

## 动态温度设计下的小卫星无散热面热控布局

张镜洋<sup>1</sup> 常海萍<sup>2</sup> 王立国<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学高新技术研究院, 南京, 210016; 2. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016)

**摘要:**为满足小卫星集约化和高可靠的设计要求,提出了一种基于动态温度设计方法的无散热面热控布局设计,与传统热控布局相比,新型布局无散热面和绝热面,通过各面的吸热和散热效率及内外结点间传热效率的适当匹配实现热控设计目标。在某型微小卫星上新型布局与传统布局的设计对比,表明了新型布局可以使热控系统隔热材料和热管网络规模有效降低,该卫星系统质量降低了 78%,可靠性提高了 0.001 1。某型微小卫星的在轨运行遥测数据,验证了该布局及其设计方法有效可行。

**关键词:**散热面;被动热控;小卫星;热控布局

中图分类号:V416

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2013)03-0297-06

## New Thermal Control Layout of Micro-Satellite Without Radiating Surface Based on Dynamic Temperature Design

Zhang Jingyang<sup>1</sup>, Chang Haiping<sup>2</sup>, Wang Ligu<sup>1</sup>

(1. Academy of Frontier Science, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** In order to satisfy micro-satellite' designing requirement in integration and reliability, designing relation of temperature dynamic range is deduced. Based on that, a design idea of new thermal control layout is brought forward. Compared with traditional thermal control layout, new layout' heat radiates through circumference without radiating and heat insulation surface. The aim of thermal control is realized through changing the efficiencies of heat absorption and radiation and the heat transferring efficiency between inner and outer nodes. Moreover, the new layout decreases the scale of thermal control system. The mass of thermal control system is reduce by 78%, and the reliability is increased by 0.001 1 in contrast with traditional layout in some micro-satellite. New layout and the designing method are proved reasonable and feasible.

**Key words:** radiating surface; passive thermal control; micro-satellite; thermal control layout

保障卫星工作温度环境的热控技术被誉为“卫星的生命线”,其性能的优劣、可靠性的高低直接决定卫星的研制成败和工作寿命。随着小卫星在航天领域的应用越来越广泛,其热控技术成为研究的热点。现代小卫星热控还主要依赖于对大卫星热控策略的继承<sup>[1]</sup>,尤其在热控布局上,小卫星延用了大卫星整星大热阻隔热、热管网络为散热通道、局部开设散热面集中散热的热控布局设计思想<sup>[2]</sup>,

如图 1 所示。图中: $K_i$  为壳体结点, $N_j$  为内部结点。诸多小卫星,如中国的神舟伴星、华盛顿大学的 Dawgsta 卫星<sup>[3]</sup>以及 VEGA, PHOBOS<sup>[4]</sup>等卫星均采用了这样的热控布局设计,经飞行验证热控效果良好。随着研究的深入,Badari 等人对 HAMSAT 小卫星热控系统的设计和性能分析中指出,小卫星被动热控系统可以通过布局优化而降低重量<sup>[5]</sup>。文献<sup>[6]</sup>对 BIRD, Magion 等小卫星热

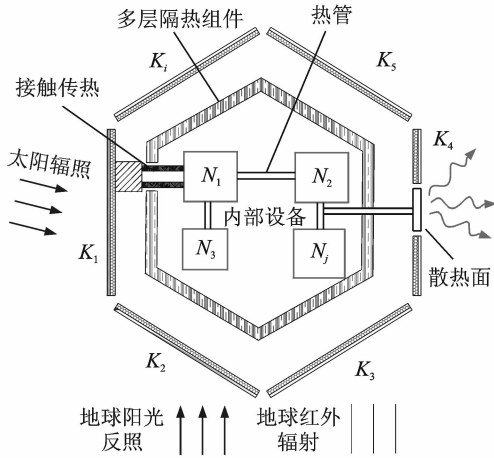


图1 传统热控布局

控系统进行了梳理,总结出多散热面设计时的热管网络规模大对卫星小型化不利,应该从散热形式等方面探索更高效的热控布局方式。丁延卫等人通过对纳型卫星热控系统数值仿真研究提出,针对低热惯性小卫星只有掌握其动态传热机理,才能得到最佳热控布局耦合机制<sup>[7]</sup>。从上述研究中可以看出,相对大卫星,小卫星的被动热控系统在布局上存在进一步改进和优化的潜力,寻求更高性能的被动热控布局,有利于满足小卫星快、省、准的设计要求。

本文从动态传热的角度上,对小卫星的温度动态范围变化与热控设计参数间的关系进行推演,以该关系为理论支撑提出了一种无散热面新型热控布局。在某型微小卫星上与传统布局进行设计对比,说明该布局在集约化和可靠性上的优势。通过该微小卫星在轨运行状态监测,验证其设计理念及方法的合理性。

## 1 温度动态范围与热控设计参数关系推演

为推演温度动态范围与热控设计参数间关系,建立两结点集总参数模型(图2)及其瞬态热平衡方程

$$C_k \frac{dT_k}{dt} = q_w + \lambda_{nk}(T_n - T_k) + R_{nk}(T_n^4 - T_k^4) - A_k \bar{\epsilon}_h \sigma T_k^4 \quad (1)$$

$$C_n \frac{dT_n}{dt} = q_n - \lambda_{nk}(T_n - T_k) - R_{nk}(T_n^4 - T_k^4) \quad (2)$$

式中: $C_k, C_n$ 为外部和内部结点集总热容; $T_k, T_n$ 为外部和内部结点热力学温度; $q_w$ 为吸收轨道外

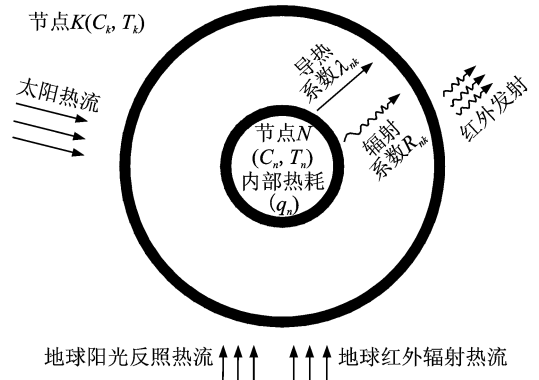


图2 两结点集总参数模型

热流功率,其大小主要由到达热流水平和星表太阳吸收比 $\alpha_s$ 和红外发射率 $\epsilon_h$ (等于吸收率)决定; $q_n$ 为内部设备功耗形成的内热源; $\lambda_{nk}, R_{nk}$ 分别为 $N$ 结点和 $K$ 结点间的导热传热系数和辐射传热系数; $\bar{\epsilon}_h$ 为卫星表面平均红外发射率。

通过对瞬态热平衡方程的辐射项线性化<sup>[8]</sup>和解析求解,得到周期变化外热流下,内部和外部结点温度时均量和波动量的解析解,其中作为热控设计目标的内部结点解析解如下

$$\bar{T}_n = (\bar{q}_w + \bar{q}_n)/h_{kk} + \bar{q}_n/h_{nk} \quad (3)$$

$$\tilde{T}_n = B_d \cos(\omega t + \phi_d) \quad (4)$$

式中: $h_{nk} = \lambda_{nk} + 4R_{nk} T_d^3$ ,表征内外结点间传热系数; $T_d = (\bar{T}'_n + \bar{T}_k)/2$ ;  $\bar{T}'_n = (T_{n \max} + T_{n \min})/2$ ,  $T_{n \max}, T_{n \min}$ 为 $T_n$ 设计要求上下极限; $h_{kk} = 4A_k \bar{\epsilon}_h \sigma \cdot \bar{T}_k^3$ ,表征外部结点对空间传热系数; $B_d = \frac{f_0}{h_{kk} \sqrt{(1-\lambda^2)^2 + (2\zeta\lambda)^2}}$ ;  $\phi_d = \arg\left(\frac{2\zeta\lambda}{1-\lambda^2}\right)$ ;  $\zeta = \frac{1}{2} \left( \sqrt{\frac{h_{nk} C_k}{h_{kk} C_n}} + \sqrt{\frac{h_{nk} C_n}{h_{kk} C_k}} + \sqrt{\frac{h_{kk} C_n}{h_{nk} C_k}} \right)$ ;  $\omega_n = \sqrt{\frac{h_{nk} h_{kk}}{C_n C_k}}$ ,  $\omega = \frac{1}{t_0}, \lambda = \frac{\omega}{\omega_n}$ ;  $f_0$ 为外热流波动振幅; $t_0$ 为轨道周期。

热控设计中,常用极端热条件(高低温工况)下的温度变化区间囊括卫星在轨寿命内的温度动态范围。如图3所示,图中H代表高温工况,L代表低温工况。从图中可以看出,温度动态范围为 $[(\bar{T}_n - B_d)|_L, (\bar{T}_n + B_d)|_H]$ 。在已知星表到达热流和内部平均热功耗的条件下,根据温度时均量和波动量的解析表达式就得到了温度动态范围与热控参数间的函数关系。

## 2 无散热面热控布局设计

在大卫星基于稳态传热的温度时均量参数设

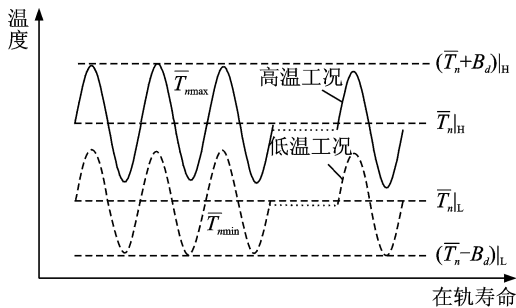


图 3 温度动态变化示意图

计中,温度变化区间为 $[\bar{T}_n|_L, \bar{T}_n|_H]$ <sup>[1,2]</sup>,没有考虑温度的波动量,因而需要靠大热阻来阻尼外热流的干扰,但也同时隔绝了各面对内部设备功耗的散热作用,需要开设散热面进行集中散热,通过这样的冗余设计来保证当 $[\bar{T}_n|_L, \bar{T}_n|_H]$ 在设计温度要求 $[T_{min}, T_{max}]$ 范围内时,有足够的余量使得温度动态变化也满足设计要求。

上文通过推导掌握了温度动态范围 $[(\bar{T}_n - B_d)|_L, (\bar{T}_n + B_d)|_H]$ 的设计关系,并考虑了温度波动量,无需为温度余量问题而进行冗余设计。因而,本文提出基于该设计关系的无散热面热控布局,如图 4 所示。与传统布局相比,新型布局没有绝热面,也不开设独立的散热面。通过适当的太阳吸收比和红外发射率设计对吸热和散热效率进行调节,通过外部结点与内部设备结点间适当的导热和辐射传热热阻设计对内外结点间的传热效率进行调节。根据温度动态范围设计关系,合理匹配吸热与散热、隔热与导热的平衡关系。吸收的空间辐射能量和内部设备功耗均由周体进行散热,充分发挥星体外表面的散热作用,以期降低隔热材料和热管网络的规模和重量,满足小卫星集约化设计要求。

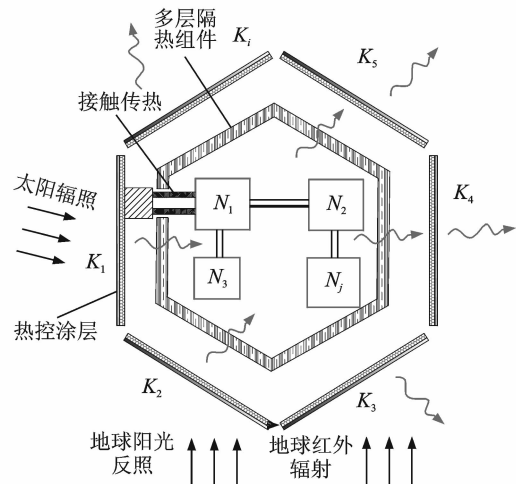


图 4 新型热控布局

### 3 新型布局与传统布局对比

#### 3.1 新型布局与传统布局热控设计对比

以某型微小卫星为例,对新型布局热控设计进行演示,同时对比传统布局下的热控设计。某对地三轴稳定微小卫星,轨道设计高度为 500 km(太阳同步轨道),轨道周期约为 5 900 s(热流波动频率 1/5 900 Hz),卫星常值功耗为 23 W,忽略其较小波动量。选取太阳矢量与轨道面夹角  $\beta$  为  $27.16^\circ$  和  $16.05^\circ$  为其高温和低温工况。内部设备工作温度要求为  $0 \sim 20^\circ\text{C}$ 。

由于该卫星表面大部分(75%)为体装电池阵和频率选择材料,热控可利用表面面积较小,因而将表面特性确定如表 1 所示,根据表面吸热和散热特性参数,可以计算出该卫星吸收热流条件及外部结点对空间传热系数值,见表 2。根据温度动态范围设计关系,可以得到内外结点间传热系数  $h_{nk}$  变化下温度动态范围变化曲线,如图 5 所示。从图中可以看出,只要当内外结点间传热系数为  $h_{nk} = 0.265 \text{ W/K}$  时,温度动态范围即满足设计要求,且距高低温限均有余量。将该设计传热系数落实到内部结点间多层隔热组件单元数和接触传热的隔热垫片层数设计上,新型布局下的设计方案如表 1 所示,外部结点编号如图 1,2 所示。在等温化设计上,新型布局内部采用双孔铝-氨槽道热管连接各单机安装面,热管数目共 5 支,如图 6 所示。设备表面黑色阳极氧化( $\epsilon_h > 0.85$ ),安装板表面采用 SR107 白漆( $\epsilon_h > 0.9$ ),加强星内等温化。

传统布局的涂层设计沿用新型布局的热控涂层设计方案,按照其设计方法<sup>[1,2]</sup>,其多层隔热组件、隔热垫及散热面设计方案如表 3 所示。在等温化设计上,单机和安装板表面状态与新型布局相同。由于散热面设计需要,5 支热管需要增加至散

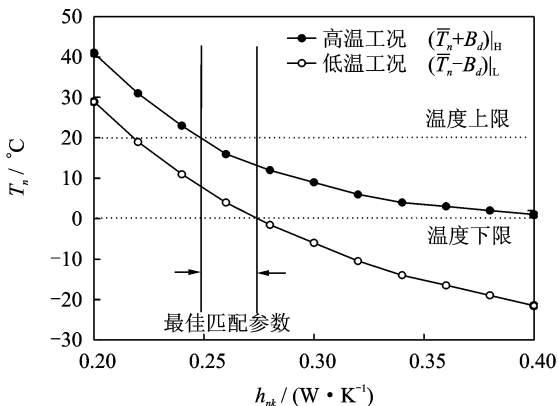


图 5 温度动态范围变化曲线

表1 新型布局热控设计方案

外部结点编号	表面涂层	$\bar{\alpha}_s/\bar{\epsilon}_0$	多层单元数	单点垫片层数
$K_1 \sim K_6$	频率选择材料	0.64/0.85	20	7
$K_7 \sim K_{19}$	太阳能电池阵/聚酰亚胺镀金膜	0.47/0.51	16	5
$K_{20}$	F46 单面镀铝二次表面镜	0.38/0.65	14	3

表2 设计计算用值

$h_{kk}/(W \cdot K^{-1})$	$\bar{q}_w/W$	$f_0/W$	$C_n/(W \cdot K^{-1})$	$C_k/(W \cdot K^{-1})$
1.45 (H) 1.2 (L)	250 (H) 195 (L)	225 (H) 175 (L)	20 000	30 000

表3 传统布局热控设计方案

外部结点编号	多层单元数	单点垫片层数
$K_1 \sim K_6$	35	12
$K_7 \sim K_{15}$	30	12
$K_{16} \sim K_{20}$	25	10
$K_4$	散热面, 面积 0.075 m <sup>2</sup> , 涂层材料 SR107 ( $\alpha_s/\epsilon_0 = 0.17/0.87$ )	

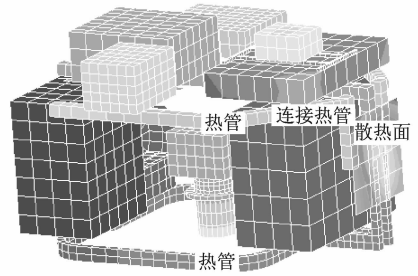


图7 传统布局下的热管设计

热面的连接热管,如图7所示,热管数目为10支<sup>[9]</sup>。

从新型布局与传统布局设计对比中不难看出,传统布局追求各面绝热效果,而新型布局只是恰当的热阻设计,因而传统布局在多层隔热组件单元数和隔热垫片层数均多于新型布局。而在热管设计上,新型布局热管设计只需满足内部设备的等温化要求,而传统布局在考虑等温化要求的同时,还需要满足散热通道的设计要求,因而热管规模比新型

布局要大。

### 3.2 性能对比

首先从热控效果上对比两种布局,图8所示为新型布局与传统布局典型内部设备高低温工况下温度动态曲线仿真结果。从曲线中可以看出,传统布局温度波动振幅略小,两种布局温度动态范围相当,均满足热控设计温度要求。这主要是因为:传统布局下虽然绝热面对动态变化的外热流阻尼更大,但是同时也降低了星表散热作用对内部设备温度的影响程度,由于散热面与内部设备间的强传热效率,内部设备温度对散热面处外热流和温度变化敏感;而新布局下虽然各面对外热流波动阻尼较小,但是周体大散热能力和内外结点间适当的传热系数设计削弱了外热流对内部设备温度的干扰。因而在满足设计要求的条件下,两种布局的热控设计形成的内部设备温度动态范围相当。

在达到相当的热控效果时,两种热控布局的主要性能还体现在其质量和可靠性上。在质量上,如图9所示,由于热控系统多层隔热组件单元数、垫片层数及热管数量的降低,新型布局比传统布局热控系统质量降低了1.87 kg,降幅约78%。

另外,从可靠性的角度来说,对于纯被动热控系统,可以认为多层隔热组件、垫片和涂层等热控

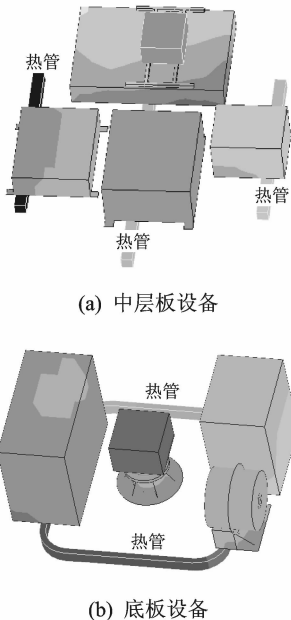
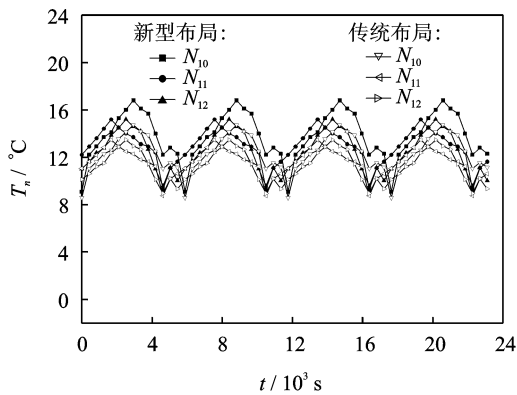
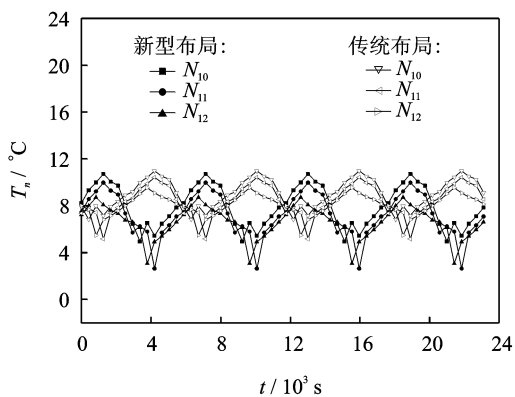


图6 新型布局下的热管设计



(a) 高温工况



(b) 低温工况

图 8 两种布局下的温度动态变化

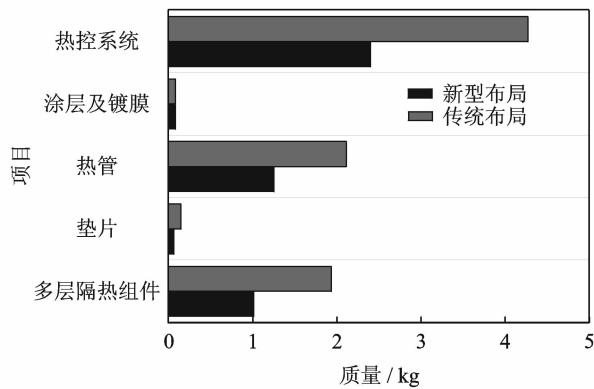


图 9 两种布局下的系统质量比较

方式的失效概率为 0,那么热控系统的失效主要由热管失效引起。热管的失效模式是由于主动段运载振动环境或在轨空间环境引起的泄漏失效。根据卫星热控系统的可靠度理论,单根热管失效会导致局部热累计,从而导致整个热控系统失效。因此,多根热管可靠度为串联计算关系,单根可靠度为  $\theta_v = 0.999\ 78^{[10]}$ 。根据前述设计,某型微小卫星新型布局热控设计为 5 支热管,串联后的可靠度为 0.998 9,传统布局设计为 10 支热管,可靠度为 0.997 8。新型布局比传统布局热控系统可靠度高

0.001 1。

### 3.3 新型布局在轨验证

某型微小卫星工程阶段设计并实施了新型热控布局。当前该卫星已经在轨运行了 7 个月有余,在此期间卫星经历了设计极限热条件,星上所有温度遥测量均满足设计温度要求,重要内部结点 ( $N_{10}, N_{11}, N_{12}$ ) 温度遥测量动态变化如图 10 所示。从图中可以看出,结点温度变化均在  $0 \sim 20\ ^\circ\text{C}$  以内,且其温度动态范围与图 5 中设计计算值相当。这表明,新型热控布局及其设计方法合理可行。

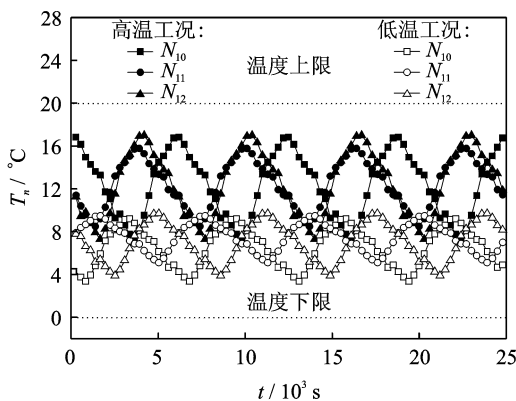


图 10 在轨温度遥测量变化曲线

## 4 结束语

本文提出基于温度动态范围与热控设计参数间关系的无散热面热控布局设计,与传统布局相比,新型布局无绝热面和散热面,充分发挥卫星周体散热作用,通过适当吸热和散热特性及内部结点间的传热效率设计,来实现热控设计目标,可有效降低隔热材料和热管规模。在某型微小卫星上的设计对比表明,热控效果相当的情况下,该卫星新型布局比传统布局热控系统质量降低了 78%,可靠性提高了 0.001 1,并通过某型微小卫星在轨运行遥测数据,验证了该新型布局及其设计方法合理可行。

### 参考文献:

[1] 侯增祺,胡金刚. 航天器热控制技术[M]. 北京:中国科学技术出版社,2007.  
Hou Zengqi, Hu Jingang. Thermal control technology of spacecraft [M]. Beijing: Chinese Science and Technology Press, 2007.

[2] 李运泽,宁献文,王晓明,等. 纳卫星散热面与隔热层的联合设计模型与算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2007,33(4):414-417.

- Li Yunze, Ning Xianwen, Wang Xiaoming, et al. Integrative design model and algorithm for nano-satellite's radiator surfaces and heat insulation layers [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2007,33(4):414-417.
- [3] 向四桂,沈怀荣. 微型航天器热控系统设计与仿真[J]. *装备指挥技术学院学报*,2002,13(5):44-46.  
Xiang Sigui, Shen Huairong. The design of the micro-spacecraft thermal control system[J]. *Journal of the Academy of Equipment Command & Technology*, 2002,13(5):44-46.
- [4] Vojta J, Zhuk S, Baturkin V. Thermal control system concept of magion small subsatellites of interball mission[R]. *Digest of the First International Symposium of the International Academy of Astronautics (IAA)*. Berlin:[s. n.], 1996:380-383.
- [5] Badari Narayana K, Venkata Reddy V. Thermal design and performance of HAMSAT[J]. *Acta Astronautica*, 2007,60(1):7-16.
- [6] Baturkin Volodymyr. Micro-satellites thermal control-concepts and components[J]. *Acta Astronautica*, 2005,56(1/2):161-170.
- [7] 丁延卫,付俊明,尤政. 纳型卫星热控系统设计与仿真[J]. *系统仿真学报*,2006,18(1):169-172.  
Ding Yanwei, Fu Junming, You Zheng. Design and simulation for thermal control system of nano-satellite[J]. *Journal of System Simulation*, 2006,18(1):169-172.
- [8] Arduini C, Laneve G, Folco S. Linearized techniques for solving the inverse problem in the satellite thermal control[J]. *Acta Astronautica*, 1998,43(9/10):473-479.
- [9] 潘增富. 微小卫星热控关键技术研究[J]. *航天器工程*,2007,16(2):16-20.  
Pan Zengfu. Study on key thermal control technology for micro-satellite[J]. *Spacecraft Engineering*, 2007,16(2):16-20.
- [10] Gilmore D G. *Spacecraft thermal control handbook* [M]. Second Edition. El Segundo, California: The Aerospace Corporation Press, 2002.