

文章编号 1004-924X(2015)08-2265-08

小卫星姿态控制飞轮系统热设计

王 辉^{1,2}, 武俊峰¹, 李 胤¹, 吴一辉¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所 应用光学国家重点实验室, 吉林 长春 130033;
2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 为了满足小卫星姿态控制飞轮系统热设计的要求, 对飞轮系统的热特性进行了分析和试验验证。根据飞轮运行工况, 分别对飞轮系统机械损耗和电控损耗进行了理论计算, 确定了系统主要热源点的分布情况。然后, 依据系统拓扑结构, 建立了整机的等效热网络模型; 采用有限元法, 分别对飞轮相关组件和整机在卫星连续侧摆工况下的热特性进行了分析。最后, 研制了实验样机, 并对样机进行了热真空试验。在经过 8 h 卫星连续侧摆机动工况下的实验结果表明: 当环境温度为 45.0 °C 时, 监测点最后平衡温度约为 57.8 °C, 相对于有限元分析结果的 53.2 °C, 误差为 8.6%, 表明热分析结果与试验结果吻合度较好, 可为姿态控制飞轮系统的热设计提供重要参考。

关键词: 小卫星; 姿态控制飞轮; 热设计; 等效热网络; 有限元法

中图分类号: V448.222 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20152308.2265

Thermal design of attitude control flywheel system for small satellites

WANG Hui^{1,2}, WU Jun-feng¹, LI Yin¹, WU Yi-hui¹

(1. *State Key Laboratory of Applied Optics, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*
2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China*)

* *Corresponding author, E-mail: yihuiwu@ciomp.ac.cn*

Abstract: To meet the thermal design requirements of an attitude control flywheel system for small satellites, the thermal performance of the flywheel system was analyzed and an experimental verification was carried out. According to the flywheel operating conditions, the electronically controlled loss and the mechanical loss of the flywheel system were calculated in theory to determine the distribution of the main heat source of the system. Then, an equivalent thermal network model was established based on the whole mechanical topology structure. The Finite Element Method (FEM) was applied to analysis of the thermal performance of the main components and the whole system under the swinging condition, respectively. Finally, a prototype was developed and the thermal vacuum test was carried out to validate the analysis results. The results show that the final equilibrium temperature of the monitoring point is about 57.8 °C under the swinging operating condition for 8 hours with the ambient temperature 45.0 °C. The error is 8.6% relative to the FEM result of 53.2 °C, which indicates that

收稿日期: 2014-10-08; **修订日期:** 2014-11-20.

基金项目: 国家“十二五”规划装备预研基金资助项目 (No. 61501020302); 国家自然科学基金资助项目 (No. 51205381); 吉林省科技发展计划资助项目 (No. 20140101057JC, No. 20130522185JH)

the temperature values obtained in the analysis and the experiment are coincident with well and the thermal design meets the thermal requirements of the satellite systems. This analysis provides an important reference for the thermal design of attitude control flywheel systems.

Key words: small satellite; attitude control flywheel; thermal design; equivalent thermal network; Finite Element Method (FEM)

1 引言

姿态控制飞轮系统通过控制飞轮转子的转速,利用自身角动量的变化控制飞行器载体的姿态,具有可靠性好、控制精度高和功耗低等优点,是现代卫星和航空器姿态调整和控制的重要执行机构^[1]。小卫星具有重量轻、体积小、成本低和机动性能好等优点,是现代卫星技术与研究的热点^[2]。针对小卫星的应用特点,其飞轮采用机电一体化设计,机械结构和电控单元高度集成化,各发热部件较集中,特别是当飞轮工作在高真空环境时,内部热量只能通过热传导和热辐射途径向外传送,系统散热条件差,热量累计严重,当系统温度较高时,飞轮工作性能将会受到严重影响^[3]。

针对飞轮系统的热特性,国内外相关学者均对系统关键组件做了分析和研究,文献[3]对磁悬浮飞轮转子组件温度场进行了分析;文献[4]进一步分析了磁悬浮系统的热功耗,并优化了转子组件的传热路径;文献[5]采用热网络法,分析了机械轴承飞轮的热特性;文献[6]针对储能飞轮系统电机组件进行了热仿真。随着卫星技术的发展,小卫星要求星上各有效载荷具有更高的功能密度,控制单元与机械组件也需要进一步集成设计,以便缩小卫星体积。然而飞轮系统控制核心组件的各热功率器件的热功耗将会以热量的形式传递到机械组件,因而在着重于对飞轮结构组件热分析的同时,有必要根据飞轮实际运行工况对电控单元进行热分析,从而有效预测整个飞轮系统的热分布。

本文基于一套小卫星姿态控制飞轮系统,对其各组件热损耗进行了分析,并采用热网络法建立了整机系统的热分析模型。通过有限元法,计算了系统各部件的温度场分布,有效预测了系统的热特性,为小飞轮系统的热设计和热分析提供了参考。

2 飞轮系统整体结构

飞轮系统整体结构如图 1 所示。根据设计要求,飞轮系统可分为机械组件和电控单元两部分。机械组件包括飞轮转子、驱动电机、机械轴承、真空外壳体等^[7]。其中,驱动电机与飞轮转子采用一体化结构设计,飞轮转子既作为姿态调节的执行机构,又是驱动电机的一部分,驱动电机选用永磁无刷直流电机,在设计中采用空心杯绕组,以减小整个系统的质量,并消除铁芯带来的涡流损耗。为保证整个系统位于设计要求的包络尺寸范围内,电控单元分布于整套外壳内部,可减小独立电控箱所占用的空间。为了满足飞轮运行状态下的真空环境要求,采用真空壳体对系统进行密封,电控单元与驱动电机间采用密封电连接器进行电路连接与信息交换。

在执行姿态调节任务时,任务指令通过星上计算机与电控单元进行通讯,电控单元根据遥测指令控制电机驱动电路,驱动电机转子(即飞轮转子)按照给定的指令进行加速或减速转动,从而产生反作用力矩,并通过机械安装接口对卫星姿态加以调节和控制。

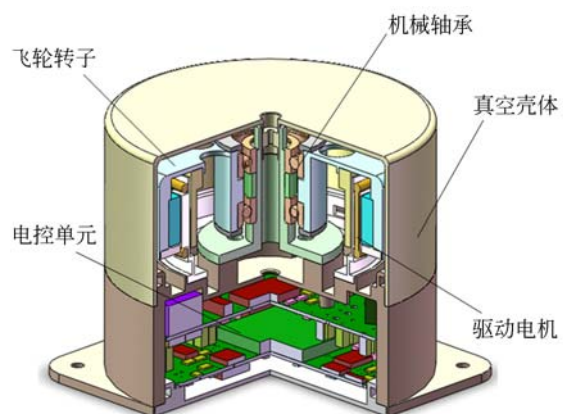


图 1 飞轮系统结构图

Fig. 1 Structure of flywheel system

3 系统损耗分析

3.1 轴承摩擦损耗

姿态控制飞轮采用低摩擦力矩角接触球轴承,以减小轴承摩擦力矩波动对飞轮指向精度的影响^[8]。当飞轮保持高速运转时,轴承摩擦力矩引起的损耗将会以热量的形式传递到系统各组件。

角接触球轴承摩擦力矩具有多因素和随机性的特征,对摩擦力矩的分析和计算较为复杂,其中,轴承本身的结构参数、材料性能、工况条件、润滑方式以及加工和装配精度等都会影响摩擦力矩计算的准确性^[8-11]。为此,这里采用精确度较高且计算量相对较低的 SKF 法来估计摩擦力矩,其公式为^[11]:

$$M = \phi_{ish} \cdot \phi_{rs} \cdot M_{rr} + M_{sl} + M_{seal} + M_{drag}, \quad (1)$$

其中各参数的计算公式与结果如表 1 所示,各参数的说明和取值原则见文献^[11]。

表 1 摩擦转矩计算过程

Tab. 1 Calculation process of the friction torque

参数	计算公式	结果
ϕ_{ish}	$\frac{1}{1 + 1.84 \times 10^{-9} (nd_m)^{1.28} \vartheta^{0.64}}$	0.98
ϕ_{rs}	$\frac{1}{e^{K_{rs} \ln(d+D)} \sqrt{\frac{K_z}{2(D-d)}}}$	2.25
M_{rr}	$G_{rr} \cdot (vm)^{0.6}$	0.46
M_{sl}	$G_{sl} \cdot \mu_{sl}$	0.02
M_{seal}	$K_{sl} \cdot d_s^3 + K_{sz}$	5.61
M_{drag}	$V_M K_{ball} d_m^2 n^2$	0

表 1 中给出了飞轮在转速为 $5\,000\text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$ 时飞轮的摩擦力矩中各参数的计算结果,计算得到此时摩擦力矩为 $6.63\text{ N} \cdot \text{mm}$ 。

3.2 定子绕组损耗

定子绕组损耗主要为绕组铜耗和涡流损耗,铜耗电可根据欧姆定律按式(2)计算得到:

$$P_{Cu} = I^2 R, \quad (2)$$

式中: I 为通入绕组中电流的有效值, R 为通电绕组的总电阻。

绕组的涡流损耗随着交变磁场频率的升高而增大,设计中绕组采用圆形截面导体,其涡流损耗

P_{eddy} 为^[12]:

$$P_{eddy} = \frac{M}{128 N} \pi D^4 \sigma \omega_1^2 \cdot \sum_{j=1}^N \left\{ \sum_{n=2k+1}^{\infty} n^2 [B_{rjnm}(r)]^2 + \sum_{n=2k+1}^{\infty} n^2 [B_{cjnm}(r)]^2 \right\} \quad k = 0, 1, 2, 3, \dots \quad (3)$$

式中: M 为总导体数, N 为导体层数, D 为导体直径, σ 为导体电导率, l 为导体轴向长度, ω_1 为一次谐波的角频率, B_{rjnm} (B_{cjnm})为 n 次谐波的径向(切向)磁通密度幅值。

为了计算绕组的涡流损耗,采用有限元法分析电机的气隙磁场,以获取气隙磁场的谐波成分。为节约计算资源,分析时忽略端部效应,建立电机的二维电磁场有限元模型,其气隙磁场分布如图 2 所示,图中分别给出了磁通密度、磁通线和磁矢量分布。

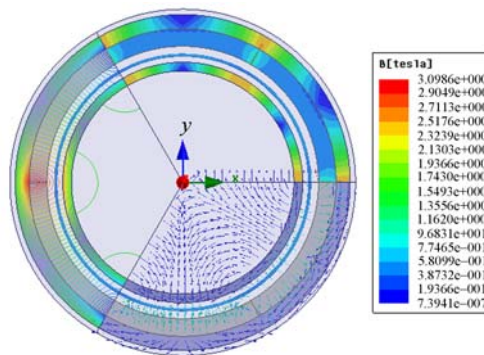


图 2 气隙磁场分布

Fig. 2 Flux density distribution

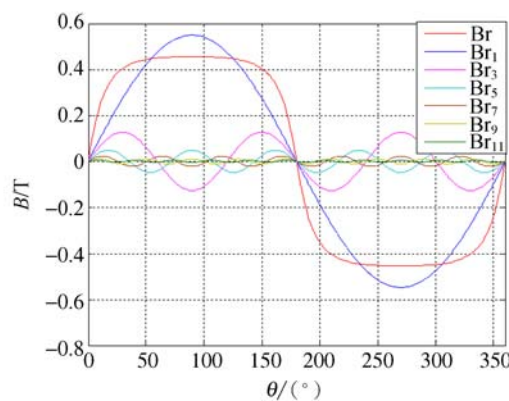


图 3 径向气隙磁场及其谐波成分

Fig. 3 Radial flux density and harmonic waveforms

选取定子绕组所在的气隙位置,分析其径向气隙磁通密度波形,如图 3 所示,图中给出了基波及各次高阶谐波波形。分别对气隙磁通密度径向

和切向分量做快速傅里叶变换(FFT)谐波分析,结果如图 4 所示。由图中可以看出,气隙磁通密度的径向和切向分量谐波中,奇次谐波占主要成分,基波幅值分别为 0.55 T 和 0.14 T。

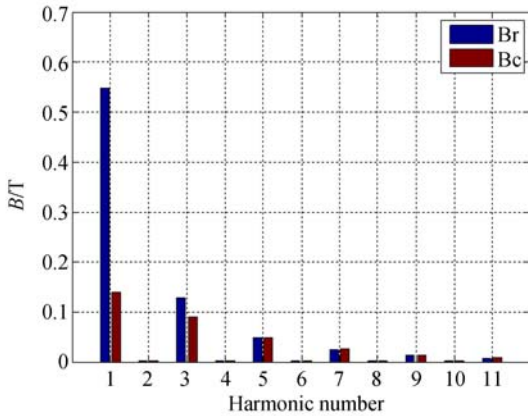


图 4 径向和切向磁场 FFT 分析

Fig. 4 FFT analysis of radial and tangential flux densities

3.3 电控系统损耗

卫星在轨状态时,飞轮需要根据控制系统指令和机动运行要求不断加速或减速,以周期性地输出调整力矩来调整卫星姿态,飞轮在输出力矩的同时,飞轮控制系统将会将大量电能转化为热能,从而影响整个系统的温度场分布。

飞轮控制系统采用数字控制电路,主要有现场可编程门阵列(FPGA)主控单元和功率桥及其驱动单元组成,设计中采用全桥下的脉宽调制(PWM)斩波方式对电机进行控制^[13-14]。这种全桥驱动结构下,每拍有两相绕组导通,以提高绕组利用率。其中,母线电压恒定,通过控制 MOS 管的栅极占空比来控制转速,控制系统中各主要发热部件的功耗通过实验数据和产品说明手册得到。

为了使分析结果更具针对性,分析时选取卫星侧摆机动最恶劣工况,即一个轨道周期内在阳

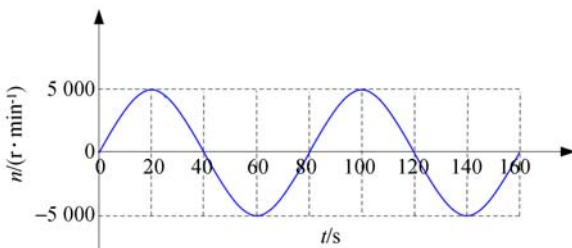


图 5 连续侧摆过程中飞轮速度变化曲线

Fig. 5 Waveform of flywheel speed

照区连续 4 次滚动侧摆机动,以检测飞轮系统在卫星在轨侧摆机动运行下的热特性,侧摆过程中飞轮速度变化曲线如图 5 所示。

4 系统热设计及分析

4.1 系统热设计原则

飞轮系统各部分损耗最终都会以热量的形式向外传递,因而必须合理规划系统传热路径,从而满足系统热控要求。设计时遵循以下原则^[15-17]:

(1) 对于机械结构件,支承轴与真空壳体间构成了整个系统的主要导热路径,因而在保证质量和体积的前提下,应合理增大部件间的接触面积,并提高接触面表面粗糙度,从而减小接触热阻。飞轮系统外真空壳体除安装接触面外,采用黑色阳极化($\epsilon=0.85$)处理,从而提高整机系统与空间环境间的辐射散热能力。

(2) 对于电控系统,其热源主要为大功率元器件,针对散热面在底部的电子器件,在散热面与印刷电路板(PCB)间安装铝质导热片,电子元器件引线采用金属化镀覆孔,以降低元器件与 PCB 板的接触热阻。

(3) 为了提高 PCB 自身导热能力,设计时应采用多层板,并适当增加铜箔厚度。PCB 安装孔采用较大焊盘,以充分利用安装螺栓进行散热。为了增强导热效果,在各接触面以及安装边框结合处填充导热硅脂,以增强接触面间的导热耦合。

4.2 热分析网络模型

系统热分析模型的建立有利于确定系统各组件间的热量传递路径和方向,并能够有效地指导后续的热分析。为此,将飞轮系统各主要零部件等效为包含自身热参数(温度 T 和热容 C)的单个节点,根据各组件间实际传热路径,采用等效热网络法建立系统热分析模型^[4-5]。由于飞轮系统工作于高真空环境中,热传导和热辐射是其主要传热方式,飞轮整机等效热网络模型如图 6 所示。

图 6 中,0 号节点为空间节点,以表示整机与外界环境间进行的热辐射;1~5 号节点为热源节点,分别表示上下轴承部件、电机绕组组件、上下控制板;6~14 号节点为非热源节点,分别表示支承轴组件、真空壳体组件以及飞轮轮体组件。

根据能量守恒定律,该系统内任一节点 i 的

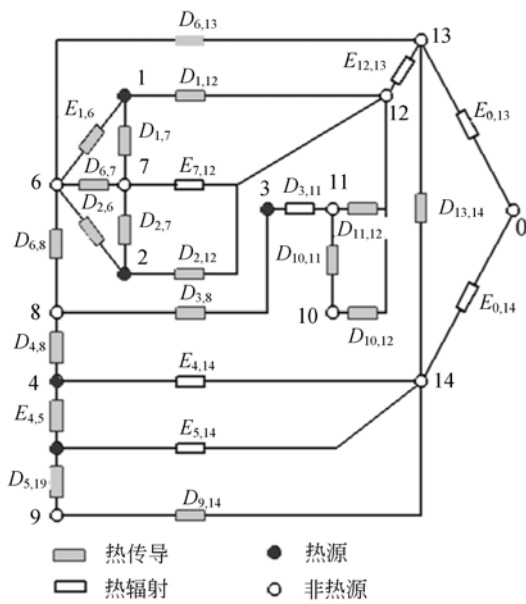


图 6 飞轮整机等效热网络模型

Fig. 6 Equivalent thermal network of flywheel system

热网络方程为:

$$(mc)_i \frac{dT_i}{d\tau} = \sum_j D_{ij}(T_j - T_i) + \sum_j \sigma E_{ij}(T_j^4 - T_i^4) + q_i, \quad (4)$$

式中: $(mc)_i$ 和 T_i 分别为节点 i 的热容和温度; τ 为时间, q_i 为热源节点 i 总热流, $D_{i,j}$ 和 $E_{i,j}$ 分别为节点 i 与节点 j 间的热传导网络系数和热辐射网络系数, 可分别由下式计算^[4,18-19]:

$$D_{i,j} = \frac{\lambda_i A_{i,j}}{\delta_{i,j}}, \quad (5)$$

$$E_{i,j} = 1 / \left[\frac{1 - \epsilon_i}{\epsilon_i A_i} + \frac{1}{A_i F_{i,j}} + \frac{1 - \epsilon_j}{\epsilon_j A_j} \right], \quad (6)$$

式中: λ_i 为材料导热系数, $A_{i,j}$ 为两导热面的有效接触面积, $\delta_{i,j}$ 为节点 i, j 的有效导热距离, h_c 为接触换热系数, σ 为 Stefan-Boltzman 常数, 其值为 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$, ϵ_i 为辐射面辐射率, A_i, A_j 为两辐射面的面积, $F_{i,j}$ 为辐射面间的角系数。

根据式(9), 建立关于系统热分析模型中全部节点的热网络方程, 并依据节点内部热参数和初始边界条件, 联立求解方程组, 即可利用数值计算的方法, 得到整个系统内部关键节点的温度分布。

4.3 温度场有限元分析

等效热网络法将系统内部复杂结构简化为包含自身热参数的集中节点, 从而计算得到节点温度, 一个节点的温度 T 仅代表单元的平均温度,

为了获取节点内部温度场, 须根据系统三维模型对各组件进行有限元分析。

(1) 电机组件温度场

电机组件温度场热源主要来源于机械摩擦损耗和绕组铜损及产生的涡流损耗。根据系统功耗分析, 将热功耗以生热率的形式施加到电机相关组件, 其中电枢电流设定为飞轮连续滚动侧摆机动时的控制电流, 并给定试验环境温度 $45.0 \text{ }^\circ\text{C}$, 飞轮轮体与外界环境设定为热辐射边界条件, 辐射率为 0.5。飞轮转速为 $5000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$ 时, 得到的电机组件的温度场分布如图 7 所示。

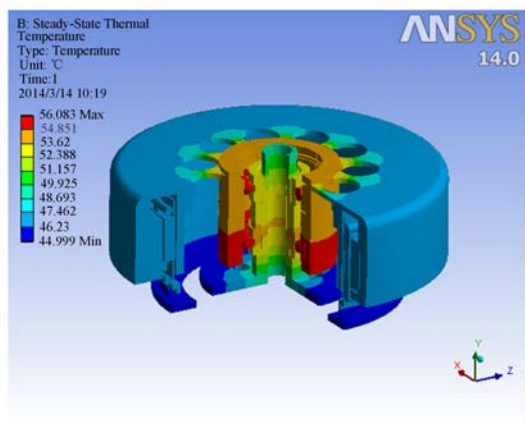


图 7 电机组件温度场

Fig. 7 Temperature distribution of motor component

由图 7 可知, 电机组件最高温度出现于轴承处, 最高温升为 $11.1 \text{ }^\circ\text{C}$, 这主要是由于轴承摩擦力矩损耗较大, $5000 \text{ r}/\text{min}$ 时计算得到的损耗为 3.50 W , 且轴承内外圈通过滚珠连接, 接触面积小, 热量不易向支承轴传导, 从而导致热量在该处累积。

(2) 控制系统热分析

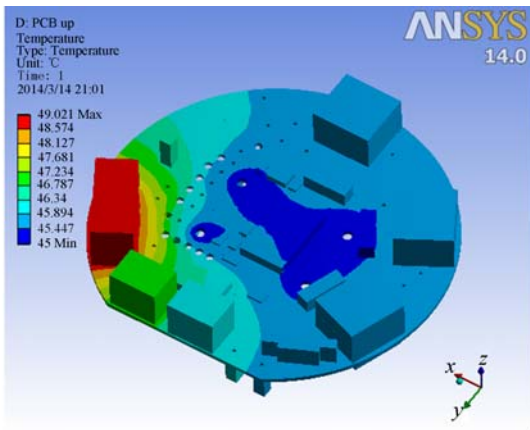
通过飞轮系统实验数据和电子器件说明, 确定了飞轮工作于最高转速 $5000 \text{ r}/\text{min}$ 时, 各主要电子器件热功耗如表 1 所示。

表 1 电子器件热功耗

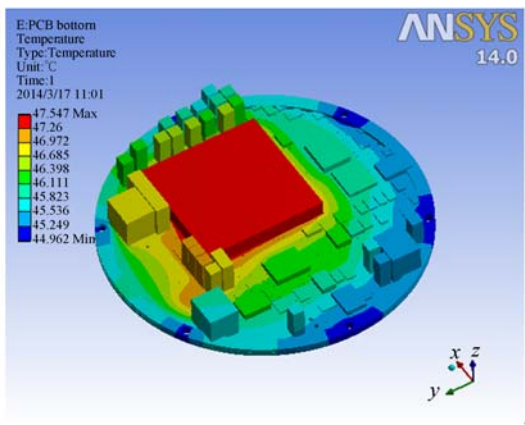
Tab. 1 Losses of electronic devices

电子器件	热功耗/W
FPGA	0.50
1117_1.2V	0.10
1117_3.3V	0.15
IRF3710S	0.01
WRB2405CS-2W	0.25

由于电机采用全桥驱动,分析时,MOS管的热源采取脉动控制形式,以步长时间差来模拟同一时刻上下桥臂MOS管的导通状态。根据电子器件在电路板上的安装方式,将电路板安装接口处视为热沉(45.0℃),电子器件与基板间采用导热硅脂填充,在分析中忽略电子器件与基板间的接触热阻,电路板的温度分布如图8所示。



(a) 上电路板
(a) PCB Upper



(b) 下控制板
(b) PCB Bottom

图8 控制电路板的温度分布

Fig. 8 Temperature distribution of PCB

由图8可知,两控制电路板最高温升分别约为49.0℃和47.5℃,各主要电子器件热源处温度均不会超过100℃,满足航天器件的一级降额要求。

(3) 整机热分析

对整机进行装配,将飞轮系统与卫星实际安装接口位置处视为热沉(45.0℃),有限元分析

时,根据实际接触面状况,对相邻接触部件间施加接触热阻,对飞轮系统真空壳体与空间环境间施加辐射边界条件,以模拟空间环境对飞轮系统辐射热量的吸收,系统内部各部件间依据图6中的热网格模型施加相应散热边界条件。系统整机热分析如图9所示。

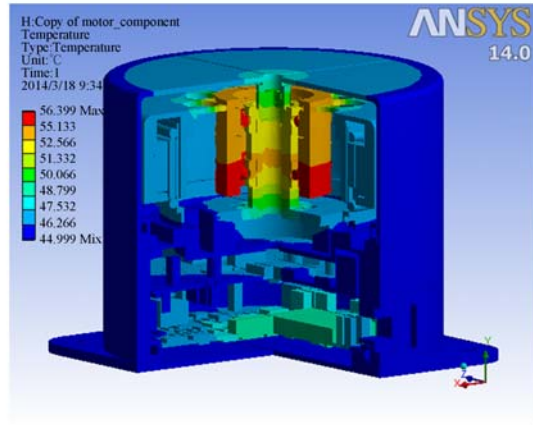


图9 整机热分析

Fig. 9 Temperature distribution of whole system

由图9可知,整机最高温度为56.4℃,相对于控制系统,电机组件依然是飞轮整机系统中主要热源部位,但由于支承轴和真空壳体间直接接触,热量主要以热传导的形式向安装接口部位传递,从而避免了热量累计产生的局部温度过高现象。

5 热真空试验

对飞轮系统样机进行了热试验,试验现场采用某大型空间环境模拟系统,通过真空机组和温控加热器来获得太空冷热真空环境,试验设备及



图10 试验设备及样机

Fig. 10 Test equipment and prototype of flywheel system

样机如图 10 所示。试验时,控制真空腔体内部环境为分析时热沉温度为 $45.0\text{ }^{\circ}\text{C}$,真空度为 0.1 Pa ,根据有限元分析结果,选取系统温升较大且易观测的支承轴部位为温度监控点,采用热敏电阻测试其实时温度,连续模拟时间 8 h ,温度采样间隔时间 0.5 h ,测得温度监测点温度变化如图 11 所示。

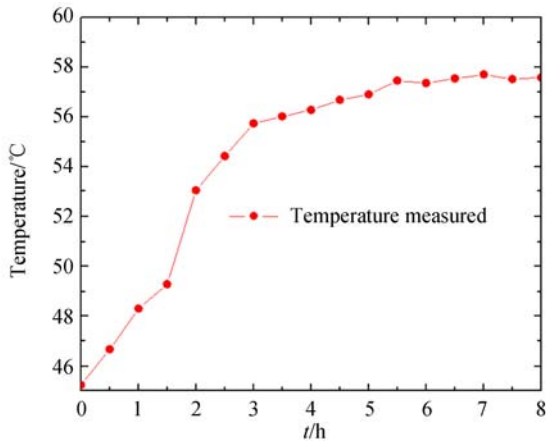


图 11 试验点温升曲线

Fig. 11 Temperature curve of test part

由图 11 可知,经过 8 h 卫星连续侧摆机动工况,支承轴最后平衡温度约为 $57.8\text{ }^{\circ}\text{C}$,相对于有

限元分析结果 $53.2\text{ }^{\circ}\text{C}$,误差为 8.6% ,热分析结果与试验结果吻合度较好,误差主要来源于实际模型中接触热阻的偏差以及材料的热参数设置上。分析和试验结果表明,整机热设计可满足整星要求。

6 结 论

为了满足现代小卫星高集成度的发展要求,姿态控制飞轮在结构设计中采用了机电一体化设计原则,机械系统和电控系统损耗最终都会以热量的形式向外传递,因而在设计中必须合理规划系统散热路径,并对系统热特性进行分析和验证。本文基于一套轮缘驱动式姿态控制飞轮系统,分别分析了系统主要机械损耗和电控损耗,进而对系统传热路径进行了设计和规划,并采用等效热网络法和有限元法相结合的方法,对飞轮系统工作于最高转速 $5\ 000\text{ r}\cdot\text{min}^{-1}$ 时的连续侧摆工况热特性进行了分析,最后通过样机热真空试验,测得温控监测点实测温度与分析温度误差为 8.6% ,精度满足工程设计要求,有效地指导了小卫星姿态控制飞轮系统的热设计和热分析。

参考文献:

- [1] ISMAIL Z, VARATHARAJOO R. A study of reaction wheel configurations for a 3-axis satellite attitude control [J]. *Advances in Space Research*, 2010, 45(6): 750-759.
- [2] 林来兴. 分布式小卫星系统的技术发展与应用前景 [J]. *航天器工程*, 2010, 19(1):60-66.
LIN L X. Technological development and application prospects of distributed small satellite system [J]. *Spacecraft Engineering*, 2010, 19(1):60-66. (in Chinese)
- [3] 张姝娜, 房建成, 韩邦成, 等. 磁悬浮飞轮转子组件温度场分析与研究 [J]. *中国惯性技术学报*, 2007, 15(1):67-71.
ZHANG SH N, FANG J CH, HAN B CH, *et al.*. Thermal analysis and research on magnetically suspended flywheel rotor [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2007, 15(1):67-71. (in Chinese)
- [4] 王春城, 房建成, 汤继强, 等. 磁悬浮反作用飞轮热设计方法与实验研究 [J]. *航空学报*, 2011, 32(4):598-607.
WANG CH E, FANG J CH, TANG J Q, *et al.*. Thermal design method and experimental research of magnetically suspended reaction flywheel [J]. *Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(4): 598-607. (in Chinese)
- [5] OKOU R, KHAN M A, BARENDSE P S, *et al.*. Thermal model of electromechanical flywheel with brushless DC machine [C]. 2009 *IEEE Electrical Power & Energy Conference*, 2009:1-5.
- [6] HUYNH C, ZHENG L P, MULLEN P M. Thermal performance evaluation of a high-speed flywheel energy storage system [C]. *The 33rd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society*, 2007(58):163-168.
- [7] 王辉, 武俊峰, 李胤, 等. 小卫星用反作用飞轮系统设计 [J]. *光学精密工程*, 2014, 22(2):331-337.
WANG H, WU J F, LI Y, *et al.*. Design of the reaction flywheel system for small satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(2):331-337. (in Chinese)
- [8] 邓四二, 李兴林, 汪久根, 等. 角接触球轴承摩擦力矩波动性分析 [J]. *机械工程学报*, 2011, 47(23): 104-112.
DENG S E, LI X L, WANG J G, *et al.*. Analysis on the friction torque fluctuation of angular contact ball bearings [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2011, 47(23):104-112. (in Chinese)

- [9] KANATSU M, OHTA H. Running torque of ball bearings with polymer lubricant (running torque formulas of deep groove ball bearings under axial loads) [J]. *Journal of Tribology*, 2008, 130(4):041507.
- [10] 邓四二, 李兴林, 汪久根, 等. 角接触球轴承摩擦力矩特性研究[J]. *机械工程学报*, 2011, 47(5): 114-120.
DENG S E, LI X L, WANG J G, *et al.*. Frictional torque characteristic of angular contact ball bearings [J]. *Journal of Tribology*, 2011, 47(5): 114-120. (in Chinese)
- [11] 朱爱华, 朱成九, 张卫华. 滚动轴承摩擦力矩的计算分析[J]. *轴承*, 2008, (7):1-3.
ZHU A H, ZHU CH J, ZHANG W H. Analysis on calculation of friction torque of rolling bearings [J]. *Bearing*, 2008, (7):1-3. (in Chinese)
- [12] 汤平华, 漆亚梅, 黄国辉, 等. 定子无铁心飞轮电机绕组涡流损耗分析[J]. *电工技术学报*, 2010, 25(3):27-32.
TANG P H, QI Y M, HUANG G H, *et al.*. Eddy current loss analysis of ironless flywheel electric machine's winding [J]. *Transactions of China Electrotechnical Society*, 2010, 25(3):27-32. (in Chinese)
- [13] 陈茂盛, 金光, 安源, 等. 采用自适应 PI 控制的单框架控制力矩陀螺角动量飞轮系统设计[J]. *光学精密工程*, 2011, 19(5):1075-1081.
CHEN M SH, JIN G, AN Y, *et al.*. Design of angular momentum wheel in SGCMG using adaptive compensation PI control [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(5):1075-1081. (in Chinese)
- [14] 董恺琛, 赵开春, 赵鹏飞, 等. 微纳卫星姿控软件实时测试系统[J]. *光学精密工程*, 2013, 21(8): 2008-2015.
DONG K CH, ZHAO K CH, ZHAO P F, *et al.*. Real-time testing system for attitude control software of micro-nano satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(8):2008-2015. (in Chinese)
- [15] 陈立恒, 吴清文, 刘伟奇, 等. 空间摄像机热控系统热设计[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(3): 556-562.
CHEN L H, WU Q W, LIU W Q, *et al.*. Thermal design for space cameras [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(3):556-562. (in Chinese)
- [16] 关奉伟, 刘巨. 空间光学遥感器大功率控制电箱的热设计[J]. *中国光学*, 2013, 6(36):919-929.
GUAN F W, LIU J. Thermal design of high power electronic control cabinet of space optical remote sensor [J]. *Chinese Optics*, 2013, 6(36):919-929. (in Chinese)
- [17] 江帆, 吴清文, 刘巨, 等. 低轨道轻质星载一体化空间光学遥感器的热设计[J]. *中国光学*, 2013, 6(2):237-243.
JIANG F, WU Q W, LIU J, *et al.*. Thermal design of lightweight space remote sensor integrated with satellite in low earth orbit [J]. *Chinese Optics*, 2013, 6(2):237-243. (in Chinese)
- [18] 郭亮, 吴清文, 颜昌翔. 空间光谱成像仪热设计参数的灵敏度[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(6): 1208-1217.
GUO L, WU Q W, YAN CH X. Sensitivity of thermal design parameters for space spectral imaging apparatus [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(6):1208-1217. (in Chinese)
- [19] 陈诚, 杨利民, 张晨阳, 等. 考虑运行条件的 Elman 网络丝杠驱动系统热误差建模[J]. *光学精密工程*, 2014, 22(3):704-711.
CHEN CH, YANG L M, ZHANG CH Y, *et al.*. Modeling on thermal errors of ball screw driving system on Elman network considering operating conditions [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(3):704-711. (in Chinese)

作者简介:



王辉(1987—),男,湖北省广水市人,博士研究生,2010年于武汉理工大学获得学士学位,主要从事卫星姿控飞轮系统设计、仿真与优化等方面的研究。
E-mail:wanghuihb@126.com

导师简介:



吴一辉(1965—),女,浙江省温州市人,工学博士,研究员,博士生导师,1986年于天津科技大学获得学士学位,1991年、1996年于中科院长春光机所分别获得硕士、博士学位。主要从事微光机电系统(MEMS)和精密机电系统方面的研究。
E-mail:yihuiwu@ciomp.ac.cn