

卫星热控系统故障建模与仿真

李运泽, 魏传锋, 袁领双, 王 浚

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100083)

[摘要] 为了简便、全面地研究各种热控系统故障对卫星各热控环节温度变化的作用和影响, 将卫星热故障划分为热阻型、控制策略型和诱发型热负荷变化3种基本类型, 建立了卫星外壳、辐射器、舱内环境和关键目标仪器4个主要热控环节温度变化的动态方程, 应用热故障模拟模型, 可以对各类热控系统发生故障时的热控环节温度变化规律进行较全面的仿真研究, 从而为热控系统故障诊断及容错控制系统设计提供简便的数学模型和仿真方法。

[关键词] 卫星; 热控系统; 故障仿真

[中图分类号] V416 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2005)01-0038-03

1 引言

在卫星热控系统故障诊断及容错控制技术研究^[1], 常常需要简便、全面地了解各种热控系统故障对卫星各主要热控环节温度变化的作用和影响, 目前常用的方法是采用热网络法计算卫星的瞬态温度场来解决的^[2-4]。由于卫星的瞬态温度场模型是一个典型的高维、非线性、刚性模型^[2], 对应的仿真算法比较特殊^[4], 且模型参数多、与各种热故障的关系比较复杂^[2], 在仿真、控制及故障诊断等领域就需要一个更为简便的热控系统仿真模型^[1,4]。

笔者在对各种热控系统故障进行归类分析的基础上, 根据热控系统动态过程特点建立了一个简单的、便于在卫星故障诊断及容错控制领域应用的故障仿真模型。

2 卫星热控系统故障分类

卫星热控系统的根本任务是通过调节卫星上的热量收集、产生、转移、存储及排放过程, 控制卫

星表面和舱内各热控环节的温度变化。卫星热控系统常见故障可分为3种基本类型:

1) 热阻型故障 热阻型故障是指各热控环节间的热阻大小发生非正常变化, 从而导致卫星各热控环节的热量传输关系和平衡温度发生相应变化。传热器材的老化和机械损伤等因素均可能引起热阻型故障, 如热管断裂、电子元件与仪器安装板间的接触热阻增大等。

2) 控制策略型故障 根据星上重要热控环节的温度偏差(实际值与给定值之差)信号, 对辐射器当量辐射率或电加热器加热功率等控制变量进行闭环调节, 是常见的主动热控措施。控制策略型故障是指由于机械、电气、热力等方面的原因, 造成上述控制变量无法根据温度偏差信号按照既定控制规律变化, 从而影响热控系统的温度控制效果, 诸如百叶窗驱动弹簧失效, 电加热器的PID控制器失效, 等等。

3) 诱发型热负荷变化 各种机械、电气、热力、化学、材料因素的变化, 可能引起卫星各热控环节的吸热和发热功率发生异常变化, 从而导致卫

[收稿日期] 2004-05-08; 修回日期 2004-06-14

[基金项目] 航天科技集团“十五”预研项目(417010604-01)

[作者简介] 李运泽(1972-), 男, 河北邢台市人, 北京航空航天大学博士后, 从事飞行器热控技术研究

星各热控环节的温度波动和平衡温度变化。为了与空间热环境变化以及与卫星和星载设备工作模式调整引起的正常热负荷变化相区别，将此类热故障称为诱发型热负荷变化，诸如电气元件短路引起的内部发热量增加及外壳表面涂层损伤带来的卫星吸热量变化，等等。

3 热控系统故障仿真模型

热控系统故障仿真的核心任务是模拟各种热故障对卫星各热控环节温度变化的作用和影响。根据卫星各部分在热控系统中的作用和功能差异，将整个卫星划分为外壳、辐射器、舱内环境和特别关注的关键目标仪器 4 个热控环节，并将各热控环节间的换热关系式近似线性化，根据能量守恒定律可得各热控环节温度变化的动态方程为

$$C \begin{bmatrix} \dot{T}_s \\ \dot{T}_r \\ \dot{T}_i \\ \dot{T}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_s - k_{fs} T_s^4 \\ Q_r - k_{fr} T_r^4 \\ Q_{it} + Q_{ic} \\ Q_e \end{bmatrix} - H \begin{bmatrix} T_s \\ T_r \\ T_i \\ T_e \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中 T_s, T_r, T_i, T_e 分别为卫星外壳、辐射器、舱内环境和关键目标仪器的平均温度； $\dot{T}_s, \dot{T}_r, \dot{T}_i, \dot{T}_e$ 分别为其随时间的变化率； Q_s 为卫星外壳吸收的空间热辐射总功率（不含安装其上的太阳能电池输出的电功率）； Q_{it}, Q_{ic} 分别为卫星舱内除有源热控装置外的所有仪器设备热负荷的总功率和电加热器等有源热控装置的热功率； Q_e 为目标仪器内部的热负荷功率；对角阵 C 的对角线元素代表各热控环节的热容量大小； H 为各热控环节间的换热作用矩阵，记第 i, j 两个热控环节之间的换热量为 Q_{ij} ，热阻为 R_{ij} ，则矩阵元素 h_{ij} 的定义式为

$$h_{ij} = \begin{cases} - \left| \frac{Q_{ij}}{T_i - T_j} \right| = - \frac{1}{R_{ij}} & (i \neq j) \\ - \sum_{r=1}^{r < 5, r \neq i} h_{ir} = \sum_{r=1}^{r < 4, r \neq i} \frac{1}{R_{ir}} & (i = j) \end{cases} \quad (2)$$

辐射散热系数 k_{fs}, k_{fr} 分别为卫星外壳、辐射器两个热控环节向宇宙空间的辐射散热功率与各自绝对温度的比值。

百叶窗和电加热器分别是最常见的无源主动热控和有源主动热控措施，当采用常见的 PID 控制策略时，百叶窗当量辐射散热系数的控制方程为

$$k_{fr} = K_{pr} e_{tr} + K_{ir} \int_0^t e_{tr} dt + K_{dr} \frac{de_{tr}}{dt} \quad (3)$$

式中 $K_{pr}, K_{ir}, K_{dr}, e_{tr}$ 分别为百叶窗控制器的比

例系数、积分系数、微分系数和温度偏差信号。

电加热器可控热功率的控制方程为

$$Q_{ic} = K_{pi} e_{ti} + K_{ii} \int_0^t e_{ti} dt + K_{di} \frac{de_{ti}}{dt} \quad (4)$$

式中 $K_{pi}, K_{ii}, K_{di}, e_{ti}$ 分别为电加热器控制器的比例系数、积分系数、微分系数和温度偏差信号。

将式 (1) 至式 (4) 中动态方程、控制方程的各换热参数、控制参数同各种热控系统故障关联起来，即可构成完整的热故障模拟模型。

由式 (3) 可得热阻型故障的关联式为

$$h'_{ij} = \begin{cases} h_{ij} + h_{ij}^2 \Delta R_{ij} & i \neq j \\ - \sum_{r=1}^{r < 5, r \neq i} h'_{ir} & i = j \end{cases} \quad (5)$$

式中 h'_{ij} 为热阻型故障发生后式 (1) 中的换热作用矩阵元素值； ΔR_{ij} 为第 i, j 两个热控环节之间的热阻变化。

控制策略型故障的关联式为

$$K'_c = K_c + \Delta K_c \quad (6)$$

式中下标 $c \in \{pr, ir, dr, pi, ii, ir\}$ ， $\Delta K_c, K'_c$ 分别为故障引起的控制作用变化和故障发生后式 (3)、式 (4) 中对应控制参数的取值。

诱发型热负荷变化的关联式为

$$Q'_m = Q_m + \Delta Q_m \quad (7)$$

式中下标 $m \in \{s, r, it, ic, e\}$ ， $\Delta Q_m, Q'_m$ 分别为故障引起的热负荷变化和故障发生后式 (1) 中各热控环节热负荷的取值。

式 (1) 至式 (7) 中的动态方程、控制方程和故障关联式一起构成了完整的热控系统故障仿真模型。

4 热控系统故障仿真示例

作为仿真示例，笔者仅以某 300 kg 小卫星的 PID 控制器失效为例进行分析说明。该卫星正常工作时，根据辐射器温度变化对百叶窗开度进行 PID 控制，从而使卫星温度变化得到控制，仿真内容如下：

仿真过程前 10 min 卫星处于正常的稳定状态，为了研究百叶窗 PID 控制器失效的影响，第 10 min 将卫星舱内总的热负荷调整为原稳定值的 110%，按 PID 控制器完全失效和正常工作两种工况进行仿真试验，仿真结果见图 1 至图 4，其中曲线 CF 为 PID 控制器完全失效时的仿真曲线，曲线 CN 为 PID 控制器正常工作时的仿真曲线，分析如下：

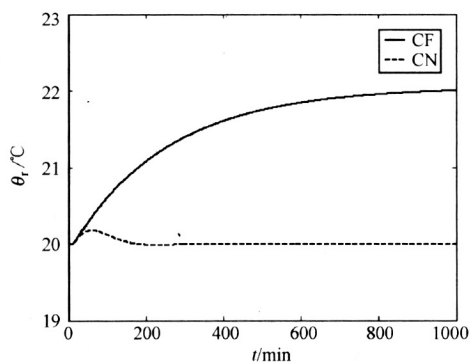


图1 辐射器平均温度变化

Fig.1 Average temperature change of satellite radiator

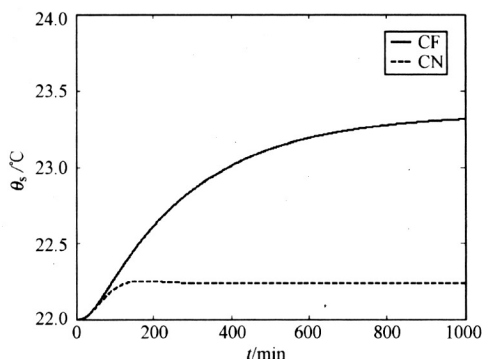


图2 外壳平均温度变化

Fig.2 Average temperature change of satellite shell

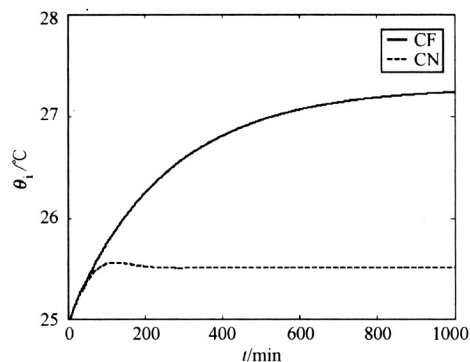


图3 舱内环境平均温度变化

Fig.3 Average temperature change of indoor environment

由于PID控制器正常工作时,对辐射器温度变化可进行闭环控制,舱内热负荷阶跃增加后,辐射器温度被维持在原来的水平;而PID控制器失效时,辐射器温度会由于内部热负荷的增加而逐步

升高到新的稳定值(图1)。由于内部热负荷的增加,卫星外壳温度(图2)、舱内环境温度(图3)和舱内某目标仪器的温度(图4)均会有所升高;而PID控制器失效时由于辐射器温度得不到有效控制,卫星外壳、舱内环境及目标仪器温度升高幅度均较大,过渡过程的持续时间也较长。

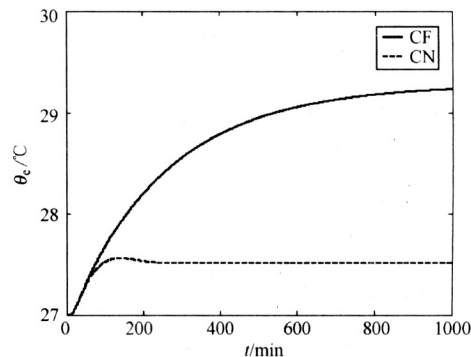


图4 目标仪器平均温度变化

Fig.4 Average temperature change of aimed equipment

5 结论

卫星热控系统故障可分为热阻型故障、控制策略型故障和诱发型热负荷变化3种基本形式,应用笔者提供的故障模拟模型和方法,可以对各种热控系统故障引起的卫星外壳、辐射器、舱内环境及关键目标仪器温度变化进行简便、全面的仿真研究,不但有助于深入了解各种热控系统故障的作用和影响,还可以用于对各种热控系统故障诊断和容错控制方案的有效性与合理性进行仿真研究,因而具有一定的应用前景。

参考文献

- [1] 周东华,叶银忠.现代故障诊断与容错控制[M].北京:清华大学出版社,2000.3~18
- [2] 闵桂荣.卫星热控制技术[M].北京:宇航出版社,1991
- [3] Gilmore D. Satellite Thermal Control Handbook[M]. El Segundo, CA: The Aerospace Corporation Press, 1994. 16~22
- [4] Karam R. Satellite Thermal Control for Systems Engineers[M]. Reston, Va: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. 11~20
- [5] 肖田元.系统仿真导论[M].北京:清华大学出版社,2000

(下转第44页)

别处理面源内外不同点进行计算。面源边缘浓度采用线性内插的方法处理, 以免相邻面源计算结果不连续。面源中心点位置应该在水平 x , y 方向平移一个微小距离, 以消除计算点和面源中心点重合的可能。

这几个问题都是属于计算方法和计算技巧, 如

果处理不好会影响计算效果, 甚至无法计算。

参考文献

- [1] 谷清, 李云生. 大气环境模式计算方法 [M]. 北京: 气象出版社, 2002
- [2] 谷清, 汤大纲. 面源反扩散参数研究 [J]. 环境科学研究, 2001, 14(5): 54~56

Calculating Method for Area Source Model of Particulates

Gu Qing, Yang Xinxing, Li Yunsheng

(Chinese Research Academy of Environmental Sciences, Beijing 100012, China)

[Abstract] The area source model of particulates was deeply researched, and the places of the initial precipitation of the area sources of particulates were determined. The precipitation of the particulates into the inside of the area source would not be considered. The concentration of the particulates in the inside of the area source block equalled the source intensity of the pollutants of the unit area that was multiplied by the reflection coefficient of the ground surface and divided by the wind speed of the ground surface.

The particulate precipitation of the outside of the area source would be considered. Using the back set method of the virtual point source, and referring to the tilt smoke and cloud model of the part reflex of the point source, the area source model of the particulates was fully given. The edge concentration of the area source was processed by the part of the linear insertion, lest the discontinuity of the calculated results. The central point place of the area sources should be moved horizontally a micro-distance at X and Y directions so that the possibility of the coincidence of both the calculated point and the central point of the area sources would be eliminated.

[Key words] atmospheric environment; particulate; area source model; calculating method

(cont. from p. 40)

Fault Modelling and Simulation of Satellite Thermal Control System

Li Yunze, Wei Chuanfeng, Yuan Lingshuang, Wang Jun

(School of Aeronautics Science and Technology, Beihang University, Beijing 100083, China)

[Abstract] In order to master the satellite temperature change caused by thermal control system faults more easily and roundly, satellite thermal control system faults were sort into three basal classes: thermal resistance type, control strategy type, and passive heat load change. A dynamical model which can reflect the temperature change laws of satellite surface, radiator, indoor environment and key electrical equipment was also introduced. With this model the temperature changes caused by thermal faults can be conveniently simulated and this provides a mathematical model and simulation method for fault diagnosis and fault-tolerant control system design of satellite thermal control.

[Key words] satellite; thermal control system; fault simulation