

基于蜡式自驱动温控阀的在轨卫星 热控方法分析

巩萌萌¹, 王 瑾², 李运泽³, 王 浚³

(1. 中国运载火箭技术研究院 研究发展中心, 北京 100076;

2. 中国运载火箭技术研究院 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;

3. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了提高航天器热控系统的控温适应能力,介绍了一种基于蜡式自驱动温控阀的卫星单相流体回路热控方法,提出了蜡式自驱动温控阀控温和机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温两种控制策略.利用集总参数法建立蜡式自驱动温控阀、热源载荷以及辐射器等部件的数学模型,运用数值仿真方法计算了某卫星在轨飞行中外热流周期性扰动和电气设备热耗阶跃扰动下该热控系统的温度动态特性,分析了两种控制策略的控温效果.结果表明:机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温既能利用蜡式自驱动温控阀的优势,达到系统的可靠性要求以及减少能源消耗,又能够克服蜡式自驱动温控阀的温度限制以及稳态误差等不足,实现回路系统的精确控温.

关 键 词: 单相流体回路; 蜡式自驱动温控阀; 温度响应模型; 集总参数法; 控制策略

中图分类号: V416

文献标志码: A

Analysis on thermal control method of satellite in orbit based on self-driven thermostatic valve with sensitive wax

GONG Meng-meng¹, WANG Jin², LI Yun-ze³, WANG Jun³

(1. Research and Development Center,

China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. Beijing Institute of Astronautical System Engineering,

China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

3. School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To improve the thermal control adaptability of spacecraft, a satellite single-phase fluid loop thermal control technology based on self-driven thermostatic valve with sensitive wax was presented. Then, two kinds of improved control strategies were proposed. One was the self-driven thermostatic valve with sensitive wax as the controlling object, the other was the combination control with mechanical pump and self-driven thermostatic valve with sensitive wax as the controlling objects. The mathematical model of self-driven thermostatic valve with sensitive wax, heat load, radiator and other components was built by lumped parameter method, temperature dynamic performance of this thermal control system was calculated by numerical simulation method under periodic disturbance of outer heat flux and step disturbance of heat consumption of electrical equipment when a satellite in the orbit. Result shows that, the thermal control strategy with combination of mechanical pump and self-driven thermostatic valve with sensitive wax can realize the precise thermal control

of loop, which not only take the advantages of self-driven thermostatic valve to achieve the reliability requirements of the system and reduce energy consumption, but also overcome the disadvantage of self-driven thermostatic valve with sensitive wax, such as temperature limit and steady-state error.

Key words: single-phase fluid loop; self-driven thermostatic valve with sensitive wax; temperature response model; lumped parameter method; control strategy

随着航天技术的通用化、集成化、自主化快速发展,热控系统作为航天器的核心子系统,担负着为航天器内部电子设备提供合适的工作温度环境的重要任务,其主动热控技术的智能化发展,是实现人类航天技术发展的关键环节.单相流体回路热控系统作为一种重要的航天器主动热控系统,用于实现航天器热量的收集/传输和排散,在火星漫游者登陆器、国际空间站、美国航天飞机及我国的神舟系列飞船上均获得了广泛应用^[1-2].

但是,由于单相流体回路技术普遍采用电动温控阀调节支路流量进行控温,而电动温控阀控温方式的阀门执行机构为电动执行器,需要消耗星上能源并且可靠性不高^[3-5].因此,为了实现单相流体回路控温的适应能力,必须开发一种低能耗、高可靠性的控温装置,蜡式自驱动温控阀^[6-9]作为一种基于相变功能材料热胀冷缩特性的控温机构,可直接依靠阀门的物理特性进行温度控制,其设计、实现为单相流体回路热控系统的优化设计提供依据.

本文详细阐述了蜡式自驱动温控阀在单相流体回路中的工作原理.在对某卫星在轨飞行中外热流周期性扰动和电气设备热耗阶跃扰动的基础上,提出了蜡式自驱动温控阀控温和机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温模式,运用数值方法分析受控对象的温度变化规律,仿真对比两种控制策略的控温效果.

1 基于蜡式自驱动温控阀的单相流体回路控温原理

1.1 蜡式自驱动温控阀的结构及其工作原理

蜡式自驱动温控阀的结构如图1所示,主要是由自驱式感温元件和阀体两大部分组成,其中自驱式感温元件是蜡式自驱动温控阀的传感和执行机构.自驱式感温元件选取石蜡为相变工质,利用石蜡在相变区间内有较大的体积变化,在流体温度升高或者降低时,通过体积膨胀或收缩自主控制自驱式感温元件,调节阀门开度,最终保持出

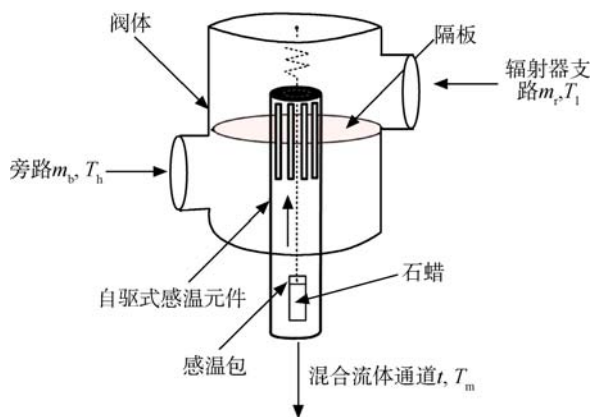


图1 蜡式自驱动温控阀原理图

Fig.1 Schematic diagram of self-driven thermostatic valve with sensitive wax

口流体温度在初始设定的温度范围.

单相流体回路通过蜡式自驱动温控阀实现辐射器支路液体工质质量流量(下文简称流量)的调节,预先给定蜡式自驱动温控阀设定温度值 T_{set} . 开始时刻,自驱式感温元件位于隔板下方,辐射器支路关闭,流体直接通过旁路进入管路中,此时流体温度小于或者等于感温包设定温度;随着旁路流体温度升高,当高于设定温度时,感温蜡受热线性膨胀,推动自驱式感温元件向上运动,辐射器支路被打开,同时部分旁路被关闭,辐射器支路与旁路流体混合流进管路.本文中温控阀的调节器为比例控制,比例带 T_p . 根据温控阀自驱式感温元件种类确定,当回路流体温度超过比例带 T_p 控制范围时,温控阀调节支路流量不可控,阀门全关或者全开.

1.2 单相流体回路工作及控温原理

单相流体回路系统主要包括热量收集、传输和排散3个部分,在收集环节收集热量,通过传输管路将热量传输至排散环节,最终通过排散环节将热量排除,实现航天器的温度控制.在本系统中,热量收集环节为热源载荷和微槽道换热器 MCHEs(micro-channel heat exchanger, MCHE),热量传输环节为蜡式自驱动温控阀、机械泵及流体管道,热

量排散环节为空间辐射器以及微槽道换热器 MCHE-r. 其中, 机械泵和蜡式自驱动温控阀为可控执行部件. 蜡式自驱动温控阀通过自驱式感温元件改变辐射器支路和旁路工质流量的分配, 机械泵是通过控制电动机转速调节辐射器支路工质流量. 两种控制方式均是以工质流量调节的方式达到受控点温度控制的目的.

2 动态系统建模

在图 2 所示的航天器单相流体回路热控系统典型结构配置中, 本文采用集总参数法分别对热量收集环节和热量排散环节进行建模, 即将热源载荷、MCHE-s 作为一个集总单元, 空间辐射器、MCHE-r 作为一个集总单元, 并且考虑到辐射器支路与旁路混合点的动态温度特性, 建立该系统的热控回路模型.

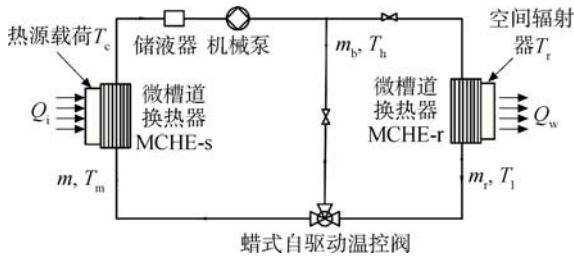


图2 蜡式自驱动温控阀在单相流体回路中的工作原理图

Fig. 2 Working schematic diagram of self-driven thermostatic valve with sensitive wax in single-phase fluid loop

2.1 回路系统温度动态建模

热量收集环节温度变化趋势由热源载荷产生的热量和交换到单相流体回路的热量两个因素影响, 根据能量守恒定律可得热源载荷和 MCHE-s 集总单元的动态方程为

$$(\rho_{hc} c_{hc} M_{hc} + \rho_{he} c_{he} M_{he}) \frac{dT_c}{d\tau} = Q_c - mc_p \eta_c (T_c - T_m) \quad (1)$$

式中 M_{hc} , c_{hc} , ρ_{hc} 分别为 MCHE-s 的质量、比热容以及密度; M_{he} , c_{he} , ρ_{he} 分别为热源载荷的质量、比热容以及密度. Q_c 为热源载荷的热功耗, T_c 为热源载荷和 MCHE-s 集总单元的平均温度, m 为流体总流量, η_c 为 MCHE-s 的换热效率, T_m 为辐射器支路与旁路混合点的平均温度, c_p 为 MCHE-s 的比定压热容.

空间辐射器是航天器在空间环境中向外排散

热量的窗口, 其中空间辐射器和 MCHE-r 集总单元温度变化的动态方程为

$$(\rho_{hr} c_{hr} M_{hr} + \rho_r c_r M_r) \frac{dT_r}{d\tau} = Q_r + Q_w + Q'_r = \sum_{i=1}^3 Q_{r,i} + m_r c_p \eta_r (T_h - T_r) - \epsilon \sigma F T_r^4 \quad (2)$$

式中 ρ_{hr} 为 MCHE-r 的密度; M_{hr} , M_r 分别为 MCHE-r 和空间辐射器的质量; c_{hr} , c_r 分别为 MCHE-r 和空间辐射器的比热容; T_r 为空间辐射器和 MCHE-r 集总单元的平均温度; Q_r 为辐射器吸收到的外热流, 包括太阳辐射热流 $Q_{r,1}$ 、地球反照热流 $Q_{r,2}$ 以及地球红外辐射热流 $Q_{r,3}$; Q'_r 为辐射器的辐射散热量; Q_w 为液体工质传递至辐射器传递的热量; m_r 为辐射器支路液体工质的流量; T_h 为 MCHE-s 入口处流体温度; η_r 为 MCHE-r 的换热效率; F 为辐射器面积; ϵ 为辐射器表面当量发射率; σ 为斯蒂芬-波尔兹曼常数. 辐射器支路与旁路混合点是典型的温度动态位置, 其中混合点前后流量的分配关系满足

$$m = m_b + m_r \quad (3)$$

式中 m_b 为辐射器旁路流体流量.

根据能量守恒定律, 混合点的温度变化动态方程可表达为

$$mc_p \frac{dT_m}{d\tau} = m_b c_p (T_h - T_m) + m_r c_p (T_l - T_m) \quad (4)$$

式中 T_l 和 T_h 分别为辐射器出口和旁路液体工质的温度.

从上述建模过程可以看出, 依据集总参数法建立的航天器单相流体回路热控系统模型是一个 3 阶非线性模型, 可归纳为

$$\begin{cases} (\rho_{hc} c_{hc} M_{hc} + \rho_{he} c_{he} M_{he}) \frac{dT_c}{d\tau} = Q_c - mc_p \eta_c (T_c - T_m) \\ (\rho_{hr} c_{hr} M_{hr} + \rho_r c_r M_r) \frac{dT_r}{d\tau} = \sum_{i=1}^3 Q_{r,i} + m_r c_p \eta_r (T_h - T_r) - \epsilon \sigma F T_r^4 \\ mc_p \frac{dT_m}{d\tau} = m_b c_p (T_h - T_m) + m_r c_p (T_l - T_m) \end{cases} \quad (5)$$

2.2 温控阀动态建模

温控阀内感温包以对流换热的方式与混合流体进行热量交换, 感温包温度 T_{sen} 与 T_m 的热量交换关系式为

$$\tau_{\text{sen}} \frac{dT_{\text{sen}}(t)}{dt} + T_{\text{sen}}(t) = T_m(t) \quad (6)$$

其中 τ_{sen} 为感温包元件的时间常数,表示为

$$\tau_{\text{sen}} = \frac{C_{\text{sen}}}{K_{\text{sen}} A_{\text{sen}}} \quad (7)$$

$$m_r = \begin{cases} 0 & T_{\text{sen}} \leq T_{\text{set}} \\ \frac{m_{b,\max}}{T_p} (T_{\text{sen}} - T_{\text{set}}) & T_{\text{set}} < T_{\text{sen}} < T_{\text{set}} + \frac{R-1}{R} T_p \\ m_{b,\max} & T_{\text{sen}} \geq T_{\text{set}} + \frac{R-1}{R} T_p \end{cases}$$

其中 R 为可调比, $m_{b,\max}$ 为辐射器旁路流体最大流量.

3 温度控制效果的仿真分析

蜡式自驱动温控阀是一个完全被动的控温方式,几乎不消耗能源.本文设计温控阀的两种控温方式如下^[11]:

1) 单独使用,在低功率扰动下进行粗略的控温.

2) 与机械泵控温模式联合使用,需精密控温时启动此控温方式.

蜡式自驱动温控阀控温模式的具体控温过程在上述分析中已经提及,联合控温模式中的机械泵控温模式,设计采用常规的闭环 proportion integration differentiation (PID) 控制策略,以 MCHE-s 入口液体工质温度为参考设定温度,当实际进口温度与设定温度有偏差时,偏差信号进入 PID 控制器,经 PID 控制其控制算法生成控制信号,调节机械泵转速,进而调节辐射器支路液体工质流量,实现机械泵控温.

本文设计分别对电气设备热耗阶跃扰动和外热流周期性变化下的蜡式自驱动温控阀控温模式和机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温模式进行仿真,利用 MATLAB 软件中的 simulink 模块建立该热控系统的动态模型,将整个流体回路系统划分为热源载荷、空间辐射器以及蜡式自驱动温控阀和机械泵子模型,根据所建立的 3 阶非线性系统分别建立各个子模型相应节点之间的动态关联,选取变步长的 R45 龙格-库塔算法进行连续系统求解^[12-14].

根据温控阀控制理论,假定蜡式自驱动温控阀控温上限为 313 K,下限为 308 K.机械泵主动控温模式设定温度为 311.45 K.

3.1 仿真对象参数设置

假设卫星内部仪器初始处于稳定状态,工质

式中 C_{sen} 为感温包的热容, K_{sen} 为感温包的传热系数, A_{sen} 为感温包外壁表面积, t 为时间.

辐射器支路控制方程为^[10]

$$\begin{aligned} T_{\text{sen}} &\leq T_{\text{set}} \\ T_{\text{set}} &< T_{\text{sen}} < T_{\text{set}} + \frac{R-1}{R} T_p \\ T_{\text{sen}} &\geq T_{\text{set}} + \frac{R-1}{R} T_p \end{aligned} \quad (8)$$

为去离子水,初始仿真对象参数见表 1,主要节点信息见表 2.

表 1 仿真对象参数

Table 1 Parameters of simulation object

参数	数值
系统体积流量/(L/min)	0.45
电气设备热耗/W	200
外热流/W	102

表 2 主要节点信息

Table 2 Information of main nodes

位置	热容/(J/K)	初始温度/K
热源载荷	486	314.45
空间辐射器	486	308
感温包	390	311.45

3.2 电气设备热耗阶跃扰动时系统响应

图 3 是电气设备热耗 +5% 阶跃扰动下的 T_m 以及 T_c 的动态响应过程,图中以不同线型分别表示了开环控制、蜡式自驱动温控阀控温和机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温时的控制效果.从图中 3 种控温模式的动态曲线图可以看出,蜡式自驱动温控阀控温和机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温模式时, T_m 以及 T_c 的过渡时间、超调量和稳态误差都在单相流体回路热控系统设定控制范围之内,控制效果良好;其中机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温模式时, T_m 以及 T_c 的过渡时间和超调量最小,且系统稳态偏差为零;蜡式自驱动温控阀控温次之,且有稳态偏差,在 1 K 以内.

在电气设备热耗低阶跃扰动情况下,蜡式自驱动温控阀作为被动的比例控制,虽然不能消除静态偏差,但通过对比可得出其温度控制效果有明显的改善,超调量和过渡时间都符合控制要求,对于精度要求不高且能源短缺的温控场合,可以

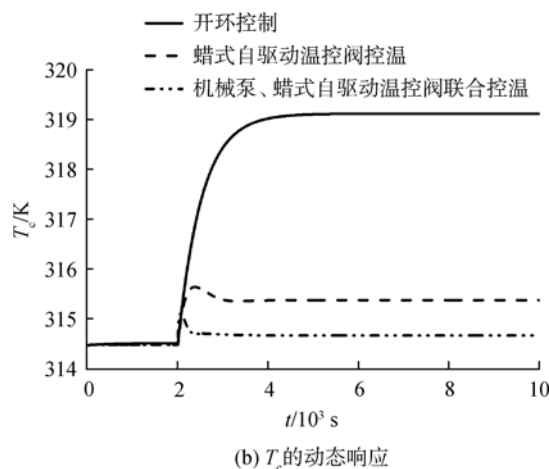
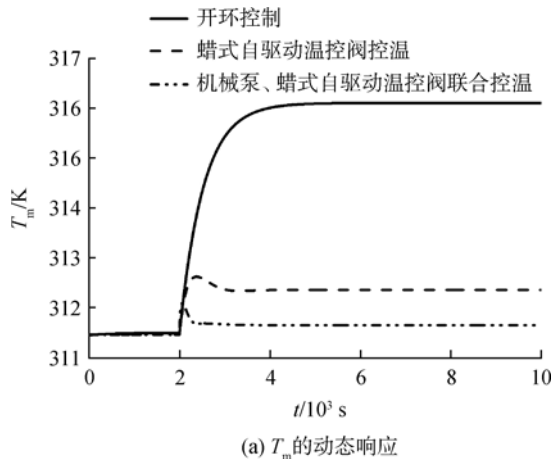


图3 电气设备热耗+5%阶跃扰动的温度动态响应
Fig. 3 Dynamic response of temperature under +5% step disturbance of heat consumption of electric equipment

适用。

图4是电气设备热耗+30%阶跃扰动下的 T_m 以及 T_c 的动态响应过程。从图中3种控温模式的动态曲线图可以看出,由于电气设备热耗阶跃扰动较大,进入蜡式自驱动温控阀的液体工质温度超过了其控温限度,高于控温上限313 K,蜡式自驱动温控阀阀门全开,失去控温能力,和开环控制下的 T_m 以及 T_c 动态响应效果相似;而对于机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温模式,虽然蜡式自驱动温控阀失效,但是通过机械泵控温模式的PID控制作用,还是能够使回路系统迅速和准确的稳定到设定温度状态,实现回路系统的准确控温。

总而言之,当电气设备热耗低阶跃扰动情况下,对于系统精度要求不高的场合,可以采用蜡式自驱动温控阀单独控温,能够实现无能耗情况下的系统粗略控温;对于精度要求较高的场合,可以

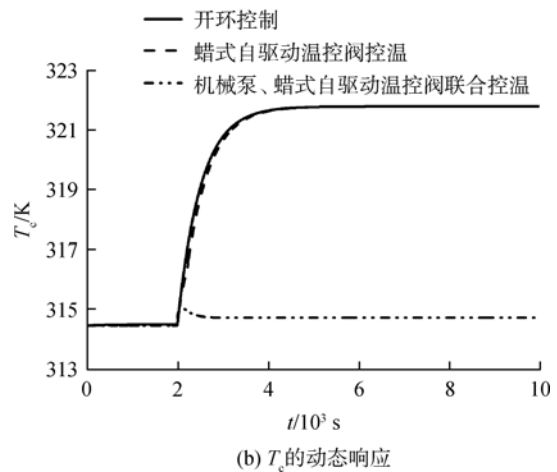
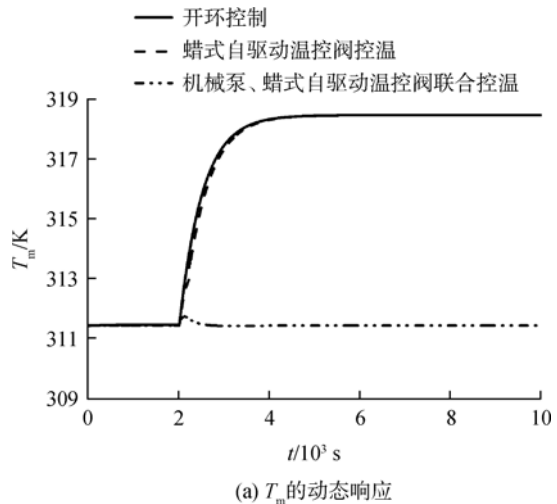


图4 电气设备热耗+30%阶跃扰动的温度动态响应
Fig. 4 Dynamic response of temperature under +30% step disturbance of heat consumption of electric equipment

采用机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温模式,系统按照预先设定,首先经过蜡式自驱动温控阀进行粗略控温,而后启动机械泵控温模式,进行 T_m 的精密控温,既能实现减少机械泵控温能耗,又能满足系统精密控温要求。而在电气设备热耗高阶跃扰动情况下,由于辐射器支路和旁路混合点平均温度超过蜡式自驱动温控阀控温限度,温控阀失效,则必须采用机械泵控温模式,通过机械泵进行系统的精密控温,满足热控系统的可靠性要求。

3.3 机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温应用于在轨卫星

3.3.1 空间热辐射变化规律

假设卫星为太阳同步轨道,具体运行参数如表3所示,飞行姿态为三轴稳定。辐射散热器安装在卫星+y侧表面背阳处,其表面投入外热流密度呈周期性变化。外热流密度周期变化的具体数

学模型参数通过已有试验数据辨识和拟合,其中全周期最大值为 102.3387 W/m^2 , 最小值为

$$q_r = \begin{cases} 102.3387 \times \cos\left(\frac{9}{\pi} - t - \frac{9Tn}{\pi}\right) & nT \leq t \leq 25 + nT \\ 55.1100 & nT + 25 < t < 75 + nT \\ 102.3387 \times \cos\left[\frac{9}{\pi} - t - \frac{9T(n+1)}{\pi}\right] & nT + 75 \leq t \leq (n+1)T \end{cases} \quad (9)$$

式中 T 为一个轨道周期时间,单位为 min,式(9)中 $T=100 \text{ min}$; n 为卫星在轨道中的运行圈数,式(9)中 $n=1,2,3,\dots$.

表3 卫星的构形和轨道参数

Table 3 Configuration and orbit parameters of satellite

参数	数值
质量/kg	10
构形尺寸(长×宽×高)/cm ³	180×180×220
轨道高度/km	306(近地);919(远地)
轨道倾角/red	44.8
轨道周期/min	96.8
阴影期/min	31.98

3.3.2 机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温时 T_m 以及 T_c 的动态响应

图5为在轨卫星外热流随着时间和空间变化时,卫星电气设备热耗在设备运行10000s时发生+5%和+30%阶跃扰动两种工况下 T_m 以及 T_c 的动态响应曲线,初始状态下电气设备热耗处于稳定状态,其中用不同线型表示在不同阶跃扰动下,机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温对于 T_m 以及 T_c 的控温效果。

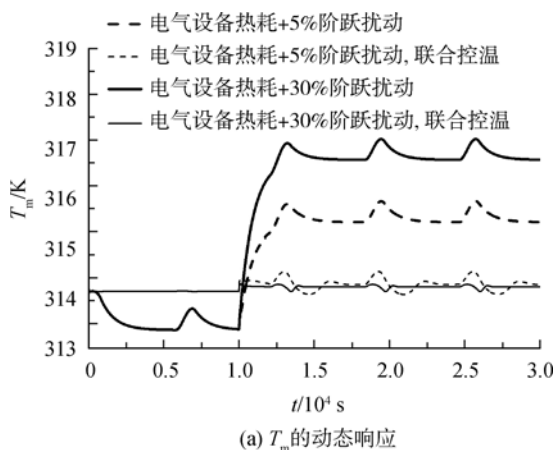
从仿真曲线可以看出,外热流周期性扰动情时, T_m 以及 T_c 呈周期性变化。在加入电气设备热耗阶跃扰动后, T_m 以及 T_c 经过一段时间温升后,趋于小幅度的周期性振动。

当采取机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温模式后,初始外热流周期性扰动情况下, T_m 以及 T_c 基本趋于稳定;在加入电气设备热耗阶跃扰动后, T_m 以及 T_c 在电气设备热耗阶跃扰动发生初期进行迅速、准确的调整恢复到设定温度,而后由于外热流周期性扰动,产生小幅度的周期性调整,调整时间和超调量都很小,满足控温要求。

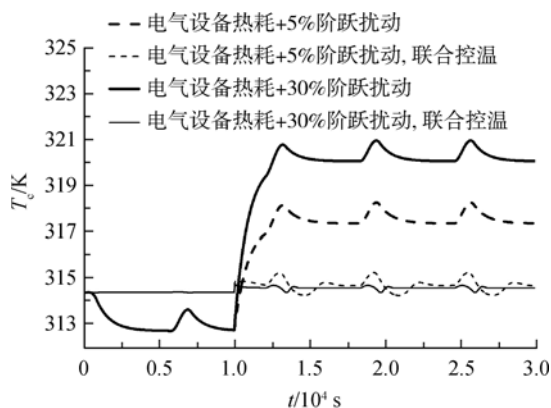
从上述仿真结果可知:机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温控制策略能够迅速、可靠的实现在轨卫星的温度控制,为机械泵、蜡式自驱动温控阀

55.1100 W/m^2 ,平均值为 70.2590 W/m^2 [15-16]。

则外热流密度 q_r 周期变化的表达式为



(a) T_m 的动态响应



(b) T_c 的动态响应

图5 在轨卫星温度动态响应

Fig. 5 Dynamic response of temperature of satellite in-orbit

联合控温模式应用于卫星热控系统提供了理论依据。

4 结 论

本文针对单相流体回路热控技术,研究了一种蜡式自驱动温控阀的控温方式,根据此阀门的比例温控特性,提出了蜡式自驱动温控阀控温和机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温模式两种控制策略,将其应用于单相流体回路系统的热控技术。通过集总参数法建立能够反映各个环节动态特性的温度响应模型,仿真分析在轨卫星外热流周期性扰动和电气设备热耗阶跃扰动下,两种控

制策略的控温效果. 仿真试验结果表明:

1) 蜡式自驱动温控阀作为一种被动、不耗能和可靠的温度控制模式,对于控温精度要求不高和能源供应不够的场合,可以达到对低功率扰动下的单相流体回路系统进行粗略控温的目的.

2) 由于蜡式自驱动温控阀的温度控制限度以及存在稳态误差,其使用范围受到了很多限制,而机械泵、蜡式自驱动温控阀联合控温模式,一方面能够利用蜡式自驱动温控阀的被动、不耗能和可靠的优点,达到系统的可靠性要求以及减少能源消耗;另一方面又能够克服蜡式自驱动温控阀的温度控制限度以及存在稳态误差的不足,实现单相流体回路系统的精确控温.

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] Theodore D, Gajanana S, Birur C. NASA thermal control technologies for robotic spacecraft[J]. Applied Thermal Engineering, 2003, 23(9): 1055-1065.
- [3] 徐向华,程雪涛,梁新刚. 载人航天器主动热控制系统流体回路的优化设计[J]. 宇航学报, 2011, 32(10): 2285-2293.
XU Xianghua, CHENG Xuetao, LIANG Xingang. Design and optimization for fluid loops of active thermal control system in manned spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(10): 2285-2293. (in Chinese)
- [4] Alan G L, Razi N M. Dynamic performance of conventional and electrically activated engine thermostats[R]. Philadelphia, Pennsylvania: ASME 2001 Internal Combustion Engine (ICE) Spring Technical Conference, 2001.
- [5] Zou X, Jordan J, Shillor M. A dynamic model for a thermostat[J]. Journal of Engineering Mathematic, 1999, 36(4): 291-310.
- [6] Yang B Z, Lin Q. Latchable phase-change actuators for micro-flow control applications[R]. Orlando, FL: International Mechanical Engineering Conference and Exhibition, 2005.
- [7] Yang B Z, Lin Q. A latchable microvalve using phase change of paraffin wax[J]. Sensors and Actuators, 2007, 134(1): 194-200.
- [8] 杜兆年,史风霞,范宗良,等. 温控阀的分析研究[J]. 阀门, 2004(1): 14-16.
DU Zhaonian, SHI Fengxia, FAN Zongliang, et al. The analysis of thermal control valve based on paraffin wax[J]. Valve, 2004(1): 14-16. (in Chinese)
- [9] 陈兵芽,刘莹,孙长存. 石蜡的热膨胀驱动特性[J]. 机械工程材料, 2008, 32(7): 60-63.
CHEN Bingya, LIU Ying, SUN Changcun. Thermal expansion actuated characteristics of paraffin[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2008, 32(7): 60-63. (in Chinese)
- [10] 李爽,赵华,赵加宁. 变室温供暖房间动态特性模拟[J]. 天津大学学报, 2011, 44(7): 613-617.
LI Shuang, ZHAO Hua, ZHAO Jianing. Dynamic characteristics simulation of variable temperature heating room[J]. Journal of Tianjin University, 2011, 44(7): 613-617. (in Chinese)
- [11] 宁献文,张加迅. 基于泵变频调速的航天器热控制技术[J]. 中国空间科学技术, 2011, 4(2): 47-51.
NING Xianwen, ZHANG Jiaxun. Spacecraft thermal control technology based on variable frequency pump[J]. Chinese Space Science and technology, 2011, 4(2): 47-51. (in Chinese)
- [12] 刘东晓,李运泽,李森,等. 微小航天器单相流体回路自主热控地面实验研究[J]. 宇航学报, 2012, 33(3): 392-398.
LIU Dongxiao, LI Yunze, LI Miao, et al. Ground experimental research on autonomous thermal control of single-phase fluid loop for micro or mini spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(3): 392-398. (in Chinese)
- [13] Li Y Z, Kim M L, Wang J. Analysis and control of the equivalent physical simulator for nano-satellite space radiator[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2010, 15(1): 79-87.
- [14] 刘佳,李运泽,刘东晓,等. 卫星 MEMS 热控系统的动态特性及自主控制策略[J]. 航空学报, 2010, 31(4): 671-678.
LIU Jia, LI Yunze, LIU Dongxiao, et al. Satellite MEMS thermal control system dynamic characteristics and autonomous thermal control strategy[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(4): 671-678. (in Chinese)
- [15] 李运泽,魏传锋,袁领双,等. 卫星热控系统的动态建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(3): 372-374.
LI Yunze, WEI Chuanfeng, YUAN Lingshuang, et al. Dynamical modeling and simulation of satellite thermal control system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(3): 372-374. (in Chinese)
- [16] 李运泽,宁献文,王晓明,等. 纳卫星轨道热环境仿真分析[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(14): 3166-3175.
LI Yunze, NING Xianwen, WANG Xiaoming, et al. Simulation analysis of nano-satellite's orbital thermal environment[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(14): 3166-3175. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)