

「月惑星探査来る十年」第三段階の総括 Summay of the third stage of Next Decade Initiatives for Lunar Planetary Explorations

渡邊 誠一郎^{1*}
WATANABE, Sei-ichiro^{1*}

¹ 名古屋大学大学院環境学研究科
¹Dept. of Environmental Studies, Nagoya University

「月惑星探査来る10年」の検討活動は、第三段階の最終工程にある。講演では、第三段階の主旨と経緯を報告する。これまで、中大型/小型ミッション、あるいは海外ミッションへの参加などの多様な形態の計画を配置した中期ビジョン（今後20年程度）の立案と、そのビジョンの中核となる次期フラグシップ・ミッションの具体化、さらにそれに向けて惑星科学コミュニティが一丸となる態勢の構築をめざして検討が進められてきた。検討の過程で、(1) その場年代計測装置による月惑星年代学探査、(2) 火星着陸機・ローバー生命探査を主とする複合科学探査計画、(3) ソーラー電力セイル探査機によるトロヤ群小惑星および宇宙赤外背景放射観測の3つがフラグシップ・ミッション候補として提案された。これら3つのミッション提案は、それぞれ、既存のプリプロジェクトもしくはワーキンググループ段階にある月着陸探査機 SELENE-2 計画、火星着陸探査機 MELOS 計画、およびソーラー電力セイル計画と密接な関係があり、それらとの関係を整理することが第三段階委員より求められた。その結果、(1) については SELENE-2 とは連携するものの独立な提案とされたが、(2) と (3) については既存のワーキンググループの提案と同じものとされた。この3つの提案のミッション・コンセプト案が提出され、第三段階委員との間で何回かのやりとりを行いながらそのポリッシュアップが続けられている。講演ではこうした第三段階の経緯と評価について紹介したい。

2013年9月に宇宙科学研究所により宇宙科学ロードマップが作成され、宇宙政策委員会です承された。ロードマップでは、日本の宇宙科学が取り組むべき課題として、(1) 宇宙・物質・空間は何故できたのかの解明、(2) 太陽系と生命はどのように生まれて来たかの解明、(3) 探査機、輸送システム等の宇宙工学技術の先導および革新、の3つが挙げられたが、特に後者2つは月惑星探査に強く関わる。具体的な進め方としては、イプシロンロケット高度化等を活用した低コスト高頻度なミッションを実現すべく、探査機の小型化・高度化技術等に取り組むとし、太陽系探査科学分野では、「最初の10年間を機動性の高い小型ミッションによる工学課題克服・技術獲得と先鋭化したミッション目的を立て、10年後以降の大型ミッションによる本格探査に備える」としている。

この宇宙科学ロードマップにおける月惑星探査の進め方は、月惑星探査来る10年が目指す中型クラスのフラグシップ・ミッションとは一見相容れないもののように見える。しかし、限られた宇宙科学予算の中で月惑星探査を進めていくには思い切った探査機の軽量化とユニークでコンパクトな搭載機器の開発が不可欠である。目的を先鋭化させた小型ミッションをうまく活用して技術開発や軽量化を進め、10年後以降のフラグシップ・ミッションにつなげるという戦略を採ることで、月惑星探査来る10年での検討を具体化させていくことができるはずである。講演では、こうした点についても議論したい。

キーワード: 惑星科学, 太陽系探査, 将来計画
Keywords: planetary science, Solar System exploration, Future missions

地球電磁気圏飛翔体探査計画の検討 A status report of future geospace satellite projects

三好 由純^{1*}; 寺田 直樹²; 藤本 正樹³
MIYOSHI, Yoshizumi^{1*}; TERADA, Naoki²; FUJIMOTO, Masaki³

¹ 名古屋大学太陽地球環境研究所, ² 東北大学大学院理学研究科, ³ 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所
¹STEL, Nagoya University, ²Graduate School of Science, Tohoku University, ³ISAS/JAXA

In this presentation, we report several plans for future geospace exploration projects including magnetosphere and ionosphere, and discuss a possible roadmap for the future mission.

キーワード: 将来計画, 太陽地球系科学, 地球電磁気圏探査
Keywords: future mission, solar-terrestrial physics, geospace exploration

MELOS1 火星着陸生命探査計画 MELOS1 Mars Exploration for Life-Organism Search

佐藤 毅彦^{1*}; 久保田 孝¹; 藤田 和央¹; 山岸 明彦²; 宮本 英昭³; はしもと じょーじ⁴; 千秋 博紀⁵; 白井 寛裕⁶; 小松 吾郎⁷; 出村 裕英⁸; 石上 玄也⁹; 尾川 順子¹; 岡田 達明¹
SATO, Takehiko^{1*}; KUBOTA, Takashi¹; FUJITA, Kazuhisa¹; YAMAGISHI, Akihiko²; MIYAMOTO, Hideaki³; HASHIMOTO, George⁴; SENSU, Hiroki⁵; USUI, Tomohiro⁶; KOMATSU, Goro⁷; DEMURA, Hirohide⁸; ISHIGAMI, Genya⁹; OGAWA, Naoko¹; OKADA, Tatsuaki¹

¹ 宇宙航空研究開発機構, ² 東京薬科大学, ³ 東京大学, ⁴ 岡山大学, ⁵ 千葉工業大学, ⁶ 東京工業大学, ⁷ ダヌンツィオ大学, ⁸ 会津大学, ⁹ 慶應義塾大学

¹Japan Aerospace Exploration Agency, ²Tokyo University of Pharmacy and Life Sciences, ³University of Tokyo, ⁴Okayama University, ⁵Chiba Institute of Technology, ⁶Tokyo Institute of Technology, ⁷Universita' d'Annunzio, ⁸Aizu University, ⁹Keio University

火星探査は理学的価値、工学的価値、そして探査としての価値をほぼ等分にもつ点でユニークであり、人類のフロンティアを拡大してゆく上で重要なマイルストーンである。本講演は「来たる10年」のミッションコンセプトとしてのものであるから、理学的価値を中心に工学的価値をも含めて議論する。MELOS1は火星生命の直接検出を目指し、着陸機(ローバー) + クルーズステージという簡潔な構成でチャレンジを行うものである。Curiosityの成功で息を吹き返した米国の火星探査があり、欧露のExoMarsミッションがあり、われわれが目指す2020年代に外国の周回機が火星を回っていて通信リレーを頼れるとする仮定は、無理なことではない。

ローバーは60kg級で、それに生命探査顕微鏡と環境調査のための気象測器搭載するというのがベースラインである。生命探査顕微鏡については別講演で詳しく述べられるはずであるが、地球の実験室で実施する「最も感度の高い」手法、すなわち細胞を染色し励起光を当てて蛍光を顕微鏡観察する。これにより、バイキング着陸船の実験より3桁高い感度の生命検出実験を行う計画である。地球外生命をもし見つけることができれば、それは科学史上最大の発見となり得るだろう。広大で変化に富む火星地表、これまで7回の着陸は類似した環境の地点であり、得られた火星生命可能性に関する知見はごく限定的といえる。流水地形やメタン放出の疑われる泥火山地形など、生命発見に最も高効率と考えられる場所は、前人未踏の探査対象であり、高精度着陸、新型生命検出装置を備え、こうした場所に降り立っての生命探査を世界に先駆けて行う。本講演では検討の進捗状況を報告するとともに、日本の将来計画の中における火星着陸探査の位置づけなど、広い視野をもった議論を行いたい。

キーワード: 火星, 探査, 着陸, 生命, ローバー

Keywords: Mars, exploration, landing, life, rover

その場年代計測装置による月惑星年代学探査 Lunar chronological mission based on the in-situ geochronology instruments

諸田 智克^{1*}; 杉田 精司²; 長 勇一郎²; 三浦 弥生²; 渡邊 誠一郎¹; 大竹 真紀子³; 小林 直樹³; 唐牛 讓³; 古本 宗充¹; 本田 親寿⁴; 杉原 孝充⁵; 石原 吉明³; 石橋 高⁶; 荒井 朋子⁶; 武田 弘²; 寺田 健太郎⁷; 鎌田 俊一⁸; 佐伯 和人⁷; 小林 進悟⁹; 亀田 真吾¹⁰; 吉岡 和夫³; 岡崎 隆司¹¹; 並木 則行⁶; 小林 正規⁶; 大野 宗祐⁶; 千秋 博紀⁶; 和田 浩二⁶; 橘 省吾⁸; 田中 智³; 向井 利典³
MOROTA, Tomokatsu^{1*}; SUGITA, Seiji²; CHO, Yuichiro²; MIURA, Yayoi N.²; WATANABE, Sei-ichiro¹; OHTAKE, Makiko³; KOBAYASHI, Naoki³; KAROUJI, Yuzuru³; FURUMOTO, Muneyoshi¹; HONDA, Chikatoshi⁴; SUGIHARA, Takamitsu⁵; ISHIHARA, Yoshiaki³; ISHIBASHI, Ko⁶; ARAI, Tomoko⁶; TAKEDA, Hiroshi²; TERADA, Kentaro⁷; KAMATA, Shunichi⁸; SAIKI, Kazuto⁷; KOBAYASHI, Shingo⁹; KAMEDA, Shingo¹⁰; YOSHIOKA, Kazuo³; OKAZAKI, Ryuji¹¹; NAMIKI, Noriyuki⁶; KOBAYASHI, Masanori⁶; OHNO, Sohshuke⁶; SENSHU, Hiroki⁶; WADA, Koji⁶; TACHIBANA, Shogo⁸; TANAKA, Satoshi³; MUKAI, Toshifumi³

¹名古屋大, ²東京大, ³宇宙航空研究開発機構, ⁴会津大, ⁵海洋研究開発機構, ⁶千葉工大, ⁷大阪大, ⁸北海道大, ⁹放医研, ¹⁰立教大, ¹¹九州大

¹Nagoya Univ., ²Univ. Tokyo, ³JAXA, ⁴University of Aizu, ⁵JAMSTEC, ⁶Chiba Institute of Technology, ⁷Osaka Univ., ⁸Hokkaido Univ., ⁹NIRS, ¹⁰Rikyo Univ., ¹¹Kyushu Univ.

日本における今後の月惑星探査を力強く推進するためには、一連の探査計画において共通の柱となる理学目標の設定が必須であることは言うまでもない。惑星科学が目指す一つのゴールは、太陽系で起こったとされる様々なイベントの有無と相互の因果関係を解明し、太陽系形成から現在に至る歴史を滑らかにつなぐことである。このような観点から我々は月惑星年代学を柱として、太陽系進化史の解明を目指したその場年代測定装置を用いた探査計画を提案する。

本提案は月面着陸によるその場年代測定にもとづいて月面クレータ記録に絶対的時間軸を入れることにより、太陽系内側の天体衝突史を復元するものである。現状、岩石試料の欠落のために39億年前以前と過去30億年間の天体衝突史が不確定であるが、本提案では下記の太陽系力学進化に関する問題の解明の重要性と国外ミッションとの競合性・相補性を考慮し、特に過去30億年の天体衝突史の復元を対象とする。

(A) 月の熱的進化史の復元による月形成モデルの検証

月は地球型惑星形成の最終段階に生じたとされる「巨大衝突」の実体に迫りうる唯一無二の天体である。巨大衝突仮説の予測によると月は全溶融から始まったとされる。その場合、高温の初期状態はその後の熱進化を大きく左右し、月は20億年以上もの長期間、マントル溶融域を保持できたと考えられる。一方で、クレータ年代学で決定された月のマグマ噴出年代から見積もられるマントル溶融域の保持期間は、クレータ年代学のモデルに大きく依存し、衝突率一定モデルでは約25億年もの間保持されていたことになり、月が高温でつくられたことを強く示唆するが、衝突率減少モデルに従うと15億年程度であり、初期の高温状態を必要としない。本提案では、衝突史の復元によってクレータ年代学の高精度化を達成し、マントル溶融域が長期間保持されたかを検証することで、月の初期温度状態を決定する。

(B) 小天体のサイズ分布進化の復元

惑星から現在の太陽系小天体への力学進化は、巨大惑星の形成と大移動の歴史を知る上での鍵であり、太陽系形成から現在の太陽系構造へとつながる第一級の重要問題である。小天体の力学進化過程を探る上で重要な情報は小天体のサイズ分布である。メインベルト天体の観測から100?1000kmサイズの天体数が卓越している事が知られているが、これがもともとの微惑星形成時の特徴的なサイズを反映しているものか、現在の太陽系小天体が経験している衝突カスケードによる副産物であるのかはよく分かっていない。本提案では月表面に見られる太陽系天体衝突の時間変化から小天体質量の減少速度を初めて観測的に定量化し、衝突破壊強度などの基礎量をおさえることで、衝突カスケードが100kmサイズ天体の分布まで影響しているかを評価し、小天体のサイズ分布の問題に決着をつける。

更に本探査で獲得されるその場年代決定技術や試料選別のスキーム、月面移動地質調査技術の経験は、将来の月面サンプルリターン計画や火星探査計画に継承されるものである。

キーワード: 月惑星探査, 月, 年代学, クレータ, K-Ar 年代測定

Keywords: Lunar and Planetary explorations, Moon, chronology, crater, K-Ar dating

月着陸探査におけるその場K-Ar年代計測の可能性: 月試料からの示唆 Applicability of a laser-ablation in-situ K-Ar dating method on the Moon: insights from lunar samples

長 勇一郎^{1*}; 三浦 弥生²; 諸田 智克³; 杉田 精司⁴

CHO, Yuichiro^{1*}; MIURA, Yayoi N.²; MOROTA, Tomokatsu³; SUGITA, Seiji⁴

¹ 東京大学地球惑星科学専攻, ² 東京大学地震研究所, ³ 名古屋大学, ⁴ 東京大学複雑理工学専攻

¹Department of Earth and Planetary Science, University of Tokyo, ²Earthquake Research Institute, University of Tokyo, ³Nagoya University, ⁴Department of Complexity Science and Engineering, University of Tokyo

We have been developing an in-situ K-Ar isochron dating method for future landing missions. Potassium-argon ages are measured with the combination of laser-induced breakdown spectroscopy (LIBS) and mass spectrometry using a quadrupole mass spectrometer (QMS). In our previous studies, we reported that isochron ages for gneiss samples with 30% accuracy and 10-20% precision.

However, such experimental results using test samples do not guarantee the applicability of our LIBS-QMS isochron method for actual rock samples on planetary surfaces. Depending on geologic units, the types of rocks and K concentration vary greatly on planetary surfaces.

Thus, we assess the capability of our in-situ K-Ar dating method taking the petrologic properties including K abundance and possible age range of the lunar surfaces into account. First, we examined the global maps of K obtained with the Gamma Ray Spectrometers onboard remote sensing satellites. We found that the concentrations of K and Ar of KREEPy materials are well above the detection limits of our LIBS-QMS approach. Then, the elemental compositions and textures of KREEP basalt were investigated. We found that Si-rich glasses contained in mesostasis are measurable with K-Ar dating on the Moon because of the high K concentration (~7 wt%), while other minerals (i.e., pyroxene, olivine, and plagioclase) contain virtually no K. Since the textures of these samples were heterogeneous at the scale of laser spot (~500 microns), the "isochron" ages would be obtained by measuring the different portions containing K-bearing phases in various ratios.

The major problem concerning in-situ K-Ar dating is partial ⁴⁰Ar loss due to thermal events after crystallization. This suggests that K-Ar dating only yields the lower limit for the real crystallization age. Furthermore, brecciation by impacts and contamination by solar wind will inhibit accurate in-situ dating. In order to avoid such problems and obtain meaningful age data by in-situ dating, we aim to measure fresh impact melt rocks exposed by a very recent (tens of Ma) impact on the Aristillus crater floor.

Finally, we evaluated how our method can constrain the absolute chronology models of the Moon and Mars based on the precisions of age measurements achieved by this study. For example, the absolute age of impact melt rocks in Aristillus crater, whose ages correspond to the "missing ages" of the current lunar crater chronology model (i.e., between 3.0 Ga and 0.1 Ga), would be measured with ~20% precision when the K concentration of the glass in KREEP basalt is assumed. Then, our method would be able to discriminate the constant flux model [Neukum, 1983] and the decreasing flux model [Hartmann et al., 2007]. The implications of in-situ dating in Aristillus crater include refining the crater chronology model, determining the age of the youngest mare basalts, and understanding the dynamical evolution of the asteroids in the last three billion years.

キーワード: その場年代計測, K-Ar 法, 月試料, 来る 10 年

ソーラー電力セイルによる木星トロヤ群小惑星探査 Exploration of Jovian Trojan asteroids by Solar Power Sail

中村 良介¹; 関根 康人^{2*}; 松浦 周二³; 矢野 創³; 森 治³; ソーラーセイル ワーキンググループ³
NAKAMURA, Ryosuke¹; SEKINE, Yasuhito^{2*}; MATSUURA, Shuji³; YANO, Hajime³; MORI, Osamu³; SOLAR SAIL,
Working group³

¹ 産業技術総合研究所, ² 東京大学, ³ 宇宙航空研究開発機構

¹ AIST, ² Universit of Tokyo, ³ JAXA

原始太陽系円盤を構成していた初期物質を探るためには、惑星形成時の熱変成の影響を免れた小惑星・彗星・惑星間塵といった小天体の研究が不可欠である。なかでも木星のラグランジュ点付近に存在するトロヤ群小惑星は、小惑星と彗星の間をつなぐ天体であり、原始太陽系円盤の物質分布や微惑星の成長・移動プロセスを調べる上で重要なターゲットである。本稿では、日本が世界に先駆けて実証したソーラー電力セイル技術を用いたトロヤ群小惑星探査ミッションを提案する。この探査は(1)トロヤ群小惑星の詳細な物質組成や熱史・衝突史を調べることで、その起源と進化を明らかにする(2)惑星間塵の空間分布を測定することで、彗星・小惑星からの生成率や軌道進化に関する理解を深め、その結果を他の惑星系に応用する(2)惑星間塵の影響の少ない小惑星帯以遠からの宇宙赤外線背景放射観測によって、宇宙初期に形成された第一世代の星を調べる、という科学目標をあわせ持つ、惑星科学・天文学・宇宙工学の融合ミッションである。ミッション検討の進行に伴い、ターゲット候補となる天体が理学・工学双方の観点から絞り込まれてきた。こうした候補天体の特性を明らかにするための地上観測や、搭載機器についての検討進捗を報告する。

キーワード: 木星, トロヤ群, 小惑星, 探査, ソーラーセイル

Keywords: Jupiter, Trojan, asteroids, exploration, Solar Sail

惑星科学会における小型惑星探査計画の検討状況 Current status of mission study for small scale planetary exploration in JSPS

荒川 政彦^{1*}
ARAKAWA, Masahiko^{1*}

¹ 神戸大学大学院理学研究科
¹ Graduate School of Science, Kobe University

昨年夏のイプシロンロケット1号機の打ち上げ成功を受けて、今後、このロケットを用いた小型衛星の打ち上げと宇宙科学の推進が期待されている。日本惑星科学会では、これまで「月惑星探査の来る10年」の活動を通して今後のフラッグシップ探査ミッションの立案を目指してきたが、この中・大型ミッションに加えて、イプシロンロケットを用いた小型の惑星探査ミッションも視野に入れた活動も必要となってきた。惑星科学会の将来計画専門委員会（委員長：荒川政彦）では、昨年夏に副会長からの要請を受け、小型惑星探査ミッションのあるべき姿とその具体例について小型惑星探査WGの中で意見交換を行ってきた。その議論のまとめは、<https://www.wakusei.jp/~shourai/wiki/epsilon/>にあるので、興味のある方はご覧頂きたい。一方、昨年9月に出されたJAXAの宇宙科学ロードマップでは、惑星科学会に関連深い太陽系科学探査は、次のように位置づけられることになった：「太陽系探査科学分野は、最初の約10年を機動性の高い小型ミッションによる工学課題克服・技術獲得と先鋭化したミッション目的を立て、10年後以降の大型ミッションによる本格探査に備える」。このような背景のもと、本学会では、イプシロン搭載宇宙科学ミッションに対してどのように取り組んで行くかを2013年秋季講演会時の運営委員会及び総会で議論した。その結果、3つの論点からこの小型惑星探査についての検討を行うこととなった。まず第1の論点は、(1)イプシロンロケットを用いた小型惑星探査はコミュニティに必要かという点である。これは多くの学会員のコンセンサスを得る必要があるので、機会ある毎に議論を積み重ねることとなった。第2の論点は、(2)次の10年間の太陽系探査に対してイプシロンロケットを用いた小型惑星探査を中心に据えた時、我々はどのような探査を提案するのかという点である。第3の論点は、(3)年度内にも公募が行われるイプシロンロケット3号機に対して、我々はどのように取り組んだら良いかという点である。(2),(3)に関しては、今後、学会主催のシンポジウムを開催し、さらに内容をつめる必要があればWGを立ち上げて検討を行うことになった。

キーワード: イプシロンロケット, 小型惑星探査
Keywords: Epsilon rocket, small scale planetary exploration

Sprint-A(EXCEED)の経験から学んだこと This is what I learned from the development of EXCEED

吉川 一朗^{1*}
YOSHIKAWA, Ichiro^{1*}

¹ 東京大学
¹University of Tokyo

小型科学衛星初号機として開発を続けてきた Sprint-A/EXCEED が昨年とうとう打ち上げに成功した。
開発の実働はたった5年である。惑星観測はきわめて順調であり、現在は木星、金星の大気の観測を続けている。
EXCEEDの開発の始まりから、観測開始に至るまでの経緯を元に、次の飛翔体計画の準備についてお話をしたい。

キーワード: スプリントエー, 極端紫外光, 惑星大気
Keywords: Sprint-A, EUV, Planetary airglow

深宇宙探査技術実験機 DESTINY Deep Space Explorer DESTINY

川勝 康弘^{1*}
KAWAKATSU, Yasuhiro^{1*}

¹ 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所
¹ ISAS/JAXA

DESTINY which stands for "Demonstration and Experiment of Space Technology for INterplanetary voYage" is a mission candidate for the next space science small program. The next mission is planned to be decided in 2014, and the select one is scheduled to be launched in 2018.

As illustrated in the Figure, DESTINY will be launched by an Epsilon launch vehicle and firstly placed into a low elliptical orbit, where then its altitude raised by the use of ion engine. When the orbit raising reaches the Moon, DESTINY subsequently is injected into transfer orbit for L₂ Halo orbit of the Sun-Earth system by using lunar gravity assist. Upon arrived at L₂ Halo orbit, DESTINY will conduct its engineering experiment as well as scientific observations for at least a half year. If conditions permit, DESTINY will leave L₂ Halo orbit, and transfer to the next destination.

On the way to L₂ Halo orbit, DESTINY will conduct demonstration and experiment on key advanced technologies for future deep space missions. Major items of the technology demonstration are listed as follows.

1) High energy mission by Epsilon rocket.

We investigate appropriate rocket configurations and flight path designs, and evaluate the performance of Epsilon rocket to insert spacecrafts into high energy orbits. It provides basic data of Epsilon rocket application to deep space missions.

2) Ultra-Lightweight solar panel.

In order to generate large electric power to run μ 20 ion engine, "Ultra-Lightweight Solar Panel", which is under development at JAXA, is applied and its performance is evaluated. This solar panel is estimated to achieve power to mass ratio at least double to conventional ones. Future application is expected in outer planet probes (JMO, MELOS) or probes with large ion engines.

3) Large scale ion engine μ 20.

DESTINY is inserted into an elliptical orbit and reaches to a Halo orbit by its own orbital maneuver. For this maneuver, a large ion engine (μ 20) which is under R&D at JAXA will be adopted and its performance is evaluated. This ion engine has thrust five times as much as μ 10 used by Hayabusa and will be expected to be applied to large probes such as SOLAR-D or Hayabusa Mk2.

4) Advanced thermal control.

In order to manage large amount of heat generated by the large ion engine, advanced thermal control techniques by way of Loop Heat Pipe will be adopted.

5) Orbit determination under low thrust operation.

DESTINY will reach to Halo orbit by running ion engine over long duration. In order to reduce burdens to shut down the ion engine each time of orbit determinations, orbit determination under ion engine operation is conducted and its performance is evaluated.

6) Automatic/autonomous onboard operation.

In order to increase the efficiency of operation, autonomous and highly functioned spacecraft management system is developed demonstrated on board. This technique is expected to be adopted especially in the deep space missions usually operated under severe communication condition.

7) Halo orbit transfer and maintenance.

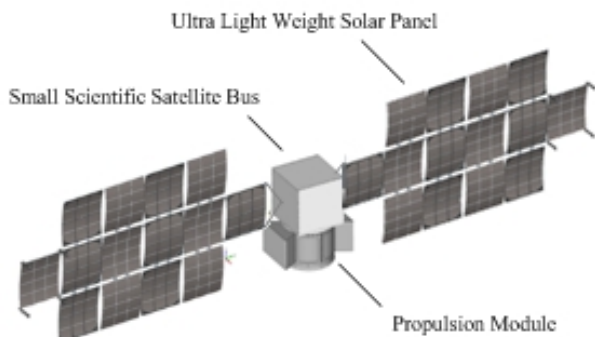
DESTINY will reach to Halo orbit and maintains the orbit more than one period. In order to reduce the risks of Halo orbit insertion and suppress the amount of orbital maneuvers, the orbit control technique using dynamical system theory is used and its operability is evaluated. This technique will be adopted in SPICA, which will be operated in Halo orbit.

DESTINY itself is an engineering experiment probe which destines L₂. However, its mission profile is naturally applied to lunar missions and escape missions by forking the profile at the lunar encounter. Moreover, the spacecraft's high astronautic performance makes its application to other launch method attractive, such as dual launch with GEO satellite or another deep space probe. The significance of DESTINY from the point of its opening new opportunities for low-cost deep space mission is discussed in the presentation as well.

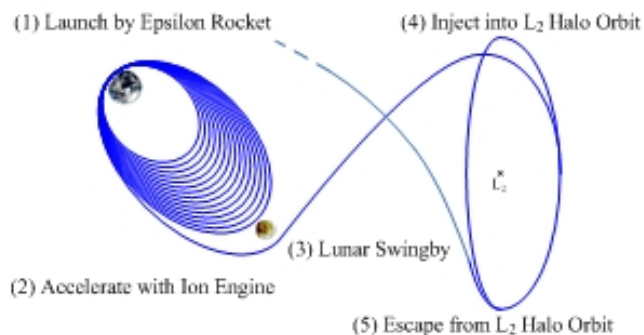
PPS26-09

会場:418

時間:4月30日 11:30-11:45



DESTINY Overview



Mission Profile

小型月着陸実験”SLIM”の構想とその概要 Introduction of SLIM, a small and pinpoint lunar lander

坂井 真一郎^{1*}; 澤井 秀次郎¹; SLIM WG¹
SAKAI, Shin-ichiro^{1*}; SAWAI, Shujiro¹; SLIM, Working group¹

¹ 宇宙航空研究開発機構

¹ ISAS/JAXA

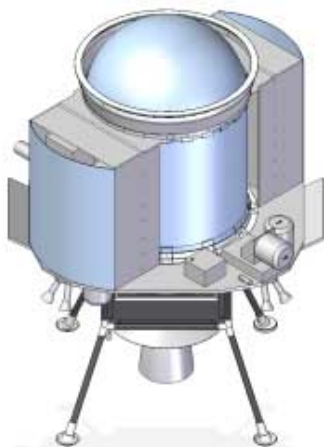
小型実験機”SLIM”は、重力環境下でのピンポイント着陸技術を月面着陸により技術実証することを目的とする、500kg級小型探査機である。月面や火星への着陸については、世界的には既にミッション例があるが、これらの着陸はおよそ数kmオーダーの精度での着陸であり、基本的には安全な場所を選んだ上での着陸であった。一方で、「SELENE」探査機などを好例として、近年では月・惑星についての科学観測が高精度化しており、これに伴って科学的関心を集める特定の場所などが特定されるようになってきている。一つの例は、SLIMが現在ターゲットの一つとしている”マリウス丘の縦穴”などであり、この縦穴の内部構造を探査により調べるためには、その近傍数100m以内に着陸することが必要になると考えられている。”SLIM”ではこのような背景から、従来kmオーダーだった着陸精度を、100mオーダーに飛躍的に高精度化することを目的とし、そのために必要な要素技術開発を行ってこれらを実際の月面着陸により実証することを目的としている。また同時に”SLIM”は、近年の宇宙機小型化の流れを踏まえて、イプシロンロケットで実現可能な小型探査機としての実現をも目指している。このような”SLIM”実現のために必要となる要素技術は、まずピンポイント着陸実現のための航法誘導制御技術であり、具体的には、カメラ画像によるクレーター抽出・照合のための画像照合航法技術や、着陸レーダー技術、障害物の検知と回避技術などが該当する。その他にも、特に探査機小型化の要請から、小型軽量な着陸衝撃吸収システムや、高性能な推進系、探査機重量の削減のためのタンクと主構造の一体化、薄膜太陽電池セルなどの採用による電源システムの小型化など、多くの技術開発も行っている。従来から、SLIMワーキンググループの活動の中で各大学の研究者などにも多数参加頂きながら、これら要素技術についての研究開発を既に進めて来ており、その成果が探査機の姿としてまとまりつつある。その成果は既に、3号機目のイプシロンロケットミッションとしての提案に至ったところである。

SLIM実証実験機の実現は、本来の目的である「ピンポイント着陸技術の実証」というマイルストーンの達成としても重要なものである。それと同時に、将来の「イプシロンロケットによる探査ミッション」実現についても、特に小型・軽量なシステムを実現する上での要素技術が複数実証される予定である点でも、大きな意義を有しているものと考えている。

講演においては、上記で述べたSLIMの意義・目的と、その検討活動の一環で行われている多数の工学研究の例とその成果、これらを踏まえた探査機システム成立性の状況などをご報告させて頂き、併せて、SLIMをベースとした時に、将来のイプシロンロケットによる小型探査ミッションについてどのような展望が見えてくるのか、議論させて頂く予定である。

キーワード: 月惑星探査, 月面着陸, 着陸誘導航法制御, ピンポイント着陸, イプシロンロケット

Keywords: Moon and Planetary survey, Lunar landing, Guidance and Navigation for landing, Precise landing, Epsilon Rocket



小型宇宙科学衛星を使ったペネトレータ惑星内部構造観測システムの実証ミッション Proposal for Demonstration of Penetrator Technology by Small Satellite and Epsilon Launch Vehicle

白石 浩章^{1*}; 山田 竜平²; 石原 吉明¹; 小川 和律¹; 岡元 太郎³; 竹内 希⁴; 石原 靖⁵; 村上 英記⁶; 田中 智¹; 小林 直樹¹; 早川 雅彦¹; 早川 基¹; 新谷 昌人⁴; 後藤 健¹; 水野 貴秀¹; 石井 信明¹; 津田 雄一¹; 羽生 宏人¹; 梯 友哉¹; 石村 康生¹; 徳留 真一郎¹

SHIRAISHI, Hiroaki^{1*}; YAMADA, Ryuhei²; ISHIHARA, Yoshiaki¹; OGAWA, Kazunori¹; OKAMOTO, Taro³; TAKEUCHI, Nozomu⁴; ISHIHARA, Yasushi⁵; MURAKAMI, Hideki⁶; TANAKA, Satoshi¹; KOBAYASHI, Naoki¹; HAYAKAWA, Masahiko¹; HAYAKAWA, Hajime¹; ARAYA, Akito⁴; GOTO, Ken¹; MIZUNO, Takahide¹; ISHII, Nobuaki¹; TSUDA, Yuichi¹; HABU, Hiroto¹; KAKEHASHI, Yuya¹; ISHIMURA, Kosei¹; TOKUDOME, Shinichiro¹

¹ 独立行政法人宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所太陽系科学研究系, ² 国立天文台 RISE 月惑星探査検討室, ³ 東京工業大学大学院理工学研究科地球惑星科学専攻, ⁴ 東京大学地震研究所, ⁵ 海洋研究開発機構 地球内部ダイナミクス領域, ⁶ 高知大学理学部応用理学科

¹Department of Solar System Sciences, Institute of Space and Astronautical Science, JAXA, Japan, ²National Astronomical Observatory of Japan, RISE project, ³Department of Earth and Planetary Sciences, Tokyo Institute of Technology, ⁴Earthquake Research Institute, University of Tokyo, ⁵IFREE, JAMSTEC, ⁶Department of Applied Science, Faculty of Science, Kochi University

ペネトレータとは小型軽量の高速貫入型観測プローブのことであり、固体表面をもつ月や固体惑星上に1回のロケット打上げで多点観測ネットワークを実現するための有効な手段を提供する。これまでも国内外でペネトレータの開発が行われ、惑星探査プロジェクトへの応用が数多く提案されてきた。このことは固体惑星の多点観測によって実現される地震観測網による内部構造探査や軟着陸では到達困難な地域でのその場観測等、ペネトレータ技術がもたらす将来の科学観測の広がりへの期待を示すものである。しかし、その特性からも明らかのように惑星表面への貫入衝撃に耐えられる搭載機器の開発が最も大きな技術的ハードルである。加えて、ペネトレータによるネットワーク観測を実現するためには、

- ・周回衛星からの分離・投下・設置技術
- ・ペネトレータ-周回衛星間の通信技術
- ・長期間・多点・同時観測を行う運用技術

なども必須の開発課題である。旧 LUNAR-A プロジェクトでは月内部構造を地球物理学的手法で観測するためにこれらの工学技術を設計・開発して様々な地上試験を行ってきたが、飛翔実証を行うには至らなかった。そこで既存の開発技術を継承したペネトレータモジュールを再製造(新規開発を一部含む)するとともに、月周回衛星からの投下設置技術とペネトレータの観測運用技術を実証することで将来の本格的なネットワーク観測につなげることを目指すことが小型科学衛星ミッションへの提案目的である。

打上げロケットとしては、イプシロンロケット標準型に新規開発する4段キックステージを追加して月遷移軌道へのペイロード重量を増加させる。小型月探査機は月周回投入後、略円軌道上でペネトレータモジュールを分離・投下して、データリレーのための軌道変更を行う。一方、分離投下されたペネトレータモジュールは軌道離脱モータの噴射によって周回速度成分をキャンセルした後、高度約25kmからの自由落下中に90度の姿勢変更をしてから速度約300m/sec以下で月面を覆うレゴリス層に2~3mの深さまで潜り込む。ペネトレータ本体にはLUNAR-A計画において開発された地震計と熱流量計のほか、加速度計や傾斜計を搭載して貫入設置後に科学観測を実施する。月の内部、特に、浅部の物理的・熱的構造に関する知見を得ることを目的とする。例えば、ペネトレータ搭載地震計の観測中に月の夜側で起こる隕石衝突発光現象を地上望遠鏡で捉えることができれば、震源位置と発生時刻が精度良く決まったイベントとして地殻や浅部マントルの構造を調べるために利用することができる。一方、熱流量についてはアポロ着陸点やルナ着陸点とは異なる地質ユニットに設置して観測することができれば地殻を構成する元素の割合や月全体の難揮発性元素の存在度を推定する手がかりとなる。

本発表では小型月探査機概念検討、ペネトレータ搭載機器の観測目標と運用計画の概要について紹介する。

キーワード: 小型科学衛星, イプシロンロケット, ペネトレータ, 地震計, 熱流量計
Keywords: small satellite, Epsilon rocket, penetrator, seismometer, heat flow probe

来る10年の総括・将来ミッションの展望 Lunar and planetary explorations in a coming decade: Summary of 4 years and problems remained

並木 則行^{1*}; 小林 直樹²; 出村 裕英³; 大槻 圭史⁴

NAMIKI, Noriyuki^{1*}; KOBAYASHI, Naoki²; DEMURA, Hirohide³; OHTSUKI, Keiji⁴

¹ 千葉工業大学, ²JAXA 宇宙科学研究本部固体惑星科学研究系, ³ 会津大学, ⁴ 神戸大学

¹PERC/Chitech, ²Department of Planetary Science, ISAS, ³The University of Aizu, ⁴Kobe University

日本惑星科学会将来惑星探査検討グループでは、惑星探査の長期的な展望を検討し、将来ミッション計画を提案する報告書の作成を目指している。この検討活動は惑星科学のコミュニティが、惑星科学会会員、非会員を問わず、自らの責任において将来像を描いていく作業である。

我が国の惑星探査科学の長期的な成功・発展のためには、科学的視点に立った探査計画の立案のみならず、人材育成や関連基礎研究の推進を含め、惑星探査科学を強力に推進する体制の確立を、惑星科学コミュニティとして益々強化して行くことが不可欠であり急務である。個々の研究者はもちろん、コミュニティ全体が強い意志で自律的かつ主体的に探査を推進していくことが求められている。長期ビジョンの策定を開始するにあたり、我々は以下の5点を検討方針の要点と考えた。

(A) 惑星科学コミュニティの力量を自覚し、2017年から2027年までの惑星探査将来計画を自主的に検討することを目的とする。

(B) 惑星科学の第一級の科学(“トップサイエンス”)を抽出するとともに、観測機器提案・ミッション機器提案を募って、コミュニティが支えるミッションを創成する。

(C) 作業は三段階に分けて行う。第一段階ではトップサイエンスを抽出し、第二段階ではミッション提案と観測器提案を科学的重要性に基づいて統合・改良し、第三段階ではミッション提案と観測器提案の実現性評価を行う。

(D) 各段階で学会・シンポジウム等での中間報告を繰り返して、広く意見聴取を図る。

(E) 他の宇宙科学関連学会・コミュニティとの連携を図る。

2010年から開始した検討は、トップサイエンスを議論する第一段階、ミッション提案と観測機器提案の科学目標を評価する第二段階を経て、ミッション提案の実現性を評価する第三段階に移行した。2012年9月14-15日にはセッション別分科会を開催し、「月惑星の構造と進化の比較学」と「生命に至る宇宙物質の進化学」という2つの大テーマにそって、13の個別提案の集約を図った。この分科会では冒頭で集約の方針を議論し、(i)「10年に一度の中型ミッション」をフラッグシップミッションと呼ぶこと、(ii)政策型ミッション、小型ミッションを排除しないが、「来たる10年」第三段階ではフラッグシップミッションに集中すること、を定めた。この結果、3つのグループにまとめられたミッションコンセプトの最終報告を行い、コミュニティの評価をおおぐ。

キーワード: 月, 惑星, 探査, 将来計画

Keywords: moon, planets, exploration, road map

PPS26-13

会場:418

時間:4月30日 12:30-12:45

来たる10年パネルの取り組み Approach of the next decade panel

出村 裕英^{1*}
DEMURA, Hirohide^{1*}

¹ 会津大学
¹University of Aizu

来たる10年パネルの議論をまとめる。

キーワード: 惑星科学, 宇宙科学, 将来計画, 探査, イプシロンロケット, 宇宙航空研究開発機構
Keywords: Planetary Science, Space Science, Future Planning, Exploration, Epsilon Launch Vehicle, JAXA

月惑星熱流量の精密測定に向けての測定プローブの開発と評価 Development and evaluation of heat flow probe for the precise measurement of lunar and planetary heat flow

堀川 大和^{1*}; 田中 智²; 坂谷 尚哉¹; 滝田 隼³
HORIKAWA, Yamato^{1*}; TANAKA, Satoshi²; SAKATANI, Naoya¹; TAKITA, Jun³

¹ 総合研究大学院大学, ² 宇宙航空研究開発機構, ³ 東京大学

¹The Graduate University for Advanced Studies, ²Japan Aerospace Exploration Agency, ³The University of Tokyo

月惑星熱流量を精密に測定することは固体天体のバルク組成や熱史を議論する上で重要である。熱流量をその場で観測するために、1~数 m の深さに埋設可能な高速貫入プローブ（ペネトレータ）が開発された。しかし、耐衝撃性や軽量化を重視した結果、熱流量計がペネトレータ構体表面上に搭載されているため、熱流量測定値はペネトレータとレゴリスの熱伝導率の違いによるプローブ周囲の温度擾乱に影響されやすく不確定性を持つ。

本研究では、温度擾乱の影響が少ない位置で熱流量を 10% 以内の精度で観測可能なニードルプローブの伸展機構を開発することを提案する。温度擾乱を避けるために、測温点はペネトレータ本体からできるだけ遠い位置に設置する必要がある。ニードルプローブの先端部分で紛体の熱伝導率を推定する理論解はすでに得られているが、実際にニードルプローブの先端部分でレゴリスの熱伝導率を測定する研究はまだなされていない。我々は試作プローブを開発し、真空下でレゴリス模擬物質としてのガラスビーズの熱伝導率測定精度を評価した。

試作プローブはステンレス管にヒーター線と K 型熱電対を挿入してエポキシ樹脂で固定したセンサーである。試作プローブの全長はペネトレータ本体への搭載性を考慮して 10cm とした。ガラスビーズの熱伝導率は月地下 1~数 m の熱伝導率と同じ約 0.02W/m/K となるように、圧力を 200Pa 付近でコントロールした。ガラスビーズを入れた容器の中央にニードルプローブを設置し、その周囲に比較測定のための線加熱法による 3 本のセンサーを配置した。

試作プローブによって理論解に基づいて得られた熱伝導率は 0.0165W/m/K で、線加熱法による熱伝導率の平均値は 0.0207W/m/K であった。プローブによる熱伝導率測定精度は約 31% となった。しかし、理論解の仮定条件は、例えばプローブの直径やプローブとサンプル間の接触熱抵抗、プローブ軸方向の熱リーク等の点で、実際のプローブの特性とは異なるため、プローブによる熱伝導率は理論解から直接推定することができない。そこで我々は実際のプローブの特性を取り入れた数値モデルで伝熱解析を行い、得られた温度プロファイルから試作プローブによる熱伝導率を推定した。理論解の条件を取り入れた伝熱解析による温度プロファイルと理論解による温度プロファイルとの整合性は確認している。

伝熱解析の結果、プローブによる熱伝導率は 0.0212W/m/K、熱伝導率測定精度は約 3% となり、要求精度の約 5% 以内を満たした。将来、我々の伸展プローブを使用して、月惑星表層レゴリスのその場熱伝導率観測を行うために、事前に伝熱解析を用いて適切な熱伝導率に対してプローブによる測定精度を求めておく必要がある。

キーワード: 熱流量, 熱伝導率, 月, 惑星, ペネトレータ, ニードルプローブ

Keywords: heat flow, thermal conductivity, moon, planet, penetrator, needle probe