

# MLI 碎片防护能力增强措施对隔热性能的影响

韩海鹰<sup>1</sup>, 黄家荣<sup>1</sup>, 程文龙<sup>2</sup>, 李 辉<sup>2</sup>

(1. 中国空间技术研究院总体设计部, 北京 100086; 2. 中国科学技术大学热科学与能源工程系, 合肥 230027)

**摘 要:** 从原理上、实验测试和理论建模三个角度分析了 MLI 碎片防护增强措施对 MLI 隔热性能的影响。研究表明,在一定范围内增加 MLI 单元数、添加增强性材料、增加反射屏之间距离的措施均不会明显改变 MLI 的隔热性能,真空状态下 20 单元 MLI 隔离物的接触率约为 40%。由于增强防护性能的措施会影响到 MLI 的放气性能,应研究改善增强型 MLI 的放气性能的措施,并在反射屏与增强性材料之间及增强性材料之间添加间隔材料。

**关键词:** 多层组件; 碎片防护能力; 隔热性能; 试验测试; 数值仿真

**中图分类号:** V423.7; V476 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2010)01-0259-05

**DOI:** 10.3873/j.issn.1000-1328.2010.01.043

## 0 引言

多层隔热材料(MLI)具有极好的隔热性能,并有质轻、不挥发、无粉尘和安装较方便等特点,被广泛用于包覆卫星结构和舱外设备外表面。由于包覆 MLI 的舱体结构和设备直接暴露于外部环境,随着空间碎片,特别是小于 1mm 的微小碎片数目的急剧增加,其遭受碎片撞击的风险变大。

在航天器上添加传统专用防护屏结构代价较大,一般适合于 1 mm 以上直径碎片的防护。1 mm 以下的微小碎片防护则主要通过提高 MLI 的碎片防护能力实现。国外 NASA 和 ESA 已经开展了大量 MLI 微小碎片防护方面的研究<sup>[1-4]</sup>,但关于防护措施对隔热性能影响方面的研究并不系统。Rule 从数值计算和实验的角度,研究了空间站 MLI 遭碎片撞击破坏后隔热性能的变化<sup>[5]</sup>。由于包覆 MLI 的首要目的是隔热防护,而我国增强 MLI 碎片防护能力的研究尚属首次进行,为了制定适合于我国航天器微小碎片防护的方案,提高卫星在轨的生存能力,预先开展增强 MLI 碎片防护措施对其隔热性能影响的研究具有非常重要的现实意义。

MLI 隔热能力的研究方法包括试验测试和数值仿真两种。常用的数值分析方法包括两热流密度方法、能量平衡方程和热网络方法<sup>[6]</sup>。Kamran 采用两热流密度方法对 MLI 建立了传热模型,Markur 采用

scaling 模型对 MLI 辐射传热进行求解。阎长海采用能量平衡方程和两热流密度近似法建立了金属热防护系统 MLI 的稳态传热数学模型<sup>[7]</sup>。李鹏在分析空间打孔 MLI 中导热和辐射的复合传热问题的基础上,提出了空间打孔 MLI 中发射屏温度计算的稳态和瞬态模型<sup>[8-9]</sup>。

增强 MLI 碎片防护能力的措施有:(1) 增加 MLI 的层数;(2) 在 MLI 不同位置插入增强性材料,譬如  $\beta$  布、Kevlar 纤维或 Nextel 陶瓷布等;(3) 用间隔条把 MLI 分成几组间隔一定距离的 MLI,或者把 MLI 与安装表面之间用间隔条隔开一定的间距<sup>[1]</sup>。

本文将从原理性分析、试验测试和数值模拟三个角度研究三种增强措施对 MLI 隔热性能的影响,以便为我国增强型 MLI 选型提供依据。参考国外研究,本文选择 20 单元 MLI 为基本型 MLI,反射膜为打孔双面镀铝聚酯薄膜,间隔材料为涤纶网状材料,增强性材料选用 Kevlar129。

## 1 原理性分析

发生在打孔 MLI 中的实际传热过程非常复杂,传热形式包括间隔物之间以及间隔物与反射屏之间的固体导热、气体导热、气体在间隔物空间的自然对流换热及反射屏之间有间隔物参与的辐射换热等<sup>[10]</sup>。发生在 MLI 屏间的辐射换热又包括相邻屏之间的辐射换热和间隔屏之间通过小孔的辐射换热

两部分。考虑到反射屏打孔率一般在 1% 左右, 可以认为通过小孔辐射的热量占整个辐射热量的比例较低。

实际应用中, 打孔多层隔热材料的铺设面积往往较大, 横向尺寸比厚度要大的多, 并且会采取一定的措施减小横向漏热, 为此打孔多层隔热材料中传热可简化为一维传热过程。

把一个不考虑边缘效应、层间接触导热、表面物性和温度不均匀性的  $N$  个单元的理想多层隔热材料放置在温度分别为  $T_0$  和  $T_{N+1}$  的反射屏之间, 在忽略反射屏透过小孔的辐射换热的条件下, MLI 的换热公式可表示为<sup>[10]</sup>:

$$Q = \frac{\sigma A (T_0^4 - T_{N+1}^4)}{(N+1) \left( \frac{2}{\epsilon} - 1 \right)} \quad (1)$$

式中  $\sigma$  为斯蒂芬—波尔兹曼常数,  $A$  为辐射换热面积,  $T_0$ 、 $T_{N+1}$  为最内侧和最外侧表面的温度,  $\epsilon$  为反射屏的发射率。

当量辐射率  $\epsilon_{eff}$  计算公式如下:

$$\epsilon_{eff} = \frac{Q}{A\sigma(T_0^4 - T_{N+1}^4)} = \frac{1}{(N+1)(2/\epsilon - 1)} \quad (2)$$

式中  $\sigma$  为斯忒潘—波尔茨曼常数;  $A$  试件面积( $m^2$ )。

从公式(2)可以看出 MLI 隔热效果与各反射屏表面的发射率  $\epsilon$  及反射屏层数有关。当反射层的发射率不变时, 增加反射屏层数, 当量辐射率变大, MLI 的隔热效果越好, 即理论上增加 MLI 单元数的措施有利于提高隔热性能。

对于添加增强性材料的改善防护性能的措施, 假设在  $m$  与  $m+1$  层反射屏之间添加 1 层增强性材料, 其发射率为  $\epsilon_k$ , 见图 1。

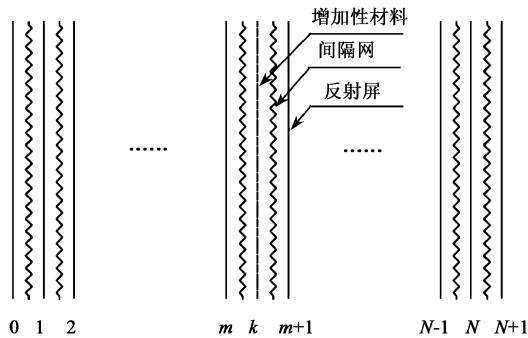


图 1 基本型 MLI 添加增强性材料示意图

Fig.1 Sketch of inserting enhancing material in base MLI

与未添加增强性材料之前的基本型 MLI 相比, 两者的不同就在于第  $m$  与  $m+1$  层反射屏之间的辐射换热过程发生了改变。

添加增强性材料之前, 基本型 MLI 中  $m$  与  $m+1$  反射屏之间的当量辐射率可写为:

$$\epsilon_{m,m+1} = \frac{1}{\frac{2}{\epsilon} - 1} \quad (3)$$

添加增强性材料后,  $m$  与  $m+1$  反射屏之间当量辐射率变为:

$$\epsilon'_{m,m+1} = \frac{1}{2 \left( \frac{1}{\epsilon} + \frac{1}{\epsilon_k} - 1 \right)} = \frac{1}{\left( \frac{2}{\epsilon} - 1 \right) + \left( \frac{2}{\epsilon_k} - 1 \right)} \quad (4)$$

比较式(3)和(4), 可以发觉  $\epsilon'_{m,m+1}$  分母比  $\epsilon_{m,m+1}$  分母多  $2/\epsilon_k - 1$ , 由于  $\epsilon_k < 1$ , 所以  $\epsilon_{m,m+1} > \epsilon'_{m,m+1}$ , 这表明添加一层增强性材料后,  $m$  与  $m+1$  层反射屏之间的换热能力变小。在其它层反射屏之间换热能力保持不变的情况下, 添加增强性材料后的 MLI 的整体传热性能降低。由于增强性材料是导热性能较差的非金属材料, 提高增强性材料添加层数会使 MLI 隔热能力进一步提高。

在 0 层与第 1 层及第  $N+1$  层与  $N$  层反射屏之间添加增强性材料也有类似的结论。

对于增加反射屏之间距离的增强措施, 由于改变反射屏之间距离不影响辐射屏之间的辐射换热, 也不改变 MLI 的隔热性能。

综上所述, 在仅考虑辐射换热的前提下, 三类增强碎片防护能力的措施均不会降低 MLI 的隔热性能。

在实际应用中, 反射屏与间隔物之间会有接触, 此时反射屏之间不仅有辐射换热, 还有固体接触导热和气体导热。因此, 要完整分析增强 MLI 防护措施对其隔热性能的影响, 还需开展相应的试验研究和数值模拟工作。

## 2 试验测试

由于文献已经对 MLI 单元数与隔热性能之间的关系进行了较为详尽的研究, 这里主要研究添加增强性材料后 MLI 隔热性能的变化。测试基本型 MLI 及基本型 MLI 外侧添加 1 层 Kevlar 后的增强型 MLI 的隔热性能, 在 Kevlar 与反射屏之间没有添加间隔网。两个 MLI 试件上下悬挂在同一平面, 同时

放入真空罐内,真空罐内压力为 10 ~ 5 Pa。

试件采用 20 cm × 20 cm 的铜板为基板,用 4 m 康铜丝作为加热丝均匀缠绕在铜板表面,并通过 2 m 加热丝与一台直流稳压电源相联,单位康铜丝电阻为 12Ω。测量方法为平板法,一次实验采用 2 块相同的试样,对称地置于加热板两侧。为减少试件横向传热,在多层隔热组件试件的边缘用双面镀铝聚酯薄膜进行包覆,试件最外层包覆外用阻燃布,见图 2。图 2 中还给出试验中热电偶布置位置及编号。

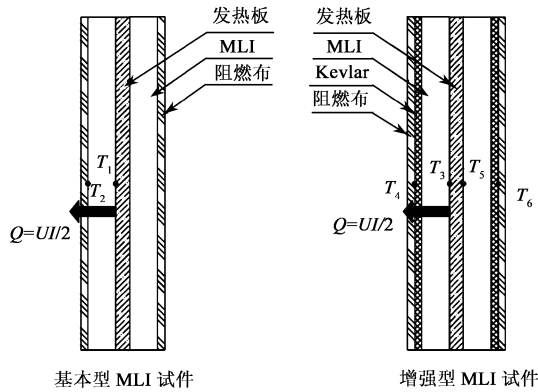


图 2 实验试件  
Fig.2 Test samples

实验中基本型 MLI 试件和增强型 MLI 试件并联供电,总电压为 10.22 V,电流为 0.27 A。通过每侧 MLI 试样的加热功率为:

$$Q = UI/6 = 10.22 \times 0.27/6 = 0.46W \quad (5)$$

表 1 列出试验达到热平衡状态后各测点温度值和对应 MLI 当量辐射率试验结果。

从表 1 可以看出,两种 MLI 当量辐射率均在 0.022 左右,与文献 20 单元 MLI 当量辐射率 0.0278 的结果相近<sup>[10]</sup>,验证了试验测试的可靠性。结果还显示基本型 MLI 外侧添加 1 层 Kevlar 后,当量辐射率由 0.0216 增加到 0.0227,隔热性能有了一定程度的降低,这说明添加增强性材料尽管会降低辐射传热量,但固体导热量有所增加,原因可能包括两个方面,一是试件中增强性材料与反射屏之间直接接触,增加两层反射屏之间的导热量,另一方面添加增强性材料可能导致 MLI 层密度增加和整体放气性能降低,使 MLI 导热量增加。

此外,表 1 还表明添加 1 层 Kevlar 后的增强型 MLI 的当量辐射率依然保持在较低水平,即增强型 MLI 隔热性能没有比基本型 MLI 明显下降,这奠定

了增强型 MLI 在航天器应用的基础。不过在应用中,应在增强性材料之间及增强性材料与反射屏之间添加间隔网,降低固体导热,同时采取措施改善增强型 MLI 的放气性能。

表 1 温度测量值

Table 1 Temperature test results

	基本型 MLI			增强型 MLI		
测点	$T_1$	$T_2$	$T_3$	$T_4$	$T_5$	$T_6$
$T$ (°C)	40.7	-140.0	38.8	-138.3	36.1	-127.9
$\epsilon_{eff}$	0.0216			0.0221		0.0233
	平均值:0.0227					

### 3 数值模拟

在 MLI 热性能的原理性分析中,忽略了反射屏之间的固体和气体导热,也没有考虑反射屏穿过小孔的辐射换热,这导致计算结果与实际值有一定的差别。在数值模拟中对这两个因素进行考虑。

图 3 给出多层反射屏之间的传热过程,反射屏间换热量  $q$  包括辐射传热  $q_{rad}$ 、屏间固体导热  $q_s$ 、屏间气体导热  $q_g$  和穿过反射屏孔的辐射传热  $q_p$ 。

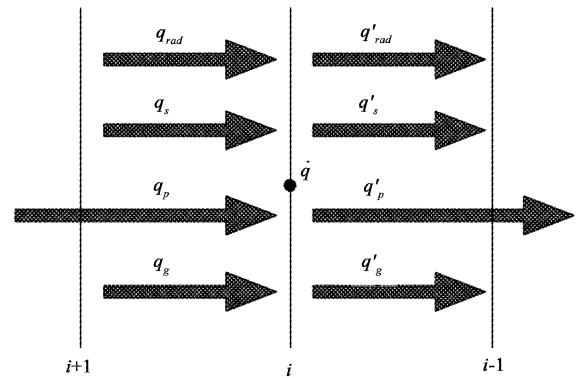


图 3 多层发射屏换热量示意图

Fig.3 The thermal exchange mode of MLI

反射屏间的辐射换热及穿过小孔的辐射换热可写为:

$$q_{rad} = \frac{\sigma(T_{i+1}^4 - T_i^4)}{1/\epsilon_{i+1} + 1/\epsilon_i - 1} (1 - \xi) \quad (6)$$

$$q_p = \xi \frac{\sigma(T_{i+2}^4 - T_i^4)}{1/\epsilon_{i+2} + 1/\epsilon_i - 1} \quad (7)$$

反射屏间的固体导热主要由涤纶网的导热热阻组成,这里不考虑接触热阻,则固体导热项可写为:

$$q_s = (1 - \zeta) K_s \frac{T_{i+1} - T_i}{l} \quad (8)$$

反射屏间的气体导热:

$$q_s = \zeta K_g \frac{T_{i+1} - T_i}{l} \quad (9)$$

式中  $\xi$  为反射屏的打孔率;  $\zeta$  为屏间固体网状材料的网孔率;  $K_s$  为间隔物等效热导率;  $l$  为反射屏间隔物的厚度。  $K_g$  为反射屏间气体的导热系数, 计算公式如下:

$$K_g = \frac{\lambda_p}{2\beta l_0(n+1)/\Delta} \quad (10)$$

$$\beta = (2\epsilon/\gamma + 1)(2 - \alpha)/\alpha \quad (11)$$

$$\epsilon = (9\gamma - 5)/4 \quad (12)$$

式中  $\lambda_p$  为大气压下气体的热导率;  $\gamma$  为稀薄气体的比热比;  $l_0$  为单位压强下气体分子的平均自由程长度;  $p$  为真空环境大气压;  $\alpha$  为热适应系数, 取为 0.9。

实验发现真空状态下 MLI 有一定程度的膨胀, 反射屏和涤纶网不完全接触, 但计算模型中认为涤纶网与反射屏是完全接触的, 这导致计算结果与试验结果有一定的误差。为了研究涤纶网导热面积与 MLI 当量辐射率的关系, 引入一个接触率  $\kappa$  的概念, 描述涤纶网固体导热起作用的比例, 范围为 0 ~ 1。

相应的固体导热项变为:

$$q_s = (1 - \zeta)\kappa K_s \frac{T_{i+1} - T_i}{l} \quad (13)$$

利用上述模型, 对包覆航天器舱板的 20 单元基本型 MLI 和增强型 MLI 的隔热性能进行了预测, 其中 MLI 最外层包覆阻燃布。模型中增强性材料之间及增强性材料与反射屏之间没有添加间隔网。

计算中, 靠近航天器舱板的第 0 层视做温度 300K 的表面, 与深冷环境接触的阻燃布, 在模型中也假定为一个屏, 为温度 100K 的黑体。表 2 列出计算参数。

表 2 各种物性参数

Table 2 Physical property coefficients

各种材料物性	数据
反射屏的体积热容 $C_v$	2559kJ/m <sup>3</sup> K
反射屏的发射率 $\epsilon$	0.022
反射屏的导热系数 $K_1$	0.012W/mK
涤纶网的导热系数 $K_2$	0.084 W/mK
反射屏的厚度 $d$	0.000006m
屏间固体网状材料的厚度 $l$	0.00016m
反射屏的打孔率 $\zeta$	0.011

首先利用上述模型对图 2 中两种试验试件的热性能进行预测, 计算了不同接触率(0 ~ 1, 间隔 0.1) 情况下两者当量辐射率的变化, 结果见图 4。

图 4 结果显示, 随着涤纶网接触率的增加, 固体导热比例逐渐提高, 两种 MLI 的当量辐射率也逐渐变大。对于基本型 MLI, 当接触率在 0.4 左右时, 计算值和实验值比较吻合, 而增强型 MLI 当量辐射率的计算值和实验值则在接触率为 0.425 时比较吻合。综合而言, 认为接触率取 0.40 比较合理。

接下来计算了不同接触率(0 ~ 1, 间隔 0.1) 情况下, 不同添加位置(内侧, 中间, 外侧) 和不同添加层数(1、2、3、4、5、7) 情况下的 MLI 当量辐射率, 结果见图 5。

从图 5 可以看出, 与理论分析一致, 在不考虑添加增强性材料对 MLI 放气率的影响的前提下, 增强性材料添加位置和添加层数对增强型 MLI 隔热性能的影响不大。增强型 MLI 当量辐射率随接触率增加而变大。

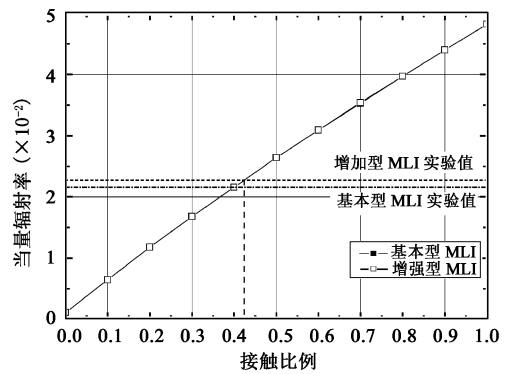


图 4 两组 MLI 试件当量辐射率随接触率变化  
Fig.4 Variation of equivalent radiance with contact ratio of two MLI sample

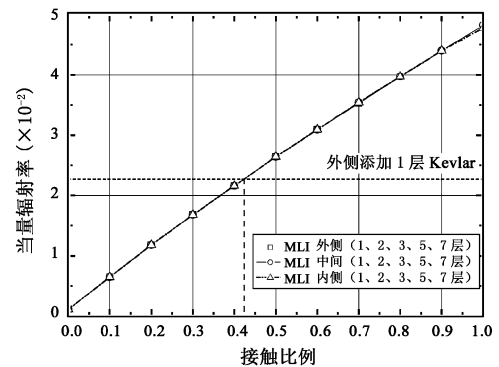


图 5 不同添加层数、不同添加位置、不同接触率情况下增强型 MLI 当量辐射率变化  
Fig.5 Variation of equivalent radiance at different insert layers and location and different contact ratio

#### 4 结论

通过对采取碎片防护性能增强措施后 MLI 隔热性能的研究,有如下结论:

(1) 理论分析、试验测试和数值模拟均表明,在一定的 MLI 单元数范围内,碎片防护增强措施对 MLI 隔热性能的影响很小,即增强型 MLI 可以用于航天器的隔热防护。

(2) MLI 在真空放气过程中,会使间隔物与反射屏之间的接触面积降低,在 20 单元 MLI 情况下,接触网导热起作用的面积降为原来的 40% 左右。为了降低增强性材料的传导换热,应当在增强性材料之间及增强性材料与反射屏之间添加间隔材料,降低固体导热。

(3) 在实际使用过程中,由于添加增强性材料和增加 MLI 单元数可能影响到真空状态下 MLI 内部的放气,会使预测值与实际值有一定的差别,因此,要进一步了解增强性材料添加对 MLI 隔热性能的影响,还需开展 MLI 放气过程的研究。

#### 参考文献:

- [ 1 ] Update of the ESA Space Debris Mitigation Handbook Executive Summary[R].
- [ 2 ] Elfer N C. Space debris and meteoroid protection[R]. Martin Marietta IR&D Report, 1988.
- [ 3 ] Lambert M, Schaefer F, Geyer T. Impact damage on sandwich panels and multi-layer insulation[J]. International Journal of Impact Engineering, 2001, 26: 369 - 380.
- [ 4 ] Terrillon F, Warren H R, Yelle M J. Orbital debris shielding design of the radarsat spacecraft[R]. IAF - 91 - 283.
- [ 5 ] Rule W K, Hayashida K B. A program to model the behavior of hypervelocity impact damaged multilayer insulation in the sunspot vacuum chamber of Marshall Space Flight Center[R]. N92 - 18383.
- [ 6 ] Tien C L, Cunnington G R. Radiation thermal transfer in multilayer insulation has perforated shields[R]. AIAA73 - 718.
- [ 7 ] 阎长海,孟松鹤,陈贵清,等.金属热防护系统多层隔热材料的稳态传热分析[J].航空动力学报,2006,21(5):800 - 804. [YAN Chang-hai, MEN Song-he, CHEN Gui-qing. Steady thermal transfer analysis of multilayer insulations for metallic protection system[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 800 - 804.]
- [ 8 ] 李鹏,程惠尔,秦文波.多层打孔隔热材料空间应用热性能研究[J].宇航材料工艺 2006 年增刊 I, 18 - 22. [LI Peng, CHENG Hui-er, QING Wen-bo. Performance study of multilayer perforated insulation material for space application[J]. Aerospace Materials & Technology, 2006(1): 18 - 22.]
- [ 9 ] 李鹏,肖泽娟,程惠尔.空间多层打孔隔热材料热分析数值方法研究[J].中国空间科学技术, 2006, 5: 18 - 22. [LI Peng, XIAO Ze-juan, CHENG Hui-er. Numerical model study of analysis on multilayer perforated insulation material in orbit[J]. Chinese Space Science and Technology, 2006(5): 18 - 22.]
- [ 10 ] 闵桂荣,张正纲,何知朱.卫星热控制技术[M].北京:中国宇航出版社,1991:174 - 191. [MEN Gui-rong, ZHANG Zheng-gang, HE Zhi-zhu. Control for Satellite[M]. Astronautics Book Concern, 1991: 174 - 191.]

作者简介:韩海鹰(1976 - ),男,工程师,博士,研究方向为载人航天器热控制研究。  
通信地址:北京市 5142 信箱 - 86(100094)  
电话:(010)68744758  
E-mail: seahawk76@sina.com

## The Influence of Debris Shield Enhancement on Thermal Insulation Performance of MLI

HAN Hai-ying<sup>1</sup>, HUANG Jia-rong<sup>1</sup>, CHENG Wen-long<sup>2</sup>, LI Hui<sup>2</sup>

(1. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

2. University of Science and Technology of China, Hefei 230027, China)

**Abstract:** The influence of debris shield enhancements on thermal insulation performance of MLI was studied in theory and by test and simulation. The result showed: (1) increasing of layers and inserting of enhance material and Splitting the Mylar layers into multiple do not change thermal insulation performance of MLI. (2) the touching ratio of spacer in 20 layers Mylar MLI was approximately 0.4 in vacuum condition For reducing the influence of debris shield enhancements on deflation of MLI, spacer should be adding between enhance materials and Mylar layer.

**Key words:** MLI; Debris shielding; Thermal insulating performance; Test; Simulation