



航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

——· 中文核心期刊 中国科技核心期刊

基于石墨烯强化传热的微小飞行器热控设计

张兴丽 陶国柱 叶东

Thermal control design for the small aircraft based on grapheme layer enhanced heating

ZHANG Xingli, TAO Guozhu, YE Dong

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2022.05.010>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

某上面级银锌电池热控设计

The design of the thermal control of silver zinc batteries used in an upper stage vehicle
航天器环境工程. 2021, 38(2): 200–205 <https://doi.org/10.12126/see.2021.02.014>

月球无人采样返回探测器一体化热管理方案

An integrated thermal management scheme for lunar robotic sampling and return probe
航天器环境工程. 2017, 34(6): 598–603 <https://doi.org/10.12126/see.2017.06.005>

高超声速飞行器主动气膜冷却热防护数值仿真研究

Numerical simulation of hypersonic vehicle thermal protection with active film cooling
航天器环境工程. 2017, 34(2): 132–137 <https://doi.org/10.12126/see.2017.02.004>

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>

微小型热层大气风场仪能量分析器设计优化

Design optimization of energy analyser of miniature thermosphere wind sensor
航天器环境工程. 2020, 37(1): 54–59 <https://doi.org/10.12126/see.2020.01.009>

月球车热管理系统质量优化

Mass optimization of thermal management system for lunar rover
航天器环境工程. 2020, 37(2): 172–178 <https://doi.org/10.12126/see.2020.02.012>

基于石墨烯强化传热的微小飞行器热控设计

张兴丽¹, 陶国柱¹, 叶东²

(1. 东北林业大学 机电工程学院, 哈尔滨 150040; 2. 哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 哈尔滨 150001)

摘要: 文章针对微小飞行器电子设备高度集成化带来的热控风险, 以某微小飞行器为研究对象, 在分析其轨道参数和结构性能的基础上, 提出采取不同厚度的石墨烯导热层等温强化传热的热控设计方案; 通过热分析软件建立飞行器在轨状态的热模型, 仿真计算飞行器在高温和低温工况下的外热流及不同厚度的石墨烯导热层方案下的瞬态温度分布, 并对结果进行对比分析。结果表明, 采取石墨烯导热层等温强化传热的热控方案可明显降低微小飞行器内部单机的温差, 解决高低温工况下单机温度波动较大的问题。同时, 通过实验方法验证了利用石墨烯导热层实现微小飞行器等温化的可行性。

关键词: 微小飞行器; 石墨烯导热层; 热控设计; 等温化

中图分类号: TP391.9; V423.4

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2022)05-0509-06

DOI: [10.12126/see.2022.05.010](https://doi.org/10.12126/see.2022.05.010)

Thermal control design for the small aircraft based on grapheme layer enhanced heating

ZHANG Xingli¹, TAO Guozhu¹, YE Dong²

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Northeast Forestry University, Harbin 150040, China;

2. Institute of Satellite Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: In view of the thermal control risk caused by the highly integrated electronic equipment in the micro aircraft, a thermal design scheme of the isothermal enhanced heat transfer with graphene layers is proposed based on the orbital parameters and the structural properties of the small spacecraft. Firstly, a thermal model of the orbital state of the aircraft is established, and then the transient temperature distributions under high temperature and low temperature conditions are discussed. The effect of the graphene thermal conductive layers of different thicknesses on the isothermal property of the small spacecraft is analysed. The results show that the temperature range of the main parts and units can be narrowed significantly. In addition, it is shown by experiment that the graphene layers can also improve the temperature uniformity on the outer panel of the small aircraft.

Keywords: small spacecraft; graphene thermal conductive layers; thermal control; isothermalization

收稿日期: 2022-04-03; 修回日期: 2022-10-14

基金项目: 国家自然科学基金项目 (编号: 51706039); 中央高校基本科研业务费专项资金项目 (编号: 2572020BF01)

引用格式: 张兴丽, 陶国柱, 叶东. 基于石墨烯强化传热的微小飞行器热控设计[J]. 航天器环境工程, 2022, 39(5): 509-514

ZHANG X L, TAO G Z, YE D. Thermal control design for the small aircraft based on grapheme layer enhanced heating[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2022, 39(5): 509-514

0 引言

微小飞行器具有体积小、重量轻、成本低、风险小和研制周期短等优势,成为目前国际航天技术领域的研究热点之一。然而,微小飞行器内部电子设备的日趋多样化以及高度集成化,给热控设计带来巨大的挑战^[1-4]:一方面,微小飞行器的尺寸比较小,其产生的高密度热流难以通过辐射散热释放到周围环境中,容易导致分系统或设备局部高温;另一方面,微小飞行器的热容量较小,瞬态热载荷及空间外热流会导致飞行器的温度产生较大波动^[5-7]。因此热控设计在微小飞行器设计中成为影响产品可靠性的关键因素。

目前,微小飞行器热控系统的设计、分析和试验方法大多仍沿用大卫星的研制经验和平台,多有不完全适用之处,亟需针对微小飞行器的热控需求,积极探索新型且有效的热控技术和方法,以促进微小飞行器的蓬勃发展。

石墨烯材料因具有极好的力学、电学性能和超高热导率,在气体传感器、深空探测器等方面得到广泛应用^[8-12]。本文所述研究期望通过在卫星散热面铺设石墨烯导热层,使微小飞行器内部温度分布更加均匀,实现微小飞行器整星等温化热控设计目标。研究中以某微小飞行器为例,通过热分析软件建立其在轨状态下的节点网络热模型,分析不同厚度的石墨烯导热层对微小飞行器瞬态温度分布以及单机热环境的影响,并且通过实验方法验证利用石墨烯铺层实现微小飞行器等温化的可行性。

1 某微小飞行器简介

1.1 平台结构布局

本文研究的某微小飞行器采用立方体外形的板式结构方案,外表面底板带有对接环,顶板带有载荷天线,侧板带有1块一体化安装的阳光电池板和2块可展开的阳光电池板,参见图1。该飞行器内部的主承力结构包括井字形的设备安装板、用于与火箭连接的底板以及用于安装载荷天线的顶板,主承力结构外部是4块结构侧板。飞行器的内部单机包括电源控制器、蓄电池、计算机、飞轮、陀螺、行波管放大器、信息处理器及变频器等,参见图2,其中行波管放大器的热功耗为75 W,为主要热源。

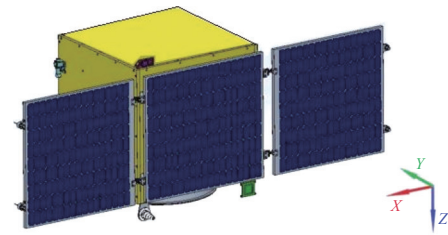
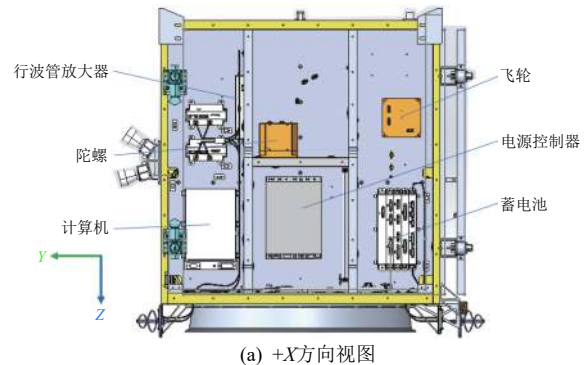
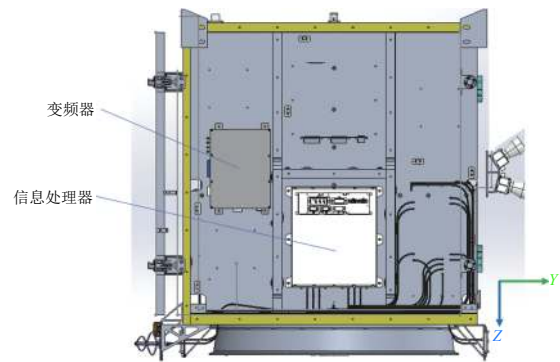


图1 某微小飞行器的外形结构示意图
Fig. 1 Configuration of the small aircraft



(a) +X方向视图



(b) -X方向视图

图2 某微小飞行器的内部设备及布局
Fig. 2 Internal equipment and layout of the small aircraft

1.2 轨道及工作环境分析

该微小飞行器的工作轨道是高度880 km、倾角86.2°的圆轨道,轨道周期为102.6 min,轨道热环境参数见表1。热控计算时,按照-Y轴太阳能电池阵对日定向计算得到飞行器外表面的外热流密度,包括太阳辐射、地球反照以及地球红外辐射的轨道平均外热流密度,如表2所示。

表1 某微小飞行器的轨道热环境
Table 1 Thermal parameters of the orbit of the small aircraft

参数	数值
太阳常数 $S/(W \cdot m^{-2})$	1410(冬至) 1309(夏至)
地球红外辐射热流密度	0.162 5S
地球反照热流密度	0.35S
环境温度/K	4

表 2 某微小飞行器各表面的平均外热流密度
Table 2 The average external heat flow density of the small aircraft

位置	高温工况(冬至)				低温工况(夏至)			
	太阳辐射	地球反照	地球红外辐射	总计	太阳辐射	地球反照	地球红外辐射	总计
+X面	0	49.5	86.1	135.6	0	45.0	88.1	133.1
-X面	0	36.0	30.7	66.7	0	28.3	29.5	57.8
+Y面	0	59.8	66.6	126.4	0	51.5	62.7	114.2
-Y面	940.0	5.7	70.7	1 016.4	839.1	5.3	75.3	919.7
+Z面	56.9	42.0	70.0	168.9	9.2	29.8	45.5	84.5
-Z面	0	38.2	52.4	90.6	0	37.7	63.3	101.0

单位: W/m²

1.3 散热面设计

根据 1.2 节的外热流计算结果, 该微小飞行器 +Y、±X 和 ±Z 舱板外表面吸收的外热流密度小, 且在 1 个轨道周期内的变化也较小, 因此可以将这些舱板外表面的一定区域作为飞行器舱体的散热面 (图 3 中的黄色表面), 计算得到飞行器各舱板的散热面总面积为 1.053 m²。该微小飞行器的热控设计中, 从提高散热面的散热效果和热稳定性考虑, 在散热面上喷涂 S781 白漆涂层; 本文在此基础上, 在飞行器外板和 S781 涂层中间铺设石墨烯导热层。目的是加快高热耗单机向散热面的导热速度, 同时增强微小卫星内部高温单机与低温单机之间的热传递, 以实现卫星内部的等温化^[13]。本文设计中采用的石墨烯导热层的原子层数在 5 层及以上, 热导率已十分接近石墨块体, 约为 1500 W/(m·K)^[14-16]。

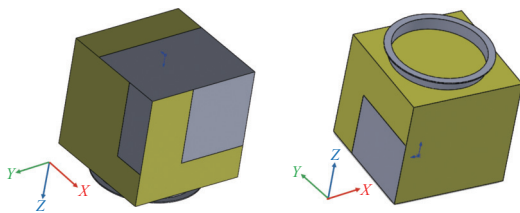


图 3 某微小飞行器散热面分布示意

Fig. 3 Distribution of heat dissipation surfaces of the small aircraft

2 热分析计算及结果

2.1 热分析模型建立

根据热控设计方案, 利用有限元热分析软件建立该微小飞行器的热分析模型, 如图 4 所示。建模时, 删除圆角、倒角及连接孔等结构特征, 顶板、底板、4 块侧板及井字形设备安装板采用壳单元; 飞行器内部各单机采用实体单元, 并视为一个等温体节点, 热耗均匀分布在节点位置。微小飞行器内部单机与舱板, 舱板与散热面间的导热主要通过有限

元软件的热耦合功能来仿真, 例如: 飞轮及支架与安装板之间填充导热填料, 接触面间的热耦合系数设为 10 W/(m²·K); 顶板、底板、4 块侧板及井字形设备安装板材料均为铝合金, 通过螺钉连接两端, 热耦合系数设为 150 W/(m²·K)。

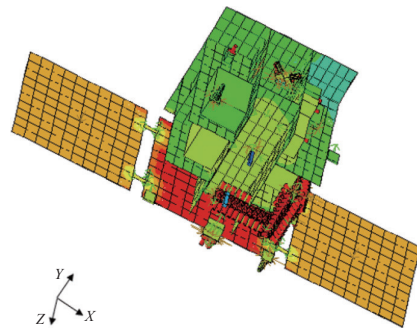


图 4 某微小飞行器热分析模型

Fig. 4 Thermal analysis model of the small aircraft

2.2 瞬态温度场分析

利用 Thermal Desktop 热分析软件对微小飞行器热控进行热分析计算, 在建模时, 使用 SOLID 单元建立单机模型, 并且在质心位置设置热功耗。在获取单机在轨温度时, 将其视为一个等温体节点, 获得的是该单机的平均温度。

图 5 和图 6 分别是高、低温工况下该微小飞行器平台单机中的计算机以及行波管放大器的温度变化曲线, 包括铺设石墨烯导热层前以及设置不同厚度的石墨烯导热层后的对比。可以看到: 设置石墨烯导热层后各单机温度均明显降低, 且随着石墨烯导热层厚度的增加, 各单机温度的降低幅度越来越大; 石墨烯导热层厚度为 0.02 mm 时, 计算机的最低温度和最高温度均比无导热层时降低 6 °C 左右, 行波管放大器的最低温度和最高温度也分别降低 2.5 °C 和 3.5 °C。这表明设置石墨烯导热层可增强各单机与散热面之间的热传递, 降低高热耗单机工作状态下对微小飞行器整体温度的影响。

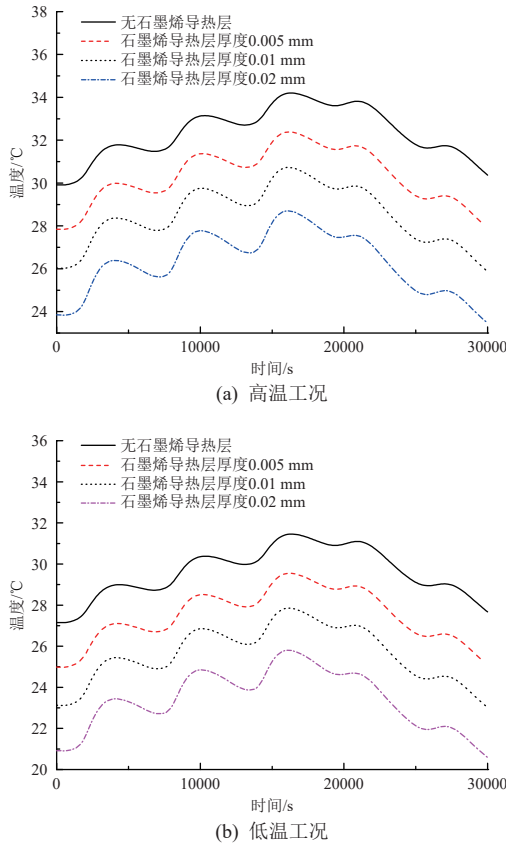


图5 计算机的温度变化曲线
Fig. 5 Temperature curve of the computer

表3为该微小飞行器内部各单机温度计算结果及控温范围。可以看出：在增加石墨烯导热层前，除热功耗较大的行波管放大器的温度在高温工况下超出控温范围外，飞行器内其他各单机的温度在高、低温工况下均在控温范围之内，且具有一定的余量；在增加石墨烯导热层后，行波管放大器的

表3 某微小飞行器内部各单机温度计算结果及控温范围

Table 3 The temperature calculation results of the devices on the small aircraft

单机名称	各单机温度计算结果/°C				控温范围/°C
	无导热层	导热层厚 0.005 mm	导热层厚 0.01 mm	导热层厚 0.02 mm	
计算机	27.1~34.2	24.9~32.3	23.0~30.7	20.5~28.7	-10~45
电源控制器	27.7~34.8	26.4~33.7	25.6~32.9	24.6~32.0	-10~45
信息处理器	14.4~31.8	13.2~30.5	12.5~29.6	11.6~28.5	-15~45
变频器	13.7~26.7	12.1~25.2	11.2~24.1	11.6~28.5	-15~45
行波管放大器	12.8~49.0	12.0~47.7	11.7~46.9	10.3~43.0	-15~45
飞轮	23.6~35.0	21.4~33.4	19.9~32.0	18.1~30.1	-10~45
陀螺	23.6~32.0	21.4~30.3	19.4~28.8	17.0~26.8	-10~45

3 石墨烯导热层等温化效果实验研究

3.1 实验方案

为验证利用石墨烯导热层实现微小飞行器等温化设计的可行性，对微小飞行器外舱板使用的铝蜂窝夹层板进行加热(从0 °C开始加热到80 °C)，

温度变化范围随着石墨烯导热层厚度的增大而缩小，当石墨烯导热层厚度增大到0.02 mm后，行波管放大器的温度变化范围由36.2 °C减小到32.7 °C，高温工况下的温度也降低到控温范围之内。由此可见，石墨烯导热层有利于微小飞行器的等温化，能够减小温度振荡对单机性能的影响。

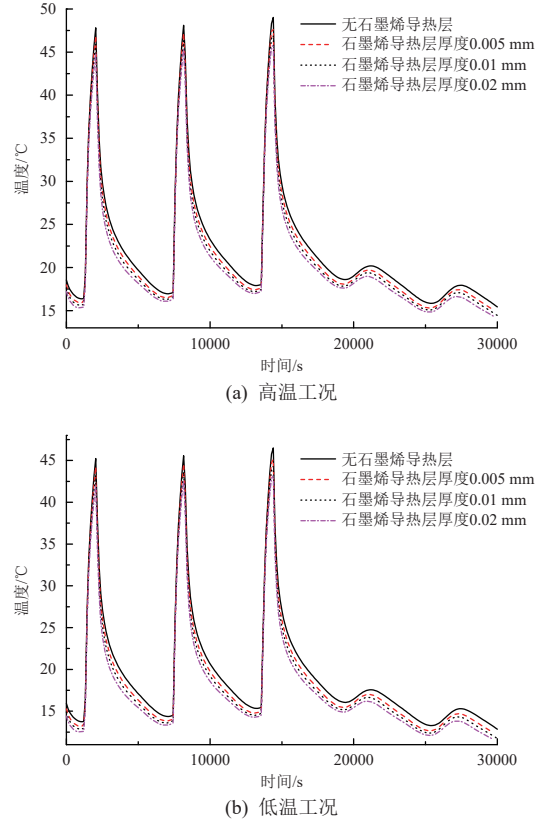


图6 行波管放大器的温度变化曲线
Fig. 6 Temperature curve of the traveling-wave tube amplifier

利用红外热成像仪对其表面温度进行测试。实验装置如图7所示，将2块铝蜂窝夹层板作为侧板通过粘贴导热胶垂直固定在1块铝蜂窝夹层底板上，两侧板位置平行；在底板和侧板外表面分别粘贴不同厚度的石墨烯导热层。

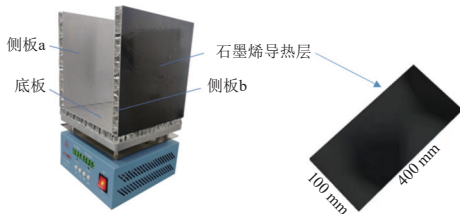


图 7 外板等温化效果实验验证装置
Fig. 7 The experiment for outer plate isothermal effect

3.2 实验结果

图 8 为铺设不同厚度石墨烯导热层的铝蜂窝夹层板的红外热像图。可以看到，在相同加热条件下，随着石墨烯导热层厚度的增加，3 块外板在加热过程中的升温速率加快，但底板与两侧板之间的温差逐渐缩小，说明微小飞行器整体等温化程度得到提高。

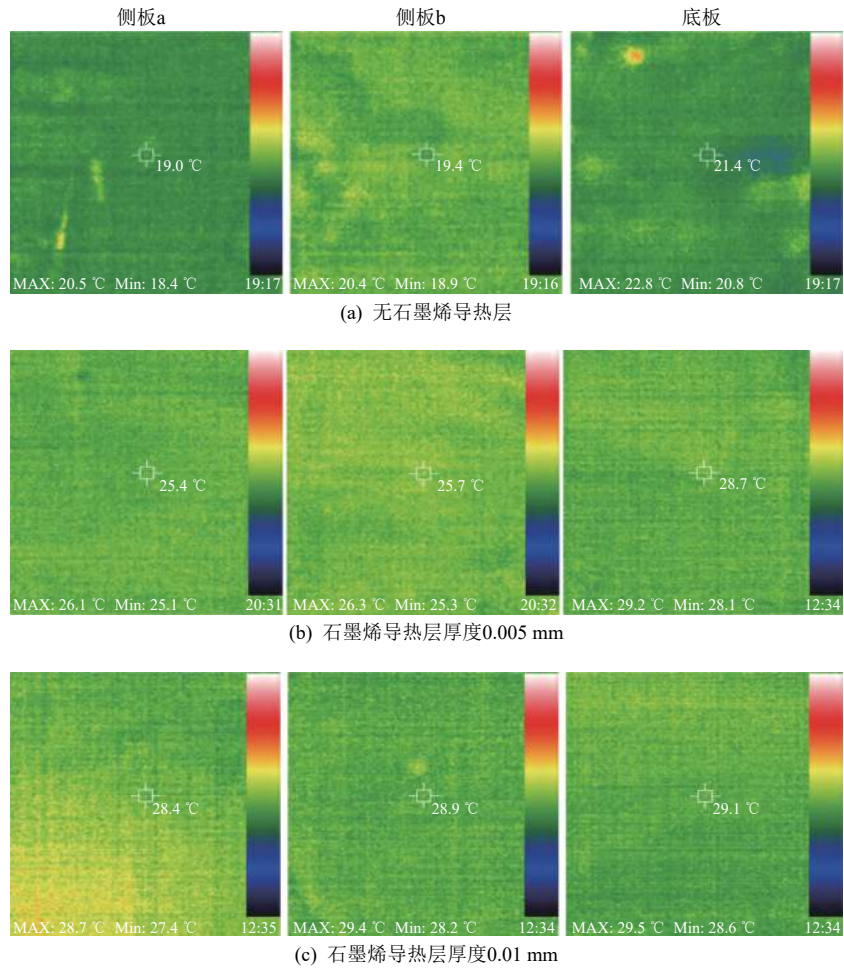


图 8 铺设不同厚度石墨烯导热层的铝蜂窝板表面温度分布示意

Fig. 8 Temperature distributions of aluminum honeycomb plates with graphene layers of different thicknesses

在升温过程中，在 3 块外板相同位置各取 6 个特征测温点，计算各外板最高温度与最低温度差值数据，如表 4 所示。铺设 0.01 mm 厚石墨烯导热层的外板比没有铺设石墨烯导热层的外板等温化程度提升接近 50%。这说明石墨烯导热层的厚度越大，外板面内热量越可快速扩散，与有限元仿真结果相一致。

上述实验结果表明：铺设石墨烯导热层可避免外热流变化导致微小飞行器外板温度急剧升高；同时可以加速将外板热量传递到星内低温区域，降低对主动加热的需求，减少能源消耗。

表 4 外板最高温度与最低温度差值

Table 4 The difference between the maximum and minimum temperatures of the outer plate

石墨烯导热层厚度/mm	外板最高温度与最低温度差值/°C		
	侧板a	侧板b	底板
0	2.1	1.5	2.0
0.005	1.3	1.2	0.9
0.01	1.0	1.0	1.1

4 结束语

本文提出利用石墨烯导热层增强微小飞行器内部传热以实现系统等温化，并针对某微小飞行器的结构和单机布局方案对其散热面进行设计；通过

有限元仿真方法建立精确的热分析模型,分析高、低温工况下石墨烯导热层厚度对微小飞行器典型单机瞬态温度场分布及热环境的影响,发现在散热面设置石墨烯导热层可有效降低单机温度及温度波动幅值,有利于保证设备的正常运行;最后通过实验方法验证了利用石墨烯导热层实现微小飞行器外板强化传热,提升飞行器整体等温性的可行性。本研究有望为实现微小飞行器等温一体化的热控设计提供新的解决方案。

参考文献 (References)

- [1] 李庆林, 徐先锋, 魏志勇, 等. 资源一号 02D 卫星可见近红外相机技术与验证[J]. *航天器工程*, 2020, 29(6): 78-84
LI Q L, XU X F, WEI Z Y, et al. Design and verification of visible and near-infrared camera for ZY-1-02D satellite[J]. *Spacecraft Engineering*, 2020, 29(6): 78-84
- [2] 于峰, 徐娜娜, 赵振明. “高分四号”卫星相机在轨温度分析及热设计优化[J]. *北京航空航天大学学报*, 2021, 47(1): 177-186
YU F, XU N N, ZHAO Z M. Orbit temperature data analysis and thermal design optimization for space camera on GF-4 satellite[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 47(1): 177-186
- [3] YOO J, JIN H J, SEON J, et al. Thermal analysis of TRIO-CINEMA mission[J]. *Journal of Astronomy and Space Sciences*, 2012, 29(1): 23-31
- [4] 胡幅杰, 陈余军, 王敏, 等. 模块化热控技术及其在低轨卫星中的应用[J]. *宇航学报*, 2021, 42(11): 1396-1403
HU G J, CHEN Y J, WANG M, et al. Modular thermal control technology and its application for circular low Earth orbit satellites[J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(11): 1396-1403
- [5] CORPINO S, CALDERA M, NICHELE F, et al. Thermal design and analysis of a nanosatellite in low Earth orbit[J]. *Acta Astronautica*, 2015, 115: 247-261
- [6] COMPTON O C, NGUYEN S T. Graphene oxide, highly reduced graphene oxide, and graphene: versatile building blocks for carbon-based materials[J]. *Small*, 2010, 6(6): 711-723
- [7] CAO Q, GENG X, WANG H, et al. A review of current development of graphene mechanics[J]. *Crystals*, 2018, 8(9): 357
- [8] 刘佳, 李运泽, 常静. 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): 77-82
LIU J, LI Y Z, CHANG J. A review of small satellite thermal control system[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2011, 28(1): 77-82
- [9] DAEIL P, KIKUKO M, HOSEI N. Thermal design and validation of radiation detector for the ChubuSat-2 microsatellite with high-thermal-conductive graphite sheets[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 136: 387-394
- [10] 宋厚甫, 康飞宇. 石墨烯导热研究进展[J]. *物理化学学报*, 2022, 38(1): 2-16
SONG H F, KANG F Y. Recent progress on thermal conduction of graphene[J]. *Acta Physico-Chimica Sinica*, 2022, 38(1): 2-16
- [11] 于伟, 谢华清, 陈立飞, 等. 石墨烯在强化传热领域的研究进展[J]. *科技导报*, 2015, 33(5): 39-45
YU W, XIE H Q, CHEN L F, et al. Recent progress of graphene researches in enhanced heat transfer fields[J]. *Science & Technology Review*, 2015, 33(5): 39-45
- [12] 刘宇, 刘勇, 左春艳, 等. 石墨烯在航天领域应用进展[J]. *宇航材料工艺*, 2017, 47(4): 1-7
LIU Y, LIU Y, ZUO C Y, et al. Progress of graphene in space applications[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2017, 47(4): 1-7
- [13] 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 Y W, FU J M, YOU Z. Design and simulation for thermal control system of nanosatellite[J]. *Journal of System Simulation*, 2006, 18(1): 169-172
- [14] NANDANAPALL K R, MUDUSU D, LEE S. Functionalization of graphene layers and advancements in device applications[J]. *Carbon*, 2019, 152: 954-985
- [15] GWENDOLINE P, LAYLA B, SOPHIE C, et al. Thermal regulation of satellites using adaptive polymeric materials[J]. *Solar Energy Materials and Solar Cells*, 2019, 200: 110035
- [16] GHOSH S, CALIZO I, TEWELDBRHAN D, et al. Extremely high thermal conductivity of graphene: prospects for thermal management applications in nanoelectronic circuits[J]. *Applied Physics Letters*, 2008, 92: 151911

(编辑: 张艳艳)

一作简介: 张兴丽 (1981—), 女, 博士学位, 副教授, 主要从事飞行器热控研究。E-mail: zhang-xingli@nefu.edu.cn。