

卫星主动控温回路的设计模型与算法

李运泽, 杨娟, 宁献文, 王晓明, 石晓波

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100083)

[摘要] 使用电加热器的卫星主动控温回路是一种重要的主动热控措施,通过简明扼要的机理分析建立起该主动控温过程中受控对象温度变化的动态方程,得出了稳态控温、瞬态控温两种基本的控温模式下主动控温回路电加热器功率需求的计算表达式,给出了进行主动控温回路电加热器热功率设计计算的一般流程,较详细地分析了一个具体设计算例,为卫星主动控温回路设计计算提供了简便的计算模型和方法。

[关键词] 卫星;主动热控制;主动控温回路;模型与算法

[中图分类号] V416 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2008)07-0048-03

1 前言

使用电加热器的主动控温回路是一种重要的主动热控措施,在卫星内部及外部元器件的温度控制中十分常见^[1~4]。图1为卫星主动控温回路原理,图2为控温回路常用的不同形状电加热元件^[5]。由于主动控温回路可以方便地与各种开关控制、PID控制等闭环控制技术相结合,因此应用比较灵活,可以取得比较满意的控温效果。

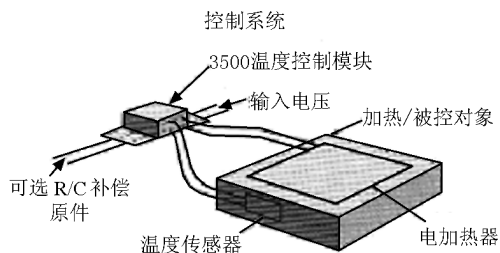


图1 典型卫星控温回路

Fig.1 Type temperature control loop of satellite

采用电加热器的主动控温回路属于有源热控装置^[6],其加热元件在控温过程要消耗电能,而加热元件的功率又与其质量和体积的大小密切相关,因此在设计过程中合理地确定卫星各个主动控温回路

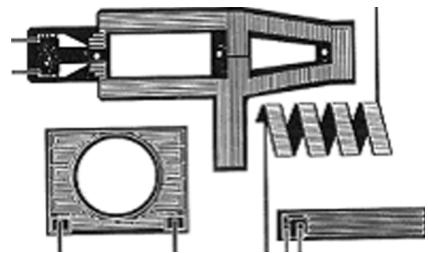


图2 控温回路不同形状的电加热元件

Fig.2 Different forms' electrical heater in temperature control loop

加热元件的功率需求,对于减小卫星热控系统的功耗、质量和体积占用率具有重要意义。

笔者通过合理的机理分析,建立并介绍了卫星主动控温回路加热元件功率需求的计算模型和设计流程,并扼要地分析了应用算例。

2 理论分析与设计模型

2.1 控温对象温度变化的动态方程

主动控温回路的受控对象一般是航天器的局部设备节点,考虑到局部设备节点的热容量和时间常数远小于整个航天器的热容量和时间常数,因此在主动控温回路的控制过程中可忽略航天器的平均温

[收稿日期] 2007-01-22;修回日期 2007-04-02

[基金项目] 国家自然科学基金资助项目(50506003)

[作者简介] 李运泽(1972-),男,河北邢台市人,博士,北京航空航天大学副教授

度变化。受控设备节点与整个航天器平均温度之差(以下简称过剩温度)为

$$\theta_i = T_i - T_{sat} \quad (1)$$

式中 T_i 和 T_{sat} 分别为第 i 个受控设备节点的平均温度和整个航天器的平均温度。

由此,在第 i 个受控设备节点所有内部、外部热源总功率 Q_i 的作用下,反映其过剩温度动态变化的微分方程为

$$\frac{d\theta_i}{dt} + \frac{K_i}{C_i}\theta_i = \frac{1}{C_i}Q_i \quad (2)$$

式中 K_i 和 C_i 分别为第 i 个受控设备节点与航天器间的热导和第 i 个受控设备节点的热容。

2.2 稳态控温过程的加热功率需求

当受控设备节点处于稳定状态时,

$$d\theta_i/dt = 0 \quad (3)$$

记受控设备节点自身内部热源与受到的空间热辐射功率之和为 $Q_{b,i}$,则由式(2)和式(3)可得稳态控温模式下主动控温回路电加热器的功率需求为

$$Q_{ds,i} = K_i\theta_{s,i} - Q_{b,i} = K_i(T_{s,i} - T_{sat}) - Q_{b,i} \quad (4)$$

式中 $T_{s,i}$ 和 $\theta_{s,i}$ 为受控设备节点的设计稳态温度及其对应的过剩温度。

从式(4)中可以计算受控设备节点温度不变时的控温回路的加热功率需求。

2.3 瞬态控温过程的加热功率需求

求解式(2)可得受控设备节点 t 时刻的过剩温度的分析解为

$$\theta_i = \theta_{0,i}\exp\left(-\frac{K_i}{C_i}t\right) + \frac{Q_i}{K_i}\left[1 - \exp\left(-\frac{K_i}{C_i}t\right)\right] \quad (5)$$

式中 $\theta_{0,i}$ 为受控设备节点的初始过剩温度。

当已知瞬态控温过程受控设备节点的初始温度、时刻 t 及此时的瞬时温度要求值时,从式(5)中可得该受控设备节点的各种热源功率之和为

$$Q_i = K_i \frac{\theta_i - \theta_{0,i}\exp\left[-(K_i/C_i)t\right]}{1 - \exp\left[-(K_i/C_i)t\right]} \quad (6)$$

由式(6)可知,当第 i 个受控设备节点温度控制区域的下限和上限温度分别为 T_{min} 和 T_{max} 以及加热时间为 t_p 时,主动加热回路功率需求为

$$Q_{dt,i} = K_i \frac{(T_{max} - T_{sat}) - (T_{min} - T_{sat})\exp\left[-(K_i/C_i)t_p\right]}{1 - \exp\left[-(K_i/C_i)t_p\right]} -$$

$$Q_{b,i} \quad (7)$$

式中 $Q_{b,i}$ 为作用在第 i 个受控设备节点上除了要设计的控温回路之外的所有热源功率的总和。

2.4 主动控温回路加热功率设计计算流程

运用设计计算模型进行主动控温回路加热功率

设计,且要求加热器功率能够同时满足稳态控温和瞬态控温需要时,所需的计算流程如图3所示。

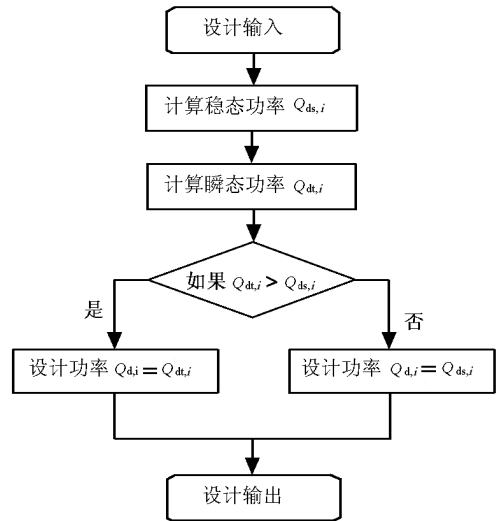


图3 计算流程图

Fig. 3 Flow chart of the calculation

设计输入包括:受控对象的热容量,卫星的平均温度,受控对象与卫星间的热导,受控对象的最高允许温度、最低允许温度、设计工作温度、最低温度与最高温度间的加热时间,除目标电加热器外的附加热源功率等。

设计输出包括:稳态控温加热功率需求,瞬态控温加热功率需求,控温回路电加器的设计功率等。

主要设计计算步骤:首先根据设计输入条件计算控温回路的稳态控温加热功率需求与瞬态控温功率需求,然后进行比较,取其大者为主动电加热器的设计功率,以满足不同控温模式的需要。

3 算例分析

以某卫星舱内热容量为 90.4 J/K 的设备为受控对象进行设计计算与分析,该设备控温模式下的控温区域上限和下限温度分别为 32 °C 和 28 °C,设计工作温度为 30 °C,卫星舱内平均温度为 28 °C,设计要求主动控温回路加热器的加热功率能够同时满足瞬态控温及稳态控温的需要。应用模型与算法的设计计算结果及其分析如下:

1)图4中曲线“稳态”和“瞬态”分别为受控对象与卫星间热导为 5 W/K,控温区域下限与上限温度间设计加热时间在 1 ~ 60 s 之间调整时,根据设计计算结果绘制的稳态功率需求和瞬态控温功率需求曲线,表1为不同加热时间对应的部分设计结果。

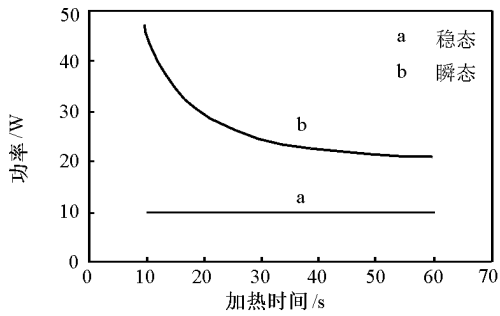


图4 功率需求随设计加热时间变化

Fig. 4 The power demand change with design time

表1 不同加热时间的设计计算结果

Table 1 Design results of different heating time

加热时间/s	稳态功率需求/W	瞬态功率需求/W	设计加热功率/W
10	10	47.077 164	47
20	10	29.887 121	30
30	10	24.699 703	25
40	10	22.457 75	23
50	10	21.343 475	22
60	10	20.751 28	21

从图4和表1可以看出,在其他对象参数一定时,稳态控温功率不随设计加热时间变化而变化(曲线“稳态”);瞬态控温功率需求随设计加热时间增加而减小,但减小幅度会逐渐放慢(曲线“瞬态”)。这表明,在瞬态控温过程中,用于克服受控对象热惯性的加热功率会随着所要求的控温速度的减慢(设计加热时间加长)而降低的客观规律,因此在进行主动控温回路设计时,为了减少热控系统的功耗,不宜选择过快的控温速度(下限与上限温度间的加热器工作时间不宜过短)。

2)图5中曲线“稳态”和“瞬态”分别为控温区域下限与上限温度间设计加热时间为30s,受控对象与卫星间热导在1~50W/K之间调整时,根据设计计算结果绘制的稳态功率需求和瞬态功率需求曲线,表2为受控对象与卫星间不同热导值对应的部分设计结果。

从图5和表2可以看出,在其他对象参数一定时,稳态控温功率需求和瞬态控温功率需求均随着受控节点与卫星间热导的增加而增加,但瞬态控温功率需求的增加速度较快。这说明,如果将主动控温回路与隔热、涂层等主动热控措施相结合,合理增加控温对象与其工作环境间的热阻,可以降低主动加热回路的功耗。

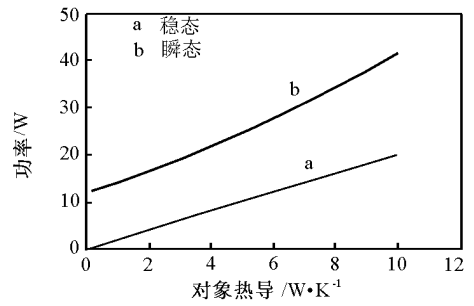


图5 功率需求随对象热导变化

Fig. 5 The power demand change with the thermal conductivity of control object

表2 采用不同热导的设计计算结果

Table 2 Design results of using different thermal conductivity

热导/W·K ⁻¹	稳态功率需求/W	瞬态功率需求/W	设计加热功率/W
1	2	14.163 751	14
2	4	16.492 598	17
3	6	19.032 839	19
4	8	22.057 884	22
5	10	24.699 696	25
6	12	27.795 084	28

4 结语

合理设计主动控温回路电加热器的加热功率,对减少卫星主动热控系统的功耗、质量和体积占用率具有重要意义。通过机理分析建立起稳态控温、瞬态控温两种基本控温模式下主动控温回路电加热器功率需求的计算模型,给出了其设计计算流程。算例分析表明,这些模型和算法可以简便地用于卫星主动控温回路的设计与分析计算。

参考文献

- [1] Sven M, Manfred K, Norbert L. Nanosatellite and microsystem technology - capabilities, limitations and applications [J]. Acta Astronautica, 2005, 39: 799 - 808
- [2] Fredrik B, Johan K, Lars S. Nanospace - 1: the impacts of the first Swedish nanosatellite on spacecraft architecture and design [J]. Acta Astronautica, 2003, 53: 633 - 643
- [3] Tortora P, Troiani E. The microsatellite research program at Università di Bologna [J]. Acta Astronautica, 2005, 56: 696 - 704
- [4] Volodymyr Baturkin. Micro - satellites thermal control concepts [J]. Acta Astronautica, 2005, 56: 161 - 170
- [5] Gilmore D. Spacecraft Thermal Control Handbook [M]. The Aerospace Corporation Press, El Segundo, CA, 2002
- [6] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制[M]. 北京: 科学出版社, 1998

(下转 72 页)