

航天器多层隔热材料边缘漏热分析与设计

戴勇超, 王新升, 黄 海, 郭 静
(北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 推导了高真空多层隔热材料(MLI)的一维传热半经验公式,结合文献实验数据反演了屏间固体导热系数和反射屏发射率。以此为基础,采用有限元方法建立了多层隔热组件的二维稳态辐射和导热的复合传热数值分析模型。定量分析了影响隔热性能的多个因素(如安装面积、层密度、压敏胶带的导热系数和发射率)对边缘漏热的影响。比较了多层隔热材料周边不包覆和进行包覆两种情况下的边缘漏热大小,得到了对周边进行包覆时的漏热量比不封闭情况下的漏热量更大的结论,并给出了减小边缘漏热的设计。本文的分析结果能够为多层隔热组件的优化设计提供一定依据。

关键词: 多层隔热; 边缘漏热; 航天器; 复合传热

中图分类号: V444.3 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2014)01-0076-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2014.01.010

Analysis and Design of Edge Heat Leakage from Spacecraft Multilayer Insulation

DAI Yong-chao, WANG Xin-sheng, HUANG Hai, GUO Jing
(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The edge heat leakage will generate if the shields in multilayer insulation (MLI) can't form a closed system, thus producing certain effect on the performance of heat insulation. The two dimensional steady state and combined radiation/conduction heat transfer in MLI is modeled by using the finite element method to simulate the thermal loss from edge of MLI. The effects of design parameters such as mounting area, layer density, thermal conductivity and emissivity of pressure-sensitive tape on the edge heat leakage are analyzed. Two cases that whether the boundary of MLI is covered or not are compared to decide which one is better in heat insulation. Based on the analysis results some useful designs that help to reduce thermal loss from edged of MLI are proposed.

Key words: Multilayer insulation; Edge heat leakage; Spacecraft; Combined heat transfer

0 引 言

多层隔热材料在真空环境下具有突出的隔热性能。它于20世纪50年代出现以来,就广泛应用于航天器的被动热控,主要用于减少星上仪器设备的热量损失以及隔离外环境中其他热源的加热^[1]。

由于涉及到许多无法定量研究的参数,例如反射屏与间隔物的接触热阻,层间气体压力,组成MLI的材料在真空下的导热系数等,到目前为止仍不可

能用精确分析的手段来表述各种因素的影响效果。国内外学者对多层绝热过程计算的理论模型大都是在简化物性参数和绝热材料形状等因素下,利用一维稳态导热得出适应不同绝热结构的关系式,更多的时候是采用从实验数据归纳而来的经验公式^[2-4]。

在对航天器进行包扎时,为保证多层隔热材料优异的隔热性能,一般需要在多层屏的交接处施行良好的搭接或缝合技术,使屏之间形成封闭系统,如

图 1(a)所示,在圆柱方向以螺旋形缠绕,但在封头部分则采用端盖逐层搭接黏合(缝合)。否则,边缘部分留下的辐射窗口会增大漏热量。但有时只需对航天器的某些面进行包覆,这时多层材料需裁剪成一定的形状,并缝成一定厚度和松紧度的预制件,使用时将该预制件包覆到待隔热的表面^[5],如图 1(b)所示。对该种使用形式,除了法向会有漏热 q_y 外,横向也会产生边缘漏热 q_x 。以往的经验是用压敏胶带封闭多层组件的周边或切口,以减少边缘处的横向辐射漏热^[1,6]。但是从图中也可看出,当横向辐射漏热被阻绝后,压敏胶带反而在最里层和最外层反射屏间形成导热通路,从而破坏了多层间的温度分布,因此也会造成一定的热量损耗。

这种实际应用过程中出现的边缘热效应使得 MLI 的实际性能与实验值发生差异,继而影响分析结果。本文以 10 层双面镀金聚酯亚胺-涤纶多层隔热材料为研究对象,采用有限元方法建立了真空多层隔热材料的二维辐射-导热复合传热模型。定量分析了多种因素对 MLI 隔热性能的影响,并比较 MLI 周边不封闭和用压敏胶带进行封闭两种情况下的边缘漏热大小。该文对于 MLI 的传热性能研究以及优化设计有一定的借鉴作用。

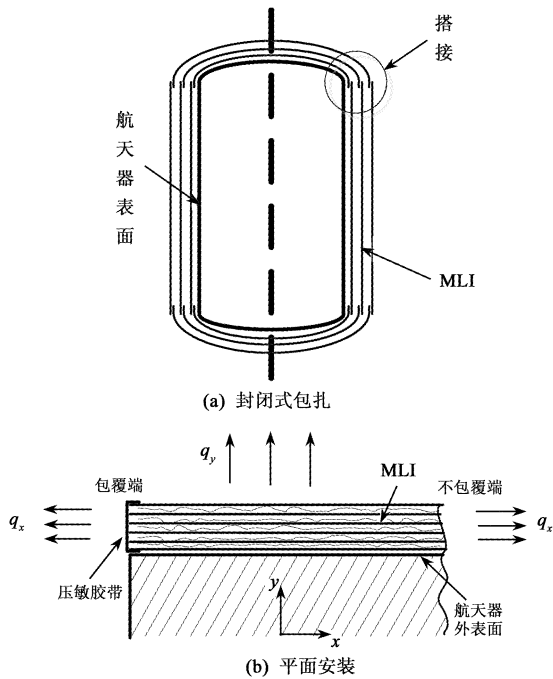


图 1 多层隔热材料包扎方案
Fig. 1 Pack scheme of MLI

1 MLI 结构与传热机理

多层隔热材料的结构示意图见图 2,它由许多具有高反射能力的辐射屏与具有低导热率的间隔物交替所构成。应用最多的反射屏材料主要有铝箔和真空镀铝或镀金的聚酯薄膜和聚酯亚胺,而间隔材料主要为网状织物、疏松纤维和泡沫塑料等。

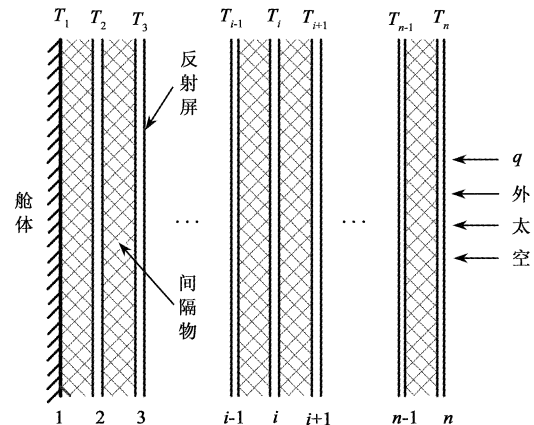


图 2 多层隔热材料结构示意图
Fig. 2 Structure representation of MLI

一般认为多层隔热体内沿法向传热有 3 种模式:反射屏的辐射换热、间隔物与反射屏间的固体导热和屏内残余气体的导热^[7]。

对于 2 个无限大的相互不接触的平行平面,若其表面都具有灰表面性质,其间为真空状态,且假定所有表面的发射率均相同,则辐射换热量为

$$q_r = \sigma(T_1^4 - T_2^4) / (\frac{2}{\epsilon} - 1) \quad (1)$$

式中, σ 为斯蒂芬-波尔兹曼常数, T_1, T_2 分别为两相邻反射屏的温度, ϵ 为反射屏表面发射率。显然,发射率越低其隔热效果就越好。

根据文献[8],当压强低于 10^{-2} Pa 时,残余气体的导热可以忽略不计。对于高度为 300km 以上的外太空,其大气压力低于 10^{-5} Pa,而目前间隔材料主要以尼龙丝、涤纶丝等网状织物为主,具有尺寸稳定性好、放气率低等特点^[5],因此在空间环境条件下可以不考虑多层间的气体导热。

影响固体导热热阻因数很多,如间隔材料的热导率、反射屏和间隔材料的接触压强、接触界面的变形系数以及界面接触点的个数等,在理论计算中所需的参数十分复杂。文献[9-11]在处理多层屏间的固体导热时,假定固体热导率是不变的,屏间固

体导热热流密度表示为:

$$q_s = k_s \frac{T_1 - T_2}{\delta} \quad (2)$$

式中 k_s 为相邻屏的固体导热系数, δ 为屏间距。

本文为方便分析, 同样采用以上假设。根据试验统计数据, k_s 与层密度 N 有以下近似关系:

$$k_s = aN^b \quad (3)$$

$$N = n/\Delta \quad (4)$$

a, b 表示系数, 其中 b 的值一般大于 1。 n 为多层材料的反射屏数量, Δ 表示多层的厚度。

多层绝热系统中, 穿过第 i 层反射屏的比热流为:

$$q_i = q_{ri} + q_{si} = \sigma(T_i^4 - T_{i+1}^4) / \left(\frac{2}{\varepsilon} - 1\right) + aN^b(T_i - T_{i+1}) / \delta \quad (5)$$

在稳态条件下, 通过每个反射屏的传热量应该相等, 即:

$$q_i = q_{i+1} = q \quad (6)$$

将(5)式代入并整理得到:

$$q = \frac{\sigma}{(n-1)\left(\frac{2}{\varepsilon} - 1\right)}(T_1^4 - T_n^4) + \frac{aN^b}{\Delta}(T_1 - T_n) \quad (7)$$

则多层隔热系统的当量导热系数为:

$$\begin{aligned} K &= \frac{q\Delta}{T_1 - T_n} \\ &= \frac{\sigma}{N\left(\frac{2}{\varepsilon} - 1\right)}(T_1 + T_n)(T_1^2 + T_n^2) + aN^b \\ &= \frac{c}{N}(T_1 + T_n)(T_1^2 + T_n^2) + aN^b \end{aligned} \quad (8)$$

这样就将影响隔热性能的很多因素归入系数 a, b 和 c 中。因此在特定的实验条件下, 可以通过实验得到的当量热导率数据来反演固体导热分量和辐射热流分量。

2 热分析数值计算模型

2.1 计算方法

为讨论边缘漏热, 不能继续采用一维稳态方式建立传热模型, 本文利用有限元法, 将多层隔热结构离散为二维平面上的一个个小区间, 建立二维数值分析模型进行求解。

描述厚度为 δ 的平面稳态导热-辐射问题的微分方程为

$$\begin{aligned} \delta \left[\frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) \right] = \\ \sigma \varepsilon T^4 - \sigma \sum_{n=1}^N \varepsilon_n B_n T_n^4 - q_s \end{aligned} \quad (9)$$

在平面边缘的单元有附加的边界条件:

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_r = \sigma \varepsilon_r T^4 - \sigma \sum_{n=1}^N \varepsilon_n B_{nr} T_n^4 - q_{sr} \quad (10)$$

与上两式相应的满足欧拉方程的泛函为:

$$\begin{aligned} I[T(x, y)] = \\ \delta \iint_D \frac{1}{2} \left[\lambda_x \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)^2 + \lambda_y \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)^2 \right] dx dy - \\ \iint_{\sigma_s} q_s T dx dy + \iint_{\sigma_r} \sigma \left(\varepsilon \frac{1}{5} T^4 - \sum_{n=1}^N \varepsilon_n B_n T_n^4 \right) T dx dy - \delta \oint_r q_{sr} T ds + \\ \delta \oint_r \sigma \left(\varepsilon_r \frac{1}{5} T^4 - \sum_{n=1}^N \varepsilon_n B_{nr} T_n^4 \right) T ds \end{aligned} \quad (11)$$

在每个小区间内用里兹法对该泛函作变分计算, 然后对整个求解域进行联解, 即可得到各节点的温度分布, 并获取整个平面的温度场和热通量。

2.2 有限元建模方法

作以下假设: 多层反射屏的所有表面都为灰表面; 任意两层反射屏之间的间距相等且各间隔层的布置状态相同; 屏间固体导热系数只与层密度有关; 包覆周边所用压敏胶带只与内外反射屏接触。为方便表述, 称多层隔热材料周边不封闭为无包覆状态, 采用压敏胶带对周边进行封闭为包覆状态, 而无边缘漏热称为理想状态。

采用有限元软件 ANSYS 进行传热分析。对多层隔热材料的横截面建立二维模型, 并假设垂直平面方向的尺寸为无穷大。用四节点四边形单元 PLANE55 对每一反射屏划分网格; 间隔材料不建模, 利用热传导杆单元 LINK33 模拟层间的固体导热; 最后采用 AUX12 矩阵生成器用于生成各辐射面之间以及辐射面与空间的角系数矩阵, 并将其作为超单元进行辐射热分析。

模型中主要热物性参数如多层内部反射屏的发射率和屏间固体导热系数通过实验数据来反演。边界条件如下: 多层内表面紧贴航天器, 假设温度保持不变, 为 288K; 最外层反射屏和两端与深冷空间接触, 环境温度为 4K。多层隔热材料的漏热量以通过内表面的热流表示。图 3 和图 4 分别为 MLI 无包覆

状态和有包覆状态的有限元模型示意图。

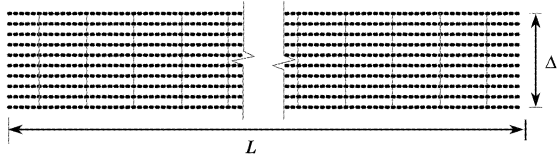


图 3 无包覆状态的二维有限元模型示意图

Fig. 3 2d FEM model of uncovered MLI

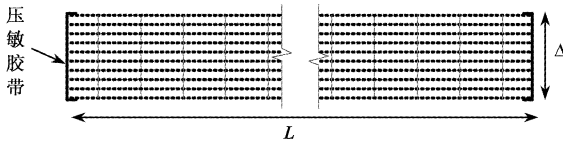


图 4 有包覆状态的二维有限元模型示意图

Fig. 4 2d FEM model of covered MLI

3 计算及结果分析

3.1 屏间固体导热系数

根据文献[12]中的数据来分析多层内的固体导热系数 k_s 。选用的试件由 10 层反射屏和 10 层间隔物组成。反射屏为双面镀金的聚酰亚胺薄膜,厚 $6.35 \sim 8.13 \mu\text{m}$,间隔物为厚 $167 \mu\text{m}$ 涤纶网;试件不加压时厚度为 0.386cm ;热面温度为 288K ,冷面温度为 77.5K ;测试压力小于 $1.3 \times 10^{-4} \text{Pa}$ 。采用最小二乘法拟合实验数据,所得结果如下:

$$K = 1.8335 \times 10^{-12} N^2 + 6.7278 \times 10^{-10} \frac{(T_1 + T_n)(T_1^2 + T_n^2)}{N} \quad (12)$$

图 5 所示为试验数据与理论曲线的对比,两者符合得较好,因此该计算模型可以作为满足工程应用的参考。

根据公式(3)和(8)有:

$$k_s = 1.8335 \times 10^{-12} N^2 \quad (13)$$

$$c = \sigma / \left(\frac{2}{\varepsilon} - 1 \right) = 6.7278 \times 10^{-10} \quad (14)$$

(13)式即为该种隔热材料的屏间固体导热系数表达式,可知 k_s 与层密度的平方成正比。由(14)式可解得 $\varepsilon = 0.023$,即多层内部反射屏的发射率为 0.023 ,这与实际镀金薄膜的发射率相符合,进一步说明该计算模型的准确性。外包覆层一般采用单面镀铝聚酰亚胺薄膜,其面向空间的辐射率为 $\varepsilon_{\text{out}} = 0.68$ 。下面以此为基础分析多层隔热材料的边缘漏热。

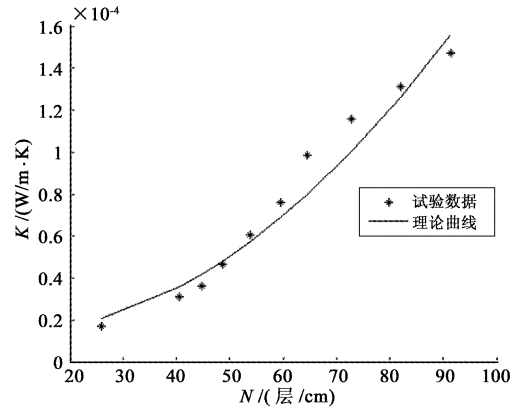


图 5 试验数据拟合

Fig. 5 Comparison between test data and fitting curve

3.2 无包覆状态的漏热分析

图 6 实线显示了试件不加压时,不包覆状态下 MLI 漏热热流密度随尺寸 L 的变化情况,其中虚线为理想无边缘漏热情况下的漏热热流密度。从中可知随着尺寸 L 的减小,多层隔热材料漏热密度增加。当取 $L = 0.5 \text{m}$ 时,无包覆状态产生的额外漏热与理想状态的相对误差为 30% ,而当 $L = 0.1 \text{m}$ 时,相对误差超过了 120% ,即漏热量增加超过一倍。这说明多层的安装尺寸对其隔热性能有较大的影响,当 L 足够大时可以忽略其边缘漏热。这是因为 L 增大时,多层反射屏对不封闭周边的辐射角系数减小,通过周边辐射窗口漏出的热量就较小。因此在设计多层结构时,应尽量使用一整块大面积的隔热材料对航天器表面进行包覆,而不是采用多块小面积的多层材料进行组合包覆。

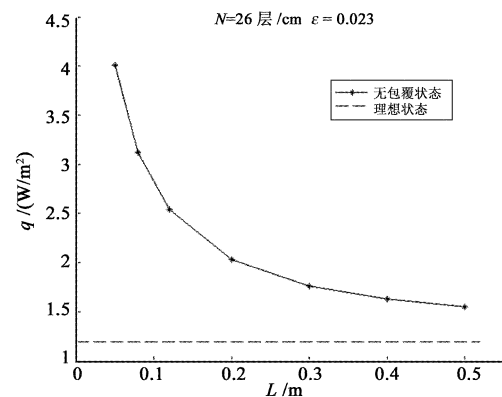


图 6 无包覆状态下漏热热流密度随安装尺寸的变化曲线

Fig. 6 Heat flux leakage curve of uncovered MLI along with the change of mounting dimension

图 7 实线表示无包覆状态下 MLI 漏热随层密度 N 的变化情况,虚线为理想状态下的漏热热流密度,图 8 为两者的相对误差,计算过程中保持 $L = 0.3\text{m}$ 不变。从中可知随着层密度的增大,多层组件的漏热量也增大,由(13)式可知,这主要是由固体导热分量的增大引起的。当层密度 $N = 25 \sim 45$ 层/cm 时,无包覆状态的漏热和理想状态漏热的绝对误差基本保持不变。这是因为在一定范围内,虽然层密度增大导致周边辐射窗口的尺寸减小,但由于层间固体导热系数 k_s 也增大,使得整体反射屏的温度上升,辐射量加大,综合效果就使得边缘漏热量保持不变。但是两者的相对误差却随着层密度的增大而减小,当 $N > 50$ 层/cm 时,相对误差小于 15%,而若 $N < 15$ 层/cm,相对误差超过 100%。实际应用中 MLI 的最佳层密度一般取 20 ~ 30 层/cm,此时的漏热误差在 50% 左右,对隔热性能有一定影响。若层密度取更大值例如在 50 层/cm 以上时,则可以忽略边缘漏热的影响。

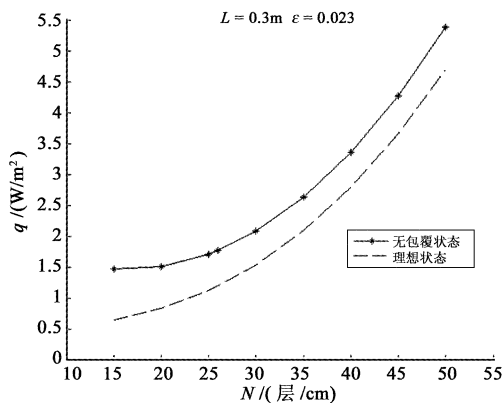


图 7 无包覆状态下漏热热流密度随层密度的变化曲线

Fig. 7 Heat flux leakage curve of uncovered MLI along with the change of layer density

3.3 有包覆状态的漏热分析

这种情况下,由于周边封闭,通过其漏出的内部辐射量将会很少,但是压敏胶带通过将上下两层反射屏连通,使得下层反射屏可以直接通过胶带的导热与上层反射屏进行热交换,从而破坏了原来多层内的热平衡分布,此外,压敏胶带也会与空间进行辐射热交换,因此对多层的传热也会造成影响。

与与上述分析对比,取层密度 $N = 26$ 层/cm, $L = 0.3\text{m}$, $\varepsilon = 0.023$ 。图 9 为计算结果,其中实线分别

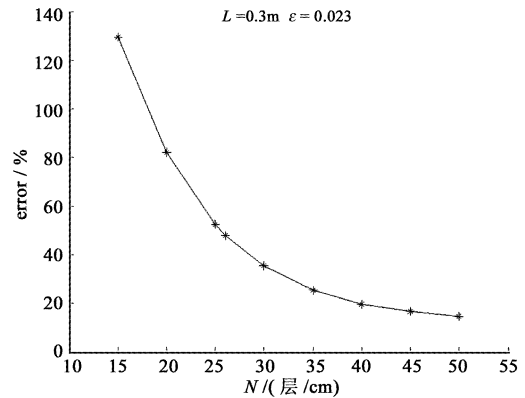


图 8 无包覆状态与理想状态下漏热相对误差随层密度的变化曲线

Fig. 8 Curve of heat flux leakage relative error between covered and uncovered MLI along with the change of layer density

表示不同压敏胶带外表面发射率 ε_b 下有包覆状态的多层隔热组件漏热热流密度随导热系数 λ_b 的变化关系,虚线分别为理想状态和无包覆状态下的漏热。从中可知,随着 λ_b 和 ε_b 的增大,多层隔热组件的漏热量是不断增大的。当 λ_b 足够小时,其漏热值接近于理想状态下的漏热值,此时可以认为周边处于绝热状态,不产生边缘漏热。但是当 λ_b 和 ε_b 的值较大时,产生的额外漏热将会很大,如取 $\lambda_b = 0.5$, $\varepsilon_b = 0.5$ 时,相对误差将达到 200%,而相同条件下无包覆状态下的相对误差只有 48%。因此可知,除非 λ_b 和 ε_b 取很小的值,否则有包覆状态下的漏热量要大于相同条件下无包覆状态下的漏热量。

图 10 显示了不同层密度下有包覆和无包覆状态下的漏热,可以看出当层密度较小时,两者相差较小,但是基本上有包覆状态相比无包覆状态会产生更多的漏热。航天上一般使用双面镀铝或镀金的塑料薄膜封闭多层隔热组件的周边和切口,这些材料的导热系数 λ_b 大都在 $0.1 \sim 1\text{W/m} \cdot \text{K}$ 以内,发射率 ε_b 较低,一般在 0.1 附近。根据分析结果可知,采用这些材料封闭周边所得效果不比直接裸露周边得到的效果好,即包覆周边并不能更有效地减少边缘漏热。

多层结构周边不封闭还有一个好处,在阳面时,由于受阳光照射,多层内整体温度会很高,而辐射强度是与 T^4 成正比,此时通过周边的漏热也相应增大,相反通过多层向航天器内部传导的热通量就减小,从而可以更好地隔绝外部加热。此外,周边不

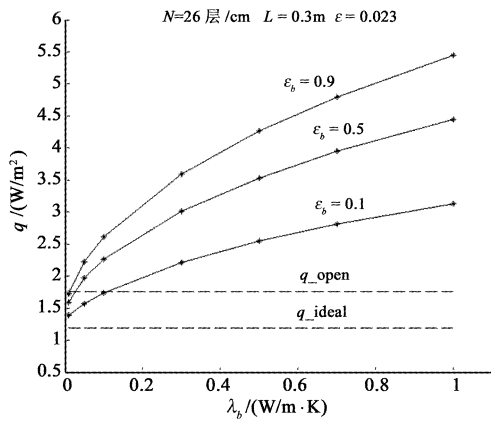


图 9 压敏胶带不同发射率下的漏热热流密度随导热系数的变化曲线

Fig. 9 Heat flux leakage curve of covered MLI along with the change of thermal conductivity under different emissivity of pressure sensitive tape

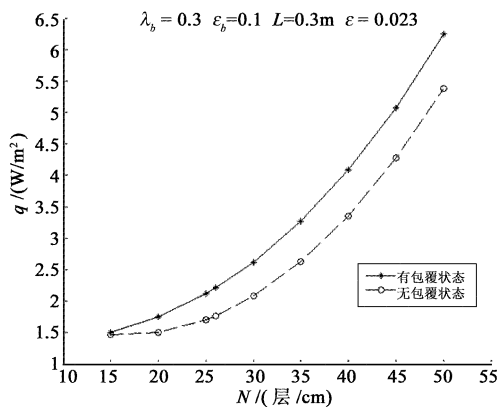


图 10 有包覆和无包覆状态下的漏热热流密度随层密度的变化曲线

Fig. 10 Comparison of heat flux leakage between covered and uncovered MLI along with the change of layer density

封闭结构使得多层内的气体能更快地排出,这样反射屏上就没有必要进行打孔。

但并不是漏热量更少就不需对多层周边进行包覆。由于 MLI 一般应用在航天器的最外层,直接与空间环境接触,而其内层常使用聚酯薄膜材料,抗紫外辐照能力较差,若周边不封闭,则容易使得内层反射屏受紫外线辐射而失效。此外,若多层内使用的各种缝合线没有耐原子氧剥蚀的能力,也需要包覆周边以防止这些线被破坏。

以上分析中假设多层在垂直平面方向无穷大,即认为多层在该方向上无漏热,实际应用中多层隔

热材料的边缘漏热将更严重。

4 结 论

本文首先推导了理想多层的一维传热半经验公式,然后采用有限元方法建立了多层隔热材料二维稳态辐射和导热的复合传热模型,并对影响其边缘漏热的多个因素进行了研究,得到如下结论:

理想高真空多层隔热材料的当量导热系数只与边界温度和层密度有关,对于特定的多层材料,可以通过实验得到的当量热导率数据来反演屏间的固体导热系数。

在实际应用中,若 MLI 的安装面积和层密度足够大,其边缘漏热量占总热交换量的百分比将很小,可以忽略不计。而若面积较小或是层密度很小,则会有较大的边缘漏热产生,这种情况下,对于在理想包扎方式下获得的多层热性能参数,需要进行适当的修正才能得到更准确的分析结果。

对于不封闭的包扎方式,和以往文献表述不同,在相同条件下,MLI 四周采用压敏胶带进行包覆的状态相比四周不包覆的状态,并不能有效减少边缘漏热,甚至会有更多的漏热产生。因此在考虑空间紫外辐照影响的情况下,在应用 MLI 时,若其暴露在航天器的外表面,则一般要对周边进行封闭,选用的压敏胶带应尽可能采用具有低导热系数和低红外发射率的材料,同时压敏胶带作为外包覆层,还需考虑其安装使用强度。若多层组件没有暴漏在空间中,则周边不需封闭,这样隔热效果更好。

参 考 文 献

[1] 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术 - 原理及其应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007: 145 - 158.

[2] Johnson W L. Thermal performance of cryogenic multilayer insulation at various layer spacings[R]. NASA: Kennedy Space Center, 2010.

[3] 朱公先. 多层绝热中一个新的比热流理论计算公式的建立和实验检验[J]. 低温工程, 1983 (3): 44 - 53. [Zhu Gongxian. The establishment of a new heat flow theory in multilayer insulation system and experiment[J]. Cryogenics, 1983(3): 44 - 53.]

[4] Toshiyuki A. Thermal performance of multilayer insulation. Part 1. Derivation of a prediction - based heat - flux equation[J]. Heat Transfer-Japanese Research, 1994, 22(8): 747 - 762.

[5] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京: 中国宇航出版社,

- 1991; 177 - 199.
- [6] 韩海鹰, 黄家荣. MLI 碎片防护能力增强措施对隔热性能的影响[J]. 宇航学报, 2010, 31(1): 259 - 263. [Han Hai-ying, Huang Jia-rong. The influence of debris protection ability enhancement measures on MLI heat insulation [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(1): 259 - 263.]
- [7] 陈国邦, 张鹏. 低温绝热与传热技术[M]. 北京: 科学出版社, 2004: 55 - 73.
- [8] 孙培杰, 吴静怡. 层间稀薄气体传热对多层绝热材料性能的影响分析[J]. 低温与超导, 2008, 36(9): 11 - 16. [Sun Pei-jie, Wu Jing-yi. Analysis of the rarefied gas heat transfer characteristics on degraded vacuum multilayer insulation material [J]. Cryogenics, 2008, 36(9): 11 - 16.]
- [9] 杨明, 吴晓迪, 吕相银, 等. 航天器多层绝热材料的非稳态传热分析[J]. 制冷技术, 2009, 37(8): 45 - 50. [Yang Ming, Wu Xiao-di, Lv Xiang-yin, et al. Analysis of unsteady heat transfer of spacecraft multilayer insulation [J]. Refrigeration, 2009, 37(8): 45 - 50.]
- [10] 符锡理. 真空多层绝热理论研究和传热计算[J]. 低温工程, 1989(2): 1 - 11. [Fu Xi-li. Theoretical research and heat transfer calculation [J]. Cryogenics, 1989(2): 1 - 11.]
- [11] 肖志宏, 汪荣顺, 石玉美, 等. 应用逐层传热模型分析高真空多层绝热中的传热过程[J]. 真空科学与技术学报, 2004, 24(2): 113 - 117. [Xiao Zhi-hong, Wang Rong-shun, Shi Yu-mei, et al. Theoretical analysis of heat transfer of High vacuum multi-layers [J]. 2004, 24(2): 113 - 117.]
- [12] 江经善. 多层隔热材料及其在航天器上的应用[J]. 宇航材料工艺, 2000, 30(4): 17 - 25. [Jiang Jing-shan. Multilayer insulation materials and their application to spacecraft [J]. Aerospace Materials & Technology, 2000, 30(4): 17 - 25.]

作者简介:

戴勇超(1988 -), 男, 硕士, 主要从事飞行器总体与热控分系统的研究。

通信地址: 北京航空航天大学新主楼 B333(100191)

电话: (010)82313385

E-mail: sa_dyc@sa.buaa.edu.cn

(编辑: 张宇平)