

放射率可変型ラジエーター素子の開発

Development of a Variable Emittance Radiator

宇宙科学研究本部 技術開発部機器開発グループ 太刀川純孝

宇宙科学研究本部 宇宙探査工学研究系 大西 晃

Technology Development Department, Instrument Development Group, Sumitaka Tachikawa
Research Division, Spacecraft Engineering, Akira Ohnishi

Abstract

A new thermal control material named the Smart Radiation Device (SRD) has been developing. The SRD can be used as a variable emittance radiator that controls the heat radiated to deep space without electrical instruments or mechanical parts. This new device reduces the energy consumption of the on-board heater, and decreases the weight and the cost of the thermal control system. Space environmental simulation tests on the ground were performed and the first generation of the SRD has been demonstrating on MUSES-C 'HAYABUSA' spacecraft launched on May 2003. With the opportunity to validate the SRD in space, lightweight and low cost thermal control device offer a possibility for flexible thermal control on future spacecraft.

1. はじめに

全ミッション期間を通し、宇宙機の各部の温度を許容温度範囲内におさ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ー面積で調整し、低温側はヒーターにより許容温度内におさめているが、惑星探査機のように外部熱入力が大きく変化する場合、また、ミッションにより内部発熱量が大きく変化する場合は、低温側のヒーター電力を多く必要とする可能性がある。そのような場合、ヒーター電力を削減するため、サーマルルーバーを使用してラジエーターからの排熱量をコントロールしているが、ルーバーの使用に際しては重量およびコストの問題が発生する。小型衛星にとっては、さらに重要な問題となる。この問題を解決するために、メカニカルな構造の無い放射率可変型ラジエーター素子(SRD: Smart Radiation Device)を開発している。この素子は、Mn 酸化物でできた単なるセラミックの板であるが、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物性を備える。これ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、ヒーター電力を削減することができる。また、このような熱制御材料を使用することにより、熱設計の自由度を増すことが期待できる。本テーマは日本電気および宇部興産との共同研究である。

2. 放射率可変素子

図1に、SRDの測定サンプルの写真を示す。このサンプルの大きさは30mm×30mm、厚さが200 μ mである。図2に、基本となる3つのSRD(Type1~3)の全半球放射率(ϵ_H)の温度依存性を示す。Type1 ($\text{La}_{0.825}\text{Sr}_{0.175}\text{MnO}_3$)は高温側の ϵ_H が大きく、 ϵ_H が変化する転移温度が高いこと、Type2

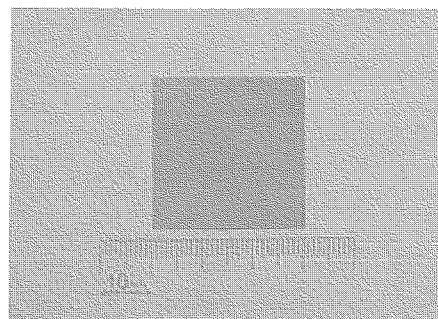


図1 Smart Radiation Device

($\text{La}_{0.7}\text{Ca}_{0.3}\text{MnO}_3$) は低温側の ϵ_H が小さく、 $\Delta \epsilon_H$ が大きく、転移温度付近での ϵ_H の変化がシャープであることが特徴である。一方、Type3 ($\text{La}_{0.775}\text{Sr}_{0.115}\text{Ca}_{0.11}\text{MnO}_3$) は、Type1 と Type2 の長所を併せ持っている。また、図 3 に Type1 の赤外反射スペクトルの温度依存性を示す。SRD 自身の温度低下に伴い、赤外領域の反射率が大きくなっていく様子がわかる。300K の黒体放射のピークは $10\mu\text{m}$ 付近であることから、この波長域での反射スペクトルの変化率が赤外放射率に大きく影響している。SRD の材料には金属-絶縁体転移物質が使用されている。母材は絶縁体 (LaMnO_3) であるが、この物質中の La^{3+} サイトに Sr^{2+} や Ca^{2+} をドーピングすることにより、金属的な性質が現れるようになる。また、材料中の伝導電子と局在電子のスピンとのフント結合により、低温でスピンのそろってくると伝導電子が動きやすくなる、つまり、金属的になって赤外反射率が大きくなる[1]。このように、我々の開発している SRD は自身の温度により赤外放射率に変化するサーモクロミック方式を採用しており、これは我々独自の方式である。これに対し、NASA などではエレクトロクロミック方式（電気を使用して物性を変化させる）、MEMS 方式（従来のサーマルルーバーを MEMS 技術によって小型化）を使用した次世代熱制御デバイスを開発、小型衛星に搭載して実証試験を行なっている[2]。エレクトロクロミック方式は、低温での動作が難しいこと、MEMS 方式は実効放射率が大きくできないことなどの欠点が挙げられる。一方、SRD の欠点としては、材料自体の色が黒いため、太陽光吸収率が大きい ($\alpha_s=0.81$) ことが挙げられるが、次節の開発概要に述べるように多層膜を付加することにより低減を図っている。

3. 開発概要

現在までに、初期の候補材料に対する組成の最適化を終了し[3]、Type1~3 が基本的な SRD 材料となっている。宇宙空間での熱光学特性の劣化は、宇宙機の寿命に影響するため、Type1 および Type2

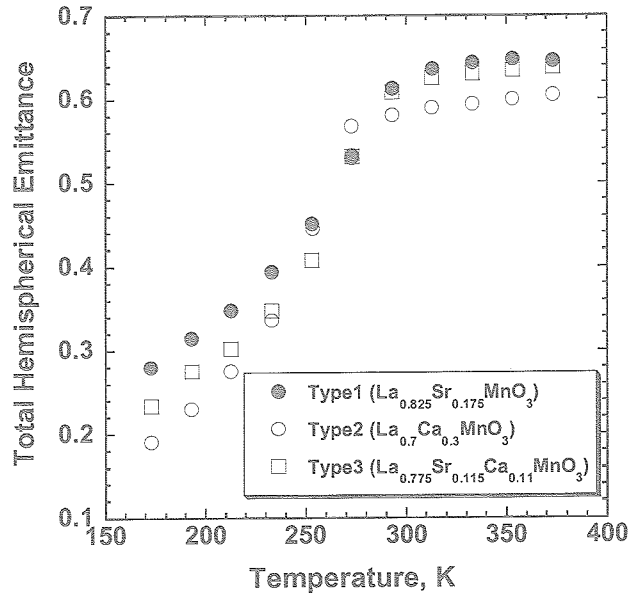


図 2 Temperature dependence of total hemispherical emittance of SRD (Type1~3)

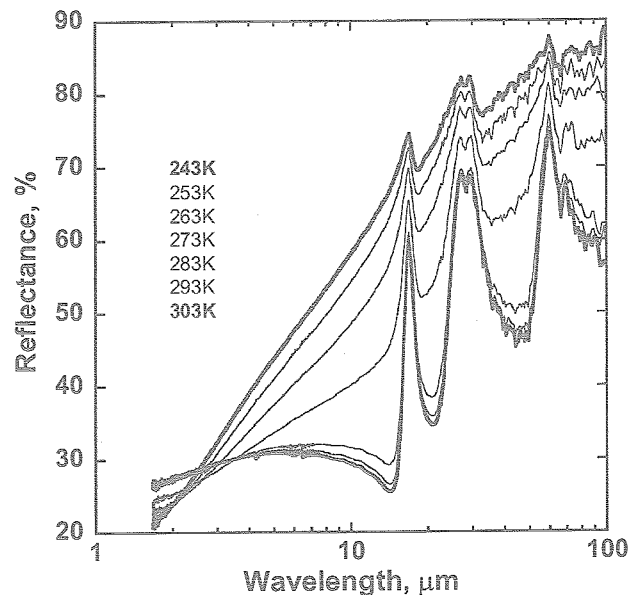


図 3 Temperature dependence of infrared spectral reflectance of SRD (Type1)

の SRD に対し、地上における宇宙環境評価試験（プロトン、電子、UV 照射）を行い、劣化の問題が無いことを確認した^[4]。現在、Type1 と Type2 の混合型である Type3 を MUSES-C（2003 年 5 月打ち上げ）に搭載し、宇宙環境試験を行なっているが、順調に動作している。図 4 に MUSES-C に搭載した SRD の写真（赤丸の中）を示す。SRD は X バンド送信機のラジエーターとして使用され、間歇的に使用される送信機の温度低下を防いでいる。最低必要厚さの見積もり、および薄板状の成形技術を確認することにより^[5]、MUSES-C 搭載の SRD 1 枚の大きさは 40mm×40mm で厚さが 70 μ m である。サーマルルーバーと比較し、重量が約 1/5 となっている。



図 4 SRD on MUSES-C spacecraft

現在進められている SRD 性能向上のための開発内容は以下のとおりである。

①新規材料の探索

材料の組成を変えたものを作製し、赤外反射率の温度特性の改善を試みている。具体的には、3 価の La の代わりに他の物質を使用、またドーピングする 2 価の物質に Sr、Ca 以外を使用している。

②多層膜の開発

SRD およびサーマルルーバーともに、太陽光入射面に使用できないという欠点がある。太陽光を反射し、赤外を透過する多層膜を SRD 表面にコーティングすることにより、付加価値をつけることが目的である。多層膜を設計、図 5 に示すようなサンプルを試作した。その結果、全半球放射率が全体的に大きくなってしまったが、太陽光吸収率を 0.81 から 0.28 に低減することに成功した^[6]。現在、全半球放射率の温度特性を向上させつつ、太陽光吸収率をさらに低減するための多層膜を設計中である。

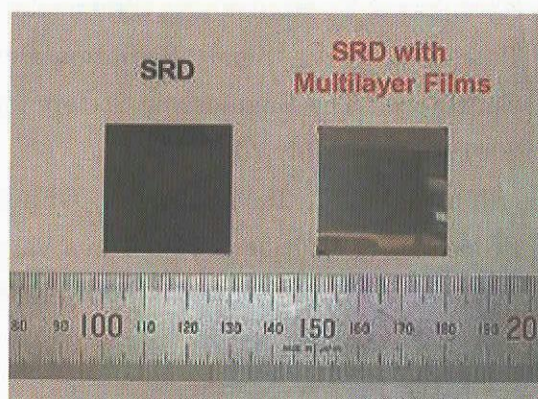


図 5 SRD and SRD with multi-layer film

③軽量化

SRD として機能するためには、10 μ m の厚さがあれば十分であることがわかっている^[5]。しかしながら、焼結したセラミックスを厚さ 10 μ m に削ることは困難であり、最低でも 50 μ m の厚さが必要となる。さらに、ハンドリングし易さを考慮すると 70 μ m の厚さが必要である。従って、さらなる軽量化を進めるためには、焼結体を削るのではなく、基板上に SRD 膜を作製する方法、あるいは、直接、構体上に作製する方法を検討中である。

4. まとめ

SRD 材料の組成最適化を行い、地上での宇宙環境評価試験を行った。2003 年 5 月より宇宙機（MUSES-C）での実証試験を行なっており、現在まで正常に動作していることを確認している。今

後、赤外放射特性のさらなる性能向上を目指すべく SRD 単体の材料開発を継続中である。また、太陽光入射面での使用を可能とし、さらに赤外放射特性を改善するための多層膜の設計を行っている。この多層膜付き放射率可変素子 (SRD-M) の開発は順調に進んでおり、これから地上での宇宙環境評価試験を行なうところである。

[参考文献]

1. Okimoto, Y., Katsufuji, T., Ishikawa, T., Arima, T., and Tokura, Y., "Variation of Electronics Structure in $\text{La}_x\text{Sr}_{1-x}\text{MnO}_3$ ($0 \leq x \leq 3$) as investigated by Optical Conductivity Spectra," *Physical Review B*, Vol. 55, No. 7, 1997, pp. 4206-4214.
2. Douglas, D., Michalek, T., and Swanson, T., "Design of the Thermal Control System for the Space Technology 5 microsatellite," The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space, Paper 2001-01-2214, July 2001.
3. Shimazaki, K., Tachikawa, S., Ohnishi, A., and Nagasaka, Y., "Temperature Dependence of Total Hemispherical Emittance in Perovskite-Type Manganese Oxide, $\text{La}_x\text{Sr}_{1-x}\text{MnO}_3$," *High Temperatures-High Pressures*, 2001, Vol. 33, pp. 525-531.
4. Tachikawa, S., Ohnishi, A., Shimazaki, K., Okamoto, A., Nakamura, Y., Shimakawa, Y., Kosaka, M., Mori, T., and Ochi, A., "Design and Ground Test Results of a Variable Emittance Radiator," The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space, Paper 2000-01-2277, July 2000.
5. Tachikawa, S., Ohnishi, A., Shimazaki, K., Okamoto, A., Nakamura, Y., Shimakawa, Y., Mori, T., and Ochi, A., "Smart Radiation Device: Design of an Intelligent Material with Variable Emittance," The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space, Paper 2001-01-2342, July 2001.
6. Shimazaki, K., Tachikawa, S., Ohnishi, A., Nagasaka, Y., "Design of Thermal Radiative Properties of Multilayer Films on a Variable Emittance Radiator," The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space, Paper 2001-01-2339, July 2001.