

令和 5 年 6 月 16 日現在

機関番号：82645

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2020～2022

課題番号：20K22407

研究課題名（和文）高熱伝導可逆アクチュエータの熱特性解明と宇宙用放射率可変デバイスへの応用

研究課題名（英文）Thermal characterization of a high thermal conductive actuator and application to variable emittance device for spacecraft

研究代表者

秋月 祐樹（AKIZUKI, Yuki）

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・研究開発員

研究者番号：00887573

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 2,200,000円

研究成果の概要（和文）：軽量・高効率な宇宙用熱制御デバイスの創出を目的として、SMA駆動型サーマルルーバ（STL）の提案・実証を実施した。STLに適用するアクチュエータの要素試験では、曲げ応力が印可されている際のSMAの力学的特性を把握するために、SMAと円弧状バイアスばねと組み合わせたアクチュエータの加熱冷却試験を実施し、複数条件にてSMA温度と展開角度の相関関係を取得した。STL-BBM（放熱量50W級）の構築・評価では、宇宙模擬環境下で熱真空試験を実施した。熱源の温度に依存してブレードが展開収納し、実効放射率が変化することを確認した。また、熱数学モデルとの比較評価によりヒータ電力量を削減可能であることを示した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

従来の宇宙探査機に搭載されてきたサーマルルーバ等の放射率可変デバイスは質量や実効放射率のON/OFF変化量、自律動作性等の観点から、小型宇宙探査機（500kg級）への搭載は困難であり、熱設計限界が小型宇宙探査機の到達範囲を限定してきた。本研究では、形状記憶合金で可逆動作が可能な熱制御デバイス（STL）を新たに考案し、軽量・無電力ながら低温時のヒータ電力を削減可能である可能性を示すことができ、STLの適用で将来宇宙機の熱設計解を拡げることが期待される。更に、HPSMAの試作・熱輸送試験を実施し、温度に応じて形状が変化するにもかかわらず、熱伝導率が低かったSMAを高熱伝導化できる可能性を示した。

研究成果の概要（英文）：A SMA-driven Thermal Louver (STL) was proposed and demonstrated to develop a lightweight and highly efficient thermal control device for space applications.

In the unit test of the actuator applied to STL, the heating and cooling test of the actuator combined with an SMA and arc-shaped bias springs was conducted to understand the mechanical properties of SMA when bending stress is applied, and the correlation between SMA temperature and deployment angle was obtained under several conditions. For the development and testing of the STL-BBM (heat dissipation: 50 W class), a thermal vacuum test was conducted in a simulated space environment. It was confirmed that the effective emissivity changed with the wing deployment and stowing depending on the temperature of the heat source. Comparison with a thermal analysis result showed that the heater power can be reduced.

研究分野：熱制御工学

キーワード：宇宙機熱制御 軽量・小型 放射率可変 形状記憶合金 ヒートパイプ 可逆放熱デバイス

1. 研究開始当初の背景

宇宙探査機は軌道周回時の日照・日陰に起因する短期的な熱環境変化に加え、太陽距離が大きく変化する惑星間航行時の長期的な熱環境変化に対応する必要がある。加えて近年では、小型機による低コスト・高頻度な惑星探査が期待されており、軽量・無電力な熱制御技術が必要とされている。これに対応するデバイスとして、これまでは搭載機器の温度や外部熱環境の変化に応じて表面の実効放射率を変化させる放射率可変デバイスが多くの探査機に搭載されてきた。代表例としては、放射率の低い表面を持つブレードを開閉させることで放熱量を制御するサーマルルーバ (Product Catalog, Sierra Nevada Corporation's Space Systems, 2015) や材料自身の温度で半球放射率が変化する放射率可変素子 (Smart Radiation Device: SRD) (太刀川 他, 日本航空宇宙学会論文集, 2007) などが挙げられる。これらは小型宇宙探査機への実装に際して、以下の課題を抱えている。サーマルルーバはブレードの開閉機構にバイメタルの温度変化による変形を利用している。バイメタルは変形量が小さいため、巻きバネ形状の複雑な機構となっており、単位面積当たりの質量が大きくなることから小型宇宙探査機への適用は困難である。加えて、開閉機構と搭載機器間の熱抵抗も大きく、温度応答性が低いため、ヒータと組み合わせて電力を用いた開閉制御を行う場合が多い。SRD は素子単体であり、搭載機器の温度に依存して放射率が変化するため軽量、無電力であるが、低温時と高温時の放射率の差 (On/Off 比) が 0.4 程度と小さく、また最大放射率が低いことも課題として挙げられる。以上の背景から、次世代小型宇宙探査機の到達領域を拡大させるために、小型・軽量の放射率可変デバイスの創出が急務である。

上記のような背景より、本研究では次世代の小型宇宙探査機の熱制御をより低リソースで成立させるような、SMA の特性を有効活用した可逆放熱デバイスの構想を着想した。

2. 研究の目的

本研究では従来のサーマルルーバと同等以上の実効放射率の高 On/Off 変化量、半分以下の質量を兼ね備えた形状記憶合金駆動サーマルルーバ (Shape memory alloy-driven Thermal Louver: STL) を提案する。STL の最大の特徴は搭載機器の温度を自律的にかつ無電力で制御可能な点である。低温時は放熱面上部のアルミニウム製の展開羽根 (deployable wing) が放熱面を覆うことで低放射率の表面が暴露され、放熱量を抑制する。一方、高温時は、展開羽根が展開し放熱面を暴露することで放熱量を増大させる。展開羽根の開閉には SMA と円弧状の板ばねを組み合わせた可逆アクチュエータにて行い、複雑な機構を持たないため信頼性が高く、小型・軽量である。STL は従来の可逆放熱デバイスで課題となっていた質量、最大放熱量、放射率変化量を SMA の大変形及び展開羽根構造によって解決可能なため、低リソースで大きな熱環境変化に対応可能となり、宇宙探査機の探査領域の拡大に貢献できる。

3. 研究の方法

(1) SMA-バイアスばねアクチュエータの温度-展開角度特性取得

SMA とバイアスばねを組み合わせた可逆アクチュエータの温度-展開角度特性を取得するために、小型真空チャンバにてアクチュエータ単体の加熱冷却試験を実施する。SMA の時効処理時間 (= 変態温度)、厚みとバイアスばねの幅を変更し加熱冷却試験を実施することで、SMA の事項処理条件がアクチュエータの展開開始/終了角度に及ぼす影響や、SMA に印可される応力と展開角度プロファイルの関係性等を評価する。同時に取得したデータを用いて、STL プロトタイプに適用する SMA の時効処理条件と厚み、バイアスばねの幅を決定する。

(2) 熱真空環境下における STL プロトタイプモデルの可逆放熱性実証と有効性検証

展開羽根が最大展開した際に最大放熱量 50W を達成できるような STL プロトタイプを設計・製作し、宇宙模擬環境下に置いて可逆放熱性能の検証を行う。試験は展開収納試験、ステップアップ/ダウン熱負荷試験、熱サイクル試験等を実施し、搭載機器の温度に応じて羽根が展開収納するか、昇温時・高温時の温度ヒステリシスはどの程度か、サイクル動作における劣化や放熱量の違いは無いかを検証する。STL プロトタイプモデルに基づいて熱数学モデルを構築し、熱解析によって STL を用いた際のヒータ電力削減効果を検証する。

(3) 高熱伝導アクチュエータを実現するヒートパイプ型 SMA の検討

STL の ON/OFF 放射率を最大化するために、展開羽根を動作させる SMA をヒートパイプ化する検討を実施する。ヒートパイプ型 SMA の適用により、展開羽根表面 (放熱面对向面) からの放熱も期待することができるため、ON 時の実効的な放射率を増大させることが可能である。SMA をワイヤー放電加工等で加工することでヒートパイプ形状とし、内部に作動流体を封入して動作可能であることを検証する。

4. 研究成果 (1)は紙面の都合上省略)

(2) 熱真空環境下における STL プロトタイプモデルの可逆放熱性実証と有効性検証

(1)で得られた試験データに基づき、最大放熱量 50 W 級 STL プロトタイプを設計・製作 (図 1) し、宇宙模擬環境下で可逆放熱性を検証した。試験は展開収納試験、ステップアップ/ダウン熱負荷試験、熱サイクル試験の三種類の試験を実施した。

図 2 にステップアップ/ダウン試験時の温度プロファイルを示している。温度プロファイルより昇温時の 10W 及び 30W, 降温時の 20W 及び 10W で温度変化量が急激に緩やかになっていることが読み取れる。この温度変化量の変化は、羽根の開閉により放熱面が暴露される、隠されることによるものであると推測できる。

定常状態における試験結果を熱源温度と熱負荷量で整理したものが図 3 左のグラフである。赤実線がステップアップ、青実線がステップダウン時のプロットを示している。本結果より -50°C ~ +30°C の温度範囲で羽根が展開収納し、STL が放熱量を自律的に制御していることが実証できた。On/Off 温度差は 80°C 程度と非常に大きいことが判明したが、これは本試験では変態温度が異なる SMA を用いていることが原因であると考えられ、同程度の変態温度を有する SMA を用いることにより、On/Off 温度差は低減できると考えられる。一方で、On/Off 温度差は SMA の性能(単位温度あたりの発生荷重変化量)に律速されてしまうが、適用ミッションに応じて使用する SMA の種類を変更することで搭載自由度は向上すると推察できる。また昇温時、降温時の温度ヒステリシスは 10°C 程度と小さい値であることを確認した。

図 3 右に示したグラフは STL の実効放射率の変化量を表している。実効放射率は以下の式(1)を用いて導出した。またベースプレート及びフレーム部に取り付けられた MLI を介した熱損失は式(2)を用いて導出している。ここで MLI の実効放射率は 0.05 と仮定した。

$$\epsilon_{\text{eff}} = \frac{Q_{\text{load}} - Q_{\text{loss}}}{\sigma A_{\text{rad}}(T_{\text{HTR}}^4 - T_{\text{shroud}}^4)} \quad (1)$$

$$Q_{\text{loss}} = \sigma \epsilon^* A_{\text{MLI}}(T_{\text{MLI}}^4 - T_{\text{shroud}}^4) \quad (2)$$

低温時: -50°C における実効放射率は 0.16 (ステップアップとステップダウンの平均値)、高温時: +30°C における実効放射率は 0.78 と算出され、実効放射率の On/Off 変化量は 0.62 であることが明らかとなった。本試験結果より、本研究で提案する可逆放熱デバイスの放射率可変性を実証することができた。

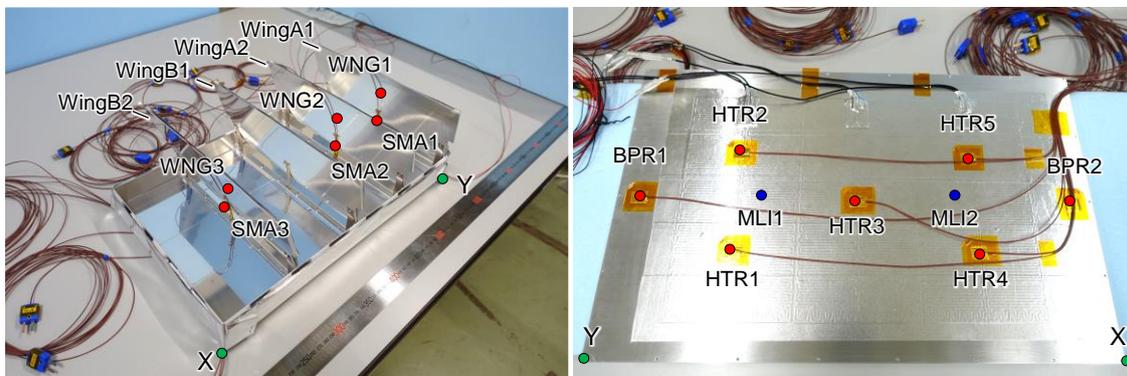


図 1 本研究で構築した STL プロトタイプの外観と熱電対測定位置

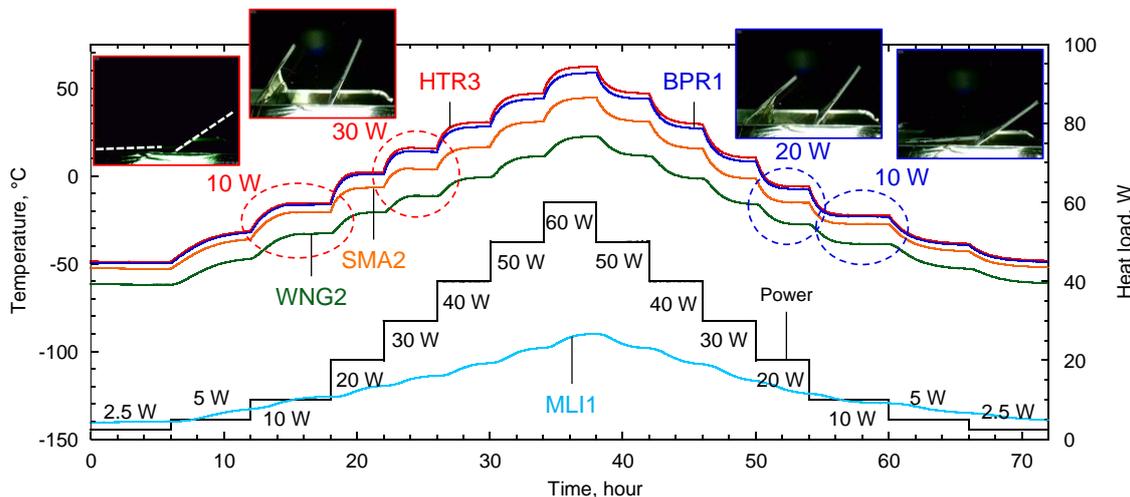


図 2 ステップアップ/ダウン試験時の温度プロファイル

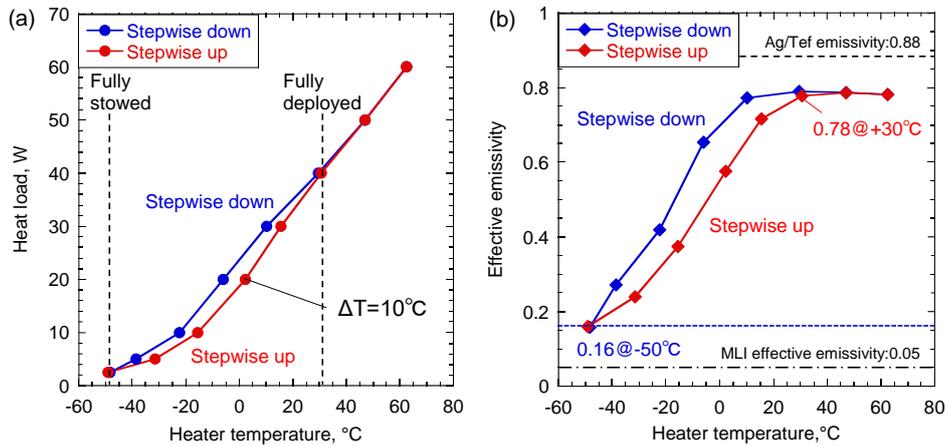


図 3 (a)定常状態時の熱源温度と放熱量の関係と(b)熱源温度と実効放射率の関係

STL プロトタイプモデルに基づき、Thermal Desktop / SINDA を用いて熱数学モデルを構築した。図 4 に構築した熱数学モデルの外観を示す。図 5 右にステップアップ/ダウン熱負荷試験の試験結果と熱数学モデルによる解析結果を示す。横軸が熱源温度、縦軸が熱負荷を示している。図中実線のプロットが実験結果、水色の点線が展開角度 2.5 deg の解析結果、橙の点線が展開角度 75deg の解析結果を示している。ここで解析における角度設定は高温時(60 W)、低温時(2.5 W)試験の展開角度より参照している。熱数学モデルのコリレーションはパワーステップ試験中の 50 W 定常時の試験結果を参照して行い(図 5 左)、各部の接触熱伝達率及び MLI の実効放射率をパラメータとして調整した。

図 5 右より、展開角度が 70~75 deg である高熱負荷時(40 W~60 W)では、 $\pm 1.0^\circ\text{C}$ 以内で試験結果と解析結果が一致していることが分かる。さらに、展開角度 2.5 deg である低熱負荷時(2.5 W)においても温度差異が 4°C 以内であり、高精度な熱数学モデルを構築できていることが示された。次に、低温領域(-20°C付近)において 75 deg 展開時解析結果と試験結果を比較すると、解析結果では放熱量が 20 W 程度、実験結果では 10 W であり、低温時にヒータ電力を 50%程度削減可能であることが示された。また、STL が完全収納している-50°C付近においては解析結果では 12.3 W であるのに対し、実験結果では 2.5 W であり、80%程度のヒータ電力を削減可能な見込みが示された。以上より、設計の最適化により-20~+0°C領域で完全収納できれば、実際の衛星搭載機器の許容温度下限を維持する際のヒータ電力を大幅に削減できる可能性を示した。

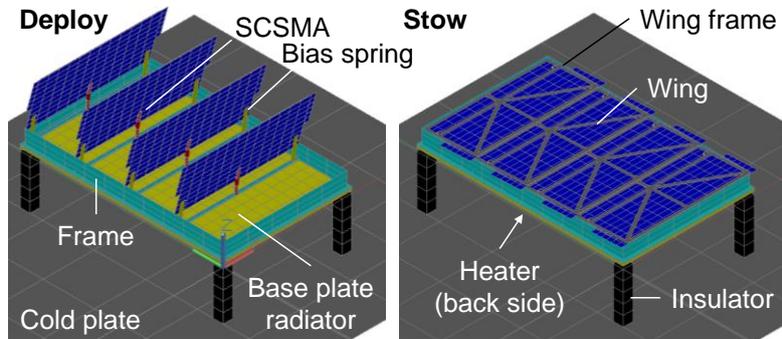


図 4 STL 熱数学モデル外観

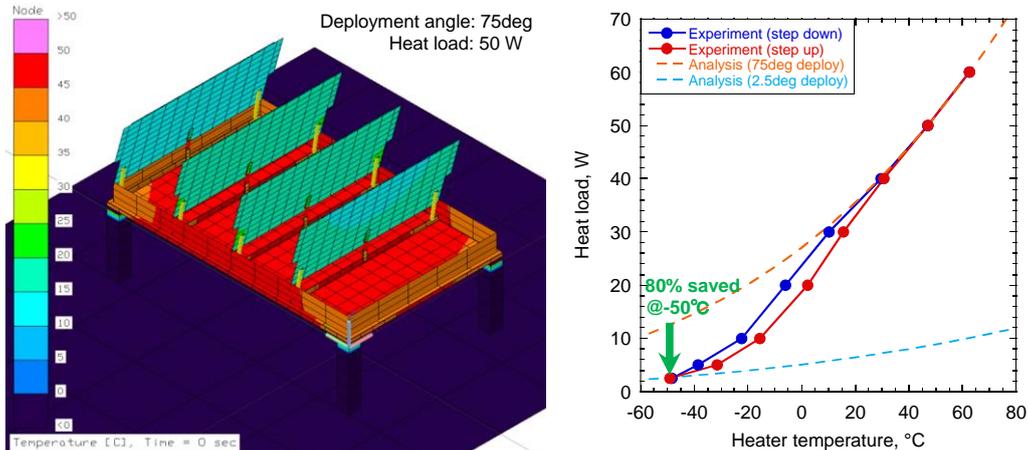


図 5 展開角度 75deg・熱負荷 50W 時の熱解析結果(左)とステップアップ/ダウン熱負荷試験結果と熱数学モデルによる熱解析結果比較(右)

(3) 高熱伝導アクチュエータを実現するヒートパイプ型 SMA の検討

STL の ON/OFF 放射率を最大化するために、展開羽根を動作させる SMA をヒートパイプ化 (Heat pipe SMA: HPSMA) する検討を実施した。図 6 に 2020~2021 年度に製作した HPSMA プロトタイプ#1 の外観を示す。HPSMA はワイヤー放電加工にて内部の溝加工を施した。

図 7 に HPSMA#1 の熱負荷試験時のセットアップと試験時の温度時間履歴を示す。作動流体としてアセトンを含め、片端をヒータブロックで挟み込み加熱、チャージポート側を大気に曝し冷却することで HP として機能するかの試験を実施した。温度時間履歴より、熱負荷 (0.5 W) を印可すると、青のプロットで示した冷却部の温度が急上昇し、蒸気が発生、HP として熱輸送していることが確認できた。その後、0.7 W までステップアップ、0.1 W までステップダウンで熱負荷を印可したが熱輸送は停止することなく動作を継続していることを確認した。0.7 W 時の実効熱伝導率を算出すると 206 W/m/K であり、ヒートパイプ化していない Cu-Al-Mn 合金の熱伝導率 15 W/m/K と比較すると 10 倍以上熱伝導率を高めることができていたことを確認した。一方で、通常のヒートパイプの実効熱伝導率と比較すると 50 分の 1 程度であり、設計の最適化により、実効熱伝達率を高めつつ、形状記憶効果 (曲げに耐え得る設計) を保持できる形状を実現する必要性が識別された。

HPSMA#1 の結果を受けて、より溝幅を狭くすることで毛細管力を向上させ、STL への適用を見据えた HPSMA 形状の検討を進めた。具体的には、HPSMA#1 では 200 μm 程度になっていた溝幅をワイヤー放電加工の条件出し (ワイヤー線形、加工速度、電流値、カット回数等) を行うことで、150 μm 程度の溝幅を施すことに成功した。図 8 に実際の条件出しの様子と採用した溝幅、製作した HPSMA プロトタイプ#2 の外観を示す。HPSMA#2 の両端を同材料で製作した蓋をはめ込むことで内部に封入した作動流体のリークを防止する設計としている。HPSMA#2 の熱輸送特性評価及び力学特性取得は今後実施予定である。

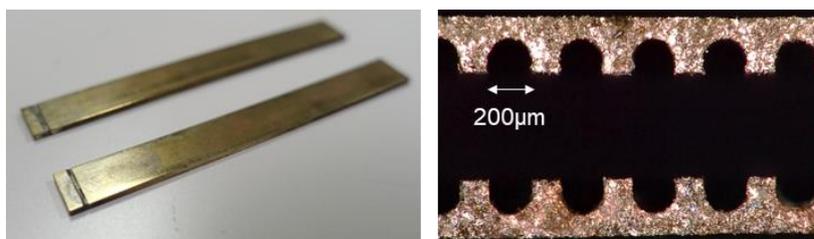


図 6 HPSMA プロトタイプ#1 の外観 (左) と断面図 (右)

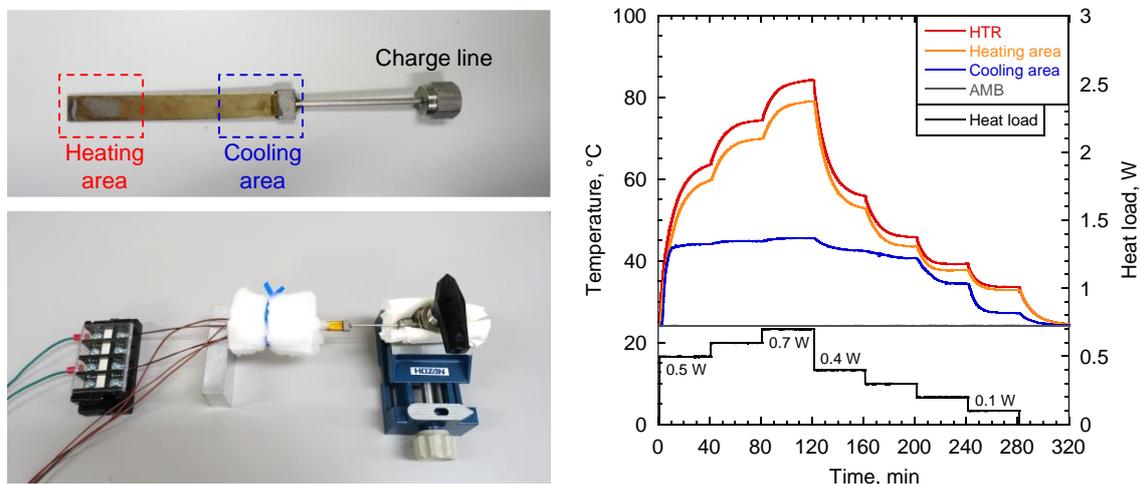


図 7 HPSMA プロトタイプ#1 の熱負荷試験セットアップ (左) と温度時間履歴 (右)

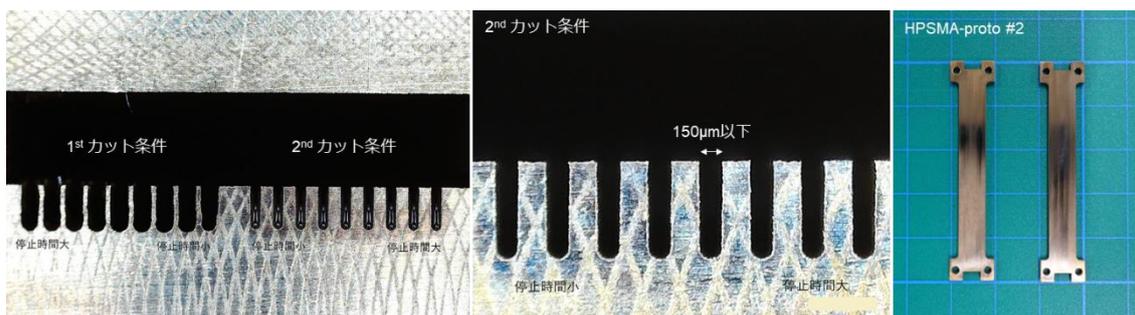


図 8 ワイヤー放電加工による加工条件探索 (左・中) と製作した HPSMA プロトタイプ#2

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計1件（うち査読付論文 1件 / うち国際共著 0件 / うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 Yuki Akizuki, Kenichiro Sawada, Hirobumi Tobe and Hiroyuki Ogawa	4. 巻 -
2. 論文標題 Development and Testing of a Lightweight Thermal Louver with Single Crystal Shape Memory Alloy	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 51st International Conference on Environmental Systems	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） なし	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 -

〔学会発表〕 計2件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 0件）

1. 発表者名 秋月祐樹, 澤田健一郎, 戸部裕史, 小川博之
2. 発表標題 形状記憶合金を用いた宇宙用小型サーマルルーバの研究
3. 学会等名 日本機械学会熱工学コンファレンス2021
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 秋月祐樹, 澤田健一郎, 戸部裕史, 小川博之
2. 発表標題 単結晶形状記憶合金を用いた宇宙用軽量サーマルルーバの研究
3. 学会等名 第66回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2022年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

6. 研究組織

氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
---------------------------	-----------------------	----

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8 . 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------