

伝 熱

Journal of the Heat Transfer Society of Japan

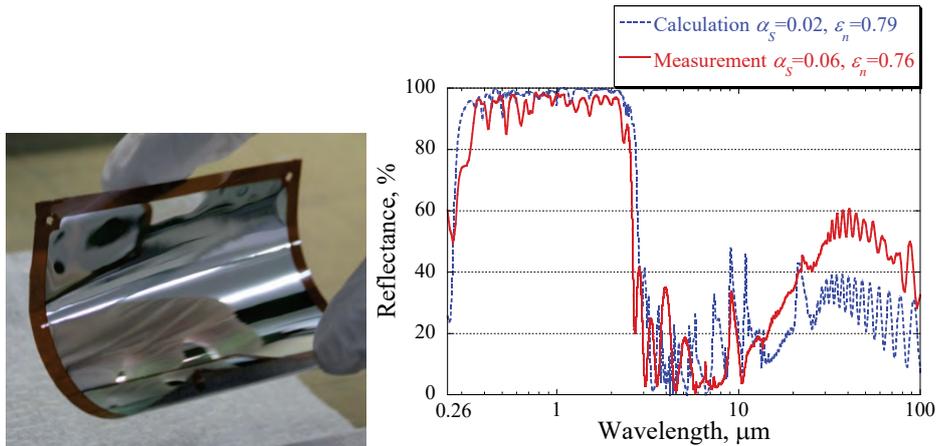
ISSN 1344-8692 **Vol. 57, No. 238**
2018. 1

Thermal Science and Engineering

ISSN 0918-9963 **Vol. 26, No. 1**
2018. 1

HSTJ

◆特集：宇宙機の熱制御フロンティア



左：遺伝的アルゴリズムにより設計，製作されたラジエータ用 COSF（Controlled Optical Surface Film）．金属を使用していないにもかかわらず，金属的な光沢がある．また，ポリイミドフィルムを基板としているため，形状がフレキシブルである．

右：COSF の分光 反射率（設計値と測定値）．太陽光領域の反射率が高く，赤外放射領域の反射率が低い特性が得られている．

（特集記事「宇宙機のふく射制御の最前線（太刀川純孝）」より）



オランダ ESTEC の Large Space Simulator を用いて行われた水星探査機の熱真空試験の様子．水星環境では太陽光熱入力の影響を正確に把握する必要があり，試験に用いられる熱モデルはフライトモデルと熱的に同等のもの（特に形状）とした．集光光ではあるものの水星における太陽光強度（地球近傍の 11 倍）を照射し，高温耐性を評価した．

（特集記事「衛星システムの熱制御最前線 ～水星探査機の熱制御～（小川博之）」より）

伝 熱

目 次

〈巻頭グラビア〉

太刀川 純孝 (宇宙航空研究開発機構)・小川 博之 (宇宙航空研究開発機構) ……表紙裏

〈特集：宇宙機の熱制御フロンティア〉

特集「宇宙機の熱制御フロンティア」にあたって ……	長野 方星 (名古屋大学) ……	1
衛星システムの熱制御最前線 ～水星探査機の熱制御～ ……………	小川 博之 (宇宙航空研究開発機構) ……	2
宇宙機の伝導熱制御の最前線……………	長野 方星 (名古屋大学) ……	9
宇宙機のふく射制御の最前線……………	太刀川 純孝 (宇宙航空研究開発機構) ……	15
宇宙機の熱・流体制御の最前線……………	永井 大樹, 安達 拓矢 (東北大学), 大丸 拓郎 (NASA ジェット推進研究所) ……	23
超小型衛星の熱設計の最前線 ～J-SSOD から放出される超小型衛星の熱設計～ ……………	戸谷 剛 (北海道大学) ……	31

〈報告〉

特定推進研究課題から JST 事業 “CREST” および “さきがけ” への展開 ……………	花村 克悟 (東京工業大学, さきがけ研究総括) ……	39
日本伝熱学会主催講習会「省エネのための機器の熱設計」開催報告 ……………	企画部会産学交流委員会 越田 博之 (日立化成), 近藤 義広 (日立製作所), 西 剛伺 (日本電産) ……	41
日本伝熱学会特定推進研究課題報告書 ……………	特定推進研究企画委員会 花村 克悟 (委員長・東京工業大学), 塩見 淳一郎 (東京大学) ……	43

〈行事カレンダー〉 …… 45

〈お知らせ〉

第 55 回日本伝熱シンポジウムのご案内……………	46
優秀プレゼンテーション賞 (第 55 回日本伝熱シンポジウム) について……………	50
事務局からの連絡	
・編集出版部会からのお知らせ……………	51
・新入会員一覧……………	52

〈編集出版部会ノート〉 …… 55

CONTENTS

< Opening-page Gravure:heat-page >

Sumitaka TACHIKAWA (Japan Aerospace Exploration Agency);
Hiroyuki OGAWA (Japan Aerospace Exploration Agency) Opening Page

< Special Issue: Frontier in Spacecraft Thermal Control >

Preface for the Special Issue “Frontier in Spacecraft Thermal Control”
Hosei NAGANO (Nagoya University) 1

Front Line in Spacecraft System Thermal Design — Mercury Orbiter Thermal Design —
Hiroyuki OGAWA (Japan Aerospace Exploration Agency) 2

Front Line in Conductive Thermal Control for Spacecraft
Hosei NAGANO (Nagoya University) 9

Front Line in the Thermal Radiation Control for the Spacecraft
Sumitaka TACHIKAWA (Japan Aerospace Exploration Agency) 15

Front Line of Thermal and Fluid Control for Spacecraft
Hiroyuki NAGAI, Takuya ADACHI (Tohoku University),
Takuro DAIMARU (NASA-JPL) 23

Front Line in Thermal Designs of Micro Satellites
— Thermal Design of Micro Satellite deployed from J-SSOD —
Tsuyoshi TOTANI (Hokkaido University) 31

< Report >

Development of a Specifically-Promoted Research in HTSJ into JST-Projects ‘CREST’ & ‘PRESTO’
Katsunori HANAMURA (Tokyo Institute of Technology, PRESTO Research Supervisor) 39

Report on the Lecture “Thermal Design of Equipment for Energy Saving”
Hiroyuki KOSHITA (Hitachi Chemical),
Yoshihiro KONDO (Hitachi) and Koji NISHI (Nidec) 41

Report of Specific Promotion Researches in Heat Transfer Society of Japan
Specific Promotion Research Planning Committee:
Katsunori HANAMURA (Chairperson, Tokyo Institute Technology),
Junichiro SHIOMI (The University of Tokyo) 43

< Calendar > 45

< Announcements > 46

< Note from the JHTSJ Editorial Board > 55

特集「宇宙機の熱制御フロンティア」にあたって

Preface for the Special Issue "Frontier in Spacecraft Thermal Control"

長野 方星 (名古屋大学)

Hosei NAGANO (Nagoya University)

e-mail: nagano@mech.nagoya-u.ac.jp

「熱制御」とは言葉の通り機器あるいはシステムが所望の温度範囲に収まるように「熱」を「制御」することである。「熱制御」という言葉は近年よく耳にするようになったが、それまでは「熱管理」や「熱設計」などが一般的ではなかっただろうか。一方で宇宙分野においては「熱制御」という言葉は古くから使われてきた。宇宙機が曝される熱環境が極めて厳しく、熱制御はミッションの成否を決する重要な役割を担ってきた。本特集では「元祖・熱制御」ともいえる宇宙機の熱制御がどの様に行われているかを紹介し、近年民生分野でも重要視されている熱制御技術開発において、何かしらの着想が得られることを期待している。

宇宙機が曝される熱環境は、外部熱入力として、太陽光直射、アルベド、惑星からの赤外ふく射がある。また、宇宙機表面からは -270°C の宇宙空間へのふく射放熱がある。外部熱入力とふく射放熱、および内部機器からの発熱の間に成立するエネルギー保存則で宇宙機の温度は決定される。外部熱入力でも最も影響の大きい太陽光が当たる場合（日照時）と、影に入った場合（日陰時）では表面温度が $-100^{\circ}\text{C}\sim+100^{\circ}\text{C}$ 程度変化する。一方で宇宙機に搭載される電子機器は地上で開発されたものであり、許容温度範囲は地上品とそれほど変わらない。例えば許容温度の狭いバッテリーなどは $-10^{\circ}\text{C}\sim+30^{\circ}\text{C}$ 程度に制御しなければならない。

宇宙機の熱制御には空気による対流熱伝達を利用できないため、熱制御の考え方は地上と大きく異なる。そのため宇宙機には多層膜断熱材、ラジエータ、ヒーター、伝熱促進材料、蓄熱材、ヒートスイッチ、熱流体デバイスなど様々な熱制御技術が使われる。これらを適切かつ最適に配置することで、宇宙機の温度は許容温度範囲に保たれる。

宇宙機の内部機器からの発熱は宇宙機最外層にあるラジエータへと輸送され、宇宙空間へふく射放熱される。つまり「熱輸送」と「排熱」の技術

がとても重要になる。熱輸送には、高熱伝導材料やヒートパイプなどの熱流体デバイスが用いられる。一方、排熱は高放射率、低太陽光吸収率の放熱面（ラジエータ）から宇宙空間へと熱ふく射の形で行われる。ラジエータの面積は、宇宙機が最も高温になる環境で適切な温度に収まるように決定される。一方、宇宙機が低温環境にある場合は、機器に取り付けられたヒーターにより保温される。つまり、宇宙機の熱はラジエータにより常に排熱され、棄てすぎた熱損失分はヒーターにより補う方式が用いられる。この方法はシンプルである半面、エネルギー効率的には無駄が多い。特に、今後の宇宙ミッションでは、電力リソースが不足し、この方法では熱設計の成立が難しくなる。例えば内惑星探査機は、太陽光の入射強度が地球の数倍高い星に向かう。高温の惑星に熱設計を合わせているため、初期の地球周回ではヒーターによる保温が不可欠になる。しかし、ヒーター電力量が太陽電池パドルの発電量の多くを占めてしまい、ミッションに十分な電力を割けない事態に陥る。また、近年日本でも活発に開発されている数～数十kg級の超小型衛星などは放熱面積やヒータ電力の不足、発熱密度の増大、熱容量が小さいことによる温度変動の増大など新たな熱的な問題が生じる。

このように、宇宙ミッションは時代とともに高度化しつつあり、それに伴い熱制御要求も大変厳しくなっている。本特集では宇宙機の様々な熱制御技術の紹介とその国内外の最先端の研究開発状況について紹介する。また超小型衛星や内惑星探査機など、実際の衛星の熱設計の考え方や、試験検証などリアルな現場も紹介したい。本特集は(本著者を除いて)宇宙機熱制御の分野において最先端の研究をされている先生方に原稿の執筆を依頼した。非常にご多忙のところ快く引き受けてくださり心より感謝申し上げます。

衛星システムの熱制御最前線 ～水星探査機の熱制御～

*Front Line in Spacecraft System Thermal Design
— Mercury Orbiter Thermal Design —*

小川 博之 (宇宙航空研究開発機構)

Hiroyuki OGAWA (Japan Aerospace Exploration Agency)

e-mail: ogawa.hiroyuki@jaxa.jp

1. はじめに

少ないリソースで厳しい環境での熱制御が求められる惑星探査は、ある意味において最先端の熱制御が求められる。本稿では水星磁気圏探査機 MMO (Mercury Magnetospheric Orbiter) の熱制御を紹介する。

太陽に最も近い惑星、水星は、地球からの観測が難しく、また、探査機による水星の観測データは、米国のマリナー10号によるフライバイ観測 (1974-1975)、MESSENGER (2011-2015) による観測があるだけである。マリナー10号は金星スウィングバイを利用して水星に到達し、3回フライバイ観測を行った。この軌道計画をNASAに提案したのがイタリアの応用数学者 Giuseppe (Bepi) Colombo (1920-1984) で、BepiColombo は彼の名前にちなんで名づけられた。BepiColombo は、ヨーロッパ宇宙機関 (ESA) と JAXA とで協働でおこなう国際共同水星探査計画で、ESA の5番目の大型計画 (Cornerstone Mission) である。JAXA は水星磁気圏探査機: Mercury Magnetospheric Orbiter (MMO) のシステム設計・製作・運用を担当し、サイエンス面ではESA側の探査機: Mercury Planetary Orbiter (MPO) も含めて日欧を中心とする国際協力を実施する。ESA は MMO 以外: ① BepiColombo ミッション全体の設計, ② MPO, および後述する MTM, MOSIF の設計・製作・運用, ③後述する MCS の組立・試験および打ち上げを担当する。

BepiColombo は、MMO, MPO という2つの衛星で水星の固体内部、表面から磁気圏に至る謎に一気に迫ろうとするミッションである。その主な目的は、

- ・恒星に近い惑星の起源と進化を調べる
- ・惑星としての水星: 形態, 内部構造, 地質学, 組成, クレーターを調べる
- ・水星の外気圏大気: 構造とダイナミクスを調べ

る

- ・水星の磁気圏: 構造とダイナミクスを調べる
 - ・水星の磁場の起源を調べる
 - ・水星の極の物質: 組成と起源を調べる
 - ・アインシュタインの一般相対性理論の実証
- である。MMO には電場・磁場を計測する装置や、プラズマ粒子や中性粒子を観測する装置、大気カメラ、ダスト観測装置が搭載され、主として水星磁気圏を調べることを目的としている。

水星到達まで MMO は MPO と共に Mercury Composite Spacecraft (MCS) という形で航行する (図1)。MCS は ESA の電気推進モジュール: Mercury Transfer Module (MTM), MPO, MMO Sunshield and Interface structure (MOSIF), MMO から構成されている。MCS は3軸安定姿勢で運用されるが、MMO はスピン衛星で3軸安定姿勢では太陽に近いところで太陽光にさらされると耐えられない。MOSIF は水星到着まで MMO を太陽光から防護する。MCS は2018年に Ariane 5 ロケットで打ち上げられ、電気推進と地球・金星・水星スウィングバイを経て、7年後の2025年に水星に到着する計画である。到着後まず MTM が切り離され、その後 MPO の2液式の化学推進により水星周回軌道に投入される。MMO の周回軌道 (近水

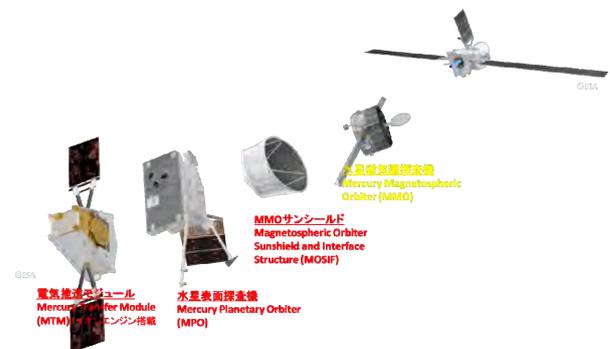


図1 Mercury Composite Spacecraft (©ESA)

点 400km : 遠水点 11824km : 軌道傾斜角 90°) で MMO が分離, その後 MOSIF を分離した MPO は 遠水点高度を下げて MPO の周回軌道 (近水点 400km : 遠水点 1508km : 軌道傾斜角 90°) に入る. MMO は打ち上げから分離直前まで, 打ち上げ直後と年数回のチェックの期間を除いて休眠状態 (Dormant mode) で運用される. 分離後の観測期間はノミナル 1 地球年, オプションでさらに 1 地球年の計画である.

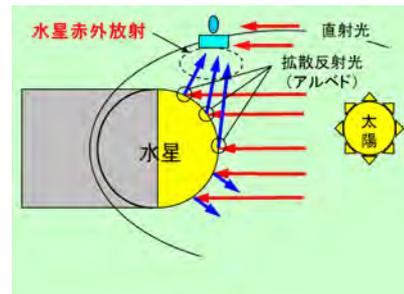


図 2 水星周回軌道における熱環境

2. MMO の熱環境と熱設計

2.1 熱環境

水星と太陽との距離は近日点で 0.3AU, 遠日点で 0.47AU であり, 太陽光強度は近日点で 11 Solar, 遠日点で 4.5 Solar (1 Solar = 1.37kW/m^2 : 1 AU における太陽光強度) である. 水星アルベドは 0.06 と小さいが, 水星赤外は非常に大きい. 水星には大気がなく自転周期も長いため, 地球の月と同様に水星表面で放射平衡状態にある. 近日点と遠日点におけるサブソーラー点 (太陽直下点) の水星赤外強度はそれぞれ 13.6kW/m^2 , 5.9kW/m^2 である. 水星赤外強度はサブソーラー点から離れるに従い, 太陽と地面の角度の cosine の関係で下がっていく. 夜側の水星表面温度は -180°C 以下である. 水星探査機はこのような強い太陽光とアルベド, 水星赤外放射による厳しい環境にさらされる (図 2). 探査機への熱負荷をさげるため, 近日点では水星探査機の周回軌道の遠水点が夜側, 遠日点で水星周回軌道の近水点がサブソーラー点上にくるように軌道が設計されている (図 3).

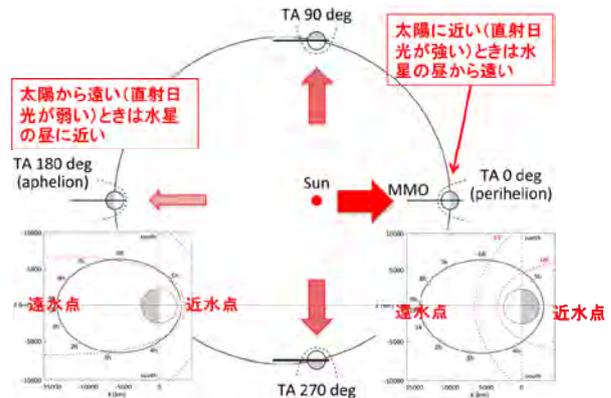


図 3 水星周回軌道

2.2 熱設計

観測機器のミッション要求から, MMO は電場観測用の 2 対の 15m のワイヤアンテナと磁場観測用の 2 式の 5m の伸展マストを有し, スピン軸が太陽光に対してほぼ 90° で 15 rpm で回転するスピン安定衛星である. これにより衛星の形状は軸対称, 側面パネルに太陽電池を搭載し, 高利得アンテナ (HGA) をスピン軸にデスパン機構 (アンテナをスピン方向とは逆に回転させ常に地球方向に向ける機構) をつけて北面に搭載, 放熱面を太陽光が直射せずかつ HGA の反射光が入射しない南面に設けることとした. 図 4 に水星軌道上の MMO の予想図を示す. 熱的には太陽光受光面積

が最小限で放熱面が最大限とれる平べったい円柱が望ましいが, 太陽電池パネルの製造性の観点から側面パネルは平面とし, 重量・電力要求より直径 1.8m に内接する 8 角柱形状とした. 図 5 に MMO の熱設計概要を示す. 側面パネルは太陽光を直接受けるため, 低太陽光吸収率かつ高赤外放射率のガラス製 OSR (Optical Solar Reflector) で覆い, 側面パネルから断熱した南北面の構造 (デッキ) にバス機器と観測機器を搭載, 粒子観測機器等の観測機器センサは側面パネルから顔を出す形式とした. 多層断熱材 (Multi Layer Insulation: MLI) やセンサ暴露部に設けたサンシールドにより, 側面パ

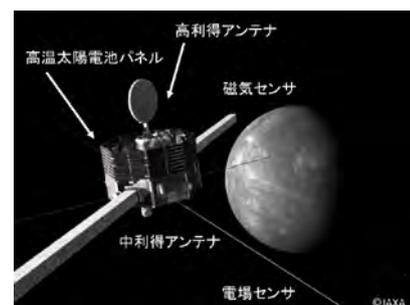


図 4 水星周回軌道上の MMO の予想図

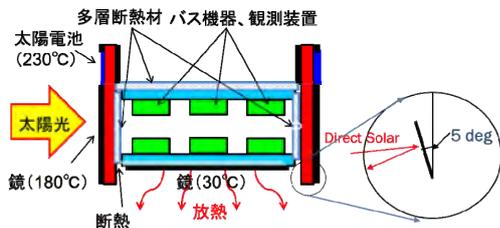
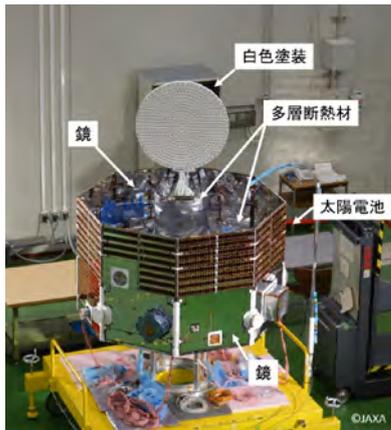


図5 MMO フライトモデルと熱設計概要

ネルおよび観測機器センサから太陽光エネルギーを極力デッキに入れないよう工夫を凝らした。側面パネルに搭載される太陽電池の高温化を避けるため、太陽電池の列の中に OSR を適度にちりばめて単位面積当たりの太陽光吸収率を下げることに加え、HGA が搭載される北面方向に側面パネルを延長し、延長部分に太陽電池を貼ることで側面パネルの裏面（スピン中心側）から宇宙空間への放熱視野を確保した。北面デッキには HGA からの太陽光反射光や赤外放射，太陽電池裏面からの赤外放射があるため，搭載機器の放熱面として適当ではない。したがって北面デッキ外表面を MLI で覆い，これらの熱入力を遮断することとした。搭載機器の放熱面は南面デッキのみとなる。南面デッキに太陽光が直射しないよう側面パネルを延長しているが，高温の側面パネルからの赤外放射を南面デッキの放熱面に入れないよう，側面パネルの裏側（スピン軸側）を表側と断熱し，かつ裏側表面は低赤外放射率とした。側面パネル南端はエッジ形状とし，観測のためスピン軸を 2° 傾けてもよい形状にしている。南面デッキ外表面は水星アルベド光を反射するよう OSR で覆った。

HGA は，従来のパラボラ型では集光部分が生じるため，MMO は平面型のヘリカルアレイアンテナを採用した。このアンテナは 2 枚の導体円盤か

らなる導波管の片側にヘリカルコイルが並ぶ構造で OSR の施工が困難である。HGA は太陽を直視する場合があるため白色塗装とした。白色塗装は OSR の施工が困難な観測機器用のサンシールドや側面パネル間の隙間をカバーする Gap Shield などにも用いられている。

観測要求から MMO の外表面は電荷分布が生じないように表面導電性要求 ($10^9 \Omega/\square$ 以下) が課せられている。このため OSR および太陽電池のカバーガラスは ITO (Indium-Tin-Oxide) コーティングが施されており，太陽電池のカバーガラスは互いに導線で電氣的に結合されている。北面デッキ外表面の MLI の最外層には導電性のあるゲルマニウム蒸着ブラックポリイミドフィルムを使用している。ゲルマニウム蒸着によって表面導電性を持ちながらブラックポリイミドよりも低い太陽光吸収率となっている。ゲルマニウム蒸着ブラックポリイミドフィルムは他にも単層断熱材 (Single Layer Insulation: SLI) として伸展マストや中利得アンテナ (MGA), HGA アンテナポインティング機構の熱制御にも使われている。また白色塗料も耐熱性と導電性が要求されるが，適切な白色塗料が存在しなかったため，MMO のために特別に開発した耐熱性導電性白色塗料が用いられている。

HGA の裏面（電波放射面の反対側）はアンテナの熱変形を抑制するために MLI で断熱されている。この MLI は太陽に正対して非常に高温となる場合があるため，特殊な耐熱 MLI を開発した。最外層を白色塗装したチタン合金の фольドとし，内層を耐熱ポリイミドフィルム，セパレータと縫製糸をセラミック繊維製の MLI である。また，北面デッキ外表面の MLI や側面パネル内側の MLI は断熱性能を向上させるために縫製を内側と外側で分割する工夫がなされた[1]。

水星到着までの MCS 形態では，MMO は半年に



図6 内惑星熱真空環境シミュレーター

1 回程度のバッテリーチェック時以外は電源 OFF の Dormant Mode で運用される。Dormant Mode での MMO の保温は、ESA の要求に従い、冗長性を持った機械式サーモスタットを用いたヒータ制御システムによりなされることになっている。

MMO 分離後は、MMO の DMC (Data Management Controller) に搭載された熱制御フライトソフトウェア (TCSFS) により、DRU (Driver Unit) 経由で Thermistor (白金センサ) による温度計測と能動的ヒータ制御がなされる。TCSFS は「はやぶさ」や「はやぶさ 2」「あかつき」と同様の「ピークパワー制御」機能を有しており、ヒータ ON の時期を制御することでピークパワーが指定された値以下になるように調整する。これにより惑星探査での厳しい電力要求を満たすことが可能となっている。また温度センサと制御ヒータの組み合わせが打ち上げ後に変更できる機能を有するなど、「あかつき」等と比べてフレキシブルでロバストなシステムとなっている。加えて、MCS 形態で使用した機械式サーモスタットの冗長系のシステムを利用し、何らかの原因により DMC によるヒータ制御ができなくなったとしてもサーモスタット制御による保温ができるロバストなシステムとなっている。DMC にヒータ制御機能を持たせたことにより、探査機の軽量化にも大きく貢献している。

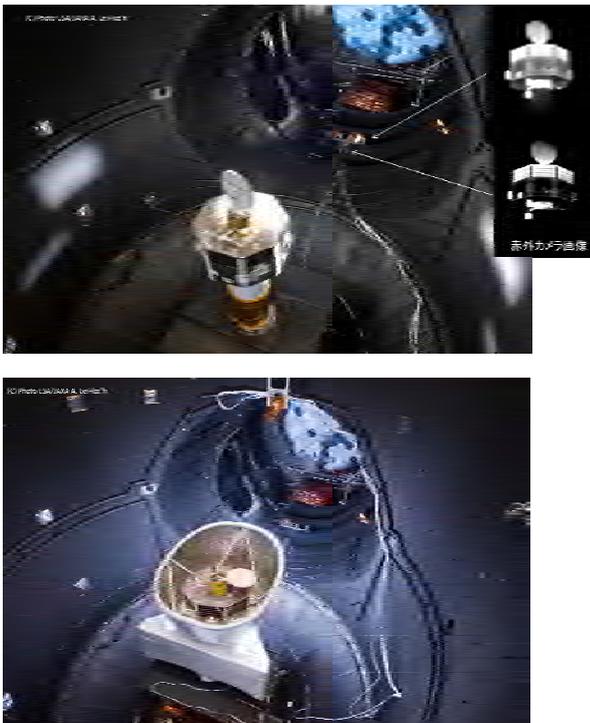


図 7 ESTEC LSS での熱モデル試験

3. MMO の熱設計検証

開発の初期段階で「内惑星熱真空環境シミュレーター」(図 6) を整備し、外部に露出する観測機器やバス機器、熱制御材料の開発・試験・検証をおこなった。内惑星熱真空環境シミュレーターは内径 1m, 奥行き 1m の液体窒素冷却シュラウドを備えた真空容器に、直径 250mm の模擬太陽光を入射できる設備で、模擬太陽光は地球～水星までの強度を模擬できる。これを用いて材料レベル、コンポーネントレベルの試験検証をおこなった。

システムレベルの熱設計検証は熱モデルを用いて、①筑波 13mφ スペースチャンバ (2009 年 11 月)、②相模原 4mφ スペースチャンバ (2010 年 2 月)、③ESTEC Large Space Simulator: ESTEC LSS (2010 年 10 月: 図 7 上) でおこなった[2]。水星環境では太陽光熱入力の影響を正確に把握する必要があるため、試験に用いられる熱モデルはフライトモデルと熱的に同等のもの(特に形状)とした。①では地球近傍の強度ではあるものの平行な太陽光が模擬できるため太陽光の影響を評価した。②では温度レベルを模擬し境界条件を綺麗に与えることが出来るため熱数学モデル検証のためのデータを取得した。③では集光光ではあるものの水星における太陽光強度を模擬できるため高温耐性を評価した。材料・コンポーネントレベルの試験とシステムレベルの試験①②③を併せることで熱設計と熱数学モデルの検証をおこなった。2010 年 11 月には MOSIF と MMO を組み合わせた熱試験を ESTEC LSS でおこない(図 7 下)、水星到着までの形態での熱設計・熱数学モデルを検証した。

プロトフライトモデルは製造品質の確認試験として熱真空試験をおこなった。ESA の標準である ECSS に基づき、コンポーネントレベルでは 8 サイクル以上の熱サイクル・熱真空試験を、システムレベルでは 4 サイクルの熱平衡・熱真空試験をおこない、フライト品質の確認と熱設計及び熱数学モデルの最終検証をおこなった。システムレベルの熱平衡・熱真空試験は 2014 年 11 月に相模原 4mφ スペースチャンバで実施した[3]。MMO をヒータパネルで囲み、ヒータパネルを温度制御することで、南北デッキに搭載される内部機器のフライト熱環境を模擬し、機器の機能性能を確認した。この方法では軌道上で高温になる HGA や MGA、側面パネルのフライト熱環境を模擬できない。こ

のため、それらについては別途単体でフライト熱環境を模擬した熱真空試験をおこなって確認した。

4. 熱解析

水星探査機の熱解析において水星赤外の取り扱いが問題となった。開発当初は熱解析コードが温度が一様でない惑星を取り扱えなかったため、惑星アルベドの計算手法を利用して水星赤外の計算をおこなった。水星表面においては局所輻射熱平衡が成立しており、水星表面で吸収された太陽光エネルギーが赤外線形で等方的に再放射されていると考えることができる。一方でアルベドは惑星表面で拡散反射するとしてモデル化されている。したがって、熱解析コードにおいて水星アルベドの値を仮想的に(1-水星アルベド)とし、探査機表面の太陽光吸収率を赤外放射率で置き換えてアルベド熱入力を計算することにより、水星赤外熱入力を計算することができる。この手法により水星周回軌道上熱解析を実施した。

BepiColombo は日欧共同計画であり、インターフェース熱数学モデルを ESA と互いに交換する必要がある。ESA は ESATAN-TMS® を使用しており、インターフェース熱数学モデルは ESATAN-TMS® で作成する必要がある。日本側は ThermalDesktop® を使用しているため、ESATAN-TMS® でインターフェース熱数学モデルを再構築しなければならなかった。ESATAN-TMS® と ThermalDesktop® の間の自動変換ソフトウェアは存在しないため、手入力による変換を強いられた。

5. コンタミネーション解析とベーキング

MMO は地球周回衛星よりもかなり高温となるため、部材からのアウトガスおよびその探査機への付着(分子状コンタミネーション)、付着した物質の紫外線等による黒化が懸念されている。実際、ESTEC LSS の熱モデル試験で探査機への深刻な分子状コンタミネーションが観察された。このため MMO は主要なアウトガス源を抽出し、それらのアウトガス特性を ASTM-E1559 に準じた方法で計測するとともに、紫外線による分子状コンタミネーションの付着速度と太陽光吸収率の増加を計測して、軌道上における探査機各部の分子状コンタミネーションの付着量と太陽光吸収率の増加を

定量的に解析した[4]。分子状コンタミネーションの付着および太陽光吸収率の許容範囲から、この解析によって探査機各部のベーキング必要時間を算出し、ベーキングを実施した。

6. 観測運用計画とフライト前熱解析結果

近日点付近は太陽光強度が高く MMO が高温となるため、全機器を ON にすると許容温度範囲を超えてしまう。近日点付近では熱の観点で運用制約が必要となっている。また遠日点付近では太陽光強度が小さく、特に日陰時間が長い場合は(最大日陰時間は2時間)バッテリー充電に電力が取られるため電力の観点で運用制約が生じてしまう。このため、MMO は水星周回軌道上で水星の位置、すなわち太陽からの距離に応じて、熱及び電力上の運用制約を満たすように、サイエンス上の優先順位を考慮して観測機器・通信機器の運用計画が立てられている[5,6,7,8]。

フライト前熱解析では立案された運用計画を前提にして、プロトフライトモデルの熱平衡試験を用いて最終的な検証がなされた熱数学モデルを用いて温度予測をおこない、すべての温度が 10°C の予測の不確かさを考慮しても許容温度範囲内に収まることを確認している。

実際は、軌道上で MMO の温度を見ながら観測機器・通信機器の運用計画を立て、熱数学モデルを用いて温度予測をし、許容温度範囲を超えないように調整しながら運用する計画である。MMO と地球の通信に往復で最大 20 分ほどかかるため、運用前の温度予測が重要である。運用計画システムに温度予測機能を組み込む計画である。

図 8 に MMO の近日点付近の水星周回軌道での各部の高温最悪条件でのおおよその最高温度を示

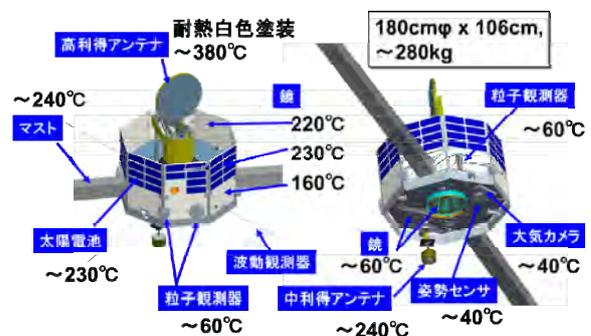


図 8 近日点付近の MMO 各部の温度

す。HGA が約 380°C，太陽電池が約 230°C など，非常に高温だが，許容温度範囲内である。一方で，粒子観測機器や姿勢センサ，大気カメラ等の電子機器は 40°C～60°C で，許容温度範囲内に収まっている。

7. おわりに

衛星システムの熱制御の最前線の一例として国際共同水星探査計画 BepiColombo の日本担当の探査機である MMO の熱制御系について紹介した。厳しい熱環境とリソース制約，観測要求に適合するために，これまででない考え方や研究開発が必要であった。欧州側担当の MPO や MTM の熱制御系も非常に興味深い新しい技術が開発され投入されている。興味ある読者は参考文献を参照されたい[9-17]。

BepiColombo は 2018 年 10 月打ち上げに向けて最後の試験がおこなわれているところである。2018 年 10 月の打ち上げ後，1 回の地球フライバイ，2 回の金星フライバイ，6 回の水星フライバイを経て 2025 年 12 月に水星周回軌道に投入される予定である。その後，ノミナル 1 地球年，オプションでさらに 1 地球年の観測運用が予定されている。MMO はその後数年で水星に衝突して寿命を終える。熱制御系の軌道上実証はそれまで待たなければならないが，打ち上げ前にできることはやりつくしたので，成功を確信している。

参考文献

- [1] 宮崎慈，小川博之，横澤 裕，岡本章，大貫弘和，MMO ハイゲインアンテナ耐熱 MLI の開発，第 56 回宇宙科学技術連合講演会，(2012).
- [2] Ogawa, H., Yamazaki, T., Okamoto, A., Iwata, N., Okazaki, S., Irikado, T., and Fukuyoshi, F., BepiColombo/MMO Thermal Test Model Testing, 41st International Conference on Environmental Systems, July 17-21 Portland, Oregon, AIAA-2011-5189, 41st International Conference on Environmental Systems (ICES 2011) Online Proceedings (2011).
- [3] Ogawa, H., Yamazaki, T., Okamoto, A., BepiColombo Mercury Magnetospheric Orbiter Proto-Flight Model Thermal Balance/ Thermal Vacuum Test, 45th International Conference on Environmental Systems, (2015).
- [4] Ogawa, H., Urayama, F., Baba, S., Miyazaki, E., Okamoto, A., Hayakawa, H., Assessment of molecular contamination on the BepiColombo MMO spacecraft, 44th International Conference on Environmental Systems, (2014).
- [5] 小川博之，山崎力，岡本章，今野美砂，横澤裕，宮崎慈，大貫弘和，岩田直子，岡崎峻，入門朋子，福吉芙由子，松山純子，BepiColombo MMO の熱制御系，第 55 回宇宙科学技術連合講演会，(2011).
- [6] 小川博之，山崎力，岡本章，岩田直子，岡崎峻，BepiColombo MMO のフライト温度予測：第 56 回宇宙科学技術連合講演会，(2012).
- [7] Ogawa, H., Yamazaki, T., Okamoto, A., Miyazaki, S., Ohnuki, H., Fukuyoshi, F., and Iwata, N., "BepiColombo/MMO Thermal Control System," 40th International Conference on Environmental Systems, 11-15 July 2010, Barcelona, Spain, AIAA-2010-6089, AIAA Papers on Disk, 40th International Conference on Environmental Systems, (2010).
- [8] Ogawa, H., Yamazaki, T., Okamoto, A., Iwata, N., Okazaki, S., BepiColombo Mercury Magnetospheric Orbiter Flight Model Thermal Analysis, 42nd International Conference on Environmental Systems, July, San Diego, (2012).
- [9] Ferrero, A., Battaglia, D. Malosti, T., Stramaccioni, D. and Schilke, J., The Challenges of the Thermal Design BepiColombo Mercury Planetary Orbiter, 46th International Conference on Environmental Systems, ICES-2016-212, (2016).
- [10] Schilke, J., Natusch, A. and Ritter, H., BepiColombo Radiator Breadboard Performance Test, Proceedings of the 38th International Conference on Environmental Systems, (2008).
- [11] Moser, M. et al., High Temperature Multilayer Insulation of the BepiColombo Spacecraft – a design at the edge of material capability, Proceedings of the 40th International Conference on Environmental Systems, (2010).
- [12] Tessarin, F., Battaglia, D., Malosti, T., Schilke, J. Stramaccioni, D., Thermal Control Design of

- Mercury Planetary Orbiter, Proceedings of the 40th International Conference on Environmental Systems, (2010).
- [13] Schilke, J., Tessarin, F., Battaglia, D., Stramaccioni, D., BepiColombo MOSIF 10 SC Solar Simulation Test, Proceedings of the 41st International Conference on Environmental Systems, (2011).
- [14] Schilke, J. Tessarin, F., Ferrero, A., Battaglia, D., Malosti, T., Ranzenberger, C., Stramaccioni, D., Development and Qualification of Bepi Colombo MLI, Proceedings of the 43st International Conference on Environmental Systems, (2013).
- [15] Ferrero, A., Battaglia, D., Malosti, T., Schilke, J., Stramaccioni, D., The Thermal Balance/Thermal Vacuum Test of BepiColombo Mercury Planetary Orbiter, Proceedings of the 46st International Conference on Environmental Systems, (2016).
- [16] Benkhoff, J., et al., BepiColombo Comprehensive Exploration of Mercury: Mission Overview And Science Goals, in Planetary and Space Science, Vol. 58 (1-2), pp. 2-20, (2010).
- [17] Tuttle, S. and Cavallo, G., "Thermal Design of the Mercury Transfer Module," SAE Int. J. Aerosp. Vol. 4 (1), pp. 40-47, (2011).
-

宇宙機の伝導熱制御の最前線

Front Line in Conductive Thermal Control for Spacecraft

長野 方星 (名古屋大学)

Hosei NAGANO (Nagoya University)

e-mail: nagano@mech.nagoya-u.ac.jp

1. 伝導熱制御とは

伝導熱制御は、伝熱促進および断熱制御の2種類に分類できる。伝熱促進の基本的な考え方は、熱源にある熱を他の場所へ効率的に移動することで温度上昇を抑えるということである。伝熱促進材料は大きく2つに大別される。1つは、サーマルダブラやサーマルストラップ、あるいはラジエータ用高熱伝導フェイススキンのように、熱源からの熱を受けて拡散、あるいは別の場所へ輸送するための高熱伝導材、もう一つは、熱源から高熱伝導材など、異なる物体の接触面で熱を効率よく伝える、つまり接触熱抵抗を可能な限り低くするための、フィラー材である。断熱制御には衛星構造体と宇宙の低温環境あるいは太陽からの大きな熱入力から守る多層膜断熱材や、衛星内部の発熱機器の熱経路を断つための断熱ワッシャー等がある。本稿では伝熱促進に焦点を当て、高熱伝導材料を用いた伝熱促進、実効的な熱伝導率が可変のヒートスイッチ、そして高熱伝導材料を応用した機能的な熱制御デバイスについて紹介する。

2. 宇宙用の高熱伝導材料

宇宙機に用いられる材料は、基本的に軽量であることが望まれる。従来、宇宙用の高熱伝導材料は主にアルミニウムが用いられてきた。高熱伝導性の観点から言えば純銅の方が優れているが、単位質量あたりの熱伝導率は純銅よりも純アルミニウムの方が高い。宇宙構造材にはアルミニウム合金が用いられてきた。アルミニウム合金は純アルミニウムよりも熱伝導率が下がるが、強度が高い。構造材と伝熱促進の両方の役割を持たせる場合は、アルミニウム合金がヒートシンクとして使用される。また、近年はアルミニウムよりも熱伝導率が高く、しかも密度はそれと同等である高熱伝導性炭素系材料が用いられつつある。炭素系材料は耐熱性、耐衝撃性に優れており、宇宙開発の初期の

ころから広く利用されてきた。ロケットのノズル、再突入往還機、スペースシャトルなどはC/C複合材料が用いられている。近年では炭素の耐熱・衝撃性だけではなく、その高い熱伝導性を積極的に利用することで、受熱・放熱目的で利用されつつある。

炭素系材料は出発原料や製造方法の違いから様々な種類が存在する。高配向性の黒鉛ブロックやシート、PANおよびピッチ系炭素繊維からカーボンナノチューブに至るまで構造が大きく異なる。また黒鉛化度の違いにより熱伝導率も大きく異なる。図1に密度と熱伝導率の関係を示す。軽量で熱伝導率が高い材料として、炭素系材料が有効であることが見て取れる。一方、炭素系材料は、価格が高い、異方性がある、脆い、等の欠点があるため、従来のアルミニウムほど幅広い普及には至っていないのも実情である。

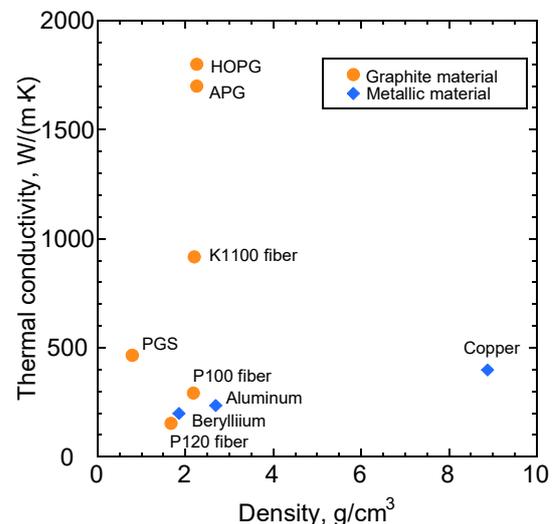


図1 高熱伝導材の熱伝導率と比熱の関係

3. サーマルダブラ

サーマルダブラは高発熱機器の熱拡散に用いられる、いわゆるヒートスプレッダーである。高発熱機器と機器取付け面との間に高熱伝導性の金属

等を挿入し、局所的な発熱集中を抑え、熱を分散させることができる。衛星構造体のハニカムサンドイッチパネルのフェイススキンに厚みを持たせてサーマルダブラの役割を持たせる場合もある。一般にハニカムパネルにはアルミニウム合金が用いられているが、高熱伝導性炭素系材料はアルミニウム合金よりも熱伝導性に優れ、かつ軽量であることから、将来型のラジエータパネルとして有望視されている。Rawal ら[1]は、ラジエータハニカムパネルのフェイスシートにアルミニウムを用い、内部にヒートパイプを埋め込んで用いた場合と、フェイスシートに高熱伝導性炭素系複合材料（K1100 炭素繊維）を用い、内部にヒートパイプを用いない場合を比較し、放熱性能を維持したまま質量を 22%削減できることを比較実験により示した。炭素繊維は繊維方向に熱伝導率が高いが、半径方向の値は小さい。熱伝導材料として用いるためには、炭素繊維を二次元的に編みこむことで擬似等方性を持たせる必要があり、得られる実効熱伝導率は半分程度かそれ以下となる。図 2 にヨーロッパで開発されたピッチ系炭素繊維を用いた CFRP ラジエータの写真を示す[2]。熱輸送にループヒートパイプを用いており、ループヒートパイプのコンデンサ部（流体流路）が本ラジエータパネルに埋め込まれている。また Bepi-Colombo の衛星構造体にもピッチ系炭素繊維とシアネート系樹脂による高温対応型高熱伝導 CFRP が採用されている[3]。

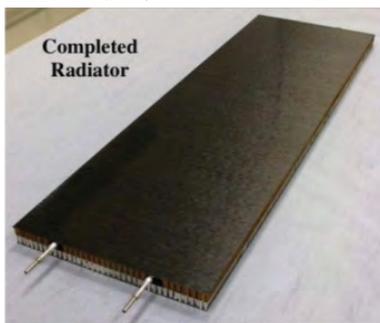


図 2 CFRP ラジエータ[2]

2016 年に打ち上げられた JPL の SMAP は機器搭載面に熱伝導率が 1700W/mK（室温）の熱分解黒鉛（Annealed Pyrolytic Graphite: APG）を用いたサーマルダブラを採用した[4]。厚さ 4mm の APG の最外層に 1mm のアルミニウムをサンドイッチした構成となっている。サイズは 0.7m×0.7m×6mm で熱分解黒鉛で構成されるダブラとしては著者の知る限り最大級のサイズである。

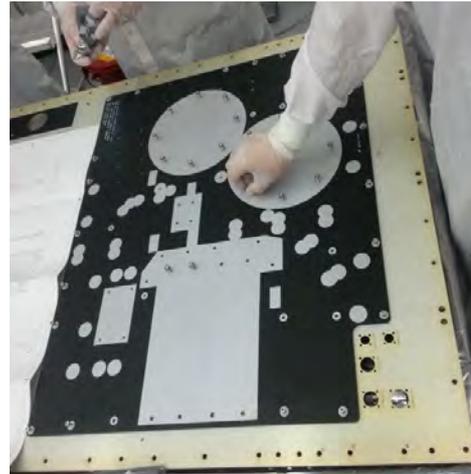


図 3 SMAP のサーマルダブラ[4]

4. サーマルストラップ

サーマルストラップは、機器を直接機器取付面に取り付けることができない、あるいは、機器と機器取付面との熱膨張のミスマッチ等が懸念される場合に用いられるもので、機器の発熱部と放熱対象との間を柔軟な高熱伝導材料で結合させる。

サーマルストラップには純銅、純アルミニウム、炭素繊維、グラファイトシートなどの高熱伝導材が用いられている。サーマルストラップには大きく分けて二種類存在する。一つは銅細線や炭素繊維を細いロープのように編み込んだタイプのストラップ[5, 6]であり、もう一つは銅箔、アルミニウム箔、グラファイトシートを単純に積層したタイプである[7]。高熱伝導線を編み込んだタイプは 3 次元的なねじれにも強いいため、ロケット打ち上げ時の振動環境にも高い耐性がある。一方で、熱コンダクタンスを高めるために本数を増やすと柔軟性が失われる。

高熱伝導箔積層タイプは数十ミクロンの高熱伝導箔を数枚～数百枚積層し、端部を高熱伝導ブロックで固定した構成である。面外方向と熱伝導方向の振動やねじれには強いが、熱流と垂直方向に対しては柔軟性が低く、ストラップと端部熱伝導ブロック間で破断が起きる恐れがあるため、取り扱いには注意が必要となる。近年はスマートフォンなどにも使用されている高熱伝導グラファイトシートの研究開発が進められており、JPL, Airbus, 名古屋大学などが研究開発を行っている[7-9]。グラファイトシートは熱伝導率は室温で 1200～1500W/mK 程度あり、性能差があるとすれば端部、すなわちグラファイトシートと熱源ならびに放熱

部との結合部の熱抵抗であり、様々な工夫がなされている。

また、高熱伝導材料とは異なるが、更なる高い熱コンダクタンスを得るために、自励振動ヒートパイプをも用いたサーマルストラップなども研究開発されている[10].

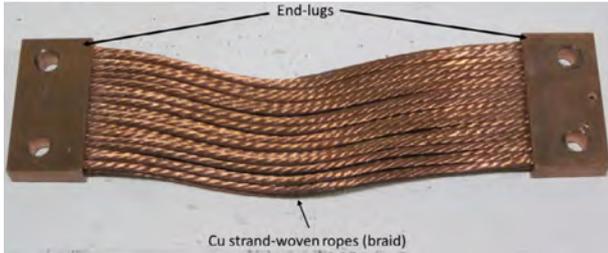


図4 銅細線編み込み型ストラップ[5]



図5 グラファイトシート積層ストラップ[8]



図6 自励振動ヒートパイプ型ストラップ[10]

5. ヒートスイッチ

熱環境条件に応じて実効熱伝導率を変化させるデバイスとしてヒートスイッチを紹介する。宇宙環境では寒暖の差が大きいため、高温時は伝熱促進により放熱を促し、低温時には熱伝導を抑制し、放熱を抑えるような要求が存在する。それを実現するために研究されているのがヒートスイッチである。ヒートスイッチは発熱部から放熱部の間に入れられ、実効的な熱伝導率(熱コンダクタンス)を変化させる。

ヒートスイッチには機械式とガスギャップ式に大別される。機械式はパラフィンや形状記憶合金の相変化・相転移を利用した物や、熱膨張率の大きい材料を用いた方式が存在する。パラフィン式は固液相変化時の体積膨張を利用し、高温側と低温側が機械的に接触するような構造になっている。

著者の知る限り、パラフィン式ヒートスイッチが最初に使用されたのは NASA/JPL が 2003 年に打ち上げた火星探査ローバーの Spirit と Opportunity である[11]. 18°Cで相変化し、熱コンダクタンスのは 1.2 W/°C, オフ時の熱コンダクタンスは 0.019W/°Cであり、on/off 比 60 以上を達成している。本スイッチはバッテリーに取り付けられたラジオアイソトープ熱源の放熱制御に用いられた。

形状記憶合金式はマルテンサイト相からオーステナイト相への相転移時の弾性率変化を利用して、高温時(オーステナイト相)の超弾性状態では熱源と放熱部が接触し、低温時(マルテンサイト相)はバイアススプリングにより熱源と放熱部が切り離される機構となる。NASA/KSC が NiTi 系形状記憶合金を用いた低温用(転移点温度 118K)熱スイッチの研究を行ったが[12], 著者の知る限り形状記憶合金式が宇宙実証された例は存在しない。

パラフィン式や形状記憶合金式はスイッチ変化温度点のある程度自在に変化させることができ、また少ない遷移温度幅で熱コンダクタンスを変化できる点が利点である。自身の温度変化を利用した受動型や強制的にヒータにより制御する能動型が存在する。

熱膨張式ヒートスイッチは2種類の線膨張係数の異なる材料を組み合わせ、低温時は1つの材料が他方よりも小さくなることを利用して機械的な接触を断つ方式である。変位を生み出すために大きな温度差が必要となることから、低温機器への応用が期待されている[13].

ガスギャップ式は発熱体の周りを薄いガス層で覆い、ガスの吸着、離脱を利用して熱コンダクタンスを変化させている。主に数十 K 以下の極低温機器に用いられている[14].

また、近年はループヒートパイプにバイパスバルブを導入し、自身の温度・圧力変化に応じてバイパスバルブの on/off を行うことで熱コンダクタンスを変化させるようなタイプも存在する。on/off 比が 500 以上を達成できるものもあり、今後の実用が期待される[15].

さらに、材料の相転移を応用したヒートスイッチの研究も開始されている。on/off 比は数倍程度と低いこと、そもそもの熱伝導率が低いことなど課題はあるが、特殊な機構を要せず軽量化が可能

という他のスイッチとは異なる特長があるため、今後の高性能化が期待される[16].

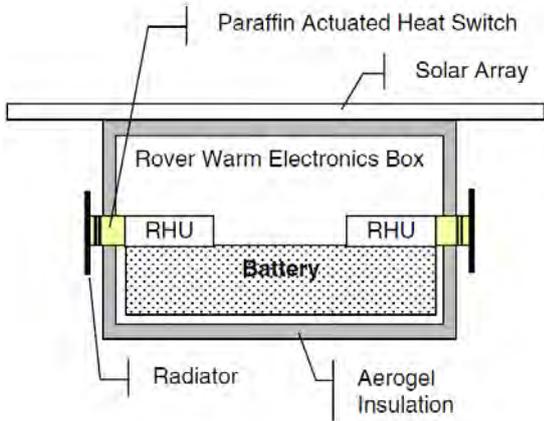


図7 Mars Rover 電源 Box 用ヒートスイッチ[11]

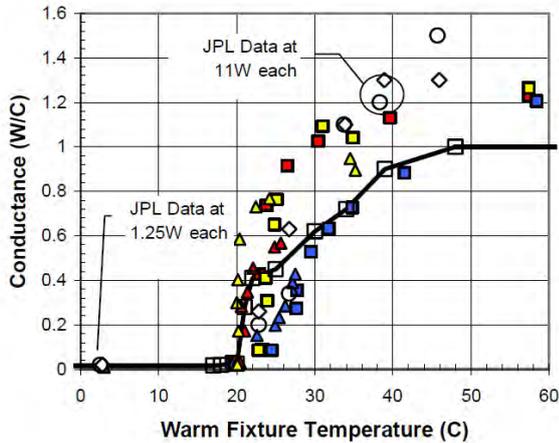


図8 ヒートスイッチの特性[11]

6. 高熱伝導材を応用した熱制御デバイス

最後に高熱伝導性を有する炭素系材料を用いた熱制御例として、著者らが開発したフレキシブル放熱フィン、自律型吸放熱デバイスと蓄熱パネルを紹介する。

6.1 フレキシブル放熱フィン

50cm 立方の小型衛星である ChubuSat-2 に搭載された放射線検出器の放熱用に、フレキシブル放熱フィン (Flexible Radiator Fin, FRF) を提案した [17]. FRF は機器底面に取り付けられた柔軟性のある高熱伝導材が延長してそのまま放熱フィンとして機能する、いわゆるサーマルダブラとサーマルストラップとラジエータが一体となったデバイスである。放射線検出器自体は衛星本体に対して独立制御であるため、放熱面も自前で用意する必

要があった。しかし放射線検出器の発熱量に対して機器設置面からの放熱だけでは放熱面積が不足するため、放熱面積を拡大する必要があった。図9に構成を、図10に写真をそれぞれ示す。衛星構造体が切り欠かれており、放射線検出器は断熱ワッシャーを介して構造体に取り付けられている。放射線検出器の搭載面に FRF のダブラ部を設置し、延長したフィンは衛星構造体に断熱ワッシャーと GFRP 製ボルトにより取り付けられた。FRF の高熱伝導材料にはフレキシブルなグラファイトシートを用いた。最適熱設計に基づきグラファイトシートの層数は 15 層、サイズは $187 \times 462 \text{cm}^2$ とした。最外層は放熱性の高い銀蒸着テフロンが用いられている。ChubuSat-2 は 2015 年 2 月に ASTRO-H の相乗り衛星として打ち上げられた。

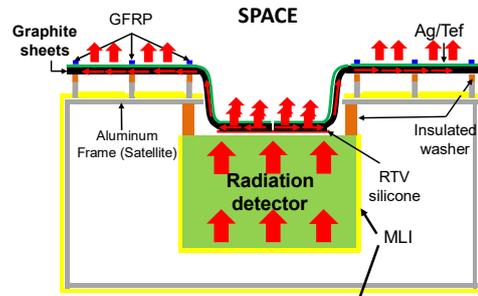


図9 フレキシブル放熱フィンの構成

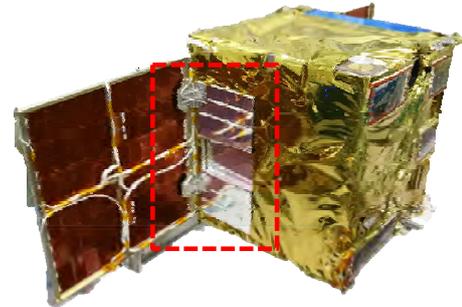


図10 ChubuSat-2 に搭載された FRF

6.2 自律型吸放熱デバイス

自律型吸放熱デバイス (Reversible Thermal Panel, RTP) は 6.1 の FRF と同じ構成であるが、熱環境変動に応じて放熱フィンが電力を用いることなく自律的に展開収納することで放射面積を変えて放熱量を制御することができる [18]. RTP の写真を図 11 に示す。放熱面と吸熱面が表裏一体となっており、温度に応じて宇宙空間に曝露させる面が入れ替わることで機能を逆転させる。つまり、宇宙機が高温の場合、放射率 ϵ_H が高く太陽光吸収率 α_s

の低い放熱面を宇宙空間に曝し、放熱を促す。一方低温では、放熱面が収納し、放射率が低く太陽光吸収率の高い吸熱面を宇宙空間に曝して放熱を抑制する。また、太陽が当たる場合は、吸熱面より太陽光エネルギーを吸収して内部に輸送し、宇宙機を温める。この動作を電力を一切用いずに、自身の温度変化を感知して自律的にフィンの展開角度を調整する。このように、放熱フィンの展開による大排熱と、放熱面積の自律的な調整と、蓄熱機能を一台で実現することで、保温用ヒーター電力の大幅な削減、熱環境変化に伴う温度変動の抑制、ならびに熱ストレスの緩和が期待される。この放熱フィンにはフレキシブルなグラファイトシートを用いることでフィンの可逆展開が可能となる。また、展開収納機構には形状記憶合金とバイアスばねを用いることで温度に応じて無電力で可逆展開する二方向素子となっている。本デバイスは現在 JAXA が提案する DESTINY+への搭載が検討され、その実証に向けて開発を行っている[19].

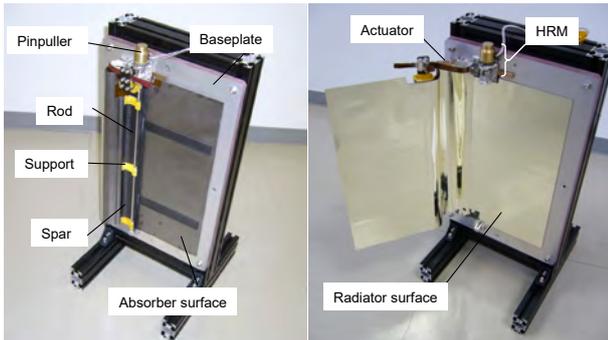


図 11 自律型吸放熱デバイス実験モデル

6.3 蓄熱パネル

温度一定制御要求がある場合、固液相変化材料の相変化時の吸放熱を応用する蓄熱デバイスが研究開発されている。蓄熱材料としてはパラフィン系材料や水など、エンタルピー変化量の大きいものが選定される。蓄熱技術の課題は蓄熱材料の低熱伝導性をどのように補うかであり、蓄熱材の中に高熱伝導材料としてピッチ系炭素繊維やグラファイトフォーム材料が用いられている[20]。名古屋大学では小型衛星用の蓄熱制御として蓄熱パネル (Heat Storage Panel, HSP) を提案した[21]。HSP は、高熱伝導材料を蓄熱材の中に入れるのではなく、高熱伝導材料で薄いパネルを構成し、その中に相変化材を入れる薄板構造となっている。これ

により衛星の構造材料、サーマルダブラ、蓄熱機能の 3 つの機能を兼備したデバイスとなる。HSP の概念図を図 12 に示す。

性能実証モデルには融点が 36°C のエイコサンを用いた。また容器にはピッチ系 CFRP を用いた。熱伝導率は疑似等方材料で 125W/mK であり、アルミニウム合金と同等であるが、容器が相変化時の体積膨張により変形しないための肉厚がアルミニウムの $\frac{1}{3}$ であるため、薄肉・軽量化を実現した。サイズは $150 \times 150 \times 2.5\text{mm}$ 、エイコサンが 9.8g 封入されている。本デバイスは HODOYOSHI-4 に搭載され、2014 年 6 月に打ち上げられた。宇宙から送られてきた軌道上データと解析結果との比較を図 14 に示す。両者の比較より、設計通りの性能を宇宙空間で実証できていることが見て取れる。

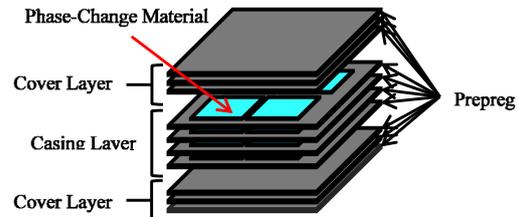


図 12 蓄熱パネルの構成

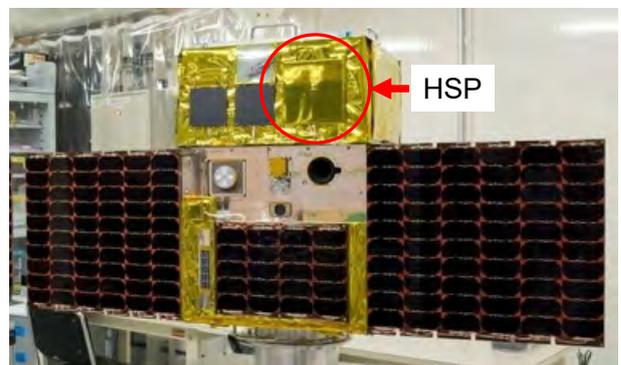


図 13 HODOYOSHI-4 搭載の様子

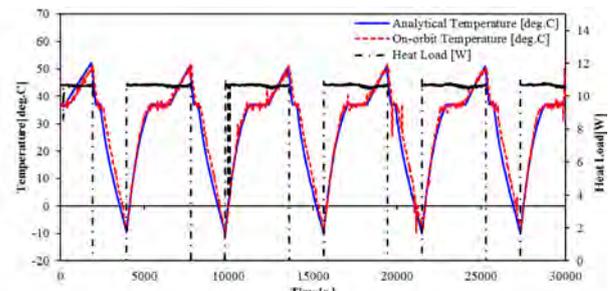


図 14 フライトデータとの比較

7. おわりに

宇宙機の伝導熱制御技術としてサーマルダブラ、サーマルストラップ、ヒートスイッチを紹介し、最近の研究動向について述べた。また高熱伝導材料を応用した機能的な熱制御デバイスについても紹介した。

参考文献

- [1] Rawal, S. P., Hicks, G. and Hanson, R. R., Proc. 40th International SAMPE Symposium, (1995) 1685.
- [2] Schlitt, R. et al., Heat Pipe Sci. Technol. Int. J., **1-3** (2010) 261.
- [3] 小川博之ら, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1G10, (2011).
- [4] Rodriguez, J. and Sunada, E., JPL Advanced Thermal Control Technology Roadmap, Spacecraft Thermal Control Workshop, (2014) in CD-ROM.
- [5] Dhuley, R. C. et al., Thermal conductance characterization of a pressed copper rope strap between 0.13 K and 10 K, Cryogenics, **86** (2017) 17.
- [6] Nieczkoski, S. J. and Myers, E. A., Highly-conductive graphite thermal straps used in conjunction with vibration isolation mounts for cryocoolers, Cryocoolers, **18** (2014) 587.
- [7] McKinley, I. M. et al., Pyrolytic graphite film thermal straps: Characterization testing, Cryogenics, **80** (2016) 174.
- [8] Melendo, I. et al., Development and qualification of a Very Efficient Thermal Link based on pyrolytic graphite, Proc. 47th International Conference on Environmental Systems ICES-2017-9, (2017).
- [9] Borude, R. R., and Nagano, H., Design and Development of Japanese Graphite-based Thermal Straps for Space Missions, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3F12, (2017).
- [10] Wilson, M. R., and Hengeveld, D. W., Advanced Manufacturing of Flexible Oscillating Heat Pipes for Next-Generation Thermal Straps, Proc. 47th International Conference on Environmental Systems ICES-2017-71 (2017).
- [11] Pauken, M., et al., Development Testing of a Paraffin-Actuated Heat Switch for Mars Rover Applications, SAE Technical Paper 2002-01-2273 (2002).
- [12] Krishnan, V. B., et al, A Shape Memory Alloy Based Cryogenic Thermal Conduction Switch, Advances in Cryogenic Engineering, **50A** (2004) 26.
- [13] Dietrich, M., Euler, A., Thummes, G., A compact thermal heat switch for cryogenic space applications operating near 100 K, Cryogenics, **59** (2014) 70.
- [14] Catarino, I., Bonfait, G., Duband, L., Neon gas-gap heat switch, Cryogenics, **48** (2008) 17.
- [15] Molina, M. et al., A Heat Switch for European Mars Rover, ICES 2008-01-2153 (2008).
- [16] Kim, J., Park, D., Nagano, H., Tachikawa, S., Thermophysical Properties of Metal-Insulation Transition Materials as a Functional Thermal Control Device for Microsatellite, Proc. 47th International Conference on Environmental Systems, ICES_2017_365 (2017).
- [17] Park, D. and Nagano, H., Thermal design and validation of radiation detector for the ChubuSat-2 micro-satellite with high-thermal-conductive graphite sheets, Acta Astronautica, **136** (2017) 387.
- [18] Ohno, S. and Nagano, H., Thermophysical Properties of High-Thermal-Conductivity Graphite Sheet and Application to Deployable/Stowable Radiator, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, **29-2** (2015) 403.
- [19] 岡崎峻, 西山和孝, 小川博之, 長野方星, 川勝康弘, 先進熱制御デバイスを用いた DESTINY+ の熱設計, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会論文集 2D07 (2016) .
- [20] Leimkuehler, T. O., Stephan, R., Modeling a Freezable Water-Based Heat Exchanger for Use in Spacecraft Thermal Control AIAA2012-3520 (2012).
- [21] Yamada, K. and Nagano, H., Development of Heat Storage Panel for Micro/Nano-satellite and Demonstration in-Orbit, Applied Thermal Engineering, **91-5** (2015) 894.

宇宙機のふく射制御の最前線

Front Line in the Thermal Radiation Control for the Spacecraft

太刀川 純孝 (宇宙航空研究開発機構)

Sumitaka TACHIKAWA (Japan Aerospace Exploration Agency)

e-mail: tachikawa.sumitaka@jaxa.jp

1. はじめに

宇宙は真空であるため、太陽や惑星などの熱源から宇宙機表面への熱入力「ふく射の吸収」によって、一方、宇宙機表面から宇宙空間への熱出力は「ふく射の放射」によって行われる。また、太陽電池パネルで発電された電力を使って搭載機器が動作した結果、宇宙機内部で発熱があり、これら3者のバランスによって宇宙機の温度ポテンシャルが決定する。従って、表面の熱光学特性(太陽光吸収率 α_S 、および全半球放射率 ϵ_H)は、宇宙機の温度を決定する上で重要なパラメータであり、この熱光学特性をうまく組み合わせることによって宇宙機の熱設計が行われる。従来、図1に示すような様々な熱制御材料を使って宇宙機の熱設計が行われてきた。しかし、地球周回衛星だけでなく、惑星探査機などの熱環境が大きく変化するミッションに対応するため、様々な機能を備えた新しい「ふく射制御材料(デバイス)」が必要とされている。

本解説では、宇宙機での「ふく射制御」に関し、ミッション要求とそれに対して行われている研究開発の事例を紹介する。

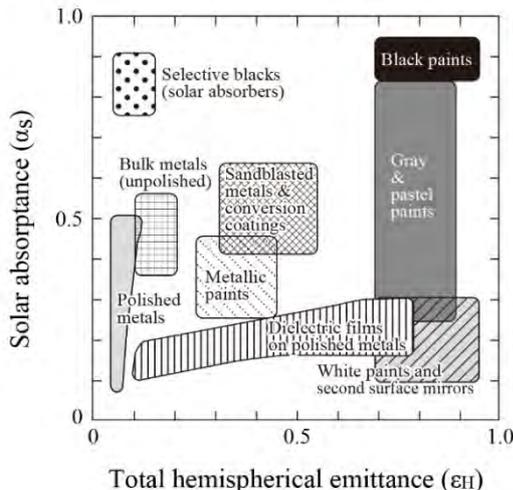


図1 熱制御材料の熱光学特性

2. ふく射率制御材料(デバイス)

2.1 COSF (Controlled Optical Surface Film)

宇宙機の排熱を担うラジエータに必要な熱光学特性は、全半球放射率 ϵ_H が大きく、太陽光吸収率 α_S が小さいことである。図2に金星探査機「あかつき」の外観を示す。銀色の部分がラジエータ、金色の部分は多層断熱材(MLI: Multi Layer Insulation)である。これまでのラジエータ材料は、ガラス、テフロン、ポリエーテルイミド等の透明な材料の裏面にAlやAg等の金属を蒸着したものが使用されてきた。これは、表面の絶縁材料によって全半球放射率 ϵ_H を大きくし、透明な絶縁材料と裏面の金属により、太陽光を吸収することなく反射することによって太陽光吸収率 α_S を小さくすることができるからである。これらはOSR (Optical Solar Reflector) と呼ばれ、様々な宇宙機のラジエータに使用されている。



図2 金星探査機「あかつき」(銀色の部分がラジエータ、金色の部分は多層断熱材)

これに対し、COSFはポリイミドフィルムをベースに、誘電体多層膜(必要であれば金属膜も追加)を蒸着し、全半球放射率 ϵ_H と太陽光吸収率 α_S を任意に設定することができることを特徴とする多層膜干渉型熱制御材料である[1,2]。現在、ラジエータ材

料として放熱を目的とした熱光学特性を持つタイプを含め、以下の3種類のCOSFを設計・製作している。

- (1) ラジエータ用 低 α_S , 高 ϵ_H
- (2) 断熱 (赤外カット) 用 低 ϵ_H
- (3) アブソーバ用 高 α_S , 低 ϵ_H

OSRと異なり金属を使用しないことから、COSFは電波透過性を備えることを大きな特徴としている。そのため、アンテナカバーや後述する電波透過型MLIの構成材料としても使用可能である。

COSFでは、紫外から遠赤にかけての広帯域における光学特性を制御するための多層膜を設計しなければならないため、遺伝的アルゴリズムを使って層数が少なくなるように設計を行っている。図3にラジエータ材料として設計されたCOSF (低 α_S , 高 ϵ_H) の写真を示す。金属を使用していないにもかかわらず、金属的な光沢 (低 α_S) がある。また、ポリイミドフィルムを基板としているため、形状がフレキシブルであり、宇宙機の曲面 (例えば結合リング等) に使用することも可能である。

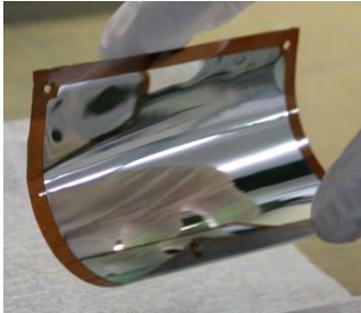


図3 ラジエータ用COSF (低 α_S , 高 ϵ_H)

図4にラジエータ用COSF (低 α_S , 高 ϵ_H) の分光反射率 (設計値と測定値) を示す。太陽光領域の反射率を高く、赤外放射領域の反射率を低く設計しており、測定結果からもそれらが確認できる。また、図5に断熱用COSF (低 ϵ_H) の分光反射率 (設計値と測定値) を示す。赤外放射領域全域にわたって反射率が高くなるように設計しており、測定結果からもそれが確認できる。さらに、図6にカロリメータ法で測定したそれぞれのCOSFの全半球放射率とその設計値を示す。反射スペクトルから推定される特性となっている。

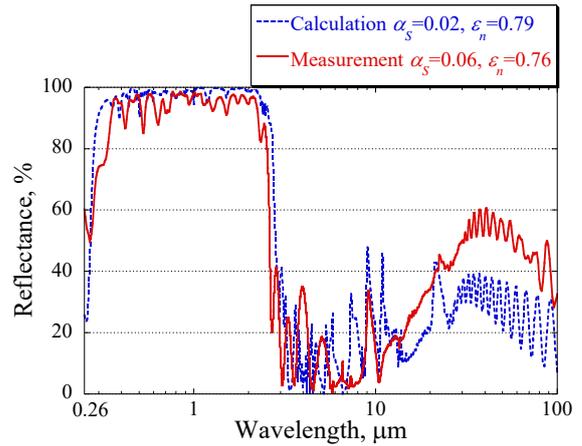


図4 ラジエータ用COSFの反射スペクトル

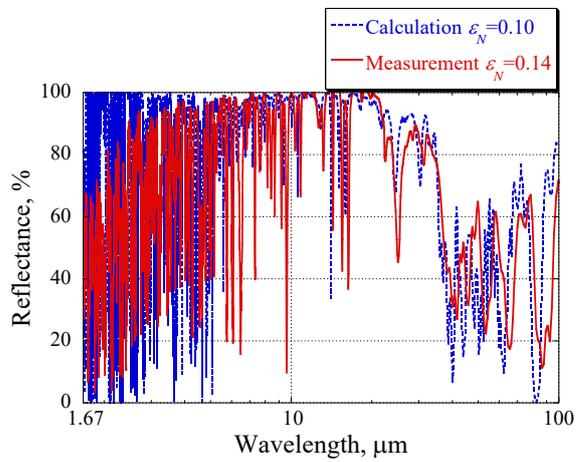


図5 断熱用COSFの反射スペクトル

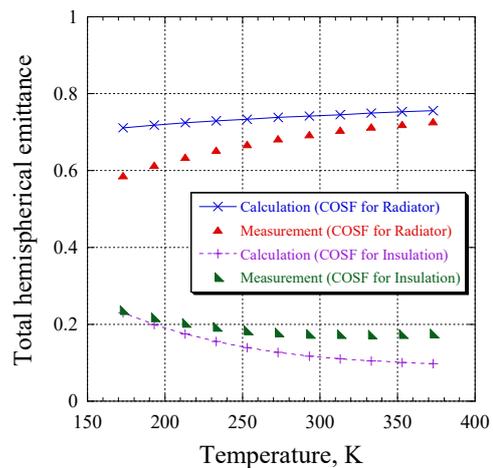


図6 COSFの全半球放射率の温度依存性

ラジエータ用 COSF は 2014 年 6 月に打ち上げられた小型衛星「ほどよし 4 号」に搭載され、現在、軌道上試験中である。また、ISS（国際宇宙ステーション）においても長期曝露試験中である[3].

2.2 メタサーフェス型ラジエータ

特に赤外天文衛星などでは、観測センサーのノイズを低減する目的で、センサー周辺ならびにセンサー視野に入る部材の温度を極低温まで冷却する要求があるが、従来のラジエータ材では、極低温での放射率が十分でないことがわかっている。また、先述の干渉型ラジエータでは放射したい波長（制御したい波長）が長くなると、多層膜の各層が厚くなり、その結果、総膜厚も厚くなってしまふ。そこで、低温での放射率制御を目的として、図 7 に示すような金属/誘電体/金属で構成されるメタサーフェスを使ったラジエータ材料を開発している[4]。メタサーフェスは、特定の波長で放射率（吸収率）を増加させることが可能である。図 8 に 30 μm の放射率を増加させることを目的として製作したメタサーフェス型ラジエータの表面写真を示す。誘電体 (SiO_2) の上に直径 10 μm 程度の円形の金属 (Al) が整列している。また、図 9 にその分光反射率の解析結果と測定結果を示す。設計どおりの共振波長 (30 μm) で反射率が低下 (吸収率が増加) している。なお、黒体比較法で放射スペクトルを確認した結果、反射率の低下と同じ波長にピークが発生することを確認している。

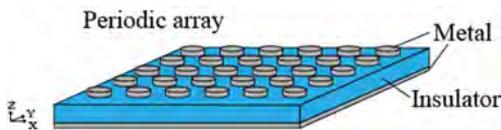


図 7 メタサーフェス型ラジエータの構造

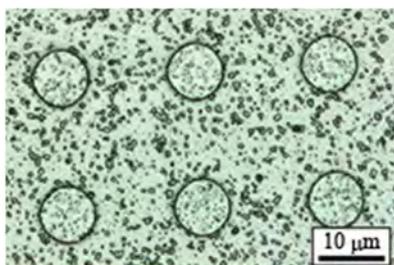


図 8 製作したメタサーフェス型ラジエータ (表面)

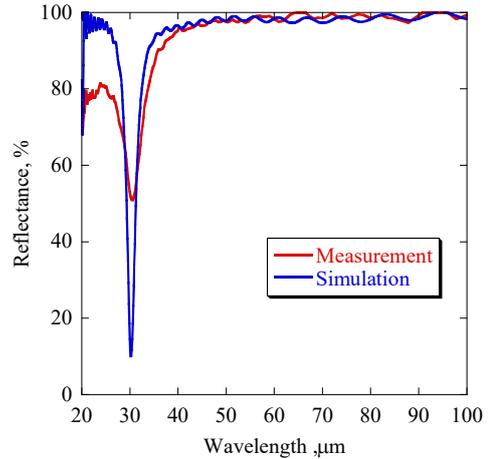


図 9 メタサーフェス型ラジエータの反射スペクトル

2.3 パラボララジエータ

赤外放射率が大きいということは赤外吸収率も大きい。従って、高温天体に近づくようなミッション、例えば、小惑星探査機「はやぶさ」がタッチダウンする際、排熱するためのラジエータがアブソーバになり、目標天体に接近するに従い宇宙機の温度が上昇することになる。そのため、接近する天体の方向以外に放射指向性のある熱制御材料を開発している。つまり、高温天体の方向からのふく射は反射し、宇宙空間側への放射を行う。この指向性は、図 10 に示すように表面にパラボラ面を作ることによって実現している。図 11 にパラボラ面を作製したラジエータを示す。図中のラジエータパネルの大きさは 10 cm \times 10 cm、表面に作られているパラボラ曲面のサイズは 1 mm \times 2 mm である。真空チェンバ内で排熱性能、および指向性能の確認したところ、ほぼ設計どおりの性能が得られている[5].

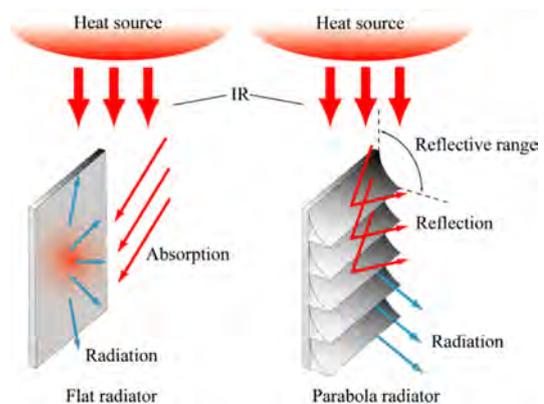


図 10 パラボララジエータの動作概念図

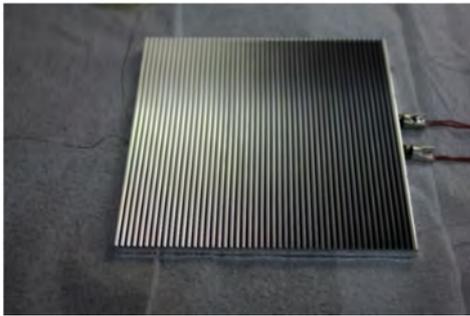


図 11 製作したパラボララジエータ
(10cm×10cm)

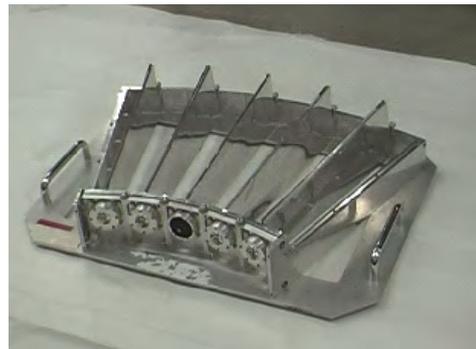


図 12 サーマルルーバ

3. ふく射率可変材料（デバイス）

3.1 SRD (Smart Radiation Device)

全ミッション期間を通じて宇宙機の各部の温度を許容温度範囲内に収めることが熱設計の目的である。通常、高温側の温度をラジエータ面積で調整し、低温側の温度はヒータによって許容温度内に収めている（コールドバイアス方式）。しかし、惑星探査機のように太陽との距離の変化が原因で外部熱入力が大きく変化する場合には低温側のヒータ電力が大きくなる。ヒータ電力を削減するため、従来は図 12 に示すようなサーマルルーバを使用していた。金属（低 ϵ_H ）でできたブレードをバイメタルで開閉させ、ラジエータ表面（高 ϵ_H ）と宇宙空間とのふく射結合量を変化させることにより、ラジエータの実効放射率をコントロールしているが、サーマルルーバは太陽光入射面には使用できず、また、重量およびコストの問題がある。さらに、小型のサーマルルーバは単位面積あたりの重量が大きくなるため、大型衛星以外に使用することは難しく、最近の衛星の小型化に対応できていない。このような問題を解決するために、放射率可変素子（SRD）を開発している[6]。この素子は、Mn 酸化物でできたセラミックスの板であり、サーマルルーバのような機械的な駆動機構が無く、また、後述するエレクトロクロミックを利用したデバイスのような電力、制御装置も必要としない。図 13 に SRD の写真を示す。左の黒いタイルが SRD、右の金色のタイルは SRDM（Smart Radiation Device with Multi-layer film）である。SRDM は、太陽光入射面にも使用できるように SRD の表面に太陽光反射膜（低 α_S ）を蒸着したタイプである。SRD は黒いため、0.8 程度の太陽光吸収率 α_S をもつが、SRDM は 0.1 程度となっている。

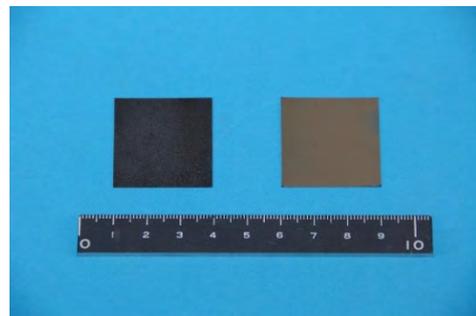


図 13 SRD (左) と SRDM (右)

SRD は、ペロブスカイト型 Mn 酸化物がもつ二重交換相互作用により、ある温度を境に金属-絶縁体転移が発生することを利用している。図 14 に近赤から遠赤における反射スペクトルの温度依存性を示す。300 K の黒体ふく射ピークである $10\ \mu\text{m}$ 前後の波長域において、反射率が大きく変化していることから、放射率も大きく変化することが予想できる。図 15 にカロリメータ法で測定した全半球放射率の温度依存性を示す。SRD は自身の温度が高いと放射率が大きく、温度が低いと放射率が小さくなる性質をもっている。組成比を変化させることによって転移温度や放射率特性を調整することが可能、また、母材やドーパ材を変更することによって特性を大きく変えることが可能である。図 15 に $\text{La}_{0.825}\text{Sr}_{0.175}\text{MnO}_3$ に適切な量の Ca をドーパした結果、低温側の放射率を低下（すなわち $\Delta\epsilon_H$ の増加）させた例を示す。

この SRD を使用することにより、熱サブシステムの重量およびコストを大きく増加させることなく、ヒータ電力を削減することができる。さらに、ヒータ電力の削減は、バッテリー容量の削減、および太陽電池パネルの面積低減につながるため、その効果はシステム全体に及ぶ。

SRD は、2003 年に打ち上げられた小惑星探査機「はやぶさ」と 2005 年に打ち上げられた小型工学実験衛星「れいめい」に搭載され、軌道上での実証試験が行われた。その結果、長期に渡って熱光学特性に劣化が見られないことが確認された。現在、さらなる性能向上を目指し改良中である。

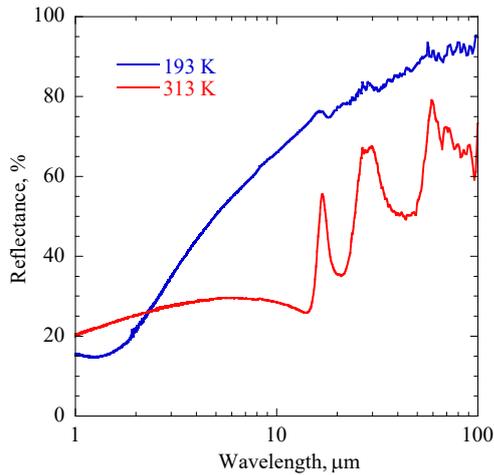


図 14 SRD の反射スペクトルの温度依存性

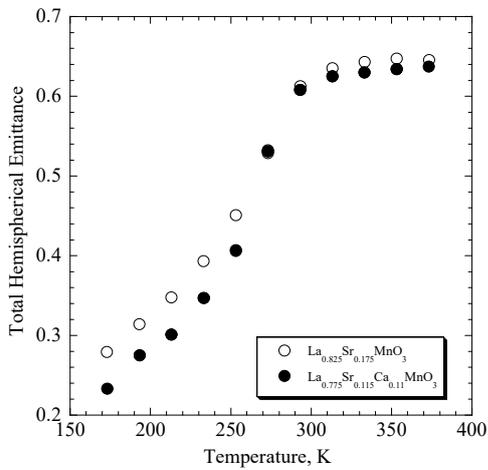


図 15 SRD の全半球放射率の温度依存性

3.2 MEMS Radiator

MEMS 技術を使って、先述のサーマルルーバを小型化したものである[7]。図 16 に製作した MEMS Radiator の写真を、図 17 にシャッター部分の拡大図を示す。図 18 に示すように 1mm×0.5mm の大きさのシャッターを静電気で開閉させることにより、実効的な放射率を変化させることができる。つまり、低温時はシャッターを閉じてシャッター表面の低放射率面 (Al 蒸着面) を宇宙空間に向けることで

温度の低下を防ぎ、高温時はシャッターを開いて、高放射率面を宇宙空間に露出し、温度を低下させる。図 19 にカロリメータ法で測定した実効放射率を示す。小型であるため、ローカルな温度制御に有効であるとともに、超小型衛星への適用や大型衛星の複雑なラジエータ形状への適用も可能である。また、先述の SRD と異なり、シャッターの開閉をコントロールするための電子機器が必要となるが、軌道上で放射率変化のタイミングを変更、つまり、熱環境および搭載機器の運用状態によってシャッターの開閉タイミングが調整できることが長所である。一方、ロケット打上時の振動、衝撃に耐えられるような構造を作ることが課題である。

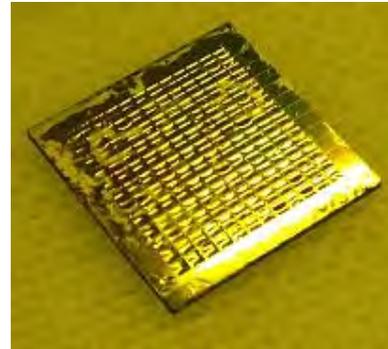


図 16 MEMS Radiator

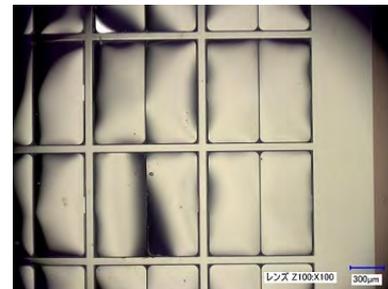


図 17 MEMS Radiator のシャッター部分 (拡大図)

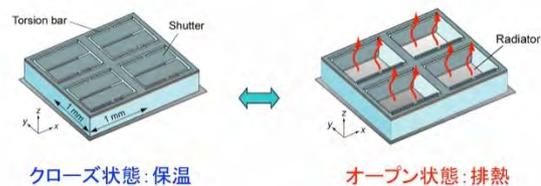


図 18 MEMS Radiator の動作概念図

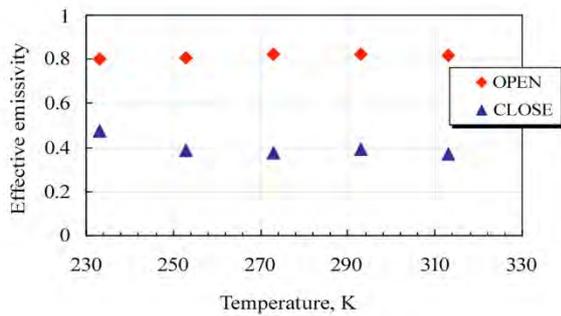


図 19 MEMS Radiator の放射率

3.3 Electrochromic Radiator

SRD がサーモクロミック材料を使用しているのに対し、エレクトロクロミック材料を使って赤外放射率を変化させるデバイスが開発されている[8]. 可視域でのエレクトロクロミックデバイスは、航空機の窓などで実用化されている。図 20 に Ashwin-Ushas 社のエレクトロクロミックデバイスの写真を示す。可視域での色の変化が見られるが、赤外域でも変化している。MEMS Radiator 同様、軌道上での放射率変化タイミングが調整できることが長所であるが、物質中のイオンの動きを利用しているため、宇宙（真空）で使用するためにはエレクトロクロミック材料を赤外透過率の高い密封容器の中に入れてなければならない点が課題である。

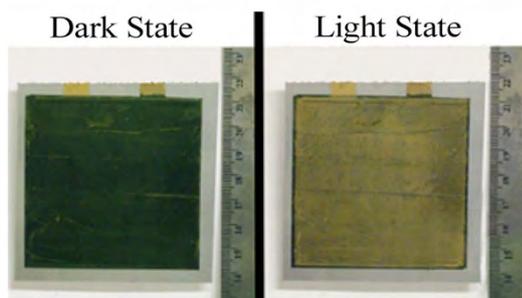


図 20 Electrochromic Radiator

4. ふく射断熱材料

4.1 PF-MLI (Polyimide Foam – MLI)

宇宙は真空なので、図 21 のような多層断熱材 (MLI) を使ってふく射断熱を行っている。具体的には、図 2 に示すように宇宙機のほぼ全体を覆っている。原理としては、放射率の小さなアルミを両面

蒸着したフィルムを 10 層程度重ね、ふく射による熱輸送をカットするというもので、基本的には魔法瓶と同じ断熱方法である。写真に見られる白いメッシュは、アルミ蒸着フィルム同士が接触しないようにするため、また、表面の金色はポリイミドフィルムを使って放射率を高くしている。しかし、MLI は衣服のように糸で縫って製作しているため、複雑な形の MLI を造るにつれてシーム部、エッジ部での熱リークが大きくなる。そのため、我々はメッシュの代わりにポリイミドフォームを挿入した PF-MLI を提案している (図 22)。形状保持性があるため、断熱したい機器 (構造物) の形状に合わせ製作することができる。その結果、シームレス、かつ、エッジレスな MLI が製作可能である。また、MLI の層を固定するための糸が不要、MLI を宇宙機構体に固定するためのベルクロ (マジックテープ) が不要である。PF-MLI の断熱性能を評価した結果、従来の MLI に比べ、少ない層数、かつ、軽い重量で同等の断熱性能が達成できることがわかっている[9].



図 21 MLI



図 22 PF-MLI

4.2 RT-MLI (Radiowave Transmissive - MLI)

PF-MLI をベースに、ふく射をカットするための AI 蒸着フィルムを先述の断熱用 COSF (低 ϵ_H) に変更することにより、電波を透過する MLI (電波透過型多層断熱材) を作ることができる[10]。図 22 に RT-MLI の構成図、図 23 に電波透過率の測定用に試作した RT-MLI を示す。S, C, X バンドで透過することを確認している。今までの MLI は電波を透過することができなかつたため、アンテナ等の RF 機器を MLI で断熱することができなかつた。深宇宙探査や月面での 2 週間の越夜等、熱リークを極限まで抑えたい要求のあるミッション、また、MLI を介して無線電力伝送および無線信号伝送の要求がある場合には重要な材料である。

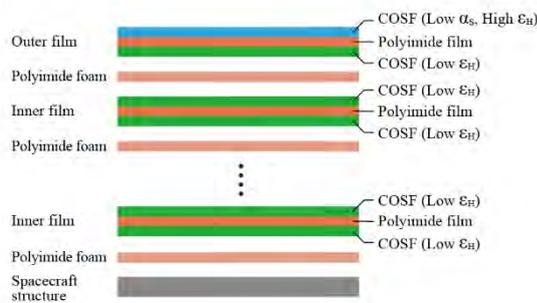


図 22 電波透過型 MLI の構成図

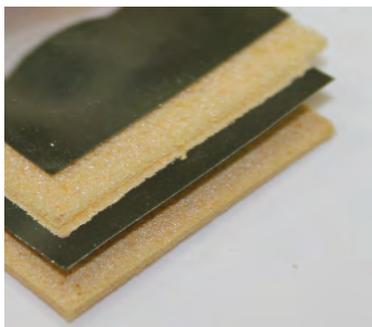


図 23 製作した電波透過型 MLI

5. おわりに

全ミッション期間を通じて宇宙機の各部の温度を許容温度範囲内に収めることが熱設計の目的であると先に述べた。しかし、ミッションが高度になってきている現在では、従来のふく射制御材料だけではその目的を達成するのが困難になってきてい

る。そのため、世界中で様々なふく射制御材料 (デバイス) が開発されている。

本稿では、我々の開発している「ふく射制御材料 (デバイス)」を中心に紹介させていただいた。これらの熱制御材料は、宇宙空間では地上とは異なり、雨風に曝されることは無いが、宇宙機の外表面は強力な放射線、紫外線、軌道によっては原子状酸素等に曝されることになる。これらによってもれなく熱光学特性が変化 (劣化) するわけであるが、熱光学特性を正しく測定し、宇宙機の寿命末期においても熱設計が成立するようにしなければならない。そのためには、新しい「ふく射熱制御材料 (デバイス)」の開発に伴って、その新材料 (デバイス) に適した測定技術、および劣化評価技術の開発も同時に進める必要がある。

謝辞：本稿中の研究の一部は、JSPS 科研費 JP16K06141 の助成を受けたものである。ここに記して謝意を表す。

参考文献

- [1] Tomioka, K., Tachikawa, S., Kawahara, K. and Nagasaka, Y., Design and Measurement of Radiowave Transmissive Thermal Control Mirror, *Journal of Spacecraft and Rockets*, **53-6** (2016),1043.
- [2] 富岡孝太, 太刀川純孝, 長坂雄次, 宇宙用電波透過型熱制御ミラー-COSF の研究 (誘電体多層膜を用いたふく射伝熱制御), 第 54 回伝熱シンポジウム演論文集, (2017), A115.
- [3] 太刀川純孝, 富岡孝太, 本莊泰生, 高機能熱制御材料の耐宇宙環境評価試験, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会講演集, (2016), 3F17.
- [4] Ohya, K., Tachikawa, S., Miyachi, A., Sakurai, A. and Nagasaka, Y., Evaluation of IR emitter with periodic array for spacecraft radiator, 68th International Astronautical Congress, (2017), IAC-17-C.2.8.11x41000.
- [5] 山本早伽, 太刀川純孝, 大川万里生, 齋藤智彦, 小惑星探査機用指向性ラジエータの研究(2), 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, (2017), 3F08.
- [6] 太刀川純孝, 大西晃, 中村靖之, 岡本章, Mn 酸化物を使った放射率可変素子の地上試験と軌道上評価, *日本航空宇宙学会論文集*, **55-643**

- (2007)367.
- [7] 廣木健太, 三田信, 太刀川純孝, 田口良広, 長坂雄次, 宇宙機用 MEMS シャッターアレイの放射率特性の評価, 日本機械学会熱工学コンファレンス講演論文集, (2013), E132.
- [8] Chandrasekhar, P., Zay, B., Lawrence, D., Caldwell, E., Sheth, R., Stephan, R. and Cornwell, J., Variable-Emittance Infrared Electrochromic Skins Combining Unique Conducting Polymers, Ionic Liquid Electrolytes, Microporous Polymer Membranes, and Semiconductor/Polymer Coatings, for Spacecraft Thermal Control, Journal of Applied Polymer Science, (2014), 40850.
- [9] Takagi, R., Tachikawa, S. and Nagasaka, Y., Evaluation of Effective Emissivity of New Thermal Insulation Using Polyimide Foam for Spacecraft, 63rd International Astronautical Congress, (2012), IAC-12-C2.9.8.
- [10] 富岡孝太, 太刀川純孝, 川原康介, 長坂雄次, 誘電体多層膜を用いた電波透過型多層断熱材の開発, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, (2017), 3F15.
-

宇宙機の熱・流体制御の最前線

Front Line of Thermal and Fluid Control for Spacecraft

永井 大樹, 安達 拓矢 (東北大学), 大丸 拓郎 (NASA ジェット推進研究所)
Hiroki NAGAI, Takuya ADACHI (Tohoku University), Takurou DAIMARU (NASA-JPL)
e-mail: nagai.hiroki@tohoku.ac.jp

1. はじめに

宇宙用熱関連技術は、衛星／プラットフォーム／ステーション、宇宙往還機、惑星探査機等のミッション達成に係わる基本技術の一つとして、過去約50年間にわたって国内外で研究・開発されてきた。その結果、本技術はフライト・レディネス／ブルーボン・レベルの成熟度にあるといえる。しかし、ミッションの高度化に伴い、従来よりも高度で複雑な熱管理技術が要求されるようになってきた。例えば、最近打ち上げられた準天頂衛星「みちびき」では搭載電子機器の高密度実装化に伴う発熱密度の増大により、従来の通信衛星と比べて2倍以上の排熱要求をしているが、これを時々刻々変化する限られた放熱面で排出するため3次元ヒートパイプネットワーク[1]によって南北面を有効利用することが検討されている。これは現状技術による最良の方策と考えられるが、重量の増加と排熱システムの複雑化を招いている。

さらに惑星探査に目を向けてみると、月面着陸衛星や月探査ローバーは、 -180°C から $+120^{\circ}\text{C}$ の激しく変動する熱環境に曝されるため、ロバストでかつ高精度で温度制御可能な熱制御システムが求められている。これに対し、原子力技術を用いない日本の宇宙開発においては、電力・重量の制約の中でこの環境温度差に対応できる熱制御技術は確立できていない。特にサンプルリターンミッション「はやぶさ」で経験したように世界的に前例の無い野心的ミッションでは必要となるヒーター電力の予測が難しく、保温用ヒーター電力を極限まで低減することが求められている。

火星の有人探査ミッション[2]に代表されるように、今後の宇宙開発・利用の規模の拡大・多様化およびその内容の複雑・多岐化に伴って、そこで求められる熱制御技術の要求もこれまで以上に一層高くなると思われる。

このような背景のもと、宇宙機の排熱は最終的に

宇宙空間への輻射によるが、宇宙機内部の高発熱体から放射面まで効率よく熱を輸送するデバイスが求められている。その中で、受動的な熱制御ではなく、能動的な熱制御方式の一つである、「流体制御」がもっとも期待されている。

本稿では、この流体による熱輸送・制御技術に着目し、その現状を国内／国外を俯瞰してまとめる。具体的には、ループヒートパイプ (Loop Heat Pipe, LHP)、自励振動ヒートパイプ (Oscillating Heat Pipe, OHP)、単相・二相流体メカニカルポンプループ (Single/Two-phase Fluid Mechanical Pump Loop) に関して、述べる。

それぞれの技術の原理や研究の詳細はここでは割愛して、できるだけ参考文献に挙げることにする。

2. ループヒートパイプ

2.1 概要

ヒートパイプ (Heat Pipe, HP) は、1960年代にNASAによって宇宙用として開発され、現在では放送・通信衛星および科学衛星など、実績多数で成熟したコンポーネントである。また地上のPCをはじめとして民生用に数多くの製品が出回っている。LHPは、基本的な原理はHPと同じ相変化を利用した熱制御デバイスであるが、作動流体を循環させるウィックが蒸発部のみに存在し、一方向に気液が移動するデバイスである (図1)。その特徴は、軽量かつ信頼性が高く、蒸気管と凝縮器がフレキ管で結ばれているため、複雑な経路を持つ排熱パスの保有が容易に可能であり、かつ軽量である。またリザーバを温度制御することで、ループの動作温度を高精度に制御が可能となることや冷媒の循環を止めることができ、保温ヒーター電力の低減が可能になるなどが挙げられ、現在では高度化するミッションに自在に対応するためには必要不可欠な技術となりつつある。

を有する LHP[15]やリザーバの温度制御による高精度温度コントロール, 冷媒の循環を止めるシャットダウンによるダイオード効果等が挙げられる. これらの機能は, 次期月面・火星ミッションにおいて不可欠な技術として世界的にも盛んに研究開発が行われている.

3. 自励振動ヒートパイプ

3.1 宇宙応用

宇宙機に搭載される機器の高発熱密度化が進んでおり, 現行の熱輸送デバイスでは対応できなくなることにはすでに述べた. その中でも, 通信放送衛星にみられるような給電アレー部などの機器間・機器内の狭い隙間から, 大量の熱を掻き出す熱輸送デバイスを配置する必要がある[16]. ただし, 従来型のヒートパイプでは細管化が進むと毛細管力が卓越し通常とは動作特性が変化することと, 熱伝導率, 熱輸送量が十分でないことが問題となる. これらの問題を解決するデバイスとして, OHP (Oscillating Heat Pipe: Pulsating Heat Pipe (PHP), Self-Exciting Mode Oscillating- Flow Heat Pipe (SEMOS HP) などとも記述される.) に注目が集まっている. OHP は加熱部と冷却部を往復する細管と, 内容積の半分程度の量が封入された作動流体から構成される (図4). 熱が加わると, 蒸発・沸騰により圧力変動が生じ, それを駆動力として流体が振動・循環し, 潜熱と顕熱の組み合わせにより冷却部へと熱を輸送する.

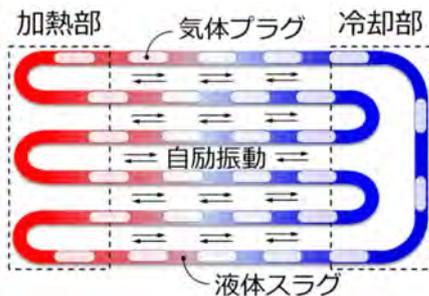


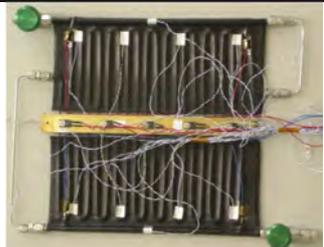
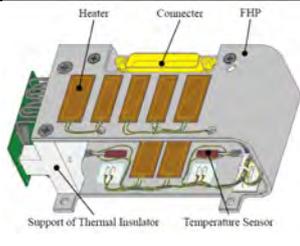
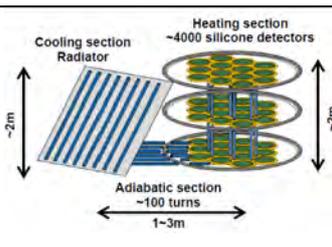
図4 自励振動ヒートパイプの概要

OHP の宇宙応用に向けて世界各国で研究が盛んに進められており, 特に, 微小重力環境を利用した性能評価試験が行われている. 例えば, アメリカ空軍研究所 (Air Force Research Laboratory) では高発熱機器の排熱に向け OHP を用いたヒートスプレッダを開発し, 2015 年にパラボリックフライトを用いて実験を行っている[17]. 開発した OHP は事

前の地上試験で熱入力 550W において加熱部と冷却部の温度差 55°C 以下, 熱伝導率 1000 W/m/K 以上を達成しており, 微小重力においてもこの性能に有意な差は生じないことが確認されている.

ヨーロッパでは過去に, オランダ航空宇宙研究所 (National Aerospace Laboratory) が OHP のヒートスイッチ機能を応用した可変実効面積ラジエータを開発し, 地球周回軌道での技術実証試験に向けて研究を進めていたが, 地上試験で見られた, 流路サイズに起因すると思われる不安定挙動から信頼性に欠けると判断され, フライトには至らなかった[18]. 現在は, イタリアの University of Bergamo, イギリ

表1 宇宙応用の OHP

	Aluminum
	Aceton
	550 W
	30×30×0.6 cm ³
(a) AFRL OHP [17]	
	Stainless Steel & CFRP
	Aceton
	40 W
	26×30×0.2 cm ³
(b) NLR VARES [18]	
	Stainless Steel & Aluminum
	R134a
	70 W (地上) 11W(軌道上)
	30×5×0.3 cm ³
(c) JAXA FHP [21]	
	Stainless Steel
	R410A
	800 W
	1 Loop: 8m
(d) JAXA GAPS OHP [22]	

スの University of Brightonなどを主体とする研究チームが ESA (European Space Agency) のパラボリックフライトなどを利用して基礎研究を進めている[19].

日本では, JAXA が 2006 年から高性能 OHP の研究開発を進めており宇宙応用の分野では世界に一步リードしている. より高い熱伝導率, 最大熱輸送量を達成するために従来型の OHP の流路に逆止弁を設けた CVOHP (OHP with Check Valves) に着目し, CVOHP をアルミ板で挟み込んだ形状の平板型ヒートパイプ (FHP: Flat-plate Heat Pipe) の開発に成功した[20]. FHP は熱伝導率 6000W/m/K を達成しており, 比較的小型にも拘わらず, 最大 70W の熱輸送が可能となっている. この FHP をコの字型に曲げたフライトモデルが小型実証衛星 SDS-4 に搭載され, 2012 年 7 月から 2016 年 6 月まで軌道上で実証試験 FOX が行われた. この試験において, FHP は地上と同様の性能を発揮するとともに, 4 年間に及ぶ長期間その性能を維持することに成功し, 宇宙応用に向け着実に前進している[21].

さらに JAXA では長距離輸送タイプの OHP の開発も行われている. 南極で気球を用いた長時間観測により宇宙線反粒子の探索を目指す GAPS 計画の観測システムでは, $2 \times 2 \text{ m}^3$ と広い空間に分布し, 800 W と低発熱密度の 4000 個のシリコン検出器の冷却が技術課題となっており, この排熱システムに, 逆止弁と重力のアシストにより, 加熱部中心から冷却部中心までを 4m と長尺化した OHP が応用される予定である[22].

3.2 開発要素

宇宙応用へのニーズが高まるにつれ, OHP の性能を高精度で予測することが要求されている. OHP の数値モデリングでは細管内の気液の界面を追跡しつつ, 全長数 m におよぶシステム全体の現象を再現しなければならず, これには従来の気液二相流の巨視的に平均化する手法や, 微視的な界面を追跡する手法とは異なるモデルが必要となる. そこで OHP 内の主な流動様式である毛細管力支配のスラッグ流に特化したモデリング手法が Hosoda ら[23]や Shafii ら[24]により提案され, 現在まで改良が重ねられてきた. 近年では Nikolayev[25] や Daimaru ら[26,27] により, 沸騰, 気相周りの液膜の生成と蒸発, 逆止弁といった要素が付加され高精度での現

象・性能予測が可能になってきている. 実際に JAXA の軌道上試験 (FHP On-orbit Experiment, FOX) [20]には Daimaru らのモデルが適用され, 試験結果を定量的に再現することに成功している. 今後の展望としては, OHP の伝熱現象に大きく寄与する液膜部分の詳細化や, 流動様式を環状流まで拡張し, 高熱入力領域での精度を向上することなどが考えられる.

4. 流体ループによる制御技術の現状

4.1 単相流体ループ

宇宙ステーションや月面基地などの大規模で排熱量の大きいシステムでは, 熱光学特性のコントローラ, 断熱材, ヒーター, ヒートパイプのような受動型の熱制御技術と組み合わせ, ポンプを使って流体を循環させる機械式流体ループが利用される. 例えば, 国際宇宙ステーション (International Space Station, ISS) には比熱が大きく, 凝固点が高い (-77°C) アンモニアを作動流体として採用した外部能動熱制御システム (External Active Thermal Control System, EATCS) が二基搭載されている[28]. 宇宙飛行士が活動する内部には水を冷媒としたループ (Internal Active Thermal Control System, IATCS) が張り巡らされており, 電子機器や実験装置からの排熱を集め, EATCS とのインターフェースである熱交換器へと運ぶ. 熱を受け取った EATCS は ISS の外部に搭載されている大きなラジエータへとアンモニアを循環させ熱を宇宙空間へと捨てる. EATCS は二基で合計 70 kW の除熱が可能であり, さらにこれらは冗長系となっている. 一方が故障した場合でも, 搭載機器の一部を移動・停止することで, 宇宙飛行士に危険が及ぶことや活動を中止させることがないように設計されている.

このような液相を循環させる流体ループは NASA の火星探査機にも用いられている. Mars Pathfinder (1997 年), Mars Exploration Rover (MER, 2003 年) では, 火星までのクルーズステージに使用されており, 最近の Mars Science Laboratory (MSL, 2011 年) では, クルーズステージに加えてローバ本体にも流体ループを利用した Heat Rejection System (HRS) が搭載されている[29,30]. 火星では気温が低い (平均 -55°C) ことに加えて, 季節によって熱環境が大きく変化するため, とりわけ MSL のような大きい機体 (900 kg) に搭載されたすべて

の電子機器を適正範囲に収めるのは容易ではない。そこで、MSL では電力源として用いている放射性同位体熱電発電機（Radioisotope Thermoelectric Generator, RTG）の外側の高温プレートに一度、作動流体のフロン R11 を流入させ排熱を拾い、その後バイパスバルブで必要な分を機器の保温に使い、残りはラジエータに輸送し放熱するといった構成のループを採用している。2020 年に打ち上げ予定のローバーMars2020 でも全く同じシステムが用いられる。[32] (図5) また、2020 年代に打ち上げ予定のエウロパ周回探査機、エウロパ・クリッパーでも電子機器からの排熱を推進薬タンクの保温に用いる HRS が採用されている[33]。しかしながら、液相単相であるがゆえに熱伝達率が低いので、機器の温度を通常よりも高く（40℃、理想 25℃）、推進薬タンクの許容下限温度を低く（0℃、理想 15℃）設計せざるを得ないことが現在の技術課題となっている。

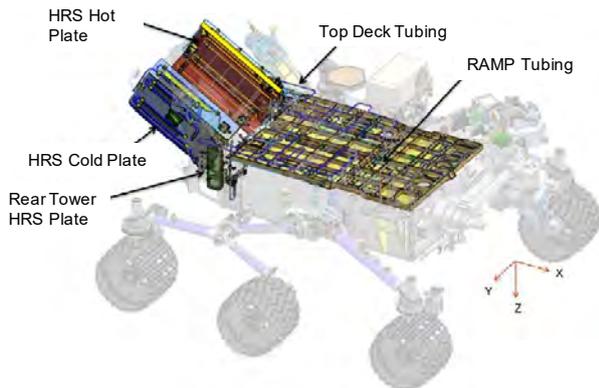


図5 Mars 2020 Rover の単相流体ループ[31]

4.2 気液二相流体ループ

今後、さらに増大すると予想される宇宙機の発熱や、より高精度な温度制御には顕熱変化だけでは対応が困難であるため、気液の相変化を利用した二相流体ループ（Two-Phase Mechanical Pumped Fluid Loop, TPMPFL）が利用される。ループの吸熱部で沸騰を、放熱部で凝縮をそれぞれ用いることにより、潜熱を有効利用でき液相単相と比べ熱輸送量を大幅に増大することができる。しかしながら、微小重力環境での気液二相流体では伝熱面からの離脱気泡直径の変化など、重力環境と流動特性・熱伝達特性が大きく異なるため、TPMPFL の的確な設計／高性能化に向けては、これらの特性の詳細な把握が必要

不可欠である。これに向けて、日本では国内大学と JAXA によって ISS の微小重力を利用した実験「沸騰・二相流体ループを用いた気液界面形成と熱伝達特性」(図6) が 2017 年 7 月から始められている[34,35]。ISS での沸騰二相流実験は世界初であり、パラボリックフライトなどと比べて長時間の実験を行えるため、高精度なデータを取得でき、微小重力下での沸騰の体系的な理解が成されることが期待されている。

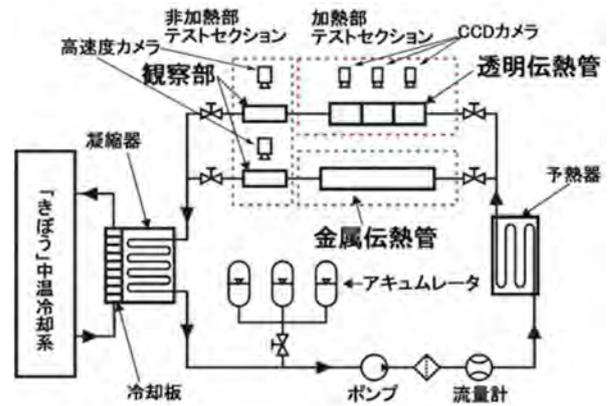


図6 ISS 沸騰・二相流体ループを用いた気液界面形成と熱伝達特性[34]

世界に目を向けると、唯一の TPMPFL がオランダ航空宇宙研究所によって、ISS の外部に搭載されているアルファ磁気分光器 AMS-02 (2010 年) のシリコンウエハの冷却に実用化されている[36]。AMS-02 では 1W の発熱をする 192 個の機器間の温度差を 1℃以内にするのが要求されている。これに対して TPMPFL では吸熱面が気液二相流のため、流体温度が圧力の飽和温度となることから、非常に狭い温度範囲での制御を可能としており、ミッション側の要求を解決している。

今後、発熱が増大すると予想される分野の代表は情報通信衛星や放送衛星である。従来の衛星では総発熱量が 5kW 程度だったのに対し、次世代の衛星は 10 から 20kW が標準になってくると言われている。ヨーロッパでは Thales Alenia Space がこの高発熱対応の TPMPFL の開発を進めている[37]。技術の特徴としては吸熱面の配管にグループと呼ばれる溝を施している事が挙げられる。グループの影響は、圧力損失は平滑な配管に比べて大きくなるものの、管壁と流体の伝熱効率を高めるとともに、グループに液相を、管中央に気相を集めることにより微小重

力での影響を受けにくくなることが挙げられる。またループの圧力および吸熱面の温度をコントロールするアキュムレータの制御もキー技術の一つである。TPMPFL ではループ内の気液の体積割合変化に伴い、アキュムレータ内の気液の割合も変化することに加え、微小重力では表面張力の影響が強く出るため、気液界面を安定させ、かつ省電力で制御することが課題となる。

NASA ジェット推進研究所 (Jet Propulsion Laboratory, JPL) では TPMPFL を次世代の太陽系科学探査機のバス技術にすることを狙っている [38]。TPMPFL を用いれば、電力のリソースが乏しい深宇宙においても機器の排熱をより効率よく推進薬タンクなどに供給でき、さらにシステムも軽量に保つことができる。これに加えて、TPMPFL の特徴である気液二相の等温性を利用して、大面積 ($1 \times 1 \text{m}^2$) の蒸発器を開発し、温度変化に敏感な科学観測機器を一括で温度管理することを検討している (図 7) [39,40]。



図 7 NASA JPL で開発中の二相流体ループのプロトタイプ[39]

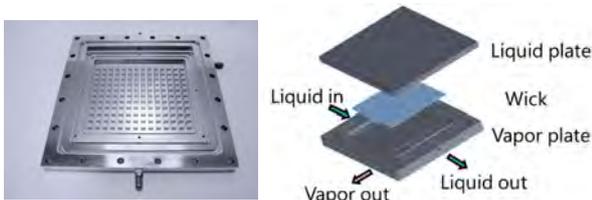


図 8 TPMPFL 用の大面積等温蒸発器[40]

検討では、蒸発部に多孔質体(ウィック)を用い、液相の均等分布とメニスカスでの圧力上昇を駆動力の一部として実用化する (図 8)。またループの構成としては蒸発部以降で気相と液相を分離する Separated Flow Architecture (SFA) を採用していることから、通常のループに比べて省電力で運用でき、システムの安定性を高めることができる。この技術

が完成すれば、より小型なコストを抑えた機体での探査が可能となるため、より頻繁にサイエンスの機会を提供できることが期待される。

5. 終わりに

将来の複雑かつ多様化する宇宙機の熱制御要求に対して期待されている、「流体制御」について、国内外の現状を述べた。ここで取り上げた技術は、現在活発に研究が進められているものであり、すでに宇宙機に搭載されているものもある。ただし、日本では、開発している LHP, OHP や TPMPFL などの技術成熟度は高いが、残念ながら宇宙機への実用化に至る方策は見えてこない。これは信頼性が求められる宇宙機において実証していない技術は使用されないというポリシーからである。今後は、宇宙での実証試験も視野に入れた研究開発を進めるべきであると言える。

このような中、実用・商用衛星への搭載を目指した小型 LHP の ISS における実証試験[41]を JAXA と三菱電機が共同で計画しており、今後の成果に大いに期待を寄せている。

参考文献

- [1] 松田智規, 田中好和, 野村武秀, 小谷真人, 高橋直幸, 高排熱型 3 次元ヒートパイプネットワークシステムの開発, 第 51 回宇宙科学連合講演会講演集, 3I04, 2007.
- [2] <http://www.spacex.com/mars> [retrieved 15 Nov. 2017].
- [3] Ku, J., Operating Characteristics of Loop Heat Pipes, *Proc. of 29th Int. Conf. on Environmental System*, 1999-01-2007, 1999.
- [4] 川崎春夫, 野田浩幸, 矢部高宏, 石川博章, 野村武秀, 斎藤康之, 技術試験衛星きく 8 号搭載展開型ラジエータの軌道上初期の熱特性 (リザーバ内蔵ループ型ヒートパイプの熱特性), 日本機械学会論文集 B 編, 75-758 (2009) 1939.
- [5] Nagai, H., Ueno, S., "Performance Evaluation of Double-condenser Loop Heat Pipe Onboard Monitor of All-sky X-ray Image (MAXI) in Thermal Vacuum Testing", *Proc. of 35th Int. Conf. on Environmental System*, 2005-01-2939, 2005.
- [6] Nagai, H., Ueno, S., "Thermal performance verification for the JEM MAXI Loop Heat Pipe and

- Radiator System”, *Proc. of the 56th International Astronautical Congress 2005*, IAC-05-B4.3.08, 2005.
- [7] 上野史郎, 全天 X 線監視装置 (MAXI) 搭載ループヒートパイプ, 日本マイクログラビティ応用学会誌, 28-1 (2011) 34-41.
- [8] Okamoto, A. et al., Loop Heat Pipes for ASTRO-H/SXS, *Proc. of 47th Int. Conf. on Environmental Systems*, ICES-2017-349, 2017.
- [9] Pastukhov, V. G., et al., Miniature loop heat pipes for electronics cooling, *Applied Therm. Eng.*, 23 (2003) 1125–1135.
- [10] Maydanik, Y. F., Review Loop Heat Pipes, *Applied Therm. Eng.*, 25 (2005) 635–657.
- [11] Lu, X. et al., Thermal analysis of loop heat pipe used for high-power LED, *Thermochimica Acta*, 493 (2009) 25–29.
- [12] Nagano, H., Fukuyoshi, F., Ogawa, H. and Nagai, H., “Development of An Experimental Small Loop Heat Pipe with Polytetrafluoroethylene Wicks,” *J. of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 25, No. 4, pp.547-552, 2011.
- [13] M. Nishikawara, H. Nagano, L. Mottet and M. Prat, Formation of unsaturated regions in the porous wick of a capillary evaporator, *Int. J. of Heat and Mass Transfer*, Vol. 89, pp. 588-595, 2015.
- [14] K. Odagiri, M. Nishikawara and H. Nagano, Microscale Infrared Observation of Liquid-Vapor Phase Change Process on the Surface of Porous Media for Loop Heat Pipe, *J. of Electronics Cooling and Thermal Control*, Vol. 6, pp. 33-41, 2016.
- [15] Okutani S., Nagano, H., et al., Operating Characteristics of Multiple Evaporators and Multiple Condensers Loop Heat Pipe with Polytetrafluoroethylene Wicks, *Journal of Electronics Cooling and Thermal Control*, Vol.4 No.1(2014), Article ID:43507.
- [16] 金森康郎, 他, 21GHz 帯高度放送衛星給電アレ一部排熱方式に関する研究, JAXA-SP-11-014, 2012.
- [17] Taft, B., Laun, F., Smith, S., and Hengeveld, D., Microgravity Performance of a Structurally Embedded Oscillating Heat Pipe, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 29, No. 2, pp. 329-337, 2015.
- [18] van Es, J., Bsibsi, M., Pauw, A., and van Donk, G., “Variable Effective Surface Radiator (VARES),” NLR-TP-2006-787, 2007.
- [19] Mangini, D., Mameli, M., et al., A Pulsating Heat Pipe for Space Applications: Ground and Microgravity Experiments, *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 95, pp.53-63, 2015.
- [20] Maeda, M., Okamoto, A., Kawasaki, H., and Sugita, H., Development of Flat Plate Heat Pipe and the Project of On-orbit Experiment, *Proc. of 41st Int. Conf. on Environmental System*, AIAA 2011-5142, 2011.
- [21] Okamoto, A., Andoh, M., and Sugita, H., On-orbit Performance Evaluation of Oscillating Heat Pipe with Check Valves, *Proc. of the 2nd Int. Conf. Heat Pipes for Space Application*, 2014.
- [22] Fuke, H. et al., Development of a Cooling System for GAPS using Oscillating Heat Pipe, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, Vol. 14, No. ists30, pp. Pi_17-Pi_26, 2016.
- [23] Hosoda, M., Nishio, S., and Shirakashi, R., Study on Meandering Closed-Loop Heat-Transfer Device (Vapor-Plug Propagation Phenomena), *The Japan Society of Mechanical Engineering*, Series B, Vol. 42, No. 4, pp.737-744, 1999.
- [24] Shafii, M., Faghri, A., Zhang, Y., Thermal Modeling of Unlooped and Looped Pulsating Heat Pipes, *J. Heat Transfer*, Vol. 123, pp.1159-1172, 2001.
- [25] Nikolayev, V., A Dynamic Film Model of the Pulsating Heat Pipe, *J. Heat Transfer*, Vol. 133(8), 081504, 2011.
- [26] Daimaru, T., Yoshida, S., and Nagai, H., Study on thermal cycle in oscillating heat pipes by numerical analysis, *Applied Thermal Engineering*, Vol. 113, pp. 1219-1227, 2017.
- [27] Daimaru, T., Nagai, H., et al., Comparison between numerical simulation and on-orbit experiment of oscillating heat pipes, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 109, pp. 791-806, 2017.
- [28] Boeing, Active Thermal Control System (ATCS) Overview, https://www.nasa.gov/pdf/473486main_iss_atcs_Overview.pdf, [retrieved 25 Oct. 2017].

- [29]Birur, G., et al., Integrated Pump Assembly – An Active Thermal Control System for Mars Pathfinder Thermal Control, *Proc. of 26th Int. Conf. on Environmental System*, 1996.
- [30]Ganapathi, G., et al., Active Heat Rejection System on Mars Exploration Rover – Design Changes from Mars Pathfinder, *Space Technology Applications International Forum 2003*, 2003.
- [31]Bhandari, P., et al., Mars Science Laboratory Mechanically Pumped Fluid Loop for Thermal Control - Design, Implementation, and Testing, *SAE Int. J. Aerosp.* 4(1):299-310, 2011.
- [32]Novak, Keith S. et al., Preliminary Surface Thermal Design of the Mars 2020 Rover, *Proc. of 45th Int. Conf. on Environmental System* ICES-2015-134
- [33]Ochoa, H., et al., Design and Development of the Heat Redistribution System for the Europa Clipper Spacecraft, *Proc. of 47th Int. Conf. on Environmental System*, ICES_2017_313, 2017.
- [34]Fujii, K., et al., Recent Progress in JAXA Project of Boiling Two-Phase Flow Experiment onboard ISS, *J. of Phys. Sci. and Application*, Vol. 2(4), 71-79 2012.
- [35]沸騰・二相流実験供試体:「きぼう」での実験, 宇宙ステーション・きぼう広報・情報センター, JAXA,
<http://iss.jaxa.jp/kiboexp/equipment/pm/mspr/tpf/>, [retrieved 15 Nov. 2017].
- [36]Delil, A.A.M., et al., AMS-2 TRACKERTHERMAL CONTROL SYSTEM: DESIGN AND THERMAL MODELLING OF THE MECHANICALLY PUMPED TWO-PHASE CO₂ LOOP, *Proc. of 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA-2003-0345, 2003.
- [37]Chaix, A., et al., Development of a two-phase mechanically pumped loop (2FMPL) for the thermal dissipation management of spacecraft: Simulation and test results, *Proc. of 44th Int. Conf. on Environmental System*, ICES-2014-164, 2014.
- [38]Sunada, E., Furst, B., Nagai, H., Daimaru, T., et al., A Two-Phase mechanically Pumped Fluid Loop for Thermal Control of Deep space Science Mission, *Proc. of 46th Int. Conf. on Environmental System*, ICES-2016-129, 2016.
- [39]Furst, B., Sunada, E., Daimaru, T., and Nagai, H., et al., A Comparison of System Architectures for a mechanically Pumped Two-Phase Thermal Control System, *Proc. of 47th Int. Conf. on Environmental System*, ICES-2017-119, 2017.
- [40]Sakamoto, K., Daimaru, T., Nagai, H., Furst, B., et al., Development of Two-Phase Mechanically Pumped Fluid Loop with Large Isothermal Evaporator using Porous Wick Structure, *Proc. of 47th Int. Conf. on Environmental System*, ICES-2017-137, 2017.
- [41]岡本篤, 他, 宇宙用ループヒートパイプの開発および軌道上技術実証計画 (第一部:軌道上技術実証計画概要), 第60回宇宙科学連合講演会講演集, 2K01, 2016.

超小型衛星の熱設計の最前線 ～J-SSOD から放出される超小型衛星の熱設計～

Front Line in Thermal Designs of Micro Satellites
— Thermal Design of Micro Satellite deployed from J-SSOD —

戸谷 剛 (北海道大学)

Tsuyoshi TOTANI (Hokkaido University)

e-mail: tota@eng.hokudai.ac.jp

1. はじめに

超小型衛星を宇宙に放出する機会として、H-IIA ロケットの余剰打ち上げ能力を利用したピギーバック方式だけでなく、国際宇宙ステーション(ISS)日本モジュール(JEM)の小型衛星放出機構(J-SSOD)から放出される方式が提供されるようになった。

しかし、少ない資金や、期間が短い中で開発される大学や中小企業で作られる多くの超小型衛星では、適切な熱設計を実現することが大きな課題となっている。適切な熱設計は、ミッション中の過酷な熱環境で宇宙機が正しく機能することを実現する。

超小型衛星は、中・大型衛星と比べて熱容量が小さいため、軌道上で、構造や搭載機器の温度が大きく変動する。さらに、多くの超小型衛星は、太陽電池パネルを持たず、太陽電池を衛星本体表面に搭載するため、許容温度範囲の狭い機器の温度を全て能動的に制御するための十分な電力を持たない。

このような制約により、多くの超小型衛星では受動的熱制御が最も実現可能な方法になる。受動的熱制御では、構造と搭載機器表面の太陽光吸収率や赤外線放射率を選択したり、構造間、搭載機器と構造間に材料を入れることによる熱コンダクタンスを調整したり、特定の部分に多層断熱材を適用したりすることで、適切な熱設計が実現される。

著者ら[1]は、超小型衛星の熱設計手順に注目し、搭載機器の温度を設計温度範囲内に保つための 2

つの単純な熱設計コンセプトを提案し、その熱設計コンセプトを、ピギーバック方式で打ち上げられた超小型衛星ほどよし 1 号機に適用し、軌道上実証を行った。J-SSOD から放出される超小型衛星の特徴は、形状が立方体ではなく直方体であること、また、多くの超小型衛星が投入される太陽同期軌道とは異なり、太陽角は毎日変化する軌道であることである。図 1 は、2015 年 1 月から 7 月までの ISS の太陽角の変化を表す。

本記事では、J-SSOD から放出される超小型衛星の熱設計について、紹介する。本記事と拙著[1]により、日本における超小型衛星の放出手段を利用した 50 kg 級の超小型衛星の熱設計の特徴を知ることができると考えている。

2. 衛星モデル

衛星モデルの諸元を表 1 に示す。衛星の外形寸法は、J-SSOD から放出される 50 kg 級衛星の外形寸法と同じにした。内部構造には、図 2 に示す(a)一枚板、(b)T 型二枚板、(c)三枚板を採用した。図 2 中の番号は各パネルのノード番号であり、node 1 は地球指向面である+Z パネルに割り当てた。各パネルの比熱は、アルミ合金 5052 の比熱 879 J/(kg·K)とした。外部構造と内部構造の質量は、それぞれ、15 kg と 35 kg とした。各パネルの厚みは、3 枚板構造の node9 (20 mm)を除いて、全て 10 mm とした。

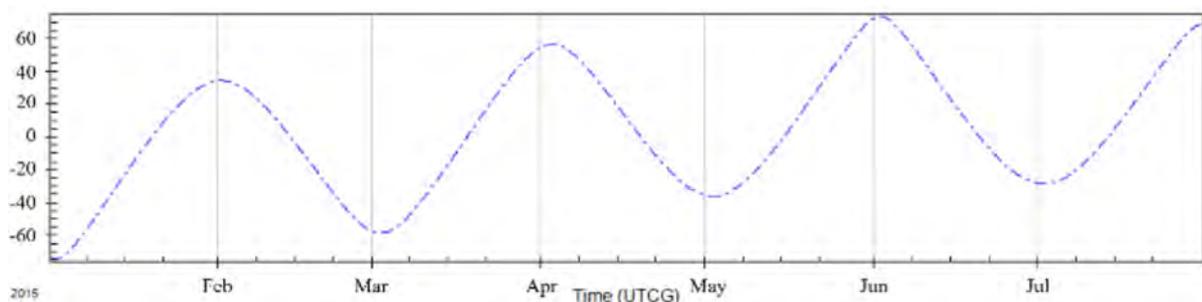


図 1 2015 年 1 月から 7 月における国際宇宙ステーションの太陽角の変化

表 1 J-SSOD から放出される衛星モデルの諸元

	(a)	(b)	(c)
外形寸法	550 mm×350 mm×550 mm		
外部構造の質量	15 kg		
内部構造の質量	35 kg		
内部構造	一枚板	T型二枚板	三枚板
比熱	879 J/(kg·K)		
板厚	10 mm, (c)の node 9 のみ 20 mm		

図 3 は、内部構造の上面図を示す。図中の $p_1 \sim p_5$ は、各パネルの密度を決めるのに必要な寸法であり、下式で計算される。図 3 中の s_a は 200 mm, s_b は 135 mm である。

$$p_1 = \frac{a - 2th_{out} - th_{in}}{2} \quad (1)$$

$$p_2 = \frac{b - 2th_{out} - th_{in}}{2} \quad (2)$$

$$p_3 = \frac{a - 2th_{out} - th_c}{2} \quad (3)$$

$$p_4 = a - 2th_{out} - th_c - s_b \quad (4)$$

$$p_5 = \frac{b - 2th_{out} - 2th_{in} - s_a}{2} \quad (5)$$

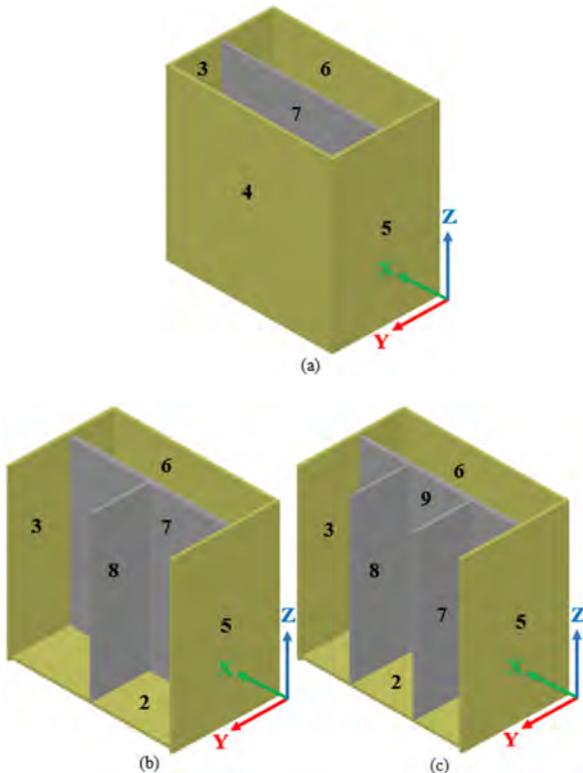


図 2 衛星モデルの内部構造：(a) 一枚板構造，(b) T型二枚板構造，(c) 三枚板構造

外面パネルと内面パネルの密度は、外形寸法、パネルの厚み、式(1)～(5)で計算される寸法から、それぞれ、(外面パネルの質量の合計) / (外面パネルの体積の合計)，(内面パネルの質量の合計) / (内面パネルの体積の合計) で計算している。

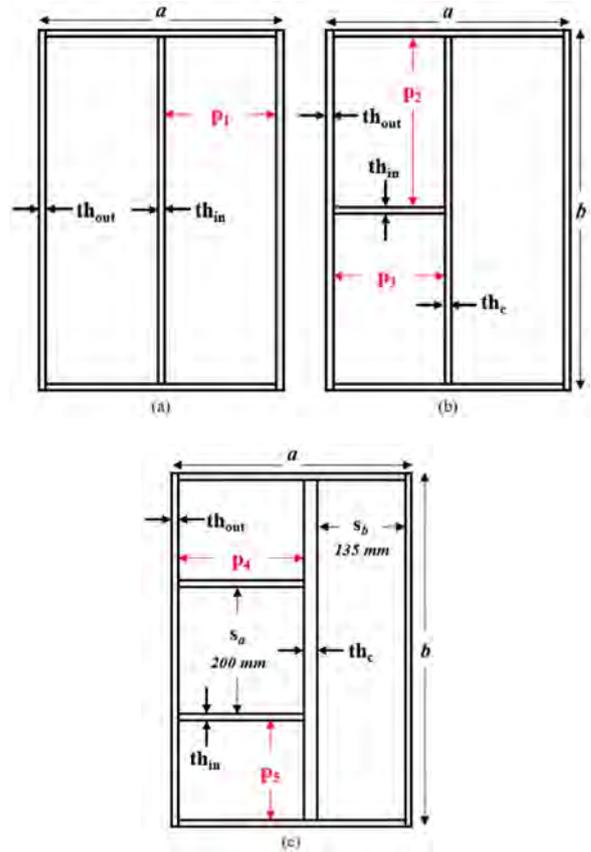


図 3 内部構造の上面図：(a) 一枚板構造，(b) T型二枚板構造，(c) 三枚板構造

3. 解析手法

設計が単純であれば、ノード数の少ない解析が可能となり、衛星開発のコストと期間を減らすことができる。本研究でも、衛星モデルに単純化した熱設計方針を適用したことにより、少節点解析を行った。各ノードにおける温度は、MATLAB を用いて作られた解析プログラムにより、軌道 32 周回分もしくは、それ以上計算した。計算された温度は、内部構造と外部構造のそれぞれについて、設計温度範囲（内部構造：0～40℃，外部構造：-20～60℃）内に入っているかチェックされ、各ノードの温度が設計温度範囲に入っている場合、その時の光学特性の組み合わせが記録される。記録された光学特性の組み合わせを参考に、衛星表面の表面処理方法が決定され

る. この方法の最大の利点は, パラメータサーベ이를短時間で行うことができることである. MATLAB を用いて行われる解析のフローチャートを図4に示す. MATLAB を用いて得られた結果は, 衛星の熱解析でよく使われる商用ソフト Thermal Desktop/SINDA/Fluint/RadCAD を用いた多節点解析によって検証し, 内部構造の温度の差が, 3°C未満であることを確認している.

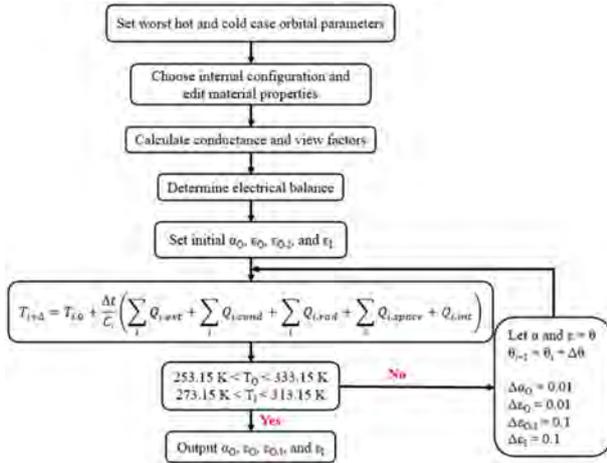


図4 少節点解析のフローチャート

3.1 衛星-宇宙間の正味の熱流束

衛星と宇宙間の正味の熱流束 Q_{ext} は, 下式となる.

$$Q_{ext} = G_s \alpha_0 A_p + G_s \alpha_0 a F_a A + q_{IR} \epsilon_0 F_{sc-e} A - \sigma \epsilon_0 T_0^4 A \quad (6)$$

ここで, 右辺第1項は衛星で吸収される太陽直達日射量を, 第2項はアルベドを, 第3項は地球赤外放射量を示す. 第4項は衛星から宇宙へ放射する放射量を示す. 式(6)中の各記号の最悪高温条件(WHC)と最悪低温条件(WCC)の値を表2に示す. F_{sc-e} は, 衛星から地球への形態係数であり, 指向対象である地球に対する面の方向で次の2式に分けられる[4].

表2 解析で使用される最悪条件[2, 3]

		Worst Cold	Worst Hot
Direct Solar, W/m^2	G_s	1326	1414
Earth Irradiation, W/m^2	q_{IR}	216	258
Albedo	a	0.25	0.4
Inclination, deg	i	51.6	
Right Ascension of Ascending Node, deg		90	180
Argument of Perigee, deg		0	
Beta Angle, deg		± 15	± 75
Initial Temperature, $^{\circ}C$		10	25
Internal Heat Dissipation, W		5, 15	25

$$F_{sc-e} = \frac{\cos \lambda}{H^2} \quad \text{if } \lambda \leq \frac{\pi}{2} - \phi_m \quad (7)$$

$$F_{sc-e} = \frac{1}{2} - \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \left[\frac{b}{H \sin \lambda} \right] + \frac{1}{\pi H^2} \{ \cos \lambda \cos^{-1} [-b \cot \lambda] - b [1 - H^2 \cos^2 \lambda]^{\frac{1}{2}} \} \quad \text{if } \lambda > \frac{\pi}{2} - \phi_m \quad (8)$$

ここで,

$$H = \frac{Re+h}{Re}, \quad b = (H^2 - 1)^{\frac{1}{2}}, \quad \text{and } \phi_m = \sin^{-1} \left(\frac{1}{H} \right)$$

となる. アルベドに関する形態係数の計算には, Bannister 近似[5]が使われた.

$$F_a = \begin{cases} F_{sc-e} \cos \theta_{za} & \text{if } \cos \theta_{za} > 0 \\ 0 & \text{if } \cos \theta_{za} \leq 0 \end{cases} \quad (9)$$

3.2 内部構造-外部構造間の伝熱

内部構造と外部構造間の伝熱は, 熱伝導と放射熱伝達で行われる. 放射熱伝達と熱伝導量は, 下式で与えられる[6].

$$Q_{rad} = \sum \frac{\sigma(T_i^4 - T_j^4)}{\frac{1}{\epsilon_i} - 1 + \frac{1}{\frac{A_i}{A_j} + \frac{1}{\epsilon_j} - 1} + \frac{1}{A_i F_{i,j}}} \quad (10)$$

$$Q_{cond} = \sum k A_{sp} \frac{T_i - T_j}{L} \quad (11)$$

少節点解析では, 解析を簡単化するために, 搭載機機の形状は考慮しない. 衛星内部の形態係数は, 互いに向き合うパネル間, 共通のエッジを持つパネル間について, 計算を行う. パネル間の熱コンダクタンスの計算を簡単にするために, 断熱材としてガラスエポキシ (熱伝導率 0.471 W/(m·K)) もしくは, サーマルフィラとして DENKA (熱伝導率 4.1 W/(m·K)) [7]をパネル間に挿入する. 図5に示すように, 断熱材は内部構造と外部構造間に入れ, サーマルフィラは内部構造間, 外部構造間に挿入される.

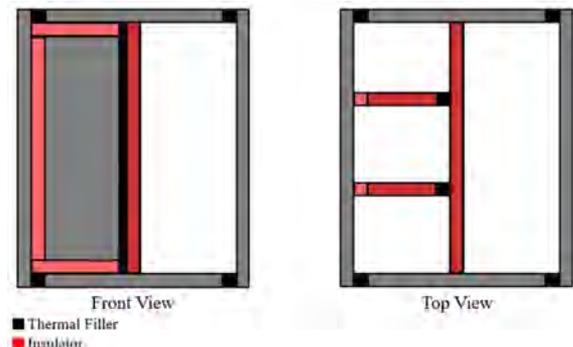


図5 構造間への熱伝導制御材料の挿入位置

3.3 電力収支

衛星が機能するために、十分な電力を発電する必要がある。一方、余った電力は熱に変換される。図6は、50 kg 級の J-SSOD から放出された超小型衛星の搭載機器が、最悪低温条件、最悪高温条件で、それぞれ、5 W と 25 W の電力を消費する場合の電力収支を表している。電力収支は、発電量、バッテリーへの充電量、シャントでの電力消費量を考慮している。電力収支を均衡させるために、下式に示すパネル上で太陽電池セルが占める割合を示す充填係数を導入した。

$$\rho_{sc} = \frac{\sum_i \text{Consumed power}_{hot}}{\sum_i \text{Heat absorbed}_{cold}} \eta_{sc} \quad (12)$$

吸収熱量には太陽電池セルでの発電に寄与するエネルギーとして太陽直達日射とアルベドを考慮した。さらに、地球指向面は地球観測、科学観測や通信を行う機器で占められており、太陽電池セルが貼られているのは地球指向面を除く5面とした。

発電と電力消費は、(1) 食、(2) 発電量が電力消費量よりも少ない場合、(3) 発電量が電力消費量よりも多い場合で、バッテリーが充電可能な場合、(4) 発電量が電力消費量よりも多い場合で、バッテリーが満充電の場合の4つの場合に分けられ、発電量は下式で表すことができる。

$$P_{gen} = \begin{cases} \rho_{sc} \eta_{sc} G_s (A_p + a A F_a) & \text{for (2), (3), (4)} \\ 0 & \text{for (1)} \end{cases} \quad (13)$$

また、(4)の場合、バッテリーでの過充電を防ぐために、電力はシャントで消費される。

$$\dot{Q}_{shunt} = \begin{cases} P_{gen} - P_l & \text{for (4)} \\ 0 & \text{for (1), (2), (3)} \end{cases} \quad (14)$$

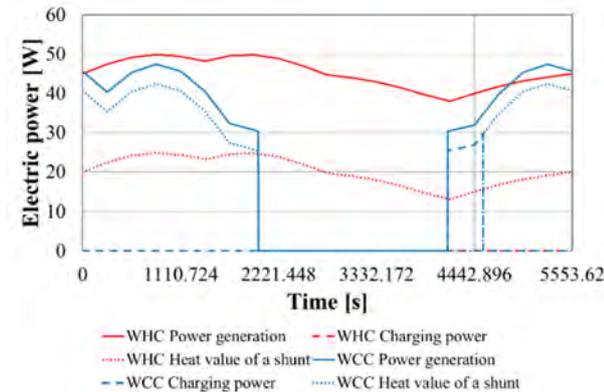


図6 50 kg 級 J-SSOD から放出される超小型衛星の電力収支 (搭載機器の電力消費量：WCC 5 W, WHC 25 W の場合)

4. 結果と考察

図2に示す3種類の内部構造に対して、設計温度範囲(内部構造:0~40°C, 外部構造:-20~60°C)を満たす外部構造で太陽電池以外の部分の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の組合せを示す。さらに、これらの組合せは、設計温度範囲を満たす内部構造の赤外線放射率 ϵ_I 、 ϵ_{O-I} の組合せ数で、1-10, 11-20, 21-30の3つに分類される。各パネルの太陽光吸収率、赤外線放射率の記号を図7に示す。外部構造全体の太陽光吸収率 α_O と赤外線放射率 ϵ_O と、外部構造で太陽電池以外の部分の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の関係は、下式で表すことができる。

$$\alpha_O = (1 - \rho_{sc}) \alpha_R + \rho_{sc} \alpha_{sc} \quad (15)$$

$$\epsilon_O = (1 - \rho_{sc}) \epsilon_R + \rho_{sc} \epsilon_{sc} \quad (16)$$

これらの式は、地球指向面であり、太陽電池を搭載していない+Zパネル以外の外部構造に適用される。 α_O と ϵ_O は0.01、 ϵ_I と ϵ_{O-I} は0.1間隔で変化させた。

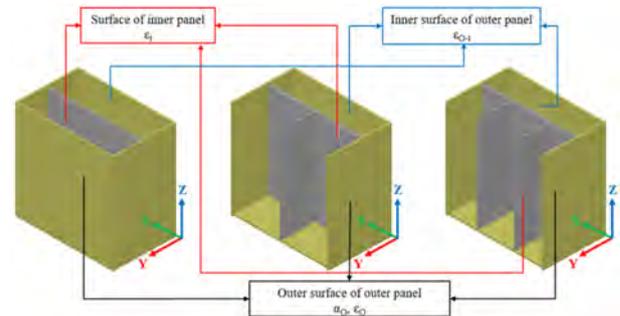


図7 各パネルの太陽光吸収率と赤外線放射率

4.1 一枚板構造(図2(a))

内部構造が一枚板で、内部発熱がWCCで5 W, WHCで25 Wの場合、設計温度範囲を満たす外部構造の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の組合せは、存在しなかった。

次に、内部発熱をWCCで15 Wに増やした時の組合せを図8に示す。また、図8に示す3つの組合せを選び、WCCとWHCに対しThermal Desktopで内部構造(Node 7)の温度履歴を計算したものが図9である。図8の組合せ2は設計温度範囲を満たす組合せの一例であり、図9で温度履歴を確認すると、内部構造の温度範囲0~40°C内に入っていることが分かる。一方、図8の組合せ1は、図9の温度履歴からWHCで設計温度範囲の上限温度(40°C)より温度が高くなる、図8の組合せ3は、WCCで設計温度範囲の下限温度(0°C)より温度が低くなる。以上より、図8の組合せが存在する

範囲よりも左上の範囲は、WHCで内部構造の温度が設計温度範囲の上限を逸脱するために、右下の範囲はWCCで設計温度範囲の下限を逸脱するために、設計温度範囲を満たす組合せがないと言える。

また、内部発熱がWCCで5Wの場合、組合せが存在しなかったのは、内部発熱が少ないため、WCCで設計温度範囲を満たす組合せが図8よりも左上に存在し、その位置ではWHCで設計温度範囲の上限を超えるため、組合せが存在しなかったと言える。

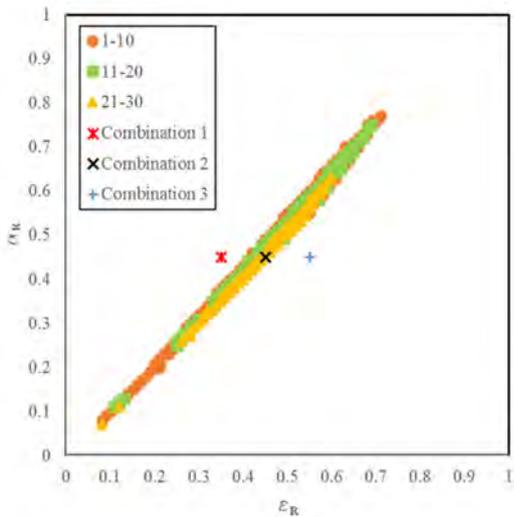


図8 設計温度範囲を満たす外部構造の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の組合せ(内部構造:一枚板構造, 内部発熱: WCC: 15 W, WHC: 25 W)

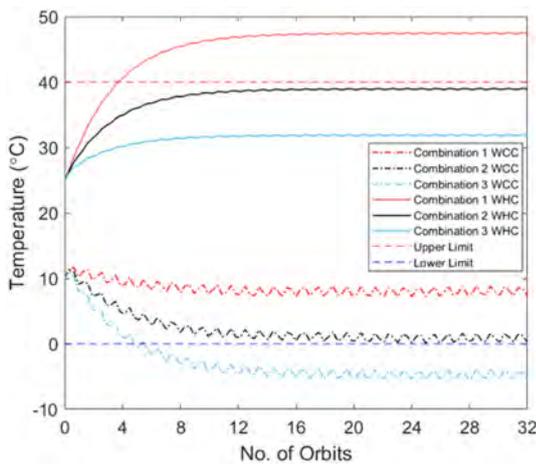


図9 図8で選ばれた3つの組合せの内部構造(Node 7)の温度履歴

4.2 二枚板構造: T型(図2(b))

内部構造がT型二枚板構造で、内部発熱がWCCで15W, WHCで25Wの場合の設計温度範囲を満たす

外部構造の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の組合せを図10に示す。図8と比較すると、一枚板構造よりも組合せの範囲が狭いことと内部構造の組合せ数が少ないことが分かる。

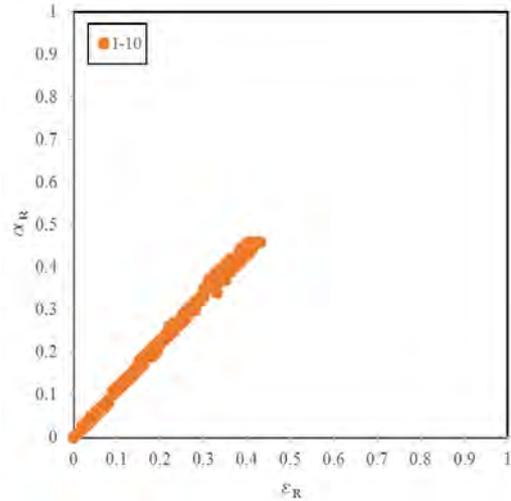


図10 設計温度範囲を満たす外部構造の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の組合せ(内部構造:二枚板構造T型, 内部発熱: WCC: 15 W, WHC: 25 W)

4.3 三枚板構造(図2(c))

内部構造が三枚板構造で、内部発熱がWCCで15W, WHCで25Wの場合の設計温度範囲を満たす外部構造の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の組合せを図11に示す。図8, 10と比較すると、さらに組合せが存在する範囲が狭くなっている。

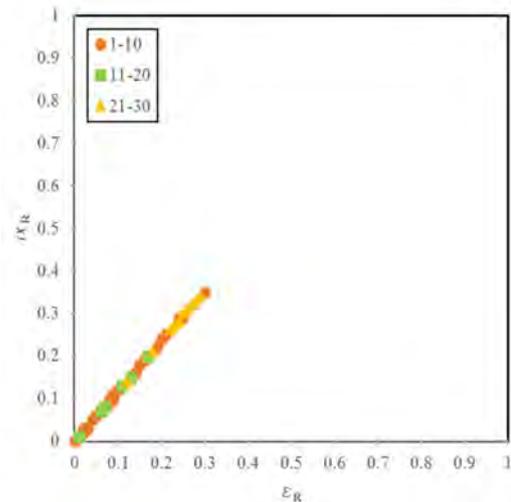


図11 設計温度範囲を満たす外部構造の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の組合せ(内部構造:三枚板構造, 内部発熱: WCC: 15 W, WHC: 25 W)

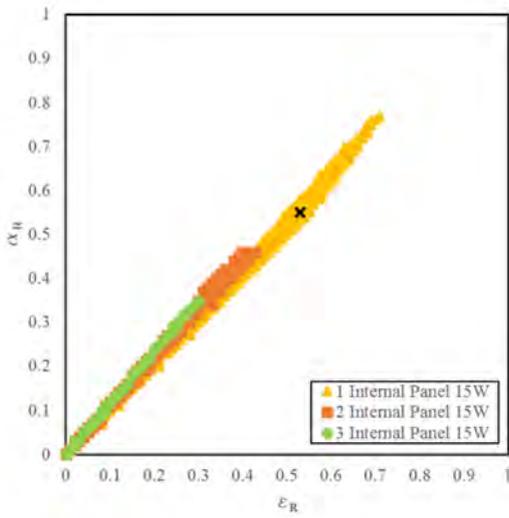


図 12 3 種類の内部構造における設計温度範囲を満たす外部構造の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の組合せ (内部発熱 : WCC: 15 W, WHC: 25 W)

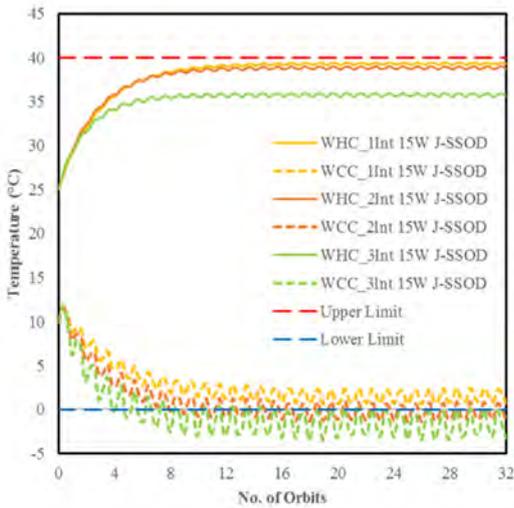


図 13 図 12 で選ばれた組合せでの内部構造による温度履歴の違い

4.4 三つの内部構造の比較

内部発熱が WCC で 15 W, WHC で 25 W で, 内部構造が一枚板, T 型二枚板, 三枚板の場合の設計温度範囲を満たす α_R と ϵ_R の組合せを比較した図が図 12 である. この図から, 内部構造が一枚板, T 型二枚板, 三枚板構造と変化すると, α_R と ϵ_R の組合せは, α_R と ϵ_R の小さい方へシフトしつつ, 数が少なくなることが分かる. 図 12 の×印で表した組合せの温度分布を図 13 に示す. 一枚板構造は設計温度範囲を満たしているのに対し, T 型二枚板構造と三枚

板構造の温度が WCC で設計温度範囲の下限より低くなっている. 選ばれた位置が, T 型二枚板と三枚板の組合せの範囲を右上に延長した線より下に位置しているためである.

内部構造が一枚板, T 型二枚板, 三枚板構造と変化すると, α_R と ϵ_R の組合せは, α_R と ϵ_R の小さい方へシフトしつつ, 数が少なくなることについて, 考察する. 内部構造で発生した熱は, 外部構造に伝わり, 外部構造から宇宙へ放出される必要がある. 内部構造で発生する熱量よりも内部構造から宇宙へ放出される熱量が小さい場合は内部構造の温度が上がり, 逆の場合は内部構造の温度が下がる. 内部構造の温度が設計温度範囲内になるためには, 内部構造から外部構造を通じて宇宙に放出される熱量もある範囲に入る必要がある. まず, 熱伝導を考えると, 一枚板, T 型二枚板, 三枚板構造と変化するにつれて, パネル間の接触面積 (式(11)の A_{sp})が増える. したがって, 内部構造から外部構造への熱伝導量 Q_{cond} が増える. 次に, 放射伝熱を考えると, 一枚板, T 型二枚板, 三枚板構造と変化するにつれて, 外部構造を見る内部構造の面積が増える. この効果を定量化するために, 一枚板, T 型二枚板, 三枚板構造について式(10)の分母の逆数を比較したものが, 表 4 である. 内部構造のパネルの温度は全て等しく, 外部構造のパネルの温度も全て等しいと仮定している. 表 4 より, 内部構造が一枚板, T 型二枚板, 三枚板構造と変化するにつれて, 内部構造から外部構造への放射伝熱量 Q_{rad} も, 増えることが分かる. 内部構造が一枚板, T 型二枚板, 三枚板構造と変化すると, 内部構造の温度と外部構造の温度が変化しなくても, 内部構造から外部構造への伝熱量は増える一方, 内部構造の温度を設計温度範囲内に収めるためには, 内部構造から外部構造を通して宇宙への伝熱量は, ある範囲に収まる必要があるため, 内部構造の温度を設計温度範囲に収める外部構造の赤外線放射率 ϵ_R は, 内部構造が一枚板, T 型二枚板, 三枚板構造と変化とともに, 小さくなる必要がある. 以上が図 12 で, 内部構造が一枚板, T 型二枚板, 三枚板構造と変化すると, α_R と ϵ_R の組合せは, α_R と ϵ_R の小さい方へシフトしつつ, 数が少なくなる理由であると考えている. 図 13 で T 型二枚板, 三枚板構造の温度が設計温度範囲よりも WCC の温度が低くなっているのは, 内部構造から外部構造への伝熱量が内部構造の温度を設計温度範囲内に入

れておく量よりも多くなっているためであると考えることができる。

表 4 式(10)分母の逆数の比較

1 Internal Panel	2 Internal Panels: T-type	3 Internal Panels
6.533×10^{-3}	8.032×10^{-3}	1.094×10^{-2}

4.5 J-SSOD から放出される 50 kg 級超小型衛星と立方体形状の超小型衛星の比較

J-SSOD から放出される 50 kg 級超小型衛星の外形状は、550 mm×350 mm×550 mm である。形状の影響を調べるために、内部発熱が WCC で 15 W、WHC で 25 W で、内部構造に一枚板構造を持つ一辺 500 mm の立方体形状の超小型衛星に対し、設計温度範囲を満たす外部構造の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の組合せをプロットした図が、図 14 である。図 8 と比較すると分かるように、内部構造に一枚板構造を持つ一辺 500 mm の立方体形状の超小型衛星は、設計温度範囲を満たす外部構造の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の組合せを、J-SSOD から放出される 50 kg 級超小型衛星より、多く持つ。このことは、J-SSOD から放出される 50 kg 級超小型衛星は、一辺 500 mm の立方体形状の超小型衛星より、外部構造の表面に選択できる表面処理が少なく、熱設計しにくいということを意味する。

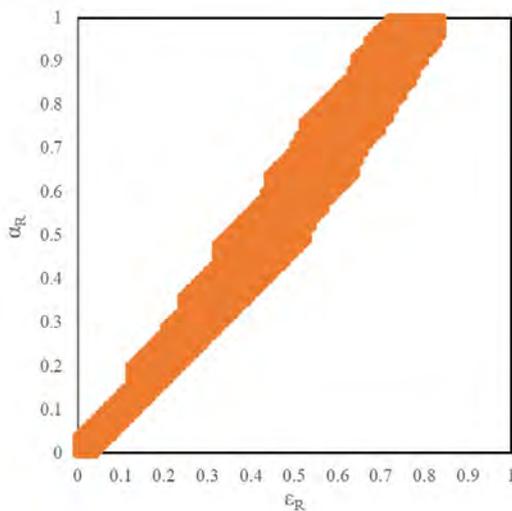


図 14 一枚板内部構造を持ち、一辺 500 mm の立方体形状の超小型衛星で設計温度範囲を満たす外部構造の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の組合せ (内部発熱 : WCC: 15 W, WHC: 25 W)

5. まとめ

本記事では、国際宇宙ステーション (ISS) 日本モジュール (JEM) の小型衛星放出機構 J-SSOD から放出される 50 kg 級超小型衛星の熱設計を紹介した。内部構造には、一枚板、T 型二枚板、三枚板の 3 種類を考えた。設計温度範囲を内部構造で 0~40°C、外部構造で-20~60°Cを設定し、内部発熱が最悪低温条件で 15 W、最悪高温条件で 25 W の条件を設定した。下記に熱設計の特徴をまとめる。

1. J-SSOD から放出される 50 kg 級超小型衛星 (寸法 : 550 mm×350 mm×550 mm) は、一辺 500 mm の立方体形状の超小型衛星より、設計温度範囲を満たす外部構造の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の組合せが少なく、熱設計が難しい。
2. J-SSOD から放出される 50 kg 級超小型衛星は、内部構造が一枚板、T 型二枚板、三枚板の順に、設計温度範囲を満たす外部構造の太陽光吸収率 α_R と赤外線放射率 ϵ_R の組合せは、 α_R と ϵ_R が小さくなる方にずれ、さらに数が少なくなる。
3. 原因は、内部構造が一枚板、T 型二枚板、三枚板になるに従い、内部構造から外部構造への熱伝導量と放射伝熱量が多くなり、内部構造の温度を設計温度範囲に入れるための赤外線放射率 ϵ_R が小さくなるためであることが分った。

謝辞

本研究は、Development of Philippine Scientific Earth Observation MicroSatellite (PHL-MICROSAT) プロジェクトの一環として、Philippine Council for Industry, Energy and Emerging Technology Research and Development (PCIEERD) を通して、Department of Science and Technology (DOST) よりご支援いただき、北海道大学宇宙ミッションセンターで行ったものである。解析作業を行った Delburg Mitchao 氏に深謝の意を表す。

参考文献

- [1] Totani, T., Ogawa, H., Inoue, R., Das, T. K., Wakita, M., Nagata, H.: Thermal Design Procedure for Micro-and Nanosatellites Pointing to Earth, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 28(3), pp. 524-533, 2014.
- [2] David G. Gilmore: Spacecraft Thermal Environments, Spacecraft Thermal Control

- Handbook, Volume I, Second Edition, American Institute of Aeronautics, pp. 26-29, 2002.
- [3] Totani, T., Ogawa, H., Inoue, R., Wakita M., Nagata, H.: One Nodal Thermal Analysis for Nano and Micro Satellites on Sun-Synchronous and Circular Orbits. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, 11, pp. 71-78, 2013.
- [4] Cunningham, F. G.: Power Input to a Small Flat Plate from a Diffusely Radiating Sphere with Application to Earth Satellites – The Spinning Plate. National Aeronautics and Space Administration, 1963.
- [5] Bannister, J. C.: Radiation Geometry Factor between the Earth and a Satellite, NASA TND-2750, 1965.
- [6] Siegel, R., & Howell, J. R.: Thermal radiation heat transfer (2nd ed.), New York, Hemisphere Publishing Co., 1996.
- [7] Das, T. K., Totani, T., Wakita, M., & Nagata, H.: A Simple Thermal Design Procedure for Micro-and Nano-satellites with Deployable Solar Array Panel, 45th International Conference on Environmental Systems, 2015.
-

特定推進研究課題から JST 事業 “CREST” および “さきがけ” への展開 Development of a Specifically-Promoted Research in HTSJ into JST-Projects ‘CREST’ & ‘PRESTO’

花村 克悟 (東京工業大学, さきがけ研究総括)

Katsunori HANAMURA (Tokyo Tech., PRESTO Research Supervisor)

e-mail: hanamura@mech.titech.ac.jp

1. 特定推進研究企画委員会活動と JST 事業

日本伝熱学会の特定推進研究企画委員会では、次代を担う研究課題あるいは現在の潮流となっている研究課題とそれを推進する研究代表者を戦略的に当委員会がピックアップしています。研究活動期間は2年間とし、終了とともに20頁以上の報告書が課せられると同時に、活動中あるいは活動終了後には、以下に示されるような出口の1つにでもつながるように進めていただくことになっています。

- (1) 新たな研究領域の開拓, 学術体系の構築.
- (2) 主要研究領域の深化・拡大・応用展開.
- (3) 他の学術分野との研究連携・協力.
- (4) 産業界の要請に基づく研究開発課題の探索, 新たな学術知識の産業や民生器機への応用展開.
- (5) 公的資金による戦略的研究開発プロジェクト, その推進体制の提言.
- (6) 研究プロセス, 成果等の社会への積極的な発信.
- (7) 重要研究課題の抽出による本会の活性化, 特に若手研究者の研究動機付け・育成.

2012年から提案された研究課題のうち3件が終了し、本学会誌「伝熱」の2014年10月号に2件、2017年10月号に1件、その要約が掲載されています。現在4件の研究課題が終了に向けて報告書の作成を進めており、1件が継続、さらに、新たに2件の研究課題が2018年4月から開始されることになっています。いずれも本学会の存在感を強調できる研究課題であると言えます。

そのなかで、「ナノスケール伝熱機能発現とその応用への展望 (研究代表者: 塩見淳一郎)」の研究課題は、関連する他の研究会や学会のメンバーとも力を合わせ、2017年度の国の戦略目標「ナノスケール熱動態の理解と制御技術による革新的材料・デバイス技術の開発」への立ち上げに貢献したといえます。

その戦略目標の下に、JST事業の“CREST”「ナ

ノスケール・サーマルマネジメント基盤技術の創出 (研究総括: 栗野祐二)」, ならびに“さきがけ”「熱輸送のスペクトル学的理解と機能的制御 (研究総括: 花村克悟)」が立ち上がりました。このように真正面から“熱”あるいは“伝熱”に関連する研究課題が国の戦略目標として、今回初めて立ち上がりました。

2. 戦略目標の立ち上げ

過去にも、国家プロジェクトとして立ち上げるために、惜しめない努力が費やされてきましたが、熱あるいは伝熱といったキーワードに斬新さを醸し出すことができなかったことや、熱マネジメントの重要性が十分理解されてこなかったため、それが達成されることはありませんでした。しかしながら、最近、半導体の集積密度が高くなるにつれ、CPU パッケージ表面でさえも局所的には $10\text{W}/\text{cm}^2$ を超える熱流束となるなど、熱発生に伴うシリコン半導体利用の限界、さらにパワーデバイス材料のシリコンカーバイドにおいても同様に熱発生に伴う限界が問われるようになりました。一方、熱輸送や熱抵抗を原子構造からボトムアップ的に構築し設計・制御するアプローチが“フォノンエンジニアリング”として、伝熱学会あるいは応用物理学会を中心に盛んに研究されるようになりました。この勢いを利用し JST の研究開発戦略センター (CRDS) の中で議論が繰り返され、さらに文部科学省とのやり取りも重ねられました。そして、上記のフォノンエンジニアリングを含めつつ、さらに領域の広がりも読み取れる現在の戦略目標「ナノスケール熱動態の理解と制御技術による革新的材料・デバイス技術の開発」となったようです。いずれにしても、当委員会にて特定推進研究課題としてピックアップされた「ナノスケール伝熱機能発現とその応用への展望」のアプローチや実績、さらに他の学協会との連携などの取

り組みが結実し、今回の国の戦略目標につながったように思います。

3. JST “さきがけ” プログラム

先にも記したように、この戦略目標の下に、JST 事業 “CREST” と “さきがけ” がそれぞれの研究総括により立ち上げられました。ここでは、その “さきがけ” について紹介させていただきます。

国プロとして戦略目標が立ち上げられたのち、小職は、この領域の立ち上げにあたり調査に協力していました。またフォノンエンジニアリングに基づいた “ナノスケール熱動態・・・” の趣旨もよく理解できていました。本来であれば、もう少しシニアの方が研究総括を引き受けていただけるものと思っておりましたが、最終的には小職が引き受けることとなりました。

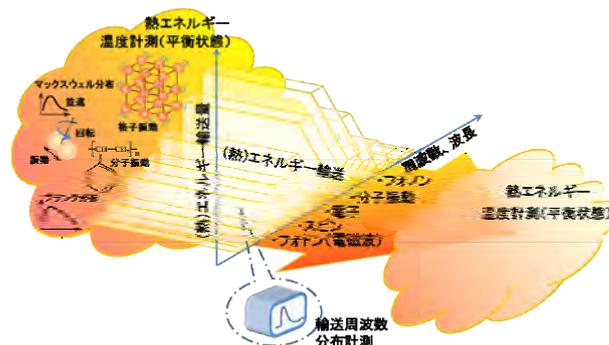
この題目「熱輸送のスペクトル学的理解と機能的制御」は、フォノンエンジニアリングを意識しつつも、それに関わる研究のみを避けることも配慮しました。そこには、多くの伝熱学会会員の若い研究者に参加していただきたい思いがありました。一方で、熱であれば何でもよいといった総花的な印象を与えないように配慮したつもりです。さらに、近年、強磁性体あるいは反強磁性体を伝播するスピン波による熱輸送制御が盛んに研究されるようになり、本来、伝熱研究者により遂行されるような研究課題が物性物理の分野において展開されていることに危機感を覚え、むしろ、こうした研究者を熱輸送の分野へ取り込むことができるのではないかと考えました。

上記の思いを題目の “スペクトル学的” と “機能的制御” に含めました。熱輸送を担う本質的な機構を明らかにすると同時に、熱輸送のオン・オフスイッチングや指向性を制御することを目指しています。ここで、“スペクトル学的” は、必ずしもフォノンやフォトンなどの周波数スペクトルのみを念頭に置いたものではなく、サイズスペクト

ル、温度スペクトル、頻度スペクトルなどと分解することでどのような物理が見えてくるか、を考えていただくためのキーワードです。

4. “さきがけ” 今年度採択と次年度公募

2017 年度の公募は 5 月 30 日に締め切れ、76 件が応募され、その中から厳正な書類審査と面接を経て、8 名が採択されました。応募総数はそれほど多いとは言えず、2018 年度および 2019 年度にも公募される予定ですので、多くの方々からの応募を期待しています。伝熱研究に携わっている研究者にとっては、本領域趣旨の挑戦性と困難さを理解されていることから却って応募しにくかったかもしれませんが、難しく考えすぎず、ご自身の研究を新たな視点から柔軟に見つめなおす機会と捉え、熱輸送の本質に迫る挑戦的な提案を期待しています。熱という指向性のないエネルギーを意図する方向に制御することの難しさに挑戦していただきたいと思います。



熱輸送のスペクトル学的理解と機能的制御

下記に JST “さきがけ” と “CREST” の URL を記します。

“さきがけ” :

https://www.jst.go.jp/kisoken/presto/research_area/ongoing/bunyah29-3.html

“CREST” :

https://www.jst.go.jp/kisoken/crest/research_area/ongoing/bunyah29-2.html

日本伝熱学会主催講習会 「省エネのための機器の熱設計」開催報告

Report on The Lecture "Thermal Design of Equipment for Energy Saving"

企画部会産学交流委員会：越田 博之（日立化成），近藤 義広（日立製作所），西 剛伺（日本電産）
Hiroyuki KOSHITA (Hitachi Chemical), Yoshihiro KONDO (Hitachi) and Koji NISHI (Nidec)
e-mail: h-koshita@hitachi-chem.co.jp

1. はじめに

毎年，日本伝熱学会の産学交流事業の一環として，企業技術者等の実務に直結したテーマを選択し，日本伝熱学会主催の講習会を開催しています。

今年は「省エネのための機器の熱設計」をテーマに開催することになりました。JR 東京駅から徒歩圏内の東京八重洲ホールにて，11 月 17 日，以下の題目で開催し，31 名にご参加頂き，盛況のうちに終えることができました。

— 題目 —

- ① 開催の挨拶（10 分）
- ② 「機器の熱設計」（70 分）
- ③ 「熱交換器とヒートポンプ基礎」（70 分）
— 昼食休憩 —
- ④ ②及び③の Q&A セッション（20 分）
- ⑤ 「沸騰冷却と熱輸送デバイス基礎」（70 分）
- ⑥ 「接触熱抵抗の基礎と熱抵抗低減」（70 分）
- ⑦ ⑥及び⑦の Q&A セッション（20 分）
- ⑧ 講師との技術交流会（110 分）

2. 各題目について

②の「機器の熱設計」の講義では，松島均教授（日本大学）より，熱に関する抵抗と流れの関係をわかりやすくご説明いただき，さらに電子機器の熱設計の具体的な設計例，設計時の注意点についてご紹介頂きました（図 1）。

③の「熱交換器とヒートポンプ基礎」の講義では，飛原英治教授（東京大学）より，身近な家庭用エアコンを例にヒートポンプの原理についてご説明頂きました（図 2）。性能指数 COP 向上に影響が大きい圧縮機と熱交換器について，最新の技術動向も交えながら詳しくお話頂きました。

⑤の「沸騰冷却と熱輸送デバイス基礎」の講義では永井二郎教授（福井大学）より，沸騰冷却の基礎から，応用デバイスのヒートパイプについて

ご講義頂きました（図 3）。地中熱を利用した新型ヒートパイプの開発事例についてもご紹介いただきました。

⑥の「接触熱抵抗の基礎と熱抵抗低減」の講義では富村寿夫教授（熊本大学）より，熱抵抗の基礎について，単位セルモデルを用いてわかりやすくご説明いただきました（図 4）。また，感圧シートを用いた接触状態の把握方法についても紹介いただきました。

④⑦の Q&A セッションでは各講義終了後，受講者にあらかじめ配布したシートに質問を記入してもらい，その内容を講師の先生方が確認，質問事項を抽出して頂き，説明するという形式で行われました（図 5）。

⑧の講師との技術交流会は同会場にて立食パーティー形式で行われ，講師の先生方への個別の質問の場，受講者間の交流の場となりました（図 6）。

3. 全体の印象，アンケート結果

参加者の内訳は，8 割弱が企業，学生が 2 割，残りが大学，研究所でした。産学交流を活性化するという観点で，企業に所属する研究者，技術者が普段聞けないような講義をコンセプトに，いずれも講義の中心は省エネにつながる伝熱技術についてご講義頂くという内容で企画しました。機器の熱設計からしっかり考えるという観点で，多くの受講者にとって有益な講義であったと考えています。講義時間についても，昨年の「短かった」というアンケート結果を参考に 60 分から 70 分へ変更したところ，今回の全参加者より時間が適当であったとの回答を頂き，アンケート結果を有効に活用できたと考えております。

今後の講習会の企画については，計測関連技術等のトピックを希望する回答が多く，今後の企画の参考にさせていただきます。

4. おわりに

産学交流委員会では、産学交流を促進するため、現在、さまざまなイベントを検討中です。本講習会は、その中のアイテムの1つとして、本年も開催に向け、準備を進めています。詳細が決まり次第、別途ご案内します。講習会を含む産学交流イベントへの皆様のご参加をお待ちしています。

最後に、講師の先生方には、ご多忙のところ、資料作成含め、ご協力を頂きまして、ありがとうございました。紙面をお借りして、改めて感謝申し上げます。



図1 講義風景
(機器の熱設計, 松島先生)



図2 講義風景
(熱交換器とヒートポンプ基礎, 飛原先生)

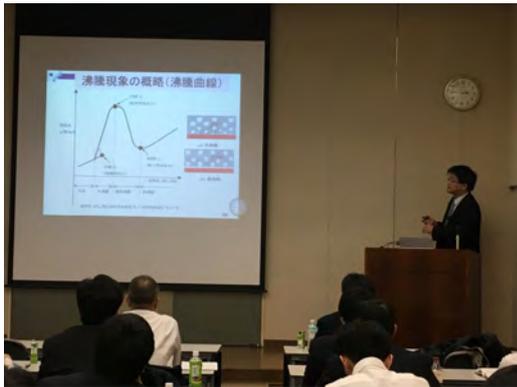


図3 講義風景
(沸騰冷却と熱輸送デバイス基礎, 永井先生)

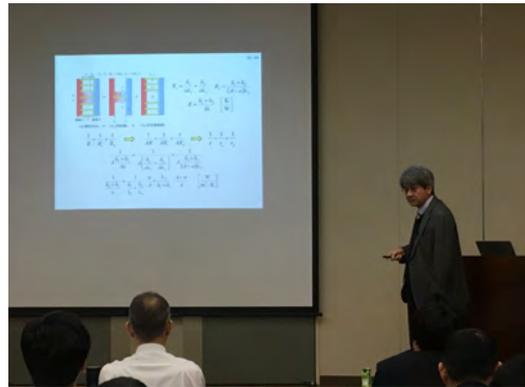


図4 講義風景
(接触熱抵抗の基礎と熱抵抗低減, 富村先生)



図5 Q&Aセッション



図6 技術交流会

日本伝熱学会特定推進研究課題報告書
*Report of Specific Promotion Researches
in Heat Transfer Society of Japan*

特定推進研究企画委員会

花村 克悟 (委員長・東京工業大学)

塩見 淳一郎 (東京大学)

Specific Promotion Research Planning Committee

Katsunori HANAMURA (Chairperson, Tokyo Inst. Tech.)

Junichiro SHIOMI (The University of Tokyo)

1. はじめに

特定推進研究企画委員会は 2012 年に日本伝熱学会に設置され、我が国の抱える科学技術的課題への対応や今後の発展に寄与すると考えられる研究開発課題を選定し、課題ごとに研究グループを設置して検討を進めていただいています。現在までに特定推進研究課題として 8 件の課題が選定されています。このたび「ナノスケール伝熱機能発現とその応用への展望」(主査:塩見淳一郎,東京大学)の課題につきまして最終報告が提出されました。報告書作成に向けて 4 年あまりにわたってご尽力いただきました委員各位に心より敬意を表します。以下にこの課題のエグゼクティブサマリーを記載し、会員の皆様に検討結果の概要をご紹介します。

なお、過去に終了した課題

(<http://www.htsj.or.jp/announcement/1010.html>)

も含め、報告書の詳細につきましては、それぞれの主査までお問い合わせください。

2. 「ナノスケール伝熱機能発現とその応用への展望」

HTSJ-FY2016-04

主 査:塩見淳一郎 (東京大学)

shiomi@photon.t.u-tokyo.ac.jp

日本伝熱学界特定推進研究「ナノスケール伝熱機能発現とその応用への展望」(2013 年 9 月 1 日~2015 年 3 月 31 日)では、当該テーマに関して産業におけるニーズを精査し、特定の応用を念頭においたストラテジーのもとに、物性理論解析、ナノ構造合成・観察、熱物性計測の専門家が有機的に連携し、イノベーションのシーズと成りうる新しいコンセプトの考案にもとづいて、メンバー

内での共同研究を進めるとともに、研究会、合宿、伝熱シンポジウムでのオーガナイズドセッション、他学会のとの共同ワークショップ、セミナー形式の集中講義などの活動を行った。

まず、機械、電気、物理、化学の領域メンバーによる議論や共同研究を通じて、ナノスケールの熱伝導の学理の深化と拡大を行った。例えば、フォノン輸送に関して、量子サイズ効果、低次元性、コヒーレンスなどの理解を深め、さらにそれらを実際の構造・材料で発現するべく、フォノンニック結晶やカーボンナノチューブの熱輸送の解析および実験を進めた。加えて、非均一系における熱輸送の学理を発展させて界面やひずみによる熱輸送の制御性に関する議論を深め、高圧ひずみ加工による準安定相の利用などの新しい制御アプローチの研究を進めた。また、フォノンに加えて、電子、スピン、マグノンなどの幅広いキャリアによる熱輸送や、それらの準粒子間の相間、相互作用、変換を多角的に考えることで、熱輸送の学理を拡大させた。特に熱電変換は多準粒子が絡む格好の対象であり、熱輸送を独立制御するコンセプトのもと、様々な研究成果があがった。

応用への展開においては、領域メンバー内外の産業界の研究者との活発な議論を通じて、実際の産業でのニーズに合わせた研究を展開した。例えば、電子デバイス用の TIM 材に関する研究においては、熱的にパーコレートした TIM 材の実装や、フィラー欠乏層の評価など、実際の実装環境やプロセスを念頭においた研究を進めた。また、熱電変換においては、有機・無機ハイブリッド材料をインク印刷して熱電デバイスを作製するなど、実用化に近いところまで到達した。これらの応用研究は本領域終了後も産学で継続していくことにな

っており、また、本領域外の企業との新たな共同研究にも発展している。

他の学術分野との研究交流・協力の開拓という観点においては、物理学会、応用物理学会、化学工学会、熱電学会、表面科学会などと活発に交流した。例えば、応用物理学会と共催した特別シンポジウム「フォノンエンジニアリングの広がり ～ ナノスケール熱制御がもたらす、新しい熱伝導・断熱、蓄熱、変換技術の基礎と応用」、日本表面科学会関東支部との合同セミナー「ナノ表面界面を介したエネルギー・物質輸送の計測とシミュレーション研究の最前線」などを共催した。その結果、ナノスケール伝熱が新しい重要な研究領域として広く認識されるようになり、本領域のメンバーが様々な他の学術分野の学協会から招待講演、特集記事の寄稿、委員会への参加を依頼されるようになっていく。

研究シーズの発信という点においては、本領域のメンバーが、領域開始後に、ナノスケール伝熱に関する研究で、JST さきがけや CREST などのプロジェクトをスタートさせている。また、JST-CRDS が当該研究テーマに関連して発行した「戦略プロポーザル：ナノスケール熱制御による

デバイス革新 — フォノンエンジニアリング —」では本領域のメンバーが貢献した。戦略プロポーザルがきっかけとなり、ナノスケール伝熱に関する研究が 2016 年度の文部科学省の戦略目標となったことを考えると、近年の日本におけるナノスケール伝熱の研究活動の活発化に本領域の活動が一定の役割を果たしたと考えられる。

最後に、学会の活性化や若手研究者の研究動機付け・育成の観点から、長期的視点に立って学術領域としての「マイクロ熱工学」の確立を目指し、ナノスケールの空間における、液体、ソフトマターの挙動、あるいはこのサイズの粒界を含む固体などに適用可能な理論の現状の研究群を体系的に整理し、今後の研究のロードマップを提案するとともに、将来的にマイクロ熱工学の教科書の出版にも繋がるようにテキスト化を行った。さらに、そのテキストをもとに領域メンバーによる集中講義を開催した。学生を含めた多くの若手研究者の参加があり好評であったことから、若手研究者からみたときの分野の魅力を伝えるという意味においても、一定の成果が挙げられたと考える。テキストは、本領域終了後も推敲を続け、将来的には発行を目指している

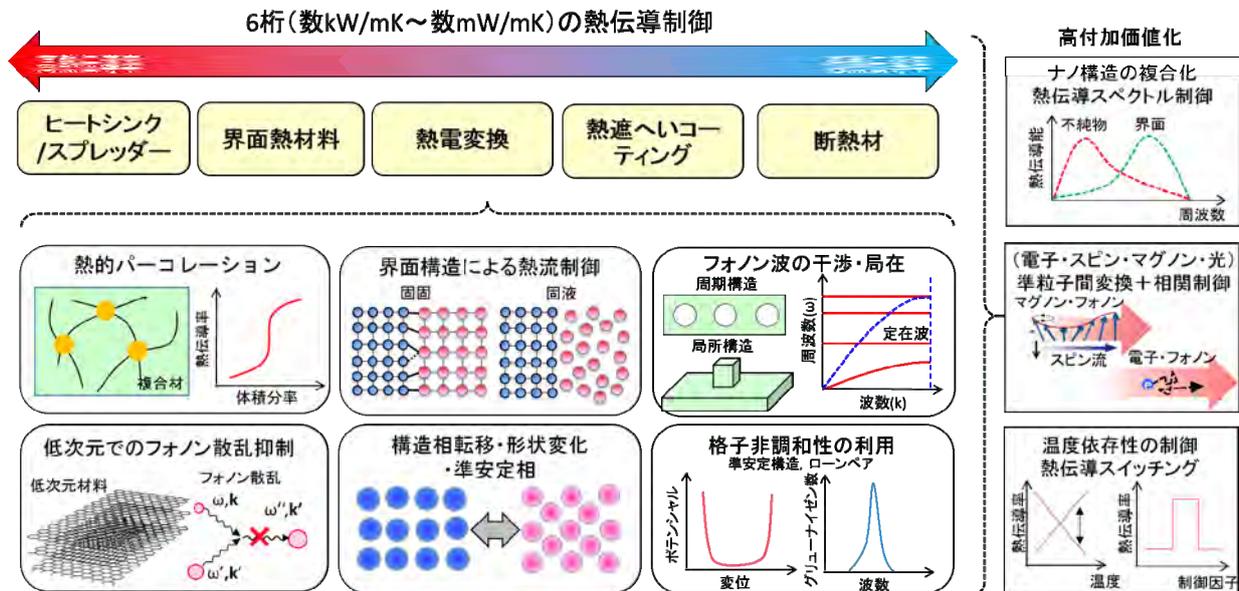


図1 ナノスケール伝熱機能発現とその応用

行事カレンダー

本会主催行事

開催日	行事名	申込締切	原稿締切	問合せ先	掲載号
2018年					
3月	12(月) ～ 15(木)	The 10th International Conference on Boiling and Condensation Heat Transfer (ICBCHT10) (開催場所:長崎ブリックホール)	2017.8.31	2017.11.30	Secretary General: Prof. Ichiro Ueno (上野 一郎) Dept. Mechanical Engineering, Fac. Science & Technology, Tokyo University of Science 2641 Yamazaki, Noda, Chiba 278-8510, Japan E-mail: ich@rs.tus.ac.jp TEL: +81-4-7124-1501 ext.3912 (office) / 3952 (student office) FAX: +81-4-7123-9814
5月	29(火) ～ 31(木)	第55回日本伝熱シンポジウム (開催場所:札幌コンベンションセンターSORA)	2018.1.19	2018.3.16	第55回日本伝熱シンポジウム実行委員会事務局 北海道大学 大学院工学研究院 機械宇宙工学専攻内 E-mail: symp2018@htsj-conf.org

本会共催、協賛、後援行事

開催日	行事名	申込締切	原稿締切	問合せ先	掲載号
2018年					
1月	25(木) ～ 26(金)	第46回ガスタービンセミナー (開催場所:首都大学東京 南大沢キャンパス)	2018.1.19		公益社団法人 日本ガスタービン学会 E-mail: gtsj-office@gtsj.org http://gtsj.org/
3月	5(月)	日本学術会議公開シンポジウム「第3回理論応用力学シンポジウムー力学と知能の融合:古典力学の新潮流ー」 (開催場所:日本学術会議講堂)	事前申し込み不要		高田 保之 (九州大学大学院 工学研究院) E-mail: takata@mech.kyushu-u.ac.jp
6月	14(木) ～ 15(金)	第23回動力・エネルギー技術シンポジウム (開催場所:国際ホテル宇部市、宇部市、山口県)	2017.2.23	2018.4.27	第23回動力・エネルギー技術シンポジウム 実行委員長 E-mail: pesymp2018@jsme.or.jp
7月	22(日) ～ 26(木)	第26回原子力工学国際会議 (ICONE26) (開催場所: Novotel London West, London, England)	2017.11.30	2018.1.12	ICONE26 技術委員会 幹事 東京工業大学 高橋 秀治 E-mail: htakahashi@lane.iir.titech.ac.jp
10月 11月	30(火) ～ 2(金)	The 29th International Symposium on Transport Phenomena (ISTP29) (開催場所: Hawaii Convention Center, Honolulu HI, U.S.A.)	2018.5.1	2018.7.1	ISTP29 実行委員長 伏信 一慶 (東京工業大学 工学院 機械系) E-mail: fushinobu.k.aa@m.titech.ac.jp

第 55 回日本伝熱シンポジウムのご案内

第 55 回日本伝熱シンポジウム実行委員会
委員長 大島伸行
幹事 戸谷 剛

開催日：平成 30 年 5 月 29 日（火）～5 月 31 日（木）

会場：札幌コンベンションセンター（<http://www.sora-scc.jp/index.html>）

所在地 〒003-0006 札幌市白石区東札幌 6 条 1 丁目 1-1 電話 011-817-1010（代表）

アクセス 新千歳空港から新札幌駅まで JR で約 28 分，新札幌駅から東札幌駅まで札幌市営地下鉄東西線で約 13 分，東札幌駅から徒歩約 8 分。

札幌駅より大通駅まで札幌市営地下鉄南北線で約 2 分，大通駅から新札幌駅まで札幌市営地下鉄東西線で約 6 分，東札幌駅から徒歩約 8 分。

講演申込締切：平成 30 年 1 月 19 日（金）

講演論文原稿提出締切：平成 30 年 3 月 16 日（金）

早期参加申込締切：平成 30 年 4 月 13 日（金）

【シンポジウムの形式】

- 講演発表形式として
 - a) 通常の一般セッション（口頭発表）
 - b) オーガナイズドセッション（口頭発表）
 - c) 学生および若手研究者を対象とする優秀プレゼンテーション賞セッションを実施します。
- 1 講演あたりの割当時間は，一般セッションでは 15 分（発表 10 分，個別討論 5 分）で，各セッションの最後に総合討論の時間（5 分×セッション内の講演件数）を設ける予定です。オーガナイズドセッションについては，オーガナイザーの指示に従って下さい。
- 優秀プレゼンテーション賞セッションについては，本号掲載のお知らせ「優秀プレゼンテーション賞（第 55 回日本伝熱シンポジウム）について」をご参照下さい。

【参加費等】

- 参加費の申込時期
早期申込：4 月 13 日まで
通常申込：4 月 14 日～5 月 11 日，会期中（5 月 12 日から会期前日までは申込を受け付けません）
- シンポジウム参加費

会員一般	早期申込：12,000 円	通常申込：15,000 円
非会員一般	早期申込：15,000 円	通常申込：18,000 円
会員学生	早期申込：6,000 円	通常申込：7,000 円
非会員学生	早期申込：7,000 円	通常申込：8,000 円

※特別賛助会員は 1 口につき 3 名，賛助会員は 1 口につき 1 名，参加費が無料になります。

※会員とは，日本伝熱学会会員のほか，共催・協賛学協会の会員を含みます。

※講演論文集電子版は参加者全員に配布されます。

- 講演論文集電子版
講演論文集電子版のみの販売：5,000 円（シンポジウム後の販売となります。）

【懇親会】

- 開催日：平成 29 年 5 月 30 日（水）
- 会場：札幌コンベンションセンター
- 参加費：
 - 一般 早期申込：8,000 円，通常申込：10,000 円，同伴配偶者無料
 - 学生 早期申込：4,000 円，通常申込：5,000 円

【参加費等の支払い方法】

会場以外での参加費支払いは、シンポジウムのホームページからのクレジットカード決済または、銀行振込になります。5月11日までに参加登録された方には事前に参加者キット（講演論文集電子版、講演プログラム、参加票、領収書など）をお送りします。

- シンポジウムのホームページから参加登録と参加費の支払いを行って下さい。支払いはクレジットカード決済、もしくは銀行振込になります。参加費等の支払いをもって「申込完了」とします。
- 一般セッションと優秀プレゼンテーション賞セッションの講演者（登壇者）は、日本伝熱学会会員（学生会員、賛助会員、特別賛助会員を含む）に限ります。講演者が日本伝熱学会会員でない場合は、同サイトで入会申込と会費納付を行って下さい。（オーガナイズドセッションについては、各セッションオーガナイザーの指示に従って下さい。）
- 4月14日以降5月11日までは、通常申込扱いでウェブからの参加登録および支払いを受け付けます。
- 5月11日までに参加登録を行うと、当日受付に寄る必要がありませんので、できるかぎりウェブからの登録および支払いを行って下さい。
- 例年のように、シンポジウム当日の参加申し込みもできます。

講演申込方法、講演論文集、執筆要綱

【研究発表申込方法】

- 一般セッションと優秀プレゼンテーション賞セッションの講演者（登壇者）は、日本伝熱学会会員（学生会員、賛助会員、特別賛助会員、推薦会員を含む）に限ります。講演者が日本伝熱学会会員でない場合は、会員申込と会費納付を行って下さい。（オーガナイズドセッションについては、各セッションのオーガナイザーに従って下さい。）
- 原則としてウェブによる申込に限らせていただきます。本シンポジウムで準備するウェブサイトから必要なデータを入力して下さい。ウェブによる申込ができない場合には、実行委員会事務局にお問い合わせ下さい。
- 申込の際に、一般セッション、オーガナイズドセッション、優秀プレゼンテーション賞セッションのいずれで発表するかを選択して下さい。優秀プレゼンテーション賞セッションにお申込みの場合には、本号掲載のお知らせ「優秀プレゼンテーション賞セッション（第55回日本伝熱シンポジウム）について」をご参照下さい。
- 発表申込時に、論文要旨（日本語で200～250字）を入力して下さい。講演論文集の抄録として科学技術振興機構（JST）のデータベースに登録します。
- 講演発表申込は、講演者1名につき1題目とさせていただきます。
- 講演の採否およびセッションへの振り分けは、実行委員会にご一任下さい。

【講演論文集電子版】

- 講演論文集電子版を参加者に配布します。なお、講演論文集電子版は参加できなかった本会会員にも希望があれば配布しますので、シンポジウム終了後に日本伝熱学会事務局にお申込み下さい。
- 講演論文の長さは1題目当たりA4サイズで4～6ページです。講演論文の作成様式は、1段組み×50字×46行です。ファイル容量は最大で2MBまでとし、動画は含まないものとします。
- 講演論文原稿は、PDFファイルで本シンポジウムのホームページから提出して下さい。
- 講演論文締切日までに提出されなかった講演論文は、講演論文集電子版およびウェブに掲載されません。十分にご注意下さい。

【執筆要綱】

講演論文原稿の書き方

- 講演論文は以下に従って作成して下さい。また、書式の詳細ならびにテンプレート用の電子ファイルは、シンポジウムのホームページをご参照下さい。

表題部分の書式：原稿は、以下の四角囲い部に示すように、和文表題、和文副題、英文表題、英文副題、和文著者名（会員資格、著者名、所属の略記）、英文著者名、英文所属機関・所在地、英文アブストラクト、英文キーワードの順に、幅 150mm に収まるようにレイアウトして下さい。連名者がある場合には、講演者の前に *印をつけ、英文の所属機関・所在地についても上付き数字で区別して下さい。

論文表題および著者名は、講演申込時のデータと同じものを同じ順序で書いて下さい。講演申込時のデータと異なる場合には、目次や索引に反映されないことがあります。

本文の書式：本文は表題部分に続けて、10 ポイント明朝体の 1 段組み（1 行 50 字程度）、1 ページ当たり 46 行を目安として作成して下さい。

図表：図表中の記号およびキャプションは英語で書いて下さい。カラー表示が可能です。

参考文献：参考文献は本文中の引用箇所の右肩に小括弧をつけた番号⁽¹⁾で表し、本文の末尾に次のようにまとめて列記して下さい。

(番号) 著者名, 雑誌略称, 巻-号(発行年), 先頭ページ番号.

例：(1) 伝熱・他 2 名, 機論(B), 12-345(2006), 1234.

PDF ファイルへの変換：PDF ファイル作成のためのファイル変換時には、「フォントの埋め込みを行う」を設定して下さい。提出前に必ず、変換後の PDF 原稿を印刷して確認して下さい。

150 mm

第 55 回日本伝熱シンポジウム原稿の書き方（和文表題：Gothic 14pt）

MS-Word の場合（和文副題：Gothic 12pt）

Guide for the manuscripts（英文表題：Times New Roman 12pt）

The case of MS-Word（英文副題：Times New Roman 12pt）

（1 行あける）

伝正 *伝熱 太郎（伝熱大）（会員資格 著者名[講演者には*印]（所属略称）：明朝体 12pt）

（1 行あける）

Taro DENNETSU（英文著者名：Times New Roman 10pt）

Dept. of Mech. Eng., Dennetsu Univ., 5-1-5, Kashiwanoha, Kashiwa, 277-8563

（1 行あける）

（文頭に半角スペース 5 つを挿入する）English abstract（英文アブストラクト：Times New Roman 10pt, 100 語程度）

（1 行あける）

Key Words: Heat Transfer（英文キーワード：Times New Roman 10pt, 3~5 個程度）

（1 行あける）

1. 大見出し

1.1 中見出し 講演論文原稿は電子版原稿のみです。講演論文の長さは 1 題目あたり A4 サイズで原則 4~6 ページです。原稿の作成には、本ファイルをテンプレートとしてお使い下さい。

講演論文の作成様式は、1 段組×50 字×46 行とし、カラーの使用が可能です。ファイル容量は最大で 2MB までとし、アニメーションは含まないものとします。

冒頭部分（表題部分および本文書き出し部分）の書式

【講演論文の公開日】

- 講演論文は会員を対象にパスワードを配布し、シンポジウム開催日の 1 週間程前からウェブ上で公開します。従って、特許に関わる公知日はシンポジウム開催日よりも早くなりますので、ご注意ください。
- 会員が当該講演論文を後日原著論文として学術論文誌等に投稿される場合に配慮し、本講演論文集が限られた範囲に配布されたものであることを明確にすべく、シンポジウム終了後、一定期間を経て講演論文の公開を終了します。

【ご注意】

- 講演申込の取消および講演論文原稿の差し替えは、シンポジウムの準備と運営に支障をきたしますのでご遠慮下さい。
- 論文題目と著者名が、講演申込時と論文提出時で相違しないように特にご注意下さい。

- 口頭発表用として実行委員会事務局が準備する機器は、原則としてプロジェクタのみとさせていただきます。パーソナルコンピュータは各自ご持参下さい。
- 参加費、懇親会費等は参加取消の場合でも返金いたしません。
- 本シンポジウムに関する最新情報については、随時更新するホームページでご確認下さい。
- その他、ご不明の点がありましたら、実行委員会事務局まで Email または FAX でお問い合わせ下さい。

【お問い合わせ先】

第 55 回日本伝熱シンポジウム実行委員会事務局
北海道大学 大学院工学研究院 機械宇宙工学部門内
Email: symp2018@htsj-conf.org FAX: 011-706-7192
ホームページ URL : <http://htsj-conf.org/symp2018/index.html>

優秀プレゼンテーション賞（第55回日本伝熱シンポジウム）について

日本伝熱学会 学生会委員会
委員長 田部 豊

第55回日本伝熱シンポジウムでは、下記の要領で、学生および若手研究者を対象とした優秀プレゼンテーション賞セッションを設けます。日頃の研鑽の成果を披露するチャンスとして、奮ってご応募下さい。

- 開 催 日：平成30年5月29日（火） シンポジウム第1日
- 発 表 形 式：発表者1名あたり、発表内容をまとめた1枚のアピールスライド提出とポスタープレゼンテーションを行う形式をとる予定です。アピールスライドは冊子体として配布されると共にスライドショーとして会場にて案内される予定です。詳細については、決定し次第、シンポジウムのホームページに掲載いたします。
- 対 象：企業・大学・研究機関等の技術者・研究者で、平成30年3月31日現在で28歳以下の方、または、申込当日に学生である方（ただし、社会人大学院生を除く）。
- 応 募 資 格：発表者は日本伝熱学会の会員（正員・学生員）に限ります。発表者が日本伝熱学会会員でない場合は、講演論文原稿提出までに、会員申し込みを行ってください。**なお、本セッションで発表する方は、応募資格を必ず満たす必要があります。また、過去に本賞を受賞された方は応募することはできません。**
- 応 募 件 数：指導教員または研究グループ長等あたり、1名（1件）とします。
- 応 募 方 法：第55回日本伝熱シンポジウム発表申込時に、本誌掲載の研究発表申込方法に従って、“優秀プレゼンテーション賞”を選択し、“指導教員または研究グループ長等の氏名”を入力してください。なお、講演論文原稿の様式については一般セッションと同様のものとします。
- 審査・選考方法：複数名の審査員による評価に基づいて選考し、受賞者を決定します。
- 表 彰：受賞者はシンポジウム第2日の学会総会で表彰されます。



編集出版部会からのお知らせ —各種行事・広告などの掲載について—



インターネットの普及により情報発信・交換能力の比類ない進展がもたらされました。一方、ハードコピーとしての学会誌には、アーカイブ的な価値のある内容を手にとって熟読できる点や、一連のページを眺めて全貌が容易に理解できる点など、いくら電子媒体が発達してもかなわない長所があるのではないかと思います。ただし、学会誌の印刷・発送には多額の経費も伴いますので、当部会ではこのほど、密度のより高い誌面、すなわちハードコピーとしてぜひとも残すべき内容を厳選し、インターネット（HP：ホームページ、ML：メーリングリスト）で扱う情報との棲み分けをした編集方針を検討いたしました。

この結果、これまで会告ページで取り扱ってきた各種行事・広告などの掲載につき、以下のような方針で対応させていただきたく、ご理解とご協力をお願いする次第です。

対象	対応	具体的な手続き (電子メールでの連絡を前提としています)
本会（支部）主催による行事	無条件で詳細を、会誌とHPに掲載、MLでも配信	申込者は、記事を総務担当副会長補佐協議員（ML担当）、広報委員会委員長（HP担当）あるいは編集出版部会長（会誌担当）へ送信してください。
関係学会や本会会員が関係する組織による 国内外の会議・シンポジウム・セミナー	条件付き掲載 会誌：1件当たり4分の1ページ程度で掲載（無料） HP：行事カレンダーに掲載しリンク形成（無料） ML：条件付き配信（無料）	申込者は、まず内容を説明する資料を総務担当副会長補佐協議員に送信してください。審議の結果、掲載可となった場合には総務担当副会長補佐協議員より申込者にその旨通知しますので、申込者は記事を編集出版部会長（会誌担当）と広報委員会委員長（HP担当）に送信してください。
大学や公的研究機関の人事公募（伝熱に関係のある分野に限る）	会誌：掲載せず HP：条件付き掲載（無料） ML：条件付き配信（無料）	申込者は、公募内容を説明する資料を総務担当副会長補佐協議員に送信してください。審議の結果掲載可となった場合には総務担当副会長補佐協議員より申込者にその旨通知しますので、申込者は記事を広報委員会委員長（HP担当）に送信してください。
一般広告 求人広告	会誌：条件付き掲載（有料） HP：条件付き掲載 (バナー広告のみ、有料)	申込者は、編集出版部会長（会誌担当）または広報委員会委員長（HPバナー広告担当）に広告内容を送信してください。掲載可となった場合には編集出版部会長または広報委員会委員長より申込者にその旨通知しますので、申込者は原稿を編集出版部会長または広報委員会委員長に送信してください。掲載料支払い手続きについては事務局からご連絡いたします。バナー広告の取り扱いについては http://www.htsj.or.jp/wp/media/36banner.pdf をご参照下さい。

【連絡先】

- ・総務部会長：大竹浩靖（工学院大学）：ohtake@cc.kogakuin.ac.jp
- ・編集出版部会長：田川正人（名古屋工業大学）：tagawa.masato@nitech.ac.jp
- ・広報委員会委員長：元祐昌廣（東京理科大学）：mot@rs.tus.ac.jp
- ・総務担当副会長補佐協議員：志村祐康（東京工業大学）：general-affairs@htsj.or.jp
- ・事務局：大澤毅士・村松佳子：office@htsj.or.jp

【注意】

- ・原稿は Word ファイルまたは Text ファイルでお願いします。
- ・HP はメンテナンスの都合上、掲載は申込月の翌月、また削除も希望掲載期限の翌月程度の時間遅れがあることをご了承願います。
- ・ML では、原則としてテキスト文の送信となります。pdf 等の添付ファイルで送信を希望される場合はご相談ください。

事務局からの連絡

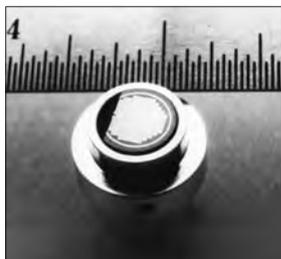
56期入会（2017.6.14～2016.12.12）正 10名，シニア正 1名，学生 3名

資	氏名	所属	資	氏名	所属
正	シュー ウェイ ルン	東京大学	学生	森 祐樹	大阪府立大学大学院 工学研究科
正	大澤 崇行	東京大学	正	山崎 尚浩	MHIソリューションテクノロジーズ株式会社
正	黒瀬 良一	京都大学大学院工学研究科	正	関本 敦	大阪大学 基礎工学研究科
学生	長谷川 実慶	横浜国立大学 高学府	正	河喜多 心哉	株式会社 日立製作所
正	井関 祐也	八戸工業高等専門学校	シニア正	酒井 昭二	
正	木原 均	大陽日酸株式会社	正	月成 勇起	株式会社 東芝
学生	渡辺 侑樹	日本大学 工学部 機械工学科	正(復帰)	亀谷 雄樹	東京工業大学 工学院 特任准教授

熱流束センサー

熱流束センサーは、熱エネルギーの移動密度 (W/cm^2) に比例した直流電圧を出力します。
弊社の製品は、大変手軽に高速・高精度で熱流量の測定をすることができます。
特に応答速度の早いこと、センサーからの出力レベルが高いことが特徴で、
熱流束マイクロセンサー (HFM) では、応答速度最高6マイクロ秒を達成しています。

熱流束 マイクロセンサー



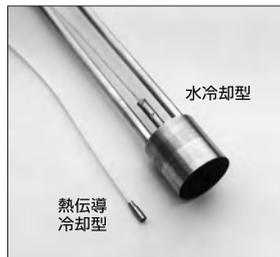
特徴

- 最高速の応答 (約 6μ 秒)
- $850^{\circ}C$ まで外部冷却不要
- 低雑音 / 高感度
- 熱流束と温度を測定
- 伝導、対流、輻射に等感度

使用例

- エンジン内壁の熱伝達状態観察
- ロケットエンジンのトラバース実験
- タービンレード熱風洞試験
- 自動車用エアバッグ安全性試験
- ジェットエンジンバックファイヤー試験

サーモゲージ

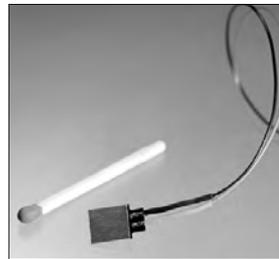


センサー本体の構造は、薄膜フォイル・ディスクの中心と周囲の温度差を測定する、差動型熱電対をとっています。フォイル・ディスクはコンスタントで作られており、銅製の円柱形ヒートシンクに取り付けられています。水冷式は取付け場所の自由度が高く長時間の測定が可能です。

使用例

- 焼却炉・溶鉱炉の熱量測定
- 火災実験の際の輻射熱ゲージ
- バーナーなど熱源の校正用基準器
- 着火性・燃焼性試験 (ISO5657, 5658, 5660)
- 米国連邦航空局のファイヤー・スモークテスト

gSKIN® 熱流束センサー



「gSKIN®」熱流束センサーはセンサー自身の表面を通過する熱流束を29対の超高感度な熱電対を用いて測定します。センサーは、 $72m^2$ の広さを持ち、厚さは $0.4mm$ です。レベル-0パッケージの最適化ポリマーと1-レベルパッケージの金属の構造になっています。

使用例

- 電気・電子機器内の発熱・放熱状態測定
- 熱交換器の効率測定
- パイプの放熱状況測定
- 暖房および換気自動システムの測定
- 熱移動/熱放出の即時応答測定

熱流束センサー 校正サービス

熱流束センサーの校正作業をお引き受けいたします。校正証明書は米国基準局NISTにトレーサブルです。校正設備の物理的な制約で、お引き受けできない場合もあります。ご相談ください。



センサテクノ株式会社

URL

www.senstech.jp

〒106-0031 東京都港区西麻布3-24-17 霞ビル4F
TEL: 03-5785-2424 FAX: 03-5785-2323

E-mail

info@senstech.jp



■ CAPTEC 社日本総代理店 ■ MEDTHERM 社輸入販売店 ■ ITI 社輸入販売店

当社は、独自の高度技術を持つ、海外メーカーの熱計測機器をご提供致しております。

CAPTEC 社(フランス)

CAPTEC(キャプテック)社は、独自の高度技術により、低熱抵抗で高感度な熱流束センサーを開発・製造致しております。環境温度が変化しても感度は常に一定で、熱流束値に比例した電圧を高精度に出力します。

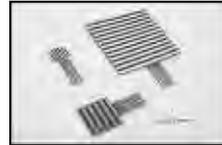
輻射センサーは、輻射熱のみを計測する画期的なセンサーです。特注形状も承っております。

熱流束センサー



サイズ: 5×5mm～300×300mm
 厚み: 0.4mm (平面用・曲面用)
 温度範囲: -200～200°C
 応答速度: 約 200ms
 オプション: 温度計測用熱電対内蔵
 形状: 正方形・長方形・円形
 特注品: 高温用・高圧用・防水加工

輻射センサー



サイズ: 5×5mm～50×50mm
 厚み: 0.25mm
 温度範囲: -200～250°C
 応答速度: 約 50ms
 オプション: 温度計測用熱電対内蔵
 形状: 正方形・長方形・円形
 波長領域: 赤外/可視+赤外

MEDTHERM 社(アメリカ)

MEDTHERM(メドサーム)社は、これまで30年以上にわたり、高品質の熱流計及び超高速応答の熱電対を提供してまいりました。航空宇宙・火災・燃焼分野における豊富な実績を有しています。用途に応じ、様々な形状・仕様の製品を製造可能です。

熱流計/輻射計



熱流束範囲: 0.2-4000Btu/ft²sec(フルスケール)
 サイズ: 1/16インチ(約1.6mm)～1インチ(約25.4mm)
 最高温度: 200°C(水冷なし)/1500°C(水冷)
 出力信号: 0-10mV(DC・線形出力)
 直線性: ±2%(フルスケールに対して)

応答速度: 50ms以下*
 再現性: ±0.5%
 較正精度: ±2%
 オプション: 輻射窓・視野角指定等

*応答速度は、熱流束レンジによって異なります。

超高速応答同軸熱電対

本同軸型熱電対は、第1熱電対のチューブの中に第2熱電対ワイヤーが挿入された同軸構造になっています。第2熱電対ワイヤーは、厚み0.0005インチ(約0.013mm)の特殊なセラミックで絶縁コーティングされています。プローブ先端の熱電対接点は、厚み1～2ミクロンの金属皮膜で真空蒸着されており、最高1マイクロ秒の応答速度を実現しています。



【主な用途】
 表面温度及び表面熱流束計測
 風洞試験・エンジンシリンダー・エアコンプレッサー等

【最小プローブ径】
 0.015インチ(約0.39mm)

【熱電対タイプ】
 T型(銅/コンスタンタン) -270°C～+400°C
 J型(鉄/コンスタンタン) -210°C～+1200°C
 E型(クロメル/コンスタンタン) -270°C～+1000°C
 K型(クロメル/アルメル) -270°C～+1372°C
 S型(白金10%ロジウム/白金) +200°C～+1700°C

ITI 社(アメリカ)

ITI(International Thermal Instrument Company)社は、1969年の設立以来、高温用熱流板や火災強度熱流計など、特殊な用途に対応した製品を提供しています。特注品の設計・製造も承っております。

高温用熱流板



最高温度: 980°C
 応答速度: 0.1s
 直径: 8mm～25.5mm 厚み: 2.5mm

水冷式 火災強度熱流計



最高温度: 1900°C
 応答速度: 0.1s
 最大熱流束レンジ: 0～3000W/cm²

当社取扱製品の適用分野

- 伝熱一般 ■ 温熱環境 ■ 炉・ボイラー
- 航空宇宙 ■ 火災 ■ 燃焼
- 各種エンジン

有限会社 テクノオフィス

〒225-0011 神奈川県横浜市青葉区あざみ野 3-20-8-B
 TEL. 045-901-9861 FAX. 045-901-9522
 URL: <http://www.techno-office.com>

編集出版部会ノート

Note from the JHTSJ Editorial Board

今月号の特集では、長野方星先生（名古屋大学、編集出版部会委員）のお世話により、「宇宙機の熱制御フロンティア」をテーマとして5件の記事をご寄稿いただきました。いずれもまさに最前線でご活躍の研究者による大変な力作です。ご多忙のなかご寄稿くださいました執筆者の皆様には厚くお礼申し上げます。

本誌には特集記事のほか以下のジャンルの記事があります。話題を提供くださる場合には下記連絡先までぜひご一報ください。会員皆様からのご寄稿をお待ちしています。

- ・特別寄稿：興味深い研究の紹介や提言，ミニレクチャーなど
- ・会議報告：「熱」に関する国内外の講演会，シンポジウム，セミナーなどの報告記事
- ・海外レター：海外の研究機関に滞在，赴任している会員からの現地レポート，体験記など
- ・その他：
 - (a) プロジェクト Q：「熱」に関する苦労話や秘話などの記事
 - (b) ネイチャー Q：科学や自然に関する話題
 - (c) エデュケーション Q：理論・実験・教育・技術開発に関する逸話など
 - (d) ヒストリー Q：過去の偉人や物事の歴史に関する話題
 - (e) Hea 'r' t Transfer：コーヒーブレイクのようなほっとするコラム記事
 - (f) 博物館めぐり：国内外の様々な博物館や施設への訪問記事

田川 正人（名古屋工業大学）

Masato Tagawa (Nagoya Institute of Technology)

e-mail: tagawa.masato@nitech.ac.jp

企画・編集出版担当副会長 中部 主敬（京都大学）

編集出版部会長 田川 正人（名古屋工業大学）

委員

（理事） 梅川 尚嗣（関西大学），永井 二郎（福井大学），星 朗（東北学院大学）

（協議員） 青木 修一（東邦ガス），岩井 裕（京都大学），巽 和也（京都大学）

長野 方星（名古屋大学），西村 伸也（大阪市立大学），服部 康男（電力中央研究所）

保浦 知也（名古屋工業大学），村上 陽一（東京工業大学）

TSE チーフエディター 花村 克悟（東京工業大学）

TSE 編集幹事 伏信 一慶（東京工業大学）

編集出版部会 連絡先：〒466-8555 名古屋市昭和区御器所町

名古屋工業大学大学院電気・機械工学専攻（しくみ領域）

田川 正人

Phone & Fax: 052-735-5343 / E-mail: tagawa.masato@nitech.ac.jp