

## 1N06 層間非接触型スペーサ MLI の開発

○宮北 健, 畠中 龍太, 杉田 寛之  
(宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 熱グループ)  
斎藤 雅規 ((有) オービタルエンジニアリング), 平井 智行 ((株) 日本バノック)

Development of a Multi-Layer Insulation with Spacer for Non-Interlayer-Contact

MIYAKITA Takeshi, HATAKENAKA Ryuta and SUGITA Hiroyuki (JAXA/ARD Thermal System Group)  
SAITOH Masanori (Orbital Engineering INC.), HIRAI Tomoyuki (JAPAN Bano'k CO., LTD)

Key Words: Multi-Layer Insulation, Super Insulation, Mold Injection Spacer

### Abstract

Most spacecraft developed and operated today generally use Multi-Layered Insulation (MLI) blankets as the most efficient thermal control element. Conventional MLI blankets are composed of multiple layers of low-emittance films and netting spacer. One of the conventional problems is a decrease in thermal insulation performance caused by interlayer contact. It is also difficult to quantify the thermal insulation performance because the performance is affected in degree of interlayer contact and contact pressure. Therefore, in this study, a new Non-Interlayer-Contact spacer is originally developed to prevent from uncertain interlayer contact and to improve thermal performance. In this paper, concept of non-interlayer-contact spacer is presented.

### 1. 目的および背景

多層断熱材 (MLI) は, 輻射断熱のために多くの宇宙機に用いられており, 宇宙空間の過酷な温度環境から宇宙機の搭載機器を適正な温度に保つために重要な役割を担う熱制御材の一つである。

MLI は, 輻射率の低い輻射反射フィルムを多数積層させた構造を有しており, 真空中ではフォーム材のようなバルク状の断熱材より格段に優れた断熱性能を有する。従来型の MLI では, 輻射反射フィルムが互いに接触することで固体熱伝導により熱が流入し, 断熱性能が低下することを防ぐために, フィルム間にネット状のスペーサを挿入したり, フィルム自体にエンボス (ディンプル) 加工を施している。しかし, フィルム同士やフィルムとスペーサとの間の不確定な接触を防ぐことはできない。そのため, 宇宙機への実装方法により, フィルム層間の接触の有無や接触圧が大きく変化し, これに伴い断熱性能が大きく変化してしまうため, 実装状態で性能を精度良く予測することが困難である。

本研究では, 従来型 MLI の問題点であるフィルム同士の接触を防ぐことで, 断熱性能を向上させ, かつ性能の不確定性を低減させる「層間非接触型スペーサ」の開発を行っている。スペーサを層間に挿入することでフィルム同士の接触による熱伝導を排除

することが可能である。しかし, スペーサを介した熱伝導による熱の流入が発生するため, スペーサは大きな熱抵抗を有していることが求められる。本研究以外でも, スペーサを用いてフィルムの層間接触を防いだ MLI の開発が米国 Ball Aerospace & Technologies 社で行われている<sup>1)</sup>が, 熱抵抗を確保する機構は無く, スペーサを介した熱の流入が大きいと思われる。高い断熱性能を実現するには, フィルム層間の限られた隙間で大きな熱抵抗を確保することが必要である。

本稿では, フィルム同士の接触を防ぐためにフィルムを支持する機能を有した熱抵抗の高いスペーサの設計, および試作結果に関して報告する。

### 2. 目標設定とスペーサ設計パラメータ

#### 2-1. 目標設定値

次式で表される実効輻射率  $\varepsilon_{\text{eff}}$  [-] は, MLI の断熱性能を示す指標の 1 つである。

$$\varepsilon_{\text{eff}} = \frac{q_{\text{total}}}{\sigma(T_{\text{out}}^4 - T_{\text{in}}^4)} \quad \dots(1)$$

$q_{\text{total}}$  [W/m<sup>2</sup>] は MLI を通過する全熱流束,  $\sigma$  [W/(m<sup>2</sup> K<sup>4</sup>)] はステファン・ボルツマン係数,  $T_{\text{out}}, T_{\text{in}}$  [K] はそれぞれ高温側, 低温側の最外層温度である。適切に

コンフィギュレーション管理をされた実験用 MLI の場合は、実効輻射率を 0.005 もしくはそれ以下に抑えることが可能であるのに対し、宇宙機に実装された MLI の実効輻射率は 0.015~0.030 程度<sup>2)</sup>に低下する場合がある。高い断熱性能が要求される宇宙機においては、実装状態で断熱性能を維持させることが重要である。

本研究では、断熱性能目標を(独)宇宙航空研究開発機構で概念設計が進められている次世代赤外線天文衛星 SPICA (Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics) の輻射シールドの要求<sup>3), 4)</sup>に設定した。SPICA の設計要求を表 1 に示す。輻射シールドの中でも Outer Shield と Middle Shield の間に設置される MLI の要求が SPICA に搭載される MLI の中で最も厳しく、実効輻射率換算で 0.0042 である。また、シールド間の間隔は最小値で 20 mm であるため、この間隔に実装可能であり、かつ断熱性能要求を満たすことを目標として設計を行った。

表 1 SPICA 設計要求

Outer Shield 温度, K	120.6
Middle Shield 温度, K	81.5
許容熱流束, W/m <sup>2</sup>	0.04*以下
シールド間距離, mm	Min 20

\* : 実効輻射率換算 : 0.0042 [ - ]

## 2-2. スペーサに求められる機能

表 2 にスペーサに求められる機能をまとめた。高い断熱性能を実現するには、フィルム同士の接触を防ぐとともに、フィルム層間の限られた隙間で大きなスペーサの熱抵抗を確保することが必要である。また、性能の不確定性を排除するためには、フィルム同士の接触防止のみならず、フィルムとスペーサの接触面積が実装方法に依らず一定となることが求められる。また、従来型 MLI で多く採用されているネット状スペーサは、MLI の裁断等によるコンタミネーションの発生が問題となっており、コンタミネーションの防止も重要な課題である。さらに、MLI 製作時の作業性も重要な要素である。従来型の MLI では、層間のフィルムの接触を最小限に抑えるため、手縫いでフィルム間を糸で緩く固定する方法が採られることがある。高い技量が要求される作業は MLI の製造コストの増加につながるとともに、再現性を維持することが難しい作業は断熱性能の不確定性にもつながるため、容易な作業で製作可能であることが求められる。また、MLI 製作時や宇宙機搭

載後に、フィルムが圧縮力を受けても、ある程度のみまでであれば復元可能なよう、スペーサが復元力を有していると有利である。

本研究では、従来型の全面に渡り挿入されるスペーサとは異なり、実装面積や形状に影響を受けにくい間欠的にスペーサを配置する方式を採用した(図 1)。間欠スペーサを用いることで、フィルムとスペーサの接触部分が明確となり、かつ完全にフィルム同士の接触を防ぐことができるため、従来型と比較して MLI の断熱性能を精度良く予測することが可能となる。

また、MLI 製作工程での作業性を考え、スペーサが積層時に固定されるロック式を採用した。この方式は、商品情報(タグ)を衣類などの商品に取り付ける際によく用いられている機構である(図 2)。ロック式を採用することで、嵌合時にフィルムを挟み込み、フィルム間隔を保持する機能を有すると同時に、スペーサの嵌合に高い技量は必要としないため、再現性の維持が容易である。

さらに、スペーサがある程度の外力を受けてもそれに逆らうような復元力を持たせ、かつ限られたフィルムの隙間で大きな熱抵抗を確保するためにコイルのような形状を採用した。

表 2 スペーサに求められる機能

断熱性能(熱抵抗大)
性能不確定性排除
コンタミ防止
作業性
脱着可能
復元力有
小質量

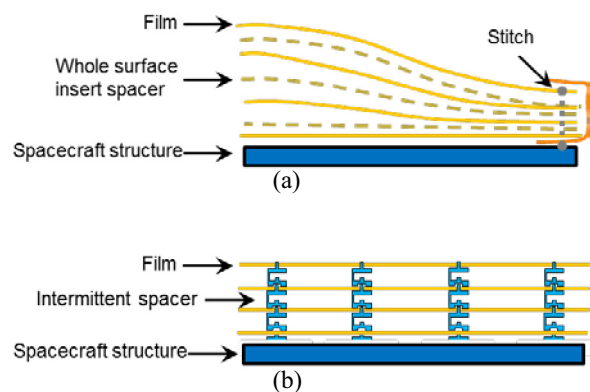


図 1 全面挿入型スペーサ(a)と間欠型スペーサ(b)。

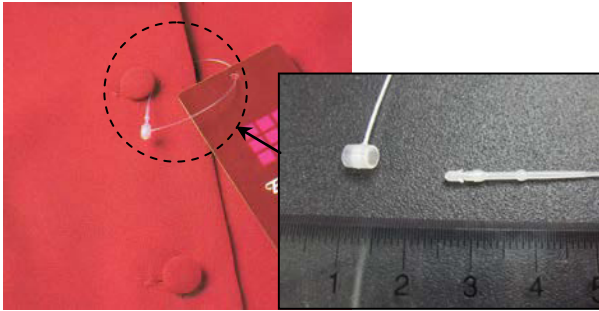


図2 タグを付属するロック機構.

### 2-3. スペーサに必要な熱抵抗

MLI を通過する全熱流束  $q_{total}$  は、輻射熱伝達  $q_{rad}$ 、伝導伝熱  $q_{cond}$ 、希薄気体による熱伝達  $q_{conv}$  の3つの成分の和で次式のように表される。

$$q_{total} = q_{rad} + q_{cond} + q_{conv} \quad \dots(2)$$

宇宙機への適用を考えると、希薄気体による熱伝達は小さく無視できる。また、多層の無限並行平板間の輻射熱伝達による熱流束は次式で表される。

$$q_{rad} = \frac{1}{N-1} \frac{1}{2/\epsilon_s - 1} \sigma(T_{out}^4 - T_{in}^4) \quad \dots(3)$$

ここで、 $N$  は輻射反射フィルムの層数、 $\epsilon_s$  は輻射反射フィルム表面の半球輻射率である。スペーサによりフィルム同士は接触しないため、伝導伝熱はスペーサを介した成分のみとなる。スペーサの嵌合部、およびスペーサとフィルムの接触熱抵抗を無視すれば、伝導伝熱による熱流束は次式で表される。

$$q_{cond} = \frac{1}{(N-1)Rl_p^2} (T_{out} - T_{in}) \quad \dots(4)$$

ここで、 $R$  はスペーサ1つ当たりの熱抵抗、 $l_p$  はスペーサを配置するピッチ間隔である。

図3に最外層温度と層数をパラメータとし、スペーサ1つ当たりの熱抵抗とMLIの実効輻射率との関係を示す。フィルムの層数が少なすぎると、輻射熱交換量が多く、スペーサに必要な熱抵抗は大きくなる。 $N=4$ 、 $\epsilon_s=0.03$ 、 $T_{out}=120.6\text{ K}$ 、 $T_{in}=81.5\text{ K}$ の場合、伝導成分のない理想的なMLIの実効輻射率  $\epsilon_{eff}$  は0.0051となり目標性能に達しない。ゆえに、層数は5層以上必要である。フィルムの層数が増加するほど、輻射熱交換量が減少し、スペーサに要求される熱抵抗は小さくなる。しかし、SPICAのようにMLIの厚みに制限がある場合、フィルムの層数の増加に伴い層間の隙間が狭くなり、フィルム同士が接触する可能性が高まる。さらに、狭い隙間の中でスペーサの

熱抵抗を確保することは、スペーサの製作の観点から困難である。

予備実験として、試作スペーサをMLIに配置した際、高さ4 mm、50 mmピッチでスペーサを配置することによりフィルム同士の接触を防ぐことが可能なことを確認した。図3に示すように、 $N=6$ 、 $l_p=50\text{ mm}$ 、 $\epsilon_s=0.03$ の場合、スペーサの熱抵抗  $R$  が  $2.8 \times 10^5\text{ K/W}$  以上であれば目標性能を達成する。ゆえに、フィルム層数を6層とし、MLIの高さが20 mmという寸法制約からフィルム間の隙間を4 mmとし、熱抵抗が  $2.8 \times 10^5\text{ K/W}$  以上となるようスペーサを設計した。

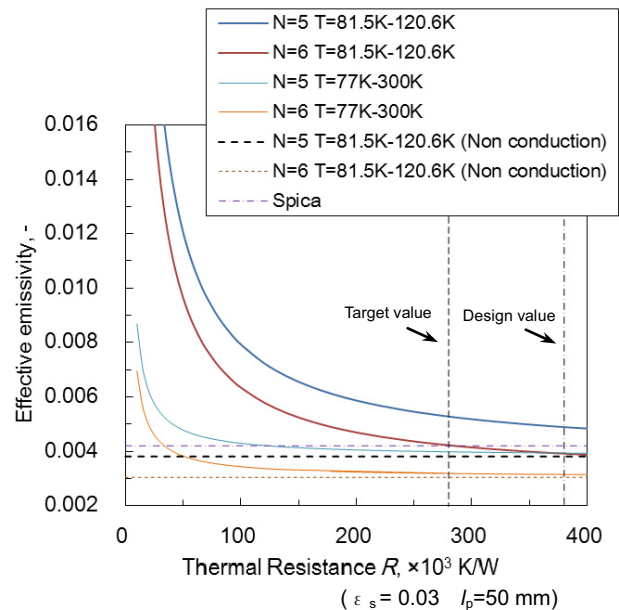


図3 熱抵抗と実効輻射率の関係。

表3 スペーサの抵抗と熱流束の関係

Thermal Resistance $R_s$ , $\times 10^3\text{ K/W}$	280	380	280	380
Number of Layer, -	5	5	6	6
Heat Flux of Radiation, $\text{W/m}^2$	0.036		0.029	
Heat Flux of Spacer Conduction, $\text{W/m}^2$	0.014	0.010	0.011	0.0083
Effective Emissivity, -	0.0053	0.0049	0.0042	0.0039

( $\epsilon_s = 0.03$   $l_p = 50\text{ mm}$ )

### 3. 層間非接触スペーサ形状詳細

2-2章で述べた機能を有し、かつ2-3章で示した熱抵抗を有するスペーサを射出成形により成形する。射出成形で製作することで、微細な形状を精度良くかつ低コストで大量に生産することが可能である。材料として耐熱性の高いポリエーテルエーテルケトン (PEEK) を選定した。射出成形で成形するため、PEEKが金型に充填可能な肉厚を確保することや、金

型の強度の観点からスペーサの隙間の寸法に対する制約を考慮し、図4に示す形状に設計した。

スペーサは3段構造を有しており、1段目と3段目はフィルムを支持し、スペーサ同士をロック機構によって固定する機能を有する。フィルムにはスペーサのピッチと等しいピッチで小さな穴を開けておく。このフィルムの穴にスペーサのピンを通し、フィルムを挟む形で上部からスペーサを嵌合させることでフィルムを支持する(図5)。また、フィルムに施した穴から光線が漏れないよう1段目は円盤状となっている。スペーサの2段目は熱抵抗を大きく確保する機能を担っている。直径10mm、高さ4mmの中に、断面積が小さくかつ長い伝熱パスを集約し1段目と3段目を繋いでいる。断面積は $0.6 \times 0.6 \text{ mm}^2$ 、伝熱パス長さは41mmであり、スペーサの材料の熱伝導率を $0.3 \text{ W/m K}$ とすると熱抵抗は $3.8 \times 10^5 \text{ K/W}$ であり、目標熱抵抗を達成できる。また、スペーサ1個当たりの質量は計算上 $0.101 \text{ g}$ である。50mmピッチで配置した場合、1層当たり $40.4 \text{ g/m}^2$ であり、 $25 \mu\text{m}$ のポリイミドフィルムの約1.1枚分の質量に相当する重量に抑えることができた。

射出成形で成形する前に、同形状同寸法のスペーサを光造形により試作した(図6)。また、光造形で製作したスペーサを50mmピッチで配置しMLIを試作した結果、フィルム同士の接触を完全に防ぐことができた。

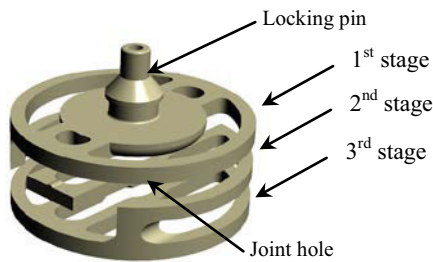


図4 層間非接触スペーサの形状。

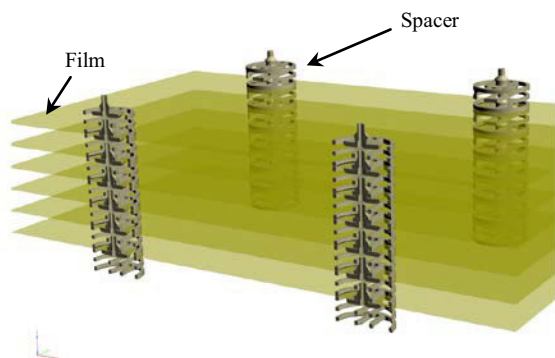


図5 層間非接触型スペーサ MLI の積層図。

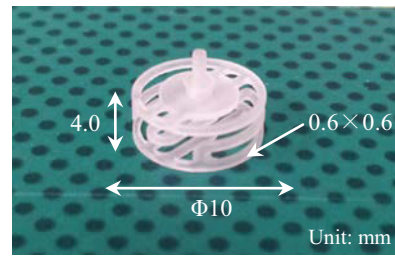


図6 層間非接触スペーサの試作品写真。

#### 4. まとめと今後の展望

MLIの輻射反射フィルム同士の接触を防ぐことで、性能予測が容易かつ高性能なMLIの開発を目指し、層間非接触型スペーサを設計/試作した。高さ4mm、直径10mmの小型スペーサで高い抵抗を有し、計算上は非常に高い断熱性能が得られる見込みである。今後は、射出成型によりスペーサを製作し、層間非接触型MLIの試作を行った上で熱的性能評価を行う予定である。

また、従来型のネット状のスペーサのように全面に渡り挿入されるスペーサと異なり、間欠型のスペーサはMLIを積層する際に、スペーサを一定ピッチで配置し、上下の層のスペーサと嵌合させる作業が必要である。特別な技量を必要とはしないものの、従来型のMLIと比較して作業量が増加することが予想される。積層作業を効率的に行うための治具や手順に関する検討を進める予定である。

#### 参考文献

- 1) Leslie Buchanan and Steve Buerger, 'MLI Layup Optimization Test,' Proceedings of Space Thermal Control Workshop, 2010.
- 2) David. G. Gilmore, 'Spacecraft Thermal Control Handbook Volume 1:Fundamental Technologies,' The Aerospace Corporation, 161-168, 2002.
- 3) Nakagawa, T. et-al., 'The next-generation space infared astronomy mission SPICA,' Proceedings of SPIE, 7731, Space Telescopes and Instrumentation 2010 Ultraviolet to Gamma Ray, 773200, 2010.
- 4) Sugita, H. et-al., 'Cryogenic system design of the next generation infrared space telescope,' Cryogenics 50, 566-571, 2010