

# 应用热电制冷器的微型航天器 主动温度控制及仿真

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：为了改善微型航天器的温度控制效果，介绍了一种应用热电制冷器的主动温度控制系统，建立了这种温度控制系统受控对象及辐射器温度变化的动态特性模型，并对受控对象内部热源功率发生变化时的温度控制效果进行了仿真分析。仿真结果表明：热电制冷器和 PI 控制器相结合可以简便有效地完成微型航天器内部电子设备的温度控制任务，动态特性模型为这种温度控制系统的优化设计提供了简便的数学模型。

关键词：热电制冷器 微型航天器 主动温度控制

中图分类号：V416

## 0 前言

热电制冷器是一种应用珀尔帖热电效应的制冷装置<sup>[1,2]</sup>，单级热电制冷器由多个半导体电偶按照电路串联和热路并联的方式连接、排列而成。当其通以直流电时热量就会由其低温端抽向高温端，从而在低温端产生制冷效应，在高温端产生热泵效应，其制冷量(抽热量)可以通过改变制冷器电极间电流强度的方式加以调整。由于其具备结构简单、体积小和可控性能好等特点，在微处理器等微型电子机械设备的冷却系统中应用比较广泛<sup>[2-4]</sup>。

微型航天器是指质量在 10~100 kg 的小航天器。由于其内部电子设备功率密度大、工作模式多样、可资利用的热容量和辐射散热表面较小，面临的温度控制难度较大<sup>[5,6]</sup>。将热电制冷器和 PI 控制器相结合应用于微型航天器的温度控制系统，可在利用热电制冷器的制冷效应对舱内电子设备温度进行主动控制的同时，利用其热泵效应提高辐射表面温度的方式提高航天器的辐射散热能力，从而满足了微型航天器的温度控制需要。

在简要介绍热电制冷器在航天器温度控制系统上的应用原理的基础上，建立了这种温度控制系统的动态特性模型，并对其温度控制效果进行了仿真研究，仿真结果表明这种温度控制系统可以有效完成微型航天器的温度控制任务。

## 1 动态特性分析与建模

热电制冷器在微型航天器温度控制系统的应用

原理如图 1 所示。制冷器的冷端与所要冷却的电子设备相接，而将其热端与航天器辐射器相联，当热电制冷器中通以直流电时，就会将舱内电子设备产生的热量由航天器舱内抽向航天器表面的辐射器，并以提高辐射器表面温度的方式使航天器辐射散热能力得以提高。

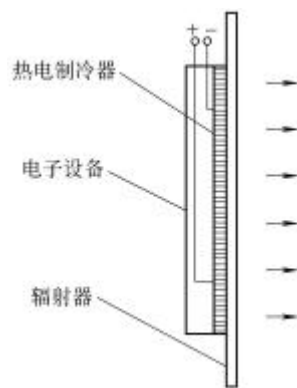


图 1 应用热电制冷器的微型航天器温度控制系统示意图

考虑到热电制冷器的热容量远小于舱内电子设备总热容和航天器辐射器热容，将整个航天器温度控制系统划分为受控对象和辐射器两个集总参数环节，受控对象包括舱内所有电子设备，辐射器包括航天器外壳及辐射表面。近似认为热电制冷器的冷端温度等于受控对象温度，热端温度等于辐射器温度。则根据参考文献[4]，得热电制冷器在冷端受控对象的吸热量

$$Q_{oc} = KIT_0 - \frac{1}{2}I^2 R_c - \frac{1}{R_t}(T_r - T_0) \quad (1)$$

式中  $Q_{oc}$  ——热电制冷器在冷端的吸热量

$I$  ——流经热电制冷器的电流

$T_0, T_r$  ——受控对象及辐射器温度

$R_c, R_t$  ——热电制冷器的电阻和热阻

$K$  ——与制冷器材料、规格有关的系数  
热电机冷器在热端辐射器的放热量为

$$Q_{cr} = KIT_r + \frac{1}{2}I^2R_e - \frac{1}{R_t}(T_r - T_o) \quad (2)$$

式中  $Q_{cr}$  ——热电机冷器在热端辐射器的放热量  
根据热力学第一定律, 得热电机冷器消耗的电功率

$$W = Q_{cr} - Q_{oc} = KI(T_r - T_o) + I^2R_e \quad (3)$$

式中  $W$  ——热电机冷器功率

将式(1)、(2)代入式(3)得

$$W = KI(T_r - T_o) + I^2R_e \quad (4)$$

在此基础上, 根据能量守恒定律得受控对象温度  $T_o$  变化的动态方程为

$$C_{ot} \frac{dT_o}{dt} = Q_o - Q_{oc} = Q_o - KIT_o + \frac{1}{2}I^2R_e + \frac{1}{R_t}(T_r - T_o) \quad (5)$$

式中  $C_{ot}$  ——受控对象的热容量

$Q_o$  ——受控对象内部的热源强度

同理, 根据能量守恒定律可得辐射器温度  $T_r$  变化的动态方程为

$$C_{rt} \frac{dT_r}{dt} = Q_{ra} + Q_{cr} - Q_{rr} = Q_{ra} + KIT_r + \frac{1}{2}I^2R_e - \frac{1}{R_t}(T_r - T_o) - sF_r e_r T_r^4 \quad (6)$$

式中  $C_{rt}, F_r, e_r$  ——辐射器的热容量、外表面积和辐射率

$Q_{ra}, Q_{rr}$  ——辐射器吸收的外部空间热辐射功率和其向外部空间的辐射散热功率

$s$  ——斯蒂芬-玻尔兹曼常数

除了微型航天器舱外的辐射冷却装置之外, 热电机冷器还需要与一个能可根据受控对象的温度变化实时调整制冷器输入电流的控制器相结合才能完成航天器的主动温度控制任务(图 2), 当采用技术成熟、工作可靠和易于实现的 PI 控制器时, 其控制律为

$$I = a_p(T_{og} - T_o) + a_i \int (T_{og} - T_o) dt \quad (7)$$

式中  $T_{og}, I$  ——受控对象温度的给定值和通过热电机冷器的电流大小

$a_p, a_i$  ——PI 控制器的比例系数和积分系数



图2 应用热电机冷器的温度控制原理

应用式(5)~(7)构成的动态特性模型可以对应应用热电机冷器的微型航天器温度控制系统的动态特性和控制效果进行简便的仿真研究。

## 2 温度控制效果仿真分析

为了研究应用热电机冷器后航天器主动温度控制系统的控制效果, 以某 10 kg 微型航天器内部电子设备总的热功率发生  $\pm 5\%$  阶跃扰动为例, 应用式(5)~(7)构成的温度控制系统动态特性模型进行仿真试验, 仿真过程保持航天器辐射器的辐射率不变、航天器吸收的空间热辐射不变, 以便清楚分析热电机冷器与 PI 控制器相结合的控制效果, 其中 PI 控制器比例系数和积分系数的整定方法参见参考文献[7]和[8], 相应的仿真结果及分析如下。

图 3、图 4 中的仿真结果分别显示了航天器内部热功率发生  $+5\%$  阶跃扰动后, 内部电子设备和外部辐射器的温度响应。当不对热电机冷器的电流强度进行主动闭环控制时(图 3 曲线 OL), 内部电子设备的温度升高幅度较大, 过渡过程持续的也时间较长; 当对热电机冷器的电流强度进行主动闭环控制时(图 3 曲线 PI), 内部电子设备的温度变化幅度很小, 过渡过程持续的时间大为缩短, 最终在其给定值重新稳定下来, 温度控制效果得到大幅改善, 图 4 中闭环状态下辐射器温度升高幅度较开环状态大, 这是由于开环状态下制冷器耗功不变, 而闭环过程中制冷器耗功随受控对象热源功率增大而增大, 致使制冷器向其热端辐射器的放热量增加幅度加大的缘故。

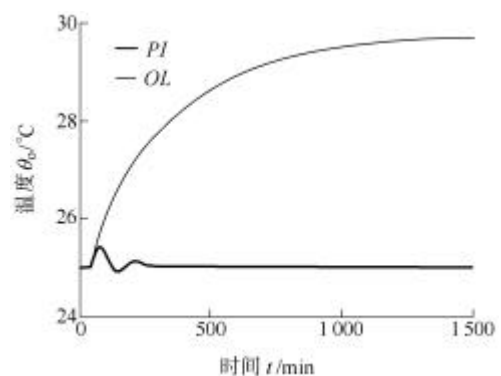


图3  $+5\%$  阶跃扰动时受控对象温度响应

图 5、图 6 中的仿真结果分别显示航天器内部热功率发生  $-5\%$  阶跃扰动后, 内部电子设备和外部辐射表面的温度响应。在开环被动温度控制模式下(图 5 曲线 OL), 内部电子设备的温度降低幅度较大, 过渡过程持续的时间也较长; 在闭环主动控制模式下(图 5 曲线 PI), 内部电子设备的温度变化幅度很

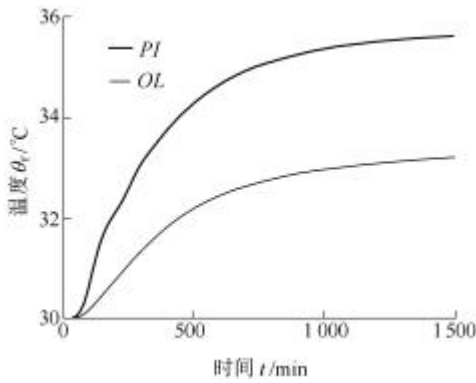


图 4 +5% 阶跃扰动时辐射器温度响应

小并最终在其给定值重新稳定下来，过渡过程大为缩短，温度控制效果也得到大幅改善。图 6 中闭环状态下辐射器温度降低幅度较开环状态大，这是由于开环状态下制冷器耗功不变，而闭环过程中制冷器耗功随受控对象热源功率减小而减小，致使制冷器向辐射器放热量降低幅度加大的缘故。

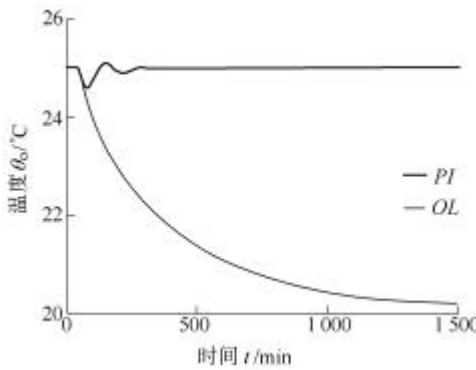


图 5 -5% 阶跃扰动时受控对象温度响应

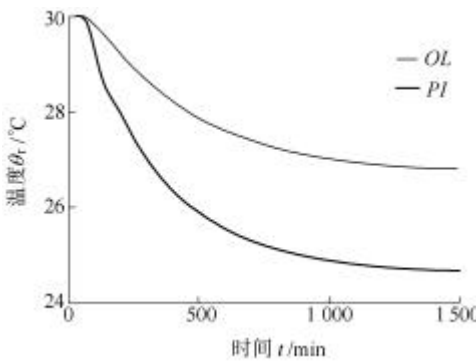


图 6 -5% 阶跃扰动时辐射器温度响应

上述仿真结果表明：将热电制冷器和 PI 控制器相结合应用于微型航天器的主动温度控制系统可以有效地完成航天器内部各种电子设备的温度控制任务，其温度控制效果较传统的被动温度控制系统得到大幅改善。

### 3 结论

微型航天器的温度控制难度较大，介绍了一种热电制冷器与 PI 控制器相结合的航天器主动温度控制方案，应用集总参数法建立了这种温度控制系统的动态特性模型，在此基础上对系统的温度控制效果进行了仿真分析。仿真结果表明将热电制冷器与 PI 控制器相结合应用于航天器的主动温度控制系统，可以有效的完成航天器内部各种电子设备的温度控制任务。上述动态特性模型为应用热电制冷器的航天器温度控制系统仿真研究和系统优化提供了简便的数学模型。

### 参 考 文 献

- 1 Chimchavee W, Khedari J, Hirunlabh J. An electro-thermo model of thermalelectric modules in heat pump and cooling mode. In : 20th International Conference on Thermoelectrics, IEEE, 2001 : 458 ~ 461
- 2 Carin L, Van P. Microprocessor-based adaptive thermal control for an air-cooled computer CPU module. In : 17th IEEE SEMI-THERM Symposium, IEEE, 2001 : 168 ~ 173
- 3 Lance R, Ali S, Patrick A, Micro thermoelectric coolers for integrated applications. In :16th International Conference on Thermoelectrics, IEEE , 1997 : 646 ~ 649
- 4 徐德胜. 热电制冷与应用技术. 上海：上海交通大学出版社, 1999
- 5 Gilmore D. Satellite thermal control handbook. El Segundo, CA : The Aerospace Corporation Press, 1994
- 6 Hanford A. Advanced active thermal control system architecture study. NASA, 1996
- 7 杨献勇. 热工过程自动控制. 北京：清华大学出版社, 2000
- 8 何克忠. 计算机控制系统. 北京：清华大学出版社, 1998

### SIMULATION OF MICRO SPACECRAFT ACTIVE TEMPERATURE CONTROL SYSTEM USING THERMALELECTIC COOLER

Li Yunze Wei Chuanfeng Yuan Lingshuang  
Wang Jun

(School of Aeronautic Science and Engineering,  
Beihang University, Beijing 100083)

**Abstract :** In order to improve the temperature control effect of micro-spacecraft, an active temperature control system using

thermoelectric cooler is presented. A dynamical model of spacecraft temperature change is built up, and the temperature control effect is simulated and analyzed. Simulation results show that the temperature change of spacecraft electronic equipment can be successfully controlled, and the dynamical models presented can be convenient used in thermoelectric cooler

(上接第 148 页)

defined as the threshold of fracture due to the slip governed mode but also above the fatigue limit, the shape of the  $S-N$  curve for the material used in this study is different from a step-wise one reported in previous literature and is characterized as duplex  $S-N$  curves. Through the detailed observation of fatigue crack origin and calculation of crack initial size parameter, mechanisms for internal fracture mode are discussed and fatigue life prediction procedure is indicated

temperature control system's simulation and optimization

**Key words** : Thermoelectric cooler Micro-spacecraft

Active temperature control

作者简介:李运泽,男,1972 年出生,讲师,博士。主要研究方向为飞行器热控制、热动力仿真与控制。

E-mail : liyunze@buaa.edu.cn

based on crack initial size parameter.

**Key words** : Bearing steel Super-long life fatigue

$S-N$  curve Surface crack

Internal crack Nonmetallic inclusion

Fisheye

作者简介:鲁连涛,男,1965 年出生,副教授。主要从事超长寿命疲劳的研究,发表论文 27 篇,曾获得 2003 年度日本材料学会论文奖。

E-mail : luliantao@hotmail.com