



航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

中国科技核心期刊

微纳卫星在轨温度场快速分析

李志松 马昌健 毛云杰 郭涛 汪行 牟旭娜

Rapid analysis of temperature field for orbiting nanosatellites

LI Zhisong, MA Changjian, MAO Yunjie, GUO Tao, WANG Xing, MOU Xu'na

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2021.02.002>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

涡轮叶片辐射热冲击疲劳试验应力温度场模拟仿真

Numerical simulation for the stressed temperature field in the ground thermal radiation fatigue test for turbine blade
航天器环境工程. 2019, 36(4): 307–312 <https://doi.org/10.12126/see.2019.04.001>

基于Modelica的载人航天器环热控系统建模仿真

Modeling and simulation of environment and thermal control system of manned spacecraft based on Modelica
航天器环境工程. 2017, 34(2): 143–149 <https://doi.org/10.12126/see.2017.02.006>

载人航天器密封舱内强制通风下的火灾温度场及流场特性仿真分析

The characteristics of fire temperature and flow field for different ventilation angles in manned spacecraft's sealed cabin
航天器环境工程. 2020, 37(1): 31–36 <https://doi.org/10.12126/see.2020.01.005>

微泵驱动流体回路主动热控系统在轨测试试验研究

The flight experiments of active thermal control system with micro-mechanical pumped fluid loop
航天器环境工程. 2017, 34(4): 343–349 <https://doi.org/10.12126/see.2017.04.001>

适用于微纳卫星的微型电离层光学探测器

The design of a micro optical ionospheric detector onboard micro-nano satellite
航天器环境工程. 2018, 35(3): 263–269 <https://doi.org/10.12126/see.2018.03.011>

火星车有风热平衡试验环境模拟技术

Thermal environment simulation technology of Mars rover wind thermal balance test
航天器环境工程. 2019, 36(6): 594–600 <https://doi.org/10.12126/see.2019.06.010>

微纳卫星在轨温度场快速分析

李志松¹, 马昌健¹, 毛云杰², 郭涛², 汪行¹, 牟旭娜¹

(1. 上海卫星工程研究所, 上海 201109; 2. 上海航天技术研究院, 上海 201109)

摘要: 微纳卫星低成本和方案快速迭代的特点, 对其热控系统提出了简化、通用、快速设计等新要求。文章考察分析微纳卫星在热控系统方面所面临的困难和技术挑战, 针对一般性椭圆地球轨道给出空间外热流随时间变化的计算方法; 在此基础上, 针对微纳卫星的结构和传热特点, 提出整星热平衡方程对真近点角的连续积分方法和卫星温度场的多节点集总参数分析方法, 并建立相应的数学模型, 对微纳卫星算例进行计算分析和结果验证。结果表明, 相对于传统商业软件网格划分建模的分析途径, 该方法能对微纳卫星各主要部件的在轨温度变化进行快速建模和计算, 可为微纳卫星热控系统的设计和优化提供便捷的初步评估手段。

关键词: 微纳卫星; 热控系统; 热平衡; 温度场; 数学建模

中图分类号: V423.4⁺1; TH12

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2021)02-0122-08

DOI: [10.12126/see.2021.02.002](https://doi.org/10.12126/see.2021.02.002)

Rapid analysis of temperature field for orbiting nanosatellites

LI Zhisong¹, MA Changjian¹, MAO Yunjie², GUO Tao², WANG Xing¹, MOU Xu'na¹

(1. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: The development of nanosatellites in recent years poses new challenges for the thermal control system with respect to the rapid iterative design and the low-cost manufacturing. This paper first assesses the technical requirements and the difficulties in the design of the nanosatellite thermal control systems. The calculation method for the external heat flux on the spacecraft on the common elliptical Earth orbits is proposed, as well as the method of the continuous integration of the spacecraft thermal balance equation and a simplified method for analyzing the lumped node-based temperature field, with consideration of the particular structural and heat transfer characteristics of the nanosatellites. A mathematical model based on these methods is built and implemented for a nanosatellite example, and the results are validated with the Thermal Desktop software. It is shown that compared with the tedious meshing and time-consuming calculation procedures in the conventional practice, our method can promptly model and determine the temperature in the main components on a nanosatellite. This paper provides an efficient evaluation tool for the early-stage design and the optimization of the thermal control system for nanosatellites.

Keywords: nanosatellites; thermal control system; thermal balance; temperature field; mathematical modeling

收稿日期: 2020-10-14; 修回日期: 2021-03-07

基金项目: 民用航天课题项目(编号: D020210)

引用格式: 李志松, 马昌健, 毛云杰, 等. 微纳卫星在轨温度场快速分析[J]. 航天器环境工程, 2021, 38(2): 122-129

LI Z S, MA C J, MAO Y J, et al. Rapid analysis of temperature field for orbiting nanosatellites[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2021, 38(2): 122-129

0 引言

微纳卫星具有体积小、重量轻、结构简单等优点,其研发周期短,经济成本低。随着外形尺寸的缩小,卫星的体积比表面积缩减得更快;如果器件的密度变化不大,则微纳卫星自身的热容和热惯性将随着整星质量的下降而减小。因此,微纳卫星比普通大中型卫星更容易受到内、外热流的影响而出现温度波动^[1]。

传统的卫星热设计方法从平台整体到局部单机的建模和仿真分析,细节繁多而复杂,并不适用于微纳卫星快速设计的思路。因此,有必要针对微纳卫星开发新的简化热分析方法。Tsai^[2] 总结了一系列的卫星热分析数学模型,将现有的热分析模型划分为通用型和简化型:通用型的分析模型过于复杂,难以应用于概念设计、迭代优化和地面测试模拟等阶段;而简化型的分析模型仅考虑辐射传热,精度无法满足工程设计的需要。Totani等^[3] 综合了辐射热传递和单个零部件内的传导热传递两方面因素,提出了单节点和双节点的微纳卫星简化热分析数学模型,且计算结果对比表明,双节点模型能达到与多节点模型类似的计算精度。Reiss等^[4] 指出,对于目前高度模块化的微纳卫星,热分析模型对于不同的微纳卫星应该具备大部分重用的能力,而无须对每个型号都建立一个新的模型。此外,Elhady^[5] 在其微型卫星设计研究中指出,接触热传导也是热控系统设计中重要的影响因素。

在现有的热分析商业软件中,基于蒙特卡罗光线追踪方法的角系数计算消耗了很大的建模和运算工作量,而微纳卫星上规则分布的电路板叠层有利于简化星内热辐射中角系数的计算,可大幅提高建模和仿真的效率。

本文将综合内、外热流,内、外辐射及接触导热等因素,以集总参数法对微纳卫星上的各主要部件进行建模,通过有限复杂度的热网络节点的构建来完成整星的热分析,以期快速实现热控设计,并确保模型具有较好的通用性。

1 理论方法

1.1 轨道参数分析

在卫星外热流的计算中,为确定卫星的光照条件,首先要确定卫星的运行轨道情况。以轨道6根

数(半长轴 a 、偏心率 e 、倾角 i 、升交点赤经 Ω 、近地点幅角 ω 、真近点角 θ)作为输入条件^[6],需要求得卫星轨道的周期 T_0 ,运行周期内的真近点角 θ 及其对应时刻 t ,每个轨道周期内卫星进、出地影时的真近点角 θ_1 、 θ_2 及其对应时刻 t_1 、 t_2 ,以及卫星-地心连线与太阳光线之间的夹角 ρ 。再结合卫星的形状和姿态信息,就可以确定星上各表面的外热流情况。在短期的分析里,不考虑轨道升交点赤经和近地点幅角的摄动变化,也不考虑轨道倾角和偏心率的摄动变化。根据开普勒第二定律,设卫星过近地点的时刻为 t_0 、轨道周期为 T_0 ,可求得在半个周期内任一时刻 t 与真近点角 θ 之间的对应关系为

$$t - t_0 = \frac{T_0}{\pi} \left\{ \arctan \left[\sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan(\theta/2) \right] - \frac{1}{2} e \frac{\sqrt{1-e^2} \sin \theta}{1+e \cos \theta} \right\} \quad (1)$$

计算卫星表面的太阳外热流时,需要确定太阳光照与卫星运行轨道之间的关系,2个关键的参数是太阳光线与轨道面的最小夹角 β (可以看作卫星轨道平面与黄道平面之间的夹角)和轨道近地点与日-地连线之间的夹角 A 。 A 作为轨道近地点到会日点的地心角距, $A-\omega$ 相当于会日点从升交点起量得的地心角距(幅角), $A+\theta$ 相当于卫星在轨道面上与会日点之间的地心角距,如图1所示。

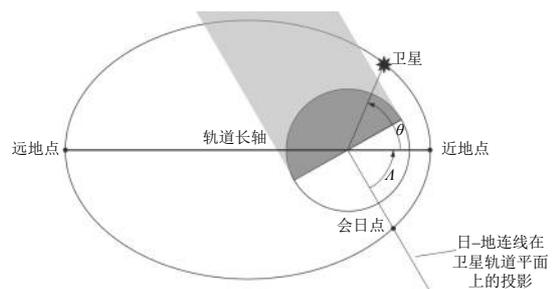


图1 A 角示意

Fig. 1 The A angle

对 A 值的求解,可以利用 Cunningham 的坐标转换方法^[7]。相对于以赤道平面为 XY 平面、春分点方向为 $+X$ 轴、地球北极方向为 $+Z$ 轴的不转动的地球坐标系,设太阳在给定时刻的等效位置坐标为 $[X_S, Y_S, Z_S]$,根据太阳所在的赤经 Ω_S 和赤纬 δ_S ,可以算得:

$$X_S = \cos \Omega_S, Y_S = \sin \Omega_S, Z_S = \sin \delta_S; \quad (2)$$

可以确定在该地球坐标系中,日-地连线的单位矢

量为 $[S_x, S_y, S_z]$, 其中:

$$\begin{aligned} S_x &= \frac{-X_S}{\sqrt{X_S^2 + Y_S^2 + Z_S^2}}, \\ S_y &= \frac{-Y_S}{\sqrt{X_S^2 + Y_S^2 + Z_S^2}}, \\ S_z &= \frac{-Z_S}{\sqrt{X_S^2 + Y_S^2 + Z_S^2}}. \end{aligned} \quad (3)$$

利用 Ω 、 ω 和 i 所确定的空间对应关系, 对 XYZ 坐标进行转换, 可以得到一个以地心为原点、卫星轨道平面为 xy 平面、地心指向卫星近地点方向为 $+x$ 轴的新的地球坐标系(如图2所示)。

$$\begin{bmatrix} \cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \sin \omega \cos i & \sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \sin \omega \cos i & \sin \omega \sin i \\ -\cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos \omega \cos i & -\sin \Omega \sin \omega + \cos \Omega \cos \omega \cos i & \cos \omega \sin i \\ \sin \Omega \sin i & -\cos \Omega \sin i & \cos i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} S_x \\ S_y \\ S_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_x \\ S_y \\ S_z \end{bmatrix}. \quad (4)$$

根据 S_x 和 S_y 的值, 按具体情况选取 λ 的角度为 0 、 $\pi/2$ 、 $\arctan(\pm S_y/S_x)$ 或 $\pi - \arctan(\pm S_y/S_x)$ 。获得 λ 值以后, 可以算出在真近点角 θ , 卫星-地球连线与太阳光线之间的夹角 ρ (相角, 取 $0 \leq \rho < \pi$) 为

$$\cos \rho = \cos \beta \cos(\lambda + \theta). \quad (5)$$

对卫星进、出地影的计算, 当 S_x 和 S_y 均为 0 时, $\beta = \pi/2$, 卫星在整个轨道周期内均接受太阳外热流; 其他情况下, β 范围设为 $0 \sim \pi/2$, 计算式为

$$\beta = \arctan \left(\frac{S_z^2}{\sqrt{S_x^2 + S_y^2}} \right). \quad (6)$$

假定地球的阴影区为一圆柱体空间, 卫星轨道平面与该圆柱体空间相交的区域为半个椭圆面, 则该椭圆的半短轴为地球半径 R_E , 半长轴为 $R_E/\sin \beta$, 不考虑卫星轨道非常高和位于半阴影区时的情况。卫星进、出地影的具体时刻主要通过 S_x 、 S_y 和卫星所在位置的近地点角 θ 来判断^[8], 当阴影函数

$$\begin{aligned} &[(S_x \cos \theta + S_y \sin \theta)^2 - 1][a(1 - e^2)]^2 + \\ &R_E^2(1 + e \cos \theta)^2 > 0, \end{aligned} \quad (7)$$

且其中的 $(S_x \cos \theta + S_y \sin \theta) > 0$ 时, 即认为卫星处于地影之中。

1.2 外热流计算

卫星外热流计算主要包括太阳辐射、地球红外辐射和地球反照, 暂不考虑卫星自身对外热流的二次辐射。

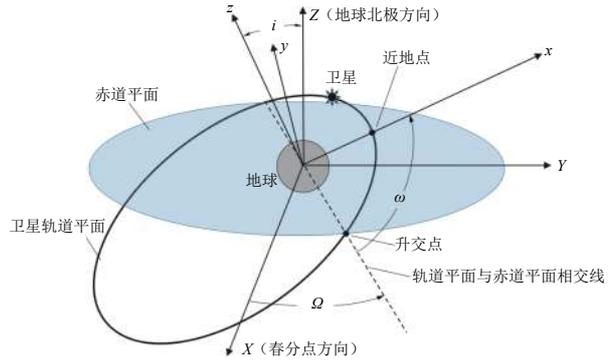


图2 坐标变换示意

Fig. 2 The coordinate transformation

在新坐标系中, 日-地连线的单位矢量为 $[S_x,$

$S_y, S_z]$ 。新旧坐标间的转换关系为

在地球附近, 太阳辐射强度可以表示为

$$q_s = \left[\frac{1 + e_E \cos f}{a_E(1 - e_E^2)} \right] C_S, \quad (8)$$

式中: a_E 为地球与太阳之间的平均距离, 即 1 个天文单位(AU); e_E 为地球绕太阳运行的轨道偏心率; f 为太阳在天球坐标系中的真近点角; C_S 为太阳常数。

地球红外辐射所产生的外热流为

$$Q_E = 240 F_E, \quad (9)$$

式中 F_E 为地球与卫星之间的角系数。

仅考虑卫星运行在光照区内和轨道高度不太高的情况, 地球反照的热流密度为

$$Q_A = C_S ab [\cos(0.9\eta)]^{3/2} F_E, \quad (10)$$

式中: 定义 (ab) 为地球反照系数, 由地球反照角系数和地球反照率共同决定, 计算中取其值为 0.35; η 为卫星-地心连线与太阳光线之间的夹角, 与 ρ 一致, 系数 0.9 是考虑了当卫星-地心连线与太阳光线之间的夹角超过 $\pi/2$, 但仍然可能受到地球反照的情形。

式(9)、(10)中, F_E 的近似拟合计算式^[9]为

$$F_E = r^{2.1} [\sin(\lambda/2)]^S, \quad (11)$$

其中: λ 为卫星的某个表面相对于卫星-地心连线(天顶方向)的夹角, 例如对地定向的卫星, 其对地的那一面的 λ 值恒为 π ; r 为地球半径 R_E 与卫星到地心距离 $(R_E + h)$ 之比, 即

$$r = \frac{R_E}{R_E + h}; \quad (12)$$

S 的拟合经验表达式为

$$S = -160.31r^6 + 723.36r^5 - 1380r^4 + 1394.6r^3 - 780.65r^2 + 226.81r - 21.232. \quad (13)$$

根据以上的理论和近似分析结果, 可在 MatLab SimuLink 中建立模型, 计算外热流随卫星真近点角的变化。

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \cos\phi\cos\varphi + \sin\phi\sin\gamma\sin\varphi & -\cos\phi\sin\varphi + \sin\phi\sin\gamma\cos\varphi & -\cos\gamma\sin\varphi \\ \cos\gamma\sin\phi & \cos\phi\cos\gamma & \sin\gamma \\ \sin\phi\cos\phi - \sin\phi\cos\varphi\sin\gamma & -\sin\phi\sin\varphi - \sin\gamma\cos\phi\cos\varphi & \cos\phi\cos\gamma \end{bmatrix}, \quad (14)$$

此时, 原指向地心的 +Z 面法向单位矢量变为

$$\mathbf{E} = \mathbf{A} \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} = \mathbf{A} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (15)$$

卫星单个外表面的法线相对于卫星-地心连线(天顶方向, $[0, 0, -1]$)之间的夹角 λ 的计算式为

$$\cos\lambda = \mathbf{E} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -1 \end{bmatrix} = -e_z. \quad (16)$$

由式 (11) 和式 (16) 可求解出地球投射到卫星表面的角系数, 再由式 (9) 和式 (10) 计算出卫星各平面所受的地球红外辐射和反照的外热流。

类似地, 在卫星质心坐标系中, 太阳光线的单位矢量为

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} s_x \\ s_y \\ s_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta\sin(\Lambda + \theta) \\ \sin\beta \\ \cos\beta\cos(\Lambda + \theta) \end{bmatrix}, \quad (17)$$

可以求得卫星任一外表平面的法向与太阳光线之间的夹角 ζ 的计算式为

$$\cos\zeta = \mathbf{E} \cdot \mathbf{S} = e_x s_x + e_y s_y + e_z s_z, \quad (18)$$

到达该平面的太阳辐射热流为 $E_i = C_S \cos\zeta$ 。

根据以上论述, 在加入卫星的姿态角信息以后, 可以获得外形为六面体的卫星各面上所受的外热流的值 E_i 。

1.3 卫星温度场计算

卫星温度场的确定, 除了轨道外热流的计算, 还需考虑卫星内外表面的吸收与反射, 星内热源以及卫星内部的辐射、传导等耦合传热关系。针对小型卫星的结构和布局特点, 其整体温度场可采用整星的热平衡方程进行分析, 即

$$mc \frac{dT}{dt} = \dot{Q}_e + \dot{Q}_{\text{gen}} - \dot{Q}_{\infty} = \sum_i E_i(t) [\alpha_{Ss} A_i R_i + \alpha_S A_i (1 - R_i)] + \dot{Q}_i - \sum_i [\varepsilon_s A_i R_i + \varepsilon A_i (1 - R_i)] \sigma T^4. \quad (19)$$

微小型卫星多采用六面体外形, 其姿态控制采用三轴稳定并对地定向时, 假定 +X 面为指向飞行方向, +Z 面指向地心, +Y 面的方向通过右手定则确定。以此卫星质心为坐标系原点, 卫星指向地心的单位矢量为 $[0, 0, 1]$ 。卫星姿态发生变化时, 假定偏航角为 ϕ , 俯仰角为 γ , 滚动角为 φ , 其姿态矩阵为

式中: \dot{Q}_e 为外热流; \dot{Q}_{gen} 为卫星内部的热耗散; \dot{Q}_{∞} 为卫星对外排散的热量; E_i 为各表面所受外热流的热流密度; A_i 为各表面的面积; R_i 为该外表面太阳电池片所占的面积比例; α_S 和 ε 为太阳吸收比和发射率, 下标 s 指太阳电池; σ 为黑体辐射常数。

在前面的论述中, 外热流 E_i 是轨道真近点角 θ 的函数。而式 (1) 中轨道真近点角 θ 却是时间 t 的隐函数, 从任意 t 求出对应的 θ 需要采用数值方法。因此, E_i 难以表示为时间 t 的函数。现有的一个解决方法^[3] 是, 先将轨道按真近点角 θ 从 0 到 2π 平均细分成很多份(如 8000~10 000 份); 然后将各 θ 值与具体的时间点 t 以及对应的 E_i 通过列表进行记录, 从而得到离散的 $E_i(t)$; 最后对 t 进行数值积分, 以求出温度 T 的变化。这种方法虽然可行, 但是操作烦琐, 难以对任意参数的轨道进行自动求解, 且计算精度受到细分份数的限制。本文提出一个简单的连续积分的方法, 在式 (1) 的两端对 t 求导, 可以求得

$$\frac{1}{d\theta/dt} = \frac{T_0}{2\pi} \left[\frac{\sqrt{\frac{1-e}{1+e}}}{\cos^2\left(\frac{\theta}{2}\right) + \frac{1-e}{1+e} \sin^2\left(\frac{\theta}{2}\right)} - \frac{e\sqrt{1-e^2}(e+\cos\theta)}{(1+e\cos\theta)^2} \right], \quad (20)$$

据此可将整星的热平衡方程(式 (19))改写为

$$mc \frac{dT}{dt} = mc \frac{dT}{d\theta} \left(\frac{d\theta}{dt} \right) = \sum_i E_i(\theta) [\alpha_{Ss} A_i R_i + \alpha_S A_i (1 - R_i)] + \dot{Q}_i - \sum_i [\varepsilon_s A_i R_i + \varepsilon A_i (1 - R_i)] \sigma T^4, \quad (21)$$

从而能够通过求 θ 的积分, 求出整星温度 T 随真近点角 θ 变化的情况。通过 θ 与 t 之间的连续对应关系, 可获得温度 T 随时间 t 变化的连续曲线。

2 算例

目前大量的微纳卫星采用了如图3所示的印制电路板-机箱式结构布局,内热源的分布较大中型卫星更为简单和规律化,使得采用集总参数法进行简化分析成为可能。设:微纳卫星对地定向,偏航角、俯仰角和滚动角均为0,几何外形为正六面体,尺寸为 $0.3\text{ m}\times 0.3\text{ m}\times 0.3\text{ m}$,单个外表面的面积 A 为 0.09 m^2 ,整星质量 m 为 15 kg ,整体比热容 c 为 $720\text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$,星内热源 Q_i 为 50 W ;各表面上铺设太阳电池的面积比为0或0.6,太阳电池的太阳吸收比 α_{Ss} 为0.92、发射率 ε_s 为0.85;卫星各部件的初始温度均为 $20\text{ }^\circ\text{C}$ (293 K)。



图3 典型微纳卫星的内部结构

Fig. 3 Typical internal structure of a nanosatellite

设微纳卫星外壳为铝合金蜂窝板,厚 0.015 m ,单个面板面积较小,面内近似等温。星内热源主要在印制电路板上,发热元器件通过电路连接和导热硅橡胶等与电路板整体形成热耦合,故可近似认为电路板本身就是均温体热源,从而假定每片电路板就是热网络中的一个节点,并可进一步简化为没有厚度的薄平板。各平板相互平行,面积相等,间距远小于板长和板宽,板与板和板与卫星外壳之间的辐射及传导换热可通过分析的方法求解。卫星的六面体外壳可以进一步分解为6个单独的外壳节点。按电路板堆叠分布的特点,假设前方的外壳板仅与排列在最前方的电路板和四侧的外壳板换热,后方的外壳板仅与排列在最后方的电路板和四侧的外壳板换热。并假设,6片外壳板之间的相互接触热传导很弱;正前方、正后方的外壳板不与侧面的4片外壳板辐射换热,同时由于电子元器件的遮挡,4片侧面外壳板之间也不考虑互相辐射换热。星上各部件之间的辐射换热,其角系数可以通过理论公

式^[10]算出。假设星内有5片大小相同的电路板,均与 X 轴垂直,正面均为单一朝向,则整星的传热关系可以等效于图4所示的部件节点划分和图5所示的热网络节点及热阻关系。将整星连同宇宙空间共划分为16个节点和40个热阻关系,在SimuLink中进一步构建数学模型求解。

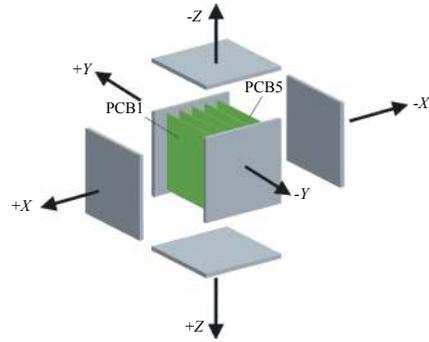


图4 微纳卫星上等温化假设的简化部件

Fig. 4 The simplified isothermal components of a nanosatellite

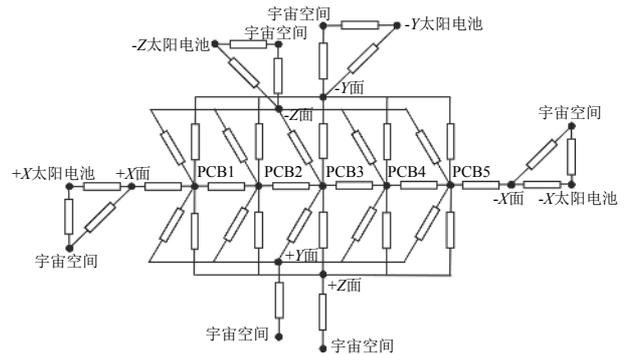


图5 多节点热网络节点及热阻关系

Fig. 5 The multi-nodal network of thermal resistances

图5的热网络中存在一系列的传导热阻需要进行计算评估。卫星通过聚酰亚胺(PI)薄膜隔热,各接触面用硅橡胶粘贴太阳电池片,故其总传热系数 U 可以估算为

$$U = \frac{1}{\frac{t_{\text{PI}}}{k_{\text{PI}}} + \frac{2t_{\text{adh}}}{k_{\text{adh}}} + \frac{t_{\text{cell}}}{k_{\text{cell}}}} \quad (22)$$

式中: t 为厚度,聚酰亚胺薄膜厚度 t_{PI} 设为 1.0 mm ,硅橡胶涂覆厚度 t_{adh} 设为 0.08 mm ,太阳电池片厚度 t_{cell} 设为 1.5 mm ; k 为热导率, k_{PI} 约为 $0.12\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$, k_{adh} 约为 $0.39\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$, k_{cell} 约为 $14\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。

据此估算的传热系数约为 $1653\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$,对于 0.054 m^2 大小的面积,其热阻仅约 $0.0112\text{ K}/\text{W}$ 。因此可以认为太阳电池片与外壳是接近等温的,在分析中可作为同一节点处理,总节点数可由16个

减少到 12 个。电路板相邻间距设为 0.05 m, 相互之间的导热连接主要依靠电连接器、支撑柱和在卫星壳体上固定点, 相邻两片电路板之间的传导热阻估算为 2.32 K/W。电路板与±Y 面和±Z 面的外壳接触固定, 根据国外的经验数据, 每片电路板与外壳

面板之间的热阻设为 1.4 K/W。非相邻的电路板之间, 以及电路板与没有接触固定的外壳面板之间不考虑直接热传导。

各节点的热物理性质^[11]和建模参数如表 1 所示。表中带上划线的为面内平均值。

表 1 简化的多节点分析示例的热物理参数设定

Table 1 Thermo-physical properties in the example cases for simplified multi-nodal analysis

部件	特性	参数
卫星+X面及其连接件	质量/单位热容	0.8 kg/850 J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹
	外侧面积/太阳能电池面积/内侧面积	0.036 m ² /0.054 m ² /0.078 4 m ²
	外侧除太阳能电池板以外包覆15层隔热多层, 内侧涂SR107-E51热控黑漆	外: $\bar{\alpha}_S = 0.555, \bar{\varepsilon} = 0.514$ 内: $\alpha_S = 0.93, \varepsilon = 0.88$
卫星-X面及其连接件	质量/单位热容	0.8 kg/850 J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹
	外侧面积/太阳能电池面积/内侧面积	0.036 m ² /0.054 m ² /0.078 4 m ²
	外侧除太阳能电池板以外包覆15层隔热多层, 内侧涂SR107-E51热控黑漆	外: $\bar{\alpha}_S = 0.555, \bar{\varepsilon} = 0.514$ 内: $\alpha_S = 0.93, \varepsilon = 0.88$
卫星+Y面及其连接件	质量/单位热容	0.8 kg/850 J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹
	外侧面积/内侧面积	0.09 m ² /0.078 4 m ²
	外侧涂S781热控白漆, 内侧涂SR107-E51热控黑漆	外: $\alpha_S = 0.2, \varepsilon = 0.87$ 内: $\alpha_S = 0.93, \varepsilon = 0.88$
卫星-Y面及其连接件	质量/单位热容	0.8 kg/850 J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹
	外侧面积/太阳能电池面积/内侧面积	0.036 m ² /0.054 m ² /0.078 4 m ²
	外侧涂S781热控白漆, 内侧涂SR107-E51热控黑漆	外: $\bar{\alpha}_S = 0.632, \bar{\varepsilon} = 0.858$ 内: $\alpha_S = 0.93, \varepsilon = 0.88$
卫星+Z面及其连接件	质量/单位热容	0.8 kg/850 J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹
	外侧面积/内侧面积	0.09 m ² /0.078 4 m ²
	外侧包覆15层隔热多层, 内侧涂SR107-E51热控黑漆	外: $\alpha_S \approx 0.007, \varepsilon \approx 0.01$ 内: $\alpha_S = 0.93, \varepsilon = 0.88$
卫星-Z面及其连接件	质量/单位热容	0.8 kg /850 J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹
	外侧面积/太阳能电池面积/内侧面积	0.036 m ² /0.054 m ² /0.078 4 m ²
	外侧除太阳能电池板以外包覆15层隔热多层, 内侧涂SR107-E51热控黑漆	外: $\bar{\alpha}_S = 0.555, \bar{\varepsilon} = 0.514$ 内: $\alpha_S = 0.93, \varepsilon = 0.88$
绿色带涂层印制电路板及上面的电子元器件	质量	5×2 kg
	单侧换热面积(L×L)	0.072 9 m ² (L = 0.27 m)
	电路板间距d	0.05 m
	单位热容	720 J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹
	正/反面平均太阳吸收比、平均发射率	$\bar{\alpha}_S = 0.89, \bar{\varepsilon} = 0.65 / \bar{\alpha}_S = 0.65, \bar{\varepsilon} = 0.80$
太阳能电池板	各电路板热源最大发热功率	1)5 W; 2)5 W; 3)10 W; 4)10 W; 5)20 W
	单位面积质量	0.86 kg·m ⁻²
	单位热容	1468 J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹
	太阳吸收比、发射率	$\alpha_S = 0.92, \varepsilon = 0.85$

基于以上设定, 对于星内各节点的温度变化, 可以计算如下:

对于电路板节点,

$$m_{PCB}c_{PCB} \frac{dT_{PCB}}{dt} = \dot{Q}_{gen} + Q_{rad,o-i} + Q_{cond,o-i} = \dot{Q}_{gen} + \sum \frac{\sigma(T_o^4 - T_i^4)}{\frac{1-\varepsilon_i}{\varepsilon_i A_i} + \frac{1-\varepsilon_o}{\varepsilon_o A_o} + \frac{1}{A_o F_{o-i}}} + \sum \frac{T_o - T_i}{R_{cond}}; \quad (23)$$

对于外壳面板节点,

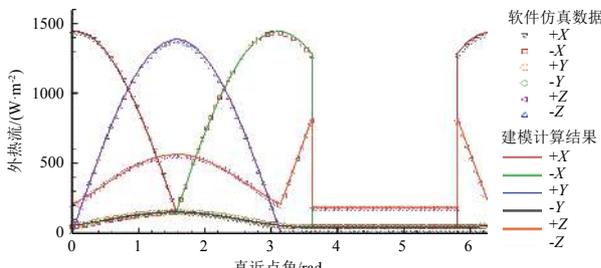
$$m_0 c_0 \frac{dT_0}{dt} = EA\bar{\alpha}_S - A\sigma\bar{\varepsilon}T_0^4 + Q_{rad,i-o} + Q_{cond,i-o} = EA\bar{\alpha}_S - A\sigma\bar{\varepsilon}T_0^4 + \sum \frac{\sigma(T_i^4 - T_0^4)}{\frac{1-\varepsilon_i}{\varepsilon_i A_i} + \frac{1-\varepsilon_o}{\varepsilon_o A_o} + \frac{1}{A_i F_{i-o}}} + \sum \frac{T_i - T_o}{R_{cond}}. \quad (24)$$

式 (23)、(24) 中: $\bar{\alpha}_S$ 和 $\bar{\varepsilon}$ 为单个外壳面板上考虑太阳能电池板覆盖部分面积后的整体平均太阳吸收比和

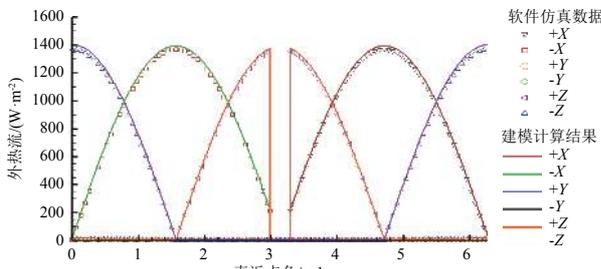
平均发射率;下标 i, o 分别代表内部节点和外壳节点。而内外节点的热传递存在对应关系 $Q_{rad,i-o} = -Q_{rad,o-i}$ 及 $Q_{cond,i-o} = -Q_{cond,o-i}$, 故只需计算内外节点之一即可。单个电路板的热辐射面积 A 较易确定, 因此只在式 (24) 中计算 Q_{rad} 。为简化建模, Q_{cond} 也在式 (24) 中计算得出。

3 算例结果与讨论

在此, 以常见的 800 km 高度太阳同步轨道和地球同步轨道为例。两轨道偏心率均为 0.0, 太阳同步轨道的倾角为 95.597° 、半长轴为 7178 km, 地球同步轨道的倾角为 0° 、半长轴为 42 164.17 km, 初始真近点角均取为 0° 。在春分日, 两个轨道的外热流分别如图 6(a)、(b) 所示。为了对建模计算结果的正确性进行校验, 图 6 还给出采用 Thermal Desktop 5.0 商业软件的仿真数据进行对比, 假设表面太阳吸收比为 1。可以看到, 建模计算结果与软件仿真数据在具体的热流强度和进入地影时刻等方面均符合良好; 在最大热流密度方面两者稍有偏差, 应该是计算时太阳常数的设置存在差异所致。



(a) 800 km 高度太阳同步轨道



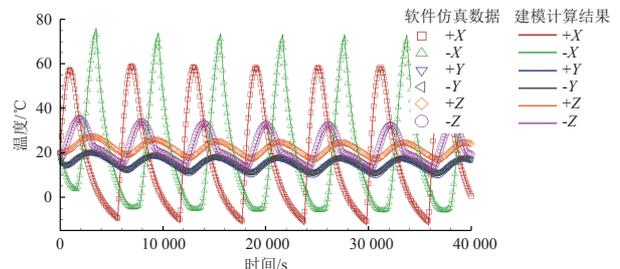
(b) 地球同步轨道

图 6 春分日六面体卫星各面所受轨道外热流随真近点角变化的情况

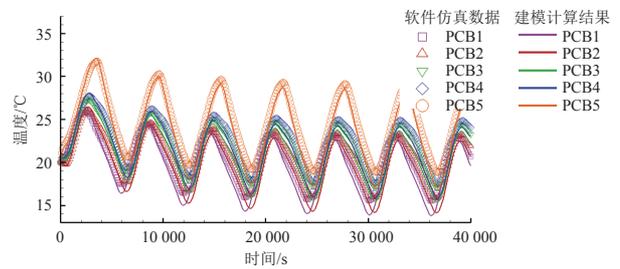
Fig. 6 The external heat flux vs. the true anomaly for each surface of an orbiting hexahedron satellite

分别对高温工况和低温工况进行热控设计数值模拟评估, 模拟结果如图 7 和图 8 所示。轨道参数依照前述的太阳同步轨道设置。

由图 7 可见, 高温工况(星上热源全部启动)下, 由于初始温度比较接近稳态值, 卫星在经历了约 4 个轨道周期后就基本达到稳定的温度循环。图 7(a) 显示, 各外壳面板之间温度差异较大。这是由于, $\pm Y$ 和 $\pm Z$ 面与星上载荷(电路板)有热耦合, 且面外侧做了隔热多层和喷漆等热控设计, 加之地球红外辐射和反照的影响, 使得这些面的温度波动较小($13 \sim 35^\circ\text{C}$); 而 $\pm X$ 面受外热流影响较大, 且与卫星内部热耦合程度不高, 故温度变化剧烈($-10 \sim 75^\circ\text{C}$)。图 7(b) 显示, 星内各电路板间温差较小, 在卫星外壳遮挡和内部热耦合的作用下, 平均温度约为 22°C , 在 1 个轨道周期内的变化范围仅约 15°C , 有利于电路板上电子设备的可靠工作。



(a) 各外壳面板



(b) 各电路板

图 7 高温工况下卫星各部件温度随时间的变化

Fig. 7 Temperature vs. time for each satellite component under high temperature condition

由图 8 可见, 低温工况(星上热源全部关闭)下, 从初始到稳态的温度差距较大, 卫星实现稳定温度循环所需的时间较长, 约为 8 个轨道周期。各面板的温度波动现象与高温工况类似, 但温度下降, 星内平均温度维持在 -25°C 左右, 轨道周期内变化范围也约 15°C 。通过与 Thermal Desktop 5.0 的仿真结果进行对比, 可以发现本研究之建模计算的瞬态温度曲线在时间和变化趋势上与仿真结果吻合良好, 温度值的最大偏差仅约 $2 \sim 3^\circ\text{C}$, 表明建模计算的精度已可满足工程应用的需求。建模计算与仿真结果间的差异主要表现在电路板的温度预测

上, 其原因是星内的热耦合建模较为简化, 一些辐射换热关系被忽略, 不如 Thermal Desktop 5.0 中的详细完整。若模型内继续添加热网络内各节点间的换热关系细节, 则计算精度有望进一步提高。

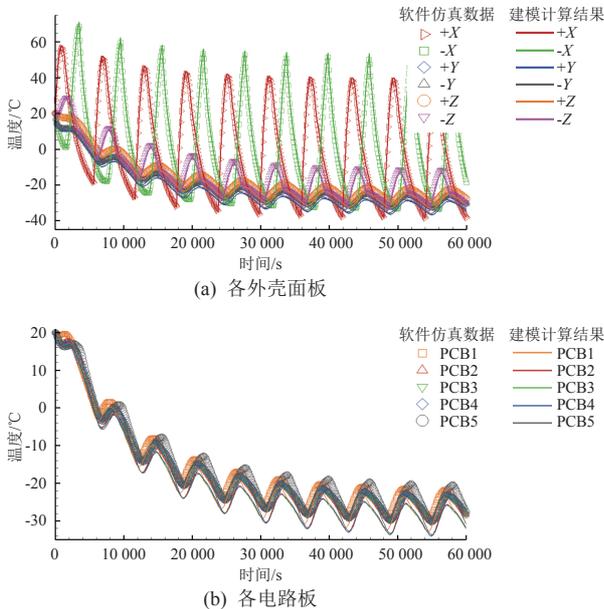


图8 低温工况下卫星各部件温度随时间的变化

Fig. 8 Temperature vs. time for each satellite component under low temperature condition

4 结束语

本文在分析微纳卫星热控系统需求特性和结构布局特点的基础上, 对一般性椭圆轨道卫星的外热流进行建模, 并利用集总参数法建立微纳卫星的简化多节点分析热阻网络模型。在建模过程中, 突破了卫星进入地影、热平衡方程对真近点角变化的连续积分和星内热耦合分析等技术问题。该热阻网络模型与真实的微纳卫星具有较高的热物理相似性, 其对卫星的高温和低温工况计算示例结果与专业航天器热分析软件的仿真数据对比显示, 该模型能有效预测轨道外热流和卫星的瞬态温度场, 并具有较好的精度, 而计算耗时仅为几秒钟。该分析模型可以根据用户的具体需求选择不同的轨道参数, 调整卫星的外形尺寸、飞行姿态、电路板数量、热负荷工况以及各部件的热物性性质。在现有模型的基

础上, 还可以进一步细化结构, 如加入连接各外壳面板和电路板的金属框架, 通过固体导热提升系统整体的等温性等, 而数学模型本身的复杂程度不会大幅增加。因此, 该模型将是微纳卫星研制过程中实现热控设计快速迭代优化和方案比较评估的有力工具。

参考文献 (References)

- [1] 刘佳, 李运泽, 常静, 等. 微小卫星热控系统的研究现状及发展趋势[J]. 航天器环境工程, 2011, 28(1): 81-86
LIU J, LI Y Z, CHANG J, et al. A review of small satellite thermal control systems[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2011, 28(1): 81-86
- [2] TSAI J R. Overview of satellite thermal analytical model[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004, 41(1): 120-125
- [3] TOTANI T, OGAWA H, INOUE R, et al. Thermal design procedure for micro- and nanosatellite pointing to earth[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2014, 28(3): 524-533
- [4] REISS P, HAGER P, BEWICK C, et al. New methodologies for the thermal modeling of CubeSats[C]//26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, 2012: 1-12
- [5] ELHADY A M. Design and analysis of a LEO micro-satellite thermal control including thermal contact conductance[C]//IEEE Aerospace Conference Proceedings. BigSky, MT, USA, 2010. doi: 10.1109/AERO.2010.5446763
- [6] GILMORE D G. Spacecraft thermal control handbook[M]. El Segundo: Aerospace Press, 2002: 36-40
- [7] CUNNINGHAM F G. Calculation of the ellipse factor for elliptical satellite orbits: NASA TND-1347[R], 1962: 1399-1400
- [8] ESCOBAL P R. Methods of orbit determination[M]. Malabar: Krieger Publishing Company, 1975: 213-266
- [9] JACQUES L. Thermal design of the Oufi-1 nanosatellite[D]. Liège: University of Liège, 2009: 25-26
- [10] 杨贤荣, 等. 辐射换热角系数手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1982: 204-209
- [11] 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: 129-131

(编辑: 张艳艳)