

卫星表面隔热材料红外辐射的数值分析

杨 明, 吴晓迪, 吕相银, 李颖杰

(电子工程学院安徽省红外与低温等离子体重点实验室, 安徽 合肥 230037)

摘 要:以卫星表面隔热材料物理模型为基础,考虑了隔热材料中的辐射换热以及间隔物和残留气体的导热情况下,建立起隔热材料温度计算模型。卫星表面红外辐射包括隔热材料外表面自身红外辐射和反射空间环境辐射。最后,结合具体的卫星运行轨道,计算了隔热材料的温度场和红外辐射。结果表明,卫星红外辐射主要集中在远红外波段,而且其中反射地球辐射占近45%。

关键词:空间光学;隔热材料;红外辐射

中图分类号:V25 **文献标识码:**A

Numerical analysis on the infrared radiation of multilayer insulation outside the satellite

YANG Ming, WU Xiao-di, LÜ Xiang-yin, LI Ying-jie

(Key Lab of Infrared and Low Temperature Plasma of Anhui Province, Electronic Engineering Institute, Hefei 230037, China)

Abstract: Base on the physical model of multilayer insulation (MLI) outside the satellite, the temperature model of MLI was established, considering the radiation heat transfer, solid thermal conduction and residual gas conduction. The infrared radiation of MLI included self-radiation and space environment radiation. At last, combined with the given orbit, the temperature field and infrared radiation was obtained. The calculation result showed the most energy of infrared radiation was concentrated on far infrared radiation band, and the energy of reflecting the earth infrared radiation accounted for 45% nearly.

Key words: space optics; multilayer insulation; infrared radiation

1 引 言

卫星表面红外辐射是卫星探测、发现和跟踪的重要依据之一。我国已对卫星表面温度场和红外辐射进行了一定的研究,文献[1]~[4]分别计算了卫星的温度和红外辐射。由于卫星被动热控需求,需要在卫星表面包覆隔热材料来保证舱体正常的工作温度,所以,卫星表面的红外辐射其实是包覆的隔热材料的红外辐射。表面红外辐射包括两部分:自身

辐射和反射辐射。由普朗克公式可知,卫星自身红外辐射是由表面温度和发射率决定的,反射辐射主要考虑空间轨道热流和表面反射率。本文将在隔热材料物理模型的基础上分析建立卫星表面隔热材料的温度和红外辐射计算模型。

作者简介:杨 明(1986-),男,硕士研究生,研究方向为空间目标热控技术。E-mail: yangming8619@163.com

收稿日期:2009-06-17

2 隔热材料温度计算模型

多层绝热材料结构示意图如图1所示,该隔热材料有 N 层反射屏。为了便于研究,作以下假设:
①由于绝热材料的铺设面积往往较大,其横向尺寸比厚度要大得多,并且采取一定的措施减小横向的漏热,所以可以假设多层绝热材料中传热过程为垂直于反射屏方向的一维传热^[5]。
②在实际空间真空环境下主要考虑有间隔物影响的辐射换热以及间隔物和残留气体的导热,而忽略气体自然对流换热。
③同一反射屏上温度变化一致,即忽略反射屏热阻。
④在计算模型中各表面的光谱发射率和光谱吸收率为常数。
⑤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。

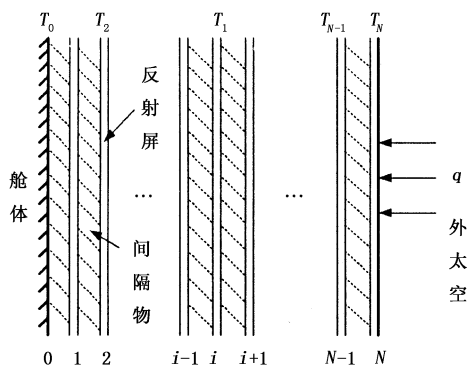


图1 多层绝热材料模型

多层绝热材料是由反射屏和纤维间隔物堆栈而成,每个单元内的传热方式相同,取出一个单元 i 来建立多层绝热材料的传热模型如图2所示。由于纤维间隔物内的传热是热传导和热辐射的复合热传递,所以要从能量平衡方程出发建立起绝热组件的非稳态传热模型,利用初始和边界条件对传热模型进行计算。反射屏($i = 1, 2, \dots, N-1$)的能量平衡方程为:

$$q_{r(i)}^+ + q_{r(i)}^- + q_{s(i)}^+ + q_{s(i)}^- + q_{g(i)}^+ + q_{g(i)}^- + c\rho\Delta\tau \frac{dT_i}{dt} = 0 \quad (1)$$

式中, $q_{s(i)}^+, q_{s(i)}^-, q_{g(i)}^+, q_{g(i)}^-, q_{r(i)}^+, q_{r(i)}^-$ 分别为第 i 层反射屏两侧的固体导热、残留气体换热以及辐射换热热流密度; T_i 表示第 i 层反射屏的温度; $c, \rho, \Delta\tau$ 分别为反射屏的密度、比热容和厚度。

$$q_{r(i)}^+ = \varepsilon_e \sigma (T_i^4 - T_{i+1}^4) \quad (2)$$

式中, ε_e 为相对的两反射屏的等效发射率。设定反射屏为铝箔,发射率为0.05,则 ε_e 为0.0256。

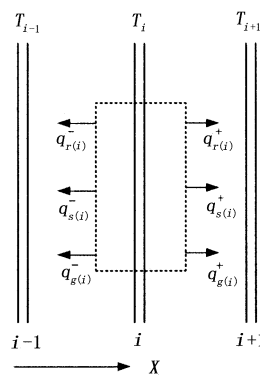


图2 节点 i 的能量平衡

对于固体导热,影响导热系数 K_s 的因素很多,在理论计算中需要的参数十分复杂。但是分析固体导热的试验比较多,实验数据比较丰富。所以可以在特定的实验条件下,假定固体热导率是常数,通过实验得出的固体导热分量数据来反演固体导热系数 K_s 。则屏间固体导热热流密度为:

$$q_{s(i)}^+ = K_s \cdot \frac{T_i - T_{i+1}}{\delta} \quad (3)$$

对于残留气体传热^[6],有:

$$q_{g(i)}^+ = \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \alpha_l \sqrt{\frac{R_m}{8\pi M}} \frac{P}{\sqrt{T}} (T_i - T_{i+1}) \quad (4)$$

式中, α_l 为气体分子总热适应系数,假设层间的气体主要是空气, α_l 取0.818; R_m 为普适气体常数,为 $8314 \text{ N} \cdot \text{m}/\text{kmol} \cdot \text{K}$; γ 为空气比热比, $\gamma = 1.4$;空气分子量 $M = 29$, T 取 T_i 和 T_{i+1} 的平均值, P 为反射屏间的压强。

对于外包覆层($i = N$),由于其直接暴露在外太空中,需要选择满足相关要求的材料来制作,一般情况下,选择镀铝聚酰亚胺薄膜或“Beta”织物。其能量平衡方程为^[7]:

$$\varepsilon \sigma T_N^4 + q_{s(N)}^- + q_{g(N)}^- + q_{r(N)}^- + c\rho\Delta\tau \frac{dT_N}{dt} = q \quad (5)$$

式中, ε 为外包覆层发射率; q 为外表面吸收的空间热流密度,其随航天器运行而一直变化; σ 为玻尔兹曼常数。

对每一反射屏建立起一个平衡方程,联立成微分方程组,当已知初始条件和边界条件,对方程组进行求解,即可得到航天器在飞行过程中各反射屏的温度变化情况。微分方程组的解法比较多,如欧拉法、休恩法、泰勒级数法和龙格/库塔法等,本文采用其中一种比较简便的算法,四阶龙格/库塔法。由于航天器在飞行过程中,边界条件实时变化,就需要设

定时间步长 Δt , 在 Δt 时间内边界条件保持不变, 计算绝热材料的非稳态传热, 同时 Δt 以结束时的温度作为下一个时间步长的初始温度来实现得出整个航天器飞行过程中各反射屏的温度数值变化规律。

3 卫星红外辐射特性的计算模型

卫星表面红外辐射是由隔热材料自身红外辐射和在红外波段反射的太阳辐射、地球辐射和地球反照辐射构成。在确定隔热材料表面温度后, 将其看成一个朗伯发射体来计算自身红外辐射, 隔热材料反射红外辐射则按照漫反射理论计算。表面面元的光谱辐射出射度可以表示为:

$$M_{1\lambda} = \varepsilon \frac{c_1 \lambda^{-5}}{\exp[c_2/(\lambda T_N)] - 1} \quad (6)$$

式中, c_1, c_2 分别为第一和第二辐射常数。

太阳可等效成温度为 5762 K 的黑体, 则由普朗克黑体辐射定律可以得到太阳直接照射卫星的光谱辐射照度为:

$$E_{2\lambda} = E_{s\lambda} \cos\theta = \frac{8148 \cos\theta}{\lambda^5 [\exp(2.497/\lambda) - 1]} \quad (7)$$

式中, θ 为面元的外法线与太阳入射方向的夹角。

从图 3 中可以看出太阳辐射的总能量中 $3 \sim 5 \mu\text{m}$, $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段的能量比非常小, 在计算反射辐射时, 红外波段反射的太阳辐射和地球反照辐射可以忽略。

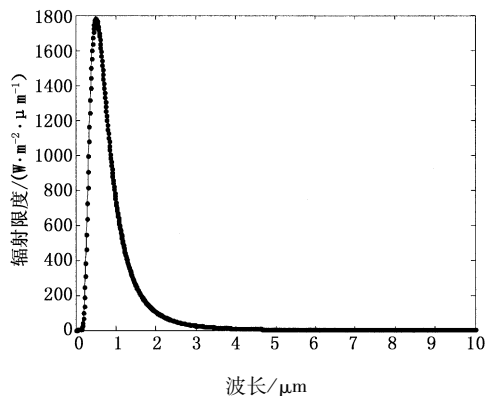


图3 太阳直射在卫星表面的光谱照度($\theta=0$)

地球等效成温度为 293 K 的黑体^[8], 它的表面辐射遵守朗伯定律。由黑体辐射定律求得地球表面的光谱辐射出射度为:

$$M_{e\lambda} = \frac{3.7418 \times 10^8}{\lambda^5 [\exp(14388/293\lambda) - 1]} \quad (8)$$

地球辐射在卫星表面的光谱辐照度为:

$$E_{3\lambda} = \frac{3.7418 \times 10^8}{\lambda^5 [\exp(49.1/\lambda) - 1]} \phi_e \quad (9)$$

式中, ϕ_e 为地球辐射角系数。

则卫星表面隔热材料的红外辐射出射度为:

$$M = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} (M_{1\lambda} + \rho E_{3\lambda}) d\lambda \quad (10)$$

式中, $\rho = 1 - \varepsilon$, 为隔热材料外表面的红外反射率; λ_1, λ_2 为红外波段的上下波长。

4 计算举例

假定某一圆形轨道、六面体结构的三轴稳定低轨卫星, 卫星轨道半径为 6653 km, 轨道倾角 $i_\theta = 60^\circ$, 卫星运行周期为 5400 s, 升交点赤经为 $\pi/2$, 太阳直射地球赤道, 初始时刻定为会日点, 在第一个周期内卫星进、出地球阴影区的时刻分别为 1890 s 和 3510 s。卫星各点的初始温度都为 300 K。隔热材料外表面的可见光吸收率和红外发射率分别为 0.1 和 0.5。以卫星对地面为例, 计算分析其表面隔热材料的温度和红外辐射。

图 4 列出了空间环境在卫星对地面上的辐射照度, 由于卫星对地定向, 地球辐射角系数是定值, 所以接收到的地球红外辐射能量保持不变。图 5 为隔热材料最外层的温度周期变化曲线, 温度变化幅度为 12 K。图 6 为卫星对地面在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$, $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段的红外辐射, 其峰值分别为 $11.4 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ 和 $330 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ 。

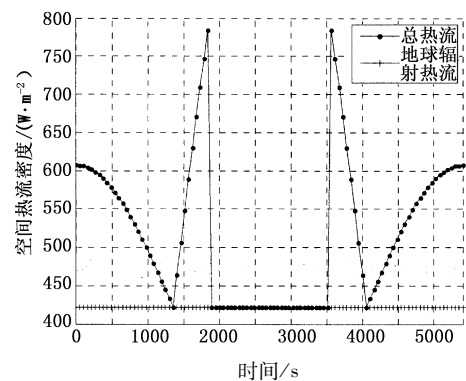


图4 卫星对地面上的空间热流密度

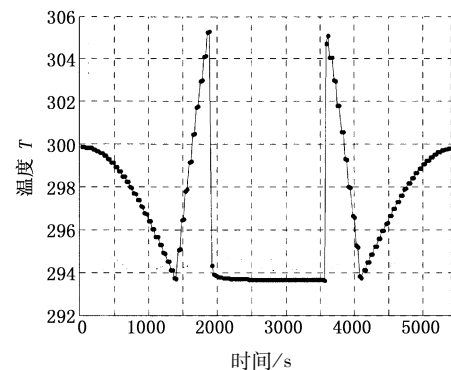
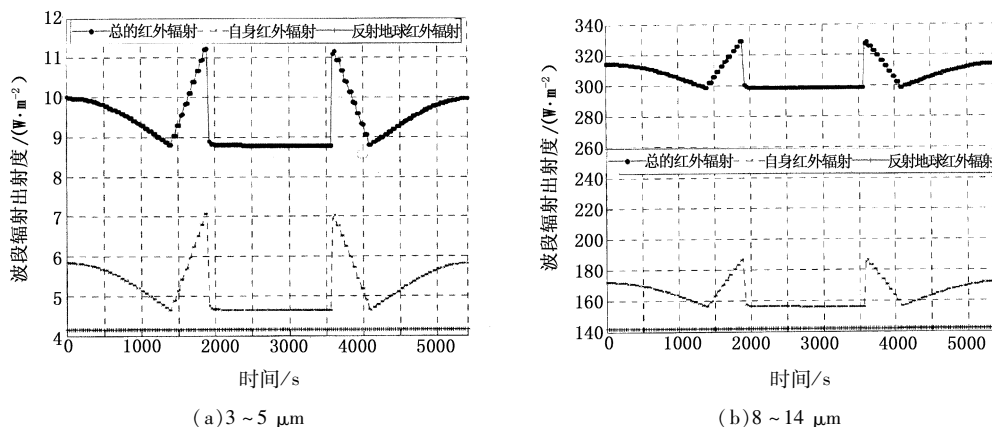


图5 对地面隔热材料最外层温度变化曲线

图6 卫星对地面在3~5 μm 、8~14 μm 波段的红外辐射

5 结束语

本文在充分考虑了卫星表面隔热材料内的辐射换热、间隔物导热以及残留气体导热的情况下,建立起隔热材料的非稳态传热模型。根据特定轨道参数,以计算出空间热流为边界条件,利用四阶龙格/库塔法求解微分方程组,得到隔热材料温度场,并分别计算了在3~5 μm 、8~14 μm 波段的隔热材料外表面的红外辐射。结果表明,卫星的红外辐射集中在8~14 μm 长波波段,而且反射地球红外辐射基本占40%~45%。

参考文献:

- [1] 薛丰廷,汤心溢. 空间目标瞬态温度特性研究[J]. 激光与红外,2008,38(8):223-225.
- [2] 孙凤贤,夏新林,刘顺隆. 航天器温度场的蒙特卡罗法计算[J]. 哈尔滨工程大学学报,2001,22(5):10-12.
- [3] 韩玉阁,宣益民. 卫星的红外辐射特性研究[J]. 红外与激光工程,2005,34(1):34-37.
- [4] 沈国土,杨宝成,蔡继光,等. 卫星红外辐射场理论模拟[J]. 中国空间科学技术,2005,4(2):6-10.
- [5] 李鹏,程惠尔. 空间屏打孔多层隔热材料热计算模型[J]. 低温与超导,2006,34(2):76-78.
- [6] 张存泉,徐烈,邓东泉,等. 低温真空多层绝热结构热阻的理论分析[J]. 低温工程,2000,(5):37-41.
- [7] 侯增祺,胡金刚. 航天器热控制技术[M]. 北京:中国科学技术出版社,2007:151-154.
- [8] 舒锐,周彦平,陶坤宇. 空间目标红外辐射特性研究[J]. 光学技术,2006,32(2):196-199.