

# 纳卫星微型百叶窗热控技术研究及仿真

杨娟, 李运泽, 王浚

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100083)

**[摘要]** 微型百叶窗能够适当解决因体积及质量限制而引起的纳卫星内部热环境高热流密度问题。微型百叶窗驱动的智能控制方法是亟待解决的关键技术。在球状纳卫星动态特性模型的基础上, 提出了一种模糊 PI 混合控制方法。分别在舱内仪器散热增加和减少的工况下进行控制仿真。结果表明, 这种并联控制系统较之单独使用模糊控制器和传统 PID 控制器在控制效果和动态特性方面更佳。

**[关键词]** 纳卫星; 微型百叶窗; 模糊 PI 控制器; 仿真

**[中图分类号]** V416 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2008)07-0073-04

## 1 前言

微小卫星具备研制成本低、周期短的特点, 在空间应用领域越来越受到重视。自 20 世纪 80 年代以来, 世界上已有 20 多个国家和地区开展了微小卫星的研究工作<sup>[1]</sup>。我国在这方面的研制已经持续了将近两个五年, 先后成功研制并发射了“清华一号”、“探索一号”、“创新一号”和纳型卫星等微小卫星。2000 年 11 月, 小型和微小型卫星被列为我国深空探测的重点发展关键技术之一。

国外把质量为 1~10 kg 的微小卫星称为纳卫星。在纳卫星实际设计过程中, 由于星体越小、质量越轻、微电子器件的集成度越高, 卫星内部势必存在局部高热流密度的问题。解决这一难题的关键在于高效的热控系统。而星内电子集成器件的可靠性对温度十分敏感, 仪器设备温度在 70~80 °C 水平上每增加 1 °C 可靠性就会下降 5 %<sup>[2]</sup>。显然, 传统的热控技术已无法满足要求, 智能化、小型化热控技术成为研究的重要环节之一。

## 2 纳卫星系统热分析

卫星在飞行过程中仪器的不断运作或多或少地对舱内热环境温度造成影响<sup>[3]</sup>。常规星用百叶窗当量辐射率大致在 0.07~0.827 之间变化, 这种装置

是能够满足卫星内部仪器设备的温度控制, 是一种有效的主动热控技术。但是, 它的重量约为 4~4.8 kg/m<sup>2</sup>, 这是纳型卫星无法承受的。因此, 需要用满足质量轻、体积小、性能高等要求的百叶窗来替代常规装置。

微型百叶窗是解决这一问题的关键技术之一, 该装置利用低辐射率的可动叶片, 以不同程度的遮挡高辐射率仪器散热表面的办法来控制温度。当仪器温度由于发热量增大而升高时, 叶片旋转而张开, 露出高辐射率的仪器表面, 增大散热量, 从而使舱内热环境温度降下来; 相反, 当发热量减小而降温时, 叶片自动关小, 辐射表面散热量减小, 从而使舱内热环境温度上升。在这种机构中, 叶片的动作使得辐射表面的当量辐射率发生变化, 辐射排热改变从而实现了对仪器的温度控制<sup>[4]</sup>。因此, 微型百叶窗动作的控制技术是首要问题。

微小百叶窗开度智能控制设计的基础是对纳卫星的热分析。目前国内外航天器热计算普遍采用节点网络法(集总参数法)<sup>[5]</sup>。为了简化建模及分析过程, 本文仅将纳卫星热系统分为舱内仪器设备、隔热外壳和散热面三大集总参数节点。式(1)为纳卫星上各节点的动态特性热平衡方程。

**[收稿日期]** 2007-10-15

**[项目来源]** 国家自然科学基金资助项目(50506003)

**[作者简介]** 杨娟(1983-), 女, 湖北鄂州市人, 硕士研究生, 研究方向为飞行器热控制与热管理技术

$$\left. \begin{aligned} C_p \cdot \frac{dT_p}{d\tau} &= Q_b - F_p \sigma \epsilon_{ep} (T_p^4 - T_s^4) - K_{pr} F_r (T_p - T_r) \\ C_r \cdot \frac{dT_r}{d\tau} &= Q_r + K_{pr} F_r (T_p - T_r) - F_r \sigma \epsilon_{er} T_r^4 \\ C_s \cdot \frac{dT_s}{d\tau} &= Q_s + F_p \sigma \epsilon_{ep} (T_p^4 - T_s^4) - F_s \sigma \epsilon_{es} T_s^4 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中,下标 p,s,r 分别表示舱内仪器热源、外壳和辐射器的相应参数;  $T$  表示舱内仪器热源、外壳和辐射器的平均温度;  $C$  为热容量;  $\tau$  为时间;  $\sigma$  为斯忒藩-波尔兹曼常数;  $F_s, F_r$  分别为外壳表面积和辐射器外表面积;  $\epsilon_{ep}$  为多层隔热材料当量辐射率;  $\epsilon_{es}$  为壳体外表面的热辐射率;  $\epsilon_{er}$  为散热面当量辐射率;  $Q_b$  为仪器内热源散热总功率;  $Q_s, Q_r$  分别为单位时间内投射到外壳表面和散热面的太阳辐射加热量。

方程组(1)中,各式等号左边第一项表示节点内能的变化;等号右边为纳卫星节点的内热源或所接收的太阳辐射加热量、节点间辐射换热量或有导热联系的传热量及节点向内外辐射的热量之和<sup>[6,7]</sup>。

分析上述方程可知,百叶窗开度的改变直接影响了式中  $\epsilon_{er}$  的增大和减小,以此来调节  $T_p, T_s, T_r$  的数值变化。因此,由纳卫星舱内平均温度  $T_p$  与其设定值差值的变化情况,利用智能控制器调节百叶窗开度的大小解决纳卫星散热问题是可行的。

### 3 智能控制器

在一般的模糊控制系统中,二维模糊控制器在结构形式上类似常规 PD 控制器,采用这种控制器的系统能够获得良好的动态特性,但是静态误差无法消除。在传统控制中,积分环节能够消除稳态误差,但动态响应慢。控制系统为了获得优质的动、静态特性,结合上述两种控制的优点,设计一种混合型智能控制器,即将模糊控制器与传统 PI 控制器并联得到 Fuzzy-PI 控制器,结构图见图 1。

该控制器的 PI 控制部分设计关键为参数整定。不考虑模糊控制部分的影响,根据设计经验,采用稳定边界法整定得到 PI 控制器部分参数  $K_p=0.08, K_i=0.000\ 07$ 。本次采用的 Mamdani 型二维模糊控制器以纳卫星舱内热环境(仪器)温度偏差  $E$  和偏差变化率  $Ec$  为输入,散热面百叶窗开度为被控输出。

对误差量  $E$ 、误差变化量  $Ec$  及控制量  $u$  的模糊

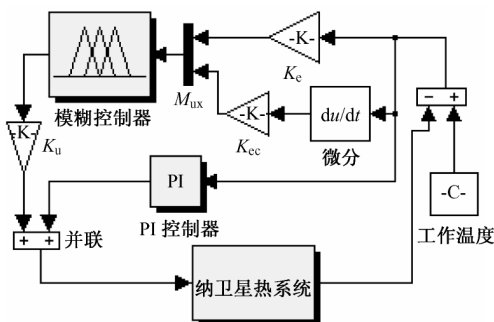


图 1 混合控制器结构图

Fig.1 Mixed controller structure

集及其论域范围定义如下:  $E$  的模糊集为 {NB, NM, NS, O, PS, PM, PB}, 论域范围为  $\{-6, 6\}$ ;  $Ec$  的模糊集为 {positive, o, negative}, 论域范围为  $\{-1, 1\}$ ;  $u$  的模糊集为 {关大, 关中, 关小, 不变, 开小, 开中, 开大}, 论域范围为  $\{-1, 1\}$ 。其中 P, O, N 分别表示正、零、负, B, S 分别表示大、小。隶属度函数分别采用最常见的三角形和高斯型曲线。

输入模糊化后,确定模糊集合的 and 运算采用概率法(prodor),计算公式为  $\text{prodor}(a, b) = a + b - ab$ 。模糊蕴涵计算方法采用乘法法(prod)。

模糊规则库是由具有“if...then”形式的若干模糊规则的总和组成,它是模糊系统的核心部分,系统其他部分的功能在于解释和利用这些模糊规则来解决具体问题。模糊控制器控制的基本原则是使系统输出响应的动态特性和静态特性达到最佳,即当偏差大或较大时,选择控制量以尽快消除偏差为主;而当偏差较小时,选择控制量要以防止超调以及系统稳定为主要出发点。借鉴设计经验,得到模糊控制规则如下:

- if ( $E$  is O) then ( $u$  is 不变);
- if ( $E$  is NB) and ( $Ec$  is negative) then ( $u$  is 关大);
- if ( $E$  is NM) and ( $Ec$  is negative) then ( $u$  is 关中);
- if ( $E$  is NS) and ( $Ec$  is negative) then ( $u$  is 关小);
- if ( $E$  is PB) and ( $Ec$  is positive) then ( $u$  is 开大);
- if ( $E$  is PM) and ( $Ec$  is positive) then ( $u$  is 开中);
- if ( $E$  is PS) and ( $Ec$  is positive) then ( $u$  is 开小)。

规定模糊控制器输出合成方法为概率法。去模糊化方法采用重心法：

$$u = \frac{\sum_{i=1}^n u_i \mu_{A_i}(u_i)}{\sum_{i=1}^n \mu_{A_i}(u_i)} \quad (2)$$

式中， $\mu_{A_i}(u_i)$ 为输出模糊集合  $u$  的隶属度。

根据对控制系统动态性能的分析 and 反复的仿真尝试，取量化因子  $K_e=0.8$ ， $K_{ec}=600$ ，比例因子  $K_u=1.2$ 。

#### 4 仿真及结果分析

系统稳定工作 30 min 后，向纳卫星系统模型中  $Q_p$  输入一定量的阶跃扰动模拟纳卫星舱内仪器发热量的改变。图 2 为不加任何控制器时的仿真曲线。在纳卫星内部仪器设备处于发热量增加 50% 的工况下，仿真对比曲线如图 3 所示。纳卫星设备处于发热量减少 25% 工况时，仿真图线如图 4。图 3、图 4 以不同的线型分别表示了采用混合控制器(F-PI control)、单独使用模糊控制器(fuzzy control)和单独使用 PID 控制器(PID control)时的控制效果。

由图 2 可知，不加任何控制策略情况下，发热量的增加和减少使纳卫星舱内平均温度大幅度地增高和降低，而此时系统自身大致需要 27.3 h 才能渐趋平衡。

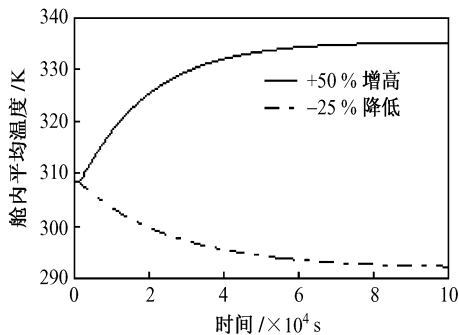


图 2 仪器散热增加时舱内热环境平均温度  
Fig.2 The average temperature of cabin environment

分析图 3，PID(虚线)控制器超调量为 0.49%，最大动态偏差约为 1.5℃，静态误差约为 0，调节时间  $t_s$  约需 5.6 h；模糊控制器(点划线)超调量接近 0，静态误差约为 1℃，调节时间  $t_s$  不到 0.5 h；混合型控制器(实线)最大动态偏差为 0.6℃，超调量为 0.19%，均不到 PID 控制器的一半，且该控制系统

无残差。

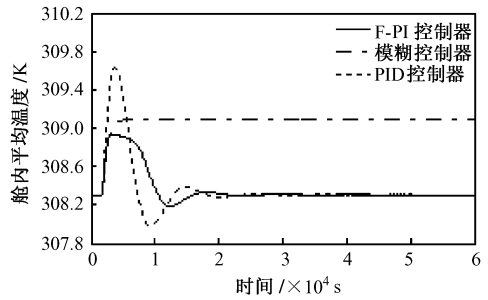


图 3 仪器散热增加时舱内热环境平均温度  
Fig.3 The average temperature of cabin environment

分析图 4，PID 控制器超调量为 0.42%，最大动态偏差约为 1.3℃，静态误差约为 0，调节时间  $t_s$  约为 5.4 h；模糊控制器超调量仍接近 0，静态误差约为 0.4℃，调节时间很短；模糊 PID 混合型控制器最大动态偏差为 0.5℃，超调量为 0.162%，较之 PID 控制器小很多，系统静态偏差为 0，即无残差。

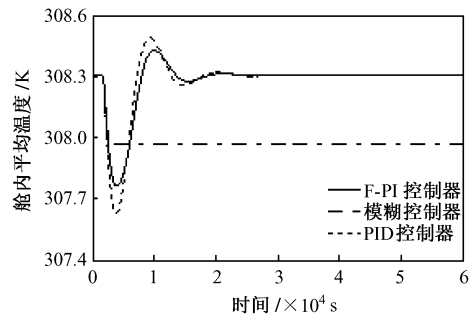


图 4 仪器散热减小时舱内热环境平均温度  
Fig.4 The average temperature of cabin environment

#### 5 结语

通过对纳卫星热控系统的建模以及对星上微型百叶窗开度的控制仿真研究可知，传统的 PID 控制系统控制作用无静态误差，但是最大动态偏差、超调量和振荡频率较大，即系统具有高准确性、低稳定性和快速性；模糊控制系统虽然调节时间很短，超调很小，但是无法消除静态误差，即该控制器准确性很差；F-PI 控制器结合了上述两者的优点，超调量小，上升速度快，无静态误差，鲁棒性、适应性强，即在系统响应的稳定性、快速性和准确性三方面达到了一定的协调。

由此得出结论，将所设计的模糊 PID 混合型控制器运用于纳卫星微型百叶窗动作控制方面能够达

到研究者预期目的,此次试验研究对今后该领域更深入地尝试和发展具有一定参考作用。

#### 参考文献

- [1] Butcher, Spacecraft M R. Thermal design: Particular problems with small satellites[J]. *Journal of Aerospace Engineering*(0954-4100), 1999,213(4): 245-253
- [2] 过增元. 国际传热研究前沿——微细尺度传热[J]. *力学进展*, 2000,30(1):3-4
- [3] Fredrik B, Johan K, Lars S. Nanospace-1: the impacts of the first Swedish nano-satellite on spacecraft architecture and design[J]. *Acta Astronautica*(0094-5765), 2003,53(3): 633-634
- [4] 潘增富. 微小卫星热控关键技术研究[J]. *航天器工程*, 2007,16(2):16-21
- [5] 闵桂荣,郭 舜. 航天器热控制[M]. 北京:科学出版社,1998
- [6] 李运泽,宁献文,王晓明,等. 航天器热控系统的可靠性设计与分析[J]. *中国工程科学*, 2007,9(7):53-56
- [7] 李运泽. 卫星热控系统故障建模与仿真[J]. *中国工程科学*, 2005,7(1):38-41

## Micro-blind mesh thermal control study and simulation of nano-satellite

Yang Juan, Li Yunze, Wang Jun

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

**[Abstract]** The limits of nano-satellite's volume and quality may cause a high density in the cabin. Micro-blind mesh can resolve this problem properly. The intelligent control strategy of micro-blind mesh's drive is the key technology. A dynamic characteristics model of the spherical nano-satellite was established. Based on the model, a fuzzy PI shunt-wound controller was designed. The simulation was carried on, in conditions of increasing and decreasing the equipments' heat dissipation. Results show that this new controller is superior to the fuzzy controller and PID controller in that the former works well with good control effect and high dynamic performance.

**[Key words]** nano-satellite; micro-blind mesh; fuzzy PI controller; simulation