

卫星热模型蒙特卡罗混合算法的修正方法应用研究

程文龙^①, 刘娜^①, 李志^②, 钟奇^②, 王爱明^②, 张志民^②, 何宗波^②

① 中国科学技术大学热科学和能源工程系, 合肥 230027;

② 中国空间技术研究院总体部, 北京 100094

E-mail: wlcheng@ustc.edu.cn

2010-01-12 收稿, 2010-04-06 接受

国家自然科学基金资助项目(50876096)

摘要 基于蒙特卡罗混合算法对地面试验状态下的一颗模拟热控星的热模型的修正进行了研究. 首先对热模型不确定参数进行了敏感性分析, 得到了卫星热控条件下的全局变量和局部变量; 进而将模型修正问题看作参数优化问题, 利用分层修正方法, 采用蒙特卡罗混合算法求解优化问题完成了热模型的修正. 结果显示, 多层当量发射率和涂层发射率是影响整星温度的全局变量, 而接触换热系数是局部变量; 修正后的热模型计算温度与试验温度的偏差全部在 $\pm 3^\circ\text{C}$ 以内, 证明该方法优于传统方法, 完全满足卫星热模型修正的要求.

关键词

模型修正
热分析模型
热平衡试验结果
蒙特卡罗

由于实际航天器的复杂性, 在建立航天器热分析网络模型时通常需要进行许多简化假设, 同时作为热模型输入条件的一些参数, 如接触换热系数、卫星表面涂层热光学性质等都存在着一定程度的不确定性, 这些因素综合作用导致采用网络法计算得到的温度值与航天器热平衡试验或飞行遥测结果都存在着偏差, 有时这种偏差还比较大. 为了尽量减小计算偏差, 提高热分析精度, 以便更准确地对航天器进行温控分析, 必须对热模型进行必要的修正^[1].

目前常用的热模型修正方法主要有基于最小二乘法的综合辐射系数修正^[2]以及半经验试凑法^[3]. 但是这些方法对热模型参数的修正精度在很大程度上取决于分析者的经验判断, 这有可能会对某些关键参数的修正造成较大的偏差; 同时航天器内部结构和布局的越来越复杂, 使得热分析计算中涉及的不确定因素越来越多, 由于参数较多, 且各个参数之间可能互相关联和耦合, 用传统的方法来修正这些参数不仅工作量大, 而且也不能满足航天器越来越高

的温控需求. 因此, 研究新的热模型修正方法就显得十分必要.

蒙特卡罗法因其原理简单、适用范围广, 已被广泛应用于结构分析、粒子输运问题、地球物理反演研究、热物性测量和卫星大气臭氧检测等诸多领域^[4~10]. 由于蒙特卡罗法比传统方法更适合大规模、多参数的热模型修正工作^[1], 近年来, 该方法在空间热模型修正领域的应用前景已受到国内外研究者的重视^{[2], [11,12]}. 文献[13]运用随机方法提高了 INTEGRAL 卫星热模型修正的效率, 但是修正精度有待提高. 文献[14,15]针对某一虚拟卫星热模型进行了修正, 把表面涂层热光学性质、接触传热系数等参数作为不确定参数, 并取得了较好的分析效果, 但是该文献所选用的是一颗虚拟卫星, 由于缺乏试验数据的支持, 只能以计算结果作为“试验真值”进行分析, 从而在进行修正时, 各不确定参数的“真值”是已知的, 而真实卫星各不确定参数的真值在一个较大的范围内是未知的, 其修正更为困难; 同时, 在该虚拟卫星热模型

1) Molina M, Finzi A E. Monte Carlo techniques for thermal analysis of space vehicles: Practical examples of robustness determination in preliminary design. AIDAA VIII Congresso Nazionale, 2005

2) 钟奇, 刘伟, 麻慧涛. 浅谈热模型修正. 第七届空间热物理会议文集, 2005

中也没有考虑多层隔热组件的热性能对整星温度不确定性的影响。

由于采用蒙特卡罗方法对卫星热模型进行修正的研究工作在我国才刚刚开始,其在工程实践中的应用效果在公开文献中还没有相应的报道;对于其具体的修正方法、修正步骤等方面的研究还有待于进一步深入。

基于上述原因,本文基于蒙特卡罗混合算法对地面试验状态下的一颗模拟热控星的热模型进行了修正,即首先在对热模型不确定参数进行敏感性分析的基础上,得出卫星热控条件下的全局变量和局部变量;进而将模型修正问题看作参数优化问题,利用分层修正方法,采用蒙特卡罗混合算法求解优化问题完成对热模型的修正。修正后的热模型计算温度与试验温度的偏差全部在 $\pm 3^{\circ}\text{C}$ 以内,证明该方法优于传统方法^[1,3,16],完全满足卫星热模型修正的要求。

1 物理模型描述

模拟热控星采用箱式构型,板式结构。模拟热控星平台结构由对接环、底板、顶板、 $\pm Y$ 侧板、 $\pm Z$ 侧板、 Y 向隔板、 Z 向隔板等组成。模拟热控星的星内设备主要包括大部分电子设备,电子设备主要安装在底板、 Z 向隔板、 Y 向隔板和 $+Y$ 向侧板上。

该模拟热控星没有安装太阳能电池阵、天线等星表设备,其地面热平衡试验在低温真空罐中进行,真空罐采用液氮进行冷却,内表面涂以黑漆,以模拟宇宙空间的真空和冷黑背景环境;利用电阻加热片模拟空间外热流,采用热敏电阻和热电偶进行温度测量。

2 热数学模型

2.1 模型简化分析

在保证计算精度基础上,为分析方便,在建立热

模型时做如下合理简化:

- (i) 星内的电连接器、电缆线、设备安装螺钉在模型中全部忽略;
- (ii) 设备安装板或面板上由电连接器、电缆线、设备安装螺钉等形成的小孔不考虑;
- (iii) 星内设备主要考虑大部分电子设备,按其等效辐射面积简化成六面体、圆柱体或两者的组合体;
- (iv) 不考虑各蜂窝面板之间的接触导热;
- (v) 考虑设备与安装面之间接触热阻的影响。

2.2 节点划分原则

在进行节点划分时,遵循如下原则:

- (i) 一般电子设备视为一个等温体,作为一个节点;
- (ii) 舱板一般建3层,内外层分别划分节点并设定不同的热光学性质,层厚按铝蒙皮厚度;中间一层是蜂窝芯,层厚为蜂窝芯厚度;若包覆多层,则对应的多层外表面为一个节点,厚度为0;
- (iii) 埋热管的舱板按照热管的分布来划分节点,每根热管至少划分3个节点。

2.3 计算模型

依照模型简化以及节点划分原则建立模拟热控星热模型,热模型吸收的空间外热流就用热控星外表面加热片的电功率。模拟热控星热模型如图1(a)所示。

由于模拟热控星的地面热平衡试验是在真空罐内进行的,因此也需要建立真空罐的热模型。在建模时,主要的简化以及参数设置如下:(1)考虑了真空罐内热沉、导轨以及转台等因素,并忽略了线缆、支架等部件;(2)忽略真空罐内稀薄气体的影响;(3)根据试验条件,热沉温度为 -190°C ,真空罐内表面涂层

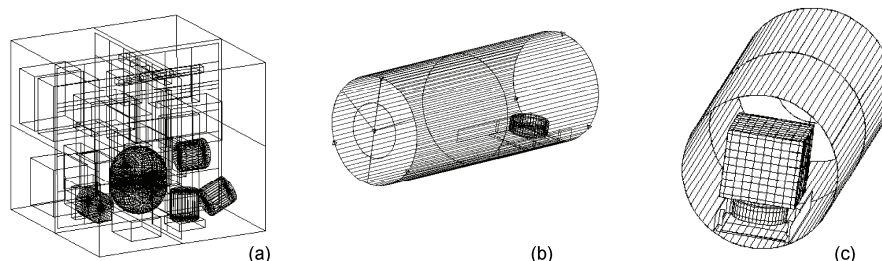


图1 热网络模型

(a) 模拟热控星热模型; (b) 真空罐热模型; (c) 地面试验状态热模型

吸收率和发射率为 0.90. 真空罐热模型如图 1(b)所示.

将模拟热控星热模型按照试验时的位置要求放置在真空罐热模型内, 组合成地面试验状态热模型作为计算模型. 计算模型如图 1(c)所示.

3 热模型修正

3.1 优化模型及优化算法

本文利用 SINDA/FLUINT 进行热模型修正, 其修正的实质为通过选取修正参数, 并构造理论计算值与试验测量值之间的目标函数(OBJECT), 然后通过求解优化问题达到模型修正的目的. 本文的 OBJECT 指实际测量值与理论计算值之间的残差, 表达式视拟合方法而定, 本文采用最小二乘误差法构造 OBJECT, 优化数学模型为

$$\min \left(\sqrt{\sum_{i=1}^N (P_i - T_i)^2 / N} \right), \quad (1)$$

其中 N 指设备数; P_i 指设备 i 的计算温度; T_i 指设备 i 试验温度.

作为如式(1)所构造的单目标无约束优化问题, 主要可以采用以下几种算法进行求解: 拟线性优化方法、蒙特卡罗法和混合算法^[15]. 所谓混合算法实际上是将拟线性优化方法与蒙特卡罗法相结合. 文献[15]对以上各种算法进行了比较, 发现采用混合算法计算耗时少, 精度高, 计算结果不依赖于初始值, 尤其适合参数的先验信息不是很充足的情况, 因此本文采用混合算法.

3.2 热模型修正流程

热模型修正的第一步是通过敏感性分析, 确定关键不确定参数; 确定了关键不确定参数并且给出适当的不确定参数变化范围后, 第二步是选用合适的修正方法对热模型进行具体的修正.

在本试验条件下, 影响整星温度场的不确定参数主要有舱板多层当量发射率、涂层发射率以及设备与安装面间接触换热系数. 利用蒙特卡罗方法对以上参数进行敏感性分析^[14], 通过敏感性分析可知, 舱板多层当量发射率和涂层发射率对星内设备温度都有较大影响, 定义为全局关键参数; 而接触换热系数等参数仅对与其相关的设备温度影响较大, 定义为局部关键参数. 采用分层修正方法对不确定参数

进行修正, 其具体的流程如下:

(1) 首先修正全局关键参数, 取所有修正参数作为变量;

(2) 在(1)的基础上修正局部关键参数, 全局关键参数的值取第一步的计算结果;

(3) 将前两步所得到的参数修正值作为初始值应用拟线性优化算法进一步修正, 其中本文采用的拟线性优化算法为 BFGS 法^[17].

本文对上述不确定参数的取值范围如表 1 所示. 其中, 涂层的热光学性质与涂层类型相关, 各个涂层区域是联动的; 接触换热系数与设备相关, 各个设备的接触换热系数是独立的; 各个区域的多层当量发射率是独立的.

4 计算结果与分析

本文所选取的 3 种计算工况如表 2 所示. 其中稳态工况 1 与稳态工况 2 的外热流状态一致, 但是这两个工况的设备主动控温要求不同; 由于夏至时阴影区的存在, 瞬态工况的计算为采用瞬态热流进行瞬态模拟, 设备温度为过程中平均值; 稳态工况 1, 2 采用轨道周期外热流积分平均值进行整星温度的计算.

稳态工况 1 进行了一组热平衡试验, 其结果作为该工况的试验数据(见图 2); 瞬态工况进行了 3 组试验, 稳态工况 2 进行了 2 组试验, 分别取其试验平均值作为对应工况的试验数据(见图 3 和 4).

表 1 不确定参数

参数描述	参数个数	取值下限	取值上限
干接触的换热系数 $/\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1}$	2	50	200
涂导热脂的接触换热系数 $/\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1}$	22	400	2000
多层当量发射率	6	0.01	0.05
聚酰亚胺膜涂层发射率	1	0.67	0.71
S781 涂层发射率	1	0.86	0.90

表 2 计算工况

工况	外热流	蓄电池主动控温/ $^{\circ}\text{C}$	其他控温设备控温要求/ $^{\circ}\text{C}$	热功耗
稳态工况 1	最大 beta 角外热流	8 ± 0.5	25 ± 0.5	取设计值
瞬态工况	夏至外热流	10 ± 0.5	23 ± 0.5	
稳态工况 2	最大 beta 角外热流	10 ± 0.5	23 ± 0.5	

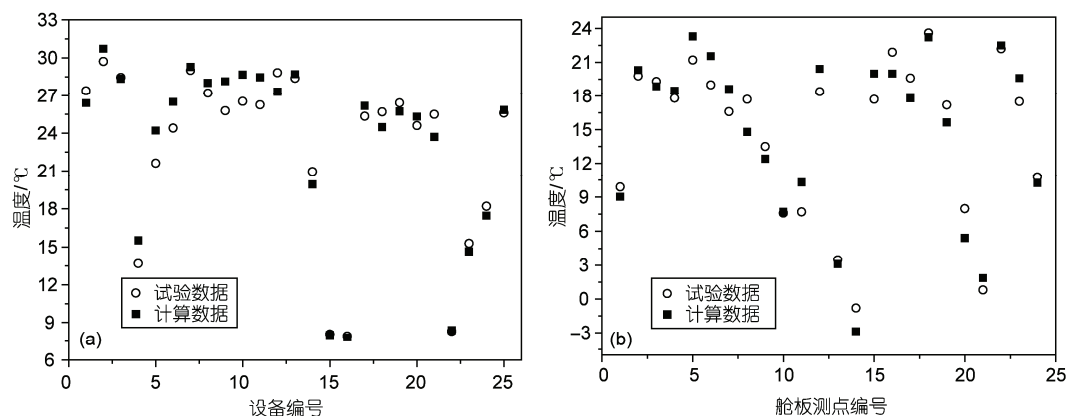


图2 稳态工况1试验值与计算值结果比对

(a) 星内设备; (b) 舱板测点

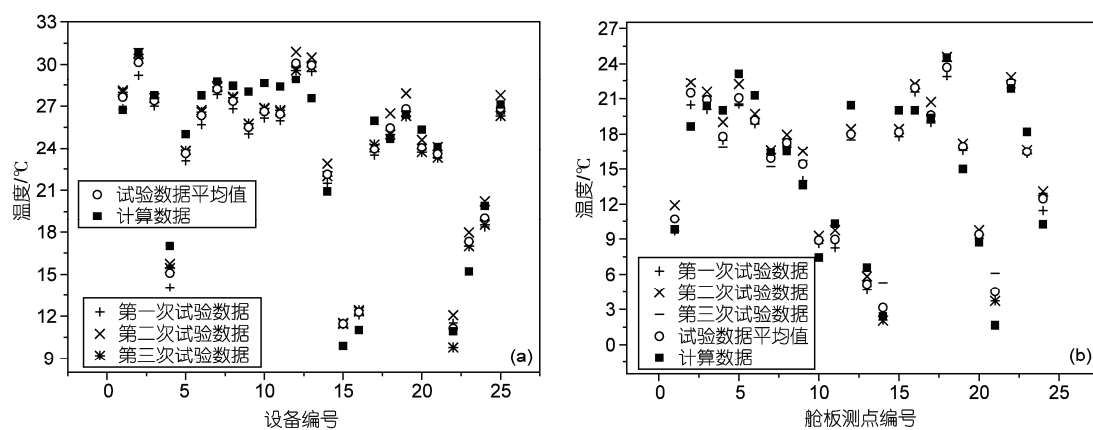


图3 瞬态工况试验值与计算值结果比对

(a) 星内设备; (b) 舱板测点

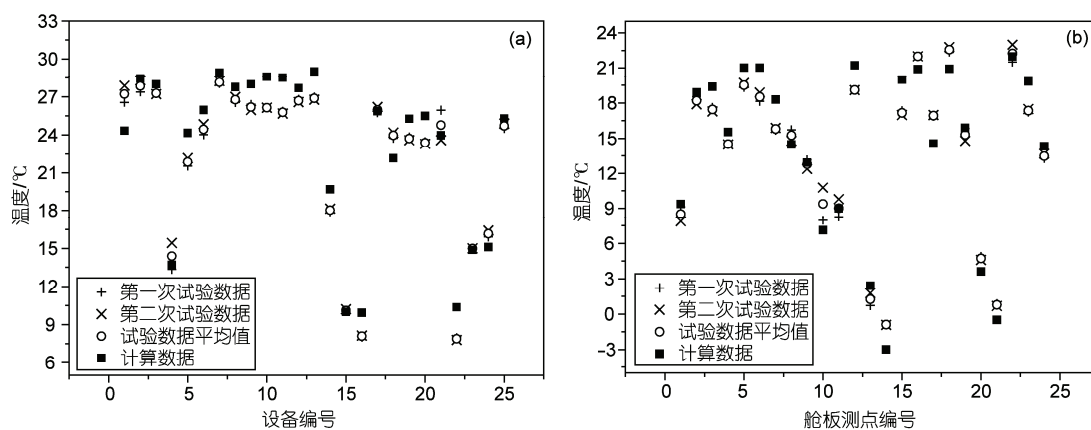


图4 稳态工况2试验值与计算值结果比对

(a) 星内设备; (b) 舱板测点

本文分别定义平均偏差和标准偏差对温度结果进行分析, 两者如式(2)和(3)所示:

$$\overline{\Delta T} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (T_i - P_i), \quad (2)$$

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N [(T_i - P_i) - \overline{\Delta T}]^2}{N-1}}, \quad (3)$$

其中, N 为设备总数; T_i 为设备 i 试验温度; P_i 为设备 i 计算温度.

4.1 温度结果

本文利用稳态工况 1 的试验数据进行热模型修正, 瞬态工况和稳态工况 2 用来验证修正后的热模型^[1]. 对 25 个星内设备以及 24 个舱板测点温度的试验值与计算值进行了比对, 结果如图 2~4 所示. 从中可以看出:

(1) 稳态工况 1 条件下, 修正后的热模型计算数据与试验数据的平均偏差为 -0.21°C , 标准偏差为 1.51°C . 计算温度与试验温度的偏差均小于 $\pm 3^\circ\text{C}$, 其中温度偏差小于 $\pm 1^\circ\text{C}$ 的占 59%, 小于 $\pm 2^\circ\text{C}$ 的占 70%.

(2) 利用瞬态工况和稳态工况 2 的边界条件分别对修正后的热模型进行热分析计算, 其中计算数据与试验数据的平均偏差分别为 -0.08°C , -0.56°C , 标准偏差分别为 1.56°C , 1.54°C . 这两种工况下温度偏差均小于 $\pm 3^\circ\text{C}$, 其中瞬态工况条件下温度偏差小于 $\pm 1^\circ\text{C}$ 和 $\pm 2^\circ\text{C}$ 的分别占 55%, 76%, 稳态工况 2 温度偏差小于 $\pm 1^\circ\text{C}$ 和 $\pm 2^\circ\text{C}$ 的分别占 55%、69%. 从而验证了

修正后的热模型的合理性.

4.2 不确定参数的取值及分布规律

修正后的热模型不确定参数取值如下: 干接触的换热系数分别为 $68.5, 65.6 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$, 聚酰亚胺膜涂层以及 S781 涂层的发射率分别为 0.69, 0.89. 涂导热脂的接触换热系数参数个数为 22 个, 取值见图 5(a), 多层当量发射率参数个数为 6 个, 取值见图 5(b).

从图 5 中可知, 涂导热脂的接触换热系数修正值均值为 $1226.8 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$, 大致取值范围集中在 $800\sim 1600 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$, 多层当量发射率修正值均值为 0.0148, 大致取值范围为 0.0103~0.0251. 但是通过图中的数据很难统计出这两个参数取值的分布规律, 主要原因是: (1) 接触换热系数的大小与多种因素有关; (2) 多层隔热组件作为一个复杂组合体, 影响其热性能的因素较多; (3) 本文取得的参数修正值的数量有限.

5 结论

本文基于蒙特卡罗混合算法对地面试验状态下的一颗模拟热控星的热模型进行了修正, 达到了星内设备以及舱板测点的计算温度与试验温度偏差 100% 在 $\pm 3^\circ\text{C}$ 以内的效果, 并给出了热模型不确定参数的修正值以及接触换热系数和多层当量发射率的大致取值范围. 在对不确定参数进行准确的敏感性分析前提下, 该方法计算速度快, 修正过程比较简单, 而且修正效果较好, 比较适合工程上的应用.

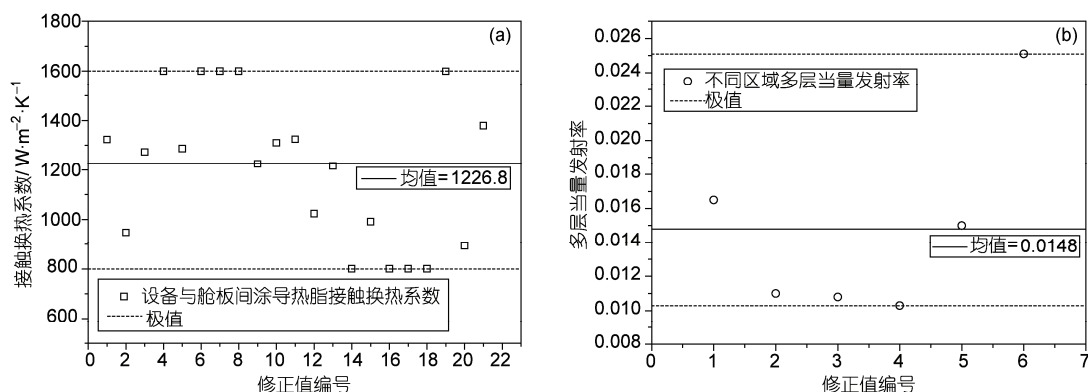


图 5 参数修正值

(a) 接触换热系数; (b) 多层当量发射率

参考文献

- 1 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术. 北京: 中国科学技术出版社, 2007. 358, 360, 411—418
- 2 翁建华, 潘增富. 航天器热网络模型及其系数修正方法. 中国空间科学技术, 1995, 15: 10—15
- 3 刘伟, 贾宏. 资源二号卫星热模型修正. 航天器工程, 2003, 12: 29—354
- 4 Cruse T A, Wu Y T, Dias B, et al. Probabilistic structural analysis methods and applications. Compu Str, 1988, 30: 163—170
- 5 裴鹿成, 王仲奇. 蒙特卡罗方法及其应用. 北京: 海洋出版社, 1998. 50—54
- 6 王家映. 地球物理反演理论. 第2版. 北京: 高等教育出版社, 2002. 136—139
- 7 程文龙, 张宏泽, 赵锐. 基于蒙特卡洛反演的热探针导热系数测量方法. 中国科学技术大学学报, 2008, 38: 414—418
- 8 王咏梅, 王英鉴, 王维和, 等. FY-3 卫星紫外臭氧总量探测仪. 科学通报, 2009, 54: 3778—3783
- 9 黄富祥, 刘年庆, 赵明现, 等. 风云三号卫星紫外臭氧垂直廓线产品反演试验. 科学通报, 2009, 54: 2556—2561
- 10 张雪梅, 孙若味, 滕吉文. 青藏高原及其邻区地壳、岩石圈和软流层厚度研究. 科学通报, 2007, 52: 332—338
- 11 Herrera F L. Stochastic approach to spacecraft thermal control subsystem. SAE 2000-01-2484 [2000, 7]. <http://www.sae.org/technical/papers/2000-01-2484>
- 12 杨沪宁, 钟奇. 航天器热模型蒙特卡罗法修正论述. 航天器工程, 2009, 18: 53—58
- 13 Mareschi V, Perotto V, Gorlani M. Thermal test correlation with stochastic technique. SAE 2005-01-2855 [2005, 7]. <http://www.sae.org/technical/papers/2005-01-2855>
- 14 刘娜, 程文龙, 钟奇, 等. 基于蒙特卡罗法的卫星热模型敏感性分析研究. 航天器工程, 2009, 18: 102—107
- 15 程文龙, 刘娜, 钟奇, 等. 卫星稳态热模型参数修正方法研究. 宇航学报, 2010, 1: 270—275
- 16 麻慧涛, 华诚生. 通讯卫星平台热分析建模方法研究及温度预示. 中国空间科学技术, 2002, 22: 54—60
- 17 万仲平, 费浦生. 优化理论与方法. 武汉: 武汉大学出版社, 2004. 62—76