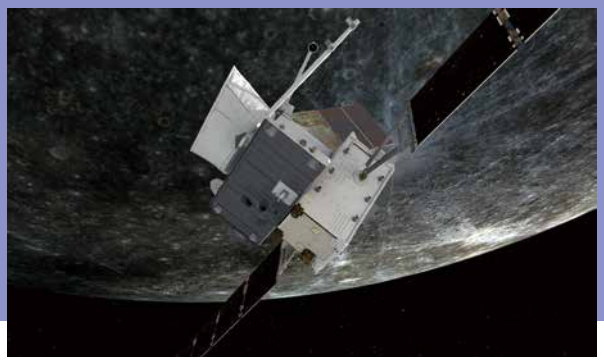
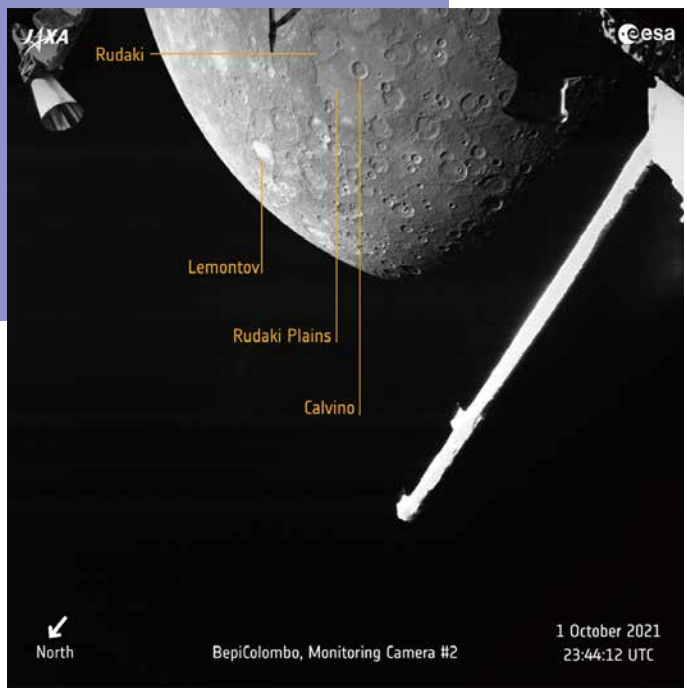
JAXA宇宙科学研究所

ISSN 0285-2861

2021
11
No.488





「ベピコロンボ」打上げ後、初の水星接近

（上）水星スイングバイを行う「ベピコロンボ」水星探査機のイメージ図。©ESA/ATG medialab
（右）初の「ベピコロンボ」水星スイングバイ時、最接近10分後に撮影された水星の姿。ルーダキークレーターやレールモントフクレーターなど水星の様々な表面地形が確認できる。推進モジュール（Mercury Transfer Module: MTM）に搭載されているモニタリングカメラ（MCAM-2）によって2021年10月1日23時44分12秒（UTC）に撮影された。水星表面探査機（Mercury Planetary Orbiter: MPO）の磁力計マストおよびミドルゲインアンテナが映り込んでいる（5P参照）。©ESA/BepiColombo/MTM

The Forefront of Space Science

宇宙科学最前線

ロケットの内部弾道学

宇宙飛翔工学研究系教授　嶋田　徹（しまだ とおる）

ロケットの内部弾道学とは

宇宙科学や宇宙利用を推し進めるのに無くてはならないロケットの技術は学際性が高く様々な科学技術からなっています。その中でもここで紹介する「ロケットの内部弾道学（Internal Ballistics of Rockets）」は、ロケットの推力発生機構を研究することで、性能向上と開発効率向上に寄与する学問と言えます。

ここでは古典力学で物体の運動を扱うニュートンの運動方程式$a=F/m$から説明を始めましょう。この式でaは加速度、Fは力、mは物体の質量を表します。加速度は速度の時間変化率（時間微分）なので、$dv/dt=F/m$と書くこともできます。ロケットの推進形態はジェット推進と呼ばれ、その原理は噴射口から噴き出す気体に働く作用に対する反作用として説明されます。ロケットに働く力Fは推力と呼ばれ、噴射気体への作用が大きければ大きいほどその逆方向に大きくなります。噴射気体への作用は、単位時間に排出する気体の運動量、すなわち気体の質量流量$\dot{m}$と有効排気速度V_eの積で計算できます。これらを踏まえてロケットの運動方程式を書き換えると$dV/dt=-(V_e dm/dt)/m$となり、これをある時間（1）から別の時間（2）まで積分すると、$V_2-V_1=V_e \ln(m_1/m_2)$が得られます。これがツィオルコフスキーのロケット方程式です。

有効排気速度V_eは推進剤を構成する化学種とその配合率、燃焼圧力や使用環境圧力を定めると値が定まります。真空の場合に排気ガスへの作用が最大、すなわち有効排気速度は最大となります。図1に酸化剤・燃料質量比（O/F比）を横軸にして、各種推進剤の組について真空有効排気速度を示しました。これらのデータはWeb上でNASA-CEARUN*を使うと簡単な入力によって計算することができます。有効排気速度が決まれば、ロケット方程式から推進剤の質量比に対して増速量を計算することができます。例えば、酸素-水素のO/F比を3とし、燃焼圧力50気圧で運用する1段式ロケットで、初期全重量の8割を推進剤とした場合を計算してみます。この場合、図1から真空有効排気速度は約3,000 m/sで、燃焼終了後に2割の質量が残りますので、増速量は3,000×ln（1/0.2）≈4,800［m/s］と計算されます。この増速量がこの条件下で出しうる限界性能です。このようにロケットの性

＊ https://cearun.grc.nasa.gov/

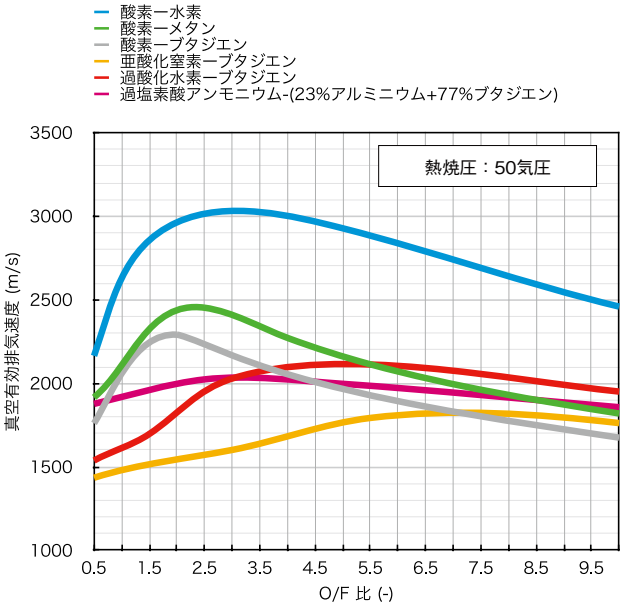


図1：燃焼圧力50気圧での真空有効排気速度

能の上限を計算することは比較的容易で、化学種の熱力学データと化学平衡計算によって求めることができます。

しかしながら、実際のロケットは各種の損失要因があるため、この限界性能を出せません。製作したロケットの真の性能を知るためには、関係する様々な物理化学過程を研究し損失の程度を評価する必要があります。これらの過程は外的要因（空力特性など）や内的要因（推進特性など）に分けられ、前者を外部弾道学が、後者を内部弾道学が取り扱います。内部弾道学で取り扱う物理化学過程は、化学平衡のような極限状態や定常状態ではなくて、ロケット推進系内で起きる相変化、化学反応、流動、波動、物質・運動量・熱の拡散等の速度過程です。実際のロケットの設計・開発においては、これらを十分な精度で定量予測することは未だ困難であり、試作実験による計測・試行錯誤を必要とし、多大な時間とコストを要しています。液体ロケットにおける液滴崩壊・蒸発・混合・燃焼を伴う流体力学、固体ロケットにおける固体粒子の加熱・凝集・相変化・化学反応・移流と気体流動の相互作用、ハイブリッドロケットにおける固体燃料の気体化と乱流境界層燃焼の相互作用等は、未だに十分な厳密さをもって定量評価することが困難な速度過程の代表と言えます。

次章では、ロケットの内部弾道学の重要さをさらに知っていただくために、近年筆者の研究グループで研究を進めて来たハイブリッドロケットの場合を例にとって説明を続けます。

ハイブリッドロケットの内部弾道学の進展と今後の課題

ハイブリッドロケットは通常、燃焼室に搭載された固体燃料に液体（または気体）酸化剤を吹き付け、燃料表面に拡散火炎を形成させる形態の化学ロケットです。このような燃焼現象は境界層燃焼と呼ばれ、ろうそくの灯火や空気中で木材などの固体が燃えるのと原理的に同じです。ハイブリッドロケットの利点は燃料が自発的に気化しないので、たとえ酸化剤が漏洩し気化したとしても爆発性雰囲気が形成されないため、爆発ハザードが起こりにくいという安全性の高さに代表されます。近年、宇宙観光の商業化が始まろうとしていますが、その先鋒Virgin Galactic社のSpaceShip 2にハイブリッドロケットが用いられているのも安全性の高さ故です。一方、ハイブリッドロケットは境界層燃焼であるがために、燃焼効率が低くなったり、O/F比が変動したりするなどの特有の問題を抱えています。これらの問題を解決するためには境界層燃焼をより詳しく理解することが重要であり、これがハイブリッドロケットの内部弾道学の主目的となります。

液体の推進剤（酸化剤と燃料）を用いる液体ロケットや、固体推進剤を用いる固体ロケットと比べると色々な観点でハイブリッドロケットの特異性をあげることができます。その中でも顕著な点の1つとして、運用時のO/F比設定の問題があります。固体ロケットの場合には推進剤のO/F比は酸化剤や燃料の粒度（通常数十ミクロン）のスケールで製造時に予め設定されており、運用時のO/F比は既知です。また、2液式液体ロケットの場合は、酸化剤と燃料の噴射量（圧）をタービンや気蓄器を用いて個別に設定することで運用時のO/F比を設定できます。一方、ハイブリッドロケットでは、酸化剤流量は自在に設定できますが、燃料流量は燃料発生の物理化学過程を経て定まります。燃料が単位時間あたりに消耗（減肉）する厚みを燃料後退速度と呼び、燃料流量は燃料後退速度に固体燃料密度をかけて燃料表面に亘って積分して計算されます。運用中にO/F比を知るためには、燃料後退速度を局所・瞬時に計測したり、十分に厳密な数理モデルによって正確に予測したりする技術が求められます。

燃料後退速度は燃焼室内の流動と化学反応のモデル、燃料表面での速度過程のモデルなどによって規定されます。前者には酸化剤液滴流動、質量付加を伴う表面での乱流境界層の発達と推進剤の乱流拡散混合と燃焼の相互作用のモデルが含まれ、後者では燃料への対流・輻射熱伝達や燃料の相変化・熱分解、燃料気化のモデルが含まれます。また、燃焼器のサイズや燃料グレイン形状の時間変化も重要な要素です。これら全てを包括的に直接解析することは現代においても困難であり、そのためいくつかの学理要素に分割してモデリングすることが行われています。本稿では燃料後退速度が外部からの加熱量に支配される場合について述べます。着火時のように燃料表面が低温の場合や、燃料が液化し主流に液滴が巻き込まれる効果が顕著な場合については紙面の都合上割愛します。

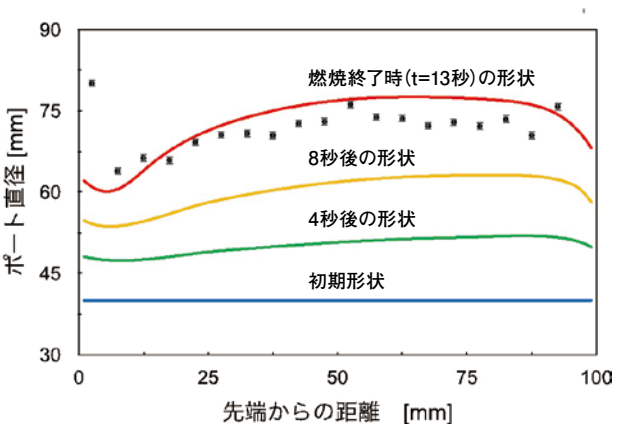


図2：ハイブリッド燃焼器の燃料グレインの内径の履歴予測［5］
（線：計算値、点：燃焼後実測値）

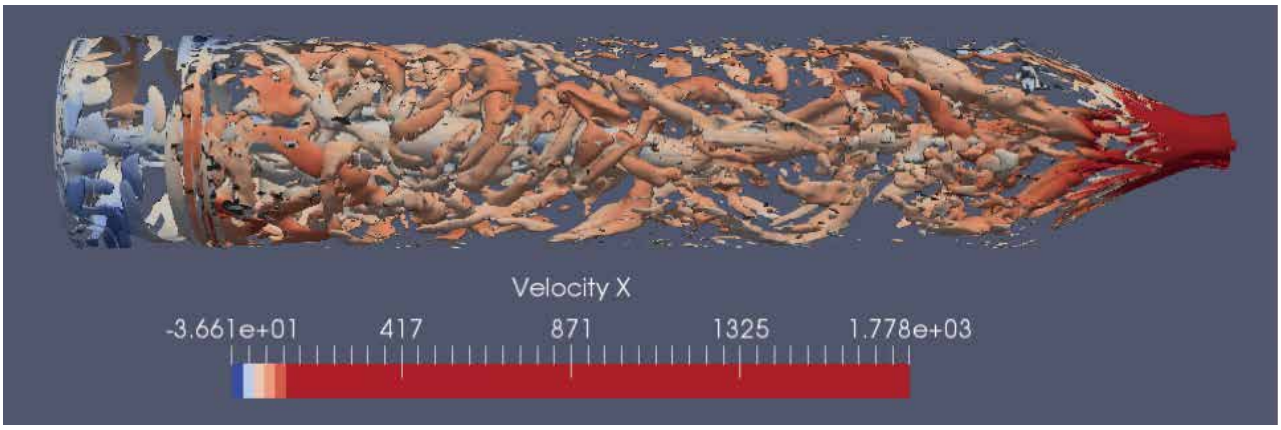


図3：酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットの乱流拡散燃焼内部流れの数値解析 [6]

今から半世紀前には既にハイブリッドロケットの内部弾道学の大枠は整理されていました [1]。外部からの加熱は対流熱伝達と輻射熱伝達に大別されました。どちらの加熱が高くなっても燃料発生率は増加しますが、燃料の噴出効果が増すことで対流加熱率には抑制効果が現れるのに対し輻射加熱率にはそれがないため、輻射を考慮しないときの対流加熱率に比べて輻射加熱率がある程度大きくなってくると、燃料後退速度は両者の単純な重ね合わせによるのではなく、両者の非線形な融合で表されることがわかっていました。

対流熱伝達率については境界層燃焼と噴出効果を加味したMarxmanのモデル [2] が長い間用いられてきました。そのモデルでは境界層内の速度プロファイルが火炎の局所温度上昇や軸方向の圧力勾配に影響を受けないと仮定されています。しかし、その後の実験によって火炎付近での速度プロファイルに極大値が見られることや、その極大値が主流速度を上回ることが示されて修正が必要と考えられつつあります。近年の数値シミュレーション（CFD）を用いたハイブリッドロケット内部流の解析結果によってもこれが支持されています。このように、ハイブリッドロケット燃料表面の境界層では境界層外縁から壁に向かって速度が単調減少するのではなく、途中に極大値を持つことがあります。これはその近辺に存在する拡散火炎からの加熱が運動エネルギーに変換されて増速するためと考えることができます。このため対流加熱率は従来のMarxmanモデルによる評価に比べて高くなるものと予想されます。この点に関する明確な理解を得るために今後より詳細な内部弾道学の研究が進み、新モデルができることで予測精度が高まり、ロケット性能の向上と開発の効率化が進むものと期待しています。

次に輻射加熱ですが、大別すると燃焼ガスを構成する高温気体分子の寄与と高温固体粒子からの寄与に分けることができます。従来は火炎領域を無限小の薄さの領域（面）と仮定し、放射源（灰色体）から燃料壁までの放射長に応じた減衰を見込んで両者の輻射を見積もるモデルが使われてきました。高温気体分子からの輻射加熱は圧力には依存するが、質量流束には依存しないものとして計算されました。しかし現実には質量流束が変化すると対流加熱率が変化し、それによって燃料後退速度が変化し、結果としてO/F比が変化し、その結果燃焼ガス中の化学種質量分率が変化し、輻射加熱率に影響することが考えられます。また、固体粒子からの輻射については燃料に金属を含まない場合でも、煤粒子が主な輻射源であることがわかってきました。近年になって、こうしたことを背景に輻射加熱率に関してより厳密でかつ使いやすいモデルが提案されています。特に重要なのは煤からの輻射ですが、煤の前駆体となる分子から煤粒子が生成されるメカニズムについては現在においても不明な点が多く残されています。最近、筆者らのグループで実施したパラフィンワックス燃料と酸素のハイブリッド燃焼実験 [3] に対して、煤の生成速度に関する半実験的モデルであるGlobal Soot Model [4] 等を用いて3次元輻射熱伝達と準1次元流動解析を組み合わせた内部弾道特性評価を実施しました。その結果、煤からの輻射と対流・輻射の相互作用をモデルに入れることで実験結果が良好に再現されることが明らかになりました（図2）[5]。今後煤粒子の表面積の評価モデルを含めたより詳細な煤生成モデルを用いた研究が行われれば良いと考えています。

これまで、対流加熱のみを考慮した3次元乱流燃焼解析（図3）[6] と、3次元輻射を考えた準1次元流動解析が可能となりました。今後は前者の計算速度を改善し、後者で築いた輻射モデルを組み合わせて、大規模渦流動を含む3次元乱流燃焼解析に煤生成と3次元輻射シミュレーションを統合した研究によって、可変旋回流型ハイブリッドロケットの内部弾道学を構築することを目標としています。ゴールまでは未だ道半ばというところでしょうか。多くの若い研究者の力強い活躍を期待しています。

[1] D. W. Netzer, "Hybrid Rocket Internal Ballistics," Chemical Propulsion Information Agency (CPIA) Publication 222, Jan., 1972.
[2] G. A. Marxman, "Combustion in the Turbulent Boundary Layer on a Vaporizing Surface," 10th Symposium (International) on Combustion, pp.1337-1349, The Combustion Institute, 1965.
[3] W. Yao, et al., "A Global Soot Model Developed for Fires: Validation in Laminar Flames and Application in Turbulent Pool Fires," Fire Safety Journal, Vol. 46, No. 7, pp.371-387, 2011.
[4] J. Messineo, K. Kitagawa, C. Carmicino, T. Shimada, C. Paravan, "Reconstructed Ballistic Data Versus Wax Regression-Rate Intrusive Measurement in a Hybrid Rocket," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 57, No. 6, pp.1295-1308, 2020.
[5] G. Naka and T. Shimada, "Numerical Model of Radiative and Convective Heat Flux for Fuel Regression Rate of Wax-based Hybrid Rocket, "AIAA-2021-2040, AIAA SciTech Forum, Virtual Event, Jan. 2021.
[6] M. Motoe, T. Matsuno and T. Shimada, "Numerical Analysis of Combustion Field in Hybrid Rocket Motor with Swirling and Axial Oxidizer Injection," EUCASS2017-506, 7th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences, 2017.

ISAS事情

SPICA中止の経緯と今後の対応

宇宙科学プログラムディレクタ
佐藤 英一

ISASは、ESAとの国際共同ミッションとして次世代赤外線天文衛星（SPICA）の検討を行ってきたが、2020年10月、ISAS及びESAは、それぞれのミッション成立性の評価結果に基づき、候補から取り下げることを決定した。

SPICAは、当初2008年に宇宙理学委員会で大型科学衛星計画の候補として選定され、H-IIAロケット打ち上げによる口径3mクラスの冷却望遠鏡として検討を進めてきたものの、実現性の目処がつかない状態が続いた。ISAS所内準備チームへステップダウンしてミッションの見直しを行い、2014年にESA主導の次世代冷却赤外望遠鏡として再出発した。新SPICAは、ESAはCosmic Vision M-class（550M€）、ISASは戦略的中型科学衛星計画（300億円）の枠で実施するとし、口径2m望遠鏡横向き配置としてCDF（Concurrent Design Facility）studyを実施した。2016年には口径を2.5mに再拡大してESA Cosmic Vision M5に提案、2018年に3つの一次候補の1つに採択された。再度のCDFが実施されたが、2020年KDP（Key Decision Point）で質量超過により望遠鏡縦置き形態にもどさざるを得なくなった。

2020年7月MCR（Mission Consolidation Review）の結果、技術的な実現性の見込みは得られたものの、ESA側コストが、SIA（Science Instrument Assembly）とFGS（Fine Guidance Sensor）をISASに所掌変更するとしても上限を大幅に（～20%）超えていることが報告された。SPICA科学チームは口径1.8m縮小案（それでもコストは5%超過）を選択したが、ISASは同年9月のミッション変更確認会において、SIAとFGSの所掌変更は技術的・コスト的成立性の確認ができていないと判断し、所掌分界点の再調整をESA側に提案する事になった。10月初めESA側は所掌分界点の調整を受け入れず、ISASはESAともにSPICA計画の中断を決定した。ISASは2021年6月にSPICA計画終了審査を実施した。

以上のように、非常に長期にわたり、右往左往した経緯を経てきたSPICA計画であるが、計画終了に至った要因分析と教訓の抽出を行うために、「国際共同プロジェクトにおける概念設計検討委員会」を第三者委員会として設置し、今後へ向けた提言をいただいた。さらに、ISASとしてSPICA計画に対する総括を実施した。ISAS執行部と検討チーム（科学コミュニティ含む）間のコミュニケーション、日本側と国際協力パートナー間とのコミュニケーション、及びミッション検討における問題の早期把握・対応等に大きな課題があったと改めて認識している。今後とも世界第一級の宇宙科学・探査ミッションを創出していくため、宇宙科学コミュニティとISASは両輪であり、適切な役割分担により協力を進めていくことが重要である。

SPICAで実現しようとしていた科学が実現できなくなったことは、ISASとして誠に残念なことである。ISASは今後も挑戦する組織として、国内コミュニティや海外機関等と一層連携のうえ、世界第一級の宇宙科学・探査ミッションを確実に実現して参りたい。

SPICAと今後の赤外線天文学について

名古屋大学　教授
金田 英宏

私は2013年秋にISAS主導で行われたSPICA計画の大変更の際に、常田前所長からの依頼を受け、プロジェクトの副PIおよび日本担当装置のPIとしてSPICAを推進してきました。2013年までは大学の研究の一環として、SPICAの要素開発を学生と一緒に楽しんでいる気軽な身分であったため、突如に振ってきた重責を受けるべきか、とても悩みました。しかし、私は若いころからISASの衛星プロジェクト（「ようこう」、「あすか」、ASTRO-E、「あかり」）で鍛えられたおかげで今の自分があると思っていましたので、その恩返しの意味でも、2013年当時に国際問題に発展しつつあったSPICA計画中断からの再建に向けて、自分自身が無理をする覚悟を決めました。その後はデスコープを行い、ESA Cosmic Vision中型5号機に応募し、2018年に候補として25件の応募から3件に選ばれるところまで来ました。これはJAXA関係者の多大なる努力はもちろんのこと、大学メンバーの強い支えがあってこその結果です。

そのような情熱とは裏腹に、2020年10月のSPICA中止の決断は、私にとって、あまりにもあっけない幕切れでした。ISASからは事前に何ら連絡を頂けず、最初の報は欧州のPIから受けました。翌年の最終選抜に向けて、サイエンスの議論が白熱しつつあった矢先です。直前9月の惑星科学会誌「遊星人」の巻頭言に、SPICAによる惑星研究への貢献と、天文学・惑星科学の協調の重要性について書かせて頂いたところでした。何事においても、育て上げるのは大変だが、壊すのは簡単。これがISAS・ESAのやり方なのかと、その当時は憤慨やるせない思いでしたが、このような壊され方になった一因に、ISAS執行部と我々の間の信頼関係が薄弱になっていたことがあると思います。客観的に他の例を見ても、両宇宙機関が本当にやろうと思えるミッションであったなら、何とかできたレベルのコスト超過であったと感じます。日頃からもっと密に対話をさせて頂いて、強い信頼関係を築き上げておくべきでした。私はESA審査対応やISAS担当分コスト管理ばかりに意識が行き過ぎて、そこが疎かになっていました。

冷凍機による冷却赤外線ミッションは日本発のコンセプトです。SPICAは限られたリソースでも日本の存在感を出せる、絶妙な形態に仕上がっていました。軽々しく今後を語れる現状ではないと思いますが、SPICA中止の直後から戦略的中型枠での冷却赤外線ミッションの検討を始め、宇宙理学委員会にWG申請できる段階になりました。しかし、これからは赤外線天文「単独」ミッションでは通っていかないと思っています。他分野の多くの方が参加したいと思えるミッションにしていく必要があるでしょう。なお、SPICAのような本格的な遠赤外線ミッションは日本主導では困難です。世界の力を合わせて実現できるように私も働きかけていきたいと思います。そのためには何よりもプロジェクトを担える人材の育成が重要であり、大学と宇宙機関の信頼関係の強化は必須です。いばらの道ではありますが、何とかコミュニティを維持・発展できるように努力を続けて参りますので、ご支援・ご協力をよろしくお願いいたします。

大型国際共同プロジェクトを考える

名古屋大学　名誉教授
國枝 秀世

天文学の発展と共に巨大化する天文ミッションは単独の宇宙機関での実施が難しくなってきています。その中で、国際共同プロジェクトへ向かうことは必然だと思われます。しかし大型国際共同プロジェクトには様々な必要要件があると考えます。

その第一は世界の天文学を変える様なインパクトのある科学目標があることです。スペース天文学では常に感度と精度を向上させることで、今までに見たことのない新たな宇宙の姿を明らかにして来ました。国内コミュニティの希望だけでなく世界的な潮流の中で未踏の領域を切り拓く科学目標が必須でしょう。第二は目標とするサイエンスを実現するための手段として世界を凌駕する観測技術を持つことです。それまでにない観測装置を開発することで新たな情報を得ることが求められます。第三はミッションを支える分厚いコミュニティの存在です。それも単なるユーザーではなく宇宙ミッションを作り上げ運用するメンバーがミッション規模に合わせて揃う必要があります。第四は国際的な強いネットワークです。学会やミーティングだけではなく共同実験などで相互理解を積み重ねることが必要です。最後は大型国際共同プロジェクトを支える組織的、資金的な基盤の整備です。宇宙研が十分な審査の上で認めたプロジェクトについて、国際舞台での議論・交渉に耐えうる予算と体制を保証し、機関間の交渉で実現を支援して始めてゴールに至るものと考えます。

SPICAについては初期の段階の審査に加わり、上記必要要件の最初の2つの点において優れた提案だと理解しました。サイエンスにおいては中間・遠赤外線帯域の感度を大きく上げて、惑星形成と共にダストによる銀河および中心核の研究について、世界の期待を集めた提案でした。技術的にはあかり衛星で低温のSiC鏡の実績を持ち、L2点において大口径SiC望遠鏡を冷凍機で冷却する画期的な計画でした。個人的にはASTRO-Hに続いて世界をリードする宇宙研の天文ミッションの柱になるに違いないと思いました。その予算規模はそれまでの宇宙研の衛星規模を越える計画でしたが、JAXA統合の際に我々が聞いた、「統合によりこれまでの宇宙研の予算上限を越えるミッションも可能になる」と言う説明を信じており、大いに夢をかき立てられました。とは言え欧州との国際共同プロジェクトを目指したのは、巨大なミッションを国際協力で実現性を高める良い方向だったと思います。その後の経緯については検討委員会の報告に詳しく述べられておりますのでそちらを参照ください。

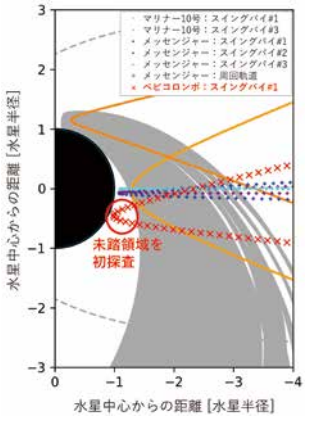
私は今でも、SPICA計画は世界の天文学を大きく推進するサイエンス目標と、世界的にも優れた観測技術を備えていると思っており、もう一度世界の仲間と共に何らかの方法で実現を目指して欲しいと願っています。宇宙研は多くの挑戦をし、時に失敗し、それを乗り越えて発展して来た歴史を持っています。今回のことで萎縮することなく失敗の原因を明らかにして、目指したサイエンスを世界の天文学のために実現することを、SPICAチームにも宇宙研にも考えて欲しいと思います。

「ベピコロンボ」ついに水星へ接近
～1回目の水星スイングバイを実施～

日欧共同水星探査計画「ベピコロンボ」の水星磁気圏探査機「みお」および水星表面探査機（Mercury Planetary Orbiter: MPO）は、2021年10月2日の打上げ以来初めてとなる水星スイングバイを実施しました。探査機は同日の8時34分42秒（日本時間）に最接近高度199 kmを通過し、その後も目標通りの軌道を航行していることを確認しました。本ミッションでは打上げから水星周回軌道投入までの間に合計9回のスイングバイが計画されており、今回はそのうちの4回目となります。残り5回の水星スイングバイを経て探査機の軌道速度を水星に近づけ、2025年12月に重力捕捉での水星周回軌道投入を予定しています。

水星の昼側表面温度は約430℃と高温であり、太陽光シールドに覆われている「みお」もスイングバイ時には水星表面からの強い熱輻射を受けることになります。その結果、探査機の側面に位置する太陽光パネルの温度が20分間で80℃以上も上昇しましたが、探査機内部は厳重に断熱されており2～3℃程度の上昇に収まりました。想定内の変化に、熱設計を担当した小川博之プロジェクトマネージャの顔にも安堵の色が伺えました。

今回のスイングバイでは、最終目的地である水星に初めて近づいたというだけでなく、水星の南半球において高度199 kmまで接近しており、マリナー10号およびメッセンジャーという過去の水星探査機でも未踏の領域を探査することに成功しています（図）。これまでのスイングバイ同様に「みお」に搭載されているほぼ全ての観測装置を稼働させ、水星磁気圏や周辺宇宙環境の科学観測を実施しました。特に水星における低エネルギー電子とイオンの同時観測は史上初であり、貴重な観測データとなります。観測は順調に実施され、観測データは各装置チームを中心に鋭意解析中です。今後の観測成果報告にご期待ください。



過去の全水星探査機と「ベピコロンボ」による1回目水星スイングバイの軌道の比較。

また今回はスイングバイの前日に前夜祭オンラインイベントを開催し、プロジェクトメンバーのほか藤本 正樹副所長や尾崎 直哉特任助教、またフランス宇宙物理・惑星学研究所の相澤 紗絵さんらを交えたトークを配信しました。さらにスイングバイ前後には探査機の位置を示す仮想画面をライブ配信し、視聴者とともにスイングバイの瞬間を迎えました。ともに多くの応援コメントを頂き、運用チームの心の支えとなりました。

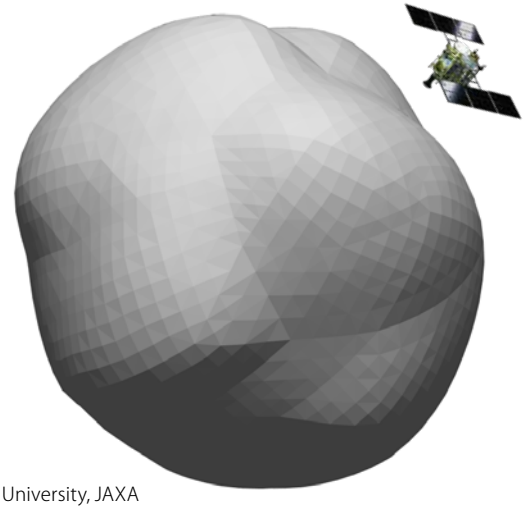
2回目の水星スイングバイは2022年6月23日に予定されています。運用チームも科学チームもまだまだ気を抜けない日々が続きます。水星への旅路を続ける「ベピコロンボ」の今後に引き続きご注目ください。　（村上　豪）

「はやぶさ2」の拡張ミッション

「はやぶさ2」は2020年12月地球に帰還し、カプセルを分離して、また深宇宙へ飛び立つ軌道に乗りました。この時、イオンエンジンの燃料（キセノン）は約半分程度が残り、約1.7km/s相当の軌道修正が可能であるため、残されたリソースを活用して、どのようなミッションが可能であるか事前に検討を行いました。

様々な軌道の選択肢がある中、この残燃料を使って到達できる天体を探索した結果、354個という数の天体が候補としてあることがわかりました。次に、天体到達に必要な軌道制御量や、対象天体の軌道確定度、探査機運用の成立性など工学的な観点と、対象天体の大きさや自転速度、タイプなど、理学的興味の観点からランク付けを行って精査し、さらに運用の実現性が高いシナリオを検討した結果、最終的に1998 KY26という天体を最終目標として定めました。

この1998 KY26は、直径数10mというとても小さな天体で（図1）、自転周期10分という非常に早い自転速度から、高速自転小惑星（Fast Rotator）と呼ばれます。「小さくて、回転が速い」という特性が、小惑星表面付近で非常に特殊な物理環境を生み出します。自転による遠心力が小惑星の重力に優っているのです。このような環境にターゲットマーカを落とした時、どのような振る舞いをするのか、今から科学的興味が尽きません。未だかつて人類が探査したことのない特徴を持つ天体であり、リュウグウとの比較観測により、リュウグウで得られた科学的知見がより深められると期待されています。



© Auburn University, JAXA

図1：1998 KY26の形状モデル(小惑星レーダー観測による推定)と「はやぶさ2」の大きさの関係

目標天体である、1998 KY26までの道のりは以下の通りです（図2には軌道計画を示します）。到着は2031年と10年も先の話ですが、その間、2026年に小惑星2001 CC21へのフライバイや、2027年、2028年には2回の地球スイングバイを予定しています。

- **2020年12月：地球出発**
- **2026年　7月：小惑星2001 CC21フライバイ**
- **2027年12月：地球スイングバイ**
- **2028年　6月：地球スイングバイ**
- **2031年　7月：小惑星1998 KY26ランデブー**

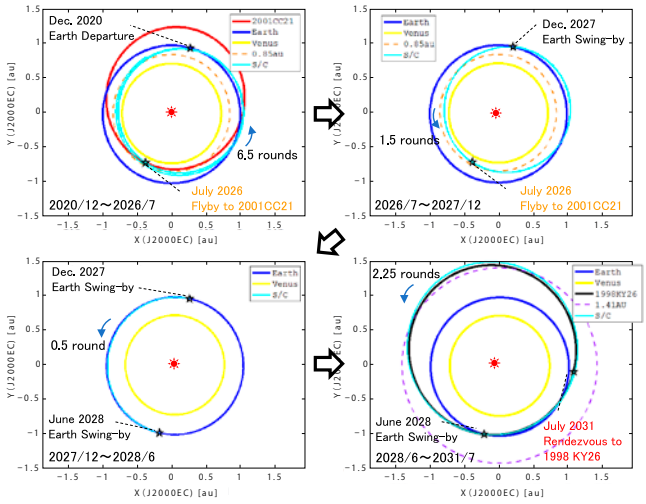


図2：拡張ミッションの軌道計画（黄道面座標系）

このようなミッションシーケンスを通して、拡張ミッションで得られる意義として、以下の3つを掲げています。

(1) 太陽系長期航行技術の進展

地球帰還までのミッションでの工学成果を踏まえ、より自在な、より遠方への探査を目指す上で必要な運用技術を獲得すると共に、長期航行やフライバイを利用した理学観測を行います。

(2) 高速自転小型小惑星探査の実現

前人未踏の領域である高速自転小型小惑星を探査し、リュウグウで得られた科学的知見をさらに深めます。また、自転が速すぎて、小惑星表面において重力より遠心力の方が卓越しているという特殊環境へのアプローチから新たな小惑星探査技術の獲得を目指します。

(3) Planetary Defenseに資する科学と技術の獲得

地球に衝突すると地域的に大きな被害を引き起こす数10m級の小惑星を探査、その素性を解明することで、天体の地球衝突による災害を防ぐ活動（Planetary Defense）に資する技術や知見を獲得します。

(1)、(2)については、これまでのミッションの延長上にあるとも言えますが、(3)のPlanetary Defenseについては、この拡張ミッションで新たに掲げた意義となります。1998 KY26のような非常に小さな天体は、宇宙空間に多数存在しており100～1000年に1度の頻度で地球に衝突し、大きな被害を与える可能性のある天体と考えられていますが、地上からの観測では詳細なことまでは明らかになっていません。「はやぶさ2」が探査し、その物理特性や近傍での運用方法を確立することによって、このような天体に対する知見を深め、地球衝突に対する対策を立てる上での有益な知識を獲得することができるのです。

「はやぶさ2」の機体は地球帰還までのミッションを想定して設計されており、その後の搭載機器の寿命は保証の限りではなく、いつ故障や不具合が起こってもおかしくない状態です。どこまで到達出来るかわかりませんが、「はやぶさ2」が探査を続けることそのものが、限界への挑戦という大きなミッションだと信じて、拡張ミッションを続けていきます！

（三桝 裕也）

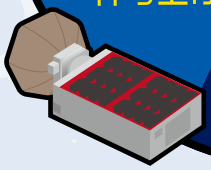
連載

超小型探査機

EQUULEUS と OMOTENASHI

世界最大のロケットで打ち上げる世界最小の探査機

第 12 回



OMOTENASHI搭載 超小型線量計D-Space

OMOTENASHI唯一のサイエンスミッション機器

世界最小の月着陸機OMOTENASHIには、唯一のサイエンス機器として、超小型線量計「D-Space」(図1) を搭載しています。これまで日本は、スペースシャトルや国際宇宙ステーション (ISS：International Space Station) が飛行する地球近傍 (地磁気圏内) に限られた宇宙放射線環境計測 (被ばく線量計測) の経験しかありません。そのため、NASA SLSロケット1号機によるOMOTENASHIミッションは、日本初の地磁気圏外かつ月遷移軌道における宇宙放射線環境の計測機会となります。

本連載第1回目に記載されているように、SLSロケット1号機の相乗り探査機枠の条件は、「将来の有人探査を推進するのに役立つもの」でした。月近傍拠点ミッションGatewayを含むArtemis月面着陸有人探査計画やさらにそれ以遠の有人探査ミッションにおいて、宇宙飛行士がどれくらい被ばくするのか、何日間月面に滞在できるのか、相乗りの募集があった2015年8月にはその答えを持っていませんでした。この課題を解決するサイエンス機器として、D-Spaceが提案されたのです。

D-Spaceは、約1週間のOMOTENASHIミッション期間中の、1分毎の被ばく線量を計測します。月へ向かう世界最小の超小型探査機という要求があるのであれば、当然搭載する線量計にも世界最小サイズが求められました。

有人探査に役立つ環境計測ができ、さらには将来有人探査計画にも利用できる線量計、リアルタイムでデータを取得でき、重量は30g以下、それを2週間で検討すること。このチャレンジングなミッションに応募できたのは、ちょうど同時期に有人探査のための被ばく線量計の搭載協力依頼を受けていた、iSpace社の民間月面探査プロジェクト「HAKUTO」月面探査ローバー (当時2017年12月Falcon 9打上げ予定) 計画があったからでした。SLS1号機とほぼ同時期に打上げが計画されており、OMOTENASHIでは月遷移軌道を、HAKUTOローバーでは月面を同時に計測することで、日本は世界に先駆けた宇宙放射線環境計測データが取得できる、有人探査だけではなく2020年から本格化する民間での月面探査事業や宇宙旅行ビジネスからのニーズがこんなにある、これがモチベーションになりました。

将来探査を見据えた超小型線量計開発のための技術開発を進める中、産業技術総合研究所が開発、千代田テクノル株式会社が事業化した個人向けおよび環境線量計「D-シャトル」を改修したD-Spaceを、OMOTENASHIに搭載することとなりました。D-シャトルは、2011年3月の東日本大震災による福島第一原子力発電所事故に対応し、装着負担が少なく、日々の被ばく量を年単位で電池交換なしで記録・表示できる線量計として開発されました。そのため、地上での主な測定対象であるガンマ線ではなく、宇宙放射線を構成する銀河宇宙線や太陽活動によって生じる高エネルギー粒子に対して感度を持つように改修する必要がありました。具体的には、計数回路やフォーマット等を宇宙放射線線量実測用・宇宙機搭載用に改修した閾値の異なる2つのセンサを搭載し、銀河宇宙線と陽子の寄与を区別できるようにしています。また、重粒子加速器を使った照射試験を行い、センサ出力と線エネルギー付与 (LET) ※との関係をあらかじめ評価しています。

図1：(左) D-Space 2式／外観図、(中) D-Space 2式／センサ基板配置、線量計と読み出し基板は (右) 黒色ABS製のセンサホルダに収納され、図2の側面パネルに取り付けられている。

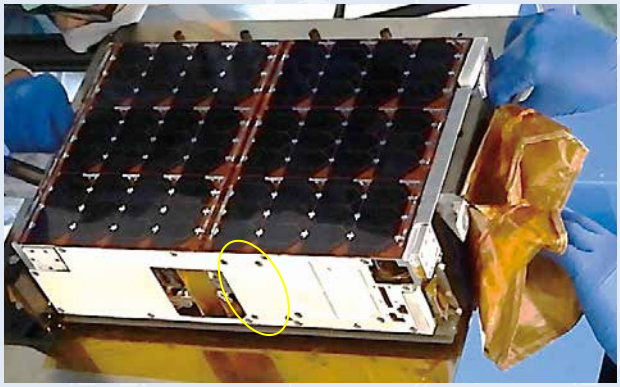


図2：D-Spaceの搭載位置。この側面パネルの内側に搭載されている。

OMOTENASHIのCAD情報を組み込んだPHITS放射線輸送モンテカルロシミュレーションより、探査機の遮蔽評価も行っており、センサ出力と組合わせた月遷移軌道での被ばく線量算定を行います。

D-Spaceはもともとボタン電池を使ったポータブル線量計ですが、SLSロケットの安全制約により、探査機電源駆動 (探査機電源は、打上げ時には3重のスイッチによりオフしている) に切り替えることになりました。限られたスペースを有効活用するために、プロジェクトの若手研究者が手作業で電池搭載スペースをカットして、閾値を変えた2つの線量計を合体させ、3-Dプリンタで作成したホルダに収納するという、知恵と工夫が詰まった小型軽量化もされています (図1中、右)。

将来の有人探査推進に向けて

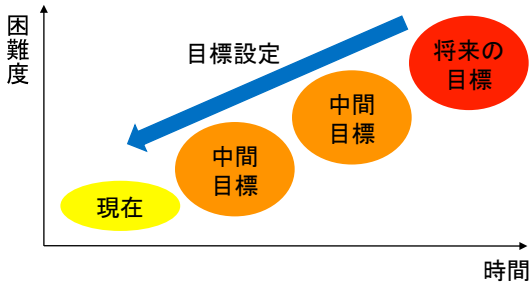
D-Spaceは、Gateway船内の放射線環境評価のための国際共同ミッション (IDA：Internal Dosimeter Array) 計画にも搭載が決定しており、2024年以降のGatewayモジュール組立開始とともにHALOモジュールに搭載される予定です。現在、エンジニアリングモデル開発が進んでいます。OMOTENASHIミッションの運用開始前から、その成果が将来探査のために活用されているのです。

永松 愛子 (ながまつ あいこ)

※ 荷電の飛跡に沿って単位長さ当り物質が付与される平均エネルギー、放射線の質量と速度および通過する物質の種類や密度に依存する。線量算出に必要な物理量。

JAXA 名誉教授
山田 隆弘(やまだ たかひろ)

バックキャスティングによる技術開発のすすめ



バックキャスティングとは

宇宙科学研究所を定年で退職して2年半が経った。退職後は、在職中から行っていた研究をさらに発展させようとしている。この研究の最終目標は、設計審査の自動化である。設計審査とは、設計の妥当性について様々な関係者が確認するイベントであり、衛星やロケットなどのシステム開発では必ず実施される。設計審査は、非常に手間のかかる作業であり、そう簡単に自動化できるようなシロモノではない。そこで、中間的な目標として、様々な技術文書の間に矛盾がないことを自動的に確認するための技術の開発を目指している。設計審査においては、文書間の矛盾の検出は重要であるが、手のかかる作業だからである。

この技術を開発するには、まず技術文書をデータベース化することが必要である。また、矛盾というのは「AとBが同時に成立することはない」ということであるが、この判断を機械が行うためには、AとBの意味内容を機械が理解していなければならない。それを可能にするには、技術文書の内容の理解に必要となる専門知識もデータベースに蓄積し、これを機械が自由に参照できるようになっている必要がある。

技術文書のデータベース化は、私が在職中から手がけていたテーマであり、その現時点における成果が衛星情報ベース2（Spacecraft Information Base 2、略してSIB2）である。SIB2は、衛星を運用する上で必要となる衛星の機能に関する情報をデータベース化したものであり、現在のほとんどの宇宙研のプロジェクトで使用されている。しかし、SIB2に格納されている情報は、衛星の技術情報のほんの一部でしかなく、さらに様々な情報をデータベースに格納する必要がある。

そこで、SIB2の拡張を行うために使える技術がないかと様々な分野の研究成果を渉猟してみたのだが、適当なものは見当たらない。例えば、形式手法と呼ばれる方法が提案されている。これは、システムの仕様をコンピュータプログラムのような形式で厳密に記述するという方法である。私も衛星の仕様の一部をこの方法で記述してみたのだが、厳密に記述できたとしても、その記述内容が人間の意図と合っているかどうかを確認するのが非常に難しいのである。システム開発は必ず人間の意図から始まるわけであるから、人間の意図もデータベースの内容に反映させる必要がある。人間の意図や認識との整合性も確認できるような形で技術文書や専門知識をデータベース化する技術は現時点では存在していない。しかし、その技術を確立すべく、知恵を絞りながらアイディアを出しているところである。

ところで、上で説明したような開発方法はバックキャスティングと呼ばれている。これは、将来の目標を定め、それを実現するためには現在何を行えば良いかを考えるという方法である（図参照）。この方法は環境の分野で昔から使われていたものであるが、技術開発の分野でもここ1～2年の間によく聞かれるようになってきた。

宇宙研における技術開発はそもそもプロジェクト指向のものが多く、特定のプロジェクトを実現するための技術開発はバックキャスティングになっていると言える。しかし、世の中の一般的な技術開発（特に大学における工学系の研究）は、そうなっていないものも多いように思える。学会での発表を聞いても「それで将来どうなるんだよ」と思うようなものが多い。バックキャスティングでやれば必ず成功するという保証はないが、世の中を変えるような革新的な技術開発を行う場合、将来の姿を具体的に想定することは重要である。米国の再使用ロケットなどはバックキャスティング開発の好例である。将来の目標は、わざわざ探し出す必要はなく、普段から不自由に感じている問題について「将来はどうあるべきか」を考えれば、自然に決まるはずである。

バックキャスティングが研究者の間で使われない理由の1つは、定期的に論文を書いていないと昇進できないという研究者の評価制度にもあると思う。研究者の研究成果は（特に工学研究者の場合）、世の中にどれだけインパクトのある研究を行ったかを10年単位で評価すべきである。今の制度では、世の中を変えるような技術開発を何年もかけて行うことは困難である。

幸いなことに、私は昇進の必要がないので、自分の考えに従い、将来の目標に向かって研究を続けたいと思っている。もちろん、成功するという保証はないが、少しでも目標に近づけるように努力するつもりである。

編集後記

Ryugu リターンサンプル分析で大忙しの中、多くの方々に編集を助けていただきました。今回、SPICA が最終選抜前に取り下げという残念な結果になりました。経緯、教訓、国際共同ミッションの進め方、赤外線天文ミッションへの期待を 3 名の方に執筆いただきました。

田中　智（たなか さとし）

ISASニュース　No.488　2021年11月号

発　　行／国立研究開発法人　宇宙航空研究開発機構　宇宙科学研究所
発行責任者／宇宙科学広報・普及主幹　藤本 正樹
編集責任者／ ISAS ニュース編集委員長　山村 一誠
デザイン制作協力／株式会社アズディップ
〒 252-5210 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1　TEL: 042-759-8008

ISASニュースはインターネットでもご覧いただけます。▶https://www.isas.jaxa.jp/