# 宇宙研の熱屋のミッション

~極限までの熱エネルギー利活用を追い求め、熱制御技術の最先端を拓く~

JAXA 宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系 小田切公秀

宇宙の熱環境は、衛星・探査機にとって過酷です。これは大気が存在しないことで、太陽光などの熱入 射がある場合は著しく温度が上昇する一方で、そうでない場合は深宇宙(2.7 K)に向けて放熱することで 大きく温度が低下するためです。特に、リソースが限られる深宇宙探査は、高温から低温まで広範囲の熱 環境変化に曝されるため挑戦的な熱設計を要します。将来ミッションとして検討中の深宇宙 OTV(軌道間 輸送機)が、高温の金星スイングバイを経て極低温の木星圏へ向かうケースでは最大 52 倍の太陽光強度 変化に曝されますし、外惑星探査機 OPENS-0 も金星、地球スイングバイを経て土星圏へと向かうため最 大 174 倍の太陽光強度変化に曝されます。例えるならば、バックパック一つで一旦灼熱のサハラ砂漠を 歩き、そこから極寒の南極へと向かう感じでしょうか?しかも探査機は、打ち上がった後は着替えがで きませんので、出発後は服装は同じままという制約付きです。どんな格好で旅します? X 線分光撮像衛 星 XRISM や宇宙の起源に迫る LiteBIRD は、旅先の熱環境は比較的安定しているものの、高感度観測の ために検出器を 50~100 mK の極低温まで冷却することが求められます。太陽光入射や常温の衛星バス部 からの侵入熱など、極低温生成を阻害する熱源が数多くある中で極低温冷却を実現するのは挑戦的です。

宇宙研の熱屋としては、開発中・運用中のプロジェクトで適切に熱設計と運用を行うことに加えて、将 来の挑戦的なミッションに対して「こんなこともあろうかと」と、新しい熱技術・熱設計コンセプトを携 え貢献し、プロジェクトを駆動していくプロフェッショナルでありたいと考えています。熱設計の温度 領域も、使用される技術も大きく異なる探査機と天文衛星ですが、共通して重要な点は「限られたリソー スの中で、いかにエネルギーを有効に利活用するか?」に帰着すると思います。これまでは使わずに捨て ていた熱エネルギーを効率的に活用すること、できる限り電力を使わず省エネルギーに極低温生成を実 現することがより重要になると考えています。またリソースの課題を力技で解決するのではなく、アイ ディア勝負のアプローチを重ねた結果、生み出された技術が国内外の探査や天文ミッションの切り札へ と化ける、そんな未来をつくれるのではないかとも考えています。本稿では、筆者が取り組む「極低温・ 低リソース条件における熱マネジメント」を中心とした熱制御技術の研究開発と将来展望について、個 人的な考えを含めてご紹介します。

## 深宇宙探査機用熱制御技術:自律スイッチング熱流体システム

同じ服装で灼熱の金星に寄って外惑星に向かうとき、どんな格好をするか?熱的にとてもスマートな 服を着ていくという解が可逆展開ラジエータ(記事リンク/7頁目)<sup>[1]</sup>だとすると、体内の血管系に細工をし て温度変化に耐えられるようにするという解が、現在取り組んでいる研究です。具体的には、無電力で熱 輸送が可能なループヒートパイプ(Loop Heat Pipe, LHP)を中心技術とした、自律スイッチング熱流体シス テム(図1)です。基本コンセプトとしては、探査機内外に離散して存在する各種機器を熱流体ネットワー クで接続し、(a)内惑星近傍の高温環境では各機器からラジエータに大量排熱、(b)外惑星近傍の極低温環 境ではある機器の余剰熱を、保温が必要な機器に共有する技術です。(a)と(b)の状態は感温式の流体制御 バルブで自律的にスイッチングさせることで、排熱/断熱(機器保温)の熱スイッチングが可能になります。 太陽光強度が小さく発生電力が著しく制限される外惑星環境では、本デバイスによって保温ヒータ電力 を削減することが可能となり、これによって探査天体近傍での観測時間の拡大などサイエンスの幅を広 げることが期待できます。電力・質量リソースが限られる中でシステムを成立させなければならない探 査機においては、LHPを基盤とする本デバイスがより有効になってきます。

本デバイスのキー技術である LHP は封入流体にアンモニアやプロピレン等を用い、受熱部での蒸発、 放熱部での凝縮によって高効率に熱を運びます(記事リンク)<sup>[2]</sup>。流体の循環の駆動源は蒸発器内部の多孔 質体で発生する毛細管力ですので電力を必要としません。LHP において蒸発器は並列化することが可能 で、全ての蒸発器に熱負荷を加えた運用(図 1A: 両側吸熱)はもちろんのこと、ある蒸発器のみに熱負荷を 加えた場合でも安定して動作することが可能です。興味深い点は、蒸発器は冷却されることで凝縮器に 機能をスイッチングすることができる点です。この特徴により、機器の排熱と(低温時の)保温を一つのデ バイスで実施することが可能になります(図 1B: 弱い熱共有)。また流体制御バルブを蒸発器と凝縮器の 間に設け、極低温環境ではバルブを閉止することで、ある機器の排熱を余すところなく他の機器の保温 に活用することもできるようになります(図 1C: 強い熱共有)。流体制御バルブを感温式とすることで LHP の動作温度に応じて自律的に動作モードを切り替えられます。これが自律スイッチング熱流体システム の動作原理になります。



図1 自律スイッチング熱流体システムのコンセプト、原理検証モデルの外観

現状では実験室内で手動バルブを用いた原理検証に成功した段階<sup>[3]</sup>ですが、今後2年以内に長距離化お よび各種動作モードの熱伝達特性予測モデルの構築、蒸発/凝縮の双方で高い熱伝達特性を有する多孔質 体構造の検証、宇宙模擬熱環境における特性評価試験に取り組む予定です。また深宇宙 OTV をリファレ ンスミッションとした場合の適用有効性の検討も並行して進めています。なお、このシステムの着想と 宇宙機適用形態は、JAXA 研究開発部門の秋月祐樹さんと議論しながら生まれたアイディアであること、 小川博之先生(ISAS)と長野方星先生(名古屋大)のご協力を賜りながら研究を進めていること、4 名の大学 院生(池田さん、加藤さん、坂本さん、橋本さん)が研究を分担し、活躍してくれていることを特筆させて いただきます。

#### 天文衛星ミッションに向けた極低温熱制御技術

次は、深宇宙探査に対しては比較的熱環境が安定している一方で、挑戦的な極低温熱設計が求められる 天文衛星ミッションについてのお話です。近年、多様な天文ミッションにおいて高感度観測を実現する ために望遠鏡・検出器を極低温に冷却することが求められています。サイエンス要求、検出器の種類に応 じて冷却温度要求は異なりますが、50 K 以下の望遠鏡や、冒頭でご紹介したような1 K 以下の極低温検 出器を必要とするミッションが増えてきています。

「極めて、低い」温度状態はどのように生成するのでしょうか?極低温ミッションの歴史を少しだけ振 り返る<sup>(4)</sup>と、1980年代は寒剤冷却が主に用いられていました。液体ヘリウム(2~4K)や、固体水素(<8K)、 固体窒素(< 60 K)の蒸発熱や融解熱を利用して冷却効果を得る方式です。身近な例では、真夏の BBQ で 活躍する氷やドライアイスが挙げられます。氷やドライアイスと同じように、溶けてしまうと冷却効果 は得られないので、寒剤冷却の場合は寒剤が枯渇した時点で観測終了となることから、観測寿命がおよ そ2年以下と短い点が課題でした。2000年代に入ると機械式冷凍機技術の発展により、寒剤冷却と冷凍 機の組み合わせによる冷却方式が主流となりました。機械式冷凍機は、内部に封入した流体をピストン によって圧縮、膨張させることで極低温を生成する技術です。内部に摺動部を有するため寿命および信 頼性の観点で課題は存在する一方で、極低温ミッションの観測寿命を 3~5 年程度まで延ばすことが可能 となりました。詳細は、こちらの記事(リンク1、リンク2/5頁目)が大変参考になります<sup>[5,6]</sup>。2010年代 以降は、大型の望遠鏡を有するミッションは冷凍機と深宇宙への放射冷却(シールド、ラジエータ)を組み 合わせた冷却方式が主に採用されるようになりました。放射冷却シールドによって、極低温部への熱侵 入をできる限り低減し、冷凍機への熱負荷を減らすという設計思想です。では 2020年代の今とこれから は何が重要になってくるでしょうか?私は機械式冷凍機の冷却能力の向上・長寿命化に加えて、

(1) 国内外で主流になりつつある放射冷却 V-groove 構造とその冷却検証技術の獲得

(2) さらに将来を見据えた熱輸送技術の高度化に基づく冷却システム(Cryo-chain)の革新 この2点が重要になると考えています。

## (1) 放射冷却 V-groove 構造とその冷却検証技術の獲得

放射冷却 V-groove 構造とは、衛星の基本機能を維持する常温部(バス部)と極低温の観測機器・望遠 鏡(ミッション部)の間に設けられる、開口部が宇宙空間に向かって開いた V 字の層構造です(図 2)。高 反射率の各層の板表面間での多重反射によって、輻射熱を 2.7 K の深宇宙へと放熱することで極低温ミッ ション部への侵入熱量低減を可能にする構造です。多重反射効果を得ることで従来の放射冷却シールド と比べて高い性能を有する点が特長です。1980年代前半に NASA ジェット推進研究所の Ray Garcia らに よって発明されて以来、Planck (2009年)、JWST (2021年)、SPHEREx (2025年)で実績を積んできた他、将 来計画でも搭載が予定されています。マイクロ波背景放射偏光観測宇宙望遠鏡 LiteBIRD もその一つです。

LiteBIRD は、JAXA の戦略的中型計画 2 号機で、端的には「宇宙はどのように始まったのか?」という根源的な問いに答えることを目的としたミッションです。詳細は<u>こちら</u>印をご参照ください。宇宙マイクロ波背景放射の偏光を高感度に観測するため、100 mK への冷却が必要となる超伝導転移端センサを検出器に用い、観測時の熱雑音を低減するために望遠鏡全体は 5 K まで冷却することが求められます<sup>[8,9]</sup>。 このような挑戦的な冷却要求を満たすために、図 3 に示す複数種の冷凍機と放射冷却 V-groove 構造を組み合わせた極低温冷却システムを採用しています。LiteBIRD の V-groove 構造は、三層の 0.2 mm 厚の純アルミ製シールドから構成され、最内層は約 35 K、中間層は約 80 K、最外層は約 130 K にそれぞれ到達します。現行設計で熱的成立解は得られておりますが、極低温部の熱設計余裕を増加させるために、観測 条件および構造的制約を満たす範囲で V-groove 性能を最大化し、望遠鏡への侵入熱をできる限り小さくするための検討も進めています。



図 2 放射冷却 V-groove 構造および先行の適用ミッション例



図3 LiteBIRD ミッション部の極低温熱設計<sup>[9]</sup>

ここまで V-groove 構造そのものについてお伝えしましたが、V-groove の地上検証試験技術も実はチャ レンジングです。これは放射冷却を伴うミッションの冷却検証試験では、環境温度(熱真空チャンバ内の シュラウド等)が望遠鏡・V-groove シールド温度よりも低温であることが求められるためです。先行ミッ ションの望遠鏡温度と試験環境温度のプロットを図 4 に示します。図内の斜線よりも左上は、望遠鏡温 度よりも環境温度が高温となるため検証試験に不適となる一方で、右下側であれば適することになりま す。図より、国内外に多く存在する熱試験設備の環境温度(液体窒素温度: 80 K)では、多くの極低温放射 冷却ミッションでは試験実施が困難であることが読み取れます。欧州、米国に存在する数少ないヘリウ ムシュラウド(到達温度実績: 20 K)チャンバでは、冷却温度要求が比較的高温(35 K 以上)のミッションで は試験が可能でしたが、今後増加することが予想される 20 K 以下のミッションでは要求を満たしません。

そこで現在、国内現有の液体窒素冷却式の熱真空試験設備内に極低温(5K,30K)に冷却した傘を用いた 新たな検証試験技術の研究開発を進めています。具体的には図 5a,b に示すように、100 K よりも低温と なる V-groove シールド(この図では中間層と最内層)の上部に黒色化することで深宇宙を模擬した極低温 傘を設置し、そこに向かって輻射で排熱させることで、国内外の試験装置で実現されていない温度領域 (20 K 以下)の放射冷却構造・望遠鏡の冷却検証試験を可能にする試験技術です。従来技術の課題であった シュラウド回折(迷光)による望遠鏡・低温シールドへの入熱の防止、比較的安価である点、異なる V-groove 形状に対しても、極低温傘側の構造と冷却能力をカスタマイズすることで多様なミッションに適用可能 である点が特長です。

2021 年度から 2023 年度の戦略的開発研究 (工学) において、V-groove/極低温傘の小型スケール BBM(図 5c)を用いた熱真空試験により、原理検証を実施しました<sup>[9]</sup>。現在は技術のフロントローディング活動に て、大型構造での検証試験に向けた開発に取り組んでいます。本活動を通して、①V-groove 輻射排熱検 証を可能とする大型極低温傘の設計、製造技術の確立、②実機同等サイズ(リファレンスミッション: LiteBIRD)の大型構造での V-groove 開発検証技術の実証を目的としています。本技術は、日本独自のアプ ローチによって海外の熱真空試験設備においても実現が困難な温度領域を切り拓く位置づけであり、将 来の国内ミッションに貢献するだけでなく、国際協力ミッションにおける提供技術(我が国の強み技術)の 一つとして確立していきたいと考えています。なお、本研究開発活動は技術フロントローディング「極低 温放射冷却 V-groove の開発検証技術」チームとしての活動であること、原理検証試験にあたっては大学 院生(藤井さん)の尽力があったことを特筆いたします。



図4 本技術が切り拓く試験温度領域(先行ミッションの望遠鏡温度と試験環境温度の関係)



図 5(a) 放射冷却 V-groove 開発検証 試験系全体概略図、(b)熱数学モデルによる概念検討、 (c)小型スケール BBM 外観

(2) 熱輸送技術の高度化に基づく冷却システム(Cryo-chain)の革新

極低温冷却システムにおいて、これまで国内外で冷凍機、放射冷却(断熱)技術は研究開発が活発に行わ れてきた一方で、これらを繋ぐ熱輸送技術は十分に進展しておらず課題があります。従来技術では、純銅 や純アルミニウム、サファイア等の高熱伝導材料からなる熱ストラップが主に用いられてきました。50K 以下の温度領域においては、数千 ~ 約2万 W/m/K の熱伝導率を有するものの、熱輸送距離は数十 cm 級 が主でした。熱ストラップは冷凍機冷却端や放射冷却ラジエータと、被冷却部の熱的接続に用いられて きましたが、熱輸送距離が短いことで設計上の制約を生み出してきたと言えます。もし熱伝導度と輸送 距離がともに一桁大きい技術があったら何が起こるでしょうか?おそらく冷凍機、放射冷却構造、観測 機器の配置の自由度が大幅に上がり、冷却システム(Cryo-chain)としての革新が起こるのではないかと私 は考えています。

そこで着目しているのが、極低温ループヒートパイプ(Cryogenic Loop Heat Pipe, CLHP)技術です。極低 温ループヒートパイプは、基本原理は常温域で動作する LHP と同様ですが、封入する流体に極低温域で 気液二相となる窒素やネオン、水素、ヘリウムを用いることで100K以下での動作が可能です(図6)。こ れまで各種流体を用いた CLHP について、海外では多くの研究が実施されてきました<sup>[10]</sup>が、駆動力を生 み出す蒸発器性能が不足していたことなどから、熱輸送距離は数十 cm 級に留まっていました。この課題 を解決し Cryo-chain 技術を高度化することを目指し、2020年度から戦略的開発研究(工学)において CLHP 研究に取り組んできました。研究ではキー技術である蒸発器に対して、新たな製作方法(特願 2021-182503) を適用し、作動流体に窒素を用いたプロトタイプ試験から実施しました(図 7)。試験環境構築および評価 手法の確立などの試行錯誤を経て、2022年度に世界最高性能となる熱輸送距離2m,最大24W輸送(動作 温度 80~86 K)を達成しました<sup>[11]</sup>。安定した動作が可能な条件における受熱部(蒸発器)と放熱部(凝縮器) の熱抵抗は最小で 0.13 K/W に到達することが確認できました。熱輸送距離・断面積を考慮した実効上の 熱伝導率に換算すると、約 60 万 W/m/K と、高熱伝導材料に対して 1 桁大きい熱伝導度を有する結果で す。この他、CLHP にとっては厳しい動作条件となる、抗重力状態(受熱部が放熱部よりも高い位置にあ る姿勢)においても熱抵抗に大きな変化を伴わずに動作可能なこと[12]、より高精度な熱伝達性能予測モデ ルの構築に向けて基礎的な学理が不足していた凝縮器内部の流動現象可視化と流動様式モデルの修正に 取り組んできました<sup>[13]</sup>。これまでの 80 K 級 CLHP の成果に基づき、現在はさらなる低温化に向けて作動

流体にネオンを用いた 30~40 K 級 CLHP の研究開発に取り組んでいます。また、窒素 CLHP と極低温ラ ジエータを組み合わせることで、放熱面から離れた構造・観測機器等を電力を用いずに 80 K レベルまで 冷やすことが可能なパッシブ冷却器の研究開発も進めています。これまでの知見に基づいて熱数学モデ ルでは設計解を得ており、まもなく原理検証試験を実施する予定です。リソースが限られる中でも極低 温設計の自由度を高めうる CLHP。デバイスとして世界第一級を目指しながら、将来の冷却システム(Cryochain)に革新を起こすことを狙い、着実に研究開発を進めていきたいと考えています。なお、この研究は 小川博之先生(ISAS)、永井大樹先生,常新雨先生(東北大)のご協力を賜りながら進めてきたこと、4 名の 大学院生(平田さん、五味さん、浜野さん、横内さん)の活躍の上での成果であることを特筆させていただ きます。





図7 CLHP プロトタイプ(作動流体:窒素、熱輸送距離 2.0 m)と凝縮流動現象の可視観察

# 宇宙機の熱制御研究会の立ち上げと高頻度技術実証の機会づくり

ここまで筆者が取り組む熱制御技術の研究開発についてご紹介しました。これらは今後の将来ミッシ ョンの実現可能性を高める技術の一つだと考えておりますが、さらに多様な宇宙科学ミッションを推進 するためには熱コミュニティ研究者とメーカーの力が必要不可欠だと考えます。学術研究からミッショ ンまでの繋がりを強固にするために、将来ミッションの熱的要求分析とプロジェクト側とのコミュニケ ーションを重ね、潜在的な技術課題を熱コミュニティ、メーカーと共有・浸透するための活動にも取り組 みたいと考えています。2023 年に立ち上げた「宇宙機の熱制御研究会(JAXA/ISAS 主催)」は、この目的 を達成するための活動の一つです。これまでオンライン開催と対面開催で第4回まで実施してきました。 各回ではプロジェクトにおける熱設計や、次世代熱技術に関する学術研究講演、熱解析技術(Thermal Desktop)に関するワークショップを企画し、それぞれ大学研究者、学生、JAXA、メーカー、スタートア ップ企業から幅広い参加者にお集まりいただき、盛況のうちに開催されました。定期開催を重ねながら 今後は、将来ミッションに向けた研究チームを組織できるプラットフォーム機能や、大学院生、ポスド ク、JAXA 若手研究開発員が楽しみながら成長、力をつけられる場になるような機能を付加していきたい と考えております。研究会に興味のある方は、筆者<sup>Lidi</sup>まで連絡をいただけますと幸いです。

宇宙研の熱屋としてのミッションを遂行していった先には、日本らしい宇宙科学プロジェクト (=とん

がったこと・奇抜なことに挑戦し、理工双方で成果を重ねる)が次々と実現される未来が広がっていてほ しいと考えています。このためには、ミッション頻度が低下する近年の状況においても、新規技術や探 査・観測コンセプトの宇宙実証を重ね、将来の公募型小型ミッションや戦略的中型ミッションへと繋が るステップを踏む場が必要だと考えています。熱コミュニティから生まれた新しい熱技術、熱設計コン セプトについても実証とミッション実装までをテンポよく実現できる仕組みがあると、研究者・技術者 がより楽しく研究開発を推進できるのではないかと考えています。そのための仕組みづくりにも上記で ご紹介した活動と併せて力を入れています。現在、有志メンバーで議論を重ねている構想「高頻度宇宙科 学実験プログラム」について、詳細はプログラム構想の紹介記事(まもなく公開予定)をご参照ください。 宇宙科学の歴史に新たな面白い1ページを追加するため、尽力していく所存です。

参考文献

- [1] 澤田健一郎, 可逆展開ラジエータ開発チーム, "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," ミッションに関わる中で考えたこと, 記事リンク (7 頁目)
- [2] 小田切公秀, "高効率な熱エネルギー輸送技術ループヒートパイプ,"宇宙科学最前線, 記事リンク
- [3] 池田美夕季,秋月祐樹,小田切公秀,小川博之,長野方星,"マルチエバポレータ型ループヒートパイ プの熱スイッチング動作特性評価(作動流体封入量の影響),"第61回日本伝熱シンポジウム,2024年
- [4] B. Collaudin et al., "Cryogenics in space: a review of the missions and of the technologies," Cryogenics 40 (2000) 797-819
- [5] 篠崎慶亮, "宇宙科学ミッションを支える機械式冷凍機,"宇宙科学最前線, 記事リンク
- [6] 山崎典子, "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," ミッションに関わる中で考えたこと, 記事リンク (5 頁目)
- [7] マイクロ波背景放射偏光観測宇宙望遠鏡 LiteBIRD, 宇宙科学研究所ホームページ, リンク
- [8] 堂谷忠靖,他 LiteBIRD チーム,"マイクロ波背景放射偏光観測宇宙望遠鏡 LiteBIRD の概要,"第68回 宇宙科学技術連合講演会, 2024 年
- [9] 小田切公秀,他 LiteBIRD チーム, "LiteBIRD ミッション部の極低温熱設計と放射冷却 V-groove の 開発,"第68回宇宙科学技術連合講演会, 2024 年
- [10] L. Bai et al., "Development of cryogenic loop heat pipes: A review and comparative analysis," Applied Thermal Engineering, Vol. 89, 180-191 (2015)
- [11] K. Odagiri, X. Chang, H. Nagai, and H. Ogawa, "Effect of heat load to a capillary starter pump on thermal characteristics of a 2-m nitrogen cryogenic loop heat pipe," Applied Thermal Engineering, Vol. 234, 121109 (2023)
- [12] K. Odagiri, X. Chang, H. Nagai, and H. Ogawa, "Comparison of the thermofluidic behaviors of 2-m nitrogencharged cryogenic loop heat pipe under anti-gravity and horizontal conditions", Applied Thermal Engineering, Vol. 255, 123878 (2024)
- [13] A. Gomi, K. Odagiri, H. Nagai, and H. Ogawa, "Study on flow patterns of low mass flux condensate flow inside a nitrogen-charged cryogenic loop heat pipe," Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 248, 127124 (2025)
- [14] JAXA 宇宙科学研究所 小川・小田切研究室ホームページ, リンク