

不同热控涂层的飞艇散热器 Fluent 仿真分析

张翼 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:为了分析不同热控涂层的性能,采用 Fluent 模拟了临近空间飞艇上小型散热器在 20 km 高空的热平衡状态。散热器分别使用 S781 白漆、S956 灰漆及 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物热致变材料作为热控涂层,使用 UDF (User defined function) 编码对热控涂层设置随涂层温度变化的发射率。经过模拟计算,得到了在太阳垂直照射与无太阳辐射两种极端情况下不同热控涂层散热器的温度分布。仿真结果得出在太阳垂直照射下,使用 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物作为热控材料散热器的锂电池温度处于最佳工作温度范围,但其在太阳垂直照射与无太阳辐射情况下电源的平均温度温差为 8.89 K,略大于 S781 白漆的温差 6.57 K。模拟中, $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 热致变材料发射率变化较小,约为 0.11,垂直照射时温度最高的散热区域发射率可达到 0.8,无太阳辐射时温度最低的散热区域约为 0.69。

关键词:热控涂层;S781 白漆;S956 灰漆; $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$;Fluent;UDF

中图分类号:V19 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2018)S1-0086-06

Fluent Simulation Analysis of Airship Radiator with Different Thermal Control Coatings

ZHANG Yi, LI Yunze

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

Abstract: In order to contrast the properties of diverse thermal control coatings, Fluent is used to simulate the thermal balance of small radiators in the near space at a height of 20 km. Respectively, S781 white coating, S956 gray coating and $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ compound thermotropic materials are used as the thermal control coatings of the radiator. The UDF (User defined function) code is employed in setting the emissivity of the thermal control coating which varies with the change of temperature. Through the simulation, the temperature distribution of radiators in two extreme conditions, vertical solar radiation and no solar radiation, is obtained. The simulation results show that the temperature of the lithium battery of the radiator using the $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ compound as a heat-control material is within the optimum working temperature range under the vertical solar radiation. But its difference of the power's average temperature in two situations is 8.89 K, larger than that of S781 white coating 6.57 K. During the simulation, the emissivity of $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ thermochromic material has a small change of about 0.11, and the emissivity of the highest temperature in heat dissipating region can reach 0.8 in vertical irradiation condition, while 0.69 at the lowest temperature in no solar radiation circumstance.

Key words: thermal control coating; S781 white coating; S956 gray coating; $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ thermochromic material; Fluent; UDF

热控系统在航天器系统起着基础性的作用,它控制航天器内部与外部环境的热量交换,使航天器

收稿日期:2018-03-23;修订日期:2018-05-30

通信作者:李运泽,男,教授,博士生导师,E-mail:buaalyz@163.com。

引用格式:张翼,李运泽.不同热控涂层的飞艇散热器 Fluent 仿真分析[J].南京航空航天大学学报,2018,50(S1):86-91. ZHANG Yi, LI Yunze. Fluent simulation analysis of airship radiator with different thermal control coatings[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(S1): 86-91.

储能电源、控制元件及仪器的热平衡温度处于要求的范围之内。锂离子电池由于其环保性能好,循环寿命长,功率重量比高^[1-2],操作和存储温度范围大(-20~+40℃)^[3-4]等优势广泛应用于通信卫星、空间飞行器以及国际空间站。但是,锂离子电池的工作性能在很大程度上取决于其温度水平。相关研究指出,锂离子电池的最佳工作温度范围为25~40℃^[5],超过45℃电池性能就会下降,不均匀的温度分布和低温也会降低电池容量^[6]。太空电池通常是在现有应用中进行真空封装,太空电池常用的热管理方法是将暴露于深空的电池组直接固定在散热表面上^[7]。封装内部的热传导和热辐射,电池外壳内部的传热流动如图1所示。

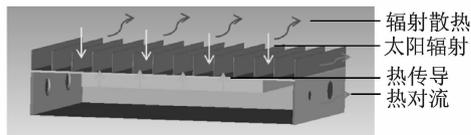


图1 空间飞艇散热器热平衡模型

Fig.1 Airship radiator thermal equilibrium model

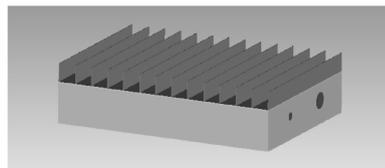
为了调整辐射表面热辐射性能从而达到热控制目的,常常在辐射表面喷涂热控涂层。热控涂层是卫星、航天器及空间站热控系统的重要组成部分^[8],其原理是通过调节飞行器散热表面的太阳吸收率 α_s 和发射率 ϵ 来调节物体的热量平衡。有机漆是应用最广泛的一种热控涂层,S781白漆是中国自行研制的一种性能优异的热控涂层,曾用于国内某些型号的飞行任务中,研究表明紫外线照射、质子辐照是影响白色热控涂层的太阳吸收率的重要因素^[9-12]。为了满足在所有任务阶段航天器热控制,保持机载电池和器件性能的需要,研制了许多热控涂层材料。 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 材料由于在室温发生金属-介质相的突变而引起热发射率的突变的性能,引起广泛关注^[13-14]。尤其是, $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 材料可以通过用 Sr^{2+} 代替 La^{3+} 从 LaMnO_3 中获得,改变其温度和 Sr^{2+} 的摩尔比,它们显示出各种热性能变化。然而,这种材料对短波太阳辐射能量有超过0.8的吸收率,严重限制了在航天热控制方面的应用。近年来,刘广平等^[15]针对在太阳辐射波段吸收率问题提出了有效方法:应用一维微结构阻止太阳辐射能量到达其表面。应用一维微结构降低材料在太阳辐射波段的吸收,可以使 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 型热致变材料在太阳辐射波段的吸收率被降至0.15。

本文使用Fluent模拟了20 km临界空间飞艇小型散热器分别使用S781白漆、S956灰漆、 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物热致变材料作为热控涂层的

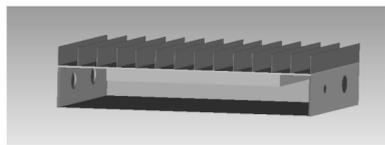
温度分布,对不同喷漆的效果进行对比分析。

1 仿真模型及预处理

临界空间小型散热器模型主要由电源、散热片、散热外壳及垫板组成如图1和图2所示。其中,电源部分简化为一个进行了封装的长方体,如图2(c),散热片及散热外壳为喷涂有机漆的散热翅片。



(a) Near space small radiator simplified model



(b) Cutaway view of near space small radiator simplified model



(c) Power battery package

图2 飞艇小型散热器模型

Fig.2 Airship small radiator model

使用ICEM对散热器进行了网格划分如图3所示,模型采用非结构四面体网格进行划分,并对翅片及散热外壳减小网格尺寸,使网格更加细化,网格数约为2 900 000个。

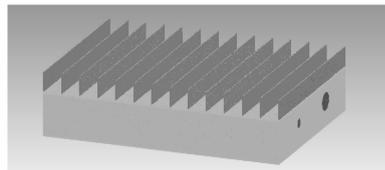


图3 飞艇小型散热器简化模型的网格划分

Fig.3 Mesh reduction of airship small radiator simplified model

2 临近空间小型散热器边界条件参数计算

散热器在临近空间(20 km高度)为平流层空域,外热流组成主要有:散热器吸收的太阳能辐射、散热器向外的红外辐射、散热器外表面对流换热、以及散热器自身发热。由以上各部分热量构成散热器整体的稳态(温度变化为0时)平衡方程,平衡

方程为

$$Q_s + Q_{IR} + Q_c + Q = 0 \quad (1)$$

式中: Q_s 为散热器吸收的太阳辐射, Q_{IR} 为散热器表面向外的红外辐射, Q_c 为散热器外表面的对流换热, Q 为散热器自身发热量。

散热器吸收的太阳辐射热流为

$$Q_s = \alpha_s I_s A_p \quad (2)$$

散热器表面辐射热流为

$$Q_{IR} = -\varepsilon \sigma T^4 A \quad (3)$$

散热器外表面对流换热为

$$Q_c = h_c A (T_{atm} - T) \quad (4)$$

式中: α_s 为太阳吸收率, ε 为表面发射率, A 为表面积, A_p 投影面积, σ 为 Boltzman 常数(其值为 $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$), I_s 为太阳辐射强度, h_c 为对流表面传热系数, T 为散热器的温度, T_{atm} 为大气温度。

2.1 太阳辐射强度的计算

对于绕日运行的太阳系行星而言,地-日距离在一年内发生变化,太阳辐射能在一年内不同时间的变化可写为

$$I_0 = S_0 \left(\frac{1 + e \cos \alpha}{1 - e^2} \right)^2 \quad (5)$$

式中:轨道偏心率 $e = 0.0167$, 太阳常数 $S_0 = 1367 \text{ W}/\text{m}^2$, 日角 α 定义为近日点为 0° , 每天增加 0.98° 。

经过大气衰减后的太阳辐射强度为

$$I_s = \tau_{atm} I_0 \quad (6)$$

式中 τ_{atm} 为太阳辐射透射率

假设:近日点(1月3日)这天日角 $\alpha = 0^\circ$, 则 $e = 0.0167$, $S_0 = 1367 \text{ W}/\text{m}^2$ 。这一天的太阳辐射能为

$$I_0 = S_0 \left(\frac{1 + e \cos \alpha}{1 - e^2} \right)^2 =$$

$$1367 \times \left(\frac{1 + 0.0167 \cos 0}{1 - 0.0167^2} \right)^2 \approx 1413.83 \text{ (W}/\text{m}^2)$$

经过衰减后的太阳辐射强度为

$$I_s = \tau_{atm} \cdot I_0 = 0.90762 \times 1413.83 \approx 1283.22 \text{ (W}/\text{m}^2)$$

黑漆太阳辐射吸收率约为 0.9, 白漆太阳辐射吸收率 0.17, 应用一维微结构的 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 型热致变材料吸收率为 0.15。散热器的几何尺寸为长 0.248 m, 宽 0.18 m。

投影面积=散热器上表面积, 即

$$A_p = A = 0.248 \times 0.18 = 0.04464 \text{ (m}^2)$$

则有黑漆吸收的太阳辐射热量为

$$Q_s = \alpha_s I_s A_p = 0.9 \times 1283.22 \times 0.04464 = 51.55 \text{ (W)}$$

白漆吸收的太阳辐射热量为

$$Q_s = \alpha_s I_s A_p = 0.17 \times 1283.22 \times 0.04464 = 9.74 \text{ (W)}$$

$\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 型热致变材料吸收的太阳辐射热量为

$$Q_s = \alpha_s I_s A_p = 0.15 \times 1283.22 \times 0.04464 = 8.59 \text{ (W)}$$

2.2 对流换热表面传热系数计算

外部环境的风速为 3 m/s, 对流换热的形式可判断为强迫对流换热, 散热器的几何尺寸为:长 0.248 m, 宽 0.18 m, 则特征长度 $D = 0.248 \text{ m}$ 。强迫对流层流换热的对流换热系数的表达式为

$$h_c = \frac{\lambda_{air}}{D} \cdot (0.664 \cdot Re^{0.5} Pr^{0.5}) \quad (7)$$

式中: λ_{air} 为飞行高度下大气的导热系数(计算式如下), D 为换热表面的特征长度, Re 为雷诺数。

$$h_c = \frac{\lambda_{air}}{D} \cdot (0.664 \cdot Re^{0.5} Pr^{0.5}) =$$

$$\frac{0.01952(0.664 \times 4614.4^{0.5} \times 0.73375^{0.5})}{0.248} \approx 3.041$$

散热器散热翅片及壳体的总面积为 0.189716 m^2 , 则散热器外表面对流换热量

$$Q_c = h_c S (T_{atm} - T) =$$

$$3.041 \times 0.189716 \times (216.15 - T) = 0.5769 \times (216.15 - T)$$

2.3 散热器向外辐射的热流

黑漆和白漆的发射率相近, 约为 0.87, 则散热器向外辐射的热流为

$$Q_{IR} = -\varepsilon \sigma T^4 S =$$

$$-0.87 \times 5.67 \times 10^{-8} \times 0.189716 \times T^4 = -9.3585 \times 10^{-9} \cdot T^4 \text{ (W)}$$

$\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 型热致变材料的发射率随温度的变化如图 4 所示。

随着温度的升高, $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 型热致变材

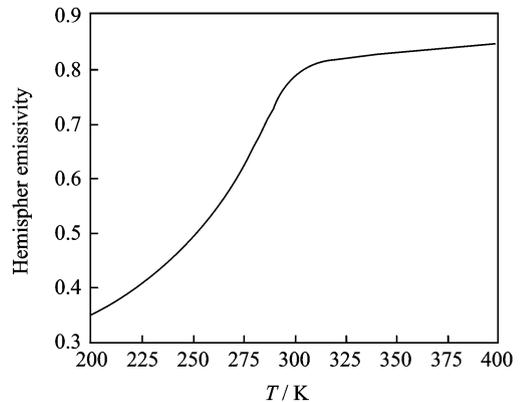


图 4 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 型热致变材料发射率随温度变化曲线

Fig. 4 Emissivity of $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ thermotropic materials

料的发射率先线性增长,并在 300 K 处增速逐渐缓慢,发射率最终稳定在 0.85 左右。本文使用 Fluent 中的 UDF 功能对散热表面加载随温度变化的发射率,使仿真计算更精确。

2.4 散热器的热源发热量

模拟中假设散热器的热源发热量为 80 W,热源的尺寸为长 0.17 m,宽 0.12 m,高 0.015 m,则热源的体积为

$$V = 0.17 \times 0.12 \times 0.015 = 3.06 \times 10^{-4} (\text{m}^3)$$

热源单位体积的发热功率为

$$q = \frac{Q}{V} = \frac{80}{3.06 \times 10^{-4}} = 261\,438 (\text{W}/\text{m}^3)$$

2.5 环境条件

散热器外界环境温度为 216.15 K,大气压力为 $P_a = 5\,500 \text{ Pa}$,密度为 $\rho = 0.088 \text{ kg}/\text{m}^3$ 。两侧开孔设置为黑体,与外界进行辐射换热。

3 仿真结果及分析

利用 Fluent 软件,对临近空间小型散热器散热板分别使用 S781 白漆、S956 灰漆、 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物材料智能涂层作为热控涂层进行了模拟,得到了散热器在受到太阳垂直照射与无太阳辐射的情况下的温度分布。图 5 为 S781 白漆为热控涂层时太阳垂直照射的温度分布,热源与散热翅片接触的热源上表面的中心温度最高,散热表面翅片平均温度呈现中心翅片温度高,两侧温度低的分布。

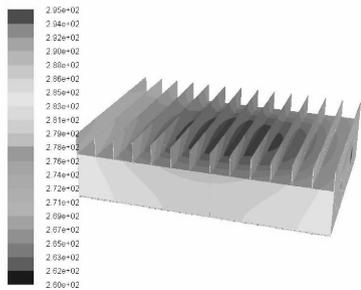


图 5 太阳垂直照射,喷涂 S781 白漆散热器温度场分布

Fig. 5 Temperature field distribution of S781 white coating radiator under vertical solar radiation

喷涂不同热控涂层下电源的最高温度与最低温度如图 6 所示。在太阳垂直照射下,喷涂 S956 灰漆的散热器电源温度最高温度达到 321.36 K (48.21 °C),超过电池的工作温度,喷涂 S781 白漆、 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物材料的电池最高温度分别为 295.35 K (22.2 °C)、304.71 K (31.56 °C),均满足电池的工作温度范围,但喷涂 S781 白漆的散热器电源温度并不能达到锂电池的最佳工作温度。虽然 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物材料的吸收率 0.15 略

小于 S781 白漆,但使用 S781 白漆的电源温度明显低于 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物材料,可能由于 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物材料热平衡时的发射率低于 S781 白漆的发射率所致。

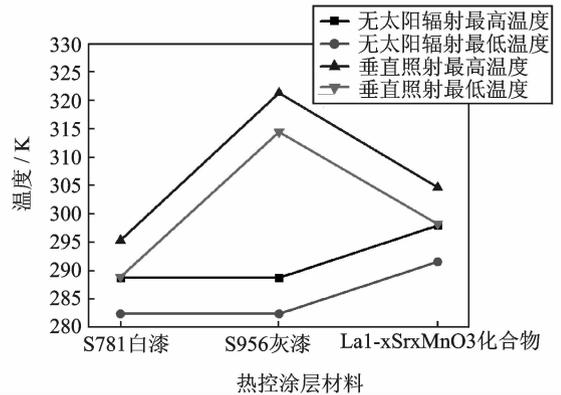


图 6 不同热控涂层下电源的最高温度与最低温度

Fig. 6 The highest temperature and the lowest temperature of the power with different thermal control coatings

对于散热器翅片温度,中间翅片根部的与根尖的温差明显大于两边翅片的温差,而且使用 S956 灰漆涂层的翅片平均温度大于使用 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物材料涂层的温度,以及使用 S781 白漆涂层的温度,如图 7 和图 8 所示。

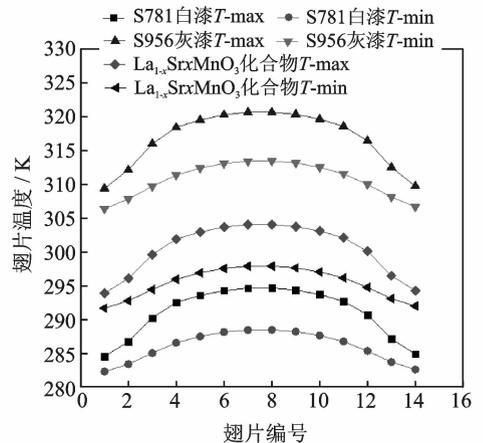


图 7 垂直辐射下,不同热控涂层下翅片的最高温度与最低温度

Fig. 7 The highest temperature and the lowest temperature of the fins under the vertical radiation

在无太阳辐射下,S781 白漆与 S956 灰漆的发射率相同,其热平衡状态相同。 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物材料电源与翅片的平均温度均高于 S781 白漆与 S956 灰漆。

无太阳辐射与太阳垂直照射下,喷涂 S781 白漆、S956 灰漆、 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物材料智能涂层的散热器电源平均温度的温差分别为 6.57,

32.48, 8.89 K。喷涂 S781 白漆的电源在太阳垂直照射与无太阳辐射情况下温差更小, 可能由于 S956 灰漆白天过高的吸收率使其在太阳照射下温度明显升高, 而 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物材料虽然经过一维微结构优化后有低于 S781 白漆的吸收率, 但在模拟过程中其发射率最大只可达到 0.79, 较低的发射率可能是导致其温差大的原因。

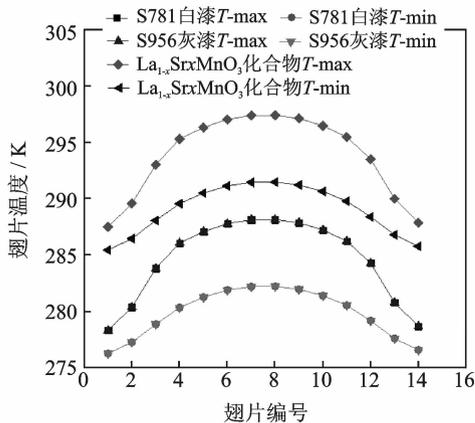


图8 无太阳辐射下,不同热控涂层下翅片的最高温度与最低温度

Fig. 8 The highest temperature and the lowest temperature of the fins without solar radiation

4 结 论

经过 Fluent 模拟结果的分析, 得出以下结论:

(1) 在太阳垂直照射的情况下, 喷涂 S781 白漆的散热器电源温度最低且低于锂电池的最佳工作温度; 喷涂 S956 灰漆的散热器电源温度最高温度达到 321.36 K (48.21 °C), 超过电池的工作温度; $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物材料作为热控材料的电源温度在 298.23~304.71 K (25.08~31.56 °C)。

(2) 在无太阳辐射的情况下, 喷涂 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物材料的散热器电源与翅片温度高于喷涂 S781 白漆、S956 灰漆, 且 3 种材料喷漆的散热器电源均处于正常工作范围温度, 但喷涂 S781 白漆、S956 灰漆的热平衡状态温度低于锂电池的最佳工作温度, 而喷涂 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物材料的散热器电源温度在 21 °C 左右最接近锂电池的最佳工作温度。

(3) 喷涂 S781 白漆的电源在太阳垂直照射与无太阳辐射情况下温差最小, 其次为使用 $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物热致变材料的散热器电源。

(4) 目前, $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ 化合物热致变材料尚处于不成熟阶段, 经过改变 Sr^{2+} 参杂百分比, 其发射率虽然可以在室温下发生改变, 但在模拟过程中其发射率改变前后的差值在 0.11 左右, 无太阳辐射与太阳垂直照射下电源平均温度的温差为

8.89 K, 并不能大幅度减少电源在无太阳辐射与太阳垂直照射下的温差以达到保护电源的效果。

参考文献:

- [1] Standard of IEC. Secondary lithium cell and batteries for portable applications—Part 1: Secondary lithium cell: IEC61960-2—2001[S]. USA: IEC, 2001.
- [2] ALTEMOSE G, HELLERMANN P, MAZZ T. Active cell balancing system using an isolated share bus for Li-Ion battery management: Focusing on satellite applications [C]//Systems, Applications and Technology Conference. [S. l.]: IEEE, 2011:1-7.
- [3] KELLY C O, FRIEND H D, KEEN C A. Li-ion satellite cell development: Past, present and future [J]. IEEE Aerospace & Electronic Systems Magazine, 1998, 13(6):21-25.
- [4] AZIZ Z A, MAZLAN M, SHAKIR K, et al. Lithium-ion for Pico satellites power system [C]//International Conference on Space Science and Communication. Negeri Sembilan, Malaysia: [s. n.], 2009.
- [5] ZHANG D, HARAN B S, DURAIRAJAN A, et al. Studies on capacity fade of lithium-ion batteries [J]. Journal of Power Sources, 2000, 91(2):122-129.
- [6] ZHANG T, GAO Q, WANG G, et al. Investigation on the promotion of temperature uniformity for the designed battery pack with liquid flow in cooling process [J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 116:655-662.
- [7] WANG S, LI Y, LI Y Z, et al. A forced gas cooling circle packaging with liquid cooling plate for the thermal management of Li-ion batteries under space environment [J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 123:929-939.
- [8] TRIBBLE A C, LUKINS R, WATTS E, et al. United States and Russian thermal control coating results in low earth orbit [J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2012, 33(1):160-166.
- [9] 刘宇明, 冯伟泉, 丁义刚, 等. S781 白漆在空间辐照环境下物性变化分析[J]. 航天器环境工程, 2007, 24(8):1673-1679.
LIU Yuming, FENG Weiquan, DING Yigang, et al. Study on the space radiation effects on S781 coatings [J]. Spacecraft Environment, 2007, 24(8):1673-1679.
- [10] RUTLEDGE S, BANKS B, DEVER J. International test program for synergistic atomic oxygen and VUV exposure of spacecraft materials [R]. Arcachon, France:[s. n.], 2000.
- [11] DEVER J A, PIETROMICA A J, STUEBER T J, et al. Simulated space vacuum ultraviolet (VUV) exposure testing for polymer films [R]. Reno, NV,

- United States:[s. n.], 2001.
- [12] ZENG Y, XIONG C, LIU W, et al. The effects of UV, electrons and protons on selection of binders and pigments for white thermal control coatings [C]// Proceedings of International Symposium on Materials in A Space Environment. 2003, 540:723-725.
- [13] URUSHIBARA A, MORITOMO Y, ARIMA T, et al. Insulator-metal transition and giant magnetoresistance in $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ [J]. Phys Rev B, 1995, 51(20):14103.
- [14] SHIMAZAKI K, TACHIKAWA S, OHNISHI A, et al. Radiative and optical properties of $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ ($0 \leq x \leq 0.4$) in the vicinity of metal-insulator transition temperatures from 173 to 413 K [J]. International Journal of Thermophysics, 2001, 22(5):1549-1561.
- [15] 刘广平, 宣益民, 李强, 等. 热致变色材料的吸收控制研究[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(7):1213-1215. LIU Guangping, XUAN Yimin, LI Qiang, et al. Absorption control of thermochromic materials[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(7):1213-1215.

(编辑:张黄群)