

临近空间太阳能电池组件热力学特性仿真分析

张 圳¹, 陆鸣雷¹, 杨 洋², 宋琳琳², 叶晓军¹

(1. 华东理工大学 材料科学与工程学院, 上海 200237; 2. 上海空间电源研究所, 上海 200245)

摘 要: 临近空间飞行器依靠搭载的柔性太阳能电池组件和储能电池组构成的能源系统, 可在临近空间长期飞行和驻留, 完成地面观测、无线通信、军事侦察等任务, 因而成为各国航天航空领域发展的热点之一。由于太阳能电池组件能量转化效率只有20%左右, 大部分太阳光能量吸收后转化为热。这部分热传导到高空气球内部, 将造成内部气流紊乱, 增加高空气球姿态控制难度, 而温度升高引起的热应力甚至可能破坏柔性太阳能电池组件。本文通过计算机模拟太阳组件在高空气球蒙皮上的工作条件, 建立组件结构模型及热传递数学模型, 仿真得到电池组件实际工作时的温度场和应力场分布情况, 对高空气球供电组件的结构优化、工作状态的掌握具有指导意义。

关键词: 平流层; 高空气球; 空间电源; 太阳能电池组件; 热力学仿真

中图分类号: TM 615

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2021.05.004

Simulation Analysis of Thermodynamic Characteristics of Solar Cell Modules in Near Space

ZHANG Zhen¹, LU Minglei¹, YANG Yang², SONG Linlin², YE Xiaojun¹

(1. School of Materials Science and Engineering, East China University of Science and Technology, Shanghai 200237, China; 2. Shanghai Institute of Space Power-Sources, Shanghai 200245, China)

Abstract: With the energy system composed of flexible solar cell modules and energy storage battery packs, near space vehicles can fly and reside in near space for a long time, and complete tasks such as ground observation, wireless communication, and military reconnaissance, therefore, they have been one of the hot spots in the development of aerospace field all over the world. However, the solar cell module energy conversion efficiency is only about 20%, and most of the solar energy is converted into heat after being absorbed. If this part of heat conduction is transferred to the interior of an airship, the airflow in the airship will be turbulent, which will increase the difficulty in controlling the attitude of the airship, and the thermal stress caused by the temperature increase may even damage the flexible solar cell modules. In this paper, the working conditions of solar cell modules on the stratospheric airship skin are simulated, and the module structure model and the mathematical model for heat transfer are established. The obtained temperature field and stress field distributions are of guiding significance for the structure optimization and working status mastering of solar cell modules for airships.

Key words: stratosphere; airship; space power; solar cell module; thermodynamic simulation

0 引言

平流层是指海拔高度约20~50 km的临近空间空域, 其大气结构稳定, 具有稳定的气象条件和良好的电磁特性, 因此成为对地观测、通信传输和空中警报预警等活动的理想区域。高空气球应运而

生, 可在平流层巡航, 携带一定载荷执行对应任务。高空气球具有驻留时间长、造价低廉、覆盖区域广、响应速度快等优点, 是近年来发展的热点之一。高空气球要想长时间飞行, 必须提供足够的能源以满足其动力飞行和载荷用电, 太阳能是高空气球最常

收稿日期: 2020-05-25; 修回日期: 2020-07-16

基金项目: 装备预研航天科技联合基金(6141B06310104)

作者简介: 张 圳(1996—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为光伏太阳能电池、硼扩散工艺、吸杂工艺。

用的能源之一。因此,采用太阳电池构成完全自主的光伏发电系统,是高空气球能够长期稳定工作的关键技术之一^[1-4]。

随着军事和科学技术的发展,计算机模拟仿真已成为各种复杂系统研制必不可少的手段,尤其是在航空航天领域,仿真技术已是飞行器和卫星运载工具研制必不可少的手段,可节省成本,具有很高的经济效益。本文结合高空气球实际飞行环境,通过仿真模拟,掌握太阳电池实际工作状态,得到电池组件温度场和热应力场的分布,进而对高空气球组件的结构进行优化。仿真采用 ANSYS 有限元分析。ANSYS 是一款融结构、流体、电场、磁场、声场分析于一体的大型通用有限元分析软件,广泛应用于航空航天、能源、机械制造、石油化工等领域。通过 ANSYS 实体组件建模、网格划分构建有限元模型,分析计算太阳电池组件在工作条件下的稳态温度场分布,耦合分析应力场分布,得到组件等效应力与形变值,完成对电池实际工作下的状态评估^[5-7]。

1 供电太阳电池组件结构设计

1.1 参数化太阳电池组件结构建模

高空气球上搭载的太阳电池组件按功能、结构主要分为 7 层(如图 1 所示),从上到下依次为透光耐候层、光学黏结层、电池电路层、隔热胶接层、隔热层、黏结层和结构增强层。

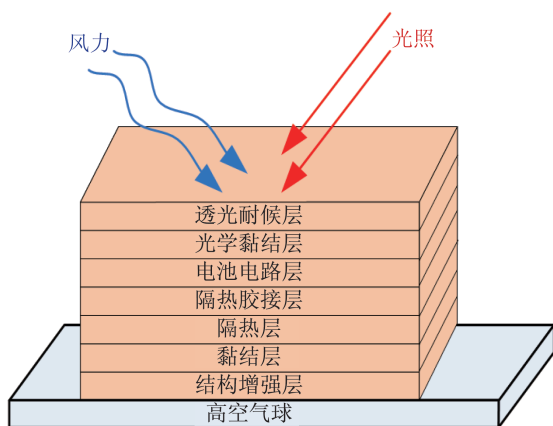


图 1 太阳电池组件结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of solar cell module structure

其中,透光耐候层、黏结胶膜(光学黏结、隔热胶接)均沿用氟塑料(Ethylene-Tetrafluoroethylene, ETFE)及热熔胶膜(Polyolefin Elastomer, POE)材

料。电池电路层包括电池单片与互联带、汇流条、导线等部件,面密度设计为 300 g/m^2 。硅片密度为 2.35 g/cm^3 ,采用 $100\sim 110 \mu\text{m}$ 厚硅片,面密度为 $235\sim 258 \text{ g/m}^2$,加上表面栅线及背钝化处理单片面密度为 $250\sim 270 \text{ g/m}^2$, 0.93 布片系数下组件电池片面密度为 $232\sim 251 \text{ g/m}^2$,加上其他电路连接部件,满足面密度 300 g/m^2 ,因而采购的太阳电池单片硅片厚度 $100\sim 110 \mu\text{m}$ 。隔热层、结构增强层等共同组成隔热基板,面密度 220 g/m^2 ,实现隔热、支撑及平滑弯曲变形的作用。针对高空气球太阳电池组件隔热要求,需正表面温度为 90°C 时,背板温度达到低于 55°C 的隔热效果,即上下温度差要超过 35°C 以上。

1.2 热模拟环境分析

由于高空气球处于平流层环境下,使用环境温度 -70°C 。在本次模拟中,使用太阳能光谱为 AM0,考虑主要热量来源为硅电池,在组件内部为热传导,热损失方法为前表面红外辐射和空气对流,后表面直接与高空气球接触,高空气球内部温度视为恒定的 -40°C 。

2 电池组件的产热计算

2.1 热数学模型的建立

高空气球热环境如图 2 所示。通过建立高空气球与太阳电池的热数学模型,采用多节点模型,分析可知太阳电池的产热对高空气球的温度影响,为太阳电池组件的隔热指标分解提供理论依据^[8-10]。

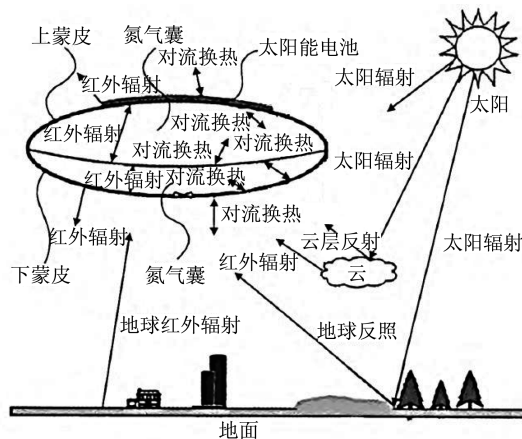


图 2 高空气球热环境^[11]

Fig.2 Thermal environment of airships in stratosphere^[11]

高空气球的热环境包括:太阳直射辐射、天空散射辐射、地面反射辐射、大气长波辐射、地面长波辐射、对流换热、内表面之间的辐射和内表面与浮升气体之间的对流换热。可将模型简化为太阳能电池接受的太阳光辐射部分转换为电能,剩余部分转化热能,转换成电能的部分能量表示为 Q_{sc} 、周围大气的对流换热 Q_{conv} 、太阳能电池与其下蒙皮间的热传导 Q_{cond} 等^[12-13]:

$$m_c c_c \frac{dT_c}{d\tau} = Q_{sc} - Q_{re} - Q_{conv} - Q_{cond} \quad (1)$$

$$Q_{sc} = Q_{s-c} \eta_0 [1 - c_1 (T_1 - T_0)] \quad (2)$$

式中: Q_{sc} 为太阳能电池吸收的总太阳辐射,包含太阳直射辐射、天空散射辐射; η_0 为在 T_0 条件下太阳能电池的转换效率; c_1 为效率的温度影响因子,取 0.001 K^{-1} ; T_0 取 298.15 K 。

2.2 组件产热计算

2.2.1 AM0 光谱数据分析

将太阳能电池样品进行了分光光度计的反射率透射率测试,结果如图 3 所示。

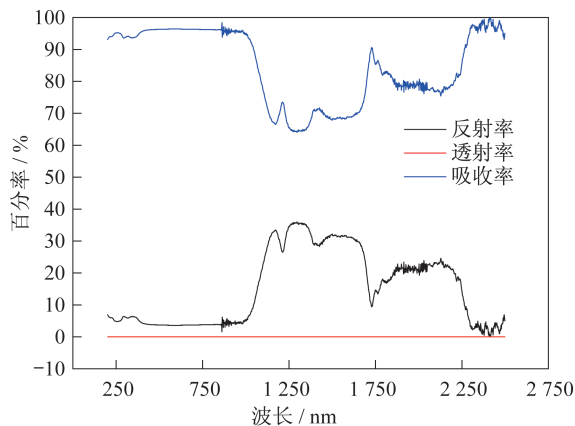


图 3 层压件(含电池片部分)的分光光度计测试结果

Fig.3 Test results of the spectrophotometer for the laminate (including the cell part)

根据反射率透射率测试,按 AM0 的波段划分,先考虑层压件(含电池片)的结果,见表 1。380 nm 以下属于紫外光波段,该波段极容易被物体吸收。因此可认为,光到达组件的电池电路层前,紫外光波段能量基本被透光耐候层和光学黏结层吸收,转化为热能。由于能量占总能量的 6.17%,相对较少,暂不将这 2 层单独作为热源考虑,将其热量归入电池片发热中。380~1 100 nm 属于近紫外光-可见光-

近红外光区域,该波段大部分可透过组件表面物质层到达电池电路层,并由电池电路层吸收转化为电能、热能。在这个过程中,还伴有电池电路层的光反射过程。根据反射率测试结果,积分得 $41.4 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ 的能量被反射,假设电池转化效率为 22%,产热率为 $930.5 - 41.4 - 1\ 367.7 \times 0.22 = 597.7 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ 。1 100~2 500 nm 为红外光波段,该波段波长较长,频率较低,不能在硅片上产生光电效应。该波段能量占总体能量 22.4%,不可忽略。根据反射率测试结果,该波段产热率为 $222.9 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ 。2 500 nm 以上属于远红外波段,该波段能量占比较少,视为全部反射,无热能吸收。综合结果,在含电池片层压件部分总产热率为 $899.6 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ 。

表 1 AM0 按波长数值积分结果

Tab.1 AM0 integration results by wavelength

波长	AM ₀ /(W·m ⁻²) (所占百分比)	备注
200 nm 以下	0.1(7×10 ⁻⁶)	默认全吸收
200 ~ 380 nm 以下	84.0(6.1%)	吸收能量 79.0 W·m ⁻²
380 ~ 1 100 nm	930.5(68.0%)	光电转化率 22%; 热产率 597.7 W·m ⁻²
1 100 ~ 2 500 nm	305.6(22.4%)	吸收能量 222.9 W·m ⁻²
2 500 nm 以上	47.2(3.5%)	默认全反射
总能量	1 367.6	总产热率 899.6 W·m ⁻²

2.2.2 热对流和热辐射参数

在组件结构内部,物质层间以黏结形式接触,可视为物理全面接触,以热传导为主要传热形式^[14]。在组件前表面,ETFE 层与环境应有对流与红外辐射两种方式,辐射率选取上海硅酸盐研究所的测试结果(0.89),环境温度为总体要求值-70℃。热对流系数取相关文献的参考值 0、1.6 和 2.6 W/(m²·K)^[15],其中,0 为设置对照组^[16]。

3 稳态温度场的模拟分析结果

简化的一维电池模型如图 4(a)所示,留下 7×8=56 块组件,电池间隙 1.5 mm,温度设置如图 4(b)所示。

3.1 不同对流系数对温度场分布的影响

当对流系数取 0 时,得到其稳态的温度场分布,如图 5 所示。

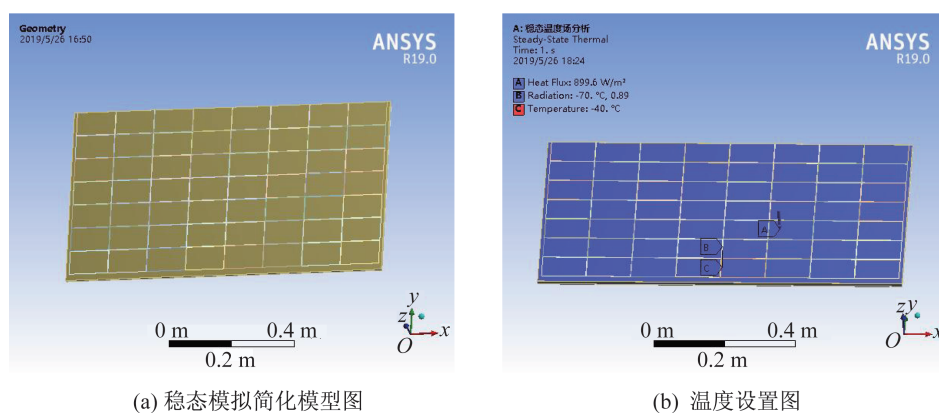


图 4 简化模型与温度设置图

Fig.4 Simplified model and temperature setting diagram

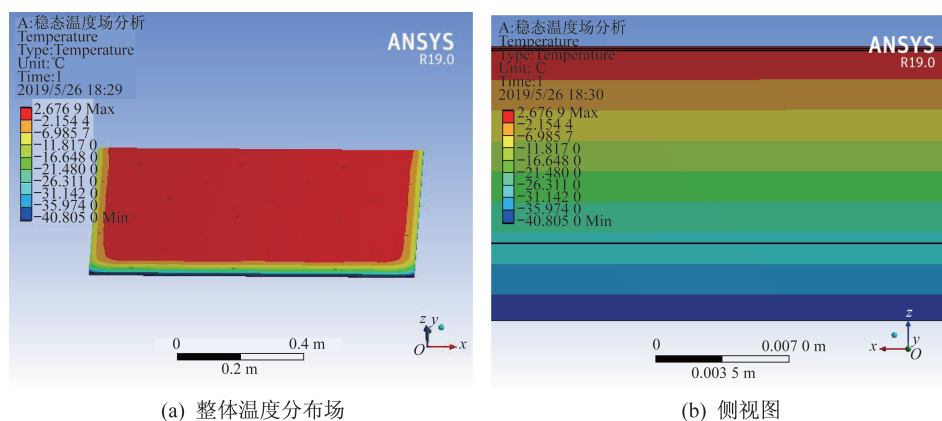


图 5 温度分布

Fig.5 Temperature distribution

在电池片密集处达到最高温度 2.7°C , 表面温度 -40.8°C , 相差 43.5°C , 达到项目要求。从侧视图上看, ETFE+POE+电池层都处于较高的温度范围, 第 1 层 PI 泡沫呈现较大的温度梯度。边缘及角落处的电池片有一定温度差, 最大约 24.5°C 。电池片的温度分布场如图 6 所示。

发现当空气对流系数不同时, 对温度分布趋势没有影响, 对最终的模拟结果有一定影响。主要体现在最高温度的变化上, 见表 2, 其结果均符合项目要求(前后表面温差大于 35°C)。

表 2 不同对流系数模拟结果

Tab.2 Simulation results of different convection coefficients

对流系数/ $(\text{W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot^{\circ}\text{C}^{-1})$	0	1.6	2.6
最高温度/ $^{\circ}\text{C}$	2.7	-2.6	-5.6
前后温度差/ $^{\circ}\text{C}$	43.5	37.4	34.4

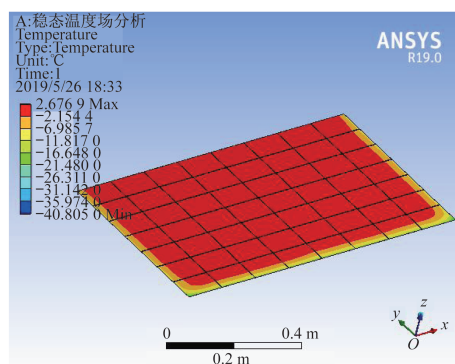


图 6 电池片的温度分布场

Fig.6 Temperature distribution field of the solar cell

3.2 瞬态温度场模拟

热通量设定为 889.6 W/m^2 , 热辐射系数为 0.89, 初始温度采用环境温度 -70°C 进行瞬态温度场分布。模拟结果表明, 组件模型在 0.07 s 后即可达到稳态, 如图 7 所示。因此, 可认为太阳电池组件

一直工作在稳态,忽略组件的瞬态变化。

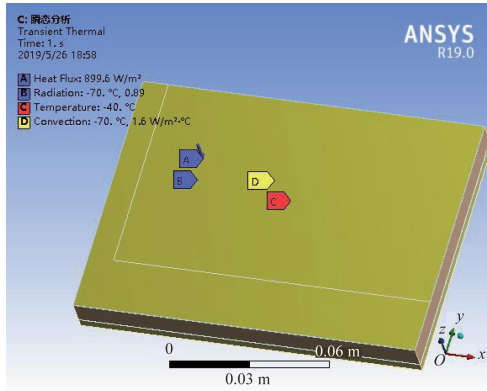
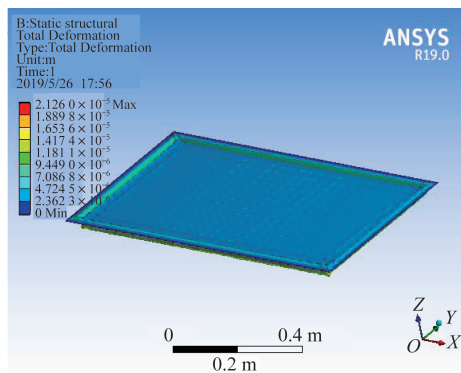


图 7 瞬态模拟参数设置图

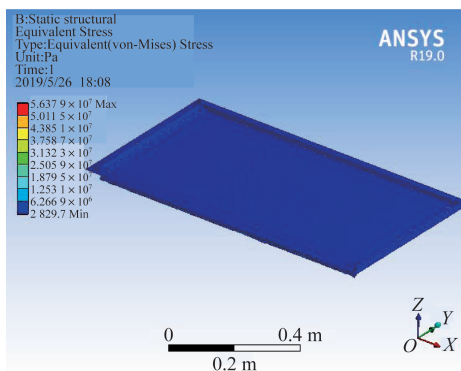
Fig.7 Diagram of transient simulation parameter setting

4 热应力场的模拟分析

在稳态应力和瞬态温度模拟中,采用中间值 $1.6 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot ^\circ\text{C}^{-1}$ 的空气对流系数,整体的应力和形变如图 8 所示。由于电池片区域是组件的主要发热区域,同样得到了电池区域的应力场,如图 9 所示。形变的整体侧视图如图 10 所示。



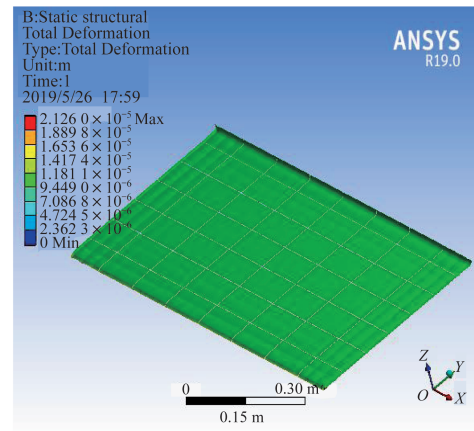
(a) 整体形变



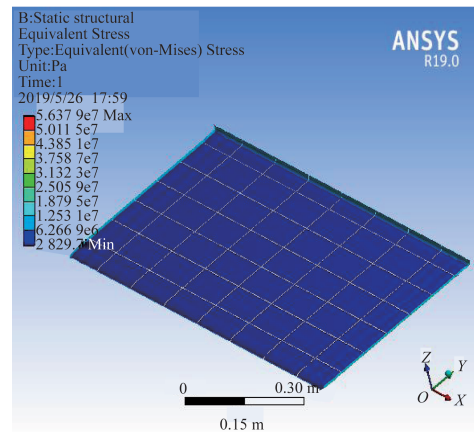
(b) 等效应力

图 8 整体应力场

Fig.8 Global stress field



(a) 电池片形变



(b) 电池片等效应力

图 9 电池片应力场

Fig.9 Cell stress field

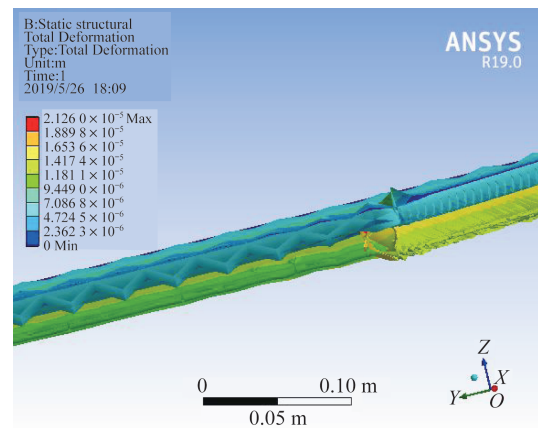


图 10 形变整体侧视图

Fig.10 Deformation overall side view

最大形变值 $2.12 \times 10^{-5} \text{ m}$ 出现在 POE 层角落处,可认为是模拟极端值。从平均值看,最大的形变出现在 POE 与电池层,为 $(0.944 \sim 1.180) \times 10^{-5} \text{ m}$;其次为碳纤维层,为 $(7.1 \sim 9.4) \times 10^{-6} \text{ m}$ 。等效

应力基本维持在较低水平,但在 ETFE 和碳纤维层边缘处出现平均最大值,约为 18.8 MPa 以下。当然,这与模拟时施加应力的约束条件有关,本次模拟采用的边界条件是 ANSYS 系统添加的弱弹簧约束。

5 结束语

本文通过建立高空气球光伏组件的结构模型和热传导的数学模型,分析得到电池组件的产热量为 $899.6 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ 。在此产热基础上,仿真模拟得到了组件在不同对流系数 ($0, 1.6, 2.6 \text{ m}^2 \cdot ^\circ\text{C}$) 下的温度场分布,得到组件在不同对流系数下的前后表面温度差分别为 $43.5, 37.4, 34.4 \text{ }^\circ\text{C}$, 均符合前后表面温差在 $35 \text{ }^\circ\text{C}$ 以上的项目要求;接着选取对流系数为 $1.6 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot ^\circ\text{C}^{-1}$, 进行耦合应力场分析,得到电池组件的等效应力和形变量,结果显示主要的平均形变集中在 POE 和电池层中,为 $(0.944 \sim 1.180) \times 10^{-5} \text{ m}$, 在可接受范围内。仿真结果对于高空气球供电组件的结构优化和工作状态的掌控具有指导意义,为后续的结构参数选取工作提供参考方案。但出于简化计算量的考虑,此次模拟对于组件的结构及层与层之间的连接方式(采用直接绑定的连接方式)进行了简化处理,未模拟计算在光照角度和高空气球位置变化的瞬态应力场变化。此次分析目的是:在满载稳态的条件下,温度和应力在允许范围内,后续的研究可对物理模型尺寸和组件各层之间的连接方式进行优化处理,对不同光照的角度及强度进行瞬态模拟,进而更准确地掌握高空气球供电组件的状态。

参考文献

[1] CATHEY H. Advances in the thermal analysis of scientific balloons [C]// 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston USA: AIAA, 1996;

- 15-18.
- [2] GASBARRE J F, WRIGHT H S, LEWIS M J. A Design Comparison of Atmospheric Flight Vehicles for the Exploration of Titan [C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston, USA: AIAA, 2005: 6235.
- [3] 王晓亮, 单雪雄. 平流层飞艇空气动力估算[J]. 力学季刊, 2006, 27(2): 295-304.
- [4] 杨跃能, 郑伟, 闫野, 等. 平流层飞艇飞行模态分析[J]. 国防科技大学学报, 2015, 37(4): 57-64.
- [5] 杨威, 毛龙. 基于 ANSYS 的气体发生器处于非稳态温度与应力[J]. 固体火箭技术, 2019, 42(2): 164-170.
- [6] 蒙航. 航天用高压电源模块热电耦合仿真及虚拟可靠性评估[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
- [7] 李鹏飞. 红外焦平面探测器热-应力耦合分析[D]. 洛阳: 河南科技大学, 2014.
- [8] 刘春阳. 平流层飞艇太阳能电池建模与验证[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2014.
- [9] 史君海, 朱新坚, 隋升. 平流层飞艇表面接收太阳能的建模与分析[J]. 计算机仿真, 2007, 24(8): 64-67.
- [10] 姚伟, 李勇, 范春石, 等. 复杂热环境下平流层飞艇高空驻留热动力学特性[J]. 宇航学报, 2013, 34(10): 1309-1315.
- [11] 刘婷婷, 麻震宇, 杨希祥, 等. 太阳能电池对平流层飞艇热特性的影响分析[J]. 宇航学报, 2018, 39(1): 35-42.
- [12] 马光远, 吕明云, 李珺. 平流层太阳能电池热性能数值模型[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(28): 154-159.
- [13] 邢道明. 平流层飞艇浮空器热特性及其热力学效应数值仿真研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2018.
- [14] 张宇, 谢炜程, 王晓亮. 平流层飞艇螺旋桨布局对蒙皮表面对流换热系数影响数值仿真研究[J]. 装备环境工程, 2020, 17(1): 25-30.
- [15] 张敏. 平流层飞艇器温度及红外辐射特效研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2015.
- [16] 赵新路. 平流层飞艇总体设计优化方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.