小卫星瞬态外热流下动态传热特性分析

闾 浩[1],张镜洋[1],陶晶亮[2],陈 丽[2],张若骥[1]
(1. 南京航空航天大学 航天学院,江苏 南京 210016;
2. 上海卫星装备研究所 上海空间环境模拟与验证工程技术研究中心,上海 201102)

摘 要:为揭示小卫星瞬态外热流下的动态传热特性规律,以小卫星双层集总参数模型为研究对象,推导得到动态热平衡方程。类比阻尼振荡系统,采用时频变换和传递函数分析的新思路,对温度与热流波动量间的幅值特性和相位特性变化规律进行理论研究,并利用数值方法进行验证。结果表明:推导获得了小卫星传热系统自然频率和阻尼比的热参数准则式,并证明了小卫星传热系统在热激励下振荡特性为过阻尼。阻尼比和频率比的增大及热流静位移的减小均可降低温度的波动幅度,不同频率比范围下阻尼比对热流的波动量与温度波动量间的相位差的影响呈相反规律,数值结果与解析分析结果一致。可为低热惯性小卫星的热控优化设计提供理论参考。

关键词:热控设计; 动态传热; 热特性; 热控参数; 瞬态温度; 阻尼振荡系统
中图分类号:V 231.1 **文献标志码**:A **DOI**:10.19328/j.cnki.1006-1630.2019.03.018

Analysis on Dynamic Heat Transfer Characteristics for Microsatellites Influenced by Transient External Heat Flux

LYU Hao[1], ZHANG Jingyang[1], TAO Jingliang[2], CHEN Li[2], ZHANG Ruoji[1]
(1. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, Jiangsu, China;
2. Shanghai Space Environment Simulation and Verification Engineering Research Center, Shanghai Institute of Spacecraft Equipment, Shanghai 201102, China)

Abstract: The transient heat transfer balance equation is deduced based on the double-layer aggregate model for the microsatellite, in order to study rules of dynamic heat transfer characteristics. Analogous to damped oscillation systems, the rules about amplitude and phase characteristics between temperature fluctuation and heat flux fluctuation are obtained by using a new method of time frequency transform and transfer function analysis. The working method is proved by numerical calculation. The expressions of thermal parameters on the natural frequency and the damping ratio are deduced for the heat transfer system of the microsatellite, which is proved to be an over-damping system. The variation amplitude of temperature fluctuation decreases, when damping and frequency ratios increase, or static displacement decreases. The changing rules of phase difference is opposite with varying damping ratios in different ranges of frequency ratios. Moreover, the results from analysis and numerical simulation are agreed. It can provide the theoretical reference for the thermal control optimization design of small satellites with low thermal inertia.

Keywords: thermal control design; dynamic heat transfer; thermal characteristics; thermal control parameters; transient temperature; damped oscillation systems

收稿日期:2018-07-06;**修回日期**:2018-11-16
基金项目:国家自然科学基金青年科学基金(51406085);上海航天科技创新基金(SAST2015061)
作者简介:闾 浩(1981—),男,博士,主要研究方向为小卫星总体技术等。
通信作者:张镜洋(1983—),男,副教授,主要研究方向为飞行器环控、热控相关技术。

0　引言

当前卫星技术发展格局产生了变革。卫星的集成化和小型化技术、深空探测技术、小卫星编队组网技术成为航天技术的突出发展主题[1]。

深空探测卫星在到达遥远目标轨道或星球的飞行中,需要进行多轨道转移和对地通信的实时对准;编队和星座卫星需要进行实时而随机的姿轨调整,以满足相对位置保持的精度要求。这些应用带来卫星与日地相对关系的复杂变化,以及飞行器间的交替遮蔽影响,从而引起外热流大幅复杂变化[2-3]。更小系统热惯性和更复杂的热条件,使卫星瞬态传热特征凸显,传统稳态传热的热控设计理论难以满足卫星技术发展的新形势需求[3-4]。欧洲太空局(ESA)Magion 系列卫星热控系统的研制总结中指出,稳态的热分析和试验技术难以涵盖卫星在轨复杂动态变化的热条件全状态,卫星热控系统优化和考核手段需要从瞬态的角度上进行完善[5]。中国空间技术研究院钟奇等[6-7]通过理论分析、数值仿真和专项试验,对比研究了卫星瞬态、准瞬态、稳态传热模型下的温度结果差异,认为瞬态热试验或仿真获得的动态温度均值与稳态试验或仿真值存在差异,前者接近在轨真实状态。

在此情况下,近年来瞬态热仿真和试验技术在卫星研制中被广泛应用[8],国外的 BIRD,Dawgstar 等卫星,我国的试验一号、神舟伴星、天巡一号等小卫星均采用瞬态热分析和瞬态热平衡试验技术,对其热控系统设计和性能进行优化和考核[9-10]。

当前卫星热控系统的设计中多依靠稳态传热准则[11-12],针对性的瞬态传热理论研究较为匮乏,在热分析和热试验中也缺乏普适性的瞬态传热规律指导内因分析,因此亟待开展小卫星瞬态传热规律的理论研究。

本文在建立卫星双层集总参数模型基础上,将卫星"热激励-温度响应"动态热平衡方程类比为二阶阻尼振荡系统,利用解析方法求解瞬态传热方程,利用频域传递函数分析的方法,对表征温度及热流波动量间的幅值、相位特性,随热参数变化规律进行分析。最后对解析方法求得的幅频特性和相频特性进行数值方法验证,以期为小卫星瞬态热分析、热试验提供理论分析依据。

1　模型建立

1.1　双层集总参数模型建立

将小卫星结点网络传热模型外部结构简化为壳体结点 K,将进行了等温化设计的内部设备结点简化为内部结点 N,建立双层集总参数模型如图 1 所示[12]。

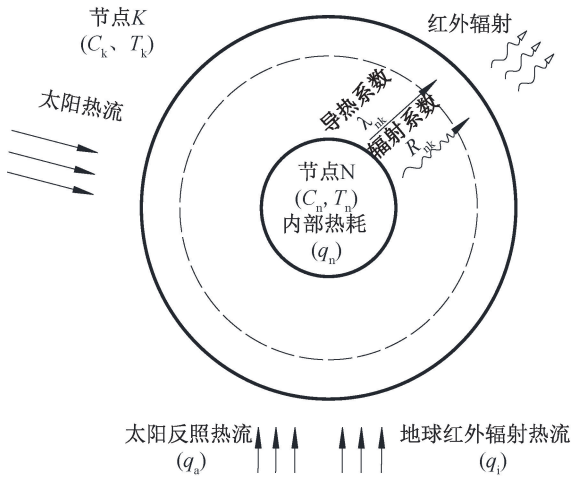


图 1　双层集总参数模型

Fig.1　Double-layer aggregate model of microsatellite

壳体结点和内部节点瞬态热平衡方程为

$$C_k\frac{dT_k}{dt}=q_s+q_a+q_i+\lambda_{nk}(T_n-T_k)+R_{nk}(T_n^4-T_k^4)-A_k\bar{\varepsilon}_h\sigma T_k^4 \tag{1}$$

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

式中:C_k,C_n 为壳体结点和内部节点集总热容,J/K;T_k,T_n 为壳体节点和内部节点温度,K;q_s 为表面吸收太阳辐照热流总功率,W;q_a 为表面吸收地球阳光反照总功率,W;q_i 为表面吸收地球红外辐射热流总功率,W;q_n 为内部节点功耗,W;λ_{nk} 为壳体结点与内部节点间导热传热系数,W/K;R_{nk} 为壳体结点与内部节点间辐射传热系数,W/K^4;$\bar{\varepsilon}_h$ 为表面平均红外发射率;A_k 为壳体表面面积,m^2;t 为时间,s;σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数。

从上述方程可看出,作为热控设计的目标内部结点温度 T_n,随轨道外热流 q_s,q_a,q_i 和内热源 q_n 动态变化而变化。卫星在单个轨道周期内,太阳辐射热流和地球阳光反照热流随进出地球阴影区过程而发生动态变化。卫星在轨吸收热流变化如图 2 所示。

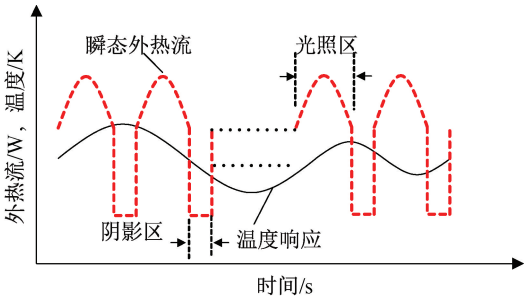


图 2 卫星在轨吸收热流变化

Fig.2 Change of absorption heat flow for on-orbit satellite

2 解析解推导

为建立热控设计参数与内部结点温度间的关系，对式(1)，(2)进行解析求解。首先将式(1)，(2)进行一个轨道周期的积分，积分过程中式(1)，(2)中每个瞬态变量分解为时均量和波动量，令 $\boldsymbol{X}=[T_k,T_n,q_s,q_a]^T$，$\overline{X}$ 定义为轨道周期(t_0)时均量，$\tilde{X}$ 为轨道周期(t_0)波动量[13-14]，则有

$$\boldsymbol{X}(t)=\overline{\boldsymbol{X}}+\tilde{\boldsymbol{X}},\overline{\boldsymbol{X}}=\frac{1}{t_0}\int_t^{t+t_0}\boldsymbol{X}(t)\mathrm{d}t \tag{3}$$

定义积分方程中 $\lambda_{nk}+4R_{nk}T_d^{\ 3}=h_{nk}$，表征内外结点间传热系数；$4A_k\overline{\varepsilon}_h\sigma\overline{T}_k^{\ 3}=h_{kk}$，表征外部结点对空间传热系数。将其代入积分方程对辐射传热项进行线性化处理，并忽略 $((T_k-T_d)/T_k)^2$，$((T_d-T_n)/T_n)^2$，$(\tilde{T}_k/T_k)^2$ 等高阶项[14]。其中：$T_d=(\overline{T}_n'+\overline{T}_k)/2$；$\overline{T}_n'=(T_{n\max}+T_{n\min})/2$；$T_{n\max}$，$T_{n\min}$ 为 T_n 上下极限。经以上处理可得

$$\overline{q}_w+h_{nk}(\overline{T}_n-\overline{T}_k)-h_{kk}\overline{T}_k=0 \tag{4}$$

$$\overline{q}_n=h_{nk}(\overline{T}_n-\overline{T}_k) \tag{5}$$

式中：$q_a+q_i+q_s=q_w$ 壳体节点吸收总外热流。

将方程联立求解，外部结点和内部结点温度 T_n 的轨道周期时均量 $\overline{T}_n$ 解析形式为

$$\overline{T}_n=(\overline{q}_w+\overline{q}_n)/h_{kk}+\overline{q}_n/h_{nk} \tag{6}$$

$$\overline{T}_k=(\overline{q}_w+\overline{q}_n)/h_{kk} \tag{7}$$

由式(7)可得系数 h_{nk} 和 h_{kk} 中的壳体平均温度项 $\overline{T}_k=[(\overline{q}_w+\overline{q}_n)/4A_k\overline{\varepsilon}_h\sigma]^{1/4}$。

将式(1)，(2)分别与式(4)，(5)相减，并进行辐射项线性化处理后可得

$$C_k\frac{\mathrm{d}\tilde{T}_k}{\mathrm{d}t}=\tilde{q}_w+h_{nk}(\tilde{T}_n-\tilde{T}_k)-h_{kk}\tilde{T}_k \tag{8}$$

$$C_n\frac{\mathrm{d}\tilde{T}_n}{\mathrm{d}t}=\tilde{q}_n-h_{nk}(\tilde{T}_k-\tilde{T}_n) \tag{9}$$

将式(9)及其一阶求导结果代入式(8)中可得

$$\frac{\mathrm{d}^2\tilde{T}_n}{\mathrm{d}t^2}+\left(\frac{h_{nk}}{C_n}+\frac{h_{nk}}{C_k}+\frac{h_{kk}}{C_k}\right)\frac{\mathrm{d}\tilde{T}_n}{\mathrm{d}t}+\frac{h_{nk}h_{kk}}{C_nC_k}\tilde{T}_n=\frac{h_{nk}}{C_nC_k}\tilde{q}_w+\left(\frac{1}{C_n}\frac{\mathrm{d}\tilde{q}_n}{\mathrm{d}t}+\frac{h_{nk}+h_{kk}}{C_nC_k}\tilde{q}_n\right) \tag{10}$$

式(10)是一个二阶常系数非齐次线性微分方程，阻尼振荡系统中常见该表现形式，它反映了内部结点温度 T_n 的波动量 $\tilde{T}_n$ 随轨道外热流和内热源波动量的变化关系。根据前述假设忽略内热源的波动量，基于线性系统的叠加原理[15]，对外热流波动量激励下的温度波动量进行解析求解。

$$\frac{\mathrm{d}^2\tilde{T}_n}{\mathrm{d}t^2}+\left(\frac{h_{nk}}{C_n}+\frac{h_{nk}}{C_k}+\frac{h_{kk}}{C_k}\right)\frac{\mathrm{d}\tilde{T}_n}{\mathrm{d}t}+\frac{h_{nk}h_{kk}}{C_nC_k}\tilde{T}_n=\frac{h_{nk}}{C_nC_k}\tilde{q}_w \tag{11}$$

式(11)为典型的“热激励—温度响应”动态热平衡方程，可类比为阻尼振荡系统，借鉴阻尼振荡系统常用的解析求解方法[13,15]，对随在轨运行周期变化的 $\widetilde{q_w}$，以 $\omega=2\pi/t_0$ 的倍数形式进行傅里叶变换(FFT)，并只保留一阶项，则得到 $\tilde{q}_w$ 类谐波的傅里叶变换近似表达形式为[17]

$$\tilde{q}_{w(\mathrm{FFT})}=f_0\cos(\omega t) \tag{12}$$

根据阻尼振荡系统特性的定义方法，小卫星不稳定传热的系统特性参数阻尼比 ζ 和自然频率 ω_n 如式(13)，(14)所示，其中 $\zeta>1$ 说明传热系统热激励下振荡特性为过阻尼，不会出现共振峰值，即证明高低温工况能囊括卫星在轨温度动态变化范围。

$$\zeta=\frac{1}{2}\left(\sqrt{\frac{h_{nk}C_k}{h_{kk}C_n}}+\sqrt{\frac{h_{nk}C_n}{h_{kk}C_k}}+\sqrt{\frac{h_{kk}C_n}{h_{nk}C_k}}\right)>1 \tag{13}$$

$$\omega_n=\sqrt{\frac{h_{nk}h_{kk}}{C_nC_k}},\lambda=\frac{\omega}{\omega_n} \tag{14}$$

在周期谐波激励下，$\tilde{T}_n$ 解析解的稳定响应部分可表示为[13]

$$\tilde{T}_n=B_d\cos(\omega t+\psi_d) \tag{15}$$

式中：B_d 为内部结点温度波动振幅，$B_d=\dfrac{f_0}{h_{kk}\sqrt{(1-\lambda^2)^2+(2\zeta\lambda)^2}}$；$\psi_d$ 为温度波动与热流波动相位差，$\psi_d=\arctan\left(\dfrac{2\zeta\lambda}{1-\lambda^2}\right)$。

3　基于解析解的小卫星动态传热特性分析

由式(13)可看出,阻尼比 ζ 由内外结点传热系数 h_{nk} 和外部节点对空间传热系数 h_{kk},以及内部节点热容 C_n,C_k 所决定,而这 4 个参数则是由卫星的热控设计参数和卫星热物性所决定[12,16]。假设 $H=h_{kk}/h_{nk}$,$C=C_k/C_n$,则 $\zeta=(1+H+C)/\sqrt{HC}$。由表达式可看出函数 $\zeta(H,C)$ 关于 H 和 C 是对称的,即 ζ 随 H 和 C 的变化规律相同,其曲线如图 3 所示。随着壳体结点对空间和壳体结点与内部节点间传热效率之比 H 的增大,其阻尼比先减小后增大,这主要是因为当 H 较小时,H 的增大主要体现为削弱外部结点向空间散热对内部结点温度的阻尼作用。随 H 的逐渐增大,壳体结点与内部结点间的隔热效果对内部结点温度波动的阻尼作用逐渐增强。同理,ζ 随 C 的变化规律相同,当 C 较小时,内部结点热容对温度波动的阻尼作用占主导,因而随 C 的逐渐增大,其阻尼比减小。随着 C 的进一步增大,壳体结点热容的蓄热作用对温度波动的阻尼占主导,因而阻尼比又逐渐增大,上述分析均符合传热规律。

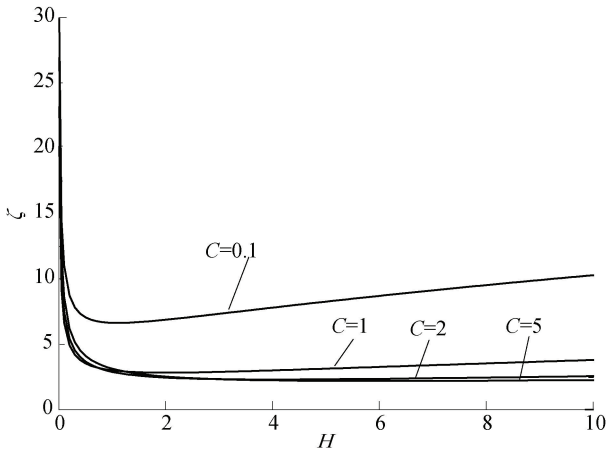


图 3　阻尼比 ζ 随参数 H 和 C 变化曲线

Fig.3　Change curve of damping ratio ζ with parameter H and C

为研究温度的波动特性随热参数变化规律,在控制理论中通常将此无因次量称为幅值特性[15],它是系统对静态位移 f_0/K 的放大倍数,表征了温度波动与外热流波动间的幅值传递关系。将 ψ_d 称为相位特性,它是温度波动相对外热流波动的延迟量,表征了两者间的相位传递关系。定义 G 为

$$G=\frac{B_d}{f_0/K}=\frac{1}{\sqrt{(1-\lambda^2)^2+(2\zeta\lambda)^2}} \tag{16}$$

式中:$K=h_{kk}$。

利用控制理论中常用的频域传递函数分析方法,对其幅频特性和相频特性进行分析[15]。依据 G 和 ψ_d 的表达式,得到幅频特性曲线和相频特性曲线如图 4,5 所示,图中阻尼比 $\zeta=1.5,2,4,6,8,10$,频率比 $\lambda\in(0,8]$。从幅频特性曲线中可看出,增大阻尼比 ζ 和频率比 λ,幅值特性下降。频率比的增大会增加热流的波动量与温度波动量间的相位差,当 $0<\lambda<1$ 时,阻尼比 ζ 的增大会使延迟增大,当 $\lambda>1$ 时,阻尼比 ζ 的增大会使延迟减小。从热控设计的角度来说,由内外结点传热系数 h_{nk}、外部节点对空间传热系数 h_{kk} 及内部节点热容 C_n,C_k 决定的阻尼比 ζ 和自然频率 ω_n 越大,越有利于削弱温度的波动振幅 B_d。对于一个确定的热控系统来说,轨道周期越短,热流的波动频率 ω 越高,则幅值 G 越小。

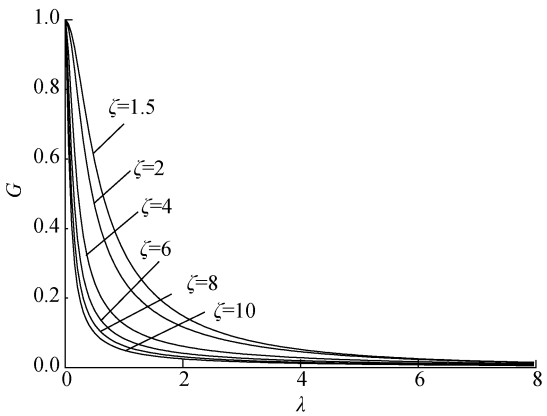


图 4　幅频特性曲线

Fig.4　Characteristic curve of amplitude frequency

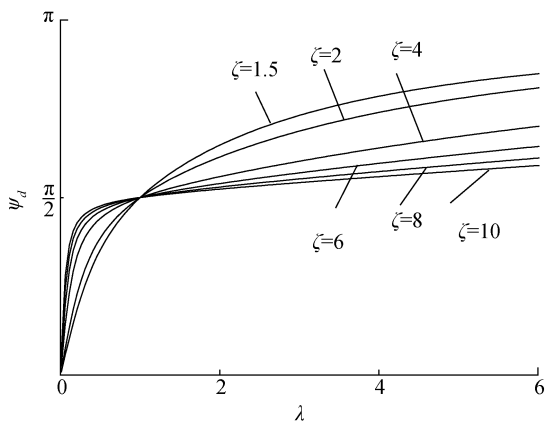


图 5　相频特性曲线

Fig.5　Characteristic curve of phase frequency

当到达热流确定时，光照面表面对到达热流的吸收特性和光照面所对应结点对空间辐射传热的传热系数，决定了静态位移 f_0/K，其值越小，则热流的波动振幅 B_d 越小。

4 数值验证

采用四阶显示龙格-库塔数值解法，对不同幅度和周期的外热流引起的温度动态变化进行求解，将数值解与解析解进行对比[17]，以证明假设和简化方法的合理性，着重对反映温度波动特性的幅频和相频特性曲线进行验证。数值求解时，瞬态热流以本文所设计的某型微小卫星高温工况到达热流为基础进行变化。通过改变热流的周期以实现不同的热流频率 ω；改变壳体结点表面平均吸收比 $\bar{\alpha}_s$，以实现不同热流波动振幅 f_0；通过改变壳体结点表面红外发射率 $\bar{\varepsilon}_h$、结点间的导热传热系数和辐射传热系数 λ_{nk} 和 R_{nk}，以实现不同结点间传热系数 h_{nk} 和壳体结点对空间的传热系数 h_{kk}，并结合结点热容 C_n 和 C_k 的变化实现不同阻尼比 ζ 和自然频率 ω_n。具体参数变化范围见表 1。

表 1 数值计算参数范围

Tab.1 Parameter range of numerical simulation

$C_n\times10^{-3}$/(J·K^{-1})	$C_k\times10^{-3}$/(J·K^{-1})	λ_{nk}/(W·K^{-1})	$R_{nk}\times10^{9}$/(W·K^{-1})	$\bar{\alpha}_s$	$\bar{\varepsilon}_h$	$t_0\times10^{-3}$/s	Q_n/W
0.5～3.0	1～6	0.5～16.0	0.1～10.0	0.01～0.90	0.01～0.90	1.5～20.0	30

图 6 为典型工况数值解与解析解的时域过程计算结果对比，从图中可看出，解析解与数值解差距较小，这说明解析方法对温度的计算结果与数值方法精度相当，但解析解可以反映设计变量与设计目标之间的直接关系。其次，工况 2 与工况 1 相比，平均温度保持不变，热流的波动振幅降低，主要是因为热流的波动频率 ω 提高；工况 3 与工况 1 相比，其温度平均值和波动振幅均增加，这是由于 $\bar{\alpha}_s$ 的增加提高了平均吸收热流和热流波动振幅 f_0；工况 4 与工况 1相比，其温度平均值升高，波动幅度降低，这主

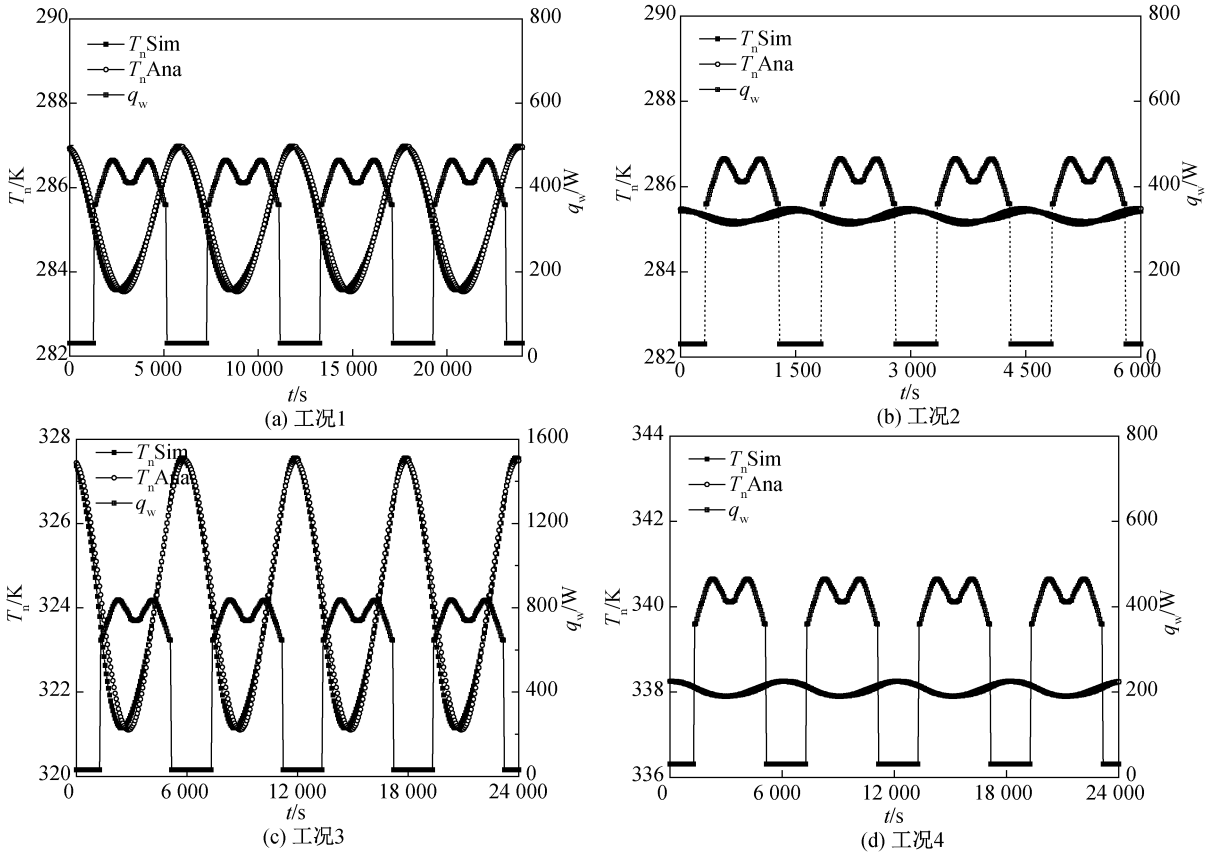


图 6 数值解与解析解时域过程比较

Fig.6 Comparison of time domain process between numerical solutions and analytical solutions

要是因为内外结点间传热效率下降改变系统阻尼和自然频率导致的。以上的变化规律均与解析表达式分析体现的规律一致。

5　结束语

本文在小卫星双层集总参数模型下，对“热激励-温度响应”动态热平衡方程进行解析求解，并着重对其阻尼、相频及幅频特性进行了分析，得到主要结论如下：

1）系统特性取决于系统阻尼比 ζ 和自然频率 ω_n，并证明系统热激励下振荡特性为过阻尼，传热系数比和热容比对阻尼系数的影响是对称的。阻尼比和自然频率定义与传热机理相符。

2）对幅频和相频特性的分析表明，阻尼比 ζ 和频率比 λ 的增大以及静位移 f_0/K 的减小均可降低温度的波动振幅，频率比的增大会增加热流的波动量与温度波动量间的相位差。当 $0<\lambda<1$ 时，阻尼比 ζ 的增大会使相位差增大；当 $\lambda>1$ 时，阻尼比 ζ 的增大会使相位差减小。

3）利用四阶龙格-库塔方法对未简化的微分方程进行数值求解，验证解析解计算的准确性。结果表明，两种方法计算得到的典型工况下温度时域过程相符，幅频和相频特性曲线吻合较好。

在后续研究工作中将对本文研究结果进行验证，并进一步开展内热源变化下的小卫星动态传热特性研究。

参考文献

[1] 高彬. 小卫星技术的发展现状及其军事应用前景[J]. 天津通信技术，2003，2(2)：6-9.

[2] 林来兴.编队飞行卫星三位定位系统的动力学和控制策略[J].航天控制，2008，26(3)：28-34.

[3] 潘增富. 微小卫星热控关键技术研究[J]. 航天器工程，2009，16(2)：16-20.

[4] 李运泽，宁献文，王晓明，等. 纳卫星轨道热环境仿真[J]. 系统仿真学报，2007，19(14)：3165-3168.

[5] BATURKIN V. Micro-satellites thermal control-concepts and components[J]. Acta Astronautica，2005，56(1-2)：161-170.

[6] 钟奇. 瞬态、准瞬态和稳态热网络模型差异的数值分析[J]. 航天器工程，2004，13(4)：10-15.

[7] 向四桂，沈怀荣. 微型航天器热控系统设计[J]. 装备指挥技术学院学报，2002，13(5)：44-46.

[8] KOSTENKO V，BATURKIN V，GRECHINA N，et al. Cryogenic system for the video spectrometric complex (VSC) cooling in project “PHOBOS”[R]. Space Research Institute，Academy of Sciences of the USSR，1988.

[9] BIERING F B，LOTZKE H G，STUDEMUND H，et al. Bird microsatellite thermal control system-5years of operation in space[R]. Digest of the 3rd IAA International Symposium “Small Satellites for Earth Observation”，Berlin，2001：1-79.

[10] VOJTA J，ZHUK S，BATURKIN V，Thermo control system concept of magion small subsatellites of intreball mission[R]. Digest of the First International Symposium of the International Academy of Astronautics (IAA)，Berlin，1996.

[11] 张镜洋. 小卫星动态传热特性分析与热控设计方法研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2012.

[12] 李运泽，宁献文.应用 EHD 热管的微小卫星主动热控建模与仿真[J].系统仿真学报，2007，19(3)：681-682.

[13] 胡海岩，孙久厚，陈怀海. 机械振动与冲击[M].北京：航空工业出版社，2002：99-100.

[14] ISABEL P，ANGEL S，CARMEN G，et al. Analytical study of the thermal behavior and stability of a small satellite [J]. Applied Thermal Engineering，2009，29：2567-2573.

[15] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 北京：科学出版社，2001：209-211.

[16] BIRUR G C，SUR T W，PARIS A D，et al. Micro/nano spacecraft thermal control using a MEMS-based pumped liquid cooling system[J]. SPIE Micromachining and Microfabrication，2001，21-24.

[17] 李庆扬，王能超，易大义. 数值分析[M]. 北京：清华大学出版社，2001：75-77.

（本文编辑：姚麒伟）