え性能等は月面ローバの主要緒言を抜粋したもので、遠隔オペレーション上の考慮や土壌等の条件から算出した値である。ここでは、走行時の運用効率を求めるために、地上局からの運用時間、視認性条件、バッテリー充放電等の時間的制約条件を考慮している。搭載ミッション機器を検討するためのリソース配分も、走行部の輸送能力や想定される発生電力等の条件からの概算である。

表1：ミッション支援機としての主要緒言、提供機能

- ・想定重量： ~60kg (含、ミッション機器)
- ・移動距離： 25km~
- ・運用モード： 起動/走行/探査(計測、実験)
バッテリー/太陽電池パネルによる充放電
- ・運用支援機能： 障害物回避機能、等
- ・移動速度： 平均0.3km/hr (8cm/s)
- ・登坂性能： ~20deg. (車輪表面の凹凸なし)
- ・障害物乗り越え性能： ~15cm車輪直径(対象形状、物性により)
- ・搭載機器： 探査ミッション機器
カメラ、照明、通信、環境取得センサ類
作業支援機器(表層掘削/試料採種用機構、等)
- ・リソース配分： 各ミッション機器 ~7kg (x 3)、~20W



また、このような想定ミッションを実現する移動探査機の一例として図4に示す地上モデルを検討している。

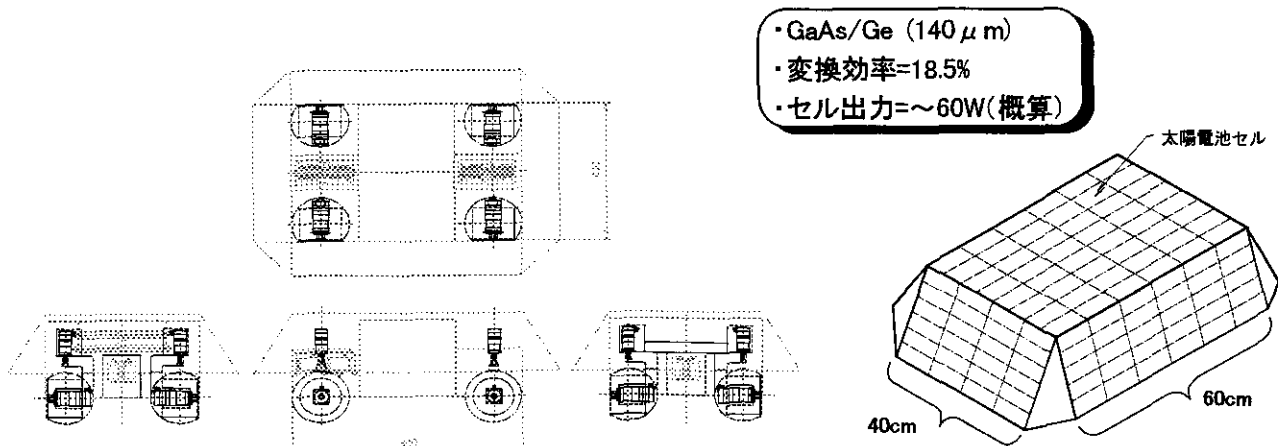


図4：小型月面移動探査機 (地上実験モデル)

主な特徴としては、各輪を独立ステアリング、球形車輪とすることで操舵抵抗の抑制していること、前方にリンク型サスペンションを装備して月表面への追従と搭載機器の安定性を確保していること、主要機器を中央配置することで熱設計の簡素化を図っていること等が挙げられる。また、アクティブな太陽追尾機構は用いず、月の高緯度地域あるいは赤道地域の太陽高度が低い場合に対応したシェルフ型太陽電池パネルを装備している。

4. ミッション作業機器の要素技術

月面ローバの設計仕様等はミッションが創出されないと明確にならないことは前述したが、複数ミッション機器搭載による移動探査を想定した場合、限られたリソースを最大限に活用することが要求される。また、月面ローバは移動探査を実施するための有力な装置として、複数ミッションに適用できる要求が高い。ここでは、ミッション作業機器の要素技術として、同クラスの小型月面ローバに取り付けることを想定した「メカニカル」、「電気」、「信号」の接続が可能なミッション機器等の着脱装置を紹介する（図5参照）。信号の送受信としてIrDAを利用することで高速通信に対応し、機械・電気の接続をコンパクトに統合することにより、複数ミッション機器に対応可能な共通インターフェースを実現している。

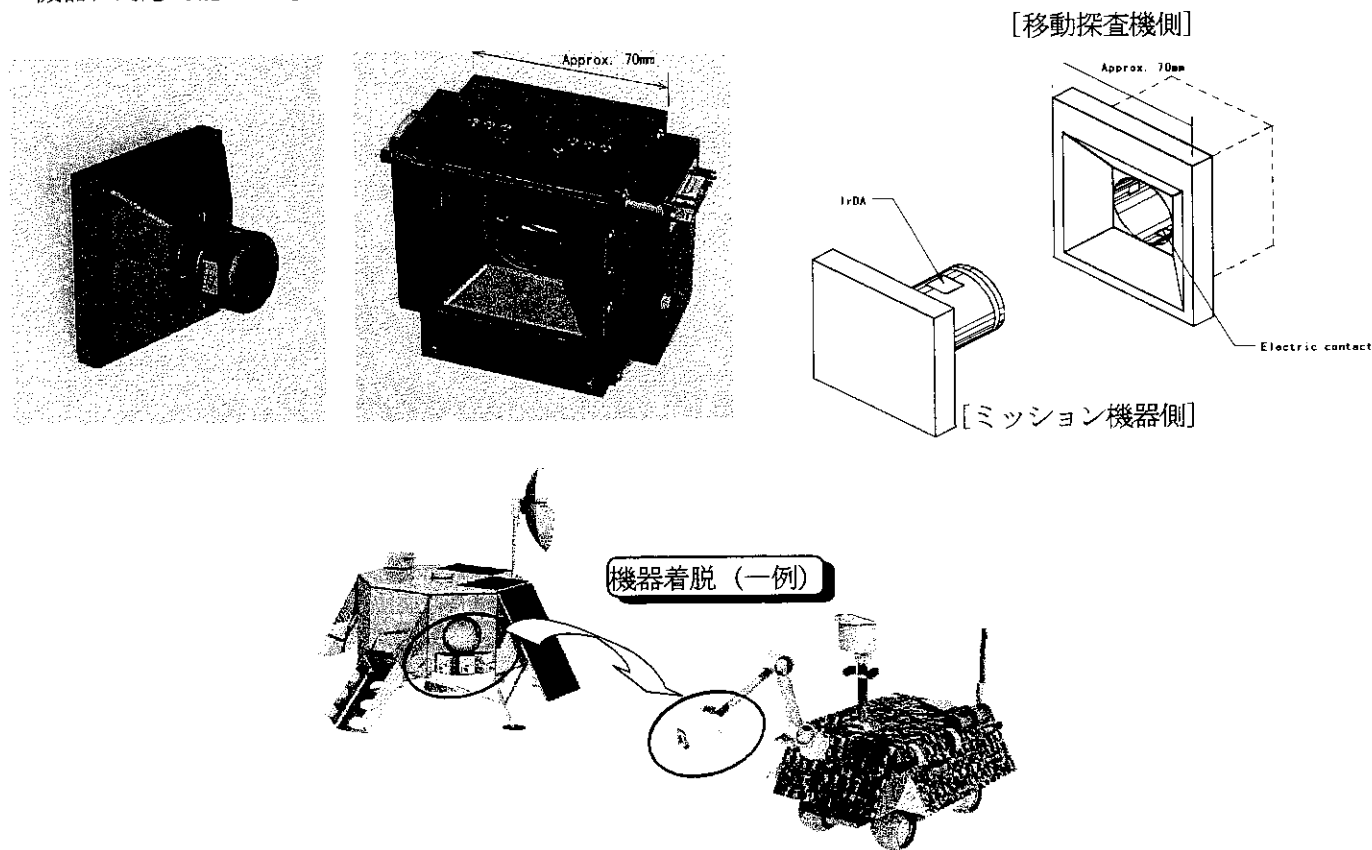


図5 ミッション機器着脱I/F (地上実験モデル)

また、月面探査ミッションの内容として、表面の風化を受けたレゴリスを除去して内部の岩などを探査するなど、掘削に対する要求は共通して存在する。ここでは、30kgクラスのローバに搭載を想定した深さ20cm程度を掘削できる装置（図6参照）で探査機本体にかかる応力等を明らかにし、システム設計にフィードバックすることを目的に試験を行なっている。（レゴリスを模擬したシミュラントを対象にした場合、探査機本体に対して45°の方向に～20Nの応力が検出されている。）

5. その他、まとめ

月面ローバの最適設計を行うには、車輪の設計が月のレゴリスに適合していることが必要となる。過去に直径80cmの車輪について、シミュラントを用いた走行実験が行われているが、小型月面ローバの車輪径が15cmレベルの車輪は、レゴリス表面の軟らかい層の影響を受けやすく、過去の研究データをそのまま適用することが難しい。月面表層モデル（図6参照）は、車輪を含めた走行系検討のための実験用の治具であり、耕耘爪の回転、昇降・横行機構の組み合わせにより、「土壌条件の再現性」つまりシミュラントの均しを行なえるものである。

- 3.5kg、60cm、4自由度アーム
- 10~35Nmトルク、~20cm掘削
- エンドエフェクタ改良により、
I/F機器の着脱、把持動作可能

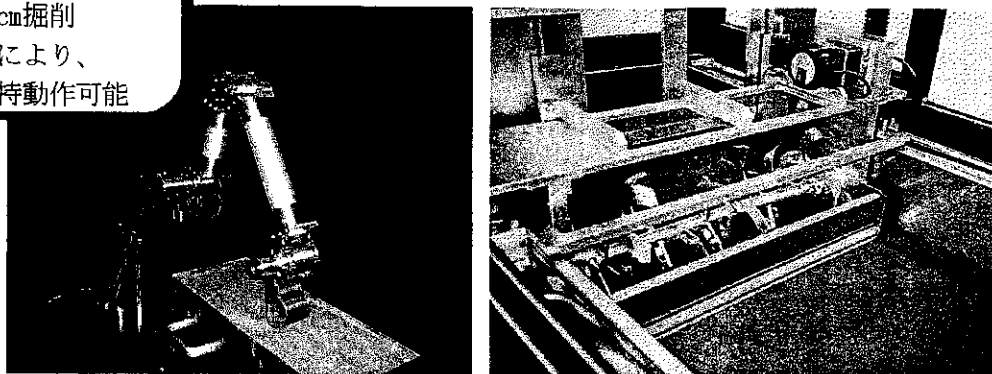


図6：ミッション支援作業機構（地上実験モデル）、月面表層モデル

次期月探査での活躍が期待される小型月面ローバのミッションの可能性、およびそのオペレーション概念を示すとともに、移動探査機として機能するためのミッション支援技術について紹介した。本文を通して、総合工学的な宇宙機システムとしての探査機をイメージしていただければ幸いである。

本研究では、小型月面ローバを対象としたシステム検討を引き続き実施するとともに、テラメカニクス（機械と土壌の相互作用に関する研究や上記の着脱I/Fを含め、今後も月面ローバの「ミッション支援機」としての多機能化の可能性を検証していく。

小型月面ローバの概念検討

足立忠司 飯島孝彦 齊藤浩明

日産自動車（株）宇宙航空事業部基盤技術部総括課

埼玉県川越市的場新町21-1

1. はじめに

近年、月探査に関連した月面ローバの関心が高まってきたおり、月面ローバのコンセプトや要素技術について多くの提案がなされている。月面ローバは、ミッションとの整合性が不可分であるが、ミッション内容については議論の途上であり、ミッションが確定されるのはもう少し先のことと思われる。月面ローバは、ミッションとの整合性と同様に、原子力エネルギーが用いられない日本の状況において、厳しい月面環境で成立する技術課題の克服が重要である。特に月面探査の初期に予定されている小型月面ローバでは、大型ローバにも増して、多くの技術課題を解決しなければならない。この一環として、ここでは長距離を単独で活動できる小型月面ローバ（以下小型ローバと称する。）について検討し、概念の構築を試みた。

2. 小型ローバ検討条件

表2-1に、ローバ検討時の基本条件（目標）を示す。

表2-1ローバ検討時の基本条件（目標）

項目	内容
重量	約60kg
寸法	ソジャーナと同程度 60x40cm
速度	TBD
移動距離	着陸機の周辺又は長距離移動
電力	太陽電池（RTGの使用不可）
ミッション期間	1年程度
ミッション機器	質量分析器、地震計等
活動地域	中低緯度地域、高緯度地域、月の裏側、大型クレータ中等

3. 小型ローバ構想

ローバとしての成立性を確認するには、多くの課題について検討を要するが、ここでは、ローバシステム

の観点から、最も重要と考えられる以下の項目について検討する。

- ・熱的整合性
- ・電力的整合性
- ・通信量の確保
- ・スタック回避機能
- ・ミッションの実施

3. 1 近距離小型ローバの試作機の概要

長距離小型ローバの検討に先立ち月面着陸機の周辺で活動する近距離小型ローバの試作機について簡単に説明する。試作機の外観を図3.1-1に示す。近距離ローバは、30度に傾斜した6枚の太陽電池パネルを上面に持つ。搭載機器からの放熱は、2枚の太陽電池パネルを開くことにより、太陽電池パネル内部に設置したラジエータ面を開放することにより行う。通信は、オムニアンテナで十分な通信量が得られるが、活動は通信が確保出来る着陸機から数kmの範囲となる。しかしこのタイプのローバは、通信に要する電力が少なくて済むメリットがある。

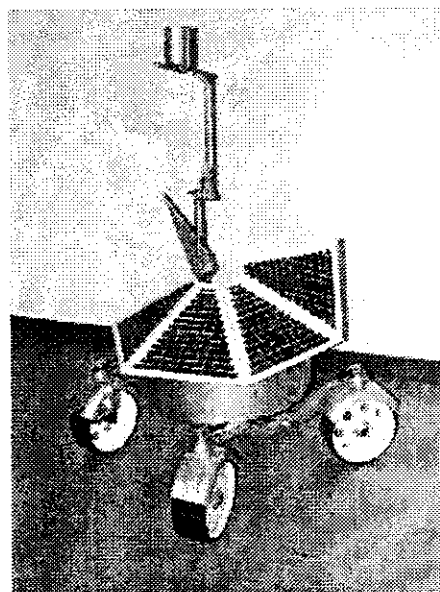


図3. 1-1 近距離小型ローバ試作機外観

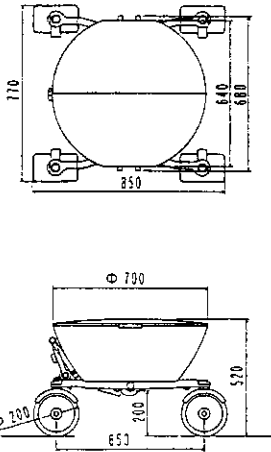


図3.2-1 長距離小型ローバ寸法緒元(太陽電池収納時)

3.2 長距離小型ローバの検討

長距離小型ローバが近距離用ローバと大きく異なるのは、通信用アンテナが大きくなるのと、通信電力が増加することである。このため、ラジエータ、太陽電池パドル、アンテナを小型ローバに配置するのがより一層困難になる。本稿では、検討した長距離小型ローバの一例を概説する。表3.2-1に検討した長距離小型ローバの性能諸元の概要を示す。

表3.2-1 長距離小型ローバの性能諸元概要

項目	内容
寸法	・太陽電池収納時 図3.2-1に示す。 ・太陽電池展開時 図3.2-2に示す。
重量	約55kg
走行系	・4輪独立駆動、4輪走舵 ・ホイールベースが正方形になっており、ホロノミック運動が可能である。 ・最大速度 30m/sec ・最大走行斜度 30度
電力系	太陽電池+2次電池
操縦系	・地球からの遠隔操縦をベースとして、通信遅れによる不足の事態を回避するために最小限の自律障害物回避を行う。 ・操縦用センサ CCDカメラ+レーザーレンジファインダ
通信系	地球とのダイレクト通信(月の表側)

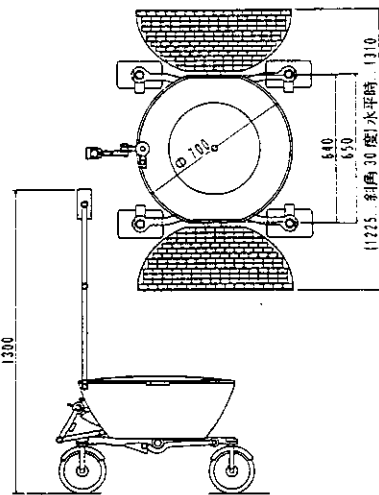


図3.2-2 長距離小型ローバ寸法緒元(太陽電池展開時)

3.2.1 熱的整合性

(1) 夜間の保温

夜間の月面温度は-170度にもなる。このため搭載機器の保温が不可欠となるが、保温のための電力を最小限に押さえることが出来ない場合、ローバシステムは破綻する。このため、必要最小限の機器のみ保温する方式を取らざるを得ない。又、操縦用センサ等完全に保温ケースに収納出来ないものは、最低限の電力を供給して局所保温を行う。MLIを用いた保温シートによる保温は保温性能が特定出来ていないため、現時点ではマージンとして保温検討から除外する。

図3.2.1-1に夜間の保温方式概要を示す。

項目	内容	
保温期間	15日(地球日)	
バッテリー及び電子機器の保温	保温方式	・ヒートパイプはサーマルスイッチで分断 ・ブランケットによる放熱抑制+バッテリー電力による加熱 ・ケーブルは熱伝導遮断のため分断
	最低温度	-20°C
	保温電力	2.7W
	センサの保温	保温方式
	保温温度	-40°C
	保温電力	1W

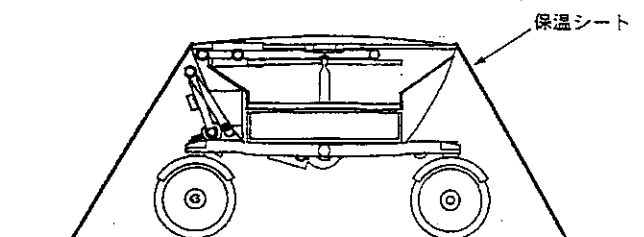


図3.2.1-1 夜間の保温方式

(2) 昼間の冷却

昼間の月面温度は+130度にもなる。このため搭載機器の冷却を必要とするが、冷却のためのラジエータ面積を最小限にするため必要最小限の機器のみ冷却する。又、操縦用センサ等完全に冷却出来ないものは、最低限の電力を供給して局所冷却を行う。この考え方にに基づき、多層インシュレーションで断熱されている搭載電子機器とバッテリーで発生した熱は、ヒートパイプとラジエータで冷却するものとする。又センサは、単独で冷却しなければならないため、ペルチェ素子による強制冷却を行う。

図3.2.1-2に昼間の冷却方式概要を示す。

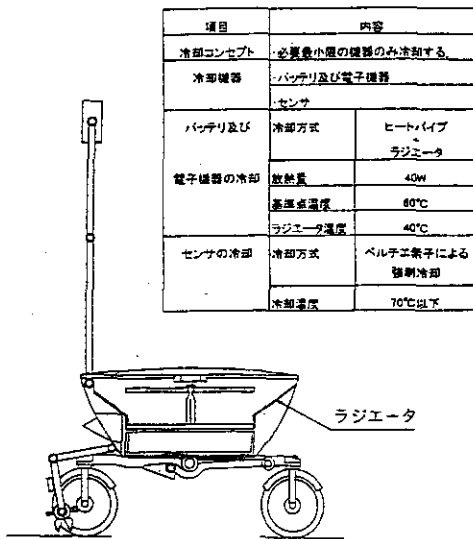


図3.2.1-2 昼間の冷却方式概要

3.2.2 電力的整合性

長距離小型ローバの電力は、太陽電池で供給する。

図3.2.2-1に長距離小型ローバの電力系の運用概要を示す。電力系の検討に際しては、以下の条件を用いている。

- ・太陽電池発電能力：60W（垂直太陽入射時）
- ・太陽電池面積：0.22 m²

(1) フェーズI（充電）

夜間はバッテリーに蓄えた電力を用いて保温を行っており、活動のためには消費した電力を日の出とともに充電する。

- ・太陽電池角度：30度
- ・太陽電池出力：30W～60W
- ・夜間消費電力：1337W
- ・充電時間：44.6時間

(2) フェーズII（活動）

活動フェーズでは、地球との通信が出来る10時間活動し、通信出来ない14時間は充電するものとする。活動の間、安定した電力供給を考えると、14時間の充電電力と太陽電池の発電量を、10時間の活動時に使用出来ることになる。以下のように、走行時必要最大電力及びミッション実施時必要最大電力とも最小安定使用可能電力を越えることがない。

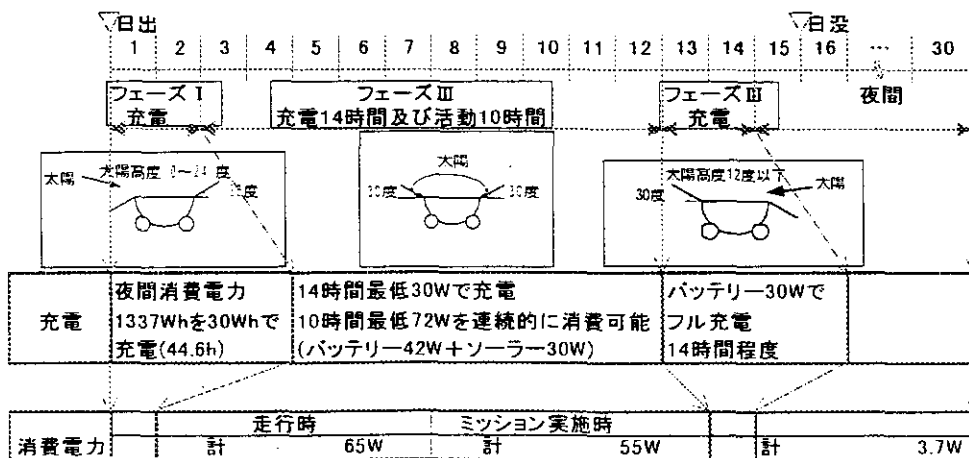


図3.2.2-1 長距離小型ローバ電力系概要

- ・太陽電池角度 : 水平
- ・発電能力 : 30W~60W
- ・最小安定使用可能電力 : 72W
- ・走行時必要最大電力 : 65W
- ・ミッション実施時必要最大電力 : 55W

(3) フェーズIII (充電)

夜間を過ごすための電力を確保するため、消費した電力を再充電する。この場合は10時間消費した電力を充電すればよい。この後太陽電池を閉じて休眠に入る。

- ・太陽電池角度 : 30度
- ・発電能力 : 30W~60W
- ・充電時間 : 14時間

3. 2. 3 通信量の確保

長距離ローバの通信は、リレー衛星を介さないで、直接地球の臼田局と交信するのが最も通信量を多く取れる。この為、月の表側で活動する場合は、直接通信を行う方式とする。直接地球と通信するための回線系が成り立つためには、アンテナビームを絞り、ゲインを稼がなければならない。この為、移動するローバから地球を常時狙うシステムが不可欠になる。

図3.2.3-1にローバと地球間の通信概要を示す。

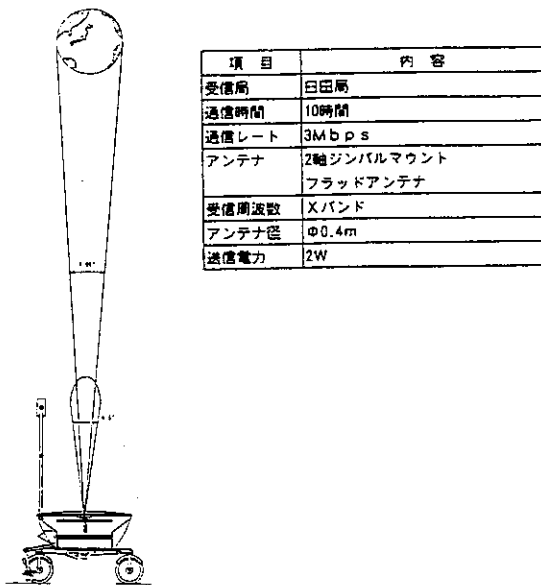


図3.2.3-1 小型ローバと地球との通信概要

3. 2. 4 スタック回避機能

ローバの走行機構については、障害等の走破性能に関する検討は多くなされているが、ローバを殺さないと言った観点から考えると、スタック回避及びスタック状態からの脱出性能がより重要である。

今回採用した走行機構は、以下の特徴を有する。

- (1) 4輪独立駆動及び全輪ステアリング付きにし車輪を正方形のホイールベース上に配置の構成にしたことによりホロノミック運動が可能となっている。このため任意の方向に移動ができスタックからの脱出確率が高い。
- (2) リンク機構で左右の車軸を結合しており、一前進運動及び並進運動において障害走破性に優れている。
- (3) ホロノミック運動が可能であるため、車輪の1つが作動不良になった場合、不良モータをフリーにしても走行性能を最適に調整できる。

3. 2. 5 ミッションの実施

(1) 分析ミッション

分析ミッションでは、ローバに搭載したマニピュレータを地球から遠隔操縦で操作して、所定の資料を採取し分析器に運ぶ。本ローバの特徴は、操縦用センサを用いてマニピュレータの操作を監視できることにある。図3.2.5-1に分析ミッションの概要を示す。

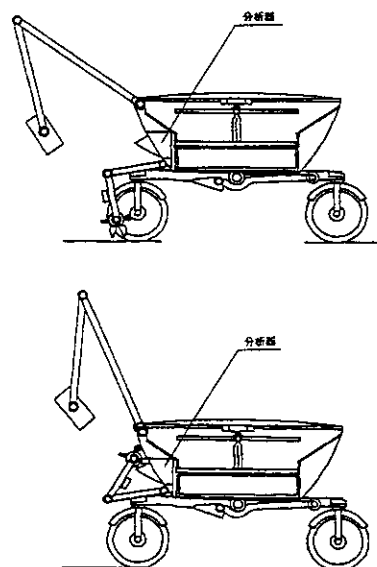


図3.2.5-1 分析ミッション実施状況(例)

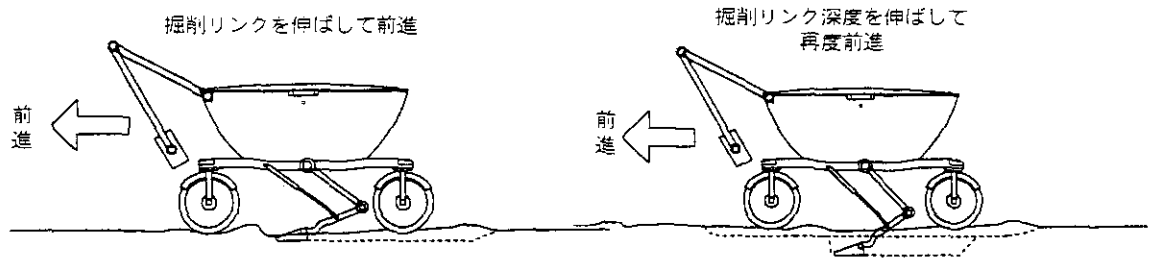


図3.2.5-2 穴掘りミッション実施状況(例)

(2) 穴掘りミッション

月面を掘ることにより、内部構造を調査する要求が強く求められており、穴掘り機構についての検討が各所でなされている。このため将来どのような方式が採用されるかわからないのが現状である。ここでは一例として、ローバの運動を利用した穴掘り機構の概念を検討した。鋤形状のアームを地面に当てローバを移動させる。鋤の深さを徐々に深くして順次表層から削っていき穴を深くする方式である。

図3.2.5-2に穴掘りの概念を示す。

4.まとめ

長距離移動小型月面ローバについて概略の検討を実施した結果、多くのチャレンジャブルな課題はあるものの、過酷な月面環境で活動出来る小型ローバは、十分実現可能であると判断する。今後さらに、ローバ実現に向けた重要課題の解決への取り組みとともに、ミッションとの整合性を図る活動が活発化されることを期待する。

月面における輸送用ロボットの基礎的検討

富士重工業株式会社 航空宇宙事業本部 高井政和

車両環境事業本部 青山元

宇都宮大学 工学部 山本純雄/横田和隆

1. はじめに

惑星探査では米国の火星探査機ソジャーナに代表されるように、ローバによる探査活動が多く成果をもたらしている。月面探査においても、今後、小型・軽量のローバによる不整地での確実な移動・探査は必要不可欠なものになると考えられる。従来検討されてきた車輪方式のローバは、段差乗り越え等の基本性能が車輪の大きさに依存するため、ローバの小型化にある程度の制限が生じると考えられる。

本稿では、不整地移動において確実性が高く、小型・軽量化に有利と考えられる脚式移動ローバの基礎的検討結果を報告するとともに、試作検討を進めているローバを紹介する。

2. 月面ローバに要求される機能・性能

現在検討を行っているローバの月面での概念図を図-1に示す。このローバは、最小限の脚の数で静的に安定して移動できる4足歩行を最大の特徴としている。頭部に CCD カメラ及びセンサを備え、胴体内部にバス機器、及びミッション機器を搭載し、過酷な月面環境からの保護を行なう。また、熱エネルギー源として、胴体上面には太陽電池パネル2枚を装備する他、バッテリーを搭載している。月面探査で想定されるミッション要求とローバシステムに要求される機能・性能を表-1に示す。

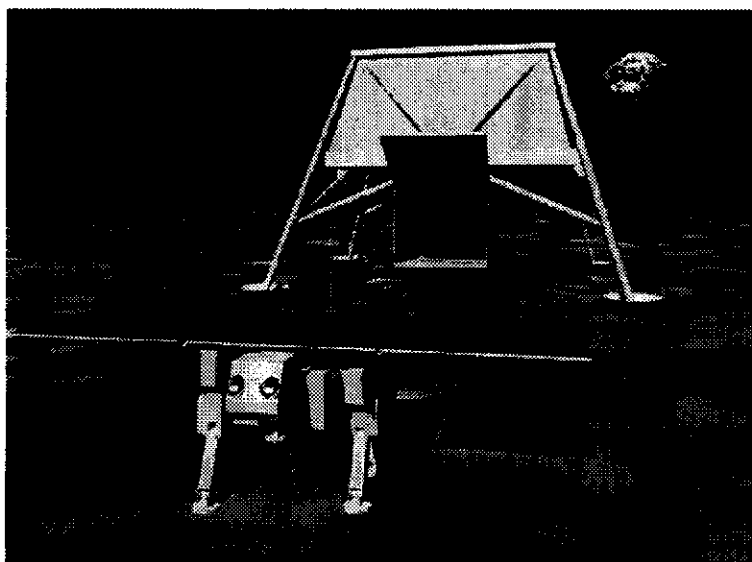


図-1 4つ足ローバ概念図

表-1 月面ローバに対する要求

ミッション要求	システム要求
<ul style="list-style-type: none">● 数十～数百 km の移動が可能なこと。● クレータ、地殻変動部位の探査が可能なこと。● 観測機器、実験装置が搭載できること。● 月面でのサンプル採集、分析ができること。	<ul style="list-style-type: none">● 月面の環境(熱、放射線等)に耐えること。● 小型化が可能な構成とすること。● サイズ：一辺が 600mm 程度● 重量：50kg 以下 (ミッション機器含む)

3. 脚式移動ローバの機能・性能

脚式移動ローバは、以下に示す特徴を有している。

地表支持点の任意選択性

- ◆ 移動のために持ち上げた足を凸凹のない地表面に接地することが可能であり、不整地でもスムーズに移動できる。

障害物の跨ぎ越えが可能

- ◆ 不連続な段差を避けた接地ができる。

接地面圧の低減が可能

- ◆ 重量最小限で足裏面積を大きくできる。
(車輪の幅を広げて接地面積を大きくするより軽くできる。)
- ◆ 最適なテラメカニクスへの対応設計が可能である。

無スリップの方向転換が可能

- ◆ 足首により、方向転換時の足裏と地表面のスリップを抑えることができる。

脚ロックによる安定した足場の構築が可能

- ◆ 月面探査ミッションの確実な遂行ができる。

どこにつこうかな



これら脚式移動ローバの利点を実現するため、脚の胴体取付部（肩部）に2自由度、ひざに1自由度及び足首に2自由度の回転を与えるモータを装備する。モータの数は、ギア等を極力省いたシンプルな機構とするため、各自由度に対して独立に5個装備する。肩部のモータは胴体内に装備し、脚重量の軽減を図ることで歩容の際のモータトルクの低減を狙った設計を行っている。肩部は、前後方向に回転するほか、左右に開く方向にも回転可能である。ひざは前後方向に回転可能であり、ローバをバックさせることもできる。足首は、足底の一部が岩等に接触しても、その不安定な岩を避けるように足底を回転させながら安定した足場の構築が可能な設計を行っている。

現在試作検討を進めている脚式移動ローバの主要諸元、性能を表-2に示す。

高さ600mm程度のローバが乗り越えられる障害物の高さは250mm程度であり、ローバ自信の高さの半分近くにもなり、進路に溝などがあっても200mm程度であればそれを跨いで超えることができる。障害物乗越え時のモータ電力は、脚のロック等に要する電力200Wが必要となるが、平地を移動する際に前進させる脚の駆動電力はローバ全体の重量を分担しないため、10W以下の低電力で十分である。岩場に乗り上げて姿勢を保持する等の特殊な作業を除き、低電力で作動する脚設計が実現可能と考えている。

表-2 脚式移動ローバの主要諸元、性能

主要諸元、性能(設計値)	
サイズ	W800×H615mm×L700mm
重量	29kg(制御装置、電源除く)
構造様式	セミモノコック構造
モータ電力(段差乗越え時)	200W(地上での遊脚駆動は10W/kg程度)
モータトルク	24Nm(2,000rpm)肩部×8個
乗越え可能な障害物	高さ;250mm、前後;200mm
移動速度	90cm/min.
ミッション機器搭載能力	4kg

歩容方式

3本の足があれば、地表面から離れた胴体は静的に安定となる。歩居中、常にこの安定性を確保しながら、さらに1本の自由に動かせる足(遊脚)を前進させる方式(静歩行)を考えている。図-3に静歩行の様子を示す。遊脚である左前足を前進させ、接地後、脚をモータにより電気的にロックさせる。その後、左後足を遊脚として前進させて重心移動を行なう。ローバの基本性能の一つである段差乗り越え及び溝等の跨ぎ超え量は、地表からひざまでの高さ及び歩容時のローバの高さにより決められる。図-3は、地表からひざまでの高さが250mmで、ローバの高さを変えた時の歩幅の違いを示している。90mm程度姿勢を屈めて歩容すると、220mm歩幅が広がることわかる。月面での未知の不整地を地上で想定することは極めて難しいと考えられるが、目前の不整地の状況に応じて地球からの遠隔操作によりローバの歩容姿勢を変えるだけで基本性能を変えられることは確実な探査を行なう上で意義のあることであると考えている。

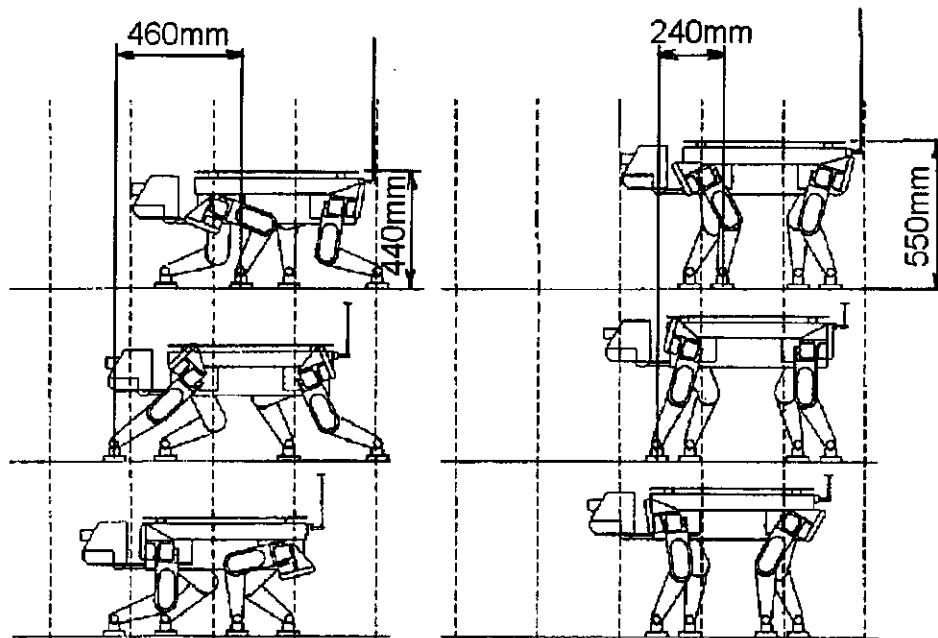


図-3 ローバ高さによる歩幅の違い

また、不連続な段差を乗り越えられることは、月着陸船から探査ミッションを開始する際のローバの出し入れにも有用である。図-4に探査開始方法を示す。月着陸船内の保管部屋に搭載され、月面に到着するまでの間、脚を折りたたみコンパクトな姿勢を保持し機械的に固定しておく。月面に到着後、折りたたまれた脚を伸ばし、保管部屋の床を段差乗り越え可能な高さ(月表面から250mm)まで押し下げることによりローバを月面まで降ろす事が可能となる。この時、斜面を形成する構造が不要となる。

月面での夜間の熱エネルギー対策が重要な課題の一つとして検討されているが、ローバの夜間の保管を月着陸船内の部屋を利用する場合は、ローバをバックさせながら上記と逆の手順で保管することも可能である。

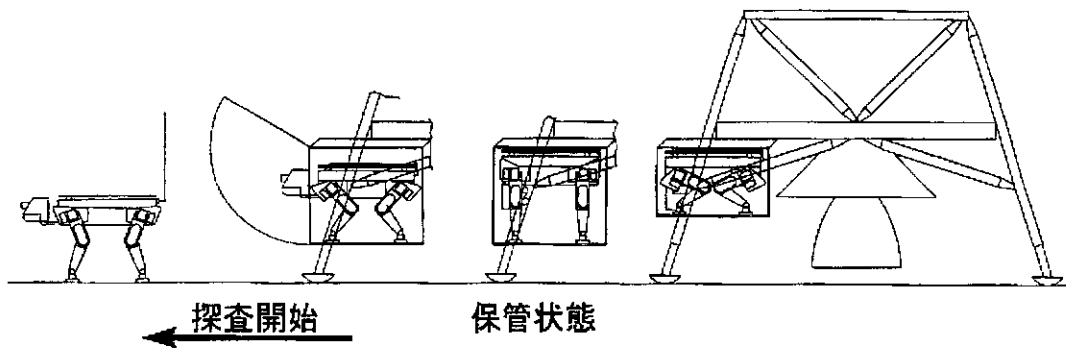


図-4 探査開始方法

4. まとめ

以上、脚式移動ローバの月面探査におけるいくつかの利点を示した。脚式移動方法は車輪に比較して積極的に不整地を踏破できる可能性を有している。今後、試作検討中の脚式移動ローバの試験等を通して、機能・性能を確認するとともに、脚駆動の少電力化にも着目したいと考えている。

クレーター壁探査ミッションに関する一考察

吉田 和哉 (東北大)

大竹 真紀子, 川勝 康弘, 横山 隆明 (NASDA)

1 はじめに

H-IIA ロケットの使用によりわが国の月へのアクセス性は飛躍的に向上することが期待されるが、実際に月面に探査機を軟着陸させての探査ミッションの機会は、非常に限られた貴重なものであることには違いないであろう。月探査ミッションは Science 主導であって工学技術のデモンストレーションの場ではないことは明白であるが、工学技術の裏付けなしには Science を行うことができないこともまた事実である。限られた着陸の機会を最大限に利用した Science を行うためには、従って、Scientific な要求と工学的な実現性のベストマッチが必要である。その際、工学サイドから技術達成度に応じた新たな Science の可能性を指摘・提示してゆくというアプローチも、もっと議論されるべきであろう。

本稿では、ランダーによるピンポイント着陸とローバーによる移動探査という SELENE-2 時点で実現しうるであろう工学的可能性を最大限に駆使した場合、いったいどのような月 Science ミッションを描くことができるのかを明らかにすることを目的として、Conceptual な考察を行う。

2 わずかな移動距離で最大限の情報を得る：クレーター壁探査の科学的意義

よくたとえ話に使われるように、砂漠の中を何 km 移動しても周辺の景色はあまり変わらず、情報量の増分はわずかである。しかし、起伏に富む地形において鉛直方向の変化が加わると、情報量は飛躍的に増大する。特に月面の場合、クレーター近傍は起伏に富み、特にクレーターの外壁には、地下構造の様子を示す層状のパターンが露頭している例が多く確認されている。

従って、非常に限られたチャンスを使って月面に降り立ち、わずかな移動距離で最大限の科学的情報を得るためには、クレーター外周や断層・地溝帯のような崖構造が見られる地域の探査活動が、きわめて有力であるということができよう。

このような着眼は以前よりなされている。例えば、宇宙研では比較的平坦なところを長距離移動する Mother Rover と、クレーター内部や崖などの不整地を移動することのできる 6 脚歩行ロボットである Daughter Rover が協力することにより科学ミッションを行う可能性が研究されている [1]。また、CMU の W. R. Wittaker を中心とするグループでは DANTE という名の 8 脚ロボットを開発し、アラスカおよび南極の活火山の火口を降下するという技術デモンストレーションをおこなっている [2]。

これらの先駆的な研究では、いずれも不整地移動に適しているとの理由から歩行ロボットが用いられているが、着陸重量が限られまた複雑性を極力回避してミッション達成の着実性を重視する宇宙開発においては、歩行ロボットは容易には受け入れられないであろう。

しかし冷静に考えてみると、崖を降りるだけであればテザーで牽引された車輪型のローバーで十分であり、また親子型のアイデアを借りるならば、親が崖上からテザーを引っ張ってあげることにより崖下まで降りていった子を引き上げることも可能である。

このようなテザー連結の、ともに車輪式の 2 両のローバーを用いて科学的探査を行うならば、可能となるであろう Science のポイントを整理すると以下ようになる。

- 壁面の近接観察・サンプルの採集が可能となる。

- クレーター壁に露出している地層構造の組成および層序を観察・分析することにより、地殻の垂直方向の構造および成因を明らかにすることができる。

- また、クレーター壁および内部に存在する断層構造や変成の様子を間近に調査することにより、クレーター生成の際の力学的メカニズムの詳細を明らかにすることができる。

また、狭隘部への下降および回収が容易にできるならば、

- くぼみ、影など通常のローバでは調査が困難な場所への探査が可能となる。

- 例えば、溶岩チューブの内部探査、



図 1: Pytheas の上空写真 [3]

— クレーター底部や亀裂部分での氷探査

など、新たな Scientific な興味を喚起するミッションの可能性も拓けてくるであろう。

3 クレーター崖探査の候補地

文献 [3] には、いくつかの興味深いクレーターの写真が掲載されている。例えば N=20.5 度, E=20.6 度に位置するクレーター Pytheas (直径 20km) では、クレーター壁に明らかに色の異なる地層の断面が露出している様子が撮影されている (図 1)。また、Euler や Bessel などでも興味深い断面構造が存在する様子が撮影されている。

これらは、いずれも直径が 20km 前後の Simple Crater に分類されるクレーターであるが、シンプルであるがゆえに周辺への着陸も容易であり、崖探査の観点からは有力な候補地であるということができよう。

4 崖降りローバーのコンセプト

ここでは、さまざまな工学的制約条件を吟味することにより、ローバーによる Mobility の必要性和崖探査ローバーの基本構成を明らかにしてゆこう。

- SELENE-2 ではピンポイントランディングが技術目標のひとつに掲げられている。従って特定の探査対象地点に対し、かなり高い精度でランダーを着陸させることができるようになる。しかし、ランディングの位置決め精度は 100m のオーダーである可能性が高く、狭隘な谷底やクレーターのエッジぎりぎりに着陸することは従って現実的ではない。安全性を考えると、数 100m 単位で平坦値が続くクレーター外部の平原が着陸候補地となろう。
- 従ってローバーによる Mobility の必然性は、ランダーの着陸地点から、探査を行うターゲット地点ま

で Science 機器を搬送することである。

- 崖を登ることは困難であるが、重力に従って下ることは容易である。従って、壁面 (地質露頭) の探査は、下から登るのではなく、テザーで安全と安定を確保しつつ上から降りるスタイルとすべきである。
- ローバーの移動方式には脚歩行、ホッピング、車輪走行の 3 形態が考えられるが、工学的には車輪走行がもっとも現実的である。
- 着地点から探査点への移動を行うローバーと崖を降りてゆくローバーは分割式とすべきである。崖上でテザー確保を行うローバーを Main Module、崖下に降りてゆくローバーを Science Module と名付けることにする。Main Module は仮に Science Module が失われたとしても自力で生存・移動を行うに足る能力・機能を有しているものとする。
- 着地点から探査点への移動に際しては、Main Module が Science Module を背負い込む方式は不利である。ふたつの module を連結し一体化した状態で双方の走行能力を加算した状態で走行すべきである。
- 2 両をつなぐ連結機構を工夫することにより、全体で Bogie-Bogie の軸配置とすることが可能である。これにより 2 両連結時の不整地走破能力を高めることができ、特に砂地の傾斜地を登る際のスタック防止およびスタックの脱出に高い効果が期待できる。
- Science Module には科学的観測機器、分析装置、およびロボットアームを搭載する。ロボットアームはサンプルの採集に有用であるばかりでなく、崖降り中に遭遇する障害物 (岩角などの突起) を避けたり乗り越えたりする際にも有用である。
- テザードラムは Science Module 側に搭載する。テザーを繰り出しながら降りてゆくことにより、テザーが地面や岩にこすられる心配を回避できる。

以上の諸条件を満たすローバーの構成図を図 2, 3 に示す。

このようなローバーを使つての崖探査について、二つのミッションシナリオを示す。

- Simple Crater の崖探査：
これは前項に例示した例えば Pytheas のクレーター外壁を探査するシナリオである (図 4)。
- Complex Crater における氷探査：
これは、氷の存在が指摘されている極域において、大クレーターの中に存在するマイクロクレーターや亀裂の内部など永久影になっている部分において、氷の探査を行うシナリオである (図 5)。

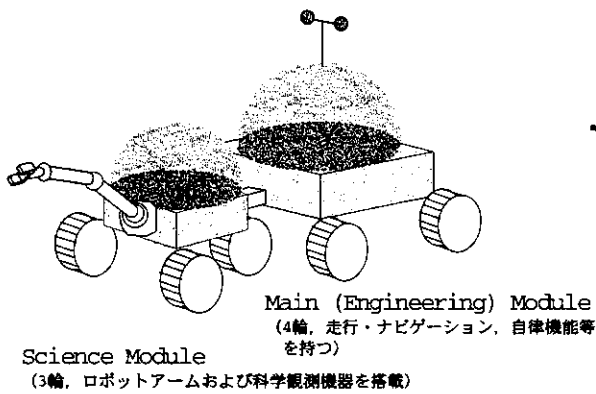
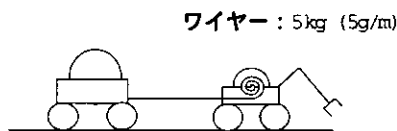


図 2: 崖降りローバーのコンセプト



- | | |
|------------------------------|---------------------------------|
| <u>Main Module (20~30kg)</u> | <u>Science Module (10kg)</u> |
| ¥4輪走行系 (サスペンションステアリング有) | ¥3輪走行系 (1自由度ステアリング) |
| ¥主電源系
太陽電池, 二次電池 | ¥ロボットアーム |
| ¥主通信系 | ¥科学観測・分析器 |
| ¥主制御系 | ¥副電源系 (不足電力はM.M.より牽引索を通して供給される) |
| ¥連結機構
(夜間ハウスキーピング対策要) | ¥副通信系 (M.M.との通信モデム) |
| | ¥副制御系 |
| | ¥連結機構・ワイヤウインチ |

図 3: 崖降りローバーのシステム構成

5 Simple Crater に対する Parametric Study

Luner Sourcebook [4] には, クレーター形状に関する統計的データと推定式が示されている. ここでは, Simple Crater の形状について平均的な姿を計算してみよう.

Diameter	1,000	10,000	[m]
Depth	196	2,000	
Rim height	36	372	
Rim width	257	2,640	
Floor diameter	30	1,800	
平均斜度			
Rim 外部	8	8	[deg]
Rim 内部	22	26	

直径が 1km であっても 10km であっても Rim 外部の平均斜度は約 8 度である. よって, ランダー着地点から降下開始点への移動に関してはおよそ 10 度程度の登坂能力を備えていればよいと考えられる. また, Rim 内部の傾斜については平均斜度は 20~30 度であるが, 図

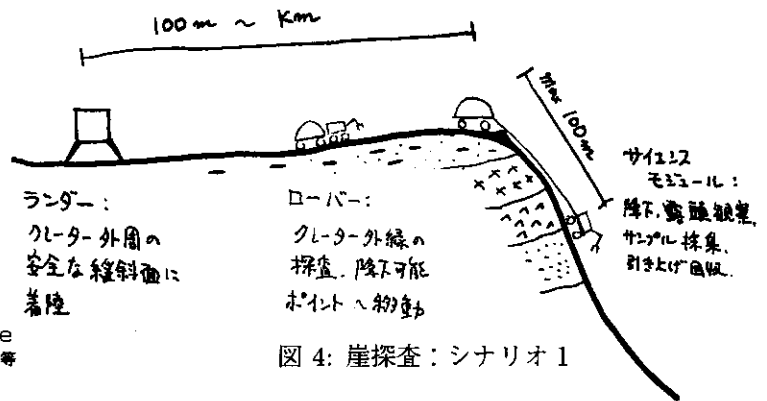


図 4: 崖探査: シナリオ 1

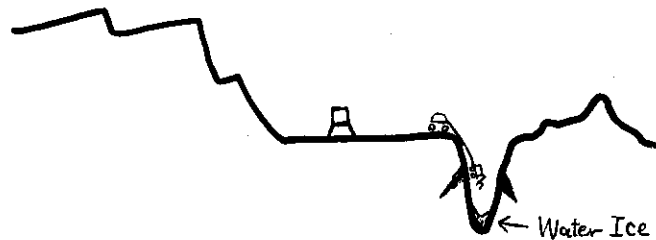


図 5: 崖探査: シナリオ 2

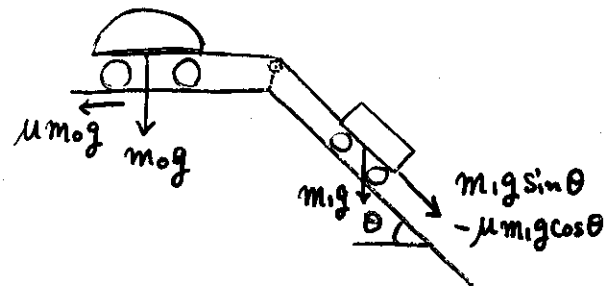


図 6: 牽引の力学モデル

1 等のクレーター写真を見る限りにおいては, 降りはじめの部分の斜度はもっと大きいと思われる.

6 牽引の力学

図 6 のような牽引状態において, 崖の上にいる Main Module が引きずり落ちない条件は

$$\mu m_0 g \geq m_1 g \sin \theta$$

である.

いま, Main Module の質量を $m_0 = 30$ [kg], Science Module の質量を $m_1 = 15$ [kg] とし, Main Module が月面に接地している際の摩擦係数 μ と, 許容される最大傾斜角 θ_{max} の関係を表にすると以下ようになる.

μ	θ_{max} [deg]
0.2	23.6
0.3	36.9
0.4	53.1
0.5	90.0

静止摩擦係数が0.2~0.5程度であるという設定は、きわめて妥当な仮定であろう。摩擦係数が0.2あれば、クレーター内部の平均斜度に対してずり落ちることはないであろう。また、摩擦係数が0.5もあれば、Science Module を鉛直につり下げることが原則的には可能である。

7 あとがき

本稿ではクレーター壁探査について、主ローバー (Main Module) が副ローバー (Science Module) をワイヤー牽引する方式について考察した。

SELENE-2 に想定される工学的制約条件の中で、科学的に意義があり、実現可能性のあるミッションシナリオを検討した。

ローバーを、生き延びるための機能 (Main Module) と科学的探査のための機能 (Science Module) に分割して設計するコンセプトを示した。

クレーターの形状と牽引の力学について初歩的検討を行った。

2両ローバーの考え方は、崖の昇降だけでなく、平原走行中のスタック脱出にも有効な考え方である。

参考文献

- [1] 中谷, 久保田, 吉岡: 月・惑星探査ローバ, 日本ロボット学会誌, Vol.14, No.7, pp.940-943, 1996.
- [2] <http://img.arc.nasa.gov/dante/dante.html>
- [3] Apollo Over the Moon: A view from Orbit, Eds. Harold Masursky et al. 1987
- [4] Lunar Sourcebook, a User's Guide to the Moon, Eds. by G. H. Heiken, D. T. Vaniman, and B. M. French, Cambridge University Press, 1991.

月極地氷直接探査ローバの開発の重要性

河島信樹（近畿大学理工学部）

Importance of the Development of a Rover to Confirm directly the Presence of Ice on the Lunar Polar Surface

Nobuki Kawashima (Kinki University)

ABSTRACT

The development of the planning of Lunar Exploration in Japan is reviewed and it is emphasized that for the near future human activity in space, the presence of ice on the lunar surface is very important. The discovery of ice by the Lunar Prospector is a good news but still it is indirect. We need to develop a rover to confirm directly the presence of ice on the bottom of a lunar crater to show clearly how and how much it exists.

1. 我が国の月探査計画の流れ

月の氷の探査の重要性を議論する上で、日本の月探査計画の流れを振り返っておくことは、非常に教訓的である。

アポロ以降、世界的に月から関心がなくなったなかで、我が国では、宇宙開発事業団が、小規模に検討を続けてきた。しかし、それは、機関としてミッションまでをにらんでの検討ではなかった。したがって、担当者が、「月は、ホームワークでやれ」と上司にいわれたとなげいているのを聞いたことがある。

月に機関として本格的に取り組んだのは、宇宙科学研究所である。

1985年から約2年にわたってミッション策定の作業が行われ、当時日本に全く研究者のいなかった飛翔体を用いた月惑星グループを立ち上げるためのまとめ役として私が担当した。それが、宇宙科学研究所に月惑星研究部門が整備され、LUNAR-Aに結実した。

2. 「月面基地と月資源開発」研究会

この宇宙研の月科学探査のとりまとめをして感じたことは、科学探査でアポロを超えることがいかに難しいかということであった。

月は、もっと別の発展の可能性がないのだろうかと模索しているなかで出てきたのが、**核融合炉**の話題であった。クリーンな核融合炉の燃料として、地球にはない「ヘリウム-3」が月に大量にあることは、大いに魅力的であった。これが、月開発の救世主になるのではないかと期待した。

丁度バブルの頂点で、どこの企業も宇宙開発に大いに触手を伸ばした頃である。この機運に支えられて、1988-90年に（財）未来工学研究所が、故大林辰蔵宇宙科学研究所教授を主査に、**核融合炉**（主査：大林辰蔵）を行った[1]。

この研究会は、200人を越す研究者・技術者が参加したこれまでにない大規模な研究会で、日本の月開発検討の集大成をしたといえる。当時の斉藤成文宇宙開発委員長代理がこの研究会を「本来 官がやるべきことを民間の力でこれだけのものやってくれる」と評価された。

3. 「30年かけて無人で有人活動のできる基地を建設する」から CELENE-1へ

1991年以降、この研究会は、月惑星協会として規模は小さいながら継続され、代表幹事が斉藤成文 => 野村民也（敬称略）として現在に至っている。この月惑星協会に1995年当時の秋葉宇宙科学研究所所長が個人としての提案として、

「30年かけて無人で有人活動のできる基地を建設する」

という構想が持出された。月惑星協会は、そのまへの研究会の成果を基盤にして、丁度宇宙開発大綱の改訂に向けて作業していた長期ビジョン懇談会へ月開発計画を提案した。この提案が1996年に出された宇宙開発大綱の柱の一つに月探査が取り上げられた大きな力になっており、その第一歩が現在進行している CELENE-1 である。

4. 月惑星協会と月氷探査ローバのシステム検討

一方月惑星協会では、次の検討課題を何にするか？ を模索していた。

Apollo 計画の成果を越えるものは？ という問いに対して、ヘリウム-3の存在は、確かに大きかったが、地上での核融合エネルギー開発の難しさから、すぐにそれを資源として利用することが当面の月開発に目的にはなりえなかった。

ときあたかも ベルリンの壁の崩壊(1989)、ソ連の解体(1991)、東西緊張の解消と世界に情勢が大きく変化したのに伴って、NASAの宇宙開発は大きく変貌を迫られた。

宇宙は何のために？

を厳しく問われたのである。

しかし、日本では、宇宙開発事業団、宇宙科学研究所での順調な宇宙開発に支えられて、このような議論は当時はされなかった。

私は、その点では非常に不満であったが、月惑星協会の活動のなかで、なにか宇宙開発の流れを変えるインパクトの大きなテーマを探した。

そこに登場したのが、

月面の氷の存在？

であった。



第1図 月極地氷直接探査ローバ：月の極地の氷の存在すると考えられクレータの縁（全日照）に母船を置き、そこからレーザーでエネルギーを全日陰で動くローバへ伝送する

丁度 NASA で Lunar Prospector がスタートする頃で、月面の氷の存在は、相当のインパクトをもつ成果になると確信した。

1994-96年にかけて、月惑星協会で、Lunar Prospectorの成果を予想し、それに続く mission の System Study 「小型ローバによる月極地方氷探査ミッション」を行った。Lunar Prospector の成果はあくまで間接的で、現場にいて直接確認探査をすべきであることを主張したものであった。また、そのローバを駆動するのに、レーザーを用いてエネルギー伝送をする方式を提案した。

Lunar Prospector が氷の存在を発表した一年前の97年3月にまとめて

報告書「小型ローバを用いた月氷直接探査」[2]

を出したが、反応は冷やかであった。

5. 月氷探査ローバ小型モデルの作成と Lunar Prospector の氷発見

近畿大学へ移って、さらに、小型ローバ・モデルの製作を行った。目的は、一つは、その重要性を分かりやすく示すための Demonstration であり、もう一つは、Laser Energy 伝送の活用でローバが確かに駆動できることを実証するためのものであった[3]。

丁度これが、ほぼ完成した1998年3月 Lunar Prospector が氷を(間接的に)発見したと報じられ話題になり[4]、氷直接探査のローバの開発の重要性の主張に対しては、関西では相当の反応があったが、宇宙開発が東京中心で行われているために、ローカルに止まっている。



第2図 月極地氷直接探査ローバのシステム・モデル
20Wの半導体レーザーでエネルギーを伝送

6. ポスト・宇宙ステーションと氷の存在の重要性

これからの日本の月探査・開発を考える際に、まず背景として指摘しておかなければならないものは、最近の NASDA と宇宙研の宇宙開発におけるいくつかの不具合や難航しているものが目につくことである。宇宙開発には、まだ当分不具合や難航すること多々あるという宿命を背負っている。これから考えるミッションは、それに打ち勝つイン

パクトの強い目的をもったものでなければならない。

Apollo 計画の延長やその改良的なミッションでは弱い。その意味で、これまで主役を演じてきた月の科学探査がこれからもなお月探査を背負っていくとは考えられない。

一方、月を基盤にした天文学を考えると、それはあくまで、有人活動があって成り立つ。その意味からは、これからの月開発で有人活動を抜きには考えられない。

いま、宇宙の有人活動では、宇宙ステーションの建設が始まっている。そして、10年もすれば、ポスト・宇宙ステーションの時代にはいる。そのときの選択として、宇宙ステーションをさらに大きくするか、月面かの議論は、必ずでてくる。

前者の宇宙ステーションをさらに発展させることについては、現在の宇宙ステーションをいかに活用するかが大きな課題として残ったままでスタートしているいきさつがある。多くの観測を主体として宇宙科学分野はそっぽを向き、一方看板の無重量環境の利用も、有人活動があることもあり、必要とするマイクロ-gの環境は得られないのがネックになって活発とはいえない。すぐに、宇宙工場に発展できるとはとても考えられない。

結局

「宇宙に有人活動の拠点をつくる」

ことがその目的になっているが、それだけでは、先への発展はない。

宇宙で人類が活動する本当の目的はなにかということになるが、これは、現状では**火星有人探査**を照準に置いたものでしかない。

火星有人探査は、21世紀の人類の科学技術の発展に課せられた大きな課題である。現在行われている宇宙開発はその足がかりとしてとらえるべきであろう。

そう考えたときに、人類の宇宙活動の拠点として月面の開発は、天文台、月面観光、科学探査などをもち、宇宙ステーションの拡充にひけをとらない。

そこに 月で氷がある ことがはっきりすれば、月面開発は、一気に優位に立つ。月の氷の存在は、これから宇宙開発の方向を決める重要なものである。

7. 月面開発を照準にした CELENE-2 を !

Lunar Prospector のデータは確かにきれいではある。しかし、やはり、それは間接的な証拠である。実際にその場所に行って確認する： これは是非必要である。また、Lunar Prospector のデータからは、氷があるとしてもどのような形で、また、どれくらいの量があるのかがはっきりしない。これを知るとは、すでに述べたように月面開発が実現するかどうかにとって大変重要である。

なお、月に氷があることは、さらに、地球では不可能、月にしかないもの すなわち自然に得られる恒常的な -200 度の世界があることになる。この活用については、**「地球生物・環境のタイムカプセル保管場所」**(本シンポジウム講演(江藤剛治)参照)が要求する -150°C 以下の世界があることを意味し、月面の新しい利用法がひらけてくる[5]。

その意味で、ローバによる氷直接確認探査は、CELENE-2 の一つの大きな柱になるべきである。

そして、日本の宇宙開発の全国的な盛り上がりを計るために、「地球生物・環境のタ

イムカプセル保管場所」開発と呼応して、関西に月面開発活動の拠点づくりの足がかりとしたい。

参考文献

- [1]月面基地と月資源利用の研究会報告集（未来工学研究所 1991）
- [2]小型ローバによる月極地氷直接探査（月惑星協会 1997）
- [3]武田和也、河島信樹：半導体レーザーを用いた月極地氷探査ローバのエネルギー伝送システムモデル開発、宇宙エネルギーシンポジウム（宇宙科学研究所 1999）
- [4]W.C.Feldman et al : Fluxes of Fast nad Epithermal Neutrons from Lunar Prospector: Evidence for Water Ice at the Lunar Poles Science 281 1496-1500
- [5]江藤剛也、河島信樹 : 本シンポジウム講演