0254-6124/2007/27(3)-233-06 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Li Yunze, Ning Xianwen, Wang Xiaoming, Shi Xiaobo, Zhuang Damin, Wang Jun. Analysis and modeling for the in-orbit dynamics of Nano-satellite's thermal system. *Chin. J. Space Sci.*, 2007, **27**(3): 233~238

纳卫星热系统的在轨动态特性分析与建模*

李运泽 宁献文 王晓明 石晓波 庄达民 王 浚

(北京航空航天大学航空科学与工程学院 北京 100083)

摘 要 纳卫星热系统是在复杂空间热环境下实现纳卫星被动热控制任务的基本技术途径，对其进行在轨动态特性分析与建模对纳卫星的热控方法与效果研究及评价具有重要意义. 通过详尽的机理分析建立了描述纳卫星热系统在轨飞行过程中瞬态温度变化的 3 维非线性动态特性模型，阐述了与之配套的外热流分析与轨道运动计算方法，并以一太阳同步轨道纳卫星为例，对其飞行过程中的外热流变化、在轨温度变化响应等动态特性进行了详细的分析和讨论，为进一步深入研究纳卫星热控制、热管理理论及技术提供了简便的分析计算模型与方法.

关键词 纳卫星；热系统；被动热控制；在轨动态特性

中图法分类号 V 416

Analysis and Modeling for the in-Orbit Dynamics of Nano-Satellite's Thermal System

LI Yunze NING Xianwen WANG Xiaoming SHI Xiaobo

ZHUANG Damin WANG Jun

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

Abstract Nano-satellite's thermal system is fundamental for its passive thermal control. The analysis and modeling of its in-orbit dynamical performance are necessary for nano-satellite's thermal control scheme design and evaluation. A three-dimension nonlinear dynamical model of satellite's temperature change was built up by dividing the typical passive thermal control system of nano-satellite into three representative functional node, the in-orbit temperature changes of satellite surface and indoor environment can be calculated conveniently from this model. A set of equations for the in-orbit calculations of nano-satellite's external space heat flow and flight position were also introduced. These equations are based on nano-satellite's body-reference frame and share same solving algorithm with the three-dimension nonlinear dynamical model. These provide a new transient analytical model and simplified in-orbit calculating method for the developing of advanced nano-satellite thermal control and thermal management technologies. The in-orbit dynamical performance of a sunsynchronous orbit nano-satellite thermal system had been calculated as an example. The results and its discussion were described at end of this article.

Key words Nano-satellite, Thermal system, Passive thermal control, In-orbit dynamics

---

* 国家自然科学基金项目资助 (50506003)

2006-06-07 收到原稿， 2007-01-29 收到修定稿

1 引言

纳卫星 (Nano-satellite) 也称纳米卫星，是指质量在 1~10 kg 之间的微小卫星 [1]~[3]，由于其具有质量轻、体积小，设计、制造及发射成本低廉等显著优点，在通信、导航、对地观测、空间探测等领域有着十分广泛的应用前景.

纳卫星一般采用被动热控方式 [4]，由涂层、隔热层、散热面、热量传输器件等组成的纳卫星热系统担负着在复杂多变的空间热环境下有效控制卫星舱内温度变化幅度、排散卫星内部热源放热量的被动热控制任务，是各种星载元器件和仪器可靠工作必不可少的技术保障.

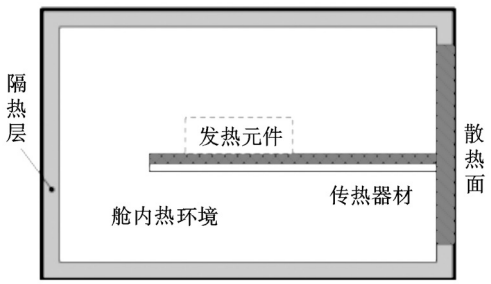


图 1 纳卫星热系统

Fig.1 Schematic illustration of nano satellite's thermal system

本文以图 1 所示太阳同步轨道纳卫星热系统为例，介绍了进行纳卫星热系统在轨动态特性分析所必须的温度计算、外热流分析及轨道运动模拟模型与算法，并对运用这些模型和算法进行纳卫星在轨动态计算的结果进行了详细的分析讨论. 该纳卫星的轨道、姿态、构型等基本参数见表 1.

2 理论分析与建模

2.1 热系统的 3 维非线性动态特性模型

根据纳卫星各部分的功能和传热学特征 [5],[6]，将卫星热系统划分为隔热外壳 (含隔热层及其蒙皮和外表面涂层) 、散热面、舱内热环境 3 个集总参数，并以隔热层蒙皮外表面涂层的平均温度 $T_{\rm s}$、散热面外表面平均温度 $T_{\rm r}$ 及卫星舱内平均温度 $T_{\rm i}$ 为上述集总参数的状态变量，根据热力学第一定律分别列能量守恒方程，并将其整理为统一的矩阵形式，

表 1 纳卫星主要轨道、构型及热参数

Table 1 Orbit, layout and thermal parameters of nano satellite

参 数	参 数 值
轨道高度	700 km
轨道倾角	98.19°
轨道周期	98.6 min
阴影期	32.7 min
质量	9.2 kg
壳体尺寸	18 cm×18 cm×22 cm
内部热功率	12 W
散热面吸收率/发射率	0.1/0.8
隔热层当量热导率	15.2×10^{-4} W/(m·K)
外壳表面吸收率/发射率	0.75/0.87

得到纳卫星热系统的动态特性方程:

$$\boldsymbol{C}_{\rm t}\begin{bmatrix}\dfrac{{\rm d}T_{\rm i}}{{\rm d}t}\\ \dfrac{{\rm d}T_{\rm s}}{{\rm d}t}\\ \dfrac{{\rm d}T_{\rm r}}{{\rm d}t}\end{bmatrix}=\boldsymbol{K}_{\rm t}\begin{bmatrix}T_{\rm i}\\ T_{\rm s}\\ T_{\rm r}\end{bmatrix}-\begin{bmatrix}0\\ \sigma\varepsilon_{\rm s}F_{\rm s}T_{\rm s}^4\\ \sigma\varepsilon_{\rm r}F_{\rm r}T_{\rm r}^4\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}Q_{\rm i}\\ \sum\limits_{i=1}^{3}\alpha_{{\rm s},i}Q_{{\rm s},i}\\ \sum\limits_{i=1}^{3}\alpha_{{\rm r},i}Q_{{\rm r},i}\end{bmatrix}. \tag{1}$$

其中，$Q_{\rm i}$ 为卫星内部各种内热源的放热总功率；当 $Q_{{\rm s},i}$ 的下标变量 i 在 1, 2, 3 间取值时分别代表单位时间内投射到隔热外壳表面的太阳辐射热量、地球反照热量和地球辐射热量；当 $Q_{{\rm r},i}$ 的下标变量 i 在 1, 2, 3 间取值时分别代表单位时间内投射到散热面外表的太阳辐射热量、地球反照热量和地球辐射热量；当 $\alpha_{{\rm s},i}$ 和 $\alpha_{{\rm r},i}$ 的下标变量 i 在 1, 2, 3 间取值时分别代表隔热外壳及散热面外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；$\sigma, F_{\rm s}, F_{\rm r}$ 分别为斯蒂芬-玻尔兹曼常数、隔热外壳外表面积及散热面外表面积；$\varepsilon_{\rm s}, \varepsilon_{\rm r}$ 分别为隔热外壳外表面涂层的发射率和散热面外表的发射率. 以上各基本物理量的取值方法参见文献 [6] 中相关介绍.

$\boldsymbol{C}_{\rm t}$ 为系统的热容分布矩阵，有

$$\boldsymbol{C}_{\rm t}=\begin{bmatrix}C_{\rm i}&0&0\\ 0&C_{\rm s}&0\\ 0&0&C_{\rm r}\end{bmatrix}. \tag{2}$$

其中， C_{i}, C_{s}, C_{r} 分别为纳卫星舱内的总热容、隔热外壳环节及散热面环节的热容.

$\boldsymbol{K}_{\mathrm{t}}$ 为描述系统内部传热关系的传热特征矩阵，有

$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{t}}=\begin{bmatrix}-(k_1+k_2) & k_2 & k_1\\ k_2 & -(k_2+k_3) & k_3\\ k_1 & k_3 & -(k_1+k_3)\end{bmatrix}.$$
$$k_1=k_{\mathrm{ir}}F_{\mathrm{r}},\quad k_2=k_{\mathrm{is}}F_{\mathrm{s}},k_3=k_{\mathrm{sr}}F_{\mathrm{r}}. \tag{3}$$

其中， k_{is}, k_{ir}, k_{sr} 分别为舱内环节与隔热外壳外表面之间、舱内环节与散热面之间、隔热外壳与散热面之间的传热系数.

式 (1) 即是纳卫星热系统 3 维非线性动态特性方程，应用包括 RK34 龙格库塔算法在内的各种数值积分算法 [8] 求解此动态方程，可得到其中各热控环节的瞬态温度变化规律.

2.2 外热流分析及轨道运动计算

根据文献 [5]~[7] 中的研究，在考虑太阳、地球、卫星间的相对位置和遮挡关系后，纳卫星外表微元表面 $\mathrm{d}F$ 的太阳辐射角系数、地球反照角系数及地球热辐射角系数均可表达为其表面法线矢量、单位太阳矢量、单位地球矢量及卫星地心距的多元函数. 为了最大程度上减少计算量，选用纳卫星的本体质心坐标系作为参考坐标系，则投射到微元表面 $\mathrm{d}F$ 上各种空间外热流功率的表达式为

$$\mathrm{d}Q_{\mathrm{e},i}=\phi_i\mathrm{d}F=\phi_{\mathrm{f},i}(\boldsymbol{n}_{\mathrm{b}},\boldsymbol{s}_{\mathrm{b}},\boldsymbol{e}_{\mathrm{b}},r)\mathrm{d}F. \tag{4}$$

式中，$Q_{\mathrm{e},i}$ 在其下标 i 值取 1, 2, 3 时分别代表太阳辐射、地球反照及地球热辐射功率；ϕ_i 在其下标 i 取 1, 2, 3 时分别代表微元表面 $\mathrm{d}F$ 的太阳辐射角系数、地球反照角系数和地球辐照角系数；$\boldsymbol{s}_{\mathrm{b}},\boldsymbol{e}_{\mathrm{b}},\boldsymbol{n}_{\mathrm{b}}$ 分别为卫星本体质心坐标系中单位长度的太阳矢量、地球矢量和该微元表面的法线矢量；r 为纳卫星与地心间的距离；$\phi_{\mathrm{f},i}(\cdot)$ 为根据太阳矢量、地球矢量、微元表面的法线矢量及卫星地心距进行角系数 ϕ_{i} 计算的计算式 (具体形式参见文献 [5], [6] 中的相关介绍，这里不再重复).

卫星的姿态矩阵：

$$\boldsymbol{A}_{312}=\begin{bmatrix}\cos\theta\cos\phi-\sin\varphi\sin\theta\sin\phi & \cos\theta\sin\phi+\sin\varphi\sin\theta\cos\phi & -\cos\varphi\sin\theta\\ -\cos\varphi\sin\phi & \cos\varphi\cos\phi & \sin\varphi\\ \sin\theta\cos\phi+\sin\varphi\cos\theta\sin\phi & \sin\theta\sin\phi-\sin\varphi\cos\theta\cos\phi & \cos\varphi\cos\theta\end{bmatrix}. \tag{5}$$

其中， ϕ,θ,φ 分别为描述卫星姿态的偏航角、俯仰角和滚动角.

纳卫星本体质心坐标系中的太阳矢量和地球矢量可以由纳卫星质心轨道坐标系中太阳矢量和地球矢量，通过坐标系旋转计算获得. 根据文献 [7] 中的卫星质心轨道坐标系定义 (见图 2) 及球面天文学原理，最终可以得到纳卫星质心本体坐标系中的单位太阳矢量的计算式为：

$$\begin{aligned}\boldsymbol{s}_{\mathrm{b}}=&\boldsymbol{A}_{312}\boldsymbol{s}_{\mathrm{o}}\\ =&\boldsymbol{A}_{312}\begin{bmatrix}-\sin\beta\sin(\alpha+f)\\ -\cos\beta\\ -\sin\beta\cos(\alpha+f)\end{bmatrix}.\end{aligned} \tag{6}$$

其中， $\boldsymbol{s}_{\mathrm{o}}$ 为质心轨道坐标系中的单位太阳矢量；β 为阳光方向与卫星轨道平面法线的夹角；α 为卫星轨道平面中会日点与近地点的夹角，其计算方法见文献 [5], [6]; f 为纳卫星当前时刻 t 的真近点角 [7].

同理可得纳卫星质心本体坐标系中单位地球矢量的计算式：

$$\boldsymbol{e}_{\mathrm{b}}=\boldsymbol{A}_{312}\boldsymbol{e}_{\mathrm{o}}=\boldsymbol{A}_{312}\begin{bmatrix}0\\0\\1\end{bmatrix}. \tag{7}$$

其中， $\boldsymbol{e}_{\mathrm{o}}$ 为质心轨道坐标系中的单位地球矢量.

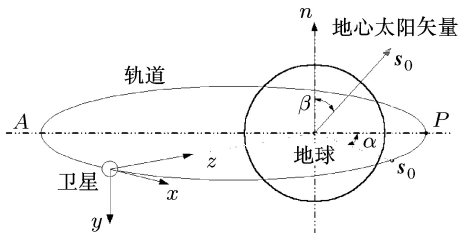


图 2 纳卫星质心轨道坐标系

Fig.2 Centroid-orbit coordinate of nano-satellite

根据开普勒第二定律可以写出纳卫星轨道运动方程，得到其真近点角动态方程：

$$\frac{\mathrm{d}f}{\mathrm{d}t}=\frac{1}{r^2}h=\frac{1}{r^2}\sqrt{a\mu(1-e^2)}. \tag{8}$$

其中， h 为纳卫星动量距的幅值， a 为其轨道长半轴， e 为轨道偏心率， μ 为地心引力常数.

此刻与真近点角 f 对应的纳卫星距地心距 (即卫星质心本体坐标系内地球矢量的幅值) 为

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e\cos f}. \tag{9}$$

式 (8) 和式 (9) 一起构成了纳卫星在其轨道平面上运动的仿真计算模型，可运用与求解式 (1) 相同的各种数值积分算法求解，从此模型中可得式 (4) 和式 (6) 中计算所需的卫星地心距和真近点角.

3 计算结果与讨论

运用本文的动态特性分析模型与方法对图 1 中的太阳同步轨道纳卫星热系统进行在轨动态特性分析计算. 计算中采用 4 阶龙格库塔数值积分算法 [8], 求解式 (1) 及式 (8) 中的动态特性方程，分纳卫星内部热源稳定及内部热源热功率发生 +10% 阶跃扰动两种工况进行仿真计算研究. 所得的计算结果如图 3~11 所示.

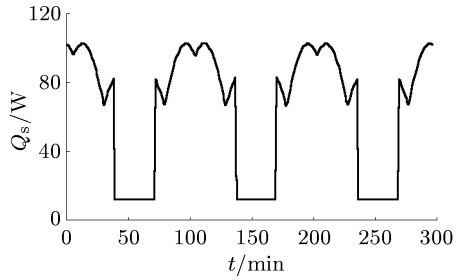


图 3 隔热外壳投入外热流功率

Fig.3 Input heat flow of thermal insulating

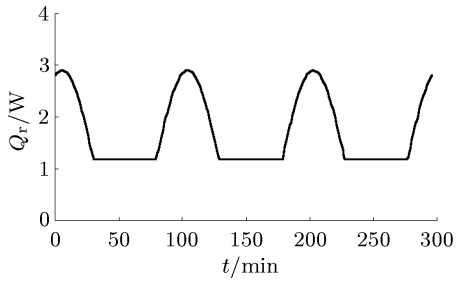


图 4 散热面投入外热流功率

Fig.4 Input heat flow of radiator

图 3 和图 4 分别为纳卫星在轨飞行中，其隔热外壳及散热表面投入外热流功率变化的计算结果. 图 3 表明，隔热外壳表面的投入外热流呈现出日晒区高热流与阴影区低热流交替出现的变化规律，这是因为在卫星飞行过程中卫星、地球、太阳间相对位置关系周期性变化的原因，在日晒区内热流还会随着太阳照射方向与隔热外壳各表面法线方向间交角的变化，呈现出一定幅度的波动. 图 4 表明散热面外表投入外热流功率相对较低. 变化规律也相对简单，在整个飞行周期内波动幅度都较小，这是由于散热面为简单的平面构型，且安装在卫星的背阳面，只受地球辐射与地球反照的影响，而其中来自地球的热辐射又因为太阳同步轨道上卫星的飞行高度不变而保持不变，在地球阴影区内又受不到地球反照影响的原因所致.

工况 1 纳卫星内部热源稳定

在这种工况计算中，卫星舱内的热负荷功率保持不变，在轨飞行过程中地球、卫星、太阳相对位置的变化引起的投射到纳卫星隔热外壳和散热面的外热流功率变化如图 3 和图 4 所示，此时纳卫星舱内平均温度变化、隔热外壳表面平均温度变化、散热面外表平均温度变化的计算结果分别如图 5~7 所示. 从中可以看出三者均呈现出周期性的变化规律，但隔热外壳表面平均温度的变化幅度较大 (见 图 6), 散热面的温度变化 (见图 7) 和舱内平均温度的周期性波动幅度 (见图 5) 都很小. 这是因为隔热层与散热面相结合的热设计思想可以很大程度上有效抑制纳卫星表面周期性外热流变化对维持舱内温度稳定的不利影响，而散热面外表的投入外热流变化幅度又远小于隔热外壳外表的外热流波动幅度 (见图 3 和图 4), 散热面对外热流的吸收率较低 (见表 1), 且其与舱内结构间的热阻相对较小 (见表 1), 可以利用部分舱内热容量来稳定其自身温度的变化.

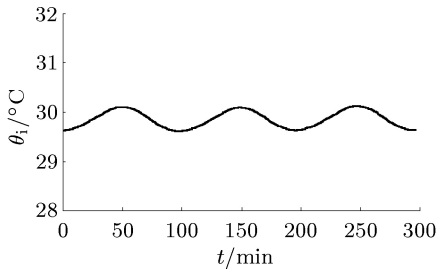


图 5 舱内温度在轨变化

Fig.5 In-orbit change of internal temperature

表 2 为与图 5~7 中结果对应的一个飞行周期舱内温度、隔热外壳温度及散热面温度的积分平均值、最大值、最小值和温度波动幅度.

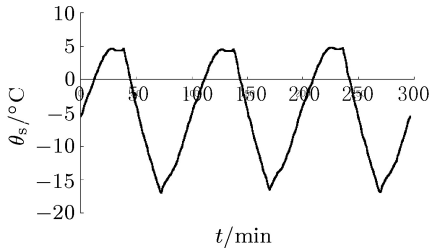


图 6 隔热外壳温度在轨变化

Fig.6 In-orbit change of thermal insulating shell

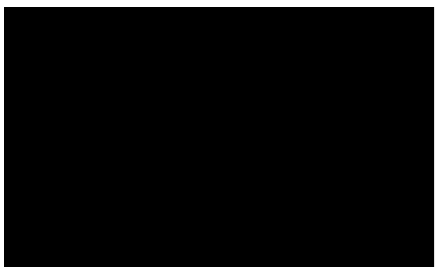


图 7 散热面温度在轨变化

Fig.7 In-orbit change of radiator

表 2 内部热负荷稳定时的在轨温度变化 (单位 °C)

Table 2 In-orbit temperature changes while internal heat load unchanged (unit °C)

参量	舱内温度	隔热外壳表面温度	散热面温度
平均值	29.859426	−4.996020	28.033798
最大值	30.106589	4.641584	28.257100
最小值	29.618105	−17.00014	27.826051
波动幅度	0.488484	21.641726	0.431049

工况 2 纳卫星内部热源热功率发生 +10% 阶跃扰动

在这种工况计算中，各个外热流的变化情况依旧，但舱内热负荷功率自图 8 中第 4 个飞行周期起发生 +10% 的阶跃扰动，此时纳卫星舱内平均温度变化、隔热外壳外表面平均温度变化、散热面表面的温度变化的计算结果分别如图 8~10 所示. 从中可以看出，经过一段时间的周期性振荡上升后，三者都在一个相对其初始轨道平均值较高的温度水平上重新开始稳定的周期性变化. 由于在轨飞行中外热流周期性变化引起的舱内温度和散热面温度波动幅度较小，因此，内热源发生 +10% 阶跃扰动后对舱内温度和散热面温度的影响在图 8 和图 10 中表现得十分明显. 在外热流周期性变化的作用下，隔热外壳表面温度波动幅度较大且隔热层在很大程度上消弱了卫星舱内热负荷扰动对隔热外壳表面温度变化的影响，图 9 曲线反映出内热源扰动后引起的隔热外壳表面温度变化较扰动前相对变化不大.

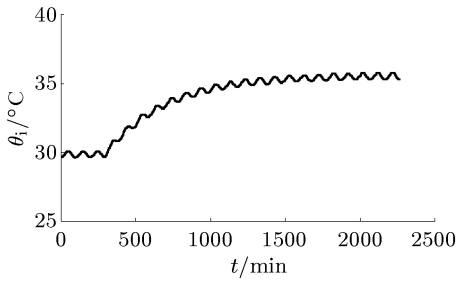


图 8 扰动对舱内在轨温度的影响

Fig.8 Disturbed influence to the internal in-orbit temperature

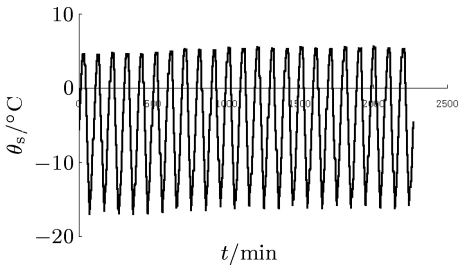


图 9 扰动对外壳在轨温度的影响

Fig.9 Disturbed influence to the thermal insulating shell's in-orbit temperature

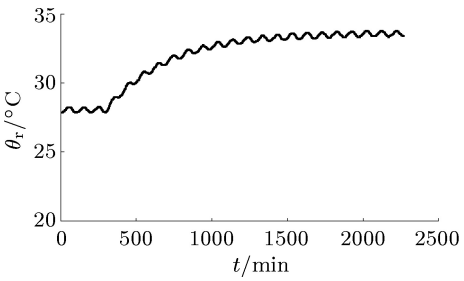


图 10 扰动对散热面在轨温度影响

Fig.10 Disturbed influence to the radiator's in-orbit temperature

表 3 为热系统重新稳定后的在轨温度变化数据，通过与表 2 中没有发生扰动时的相应数据进行比较，可以看出，重新稳定后隔热外壳外表面在轨温度的最大值、最小值、平均值较扰动前还是有一定程度的提高，只不过提高的幅度比舱内温度及散热面温度的提高幅度要小得多.

以上分析与讨论合理反映了对于一颗隔热层及散热面都设计良好的纳卫星来说，内部热负荷扰动对舱内温度及散热面温度的影响较大，对隔热外壳外表温度变化影响较小；而外热流变化对隔热外壳温度变化影响较大、对舱内温度变化的影响又较小的客观现实与规律.

表 3 热系统重新稳定后的在轨温度变化 (单位 °C)

Table 3 In-orbit temperature changes after thermal system re-balance (unit °C)

参量	舱内温度	隔热外壳表面温度	散热面温度
平均值	35.596576	−4.089269	33.628090
最大值	35.845430	5.653181	33.853002
最小值	35.356627	−16.12679	33.421104
波动幅度	0.488803	21.779971	0.431899

4 结论

针对纳卫星热系统在轨动态特性研究中的简便、快速计算热系统在轨温度及卫星表面外热流变化的实际需要，建立了纳卫星热系统的 3 维非线性动态特性模型，导出了与之配套的纳卫星质心本体坐标系中太阳矢量、地球矢量随卫星轨道运动位置变化的简便动态计算方法. 以一太阳同步轨道纳卫星为例，对其在轨动态特性计算的结果进行了比较详细的分析、讨论. 计算结果的理论分析表明，运用本文的模型、算法对纳卫星热系统在轨动态特性进行分析计算的结果能够合理反映纳卫星在轨飞行过程中外热流影响及温度变化的客观规律. 为纳卫星热系统的在轨动态特性研究提供了简便的工具.

参考文献

[1] Sven M, Manfred K, Norbert L. Nanosatellite and microsystem technology-capabilitis, limitations and applications. *Acta Astron.*, 2005, **39**(4):799∼808

[2] Fredrik B, Johan K, Lars S. Nanospace-1: the impacts of the first Swedish nanosatellite on spacecraft architecture and design. *Acta Astron.*, 2003, **53**(3):633∼643

[3] Tortora P, Troiani E. The microsatellite research program at Universitá di Bologna. *Acta Astron.*, 2005, **56**(3):696∼704

[4] Volodymyr Baturkin. Micro-satellites thermal control concepts. *Acta Astron.*, 2005, **56**(2):161∼170

[5] Gilmore D. Spacecraft Thermal Control Handbook. El Segundo CA: The Aerospace Corporation Press, 2002. 30∼61

[6] Min Guirong, Guo Shun. Spacecraft Thermal Control Technologies. Beijing: Science Press, 1998. 35∼48. in Chinese (闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制. 北京：科学出版社, 1998. 35∼48)

[7] Zhang Renwei. Satellite's Dynamics and Control. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998. 26∼45. in Chinese (章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制. 北京：北京航空航天大学出版社, 1998. 26∼45)

[8] Xiao Tianyuan, Zhang Yanyun, Chen Jiadong. Introduction to System Simulation. Beijing: Tsinghua University Press, 2000. 18∼25. in Chinese (肖田元, 张燕云, 陈加栋. 系统仿真导论. 北京：清华大学出版社, 2000. 18∼25)