纳卫星微槽道冷却系统在轨动态热特性分析

刘 佳 李运泽 王 浚

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：针对纳卫星热流密度不断升高的发展趋势，介绍了一种基于微机电技术(MEMS，Micro Electro Mechanical Systems)的泵驱动单相流微槽道冷却系统.通过合理分析与简化，应用集总参数法建立了能够反映受控对象及冷却装置动态特性的温度响应模型；运用数值方法仿真计算了某纳卫星在轨飞行中受空间外热流影响下的外部散热面和内部电子设备温度的变化规律.仿真结果表明：应用 MEMS 技术的微槽道冷却系统可以满足高热流密度的纳卫星热系统的冷却需求；空间外热流相对于星体内部热功率的变化，对纳卫星散热面温度的影响较小；该建模方法和求解算法对分析计算纳卫星的温度动态特性是简便、合理的，并为进一步深入研究纳卫星热控制、热管理理论与技术奠定了理论研究及工程应用基础.

关 键 词：纳卫星；微槽道；冷却系统；动态特性；建模

中图分类号：V 416

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2009)03-0280-04

Dynamical thermal analysis of microchannel cooling system for in-orbit nano-satellite

Liu Jia Li Yunze Wang Jun

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Considering the continually rising tendency of the power densities of nano-satellite, MEMS (micro electro mechanical systems) based pumped liquid microchannel cooling system was introduced. Dynamical thermal response model for the temperature changes of both the controlled object and the cooling device was built up by means of the lumped parameter method with reasonable analysis and logical simplification. Based on the nanosatellite inorbit case, the variation rule of the internal electronic equipment and external radiator surfaces were performed by the numerical simulation and calculation. Simulation results indicate that MEMS based on the microchannel cooling system can satisfy the cooling requirements of nano satellite thermal system with high heat flux; the external space heat flux has less affect to the radiator of nano satellite compared with the internal equipment; the modeling methods and algorithm is convenient and reasonable not only for the dynamical temperature calculation and the analysis of nano satellite, but also for the developing of advanced nano-satellite thermal control and thermal management theories and technologies.

Key words: nano-satellite; microchannel; cooling system; dynamics; modeling

质量在 1～10 kg 的纳卫星为国际航天界从 20 世纪末以来的研究热点.基于微机电技术(MEMS，Micro Electro Mechanical Systems)的微槽道冷却系统作为新兴的星上高热流密度设备的散热技术，是一种体积小、质量轻、传热能力强的复合高效冷却系统，在纳卫星热控系统中有着广泛的应用前景[1-5].

本文在对传热模式为“导热＋辐射”的经典热

收稿日期：2008-03-20

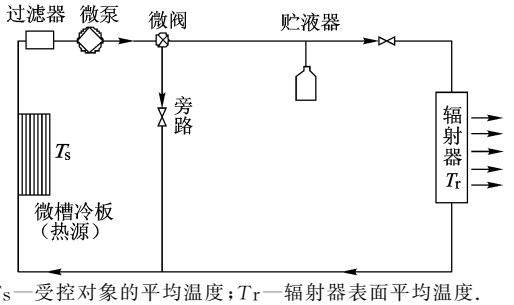
基金项目：国家自然科学基金资助项目(50506003)

作者简介：刘 佳(1983－)，女，甘肃兰州人，博士生，liujia@ase.buaa.edu.cn.

系统的研究基础上[6],结合文献[4－5]中对微/纳卫星微槽道换热器提供的详细实验数据,参考纳卫星轨道热环境仿真计算模型[7],介绍了一种以“回路＋辐射”为主的基于 MEMS 高效冷却技术的纳卫星热系统应用方案,通过合理的机理分析与简化建立了其动态特性模型,详细地分析讨论了运用该先进技术的纳卫星在轨动态热响应.

1　纳卫星微槽道冷却系统简介

基于 MEMS 的泵驱动单相流体冷却回路在纳卫星中的应用如图 1 所示,由微槽道冷板、MEMS 微泵、MEMS 微阀等部件构成. 微泵驱动单相液态工质在微槽中流动,工质通过微槽道冷板将高功率密度电子仪器产生的热量带走并传递至热沉,再由卫星热系统的辐射器将其排散到外部空间. 调节热控微阀的分流率使流经辐射器和旁路的制冷液体混合温度即微槽道冷板的进出口平均温度改变,以保证电子设备正常工作的可靠性. 其中,微槽道冷板由 MEMS 技术加工而成,其流动槽为很薄的硅片,面积/体积比大于 5 000 m^2/m^3(如图 2),实验表明,微槽冷板传热功率可达 25 W/cm^2,并可将器件温度维持在小于 80℃[5].



T_s—受控对象的平均温度;T_r—辐射器表面平均温度.

图 1　基于 MEMS 泵驱动单相流体回路热控原理图

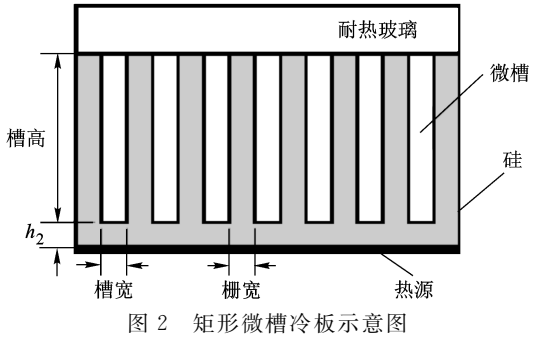


图 2　矩形微槽冷板示意图

2　理论分析与建模

2.1　纳卫星热系统动态特性模型

为了清晰研究纳卫星热系统的动态特性,根据卫星各部分的功能和传热学特征,将 MEMS 冷却系统视为受控对象、冷却装置 2 个集总参数环节,受控对象包括微槽道冷板及靠其冷却的热负荷,冷却装置包括 MEMS 微泵、MEMS 微阀、液体冷却回路管道及与其相连的辐射器. 同时,为简化问题、突出研究重点,做如下假设:

1) 热源与热沉间的连接管道热绝缘,无漏热;

2) 热负荷的热量全部由流经的制冷工质传递,无其他换热方式;

3) 管内的摩擦不会产生温升.

遵循热力学第一定律分别列能量守恒方程及质量守恒方程,以 T_s,T_r 为上述集总参数的状态变量,即可建立各温度环节的动态特性方程.

T_s 变化规律为

$$C_s M_s \frac{\mathrm{d}T_s}{\mathrm{d}t} = Q_s - \frac{T_s - T_i}{R_t} \tag{1}$$

式中,C_s,M_s 为受控对象的当量热容、质量;Q_s 为卫星舱内仪器设备热负荷功率;T_i 为制冷工质进入换热器的入口温度;R_t 为微型换热器的总热阻.

根据文献[4－5]的实验研究,微槽冷板的性能可从传热学和水力学 2 个方面概括. 微槽冷板的热性能由 R_t 描述,主要包括 3 部分:受热表面与微槽基板间的导热热阻 R_1;微槽内表面与工作流体间的对流热阻 R_2;系统入口处工作流体的大体积温升热阻 R_3. 其中,R_2 在 R_t 中占主要地位,具有改变 R_t 的最大潜力. 具体为

$$R_t = R_1 + R_2 + R_3 = \frac{h_2}{kA_h} + \frac{1}{h_c A_c} + \frac{1}{\dot{m} c_p} \tag{2}$$

式中:k 为基底热导率;A_h 为微槽换热器的迎风面积;A_c 为微槽换热器横截面积;h_c 为对流换热系数;$\dot{m}$ 为质量流量;c_p 为工质流体的定压比热容.

微槽冷板的水力学性能用压降表述. 总压降是由沿程摩擦损失、工作流体通过 90°弯角以及面积的突然增减引起的. ΔP 可以表示为微槽道的结构参数 L 和雷诺数 Re 的函数.

辐射器将流体工质所吸收的热量直接向空间排散,根据能量守恒方程可得其温度 T_r 变化的动态方程为

$$C_r M_r \frac{\mathrm{d}T_r}{\mathrm{d}t} = Q_r + Q_p - Q_c =$$

$$\sum_{i=1}^{3} a_{r,i} Q_{r,i} + c_p \lambda \dot{m} (T_o - T_r) - \sigma F_r \varepsilon T_r^4 \tag{3}$$

式中,C_r,M_r 为辐射器的热容量、质量;Q_r,Q_c 分别为辐射器吸收到的外部空间热辐射功率、辐射器向外部空间的辐射散热功率;$Q_{r,1}$,$Q_{r,2}$,$Q_{r,3}$ 分别

为单位时间内投射到辐射器外表的太阳辐射热量、地球反照热量和地球辐射热量功率；$a_{r,1}$，$a_{r,2}$，$a_{r,3}$分别为辐射器表面的太阳辐射吸收率、地球反照吸收率和地球热辐射吸收率；Q_p为流体回路制冷工质传递的热量功率；λ为分流率；T_o为换热器中制冷工质的出口温度；F_r，ε，σ分别为辐射器外表面积、辐射器外表的发射率和斯忒藩-玻耳兹曼常数.

通过对微阀的控制，可调节λ从而使工质吸收被加热功率后的$\dot{m}$分流一部分$(1-\lambda)\dot{m}$到旁路，随后再与冷却后得流体$\lambda\dot{m}$相混合以满足换热器入口制冷工质温度的要求. 根据能量守恒及质量守恒定律可知：

$$\dot{m}h_1 = \lambda\dot{m}h_2 + (1-\lambda)\dot{m}h_3 \tag{4}$$

式中h_2，h_3和h_1分别为流经辐射器、旁路以及工质混合后的焓，且制冷工质为不可压缩流体，则

$$T_i(t) = [1-\lambda \quad \lambda] \times \begin{bmatrix} T_o(t) \\ T_r(t) \end{bmatrix} \tag{5}$$

热源与热沉间的连接管道热绝缘，无漏热，且液体不可压缩，液体导管的进出口流量恒相等. 因此，液体导管可等同一个管路阻力元件. 沿管长L的流体压降为

$$\Delta P' = 8\mu L q_V/(\pi a^4) \tag{6}$$

式中，μ为流体动力粘度；q_V为体积流量；a为管道半径.

微泵为热系统的关键组件之一，其作用是为系统提供循环动力. 对系统中管道、微槽道冷板、微泵各组件的压力损失进行计算，得到总压降，折换成所需的泵功率. 工质通过泵后的温升为

$$\Delta T' = \frac{Q'_p}{c_p\dot{m}} \tag{7}$$

式中Q'_p为微泵所消耗的功率.

式(1)～式(7)组成了“回路+辐射”型基于微机电技术的纳卫星热系统的动态特性模型. 从建立的系统层次模型分析可知，内部热负荷和外部空间热流的变化是其2个基本干扰因素，空间热辐射环境是影响辐射器散热效率的最重要因素. 因此，必须结合轨道热环境对纳卫星热系统进行计算研究.

2.2 空间外热流计算模型

近地轨道运行的航天器受到的空间外流主要为太阳直接照射、太阳自地球的反照和地球红外辐射[1-2]. 根据热辐射理论，通过球面几何学分析、空间坐标系转换和详细的数学推导，建立了卫星星体惯性坐标系上的太阳热辐射、太阳自地球的反照热流密度和地球红外辐射热流密度的简便计算模型. 具体建模方法见文献[7].

3 仿真研究示例分析

根据上述动态模型，用Visual C++开发计算程序，采用面向对象的设计方法，将纳卫星MEMS冷却系统和纳卫星在轨热环境封装成2个类，系统中的特征热参数和各种辐射热流参数作为类的成员函数. 相关的模型参数通过已有实验数据[6]辨识、拟合或通过工程经验估算. 对于模型中的非线性动态方程的求解，建立了包括能满足实际系统运行速度要求的变步长的R34与R45实时龙格-库塔法在内的连续系统仿真的数值积分算法库. 从而在仿真时根据需求具体情况具体分析、合理选择计算步长.

本文以运行在轨道倾角98.19°、轨道高度700 km、运行周期为98.62 min的某太阳同步轨道为例. 其中，辐射器安装在$+y$侧上，面积为18×18 cm^2，散热面吸收率/发射比为0.15/0.8；结合已有实验结果，取系统工质为水，系统总流量为20 mL/min；卫星舱内仪器设备热负荷总功率为9 W. 空间外热流的参数仿真中取春分日的太阳黄经值；太阳常数取1 353 W/m^2；地球对太阳光的辐射率为0.3. 图3～图5给出了500 min内不同工况下系统关键点的温度动态响应曲线.

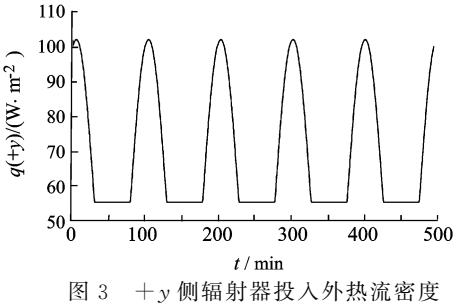


图3 $+y$侧辐射器投入外热流密度

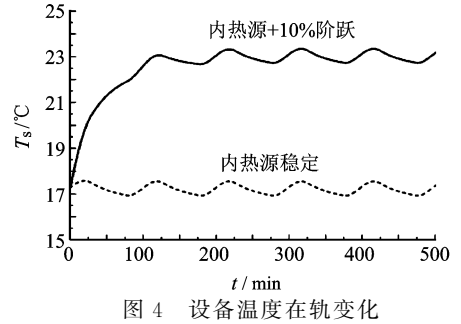


图4 设备温度在轨变化

图3为纳卫星在轨飞行中，辐射器投入的外热流密度的仿真数据. 分析可知，外热流功率密度在此表面上随卫星飞行周期变化，变化幅度明显，周期最大值为102.338 7 W/m^2，最小值为

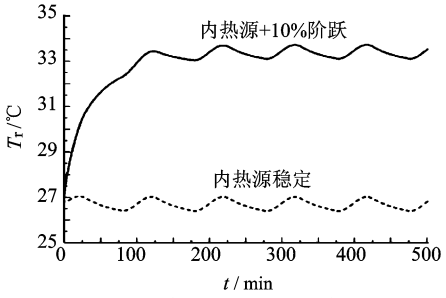


图 5　散热面的温度在轨变化

55.1100 W/m^2,平均值为 70.2590 W/m^2. 示例中所选散热面为平面构型,安装在卫星的背面(+y),在飞行周期中不受太阳光的直接辐射;波动来源于地球对太阳光的反射,约有一半的时间存在此反射;在地球阴影区中只受地球辐射的影响,而地球辐射与纳卫星飞行高度有关,在太阳同步轨道上保持不变.

图 4、图 5 为外热流随时间和空间变化时,纳卫星热系统的动态模拟仿真数据. 针对卫星内部热源稳定和内部热功率在某周期初发生+10%阶跃扰动 2 种工况下的内部电子设备温度和外部散热面温度的在轨动态响应进行了计算研究. 内热源稳定状况下的关键热环境数据见表 1;热系统受到+10%干扰,重新稳定后关键热环境数据见表 2.

表 1　内热源稳定时热系统在轨温度变化　℃

对象	最大值	最小值	平均值	差值
散热面	27.0749	26.4013	26.6904	0.6466
电子设备	17.5786	16.9292	17.2194	0.6494

表 2　热系统受干扰后在轨温度变化　℃

对象	最大值	最小值	平均值	差值
散热面	33.7186	33.0459	33.3479	0.6727
电子设备	23.3493	22.6739	22.9780	0.6754

分析表 1 和表 2 中内容可知:系统加入温升扰动后,温度振荡幅度略有增长. 仿真曲线表明,在单干扰因素(外热流变化)下,由于辐射器与流体回路耦合设计,系统的特征温度呈周期性变化,且内部设备与散热面温度变化曲线相似. 当加入内部热源扰动后,系统的特征温度经过一段上升时间后趋于小幅度周期振荡稳定. 这说明空间外热流的变化相对于内部热功率变化而言,对散热面温度的影响较小. 上述理论分析表明本文的仿真结果是合理的.

4　结 束 语

应用 MEMS 的泵驱动单相流冷却系统在纳卫星及其他航天器的热控制领域具有广泛前景,本文应用集总参数法建立了应用该技术的纳卫星热系统的在轨动态数学模型,实现了对辐射器的轨道外热流、一维管路流动的单相流传热的集成分析,分析结果反映了与流体回路耦合的纳卫星辐射器和内部电子设备的温度动态响应,耦合条件下外热流对冷却系统的影响作用,表明了此方法对解决分析类似问题的简便性、合理性和有效性,并为进一步深入研究纳卫星热控制、热管理理论与技术奠定了研究基础.

参考文献(References)

[1] 侯增祺,胡金刚. 航天器热控制技术——原理及其应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社,2007:113－115
Hou Zengqi, Hu Jingang. Thermal control—theory and applications [M]. Beijing: Chinese Technology Press, 2007: 113－115(in Chinese)

[2] Gilmore D G. Spacecraft thermal control handbook [M]. Second Edition. El Segundo, California: The Aerospace Corporation Press, 2002:405－415

[3] Volodymyr B. Micro-satellites thermal control-concepts and components[J]. Acta Astronautica, 2005, 56: 161－170

[4] Paris A D, Birur G C, Green A A. Development of MEMS microchannel heat sinks for micro/nano spacecraft thermal control[R]. IMECE2002-34293,2002

[5] Birur G C, Sur T W, Paris A D, et al. Micro/nano spacecraft thermal control using a MEMS-based pumped liquid cooling system[C]//Carlos H M, Holger B. SPIE International Symposium on Micromachining and Microfabrication. USA: Microfluidics and BioMEMS, 2001:196－205

[6] 李运泽,魏传锋,袁领双,等. 卫星热控系统的动态特性建模与仿真[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)

[7] 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):3166－3168
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):3166－3168(in Chinese)

(责任编辑:赵海容)