

临近空间飞行器控制器热设计与热分析

李佳欣 李运泽

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京, 100191)

摘要: 临近空间飞行器电子设备集成度高、体积小、功率大, 导致发热量大大提高, 而其又直接工作在恶劣的空间热环境, 因此, 空间大功率电子设备的热设计成为未来飞行器安全、高效飞行的关键因素之一。本文针对临近空间的热环境特点, 结合控制单元的工作模式, 采用冷板散热、热控涂层、低热阻途径以及提高换热效率等有效方法对电子设备进行热设计。在结构设计基础上, 用商业软件 ANSYS ICEM CFD 进行前处理, 用 FLUENT 进行模拟热仿真, 并对结果进行分析后给出 3 种合理优化的设计方案。仿真结果表明, 增加冷板边缘处面积、增大辐射散热和自然对流换热表面积的设计方案可以有效地将控制器温度控制在 293.15~318.15 K 高效可靠的工作温度之间。

关键词: 临近空间; 大功率电子设备; 热设计; 仿真

中图分类号: V19 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2018)S1-0092-06

Thermal Design and Thermal Analysis of Flying-Vehicle Control Units in Near Space

LI Jiaxin, LI Yunze

(School of Aeronautics Science and Technology, Beihang University, Beijing, 100191, China)

Abstract: High integration, miniaturization and high-power of electronic components are developed in space flying-vehicle at expense of increasing heat dissipation. Therefore, the advanced thermal management technology is becoming a major factor to restrict the safe and efficient flight of future aircraft. According to the special space environment characteristics, work pattern and requirement of thermal control of high-power control units using in near space flying-vehicle, a thermal management system is designed by means of cold plate technology, thermal control coating, decreasing thermal resistance, and improving heat-exchanging efficiency etc. The optimal design scheme is presented by means of ANSYS simulation. In view of the requirements of the object and temperature design, three kinds of structures are designed. And numerical results point out that the design scheme of increasing the edge area of cold plate and the surface area of radiation heat dissipation and natural convection heat transfer is the best choice to control the temperature at the range of 293.15—318.15 K for efficient and reliable work.

Key words: near space; high-power electronic equipment; thermal design; simulation

伴随着航空航天技术的飞速发展, 能在临近空间持续飞行于某些区域并执行完成特定任务的临近空间飞行器已经成为世界强国近几年的研究热点。临近空间飞行器具有传统航空与航天飞行器无可比拟的优势, 在对未来空间通信、特定区域的

侦查与监视、局势通信中继、导航与定位、环境监测、反卫星与反弹道导弹、实施地面打击与防御, 以及进行全球兵力投送等军事任务的各种信息支援平台、攻击武器和战略投送平台等军事应用前景与民用、商用价值有着无比深远的战略意义^[1-2]。

收稿日期: 2018-03-23; **修订日期:** 2018-05-30

通信作者: 李佳欣, 男, 博士研究生, E-mail: Jxin.lee@buaa.edu.cn.

引用格式: 李佳欣, 李运泽. 临近空间飞行器控制器热设计与热分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(S1): 92-97.
LI Jiaxin, LI Yunze. Thermal design and thermal analysis of flying-vehicle control units in near space[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(S1): 92-97.

临近空间一般指的是海平面以上 20~100 km 高度处的区域,介于航空与航天领域之间的位置。由于临近空间独特的气压、气温等大气环境^[3],使得应用于临近空间飞行器的热控措施既不同于飞机等航空器,也不同于卫星、火箭等大气层外的航天器。基于临近空间飞行器电子设备的应用需求,以及对电子设备的高集成度、高功率密度、小体积的要求,临近空间飞行器舱内设备的散热问题成为了这个空域的飞行器系统热设计的一个关键性难题,关系到飞行器的应用与高效、稳定的工作,也很大程度上影响着临近空间领域科学技术的前进与发展。

近年来,国内外很多学者都对临近空间飞行器大功率电子设备的热设计进行了研究探索^[4-10]。王丽^[6]针对应用于临近空间飞行器的大功率电子设备进行了热设计,设计使用了一套热管辐射器,并在其外部喷涂热控涂层以提高辐射散热,在此基础上采用 Icepak 软件进行了热仿真。Icepak 热分析软件得出最高温度满足基座最高温度不超过 +75 °C 的指标要求,该设计对临近空间环境的各类大功率密度电子设备的热设计具有一定的指导作用。马伟等^[7]分析了临近空间飞行器的外热流特点,结合载荷舱内能源与电子设备的功耗情况及热控要求,对比分析了舱内辐射与对流两种散热措施的效果。结果显示,在临近空间的特殊环境条件下,强制对流的散热效果要明显大于辐射换热。结果还表明,在相同的热载荷条件下,对流散热的系统设备重量更小,且对流散热系统受空间环境的周期性变化影响较小,系统较为稳定。

本文针对临近空间飞行器舱内高集成度、大热流密度的控制器单元设备所处的环境以及其散热条件进行了分析,并根据其特殊性进行热系统的结构设计,采用 FLUENT 软件对不同结构的散热能力进行模拟仿真,对结果分析得出了最优的设计结构。

1 热环境特性分析

临近空间区域大致包括大气层中的平流层、中间层以及部分电离层区域。而临近空间飞行器大多飞行在平流层区域,平流层区域距地面高度为 12~50 km,地面带来的环境特性影响较弱,大气

中几乎没有水汽凝结以及雨、雾、雪、冰雹等气象变化,杂质很少,只有微弱的上下对流。中间层距离地面高度 50~80 km,这一层中的温度处于先上升后下降的趋势,具有非常明显的上下对流。电离层距离地面高度为 60~100 km,这一层的特点是带有高密度的带电粒子,大部分的气体由于高温而发生电离。临近空间所包含的 3 类大气层中,平流层更适合作为临近空间飞行器执行任务的环境。本文针对飞行于 20 km 平流层的飞行器控制器进行热设计与热分析。

1.1 平流层热环境特性

在北半球中纬度地区,距离地面 20 km 高度处的平流层大气压力 P_{air} 约为 5.5 kPa,温度 T_{air} 约为 217 K (-56 °C),大气密度 ρ_{air} 为 $8.8 \times 10^{-2} \text{ kg/m}^3$,大气密度不到海平面的 1/10,气流以水平运动为主,垂直方向的气流很弱,风速长年维持在 3~20 m/s,风速随纬度和季节时间而变化。其他参数采用式(1-4)计算。

大气导热系数 λ_{air} 为

$$\lambda_{\text{air}} = 0.024 \cdot 1 \left(\frac{T_{\text{air}}}{273.15} \right)^{0.9} \quad (1)$$

大气普朗特数 Pr_{air} 为

$$Pr_{\text{air}} = 0.804 - 3.25 \times 10^{-4} T_{\text{air}} \quad (2)$$

大气动力黏度 μ_{air} 为

$$\mu_{\text{air}} = 1.458 \times 10^{-6} \frac{T_{\text{air}}^{1.5}}{T_{\text{air}} + 110.4} \quad (3)$$

重力加速度 g_{20} 为

$$g_{20} = \frac{GM}{(R+H)^2} \quad (4)$$

式中: G 为引力场数,取值 $6.67 \times 10^{-11} \text{ N} \cdot \text{m/kg}$; R 为地球半径,取值 6 371 km; M 为地球质量,取值 $5.965 \times 10^{24} \text{ kg}$; H 为飞行器飞行高度,取值 20 km。

表 1 所示为在北半球中纬度地区,距离地面 20 km 的平流层区域的大气参数。

平流层飞行器外热流的空间外热流主要需要承受太阳短波辐射以及地球-大气系统的长波辐射,因为平流层上方的大气稀薄,空气透明度高,因此可以忽略天空散射辐射,其中在该区域太阳辐射强度约为 $1\,300 \text{ W/m}^2$,而地球表面平均长波热辐射约为 220 W/m^2 。

表 1 20 km 高度处大气参数

Tab. 1 Atmospheric parameters at the height of 20 km

| 海拔高度/ km | 大气压力/ Pa | 大气密度/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$) | 环境温度/ K | 风速/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$) | 导热系数/ ($\text{W} \cdot (\text{m} \cdot \text{k})^{-1}$) | 普朗特数 | 动力黏度 | 重力加速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$) |
|-------------|-------------|--|------------|---|--|----------|----------------------------|--|
| 20 | 5 500 | 8.8×10^{-2} | 217 | 3~20 | 0.019 52 | 0.733 75 | $1.418\,86 \times 10^{-5}$ | 9.741 |

1.2 平流层散热特性分析

平流层上方大气稀薄,占整个大气层内的大气比重约为5%,而吸收长波能力较强的物质如二氧化碳、水蒸气等相对较少。考虑到热控外波段的辐射,平流层上方的部分对长波的辐射热阻明显减少,因此,热源及其散热系统与深空背景的辐射换热作用显著。

在平流层底部,虽然大气含量较低,但是大气的温度较低,相对于电子设备的工作温度而言,具有较大的温差,热源与环境之间存在较大的换热温差,所以,对流换热能力也大大加强。

对流换热系数采用 Farley(2005)推导得到的表达式,即

$$f_c = \frac{\lambda_{\text{air}} Nu_{\text{air}}}{D} \quad (5)$$

式中: D 为特征长度; Nu_{air} 为努塞尔数,计算公式为

$$Nu_{\text{air}} = 2 + 0.45(Pr_{\text{air}} Gr_{\text{air}})^{0.25} \quad (6)$$

式中: Gr_{air} 为格拉晓夫数,由式(7)计算得出。

$$Gr_{\text{air}} = \frac{\rho_{\text{air}}^2 g |T - T_{\text{air}}| D^3}{T_{\text{air}} \mu_{\text{air}}^2} \quad (7)$$

2 热设计与模拟建模

2.1 控制器工作模式与热控要求

应用于某临近空间飞行器的控制单元如图1所示,该控制单元主要的发热元件由5部分组成,如图1中1#~5#序号所示。针对控制器实物对模型进行了简化与三维建模,三维模型如图2所示。

该控制单元安装于飞行器舱内,控制器在293.15~318.15 K(+20~+45℃)之间可以高

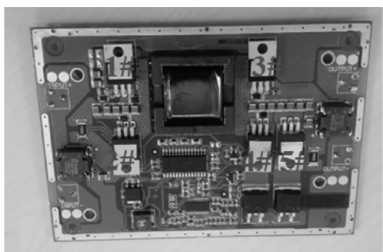


图1 控制单元结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of control unit



图2 控制单元三维建模示意图

Fig. 2 3D schematic diagram of control unit

效、稳定的工作,其基座的可靠工作最高温度不超过348.15 K(+75℃)。由于发热元件集成度高,功率大,连续工作时间长,其中最大发热功率达到10.7 W/cm²。热分析显示,在不采取热控措施的情况下,控制单元会迅速升温,超过设备允许的最大工作温度,因此而出现故障,不能保障飞行器安全飞行,必须采取热控措施。

2.2 热控策略与热系统设计

基于临近空间飞行器控制单元的发热模式与临近空间特殊的热环境,在满足设备安全、有效的工作要求前提下,力求简单、可靠,尽可能采取成熟的热控措施以及实施工艺,以保证热控系统的可靠性^[11]。热控策略如下:

(1)20 km高度处平流层区域大气稀薄,气压较低,设备不同部件之间主要靠热传导,设备到外部空间环境主要靠辐射散热;其次,外部空间温度较低与设备工作温度存在较大温差,因此,对流换热也将对控制单元的散热起到决定性的作用。

(2)用高热传导特性的部件,把控制元件上小面积、高热控率密度的热源转换到表面积角大的区域,发热较为集中的部分加装翅片以加强局部散热。

(3)散热部件表面涂用热控涂层,采用高辐射发射率的涂层,以提高向环境的散热效率。

针对该控制器的发热性能以及所处临近空间特殊环境背景,主要采用冷板散热的方式对控制器进行热系统设计,如图3所示为3种热设计方案。图3(a)方案进行了冷板散热系统的设计;图3(b)在图3(a)的基础上,在冷板边缘处增加了面积,增大了辐射散热和自然对流换热的表面积;图3(c)在图3(b)的基础上,针对发热元件的位置加装了翅片,进一步提高了辐射散热和自然对流换热的表面积,以增强散热能力。在冷板外表面喷涂高发射率的无光漆,以利于辐射散热。发热元件与冷板之间的接触面涂有导热硅脂,以减小接触面的接触热阻。

2.3 仿真前处理技术

仿真前处理主要为有限元网格的划分。网格生成是计算流体力学数值计算中的重要一环。工程计算多采用成熟的程序或者商业软件作为求解器。本项目采用目前比较成熟的网格生成软件 ANSYS ICEM CFD,该软件因其友好的操作界面、丰富的几何接口、完善的几何功能、灵活的拓扑创建、先进的O型网格技术、丰富的求解器接口等优势,越来越被业内人士所认可。ANSYS ICEM CFD作为一款强大的前处理软件,不仅可以为世界上几乎所有主流CFD软件(如FLUENT)提供高质量的网格,还可用于完成多种CAE软件的前

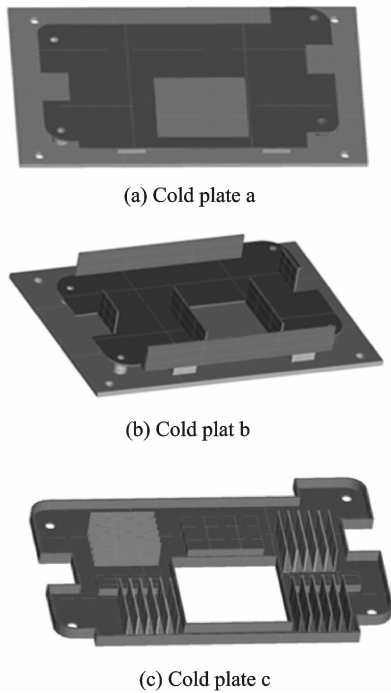


图 3 控制器冷板热系统设计模型图

Fig. 3 Thermal design model diagram of cold plate of control unit

处理工作。

根据本项目所针对的对象模型,采用结构化网格和非结构化网格混合应用的方式,对模型进行了网格的划分。底板和发热元件为较为规则的模型,使用结构化网格对其进行划分,可以提高计算精度与速度;冷板处集合模型不规则,使用非结构化网格进行划分,减小工作量,方便划分。以方案 3(图 3(c))为例,图 4 为划分生成的网格。

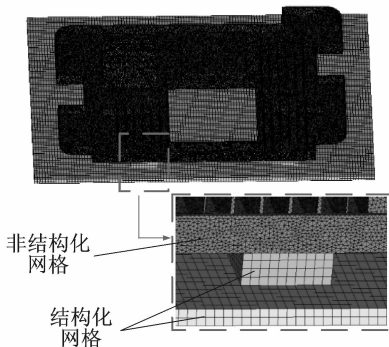


图 4 网格划分结果示意图

Fig. 4 Diagram of mesh generation

3 仿真校验

根据建立的临近空间飞行器控制器以及热管理模型系统,对滞空于北半球中纬度地区上方 20 km 高空处的飞行器舱内环境条件下的系统进行热仿真分析。为了在设计阶段就获得热设计效果的评估,用商业软件 ANSYS FLUENT 对该设

备热设计模型进行仿真分析。参数设定中设定一种新流体,其密度为 $0.088 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$,它的热容和热传导率相当于空气的 $1/14$ ^[6],并设定环境温度、压力、换热系数以及各部分组件的材料物性参数、热源发热功率等边界条件,初始温度均设为 273.15 K(0 °C)。仿真工况分为有无热控涂层情况,对 3 种设计的冷板热控能力进行校验分析。

表 2 所示为控制单元的工作工况,根据控制器的工作模式,其总发热量为 16 W,但在不同的时间范围内,编号 1#~5# 的发热单元会有不同的发热量,在仿真阶段,每个模式取 600 s 作为一个周期,具体如表 2 所示。

表 2 控制单元工作工况

| 工作时间/s | 元件编号 | 发热量/W | 总发热量/W |
|-------------|------|-------|--------|
| 0~600 | 1# | 6 | 16 |
| | 2# | 10 | |
| 600~1 200 | 3# | 6 | 16 |
| | 4# | 10 | |
| 1 200~1 800 | 5# | 16 | 16 |

图 5 对比了图 3 中 3 种不同冷板在相同发热规律下的发热元件的温度变化曲线。0~600 s 发热元件 1#(6 W)和 2#(10 W),a,b 冷板呈现出上升趋势,a 冷板的斜率明显大于 b 冷板,因为 b 冷板的散热面积大于 a 冷板,换热面积的加大,加快了散热速度,减小了发热元件的温度,而在 b 冷板基础上加装了翅片的 c 冷板的发热元件温度呈现出先升高后降低的趋势,500 s 左右之后趋于稳定,整体温度较 b 冷板更低;600~1 200 s 发热元件 3#(6 W)和 4#(10 W)工作,3 块冷板对应发热元件最高温度走势基本相同,都是先降低后升高后趋于平稳,降低趋势是因为所测温度为发热元件的最高温度,前 600 s 发热元件 2# 停止工作会降低温度,而 4# 开始工作会升温,当两个温度相同

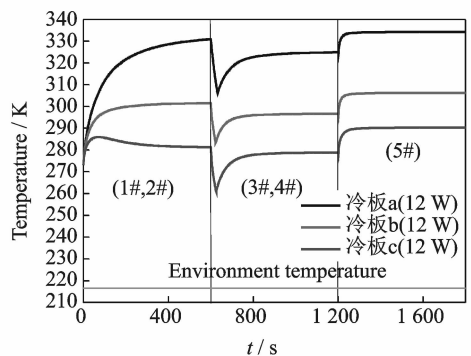


图 5 控制元件最大温度与时间关系曲线

Fig. 5 Relation curves between time and maximum temperature of control units

时,4#继续升温,此时测点会成为发热元件4#,温度逐渐升高直至稳定;1 200~1 800 s,发热元件5#以大功率16 W单独工作。由图5曲线可以看出,3块冷板对应的发热元件最高温度呈现相同的走势,100 s内快速升温至稳态温度,最终温度为334.27,306.18和290.15 K。可以看出整体温度范围最低的是c冷板,其次是b冷板,温度最高的是a冷板,对应发热元件的最大温度。由以上结果可见相对于a冷板,b冷板加大散热面积,有效提高了散热效率,在b冷板基础上加装散热翅片的c冷板,更是加大了控制器系统的散热能力。

图6对比了图3中3种不同冷板在相同发热规律下的冷板的最高和最低温度变化曲线。0~600 s发热元件1#(6 W)和2#(10 W),a,b冷板的最高温度呈现出上升趋势,a冷板的斜率明显大于b冷板,因为b冷板的散热面积大于a冷板,换热面积的加大加快了散热速度,减小了发热元件的温度,而在b冷板基础上加装了翅片的c冷板的发热元件温度呈现出先升高后降低的趋势,400 s左右之后趋于稳定,整体温度较b冷板更低;a,b冷板的最低温度则呈现出先降低后升高的趋势,b冷板的下降曲率大于a冷板,而上升曲率明显小于a冷板,b冷板温度也更早趋于稳定,c冷板则呈现出温度下降的趋势,在400 s左右之后趋于稳定,稳态温度明显低于初始温度(273.15 K)。600~1 200 s发热元件3#(6 W)和4#(10 W)工作,3块冷板对应发热元件最高温度走势基本相同,都是先降低后升高后趋于平稳,其规律与热源相似;而

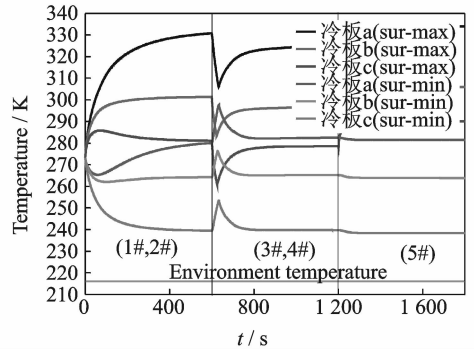


图6 冷板最大温度与最小温度随时间变化曲线
Fig. 6 Relation curves between time and maximum/minimum temperature of cold plate

低温区域则呈现出先上升后降低的趋势,800 s后最低温度趋于稳定,稳态温度b冷板和c冷板都低于初始温度(273.15 K)。1 200~1 800 s,发热元件5#以大功率16 W单独工作。由图6曲线可以看出,3块冷板对应的发热元件最高温度呈现相同的走势,100 s内快速升温至稳态温度,最终温度为334.06,305.98和290.08 K;而最低温度则是小幅降低至稳定,稳态温度分别为281.47,263.87和238.35 K。可以看出整体温度范围最低的是c冷板,其次是b冷板,温度最高的是a冷板,对应发热元件的最大温度。可见相对于a冷板,b冷板加大散热面积,有效提高了散热效率,在b冷板基础上加装散热翅片的c冷板,更是加大了控制器系统的散热能力。整体温度都高于环境温度216.15 K。图7为3块冷板的温度分布云图。

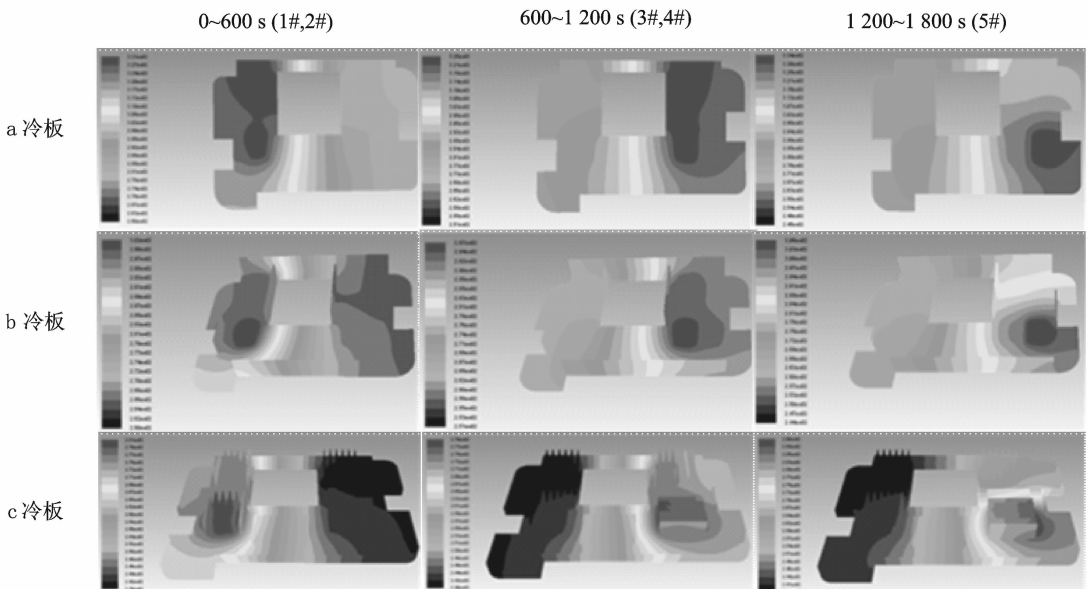


图7 冷板温度分布云图
Fig. 7 Temperature distribution diagram of cold plate

4 结束语

本文针对应用于临近空间飞行器的大功率密度控制器进行了热系统设计,并采用商业仿真软件 ANSYS FLUENT 进行了热仿真校验。按照本文的设计方法,基于设计温度指标不高于 348.15 K, 3 块冷板均满足设计需求,均可保障设备不被高温损坏。为了保障控制器在 293.15~318.15 K 的高效、可靠的工作温度范围内,并且综合工程造价、加工难度以及飞行器需考虑的减重问题,冷板 b 为最优热设计选择。本文中给出的仿真实例说明了该方法的有效性,满足临近空间使用要求。试验验证表明,临近空间飞行器的大功率密度控制器热设计是合理的,满足其温度可靠性的工作要求,对临近空间环境的各类高功率密度电子设备的热设计有一定的指导和借鉴作用。

参考文献:

- [1] 张海林,周林,马骁,等. 临近空间飞行器发展现状与军事应用研究[J]. 飞航导弹,2014(7):3-7.
ZHANG Hailin, ZHOU Lin, MA Xiao, et al. Research on development of status and military application of near space vehicle[J]. Journal of Winged Missile, 2014(7):3-7.
- [2] NICKOL C L, GUYNN M D, KOHOUT L L, et al. High altitude long endurance air vehicle analysis of alternatives and technology requirements development[C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada:[s. n.], 2007.
- [3] 曹黄强,杨春晖,童志鹏. 临近空间昼夜环境温度变化分析[C]//中国浮空器大会论文集. 北京:航空工业出版社,2007:125-127.
CAO Huangqiang, YANG Chunhui, TONG Zhipeng. The analysis of the diurnal temperature change of stratospheric environment [C]//2007 China Float Conference. Beijing: Aviation Industry Press, 2007:125-127.
- [4] 张明慧. 临近空间飞行器电推系统用永磁无刷电机损耗与温升研究[D]. 西安:西北工业大学, 2016.
ZHANG Minghui. Losses and thermal field analysis of permanent magnet brushless DC motor used in near space electric propulsion system [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016.
- [5] 姚伟,李勇,王文隽,等. 临近空间飞行器热力学模型和上升过程仿真分析 [J]. 宇航学报,2007,28(3):603-607.
YAO Wei, LI Yong, WANG Wenjuan, et al. Thermodynamic model and numerical simulation of a stratospheric airship take-off process [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(3):603-607.
- [6] 王丽. 临近空间大功率电子设备的热设计[J]. 电讯技术,2010,50(7):127-130.
WANG Li. Thermal design of near space high-power electronic equipment [J]. Telecommunication Engineering, 2010, 50(7):127-130.
- [7] 马伟,宣益民,韩玉阁. 临近空间飞行器热管理及热设计方法[J]. 宇航学报,2009,30(5):354.
MA Wei, XUAN Yimin, HAN Yuge. Thermal management and design principles of stratosphere vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(5):354.
- [8] HARADA K, EGUCHI K, SANO M. Experimental study of thermal modeling for stratospheric platform airship [R]. AIAA 2003-6833, 2003.
- [9] WANG X, KENDRICKA C, OGDEN R. Dynamic thermal simulation of a retail shed with solar reflective coatings[J]. Applied Thermal Engineering, 2008(28):1066-1073.
- [10] ANTHONY C. Initial feasibility assessment of a high altitude long endurance airship[R]. NASA/CR, 2003-212724, 2003.
- [11] 谢德仁. 电子设备热设计[M]. 南京:东南大学出版社,1989:120-168.
XIE Deren. Thermal design of electronic equipment [M]. Nanjing: Southeast University Press, 1989:120-168.

(编辑:张黄群)