【論文】

誘電体多層膜を用いた宇宙用熱制御材料の
熱光学特性評価Evaluation of Thermal Control Material using Dielectric Multi-layer Film
for Spacecraft

富岡孝太* 太刀川純孝** 長坂雄次***

Kota Tomioka, Sumitaka Tachikawa and Yuji Nagasaka

従来の宇宙機用ラジエータ材は太陽光を反射する目的で金属を含む材料を一般に用いていたため、電波透過面に適用することは出来ない。そこで、金属を用いず低太陽光吸収率を示し、かつ、高半球放射率を示す新しい電波透過型宇宙用熱制御材 COSF(Controlled Optical Surface Film)を開発している。本材料は、耐宇宙環境性に優れたポリイミドフィルムを基板とし、その表面には誘電体多層膜が成膜されている。多層膜の膜厚は遺伝的アルゴリズムを用いて設計し、低太陽光吸収率及び高半球放射率となるように、評価関数を設定した。本論文では、熱光学特性に関する設計方法及び測定結果について報告する。

Conventional radiators for spacecraft usually consist of metal materials with their high reflectance for the solar light. However, they also simultaneously reflect radio waves and cannot be applied for the path of radio waves. Then, we have developed a new radio wave transmissive thermal control mirror, COSF (Controlled Optical Surface Film) which shows a low solar absorptance and a high total hemispherical emittance. This material is composed of dielectric multilayers on a polyimide film. The thickness of each layer is designed by genetic algorithm. The merit function is set to be a low solar absorptance and a high total hemispherical emittance. This paper presents a design method and measurement results about the thermo-optical properties of COSF.

[**Keywords:** Spacecraft thermal control, Thermo-optical properties, Genetic algorithm, Radiator]

1. はじめに

宇宙機の温度は、使用されている熱制御材料の熱光学特性（太陽光吸収率 $\alpha_N^{\text{total}}(\text{solar})$ 、半球放射率 $\varepsilon_H^{\text{total}}(T)$ ）によって決まるため、熱光学特性を自由に選択できることは熱設計上重要である。また、通信用アンテナや無線電

力・信号伝送用のアンテナの熱制御に対しては、熱光学特性と電波透過性の両方の機能が求められる。しかし、一般的な宇宙用熱制御材料は低太陽光吸収率を実現するため金属材料を使用しており、電波透過性は無く、また、材料自身の特性によって熱光学特性が決まるので、選択の自由度が少なかった。そこで、我々は誘電体多層膜の干渉を使って熱光学特性を自由に設計できる電波透過型熱制御材料 COSF (Controlled Optical Surface Film) を提案し[1]、低太陽光吸収率及び高半球放射率という特性を備えた排熱用 COSF の開発を行ってきた[2]。今回、使用する薄膜材料の光学定数測定を新たに行い、その特性を最大限に生かすように遺伝的アルゴリズムを使って設計することによって、従来の排熱用熱制御材料を超える性能を示す結果が得られた。本論文では、その設計方法及び熱光学特性測定結果について報告する。

* 名古屋大学大学院工学研究科 機械システム工学専攻,
〒464-8603 名古屋千種区不老町。
Department of Mechanical System Engineering, Nagoya University,
Furo, Chikusa, Nagoya, Nagoya 464-8603.
TEL: 052-789-2739 E-mail: kota.tomioka@mac.nagoya-u.ac.jp

** 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所,
〒252-5210 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1.
Japan Aerospace Exploration Agency, Institute of Space and
Astronautical Science, 3-1-1, Yoshinodai, Sagami-hara, Kanagawa,
252-5210.

FAX: 042-759-8349 E-mail: sumitaka@isas.jaxa.jp

*** 慶應義塾大学理工学部システムデザイン工学科,
〒223-8522 横浜市港北区日吉 3-14-1.
Department of System Design Engineering, Keio University, 3-14-1
Hiyoshi, Yokohama, Kanagawa, 223-8522.
E-mail: nagasaka@sd.keio.ac.jp

2. 設計方法

2.1 COSF の構造

COSF の基本構造を、従来の排熱用熱制御材料である OSR (Optical Solar Reflector) と比較する。Figures 1(a), (b) はそれぞれ OSR, COSF の構造を示している。OSR は、石英やホウケイ酸ガラスの裏面に Al や Ag を蒸着した二次鏡面材料である。ガラスを透過した太陽光は金属表面で殆ど反射されるため、低太陽光吸収率を示し、宇宙機から伝わる熱は高い赤外放射率を示すガラス表面からふく射によって放熱される。一方、COSF は Fig. 1(b) のように、ポリイミドフィルムの A 面 (宇宙側) あるいは B 面 (宇宙機側) に誘電体多層膜を成膜したものを基本的な構造とする。多層膜内において、太陽光波長域 (0.25~2.5 μm) 及び赤外放射波長域 (1.67~100 μm) の干渉を生じさせ、膜材料や膜厚を適切に選択することによって、分光反射率、吸収率、透過率を自由に設計できる。その結果、太陽光吸収率と赤外放射率を自由に選択できる。また、金属を使用していないため、電波透過性を示すとともに[1]、基板にはフレキシブル基材を使用しているため、従来のガラス製 OSR と異なり、曲面に取り付けることが可能である。

Fig. 1 Schematic of basic mechanism of OSR and COSF.

2.2 光学定数

多層膜で大きな干渉を起こすためには、基本的に高屈折率材料と低屈折率材料が必要となる。そこで、蒸着材料の候補材料として、高屈折率材料として Ta_2O_5 , TiO_2 , Si, 低屈折率材料として SiO_2 を選定した。いずれも蒸着材料として実績のある材料である。光学特性は蒸着方法、真空度、基板温度、成膜レートに強く依存するため、実際に厚さ 500 nm の単層膜を Si 基板上に成膜し、分光エリプソメトリー (J.A. Woolam Co. Inc.; M-2000UI, IRVASE) を用いて、屈

Fig. 2 Optical Constants of thin layers. (0.25 ~ 2.5 μm)

Fig. 3 Optical Constants of thin layers. (2.5 ~ 30 μm)

折率と消衰係数の測定を行った。

Figure 2 に太陽光波長域 (0.25 ~ 2.5 μm)、Fig. 3 に赤外放射波長域の一部 (2.5 ~ 30 μm) における測定結果を示す。排熱用 COSF は、太陽光波長域では高反射である必要がある。Si は 0.8 μm 以前では吸収があるが、全体的に高屈折な材料である。TiO₂ は太陽から来るふく射エネルギーのピーク波長である 0.48 μm において吸収が無く、高屈折な材料である。Ta₂O₅ は Si や TiO₂ と比べると低屈折率であるが、最も吸収の少ない材料であることが分かる。一方、赤外放射波長域では低反射である必要がある。Si 以外の膜材の赤外域の消衰係数が増加しているため、膜厚を厚く

することによって吸収を増加させることができる。各膜材の30 μm 以降の光学定数は文献[3]から、UPILEX-Sの光学定数については文献[4]から引用した。

2.3 設計方法および結果

多層膜設計には遺伝的アルゴリズム (GA) を用いた[1, 5]。GA は、全探索が不可能と考えられるほど広大な解空間を持つ問題に有効である一方、局所解に陥ると極小値から脱出するには確率に依存するため、有効な解を導き出すことが困難になる。そこで、なるべく少ない層数で性能を達成させるために、膜材の光学定数から熱光学的に有効な多層膜構造に収束するような評価関数を GA に加えた。本研究では、低い太陽光吸収率 $\alpha_N^{\text{total}}(\text{solar})$ を示す多層膜構造が優位になるように設定している。これは宇宙機の温度が太陽光吸収率を放射率で割った $\alpha_N^{\text{total}}(\text{solar}) / \varepsilon_H^{\text{total}}(T)$ によって決定されるため、 $\alpha_N^{\text{total}}(\text{solar})$ を小さくしたほうが、効果があるためである。Figures 4, 5 に狙いの多層膜構造および太陽光波長域での分光反射率の特性を示す。各面 (A-1 ~ A-3 面) では、異なる太陽光波長域において高反射を示す特性を持つ。0.25~0.3 μm の光は A-1 面の $\text{Ta}_2\text{O}_5/\text{SiO}_2$ によって反射し、0.3 μm 以降の光は A-1 面を透過する。透過した光のうち 0.3~0.8 μm の光は A-2 面である $\text{TiO}_2/\text{SiO}_2$ で反射し、残りの 0.8~2.5 μm の光は A-3 面である Si/SiO_2 によって反射している。各スタックは Fig. 2 に示すように膜材の消費係数がほぼ 0 である波長区間を担当しており、また、太陽光を短波長側から順に反射する構成とすることでなるべく吸収を小さくし、低太陽光吸収率となるように構成されている。各面には Eq. (1)~(3) に示すような異なる評価関数 $E(\alpha_N^{\text{partial}}(\text{solar}), \varepsilon_H^{\text{total}}(T))$ を設定することで、低太陽光吸収率および高放射率な材料を設計した。Eq. (1) は波長積分区間 $a \sim b \mu\text{m}$ における太陽光吸収率を表しており、右辺の分母は入射する太陽光エネルギーを表しているのに対し、分子は材料が吸収するエネルギーを表している。ただし、A-1 面の場合 $a = 0.25 \mu\text{m}$, $b = 0.3 \mu\text{m}$, A-2 面の場合 $a = 0.3 \mu\text{m}$, $b = 0.8 \mu\text{m}$, A-3 面の場合 $a = 0.8 \mu\text{m}$, $b = 2.5 \mu\text{m}$ であり、実測より求められた AM0 の太陽光強度スペクトル $J(\lambda)$ を使用している[6]。Eq. (2) は、材料の全半球放射率を表しており、右辺の分母は理想黒体面の全半球放射エネルギーに対し、分子は材料の全半球放射エネルギーを表している。本研究では $T = 300 \text{ K}$ として計算を行った。また、Eq. (3) は評価関数を表しており、太陽光吸収率を放射率で割った値とすること

$$\alpha_N^{\text{partial}}(\text{solar}) = \frac{\int_a^b \{1 - R_{\text{NH}}(\lambda)\} J(\lambda) d\lambda}{\int_a^b J(\lambda) d\lambda} \quad (1)$$

$$\varepsilon_H^{\text{total}}(T) = \frac{\int_0^{\pi/2} \int_{1.67 \mu\text{m}}^{100 \mu\text{m}} \{1 - R_{\text{NH}}(\lambda, \theta)\} I_B(\lambda, T) \cos \theta \sin \theta d\lambda d\theta}{\int_0^{\pi/2} \int_{1.67 \mu\text{m}}^{100 \mu\text{m}} I_B(\lambda, T) \cos \theta \sin \theta d\lambda d\theta} \quad (2)$$

$$E(\alpha_N^{\text{partial}}(\text{solar}), \varepsilon_H^{\text{total}}(T)) = \frac{\alpha_N^{\text{partial}}(\text{solar})}{\varepsilon_H^{\text{total}}(T)} \quad (3)$$

Fig. 4 Target structure of COSF for waste heat.

Fig. 5 Target spectral reflectance of each layer.

で、なるべく材料自身の温度が下がるような構成を目指した。

上記設計方法を用いて排熱用 COSF4-RE を試作した。Figure 6 に COSF4-RE の太陽光波長域における、多層膜全体 (A-1, 2, 3 面)、A-2, 3 面のみ、A-3 面のみで構成した 3 種類の場合の反射スペクトルの設計値および、太陽光の強度スペクトルを示す。A-3 面のみの場合の反射スペクトルは、0.8~2.5 μm 付近で反射率が高くなっていることが分かる。また、A-2 面を追加することで可視光域、A-1 面を追加することで紫外域の反射率が向上していることが分かる。このことから、A-1 面では 0.25~0.3 μm の光を反射し、A-2 面では 0.3~0.8 μm の光を反射、A-3 面では残

Fig. 6 Design results of spectral reflectance.
(0.25 ~ 2.5 μm)

りの透過した 0.8~2.5 μm の光を反射するという、狙いとした膜構造が出来ていることが分かった。また、太陽から来るふく射エネルギーのピーク波長である 0.48 μm を中心として、高い反射率を示していることが分かる。

Table 1 に COSF-4RE の多層膜の総膜厚、層数、太陽光吸収率 $\alpha_N^{\text{total}}(\text{solar})$ 、全垂直放射率 $\varepsilon_N^{\text{total}}(300\text{ K})$ 、全半球放射率 $\varepsilon_H^{\text{total}}(300\text{ K})$ についてまとめる。基板には UPILEX-S 125 μm を使用し、A 面に片面蒸着した。薄膜部分の全膜厚は 3.72 μm である。太陽光吸収率は 0.05 と非常に小さな値を示しており、また、300 K における全垂直放射率は 0.80、全半球放射率は 0.74 と高い値を示している。従来の排熱材料である OSR の熱光学特性 ($\alpha_N^{\text{total}}(\text{solar})=0.07$, $\varepsilon_H^{\text{total}}(300\text{ K})=0.80$) [7] や従来の電波透過型熱制御材であるゲルマニウム蒸着カプトンの熱光学特性 ($\alpha_N^{\text{total}}(\text{solar})=0.45$, $\varepsilon_N^{\text{total}}(300\text{ K})=0.72$) [8] と比較すると、COSF4-RE は設計値として十分に排熱材として機能する高機能な材料であることが分かる。

上記設計結果をもとに、 Ta_2O_5 , TiO_2 , Si, SiO_2 をスパッタリング成膜した。Figure 7 に試作した COSF4-RE の外観を示す。大きさは 100 × 100 mm である。サンプルの端 5 mm に成膜用治具が装着されている。外観からはクラックや蒸着焼け等は確認されなかった。

0.25 ~ 2.5 μm における垂直入射半球反射スペクトル $R_{\text{NH}}(\lambda)$ は、積分球付ポータブル可視分光光度計（興業製、PM-A0）を用いて、室温において測定した。入射角は θ

Table 1 Design results of COSF4-RE.

Thickness, μm	Number of layers	α_N^{total} (solar)	$\varepsilon_N^{\text{total}}$ (300 K)	$\varepsilon_H^{\text{total}}$ (300 K)
3.72	34	0.05	0.80	0.74

Fig. 7 Photograph of COSF4-RE.

3. 測定方法

とし、近似的に垂直入射とみなしている。リファレンス材にはアルミニウムミラー（シグマ光機製）を用いた。1.67 ~ 100 μm における垂直入射半球反射スペクトル $R_{\text{NH}}(\lambda)$ は、赤外分光光度計（DEGILAB 製、FTS-3100）を用いて室温において測定した。この波長域は 173 ~ 373 K の黒体ふく射エネルギーの 98 % 以上を占めている。分光器および試料室は、窒素ガスで置換することにより、空気中の二酸化炭素・水蒸気による吸収を極力防いでいる。入射角は 20° とし、近似的に垂直入射とみなしている。また、COSF の場合、鏡面反射が主で、拡散反射は十分に小さいことから近似的に半球反射とみなしている。リファレンスにはゴールドミラー（シグマ光機製）を使用した。

全半球放射率 $\varepsilon_H^{\text{total}}(T)$ は、カロリーメータ法によって測定した [9]。Figure 8 に測定装置の概要図を示す。測定試料は内径 600 mm、全長 800 mm の黒色塗料が塗布された真空チャンパー内に線径 50 μm のコンスタンタン線からなる電力供給線 2 本、端子電圧測定線 2 本、及び線径 50 μm の K 型熱電対によって吊り下げられており、試料に内蔵された 30 mm 角のシートヒータに外部から電力を供給して平衡温度に維持している。Figure 9 に試料の構成を示す。試料は片面と側面は全半球放射率が既知のアルミニウム蒸着フィルムが貼り付けられており、一面のみ試料が接合されている。実験では、標準試料としてアルミニウム蒸着フィルムの全半球放射率の測定を事前に行うことで、装置の健全性及び各線からのヒートリーク量を確認して

Fig. 8 Schematic diagram of total hemispherical emittance measuring apparatus.

Fig. 9 Sample structure in total hemispherical emittance measuring apparatus.

いる。また、 10^{-4} Pa 以下の高真空中に保ち、シラウドを液体窒素によって 77 K に維持した状態で測定を行った。試料の全半球放射率 $\varepsilon_H^{\text{total}}(T)$ は Eq. (4) で表される。測定不確かさは $\pm 2\%$ 以下である。

$$\varepsilon_H^{\text{total}}(T) = \frac{P - P_w}{\sigma \cdot A_s (T^4 - T_w^4)} - \frac{A_{\text{Al}}}{A_s} \cdot \varepsilon_{\text{H-Al}}^{\text{total}}(T) \quad (4)$$

4. 測定結果

Figure 10 に COSF4-RE の設計および測定した垂直入射半球反射率 $R_{\text{NH}}(\lambda)$ を示す。設計値と測定値のスペクトルは良好に一致していることが分かる。太陽光吸収率の設計値は 0.05 に対し、測定値 0.05 と良好に一致した。また、赤外放射波長域について考察すると、短波長領域では良好に一致しているが、 $30 \mu\text{m}$ 以降では、測定反射率が大きい値を示した。この波長域では、光学定数に文献値を用いたため、実際の値とは異なると予想される。300 K において全垂直放射率の設計値は 0.80 に対し、測定値 0.77 を示した。全垂直放射率は設計値と比べて 0.03 減少したが、300 K で

の黒体ふく射エネルギー I_B のピークは $10 \mu\text{m}$ 付近にあり、その領域での反射率が良好に一致していたため、全垂直放射率の乖離は小さい値となった。

Figure 11 に COSF4-RE の全半球放射率の測定結果を示す。全半球放射率の設計値と測定値は高温領域で一致している一方、低温領域では測定値が下回っていることが

Fig. 10 Measurement and design results of spectral reflectance of COSF4-RE.

Fig. 11 Measurement and design results of total hemispherical emittance of COSF4-RE.

Table 2 Measurement results of thermo-optical properties at $T = 300$ K.

	α_N^{total}	$\varepsilon_H^{\text{total}}$	$\alpha_N^{\text{total}} / \varepsilon_H^{\text{total}}$
COSF4-RE	0.05	0.72	0.07
Ge-coated Kapton	0.45	$(\varepsilon_N^{\text{total}} : 0.72)$	$(\alpha_N^{\text{total}} / \varepsilon_N^{\text{total}} : 0.63)$
OSR	0.07	0.80	0.09

分かる．これは垂直入射半球反射率の測定結果が示すように、プランクの法則から高温域で影響する短波長域での赤外放射波長域の反射率がほぼ一致しているのに対し、低温側で影響する長波長領域での反射率について測定値が設計値を上回っていることが原因である．全半球放射率の設計値は 300 K において 0.74 であったのに対し、測定値は 0.72 となった．

本研究で試作した COSF4-RE と従来熱制御材との比較を Table 2 に示す．COSF4-RE は、電波透過性能を備えながら、従来電波透過型熱制御材として使われてきたゲルマニウム蒸着カプトンや OSR と比べて低い太陽光吸収率を示している．また、放射率に関しては同等の高い値を示している．COSF4-RE の $\alpha_N^{\text{total}} / \varepsilon_H^{\text{total}}$ は 0.07 であり、OSR と比べて 22 % 程度低い値を示す．

5. おわりに

COSF4-RE は低太陽光吸収率および高放射率を目標として開発した排熱用電波透過性型熱制御材料である．使用する薄膜材料の光学定数測定を新たに行い、また、薄膜の光学特性を最大限に生かすように遺伝的アルゴリズムを使って設計することで、太陽光吸収率 0.05、全半球放射率 (300 K) 0.74 を示す優れた材料を設計出来た．測定値としては、太陽光吸収率が 0.05、全半球放射率 (300 K) が 0.72 を示すことが分かり、他の熱制御材と比べて高機能であると言える．宇宙空間では、電子線や陽子線などの強力な放射線が照射される環境であるが、同じ薄膜材を使った別の COSF に関して、耐放射線性能が高い熱制御材であることが地上試験から明らかになっており [10]、今回試作した COSF4-RE も同様に耐久性があると予想される．一方、実際の宇宙環境は UV、熱ストレス、AO など加わった複合環境であるため、予想しない劣化現象が生じる可能性がある．そこで現在、小型衛星や国際宇宙ステーションの実験棟暴露部に搭載し、軌道上試験 [11] を行っている．

[謝辞]

本研究の必要経費の一部は、科研費 (20K14948) の助成を受けたものであることを記し、謝意を表す．

NOMENCLATURE

A_{Al}	: Surface area of aluminized film, m^2
A_{S}	: Surface area of sample, m^2
α_N^{total}	: Normal incidence total solar absorptance
$\alpha_N^{\text{partial}}$	: Normal incidence partial solar absorptance
E	: Merit function
$\varepsilon_H^{\text{total}}$	: Total hemispherical emittance
$\varepsilon_{\text{H-Al}}^{\text{total}}$	: Total hemispherical emittance of aluminize film
$\varepsilon_N^{\text{total}}$	: Total normal emittance
I_{B}	: Intensity of blackbody radiation, $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{sr})$
J	: Intensity of solar radiation, $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{sr})$
λ	: Wavelength in vacuum, μm
P	: Heater power, W
P_{w}	: Heat loss, W
θ	: Incident angle, deg
R_{NH}	: Normal incidence hemispherical reflectance
σ	: Stefan-Boltzmann constant, $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$
T	: Temperature, K
T_{w}	: Temperature of wall, K

参考文献

- [1] S. Tachikawa, K. Matsumoto and A. Ohnishi, “Study on Optical Surface Controlled Film for Spacecraft Thermal Control”, Proc.30th Jpn. Symp. Thermophys. Prop., (2009), 4-6.
- [2] K. Tomioka, S. Tachikawa, K. Kawahara, Y. Nagasaka, “Design and measurement of radiowave transmissive thermal control mirror”, J. Spacecraft and Rockets, **53**-6 (2016), 1043-1050.
- [3] E. D. Palik, “Handbook of Optical Constants of Solids”, Academic Press, (1985).
- [4] K. Fukuzawa, A. Ohnishi, Y. Nagasaka, “A Prediction of Thermal Radiation Properties of Multilayer Thermal Control Material Based upon Polyimide Film for Space Use”, J. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci., **50**-579, (2002), 129-134.
- [5] D. E. Goldberg, D. E., “Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning”, Addison-Wesley, (1989).
- [6] M. P. Thekaekara, “The solar constant and the solar

spectrum measured from a research aircraft”, NASA TR R-351 (1970).

- [7] D. G. Gilmore, “Spacecraft Thermal Control Handbook 2nd ed.”, Aerospace Corporation, (2002).
- [8] The red book, Sheldahl materials:
<http://www.sheldahl.com/sites/default/files/Documents/SheldahlMaterials/RedBook.pdf>, (accessed 2020-10-14).
- [9] A. Ohnishi, T. Hayashi and H. Nagano, “Measurement of Hemispherical Total Emittance of Thermal Control Materials for Spacecraft”, Proc.4th Jpn. Symp. Thermophys. Prop., (1983), 1-4.
- [10] S. Tachikawa, K. Tomioka and Y. Nagasaka, “Thermal control materials by multi-layer film”, Proc.39th Jpn. Symp. Thermophys. Prop., (2018), 235-237.
- [11] S. Tachikawa and K. Tomioka, “Space Environment Exposure Test for Highly Functional Thermal Control Materials”, Aeronaut. Space Sci. Jpn., **68-5** (2020), 142-148.

[Received Oct. 23, 2020, Accepted Dec. 11, 2020]