

# 基于遥测数据的卫星在轨飞行温度仿真算法研究

刘百麟<sup>1</sup>, 金迪<sup>2</sup>

(1 中国空间技术研究院通信卫星事业部, 北京 100094;  
2 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

**摘要:** 研究一种基于遥测数据的卫星在轨飞行温度仿真计算方法,以卫星热控边界温度遥测参数作为仿真计算模型基准温度参数,挖掘星上设备温度与安装边界(热控边界)温度之间的数值定量关系,形成卫星温度关系数值矩阵。通过基准温度遥测数据与卫星温度关系数值矩阵之间数值运算,实现卫星在轨飞行温度仿真预计,计算误差小于 2.5 °C。

**关键词:** 遥测数据; 卫星; 飞行温度; 仿真计算方法

**中图分类号:** V417+.4      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1000-1328(2015)07-0763-06

**DOI:** 10.3873/j.issn.1000-1328.2015.07.003

## Research Simulation Method of Satellite Temperature Based on Telemetry Data

LIU Bai-lin<sup>1</sup>, JIN Di<sup>2</sup>

(1 Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;  
2 Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

**Abstract:** A simulation method of satellite temperature based on telemetry data on orbit is presented. Based on the telemetry temperature of thermal boundary, the relation matrix of satellite temperature is obtained by constructing the relationship between equipment temperatures and mounting boundary temperatures. By using the numerical calculation between the telemetry temperature of thermal boundary and the relation matrix of satellite temperature, on-orbit satellite temperature can be predicted. The calculation error is less than 2.5 °C.

**Key words:** Telemetry data; Satellite; On-orbit temperature; Simulation and calculation method

### 0 引言

卫星在轨飞行温度是评估星上设备工作性能与寿命的重要指标之一,也是保障卫星稳定运行和安全的必要条件。准确预计卫星在轨实际飞行温度,及时调控卫星热控状态,将对卫星的安全和寿命起到至关重要的作用。国内、外卫星温度预计通常采用热分析的方法<sup>[1-3]</sup>,该方法基于卫星总体布局与传热学理论基础建立热分析模型,适用于设计、地面试验阶段具有确定边界条件的卫星温度场预计。航天器的热分析主要有节点网络法和有限元法<sup>[4-5]</sup>,

由于在热分析建模中几何简化、边界条件假设、参数选择等皆存在一定误差,因此热分析计算温度与实际值必然存在偏差,为提高热分析的准确度以便能更好地预测在轨飞行时温度分布,通常用原型卫星的热试验数据对热分析模型进行修正。李劲东<sup>[6]</sup>、程文龙等<sup>[7]</sup>全面总结与深入研究了航天器热分析模型修正方法,指出模型修正数学处理复杂,准确度受试验工况、试验模拟误差、分析者的经验判断等因素直接影响。另外,随着卫星在轨实际飞行时间推移,出现如下不确定性:1)星表热控涂层(OSR、多层及热控漆等)热物性性能出现退化,目前国内、外关

于热控涂层性能退化研究<sup>[8-10]</sup>局限于地面模拟试验或飞行试验探索性研究,其在轨真实退化规律仍不可预测;2)星上设备热耗散随工作效率下降而增大,其变化量级不确定;3)星上设备热容未知;4)卫星运行目标轨道控制存在偏差。上述关乎卫星动态热特性的在轨不确定性,再加上热分析模型自身误差,应用热分析模型预示卫星在轨飞行温度并不合适,其计算误差是不可预估的。

近年来,针对卫星在轨飞行温度预示方法展开相关研究,张旭东、李运泽等通过分析纳卫星热系统动态特性模型,提出基于 BP 神经网络建立纳卫星在轨飞行温度预测数值计算方法<sup>[11]</sup>,该方法适用微型卫星 (<10 kg),预测误差受神经网络训练程度制约,需多次预测迭代和主观干预合理取舍结果,自主性差。魏传锋等对太阳同步轨道卫星的平均温度和热流简化处理近似周期函数,采用相邻两个周期的在轨飞行温度值预测下一个周期的温度<sup>[12]</sup>,方法限定太阳同步轨道卫星使用,且仅能预测相邻下一个周期的温度。何治等设计一种用于卫星在轨温度仿真的基于偏微分方程数值求解的卫星热控系统飞行模拟器模型<sup>[13]</sup>,模型能保证较高的仿真精度、速度,但模型构建过分依赖热设计细节,参数变量多,系统组成庞大,运行流程复杂,与卫星其它系统存在数据交互接口,通用性差,对计算硬件配置要求很高。John 等人提出应用在轨遥测数据修正热分析模型方法,对比星上测温点的预示温度和实际遥测温度进行温度修正,通过持续更新热模型来保证精度(偏差 ≤ 10 °C)<sup>[14]</sup>,此方法预示精度低且适宜跟踪单个部件的温度监测。

本文提出一种基于遥测数据的卫星在轨温度仿真算法,利用有限的卫星热控边界遥测温度数据准确刻画整星在轨飞行温度。与现有的在轨温度仿真方法相比,本文方法的先进性主要在于:1)方法通用性强,普适性高,不受轨道和卫星型谱限制;2)方法高保真,仿真计算精度高,可消除卫星在轨动态热特性不确定性影响;3)模型参数少、维度低,有效地避免刚性问题及实现计算解耦;4)算法简便,运算高效、快捷;5)运算系统配置要求极低。

## 1 仿真计算原理

卫星在轨运行空间环境近似真空,故只存在传

导与辐射换热。分析卫星舱内传热关系可知,星内存在三种换热途径:设备与安装舱板的接触导热、设备与舱板的辐射换热、设备之间的辐射换热。卫星舱内设备的热网络模型如图 1 所示,以设备为控制体,其能量守恒集总参数数学模型如式(1)。

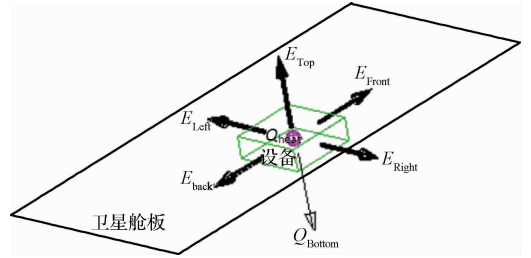


图 1 设备热网络模型图

Fig. 1 Thermal network model of unit heat dissipation

$$Q_{\text{heat}} = Q_{\text{Bottom}} + E_{\text{Top}} + E_{\text{Front}} + E_{\text{Back}} + E_{\text{Left}} + E_{\text{Right}} \quad (1)$$

$$Q_{\text{Bottom}} = \frac{T_E - T_{\text{SPM}}}{R} \quad (2)$$

式中:  $Q_{\text{heat}}$  为设备发热量/W;  $Q_{\text{Bottom}}$  为设备安装底面与安装舱板间的接触导热热量/W;  $E_{\text{Top}}$  为设备顶面板与舱板及其它设备间的辐射热量/W;  $E_{\text{Front}}$  为设备前面板与舱板及其它设备间的辐射热量/W;  $E_{\text{Back}}$  为设备后面板与舱板及其它设备间的辐射热量/W;  $E_{\text{Left}}$  为设备左面板与舱板及其它设备间的辐射热量/W;  $E_{\text{Right}}$  为设备右面板与舱板及其它设备间的辐射热量/W;  $T_E$  为设备温度/°C;  $T_{\text{SPM}}$  为设备的安装舱板温度/°C;  $R$  为设备与其安装舱板间的热阻/(°C/W)。

上述三种热交换途径中,设备与其安装舱板之间的接触导热占主导地位,是设备散热的主要路径,安装舱板的温度水平决定了设备温度水平;由于设备表面积小且与其它换热对象之间温差较小,另外两种热辐射对设备温度影响相对很小。此外在全寿命期内卫星舱内温度变化幅度相对较小,因此由辐射引起的换热量变化量亦很小,除设备安装底面外的其它 5 个面板的辐射热量可近似为常量。由式(1)、(2),星内设备温度的简化热数学模型可描述如下:

$$Q_{\text{heat}} = \frac{T_E - T_{\text{SPM}}}{R} + E_C \quad (3)$$

式中:  $E_C$  为设备各面板辐射总热量/W(即  $E_C = E_{\text{Top}} + E_{\text{Front}} + E_{\text{Back}} + E_{\text{Left}} + E_{\text{Right}}$ )。

由式(3)可得到:

$$T_E = T_{SPM} + (Q_{heat} - E_C) \cdot R \quad (4)$$

一般情况下,在设备安装方式与工作状态确定的前提下,热阻( $R$ )、设备发热量( $Q_{heat}$ )两个物理量均为恒定值, $E_C$ 可近似为常值,故公式(4)中 $(Q_{heat} - E_C) \cdot R$ 可按常量处理。通过某在

表1 卫星设备与其安装舱板的遥测温度比较

Table 1 Comparison of telemetry temperature between units and panels

时间	$T_{SPM,1}/^{\circ}C$	$T_{E,1}/^{\circ}C$	$\Delta T_1/^{\circ}C$	$T_{SPM,2}/^{\circ}C$	$T_{E,2}/^{\circ}C$	$\Delta T_2/^{\circ}C$	$T_{SPM,3}/^{\circ}C$	$T_{E,3}/^{\circ}C$	$\Delta T_3/^{\circ}C$
2001-03-22 6:00(第1年)	19.38	20.66	1.28	19.86	19.20	-0.66	22.40	24.09	1.69
2006-01-22 9:00(第6年)	31.15	31.66	0.51	33.78	32.86	-0.92	32.61	33.55	0.94
2011-06-22 12:00(第11年)	20.56	21.87	1.31	21.02	20.35	-0.67	23.54	25.45	1.91

注1.表中 $T_{SPM,i}$ —卫星舱板温度遥测点 $i$ ;  $T_{E,i}$ —舱内设备温度遥测点 $i$ ;  $\Delta T_i - \Delta T_i = T_{E,i} - T_{SPM,i}$ 。

综上所述,卫星星内设备温度与其安装舱板温度之间存在某种定量关系,在已知设备的安装舱板温度时,由公式(4)可直接计算设备温度。

## 2 仿真方法描述

本文的卫星飞行温度预计是基于在轨遥测数据的仿真计算方法:从卫星温度遥测参数中选取相关参数定义为仿真模型基准温度,根据基准温度分布建立其控制域范围,控制域内的设备温度为所属温度域的元素;基于卫星在轨温度遥测数据,运用数理统计挖掘元素与基准温度之间的定量数值关系,形成卫星温度关系数值矩阵。通过对基准温度的遥测数据与卫星温度关系数值矩阵之间代数运算,实现整星历史或当前飞行温度仿真计算;在此基础上,对基准温度进行外推可实现未来飞行时域卫星温度仿真预计。卫星温度仿真计算流程如图2所示。

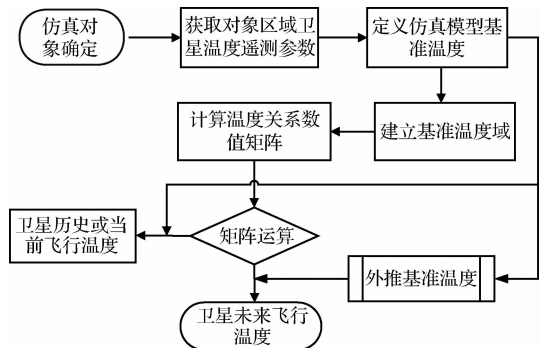


图2 卫星在轨飞行温度仿真计算流程图

Fig.2 Simulation flow chart of satellite temperature on orbit

### 1) 卫星温度遥测参数

卫星温度遥测点一般分布在设备机壳表面和结构板内表面,其中大部分测温点分布在设备机壳表

面直接测量设备温度,属于相关分系统设备温度遥测点;仅有少部分测温点分布在设备的安装舱板表面或结构件表面,用于卫星热控边界温度测量,属于热控或结构分系统温度遥测点。

表1 卫星设备与其安装舱板的遥测温度比较

Table 1 Comparison of telemetry temperature between units and panels

时间	$T_{SPM,1}/^{\circ}C$	$T_{E,1}/^{\circ}C$	$\Delta T_1/^{\circ}C$	$T_{SPM,2}/^{\circ}C$	$T_{E,2}/^{\circ}C$	$\Delta T_2/^{\circ}C$	$T_{SPM,3}/^{\circ}C$	$T_{E,3}/^{\circ}C$	$\Delta T_3/^{\circ}C$
2001-03-22 6:00(第1年)	19.38	20.66	1.28	19.86	19.20	-0.66	22.40	24.09	1.69
2006-01-22 9:00(第6年)	31.15	31.66	0.51	33.78	32.86	-0.92	32.61	33.55	0.94
2011-06-22 12:00(第11年)	20.56	21.87	1.31	21.02	20.35	-0.67	23.54	25.45	1.91

注1.表中 $T_{SPM,i}$ —卫星舱板温度遥测点 $i$ ;  $T_{E,i}$ —舱内设备温度遥测点 $i$ ;  $\Delta T_i - \Delta T_i = T_{E,i} - T_{SPM,i}$ 。

面直接测量设备温度,属于相关分系统设备温度遥测点;仅有少部分测温点分布在设备的安装舱板表面或结构件表面,用于卫星热控边界温度测量,属于热控或结构分系统温度遥测点。

### 2) 定义模型基准温度

根据卫星总体布局与温度遥测参数分布,选取卫星热控边界温度遥测参数定义为仿真模型基准温度,基准温度分为两类:一类是主体基准温度,即卫星热控边界遥测温度;另一类是个体基准温度,即采取自主控温或受卫星本体热影响小的设备壳体遥测温度。

主体基准温度一般为星上设备集中安装区域的舱板温度,通常在卫星热控(或结构)分系统温度遥测点中选取,作为模型主体基准温度核心。

个体基准温度因自主控温或受卫星本体热影响小而具有相对独立的变化规律,一般为星外自主控温的设备温度,以及星内有特殊控温要求采取隔热设计或自主控温的设备温度。

### 3) 建立基准温度域

主体基准温度定义后,划分主体基准温度控制域范围。根据主体基准温度分布,以主体基准温度测温点位置坐标为几何中心,以其所在的热管网络或舱板温度梯度小于 $5^{\circ}C$ 的温度场域为主体基准温度控制域范围(简称温度域),分布在温度域内的设备(自主控温设备除外)温度为所属元素。按此方法,每个主体基准温度对应一个温度域,温度域内包含若干元素,域内所有元素均与域主体基准温度之间存在某种确定的数量关系。

个体基准温度定义后,所有个体基准温度构成一个温度域,即某些具有独立变化规律的设备遥测温度组成一个集合,其中每个个体基准温度称为元素。与

主体基准温度域不同的是,个体基准温度域不存在域基准温度,域内各元素之间也不存在任何关联。

#### 4) 温度关系数值矩阵计算

温度关系数值矩阵计算只适用于主体基准温度域。根据前文分析,主体基准温度域是按主体基准温度分类定义的,元素是温度域的最小单元,用元素温度增量来表示元素与所属温度域主体基准温度之间的数量关系。元素温度增量采用遥测数据直接求差法计算,即元素遥测值与同一时刻所属域的主体基准温度遥测值代数求差,其代数差值为该元素的温度增量,算法如公式(5)。

$$\Delta T_{j,i} = T_{Ej,i} - T_{mb,j} \quad (5)$$

式中:  $\Delta T_{j,i}$  为温度域  $j$  中元素  $i$  的温度增量/ $^{\circ}\text{C}$ ;  $T_{Ej,i}$  为温度域  $j$  中元素  $i$  的遥测温度/ $^{\circ}\text{C}$ ;  $T_{mb,j}$  为温度域  $j$  的主体基准温度遥测数据/ $^{\circ}\text{C}$ 。

一般情况下,元素的温度增量为样本数据统计

平均值,计算时首先截取在轨飞行时域作为取样时间长度,在取样时间长度内选取一定数量的计算时刻为采样计算点,将元素与其域主体基准温度同一采样时刻的在轨遥测数据代入公式(5)计算出采样计算点对应的温度增量,各采样计算点的温度增量按算术平均取值,其算术平均值作为元素的温度增量。显而易见,延长取样时间长度或增加取样样本数量,以及加密采样计算点均可减小元素温度增量的计算误差,但代价是计算量大增。因此,应根据计算精度要求,选取适宜的取样时间长度、样本数量和采样计算点。

综上所述,每个主体基准温度对应一个温度域,主体基准温度与其域所属元素之间的关系可用温度增量表征,因此,建立全部基准温度与元素之间的温度增量,形成一个卫星温度关系数值矩阵,卫星温度关系数值矩阵表如表 2。

表 2 卫星温度关系数值矩阵表

Table 2 Relation matrix of satellite temperature

遥测参数	基准温度/ $^{\circ}\text{C}$	温度域元素温度/ $^{\circ}\text{C}$	元素温度增量/ $^{\circ}\text{C}$	运算关系	整星温度/ $^{\circ}\text{C}$
热控 (结构) 温度 遥测 参数	$T_{mb,1}$	$T_{E1,1}, \dots, T_{E1,i}, \dots, T_{E1,k}$	$\Delta T_{1,1}, \dots, \Delta T_{1,i}, \dots, \Delta T_{1,k}$	$T_{E1,i} = T_{mb,1} + \Delta T_{1,i}$	$T_{mb,1}, T_{E1,1}, \dots, T_{E1,i}, \dots, T_{E1,k}$
	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$
	$T_{mb,j}$	$T_{Ej,1}, \dots, T_{Ej,i}, \dots, T_{Ej,l}$	$\Delta T_{j,1}, \dots, \Delta T_{j,i}, \dots, \Delta T_{j,l}$	$T_{Ej,i} = T_{mb,j} + \Delta T_{j,i}$	$T_{mb,j}, T_{Ej,1}, \dots, T_{Ej,i}, \dots, T_{Ej,l}$
	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$
孤立 控温 设备 温度 遥测 参数	$T_{mb,n}$	$T_{En,1}, \dots, T_{En,i}, \dots, T_{En,p}$	$\Delta T_{n,1}, \dots, \Delta T_{n,i}, \dots, \Delta T_{n,p}$	$T_{En,i} = T_{mb,n} + \Delta T_{n,i}$	$T_{mb,n}, T_{En,1}, \dots, T_{En,i}, \dots, T_{En,p}$
	$T_{RC,1}$	$T_{RC,1}$	—	直接遥测温度	$T_{RC,1}$
	$\vdots$	$\vdots$	—	直接遥测温度	$\vdots$
	$T_{RC,j}$	$T_{RC,j}$	—	直接遥测温度	$T_{RC,j}$
	$\vdots$	$\vdots$	—	直接遥测温度	$\vdots$
$T_{RC,m}$	$T_{RC,m}$	—	直接遥测温度	$T_{RC,m}$	

注 2. 表中  $n$  — 主体基准温度数量;  $m$  — 个体基准温度数量;  $i, j, k, l, p$  — 元素数量;  $T_{RC,j}$  — 个体基准温度  $j$ 。

由表 2 的卫星温度关系数值矩阵列表,通过基准温度的遥测数据与元素温度增量之间的运算关系即可刻画出整星温度。此外,当星上设备与加热器工作模式发生变化时,应采集工况变更后的卫星在轨温度遥测数据重新计算温度关系数值矩阵,通过持续更新卫星温度关系数值矩阵来消除设备、加热器工作状态变化带来的影响。

### 3 仿真方法验证

本文卫星飞行温度仿真计算方法将运用 GEO、LEO 在轨卫星飞行温度遥测数据进行验证,具体验证方法是通过卫星飞行历史数据样本(舱板、设备温度遥测数据)建立卫星温度关系数值矩阵,根据

拟预示时刻的卫星基准温度遥测数据与卫星温度关系数值矩阵之间的运算结果,获取星上设备该时刻的预示温度,将设备预示温度与同时刻(拟预示时刻)的星上设备在轨实际遥测温度比对,以此验证和评估本文计算方法的正确性及准确度。

拟选的 GEO 卫星平台舱板测温点很少,因而选取服务舱南板、北板中心区域设备遥测温度,以及载荷舱东板、南板、北板遥测温度为模型主体基准温度;蓄电池、贮箱、气瓶、管路和推力器的遥测温度为个体基准温度。取样时间长度为 2009 年全年,采样时刻为每月 22 日 0:00、6:00、12:00 和 18:00,共计 48 个采样计算点。

拟选的 LEO 卫星(轨道周期:107 min),以 + X

长隔板/短隔板、-X 长隔板/短隔板、载荷舱的底板、隔板及顶板的遥测温度为模型主体基准温度;蓄电池、贮箱、管路和推力器的遥测温度为个体基准温度。取样时间长度为 2010 年 7 月,采样时刻为 1 日、15 日和 30 日每天 0:00、1:47、12:00 和 13:47,共计 12 个采样计算点。

按上文卫星温度仿真计算流程与算法分别计算 GEO 卫星、LEO 卫星温度关系数值矩阵,建立仿真计算模型进行运算求解卫星温度。随机抽取 20 个温度遥测点(平台与载荷舱)的仿真计算结果与在轨遥测数据比较与分析,详见图 3~图 6。

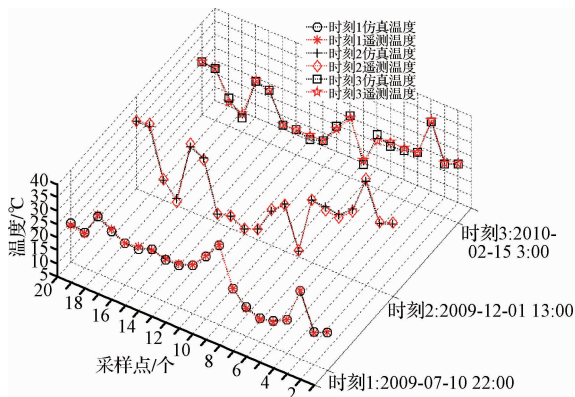


图 3 GEO 卫星仿真温度与在轨遥测温度比较  
Fig. 3 Comparison between simulation and telemetry temperature on GEO orbit

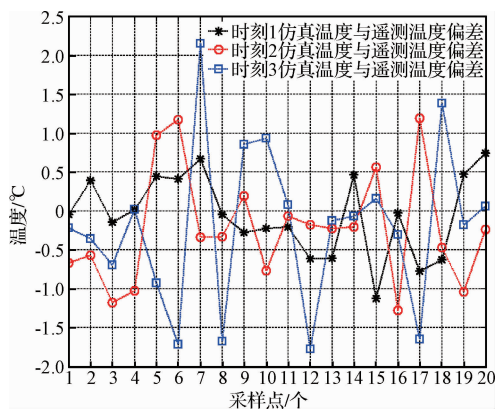


图 4 GEO 卫星仿真温度与在轨遥测温度偏差  
Fig. 4 Error between simulation and telemetry temperature on GEO orbit

统计分析结果表明:GEO 卫星飞行温度仿真计算偏差  $|\Delta T| \leq 1^\circ\text{C}$  为 78.3%,  $1^\circ\text{C} < |\Delta T| \leq 2^\circ\text{C}$  为 20%,  $2^\circ\text{C} < |\Delta T| < 2.5^\circ\text{C}$  为 1.7%;LEO 卫星飞行温度仿真计算偏差  $|\Delta T| \leq 1^\circ\text{C}$  为 95%,  $1^\circ\text{C} < |\Delta T| < 2^\circ\text{C}$  为 5%。可见,本文卫星飞行温度仿真算法误差小于 2。

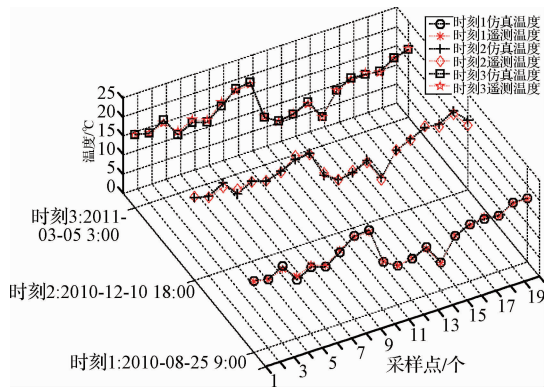


图 5 LEO 卫星仿真温度与在轨遥测温度比较  
Fig. 5 Comparison between simulation and telemetry temperature on LEO orbit

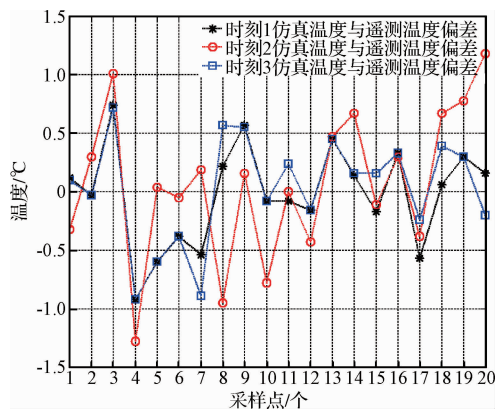


图 6 LEO 卫星仿真温度与在轨遥测温度偏差  
Fig. 6 Error between simulation and telemetry temperature on LEO orbit

5°C,明显优于国内外卫星热分析计算误差<sup>[15-16]</sup>。

#### 4 结束语

本文以卫星换热原理与卫星遥测温度分布为理论研究基础,提出一种基于遥测数据的卫星在轨飞行温度仿真计算方法,通过建立设备与安装边界之间的温度关系数值矩阵,利用有限的卫星热控边界温度遥测数据及外推,准确地刻画卫星在轨飞行温度,并经过 GEO、LEO 在轨卫星飞行数据全面验证,结果表明:(1)计算方法普遍适用于卫星在轨飞行温度预计,可消除在轨阶段热控涂层退化、设备热耗散规律模糊等不确定因素对预计精度的影响;(2)卫星热控边界温度遥测参数不足时,可选区域中心的设备温度遥测参数作为温度域主体基准温度;(3)结合轨道变化规律分时域建立卫星温度关系数值矩阵,或加密采样时间点,均能有效提高仿真计算

精度,计算误差可控制在  $2.5^{\circ}\text{C}$  以内。

通过外推任意飞行时刻的卫星基准温度与卫星温度关系数值矩阵进行运算可预计卫星未来飞行温度。本文给出基准温度外推初步理论算法:  $T_{mbj,t} = \sqrt[4]{\frac{\Delta Q_{out}}{\sigma \varepsilon_j A_j} + (T_{mbj,0} + 273.15)^4 - 273.15}$ , 式中  $T_{mbj,t}$  为  $t$  时刻温度域  $j$  基准温度预计值/ $^{\circ}\text{C}$ ;  $T_{mbj,0}$  为计算起始时刻温度域  $j$  基准温度遥测值/ $^{\circ}\text{C}$ ;  $\Delta Q_{out}$  为温度域  $j$  吸收外热流增量/ $\text{W}$ ;  $\sigma$  为玻尔兹曼常数;  $\varepsilon_j$  为温度域  $j$  外表面红外发射率;  $A_j$  为温度域  $j$  外表面积/ $\text{m}^2$ 。上述外推算法中,基准温度变化主要取决于空间外热流<sup>[17-18]</sup>的变化规律,外热流增量计算难点在于温度域外表面热控涂层太阳吸收比的退化增量,后续应结合热控涂层太阳吸收比退化规律研究进一步完善本文外推算法。

### 参 考 文 献

- [1] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制[M]. 北京:科学出版社,1998.
- [2] 屈金祥. 航天器系统热分析综述[J]. 红外,2004,10:20-27. [Qu Jin-xiang. Review of thermal analysis for spacecraft system [J]. Infrared,2004,10:20-27.]
- [3] Silva D F, Garcia E C. Profiles of external thermal loads in transient condition for the itasat satellite [C]. 3<sup>rd</sup> CTA-DLR Workshop on Data Analysis & Flight Control, SP, Brazil, September 14-16, 2009.
- [4] 唐占文. 高热流密度航天器精确热分析方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2008. [Tang Zhan-wen. The algorithm research on spacecraft thermal calculation under the high heat fluxes[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2008.]
- [5] 贾震江. 卫星热分析建模方法研究[D]. 南京:南京理工大学,2004. [Jia Zhen-jiang. The research on satellite thermal analysis [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology,2004.]
- [6] 李劲东. 卫星热网络模型修正技术进展及其改进方法研究[J]. 中国空间科学技术,2004,24(3):29-37. [Li Jin-dong. Development and modification of thermal network correction techniques for satellites [J]. Chinese Space Science and Technology,2004,24(3):29-37.]
- [7] 程文龙,刘娜,钟奇,等. 卫星稳态热模型参数修正方法研究[J]. 宇航学报,2010,31(1):270-275. [Cheng Wen-long, Liu Na, Zhong Qi, et al. Study on parameters correction method of steady-state thermal model for spacecraft [J]. Journal of Astronautics,2010,31(1):270-275.]
- [8] Donald A J, George C T, David T W, et al. Optical properties of thermal control coatings after weathering, simulated ascent heating, and simulated space radiation exposure[R]. NASA 2008-215259.
- [9] Feng W Q, Ding Y G, Yan D K, et al. Space combined environment simulation test on  $\alpha_s$  degradation of GEO satellite thermal control coatings [J]. Spacecraft Environment Engineering,2007,24(1):27-31.
- [10] 马伟,宣益民,韩玉阁,等. 长寿命卫星热控涂层性能退化及其对卫星热特征的影响[J]. 宇航学报,2010,31(2):568-572. [Ma Wei, Xuan Yi-min, Han Yu-ge, et al. Degradation performance of long-life satellite thermal coating and its influence on thermal character[J]. Journal of Astronautics,2010,31(2):568-572.]
- [11] 张旭东,李运泽. 基于 BP 神经网络的纳卫星轨道温度预测[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(12):1423-1427. [Zhang Xu-dong, Li Yun-ze. Temperature prediction for nano satellite on orbit based on BP neural network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(12):1423-1427.]
- [12] 魏传锋,李运泽,袁领双,等. 太阳同步卫星在轨运行温度预测[J]. 中国工程科学,2005,7(2):73-75. [Wei Chuan-feng, Li Yun-ze, Yuan Ling-shuang, et al. Temperature prediction for sun synchronous satellite on orbit [J]. Engineering Science, 2005,7(2):73-75.]
- [13] 何治,许晓冬,赵啟伟. 一种卫星飞行模拟器的热控系统模型设计[J]. 航天器工程,2011,20(1):82-87. [He Zhi, Xu Xiao-dong, Zhao Qi-wei. Design of thermal control subsystem for flying satellite simulator [J]. Spacecraft Engineering, 2011, 20(1):82-87.]
- [14] John A D, Joseph F G, George B E. Thermal analysis and correlation of the mars odyssey spacecraft's solar array during aerobraking operations [C]. AIAA/AAS Astrodynamics Conference, Monterey, August 5-8, 2002.
- [15] Gilmore D G. Spacecraft thermal control handbook, Volume I: Fundamental Technologies [M]. El Segundo, California: The Aerospace Press, 2002.
- [16] GJB 1027A-2005, 运载器、上面级和航天器试验要求[S].
- [17] 薛丰廷,汤心溢. 空间目标热分析建模研究[J]. 红外技术,2008,30(1):35-38. [Xue Feng-ting, Tang Xin-yi. Study on thermal analysis of the space target [J]. Infrared Technology, 2008,30(1):35-38.]
- [18] 钟奇,文耀普,李国强. 近地热环境参数对航天器温度影响浅析[J]. 航天器工程,2007,16(3):74-77. [Zhong Qi, Wen Yao-pu, Li Guo-qiang. Influences of near-earth thermal environment parameters on spacecraft temperature [J]. Spacecraft Engineering,2007,16(3):74-77.]

作者简介:

刘百麟(1976-),男,硕士,高级工程师,主要从事卫星热总体设计及在轨热管理工作。

通信地址:北京市 5142 信箱 318 分箱(100094)

电话:(010)68117851

E-mail:liubailin501@sina.cn