

## 宇宙科学の「技術」のフロントローディング 2024 年度の成果

|                                     |       |
|-------------------------------------|-------|
| 技術 FL チームリーダ                        | 山田 和彦 |
| 赤外線センサ (InGaAs) 高性能化                | 片坐 宏一 |
| スターリング冷凍機の高信頼性・長寿命化及び駆動回路系による擾乱制御技術 | 山崎 典子 |
| 探査機放熱量の自律制御のための軽量な可逆展開ラジエータ         | 澤田健一郎 |
| 超小型惑星 EDL (大気圏突入、空力減速、着陸) 技術        | 永田 靖典 |
| 半永久電源技術                             | 曾根 理嗣 |

宇宙科学研究所では、2020 年度に「宇宙科学の技術のフロントローディング (以下、技術 FL)」活動を開始して、今年 2024 年度の活動を終えて、これで丸 5 年間の活動になった。技術 FL 活動は、「直近のミッションの立ち上げに推進力を与え」つつ、「将来にむけた魅力的なミッションを創出する」活動を両輪として、宇宙科学ミッションにおいて基盤的・共通的に必要で、かつ、宇宙科学プログラム全体に波及効果の高い技術課題を抽出し、ミッションに先行した集中的な投資でその技術成熟レベルを一気に高めることを理念・目標にして進めている。

この活動で最初に力を入れたのは、超小型の探査機技術であり、2021 年度までの 2 年間で、「超小型統合 AOCs ユニットの開発」「小型軽量 MEMS-IRU の開発」「惑星表面での活動のための基盤技術」の 3 つの課題を集中的に実施し、それぞれ、超小型探査機 (Comet Interceptor, OPENS)、小型ローバ (LUPEX)、月面小型ロボット (SLIM の LEV) などのミッションの立ち上げや実現に貢献していると同時に、超小型探査機・超小型ローバの技術分野の活性化に貢献した。

そして、そこから 3 年、今年 2024 年度には、技術 FL 活動の立ち上げ当初に開始した課題のうち、以下の 5 件について、将来につながる一定の成果を得て、完了した。

- 1) 赤外線センサ (InGaAs) 高性能化 (担当：片坐宏一)
- 2) スターリング冷凍機の高信頼性・長寿命化及び駆動回路系による擾乱制御技術 (担当：山崎典子)
- 3) 探査機放熱量の自律制御のための軽量な可逆展開ラジエータ (担当：澤田健一郎)
- 4) 超小型惑星 EDL (大気圏突入、空力減速、着陸) 技術 (担当：永田靖典)
- 5) 半永久電源技術 (担当：曾根理嗣)

1) の赤外線センサに関しては、直近のミッションとしては JASMINE への搭載を目指し、そして、天文観測のみならず地球観測への応用をも見据えた高性能なセンサの開発を目指したものである。4 年間の活動で、宇宙機に搭載可能な大型の赤外線センサの国産開発に成功している。

2) のスターリング冷凍機は、天文観測では必須であり、日本の強みでもある冷凍機に関連した課題で、従来ミッションで主力として用いられてきたスターリング冷凍機の高性能化を目指し、長寿命化・低擾乱化に挑んだ。5 年間の活動の末、当初の目標を達成する新型のスターリング冷凍機が完成した。これは、直近では、LightBIRD の 2KJ 冷凍機の予冷機として活用されることになる。

3) の可逆展開ラジエータは、今後のミッションでますます増大するであろう、月面上や深宇宙航行の

ような温度差が大きい環境での熱制御を自律的かつ低リソースで実現できる先進的な技術である。5年間の活動で、実際に探査機に搭載可能な実証モデルの開発を完了し、DESTINY+に搭載しての宇宙実証を待っている。

4) の EDL 技術は、次世代の大気圏突入技術として注目されている展開型エアロシェルに関する研究開発を進めた。5年間の活動で、2度の観測ロケットを利用した大気圏突入実験を実施するなど、技術成熟レベルを大きく引き上げた。この技術の成熟は、火星本星着陸ミッションの機運を高め、国内主導の火星本星探査計画の検討が本格的に開始された。本技術は、宇宙戦略基金のテーマとして選定されたため、それに引き継ぐことになり、民間や大学の力を得てさらに加速度的に開発が進められ、火星本星着陸探査の実現につながっていくことが期待される。

5) の半永久電源技術は、惑星探査の範囲を大きく拡大できる技術として潜在的な需要が高まってきている。その中で、技術 FL の4年間の活動で、国内でこの技術を実現するための方策を検討してきた。そして、この活動をきっかけにして、国産の半永久電源の実現にむけた議論が高まり、その結果、宇宙戦略基金のテーマに選定され、オールジャパンでの開発活動へと発展しています。

これらの技術課題の詳細については、それぞれの担当者に、技術 FL 活動で得られた成果に加えて、その先のビジョンについても詳しく紹介していただきます。

技術 FL 活動では、今、これらの完了した技術課題と入れ替わるように、次の将来を見据えた技術の研究開発を開始していきます。特に、JWST の次の国際的な大規模天文観測計画である HWO (NASA Habitable Worlds Observatory) に参画すべく新しい観測技術の開発、日本主導の火星本星着陸探査プログラムを支える惑星保護技術の獲得は、ここ数年で最も力を入れていくべき課題として取り組んでいきます。

また、日本の強みをさらに伸ばし、世界をリードする先進的なミッションを実現するための技術として、冷凍機技術とサンプルリターン技術は、継続的に技術 FL で実施すべき課題と認識しています。冷凍機技術のさらなる発展形であるスターリング冷凍機を予冷機として組み込んだ 2KJT 冷凍機システムと輻射放熱技術の V-groove を組み合わせた極低温環境を探査機システムとして実現する技術の確立や、スノーラインを超える深宇宙からの帰還を可能にするサンプルリターンカプセル技術の獲得は、2030 年代の魅力的な宇宙科学・惑星探査を実現するための重要技術と認識し、集中的に取り組んでいます。

今後の技術 FL 活動では、ここで紹介したような将来の宇宙科学プロジェクトへの波及効果が高い技術を抽出し、それに先行的かつ集中してリソースを投入し実用技術まで高めていく活動については、これまでどおり、その理念がぶれないように進めていきます。加えて、この活動の成果の価値をさらに高めるべく、ここで開発した技術を宇宙空間での実証を行うためのテストベッの開発・機会確保も行っていきたいと思っています。例えば、数年に1度は軌道上実証機会を提供することで、技術 FL で開発した技術をより高いレベルで出口ミッションに提供できるようにすることも目指していききたいと考えています。

## 赤外線センサ(InGaAs)高性能化

2025 年 4 月 11 日

宇宙物理学研究系 片坐 宏一

赤外線を使って宇宙を見ると、可視光では見ることでできない多様な宇宙の姿を見ることができます。宇宙空間に分布しているガスや塵に隠されて観測が難しい星や惑星の誕生の現場や我々の銀河の中心方向の深部、さらに放出するエネルギーの大半が赤方偏移によって赤外域にくる遠方銀河について赤外線での観測は適しています。しかし、特定の波長以外の赤外線の多くは地球大気に吸収されて地上まで届かないため、宇宙に打ち上げた赤外線望遠鏡を用いて観測が行われてきました。

赤外線観測の鍵となるのは、赤外線に感度を持つセンサ（検出器）です。センサの性能の違いがミッションの価値を決定づけるとも言えます。ここで、近年のセンサ開発のトレンドとして、受光素子と読み出し IC を積み重ねて接合したハイブリッド型センサ技術が必要不可欠になっています。特に赤外線 CMOS ハイブリッド型センサは、世界的に見ても米国 1 社に依存している状況にあります。また、既存の主要な赤外線センサの 1 つは水銀・カドミウム・テルル (HgCdTe) が用いられており、有害物質である水銀やカドミウムを含まない代替品が求められています。そこで、我が国が自主的に赤外線観測ミッションを行えるように、宇宙で使用できるセンサ技術を発展させることが必要です。これは、今後の多様な宇宙科学・探査ミッションの創出や、そのための開発リスク低減に資するものです。

私たちは、我が国の独自性の確保や国際的プレゼンスの向上のために、インジウム・ガリウム・ヒ素 (InGaAs) を用いた赤外線受光素子と CMOS ハイブリッド型センサの宇宙仕様化へ向けた開発を行ってきました。すでに、国立天文台と国内半導体メーカーが共同で、地上望遠鏡への搭載を目的とした InGaAs を用いた低ノイズ・高感度の赤外線 CMOS ハイブリッド型センサの開発に成功しています。このセンサは、国内の口径 1m クラスの大学所有の地上望遠鏡への搭載実績があり、将来的にはさらに大口径の地上望遠鏡で用いることも検討されています。

InGaAs センサは、インジウム・リン (InP) 基板の上に、半導体製造の薄膜結晶成長技術を用いて InGaAs の結晶を成長させることで製造されます。InP 基板は赤外線を透過させるものの、放射線が当たると基板中で蛍光発光が起こります。宇宙空間で運用する人工衛星はたくさんの宇宙放射線の影響を受けますが、宇宙からの微弱な光を捉えることを目的とした宇宙用センサとしては、この放射線による InP 基板の蛍光発光は観測にとって重大なノイズになります。そこで、InGaAs を結晶成長させた後の InP 基板を除去して、その上で受光効率を上げるために表面に反射防止コートを実施することにしました。また、読み出し IC についても、耐放射線性の強化や低ノイズ化による性能向上を目的として、新規に回路設計を行いました。

2021 年度は InP 基板除去および反射防止コートの技術実証を目的として、128×128 ピクセルの小規模センサの試作を行い、2022 年度にかけて冷却性能評価試験を実施しました。セン

サの受光効率は想定通りの性能を示し、InP 基板除去によって蛍光発光が抑えられていることも確認できました。

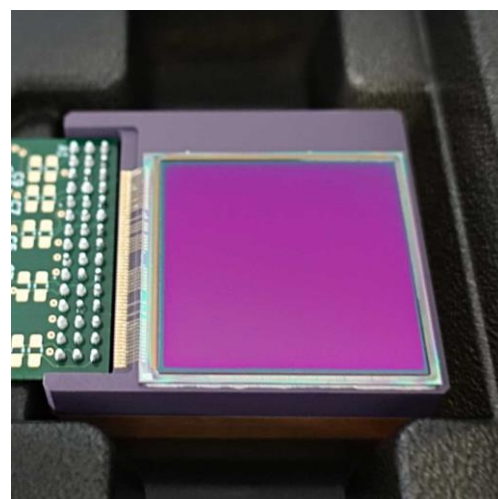
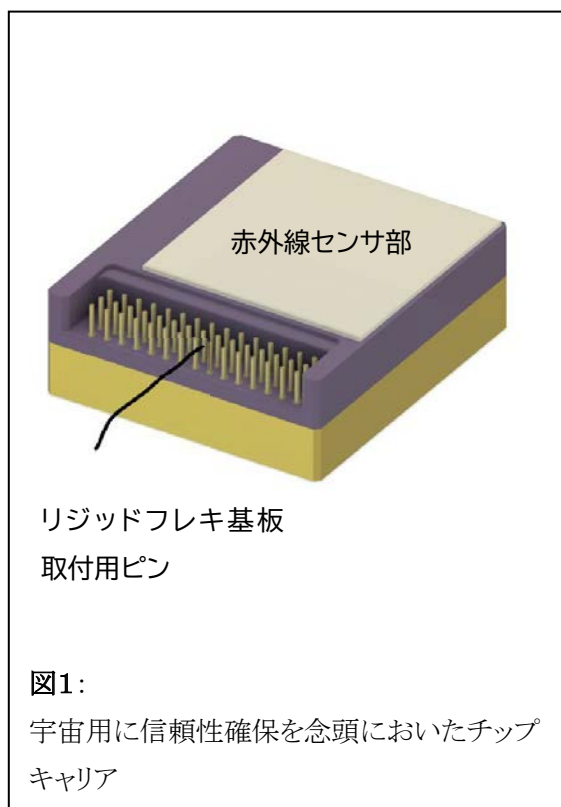
2022 年度には、約 2000×2000 ピクセルの大規模センサの試作を行い、2023 年 3 月末に試作品が納入されています。この大規模センサを用いて、基板除去および AR コート施工の効果を検証した結果、いずれも想定通りの成果が得られ、赤外線センサ開発の技術実証として大きな前進を遂げました。

センサチップを載せるチップキャリアも、以前は地上望遠鏡用のものを流用していましたが、2023 年度には衛星搭載向けに新たに開発しました。これは、宇宙用に求められる信頼性と熱接触を確保するためです。

2023 年度から 2024 年度にかけて、この新規開発したチップキャリアを用いて再び約 2000×2000 ピクセルの大規模センサの試作を行ったところ、読出し IC ではライン欠損などの不具合はなく、InGaAs 搭載品においても、正常な動作をしない不良画素の割合の低減を実現しました。これらの成果により、宇宙用センサとしての完成度がさらに高まりました。

さらに、放射線照射試験や機械環境試験を実施し、人工衛星に搭載するセンサとしての総合評価を行う計画です。試験設備の不具合や更新の影響で 2025 年 3 月末の時点ではまだ評価試験が実施できていませんが、試験設備の改修が終了次第、試験の実施を計画しています。

このセンサは、天文観測用低ノイズ InGaAs センサとしては画素数が世界最大のものであり、天文観測のみならず、惑星探査、気象衛星・地球観測衛星など幅広い用途での活用が期待されています。直近では、赤外線位置天文観測衛星 JASMINE への搭載を視野に入れています。



## スターリング冷凍機の高信頼化・長寿命化及び駆動回路系による擾乱制御技術

山崎典子

技術 FL として、宇宙での冷却技術の開発の一貫として 2020 年度より進めてきた、スターリング冷凍機の高信頼化・長寿命化および駆動回路系による擾乱制御技術が 2024 年度で当初の目的を達成し、終了することができた。関係者および応援してくださった方々に御礼申し上げる。

機械式冷凍機とは、電氣的な力などで運動により気体を圧縮させることで、熱を奪い冷却するしくみの冷凍機一般を指す言葉で、一般的な熱から仕事を生む熱機関の逆サイクルを行う。中でもスターリング冷凍機は、蓄冷材で熱交換をするスターリングサイクルを用いることで理想的にはカルノー効率になる。一般的にセンサーは、冷却をすることで雑音を押えて高感度になることが多いが、地球観測衛星等では、50～80K（絶対温度、摂氏-273 度）で十分なことが多い。測定対象の地球が 300K なので、あまり冷やしても意味がないのであろう。一方で、宇宙科学ミッションでは究極の感度を目指してそれ以下の温度も必要となる。本技術 FL で扱う 2 段スターリング冷凍機(2ST)は、常温から始めて 100K で 1W, 20K で 200mW の冷凍能力を 90W 程度の電力で得ることができる。2ST は、ジュールトムソン (JT) 冷凍機の予冷機としても用いることもできるし、20K を得るためにも用いることもできる。現在観測中の XRISM 衛星では、センサーを 0.05K まで冷やすために、断熱消磁冷凍機、液体ヘリウム 30L、ジュールトムソン冷凍機 1 台、2 段式スターリング冷凍機 4 台を用いるシステムを構成している。

このように便利に使える冷凍機であるが、実際にシステム設計をすると問題になるのが、圧縮機を駆動することによる振動擾乱と寿命の問題であった。圧縮機は、磁石でピストンを動かすレシプロエンジンをピストン対抗型にしているが、それでも「ひとみ」/XRISM では雑音源となり振動アイソレータを必要とした。また、摺動部があることから、駆動機構の寿命を 3 年以上とすることが難しかった。

先にも述べたように宇宙科学ミッションが主な用途の極低温を目指す冷却系技術は、使用者が少ないが故に、JAXA 宇宙研と研開本部がメーカーと協力して宇宙用に特化した開発を続けてきた。実験室ならどこでも GM(ギフォードマクマホン、シュッポンシュッポン音がする奴)冷凍機を買ってきて使えばよいのだから、研究者が開発するようなものではない、と言われたこともあるが、小さな GM 冷凍機でも 1kW 以上、実験室にある 7kW 圧縮機は水冷が必要で、そんな物は衛星上で使えない。そして折角作ったものが、雑音源だ、これで観測寿命を制限する、となってよいわけではない。その一念での技術 FL 提案であった。

擾乱の大きな原因となっていたのが、ピストンを支えるボールベアリングである。擾乱を加速度計で計ると、駆動周波数の倍波成分だけではなく、連続的な周波数スペクトルがあり、しかもそれが安定しない。ボールが当たりながら動いているためだが、これでは制御が効かない。そこでピストンの支持構造を板バネにすることにしたが、ピストンとシリンダーは～10 $\mu$ m 以下の間隔を保ち、接触せずに動き続けなくてはならない。設計、組立、動作試験とあれこれ問題が起きた。またモーター用の磁石は磁場の強いものを形状に合わせ、またアウトガスを減らして特注しているのだが、小ロット生産から撤退したがっているのを頼みこんで作成してもらっている上に非常に時間がかかる。部品の待ち時間と、試験に入ってから慌ただしさが対照的で、良く言えば緩急の多い長い開発となってしまった。

一方で、板バネにすると予想通り擾乱は小さくなり、駆動周波数の倍波のみが目立つものになった。内部での擦れがないことから、長寿命化も期待できる。どうやって制御をするか、ロジックについても

様々な議論と実験がなされたが、結果としてはフィードバック制御をかけるときれいに擾乱が落ち、XRISMのアイソレータ要求を上回る結果が得られた。10数年前の「ひとみ」EM試験時に擾乱に出会ったときの混乱（冷凍機のボルトを緩めて上からクレーンで吊ると雑音が下がるんですけど、この環境を衛星上で作れってことです！にたどり着くまでとその後のあれこれ）を思うと大飛躍である。とはいえ、外観はやや大きくなったが、さしてかわり映えするものでもない金属円筒、また冷却能力を向上させたわけでもない、地味なモデルチェンジ開発である。この地味な開発の意義を認め、実行させていただけたことに改めて深く感謝する。

さて、良い物になった2段スターリング冷凍機、是非国内外のミッションでお使いいただきたい、冷蔵庫みたいにコンセントつなげばOKではないが、使い勝手は随分向上したとお勧めできる状態にはなった。今後学会発表等でのアピールも進めるが、まずは日本国内の関係者に理解してもらい、「いいものありますよ」と海外でも自慢して貰えるよう務めたい。以下にスペックもつけるが、興味のあるかたは是非ご連絡を！ミッション考案側にたつと、常に「もうちょっと能力があがれば」「少し過剰なのでそれなら小型化できないか」という具合に微調節の注文を出したくなる。開発側にたつと、最初は環境試験かけて寿命試験をこれからして、の手間からは各種取りそろえのカatalog品にできない事情がある。ファクター2倍程度のずれについては、冗長の意味も含め2台使うとか、マージンのある運用で対応可能だろうが、ファクター5違う需要があれば違うことを考えるのが次のステップになるだろう。無茶で魅力的で楽しい提案を掘り起こしたい。



圧縮機外観



コールドヘッド外観

|         |        | 技術FL作成2段スターリング冷凍機 |
|---------|--------|-------------------|
| 冷凍能力    | @100K  | >1W               |
|         | @20K   | >0.2W             |
| 消費電力    |        | 90W以下             |
| 圧縮機     | 外形（最大） | φ126mmx 400mm     |
|         | 質量     | 9.5 kg            |
| コールドヘッド | 外形（最大） | φ97 mm x 340 mm   |
|         | 質量     | 2.5 kg            |
| コネクチューブ |        | 250mm以下           |
| 作動ガス    | 4He    | 0.8 MPa（実績）       |
| 駆動周波数   |        | 18 Hz（実績）         |

## 探査機放熱量の自律制御のための軽量な可逆展開ラジエータ技術

澤田健一郎，可逆展開ラジエータ開発チーム

### なぜ可逆展開ラジエータが必要か

太陽系を自由に探査するために必要な熱制御技術は？熱制御の専門家として、この問いに答える一つの手段が可逆展開ラジエータであると考えている。本技術は、深宇宙を航行する小型探査機にとって、より遠方の探査機を実現するために必要な技術である。スノーライン以遠の外惑星では受光可能な太陽エネルギーに限られ、太陽光をエネルギー源とする限りは、宇宙機システムにおける使用電力の割合の大きいヒータ電力の削減は必要不可欠である。本技術は放射性同位体を用いた熱電変換技術等の発電手段を保有していない中での遠方探査のためのキー技術となり得る。例えば、寒冷な環境に対応するにはあらかじめ着込んで地球を出発すれば良いが、そうすると太陽に近い内惑星の環境では暑すぎて熱設計が破綻してしまう。特に、小型探査機で外惑星を目指す場合、小さな推進エネルギーで軌道に到達するために、内惑星スイングバイによる軌道遷移を利用する必要がある。そうすると、暑熱環境と寒冷環境の双方に対応可能な熱設計が求められ、このような広範な太陽距離に対応する設計の実現は極めて困難となる。地球近傍のみの運用であれば、一つの服装でも日陰時にはヒータによる保温のみで対応可能である。しかし、例えば金星（0.7AU）から木星（5.2AU）といった広い範囲の太陽距離（太陽～地球：1AU）に対応するには、従来の固定された放熱面とヒータによる保温のみでは、探査機搭載機器の温度を所望温度に維持するのは困難となる。太陽からの熱入力とは太陽距離の二乗に反比例するためである。このような大きな太陽距離の変化に対応する技術として、一つの服装で放熱量（保温量）を自律的に調整できる「可逆展開ラジエータ」技術の開発を進めてきた。高温時には放熱面を見せることで排熱量を増大し、低温時には断熱面として放熱量を低減する技術である（図 1）。日本が世界に先駆けて開発を進めてきたこの技術は、形状記憶合金アクチュエータによってラジエータを温度に応じて開閉する仕組みを用いている。特に外部熱環境の影響を受けやすい小型探査機や ON/OFF に伴う排熱変動の大きい機器を搭載する探査機（イオンエンジンシステム搭載探査機）において適用効果が大きい。

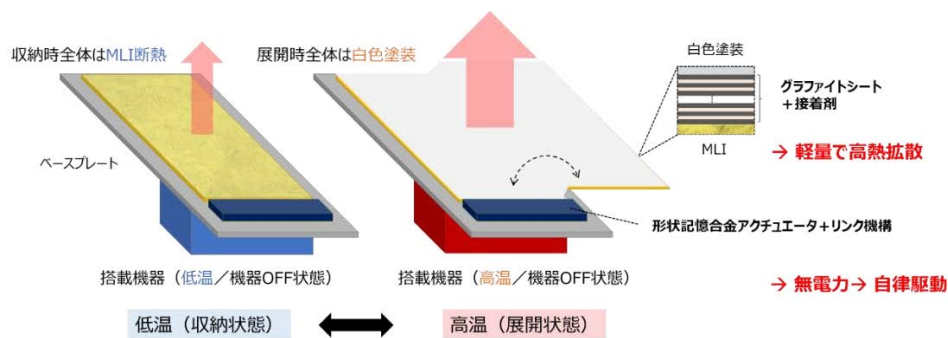


図 1 可逆展開ラジエータの概略図

可逆展開ラジエータの技術のベースは、2002 年に名古屋大学の長野教授ら<sup>\*1</sup>によって提案された、放熱面を柔軟で高熱伝導性を有するグラファイトシートで構築し、放熱面を形状記憶合金アクチュエータで展開収納して放熱量を調整するコンセプト提案となる。以降、地道な研究開発活動が積み重ねられ、金星探査機 PLANET-C「あかつき」への搭載も検討されたが、当時の技術成熟度の問題もあり、実機搭載には至らなかった。これらの経験を経て、2020 年より技術 FL の枠組みの中で、JAXA、名古屋大学及び株式会社ウェルリサーチの3者で協力しながら、実用化に向けた開発を進めてきた。この技術の FL 活動は、まさに研究フェーズと実用化フェーズの間の「死の谷」を超えるための重要な取り組みであり、将来のミッション適用検討時点において十分な技術成熟度を確保するために不可欠である。

\*1 H. Nagano et al., Simple Deployable Radiator with Autonomous Thermal Control Function, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 20, 4, 2006, pp. 856-864

### **技術 FL における可逆展開ラジエータの開発成果**

技術 FL 活動は 2020 年度より BBM 開発に着手し、2024 年度にフライト実証可能な技術成熟度を有する技術実証モデルの開発を完了させた（図 2）<sup>\*2</sup>。開発目標仕様と開発結果を表 1 に示し、開発した可逆展開ラジエータの技術実証モデルの外観図を図 2 に示す。収納状態では多層断熱材（MLI）で覆われた断熱状態であり、展開状態では全面が白色塗装、さらに面積も 2 倍となることで放熱が促進される。質量は約 1kg と軽量であり、100W 以上の放熱が可能で、比較対象となるサーマルルーバの放熱効率 53W/kg を上回る放熱効率 100W/kg を目標とした。展開収納角度は厳密に管理しており、収納角度は保温能力に影響し、展開角度は太陽光の入射状態に影響するため、目標仕様に対して確実に展開収納を可能とした。展開収納のヒステリシスについては、一般的な機器の許容温度範囲（-30℃～+55℃）を考慮し、熱設計上のマージンを確保した。これらの仕様を満たす技術実証モデルを実現するために、開発過程では打上げ時の機械環境耐性や展開収納耐久性の確保に多くのハードルを乗り越えてきた。軽量化のキー技術となったグラファイトシートは展開収納部の形状や積層構成で工夫を凝らしており、本技術のコアとなる形状記憶合金アクチュエータについては、そのヒステリシス特性改善や耐久性確保のために多くの試行錯誤を行った。形状記憶合金には Cu-Al-Ni 系の単結晶形状記憶合金を用い、バイアスバネとの釣り合いからなる直線運動を発生させ、放熱面の展開軸上にあるリンク機構と接続することで、効率的に回転運動に変換して放熱面を展開及び収納させた。この駆動方向の違いにより展開収納状態が決定しており、低温時にはバイアスバネの力で収納し、高温時には形状記憶合金の力で展開するが、このバランスの調整やアクチュエータ内の熱抵抗低減等にも多くの時間を割いた。これらの活動を経て、目標性能を満足しながら耐環境性を有する可逆展開ラジエータを実現しており、5 年間の活動によって TRL3 から TRL6 まで技術成熟度を向上できた。

\*2 澤田他, 可逆展開ラジエータ軌道上実証モデルの開発, 第 68 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3J18, 2024

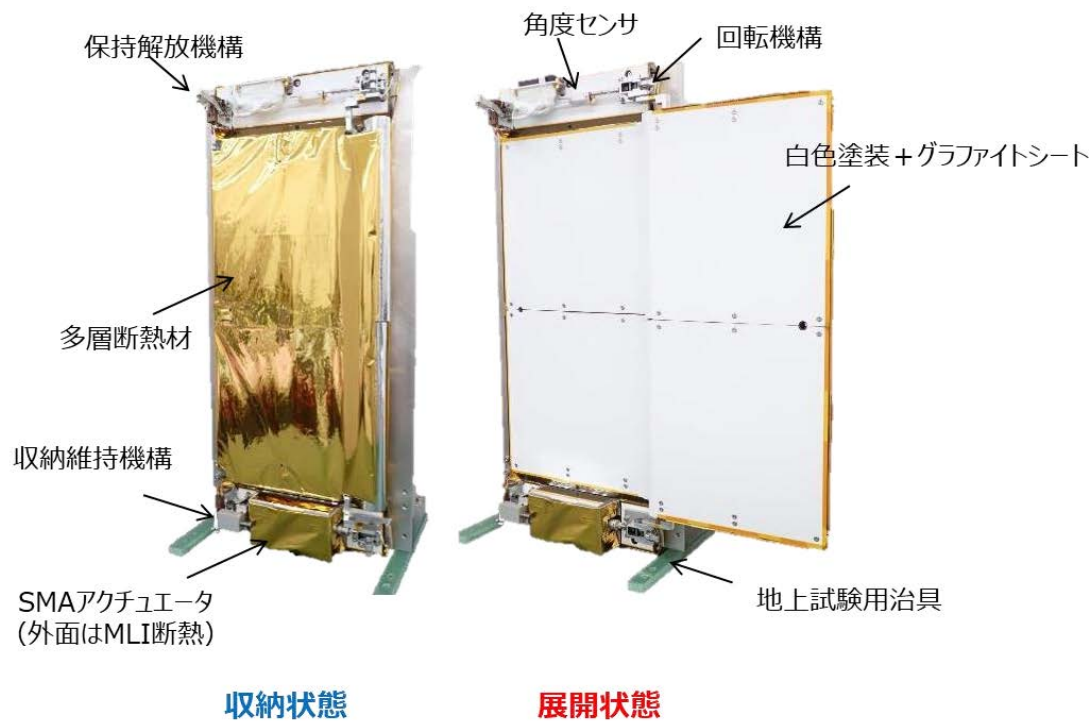


図 2 可逆展開ラジエータ技術実証モデル外観図

表 1 可逆展開ラジエータの開発仕様と開発結果

| 項目             | 要求仕様 (目標仕様)                                                                                       | 開発結果                                       |
|----------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------|
| 質量             | 1.238kg (最大)                                                                                      | 1.151kg*1<br>(0.670kg)                     |
| 放熱能力           | 100 W, SMA温度=45℃                                                                                  | 100W                                       |
| 放熱面積<br>(裏面断熱) | 収納状態: 0 m <sup>2</sup><br>(サイズ: 0.24m×0.6m程度)<br>展開状態: 0.28 m <sup>2</sup><br>(サイズ: 0.48m×0.6m程度) | 収納状態:<br>0.24m×0.6m<br>展開状態:<br>0.48m×0.6m |
| 収納完了時角度        | 0° (許容公差: +10°)                                                                                   | 0° (熱真空計測値)                                |
| 展開完了時角度        | 180° (許容公差: -5°)                                                                                  | 180° (熱真空計測値)                              |
| ヒステリシス特性       | ヒステリシス: 30℃以下<br>- 収納完了時: 0℃以上<br>- 展開完了時: 30℃以下                                                  | 大気圧: 13.5℃7.7℃~21.2℃)<br>真空: 23℃ (0℃~23℃)  |
| 応答性            | 1000秒以下での<br>収納・開閉変化完了                                                                            | 420秒~786秒                                  |
| 放熱効率           | 100W/kg (目標)                                                                                      | 86.9 W/kg*2<br>(149.3W/kg)                 |

\*1 DESTINY+実証用としての質量であり, システム構体から断熱支持するためのプレート及び断熱支持材が含まれる  
実際のバスシステム適用時は ( ) 内の記載値となる。

**可逆展開ラジエータで目指す世界**

技術 FL にて開発した可逆展開ラジエータの性能について、従来のラジエータと比較した場合、図 3 に示すように放熱量の ON/OFF 比は約 3.8 倍と高い放熱量変化を実現できている。熱環境の変化や搭載機器発熱量に対して、従来よりも効率的に対応可能であることはこの結果から明らかであり、この技術によって従来は熱設計上の課題で到達できなかった領域を切り拓けると考えている。この可逆展開ラジエータは次のステップとして軌道上実証を予定している。小型深宇宙探査技術実証機「DESTINY+」において、バス技術としてではなく、実証機器として試験用ヒータを搭載した上で、軌道上における展開収納試験を実施することで TRL を上げる予定である。さらにその先のバス技術の適用先として、超小型探査機による外惑星探査を計画中の OPENS-0 への適用検討を進めている。OPENS-0 は超小型探査機で内惑星スイングバイから土星圏を目指すミッションとなっており、まさに可逆展開ラジエータのメリットが活きるミッションであると考えている。今後、超小型探査機による高頻度な外惑星探査ミッションをリードするキー技術として期待している。さらには、可逆展開ラジエータのように放熱量を温度に応じて自律的に変化させる技術は、近年開発競争が激しい月探査のような熱環境変動が大きい環境でも必要な技術となる。世界各国でも可逆展開ラジエータを追い越そうと開発が進められている状況であり、日本は世界に先駆けて実用化に近いフェーズにある。この状況を活かし、探査機にとどまらず、探査ローバも含めた適用範囲の拡大も進めていきたい。

RTPの放熱量のON/OFF比（高温と低温の放熱量の比）は従来ラジエータの**3.8倍\***  
\*(100W/10W)/(73W/28W)~3.8

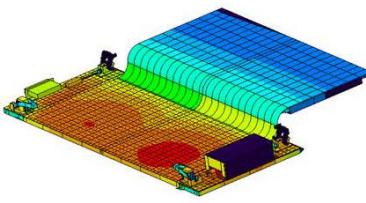
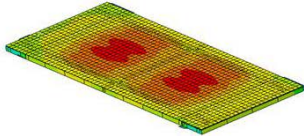
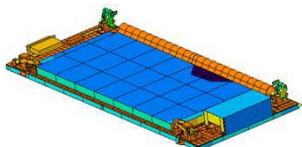
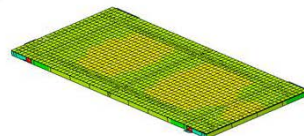
| RTP                                                                                                                       | 従来ラジエータ                                                                                                                    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <br>熱負荷（発熱相当）：100W<br>ベースプレート平均温度：39℃  | <br>熱負荷（発熱相当）：73W<br>ベースプレート平均温度：39℃   |
| <br>熱負荷（ヒータ相当）：10W<br>ベースプレート平均温度：-24℃ | <br>熱負荷（ヒータ相当）：28W<br>ベースプレート平均温度：-24℃ |

図 3 可逆展開ラジエータの適用効果

## 超小型惑星 EDL（大気圏突入、空力減速、着陸）技術

永田靖典

超小型惑星 EDL 技術では、10kg 程度の超小型着陸機クラスでの惑星着陸探査ミッションの実現を目指しています。従来の火星着陸探査では 100kg 超の大型着陸機によるミッションとなり、これに伴い探査ミッションの規模が大きくなることで、探査機会や探査地点が非常に限られたものとなっています。しかし、近年の技術進歩によって、超小型の宇宙機が地球近傍のみならず、月軌道や深宇宙領域でも利用され始めています。超小型着陸機が実現することで、複数地点への着陸探査やピギーバック方式での探査機会の増加によって、新たなミッションの創出が期待されます。また、先遣隊として利用することで、大型ミッションの価値を高め、リスクの低減にもつながります。

その鍵となる技術が「展開型のインフレータブル型エアロシェル（展開シェル）」になります。従来方式では、たとえ火星圏に探査機を送り込んだとしても、火星表面に着陸させるには大型の着陸機が必要になります。惑星着陸の達成には、大気圏突入 (Entry)、空力減速・緩降下 (Descent)、着陸 (Landing) の各フェーズを達成する必要があります。これらを総称して EDL と呼ばれます。従来の EDL 技術では、ヒートシールドやパラシュートなどが組み合わせられた複雑かつ多くのリソースを必要とするシステムが用いられており、着陸機を小型化することが困難でした。これに対して展開シェルは、予めコンパクトに収納された軽量大面積のエアロシェルを大気圏突入前に展開することで、効率良い空力減速と空力加熱の緩和を実現できます。これは、厳しい空力加熱から機体を保護するヒートシールドの削減と、減速用パラシュートおよび開傘デバイスの排除を可能とし、シンプルかつ軽量のシステムの実現につながります。この特徴は、大気密度が薄く、空力減速が難しい火星で特に有効で、これにより大気圏突入・空力減速を達成できるため、さらに着陸の技術を組み合わせることで EDL を達成することができるようになります。

展開シェル技術は、これまで観測ロケット実験などを通してコンセプト実証を行ってきました。技術 FL の本活動では、超小型火星着陸機に適用可能な技術として確立させることを目標に、2020 年度から 2024 年度までの 5 年間で、技術習熟度 (TRL) を 4 (ブレッドボードモデル (BBM) 相当) から 6 (プロトタイプモデル (PM) 相当) に引き上げることを目指して進めてきました。この展開シェルのインフレータブルリング部は、形状を維持するための高い内圧に耐える気密性と、空力加熱による高温に耐える耐熱性を兼ね備える必要があります。特殊な素材を組み合わせ製造されます。製造工程の関係で寸法精度の再現が難しく、製造後の検査も難しいため、経験を積み重ねて製造技術を確立していく必要があります。また、サイズが巨大であり、地上実験では検証しきれないため、製造したものの性能検証には“フライト実験による実際の飛行環境下での検証”が必要になります。また、より高い耐熱性の獲

得を目指して、地上実験での検証方法の確立や候補となる素材の調査も行ってきました。

本活動は、前半 2 年の直径 1.2m 展開シェルの技術獲得、後半 3 年の超小型火星着陸機を想定したより大型（直径 2.5m 以上）の展開シェルの技術獲得に大きく分けられます。

前半では、コンセプト実証による知見に基づいて素材や製造方法の見直しを行ってきた設計技術を形にすべく、実際のミッションへの適用を想定して、より軽量・より高耐熱・より高耐久性を持つ展開シェルの実現を目指しました。この段階では、それまでの製造経験が豊富で、フライト実験への適用経験がある直径 1.2m サイズを対象として技術獲得を進めました。その集大成として、出来上がった展開シェルは 2021 年 7 月の観測ロケット S-520-31 号機実験により性能検証を行いました（図 1）。結果として展開シェルはフライト実験で期待通りの機能を発揮し、新しい設計技術の有効性が確認されました。

後半では、前半で検証された展開シェルの大型化し、超小型火星着陸機で想定されるサイズの展開シェルの実現を目指しました。火星で十分に空力減速するためには直径 1.2m では不足であり、より大直径の展開シェルが必要となります。しかし、大直径の展開シェルの製造経験は少なく、大型化することでそれまで見えていなかった製造上・機能上の問題点が懸念され、実際に大型の展開シェルの製造して検証することで、技術獲得を進めました。その集大成として、直径 2.5m の展開シェルの 2023 年 12 月の観測ロケット S-520-33 号機実験により性能検証を行いました（図 2, 3）。結果として直径 2.5m の展開シェルについても期待通りの機能を発揮することが確認されました。

展開シェルの機能検証はフライト実験を通して順調に進めることができ、それに伴い製造技術についても順当に確立されつつあります。しかしながら、製造した展開シェルに不具合（インフレータブルリング部の気密漏れ）が生じることがあり、いつも期待通りに機能してくれるとは限らず、耐久性・信頼性に難点があることも明らかになってきました。実際に、超小型火星着陸機で必要となる直径 3m の展開シェルの試作品製造において不具合が生じました。また、これに関連して、2024 年 11 月の観測ロケット S-520-34 号機実験で使用された直径 1.2m 展開シェルでもフライト中に不具合が発生しました。現状では十分な信頼度に達していない一方で、直径 3m 展開シェルの形作ることはできており（図 4）、ここに地上実験を通して検証・選定した高耐熱性の断熱素材を組み合わせることで、火星だけでなく、より幅広いミッションに適用可能な展開シェルが実現されることになります。

本活動は次の活動に引き継がれ、その中で信頼度を確保しつつ、さらなる高度化を目指していきます。そして、技術 FL「超小型火星着陸機システム」で進めている成果と合流することで、超小型火星着陸機の実現と、それを用いた火星着陸探査ミッションの実現を目指していきます（図 5）。

展開シェルによる EDL 技術は、従来方式に取って代わるものではなく、従来方式では困難な新しい EDL ミッションを実現するブレークスルー手段です。その一例が、超小型火星着陸

機の実現になります。数 10kg という軽量（ただし直径は 3m）の着陸機であることで、ピギーバック（相乗り）方式での利用も可能となり、これまで以上に探査機会を獲得できる可能性を秘めています。これにより、これまで選定されなかった探査領域の拡大や、大型ミッションの先遣隊としてのクイックな着陸探査も可能となります。また、大型着陸機によるピンポイント探査との対比として、小型着陸機による多点同時探査という新しい惑星探査技術も実現できるようになります。現在検討中の火星着陸探査ミッションでも、火星表面に複数の超小型火星着陸機を到達させることを目指しています。この技術を今後もさらに発展させることで、惑星探査の新たな可能性を切り開き、未来の探査ミッションに革新をもたらすことを目指していきます。

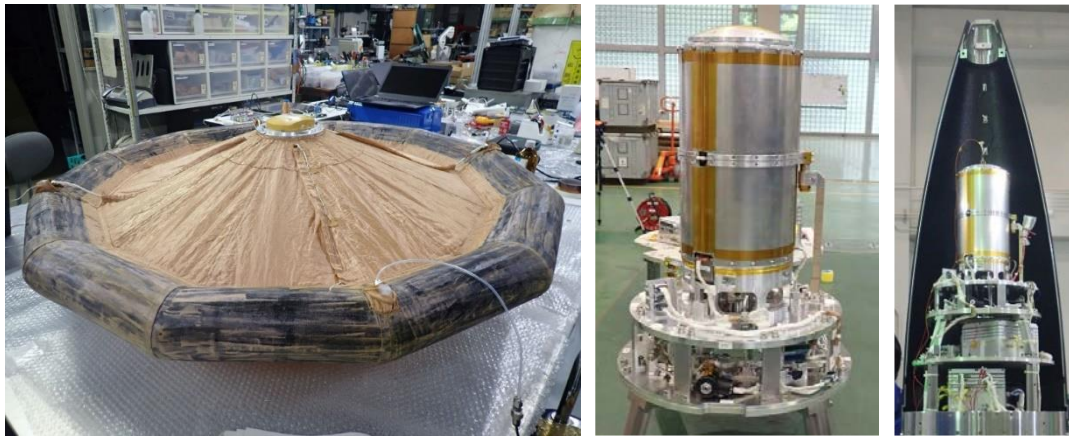


図 1：直径 1.2m 展開シェルのフライト実験機  
(左：展開状態，中央：収納状態，右：ロケット搭載時の状態)

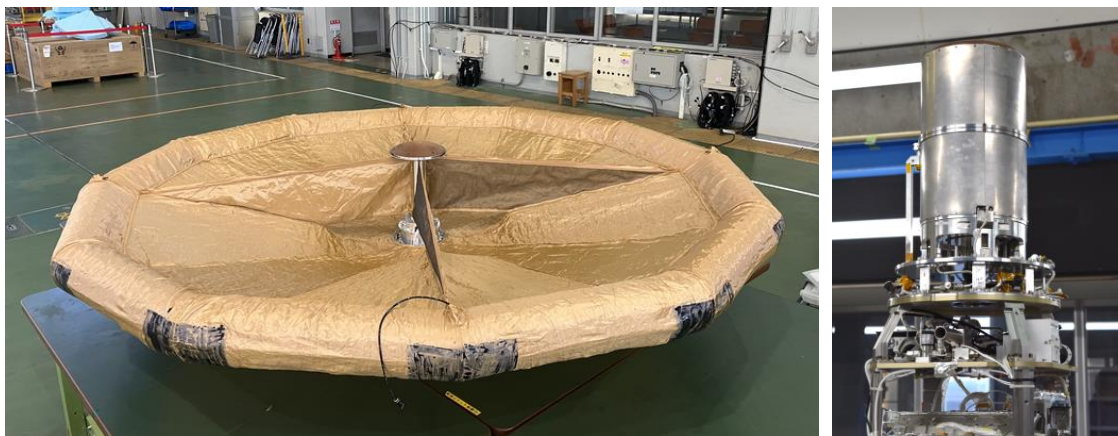


図 2：直径 2.5m 展開シェルのフライト実験機  
(左：展開状態（突入方向は下向き），右：収納状態)

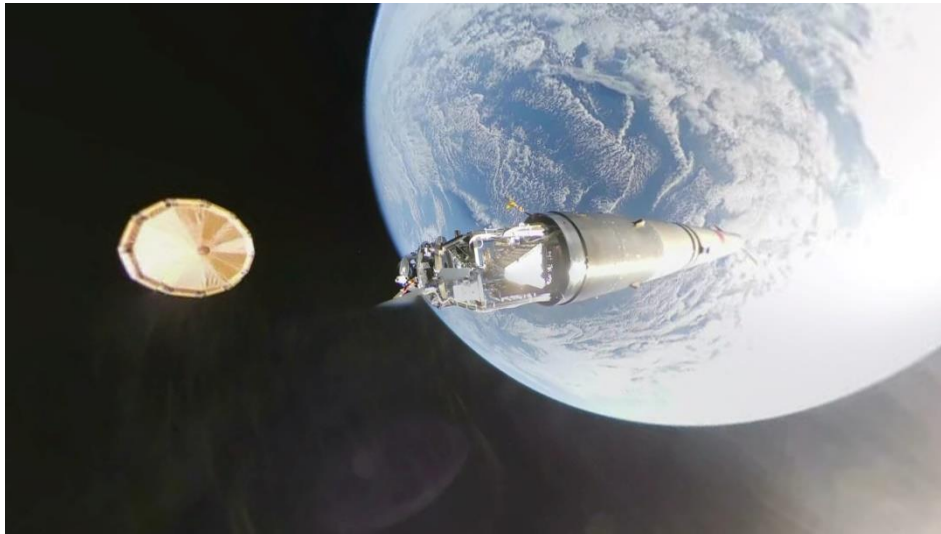


図 3：フライト中に撮影された直径 2.5m 展開シェル（左）と観測ロケット（右）



図 4：超小型火星着陸機に向けて試作した直径 3m 展開シェル（中央下），および直径 1.2m（中央），直径 2.5m（その他 3 点，内 1 点はインフレータブルリングのみ）の比較

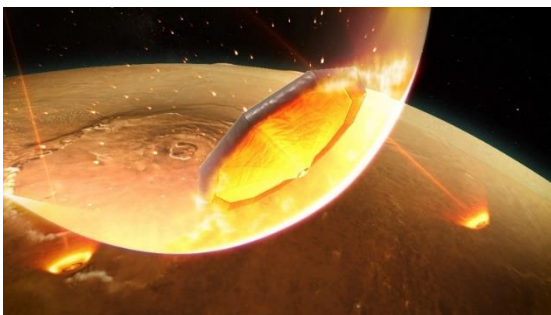


図 5：超小型火星着陸機のイメージ図（左：大気圏突入，右：着陸）

## 半永久電源技術

曾根理嗣

### これまでの月・惑星探査は？

これまで、日本では「はやぶさ」「はやぶさ-2」による小惑星探査や、「かぐや」「SLIM」による月探査を進めてきました。今も、MMX による火星衛星からのサンプルリターンや、月の表面探査計画が進められています。ただ、これらの探査は全て、太陽電池による発電を前提とするものでした。探査機は自律して惑星や月面で活動する必要があるため、太陽電池により発電し、余剰電力をバッテリーに蓄えて、電力の維持を図ります。これは、非常に一般的な探査機や人工衛星の電力確保のやり方です。

一方で、土星以遠の領域では太陽光が弱くなるため、太陽電池での発電が困難になります。また、月面では、最長で 14 日間の夜が続くため、日中にバッテリーに電気を蓄えても夜の間の電力を十分に確保することが困難になります。「はやぶさ」「はやぶさ-2」を通じて惑星間往復航行／サンプルリターン技術を習熟し、更に「SLIM」により月面でのピンポイント着陸を実現してきた中で、太陽電池の発電に頼る日本では、土星以遠の遠方探査や、月面での夜間電力確保には課題がありました。

### そこで鍵となる技術は何か？

海外では、太陽電池での発電に頼れない遠方探査や、長期に低温に晒される宇宙機の運用には、Pu-238 の崩壊熱を使用した熱源や、Pu-238 の崩壊熱を電気に変換する電源が使用されてきています。有名な例では、ボイジャーや、カッシーニ、ガリレオなどの探査機がそうです。特に電気を発生させる技術は「原子力電池」と呼ばれることがあります。この技術では、Pu のような重い元素が崩壊して別の元素に代わる過程で捨てられる熱の活用が進められました。この技術は、歴史的に「原子力電池」と呼ばれたため原子炉と間違えられることがあります。原子炉では核分裂の中で生じる中性子を使った連鎖核分裂が安定に継続される技術であり、制御が必要になります。一方で、原子力電池は、連鎖核分裂は起こさないため、デバイスとしての安定性が高く、ボイジャーのような超長期にわたるミッションでは信頼性の高い電源として活用されてきました。

さて、それでは日本ではどういう技術が志向されるべきでしょう。

我々は、Pu-238 に似た性質をもつ Am-241 という元素に注目しています。発生する熱は Pu-238 に比べると小さいのですが、マイルドな温度領域で使えるため、熱を電気に変換する材料の選択性が上がります。また、Am は Pu のような「核燃料」ではないため、比較的取り扱いが容易になります。また、マイルドな温度領域で使用することで、より長期間の寿命設定が可能になります。これらの長所から、Am-241 を使用した熱源あるいは電

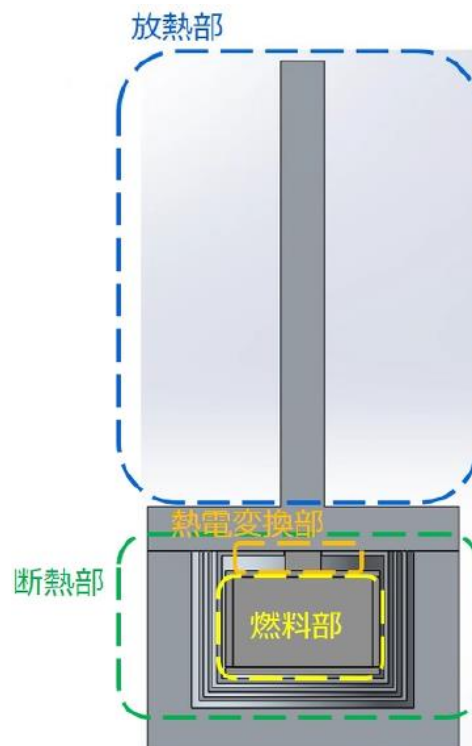
源を、「半永久熱源」「半永久電源」と呼称することとしました。

### 半永久電源は実現可能か？

さて、日本が太陽電池縛りから、自由な惑星探査／月面探査を実現するための切り札が半永久電源として認識される中で、果たしてそのような技術は実現可能か？ 数年にわたる技術的調査、概念設計および安全管理にかかるクライテリアの整理を進めてきました。結論としては、適切な安全管理の元で、技術としての実現可能性は極めて高いと考えています。また、Am-241 は将来においても国内資源としての確保が可能な元素であることも分かっており、日本が持続的に独自性の高い自在な月惑星探査を展開していく切り札になると考えています。

### おわりに

かつて、アームストロング飛行士が月面到達をした時に、「我々は平和のうちにここに来た (We come here in peace.)」とのメッセージを残しました。日本という国の、独自の技術として、平和の中で宇宙探査が進むことを思い、当該研究の発展を祈っています。



半永久電源 概念図